

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

«

»

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Салюк Олександр Олександрович

УДК 629.3.025.2

ДИСЕРТАЦІЯ
МЕТОДИКА ПРОЄКТУВАННЯ СИСТЕМ ПРОСТОРОВОЇ
СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЛАДНАННЯ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ

151 Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології

15 Автоматизація та приладобудування

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело.

_____ О.О. Салюк

Науковий керівник

Сущенко Ольга Андріївна,
доктор технічних наук, професор

Київ 2024

АНОТАЦІЯ

Салюк О.О. Методика проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії з галузі знань 15 «Автоматизація та приладобудування» за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології». – Державний університет «Київський національний інститут», Київ, 2024.

У дисертаційній роботі розглянуто питання вдосконалення систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів. Головною метою дослідження є створення сукупності методів та процедур проектування робастної системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, яка характеризується високим рівнем контролепридатності.

Актуальність теми досліджень. Проблема розробки нових систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів є актуальною в усьому світі. Створення високоточних систем стабілізації обладнання рухомих об'єктів, спроможних ефективно працювати в жорстких умовах реальної експлуатації, забезпечує сучасний рівень технічного розвитку країни.

Розв'язання задач просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів можливе за умови використання систем управління, побудованих на підставі сучасних науково-обґрунтованих підходів. Слід зазначити, що покращання характеристик інформаційно-вимірювальних пристроїв, що складають обладнання рухомих об'єктів, може виявитись марним без високоточної стабілізації основи, на якій вони встановлюються. Задача ускладнюється тим, що експлуатація згаданих вище інформаційно-вимірювальних пристроїв здійснюється в умовах руху об'єктів і супроводжується дією значних зовнішніх збурень. Так, експлуатація обладнання літальних апаратів супроводжується дією аеродинамічних збурень, обладнання морських рухомих об'єктів – дією збурень, зумовлених регулярними та нерегулярними морськими хвилюваннями, наземних рухомих об'єктів – дією нерівностей рельєфу доріг та місцевості.

Слід зазначити, що розроблена методика просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів орієнтована на початкові етапи проєктування системи (попереднє та ескізне проєктування). Саме тому вона є вкрай важливою для забезпечення високої якості проєктованої системи, адже усування похибок проєктування після створення апаратної реалізації системи є складним, потребує багато коштів та часу, а іноді взагалі неможливе.

Таким чином актуальність дисертаційної роботи зумовлена необхідністю досягнення високої точності стабілізації обладнання рухомих об'єктів в складних умовах реальної експлуатації. Під обладнанням розуміють інформаційно-вимірювальні системи та пристрої спостереження. Розроблена сукупність методів та процедур забезпечить високу якість їх функціонування та відповідно сприятиме ефективності розв'язання багатьох функціональних задач.

В першому розділі роботи виконано аналіз основних прикладних застосувань платформних систем просторової стабілізації, визначено особливості проєктування таких систем та виконано постановку задачі дослідження.

У другому розділі представлено вдосконалений математичний опис систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів. Відповідно представлені математичні описи одновісної, двовісної та тривісної систем стабілізації. Представлені детальні математичні описи окремих пристроїв, що входять до системи просторової стабілізації обладнання наземних рухомих об'єктів. Запропоновано об'єднану модель об'єкта стабілізації та двигуна, що є актуальним для багатомасових систем. У математичних описах систем багатовісної стабілізації акцент робиться на описах у просторі станів з урахуванням взаємозв'язків між каналами.

У третьому розділі представлено метод синтезу структури контролепридатної системи стабілізації. Визначено узагальнений показник контролепридатності з урахуванням важливості його складових та принципи узагальненого формалізованого опису структури системи. Запропоновано підхід до визначення допустимих значень параметрів системи із урахуванням інструментальної та методичної складових достовірності контролю. Запропоновано вдосконалений метод робастної параметричної оптимізації системи просторової стабілізації на основі змішаного

H_2/H_{∞} підходу шляхом введення додаткової штрафної функції, яка враховує вимоги до стійкості до найбільш важливих характеристик систем досліджуваного типу.

У четвертому розділі представлено сукупність методів та процедур проектування системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, включаючи метод синтезу структури контролепридатної системи та вдосконалений метод параметричного синтезу робастної системи, а також процедури вибору основних складових системи просторової стабілізації, визначення допустимих параметрів, моделювання основних складових та синтезованої системи та вдосконалену процедуру адаптивної фільтрації.

Наукова новизна отриманих результатів. Основний науковий результат роботи полягає в розробці сукупності методів та процедур проектування робастної системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, яка характеризується високим рівнем контролепридатності, на підставі теорії автоматизованого проектування, сучасної теорії управління і математичного та імітаційного моделювання. Відмінними особливостями системи є придатність до контролю та можливість забезпечення високої точності стабілізації в складних умовах реальної експлуатації під час дії збурень.

Наукова новизна визначається наступними положеннями.

1. Вперше розроблено сукупність методів та процедур проектування робастних систем просторової стабілізації, які відрізняються від відомих тим що, вони побудовані на основі нового способу оцінки здатності системи до контролю та модифікованої теорії робастної оптимізації, що забезпечує підвищення точності та надійності систем стабілізації в умовах параметричних та координатних збурень.

2. Вперше запропоновано метод синтезу структури контролепридатних систем просторової стабілізації який відрізняється від відомих тим що використовує модифіковану метрику з урахуванням контролепридатності системи, що підвищує надійність систем та їх стійкість до відмов.

3. Вдосконалено метод робастного параметричного синтезу систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, за рахунок введення додаткової штрафної функції, на основі основних показників якості системи.

4. Отримав подальший розвиток математичний опис систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів на основі урахування нелінійностей притаманних реальних систем та розроблення математичних описів у просторі станів для багатовісних систем стабілізації.

Практичне значення отриманих результатів полягає у застосуванні розроблених методів та процедур при створенні перспективних систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів. Практичні результати є такими.

1. Розроблено процедуру визначення допустимих значень параметрів системи на основі аналізу інструментальної та методичної достовірностей контролю.

2. Виконано моделювання синтезованої системи у різних режимах її роботи, у тому числі з урахуванням збурень.

3. Розроблено процедуру обробки сигналів датчика кутової швидкості за рахунок введення адаптації на основі нерекурсивного фільтру, реалізованого на нейромрежі із часовою затримкою, що підвищує точність стабілізації в умовах експлуатації.

Розроблені методи та процедури суттєво скорочують терміни проектування та зменшують його трудомісткість, що призводить до значного економічного ефекту. При цьому підвищується конкурентоздатність проєктованих систем.

Таким чином в представлений роботі розв'язана наукова проблема, яка має велике значення для приладобудування України і полягає в проєктуванні систем просторової стабілізації інформаційно-вимірювальних систем та пристроїв спостереження, що зберігають високі показники якості в умовах інтенсивних збурень під час експлуатації рухомих об'єктів.

Дослідження проведено згідно науково-дослідної роботи «Розроблення інтегрованої системи управління польотом групи дронів», № Держреєстрації 0121U109490, яка фінансувалась за рахунок державного бюджету Міністерства освіти і науки України на 2021, 2022 рр.

Результати даної дисертаційної роботи використані Приватним акціонерним товариством «РАМЗАЙ» під час створення системи стабілізації приладового обладнання, призначеного для експлуатації на безпілотному літальному апараті. Результати роботи також впроваджені на АТ «ЕЛМІЗ» для моделювання гіроскопічних систем.

Результати даної дисертаційної роботи запроваджено у навчальний процес кафедри як матеріал лекцій та практичних занять з дисциплін «Проектування пристроїв та систем управління» та «Експериментальні випробування та дослідження складних систем», «Оптимальні системи керування літальними апаратами та рухомими об'єктами», а також в бакалаврських та магістерських дипломних роботах для студентів спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології». Дані про впровадження підтверджено відповідними документами.

Отримані результати можуть бути корисними для проектування систем стабілізації широкого класу.

Ключові слова: кутова швидкість, гіроскоп, система автоматичного керування, точність, закони керування, інерціальні датчики, методичні та інструментальні похибки, ПД-регулятор, генетичний алгоритм, об'єкт керування, функціонал якості, передатні функції, просторове положення; платформа, стохастична стабілізація, ваговий коефіцієнт, обчислювальний метод, рухомі об'єкти, оптимізація, моделювання, синтез системи керування, стохастична стабілізація, ймовірність, керуючі сили і моменти, випадкові збурення.

ABSTRACT

Saluyk O.O. Method of Designing Systems for Spatial Stabilizing Equipment of Moving Vehicles. – Qualifying scientific work on manuscript rights

Dissertation for obtaining the scientific degree of Doctor of Philosophy in field of study “Automation and Instrumentation” of specialty 151 “Automation and Computer-integrated Technologies”. – State University "Kyiv Aviation Institute", Kyiv, 2022.

The issue of improving systems of spatial stabilization of equipment of moving objects is considered in the dissertation. The main goal of the research is to create a set of methods and procedures for designing a robust system of spatial stabilization of equipment of moving objects, which is characterized by a high level of controllability.

Relevance of the topic of research. The problem of developing new systems for spatial stabilization of equipment of moving objects is relevant throughout the world. The creation of high-precision systems for stabilizing the equipment of moving objects, capable of working effectively in harsh conditions of real operation, ensures the modern level of technical development of the country.

Solving the problems of spatial stabilization of the equipment of moving objects is possible under the condition of using control systems built on the basis of modern science-based approaches. It should be noted that improving the characteristics of information-measuring devices that make up the equipment of moving objects may be useless without high-precision stabilization of the base on which they are installed. The task is complicated by the fact that the operation of the information and measurement devices mentioned above is carried out in the conditions of the movement of objects and is accompanied by the action of significant external disturbances. Thus, the operation of aircraft equipment is accompanied by the action of aerodynamic disturbances, the equipment of marine mobile objects is accompanied by the action of disturbances caused by regular and irregular sea waves, and the action of ground mobile objects is accompanied by the action of road and terrain irregularities.

It should be noted that the developed technique of spatial stabilization of the equipment of moving objects is focused on the initial stages of system design (preliminary and sketch design). That is why it is extremely important to ensure the high quality

of the designed system, because the elimination of design errors after the creation of the hardware implementation of the system is difficult, requires a lot of money and time, and sometimes is impossible at all.

Thus, the relevance of the dissertation work is determined by the need to achieve high accuracy of equipment stabilization of moving objects in difficult conditions of real operation. Equipment means information and measurement systems and surveillance devices. The developed set of methods and procedures will ensure the high quality of their functioning and, accordingly, contribute to the efficiency of solving many functional tasks.

In the first chapter of the dissertation, an analysis of the main applied applications of platform spatial stabilization systems was performed, the design features of such systems were determined, and the research problem statement was performed.

The second chapter presents an improved mathematical description of spatial stabilization systems for equipment of moving objects. Accordingly, mathematical descriptions of uniaxial, biaxial and triaxial stabilization systems are presented. Detailed mathematical descriptions of individual devices included in the system of spatial stabilization of the equipment of land mobile objects are presented. A unified model of the stabilization object and the engine is proposed, which is relevant for multi-mass systems. In mathematical descriptions of multi-axis stabilization systems, emphasis is placed on descriptions in the space of states, taking into account the relationships between channels.

The third chapter presents the method of synthesis of the controllable stabilization system structure. A generalized indicator of controllability is defined, taking into account the importance of its components and the principles of a generalized formalized description of the system structure. An approach to determining the permissible values of the system parameters is proposed, taking into account the instrumental and methodical components of control reliability. An improved method of robust parametric optimization of the spatial stabilization system is proposed based on the mixed H_2/H_{∞} approach by introducing an additional penalty function that takes into account the requirements for stability to the most important characteristics of systems of the type under study.

The fourth chapter presents the main stages of the design methodology of the spatial stabilization system of the equipment of moving objects, including the selection of the main components of the spatial stabilization system, the adaptive filtering algorithm, the selection of the structure, modeling of the main components of the spatial stabilization system and the synthesized system.

Scientific novelty is determined by the following provisions.

1. For the first time, a set of methods and procedures for designing robust spatial stabilization systems has been developed, which differ from the known ones in that they are built on the basis of a new method of assessing the system's ability to control and a modified theory of robust optimization, which ensures an increase in the accuracy and reliability of stabilization systems in the conditions of parametric and coordinate perturbations.

2. For the first time, a method of synthesis of the structure of controllable spatial stabilization systems is proposed, which differs from the known ones in that it uses a modified metric taking into account the controllability of the system, which increases the reliability of the systems and their resistance to failures.

3. The method of robust parametric synthesis of systems of space-trough stabilization of equipment of moving objects has been improved, due to the introduction of an additional penalty function, based on the main quality indicators of the system.

4. Mathematical description of systems of spatial stabilization of equipment of moving objects received further development based on consideration of nonlinearities inherent in real systems and development of mathematical descriptions in the space of states for multi-axis stabilization systems.

The practical significance of the obtained results lies in the application of the developed methods and procedures in the creation of perspective systems of spatial stabilization of the equipment of moving objects. The practical results are as follows.

1. The procedure for determining the permissible values of system parameters based on the analysis of instrumental and methodical control reliabilities has been developed.

2. Simulation of the synthesized system in different modes of its operation, including taking into account disturbances, was performed.

3. A procedure for processing the signals of the angular velocity sensor has been developed, taking into account the introduction of adaptation based on a non-recursive filter implemented on a neural network with a time delay, which increases the accuracy of stabilization in operational conditions.

The developed methods and procedures significantly shorten the design period and reduce its labor intensity, which leads to a significant economic effect. At the same time, the competitiveness of the designed systems increases.

Thus, the presented work solves a scientific problem that is of great importance for instrument engineering in Ukraine and consists in the design of spatial stabilization systems of information and measurement systems and observation devices that maintain high quality indicators in conditions of intense disturbances during the operation of moving objects. objects

The study was carried out according to the research work "Development of an integrated flight control system of a group of drones", State Registration No. 0121U109490, which was financed from the state budget of the Ministry of Education and Science of Ukraine for 2021, 2022.

The results of this dissertation work were used by the Private Joint Stock Company "RAMZAY" during the creation of a stabilization system for instrument equipment intended for operation on an unmanned aerial vehicle. The results of the work were also implemented at JSC "ELMIZ" for modeling gyroscopic systems.

The results of this dissertation were introduced into the educational process of the department as material for lectures and practical classes in the disciplines "Design of devices and control systems" and "Experimental testing and research of complex systems", "Optimal control systems of aircraft and moving objects" , as well as in bachelor's and master's theses for students of specialty 151 "Automation and computer-integrated technologies". Implementation data is confirmed by relevant documents.

The obtained results can be useful for designing stabilization systems of a wide class.

Key words: angular speed, gyroscope, automatic control system, accuracy, control laws, inertial sensors, methodological and instrumental errors, PID controller, genetic algorithm, control object, quality function, transfer functions, spatial position; platform, stochastic stabilization, weighting factor, computational method, moving objects, optimization, modeling, control system synthesis, stochastic stabilization, probability, controlling forces and moments, random disturbances.

Список публікацій здобувача

Статті у фахових виданнях України

1. Sushchenko O.A., Golitsyn V.O., Salyuk O.O. Automated design of autonomous vector measuring instruments. Electronics and Control Systems. 2020. Vol. 2. No. 64. P. 80–86.

Особистий внесок Sushchenko O.A. Постановка задачі автоматизованого проєктування векторних автономних вимірювачів.

Особистий внесок Golitsyn V.O. Програмна реалізація процедур автоматизованого проєктування векторних автономних вимірювачів.

Особистий внесок Salyuk O.O. Алгоритмічне забезпечення процедур автоматизованого проєктування векторних автономних вимірювачів.

2. Sushchenko O.A., Salyk O.O., Yehorov S.H. Features of modelling stabilization digital system of ground vehicle equipment. Electronics and Control Systems. 2020. Vol. 3. No 65. P. 62–71.

Особистий внесок Sushchenko O.A. Опис системи стабілізації обладнання наземного рухомого об'єкта.

Особистий внесок Salyuk O.O. Моделювання цифрової системи стабілізації обладнання наземного рухомого об'єкта.

Особистий внесок Yehorov S.H. Підготовка даних до моделювання.

3. Sushchenko O.A., Salyk O.O., Yehorov S.H. Simulation of inertially stabilized platforms. Electronics and Control Systems. 2022. Vol. 3. No 73. P. 40–46.

Особистий внесок Sushchenko O.A. Характеристика інерціальних стабілізованих платформ.

Особистий внесок Salyuk O.O. Принципи моделювання інерціальних стабілізованих платформ.

Особистий внесок Yehorov S.H. Підготовка даних до моделювання.

4. Sushchenko O.A., Salyk O.O., Yehorov S.H. Principles of designing of inertially stabilized platforms. Electronics and Control Systems. 2022. Vol. 4. No 74. P. 44–50.

Особистий внесок Sushchenko O.A. Формулювання завдання.

Особистий внесок Salyuk O.O. Принципи проектування інерціальних стабілізованих платформ.

Особистий внесок Yehorov S.H. Підготовка даних до моделювання.

5. Sushchenko O.A., Salyuk O.O. Designing control laws in tracking and stabilization loops of inertially stabilized platforms. Electronics and Control Systems. 2023. Vol. 1. No 75. P. 61–67.

Особистий внесок Sushchenko O.A. Характеристика режимів наведення та стабілізації системи просторової стабілізації.

Особистий внесок Salyuk O.O. Процедури синтезу законів управління в контурах наведення та стабілізації систем просторової стабілізації.

6. Sushchenko O.A., Salyuk O.O. H2/Hinf Optimization of system for stabilization of moving vehicles equipment using two types of penalty functions. Electronics and Control Systems. 2023. Vol. 2. No 76. P. 61–67.

Особистий внесок Sushchenko O.A. Характеристика робастних систем та основних підходів до їх оптимізації.

Особистий внесок Salyuk O.O. Змішана робастна параметрична H2/Hinf-оптимізація системи стабілізації обладнання рухомих об'єктів з штрафними функціями двох типів.

7. Salyuk O.O. Mathematical description of systems for space stabilization of equipment assigned for operation on moving vehicles. Electronics and Control Systems. 2023. Vol. 3. No. 77. P. 53-59.

8. Sushchenko O.A., Salyuk O.O., Yehorov S.H. Researching indices of reliability of navigation parameters meters checking Electronics and Control Systems. 2023. No. 4. P. 64-70.

Особистий внесок Sushchenko O.A. Аналіз виразів для інструментальної достовірності контролю.

Особистий внесок Salyuk O.O. Процедура визначення допустимих параметрів системи у взаємозв'язку з показниками вірогідності контролю навігаційних вимірювачів.

Особистий внесок Yehorov S.H. Побудування графічних залежностей.

9. Sushchenko O.A., Salyk O.O. Basic Stages of Technique for Designing Systems of Stabilization for Moving Vehicles Equipment. Electronics and Control Systems. 2024. Vol. 1. No. 79. P. 32-38.

Особистий внесок Sushchenko O.A. Обґрунтування актуальності нових підходів до проектування систем стабілізації обладнання рухомих об'єктів.

Особистий внесок Salyuk O.O. Основні етапи методики проектування систем стабілізації обладнання рухомих об'єктів.

10. Sushchenko O.A., Salyk O.O. Synthesis of Robust System for Spatial Stabilization of Ground Vehicle Equipment. Electronics and Control Systems. 2024. Vol. 2. No. 80. P. 50-57.

Особистий внесок Sushchenko O.A. Особливості, переваги та недоліки робастних систем управління,

Особистий внесок Salyuk O.O. Процедура синтезу робастної системи просторової стабілізації обладнання наземних рухомих об'єктів.

Статті у виданні, яке включено до міжнародних наукометричних баз:

11. Sushchenko O., Salyk O. Approach to automated synthesis of structure for aircraft control system. Lecture Notes in Networks and Systems. 2023. Vol. 736. P. 73–83.

Особистий внесок Sushchenko O. Особливості синтезу автоматизованими засобами в проблематиці систем управління.

Особистий внесок Salyuk O. Синтез структури контролепридатної системи управління.

12. Sushchenko O., Bezkorovainyi Y., Salyk O., Yehorov S. Mathematical description of system for stabilization of aviation equipment in problems of synthesis and simulation. Lecture Notes in Networks and Systems. 2024. Vol. 992. P. 73–85.

Особистий внесок Sushchenko O. Актуальність використання математичних моделей в задачах синтезу та моделювання.

Особистий внесок Bezkorovainyi Y. Огляд можливостей програмної реалізації математичних моделей.

Особистий внесок Salyuk O. Математичні моделі системи стабілізації авіаційного обладнання, призначені для розв'язання задач синтезу та моделювання.

Особистий внесок Yehorov S. Підготовка даних для моделювання. Особистий внесок: методика синтезу структури системи управління.

Наукові праці, які додатково відображають наукові результати дисертації:

13. Sushchenko O.A., Golitsyn V.O., Saluyk O.O., Yehorov S.G. Automated procedures for design of measuring instruments of vector parameters. The Proceedings of IEEE 6th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control. (Kyiv, 20–23 October 2020), Kyiv, 2020. P. 89–92. ***Scopus***

14. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.M., Salyuk O.O. Modeling optimization process in design of robust systems. The Proceedings of 2021 IEEE 12th International Conference on Electronics and Information Technologies. (Lviv, 5–7 May 2021), Lviv, 2021. P. 208-211. ***Scopus***

15. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.M., Golitsyn V.O., Salyuk O.O. Thermal Calibration and Filtration of MEMS Inertial Sensors. The Proceedings of IEEE 17th International Conference on Perspective Technologies and Methods in MEMS Design. (Lviv 12–16 May 2021), Lviv, 2021. P. 188–192. ***Scopus***

16. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.M., Golitsyn V.O., Salyuk O.O. Mathematical Modeling of Non-orthogonal Measuring Device. The Proceedings of 11th International Conference on Advanced Computer Information Technologies. (Deggendorf, Germany, 15–17 September 2021), Deggendorf, 2021. P. 136–140 ***Scopus***

17. Sushchenko O.A., Melnyk, Y.V., Bezkorovainyi Y.N., Salyuk O.O. Features of Simulating Inertially Stabilized Platforms for UAVs. The Proceedings of IEEE 6th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Development. (Kyiv, 22–24 October 2021), Kyiv, 2021. P. 134–138. ***Scopus***

18. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.N., Kovalenko A., Salyuk O.O. Approach for automated designing robust systems for stabilizing data measuring sensors. The Proceedings of 2023 IEEE 17th International Conference on the Experience of Designing and Application of CAD systems. (Jaroslaw, Poland, 22–25 February 2023), Jaroslaw, 2023. P. 1–5. ***Scopus***

19. Sushchenko O., Bezkorovainyi Y., Salyuk O., Kovalenko A. Determining performances of inertially stabilized platform based on mathematical modelling. The Proceedings of 2023 13th International Conference on Advanced Computer Information Technologies. (Wroclaw, Poland, 21–23 September 2023), Wroclaw, 2023. P. 147-150.

Scopus

20. Sushchenko O.A., Salyuk O.O. Synthesis of structure for testable control system. The Proceedings of 13th International Conference on Dependable Systems, Services and Technologies. (Athens, Greece, 13–15 October 2023), Athens, 2023. P. 1–5. *Scopus*

21. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.M., Salyuk O.O. Two-contour system for stabilization of equipment for moving vehicles. The Proceedings of IEEE 7th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control. (Kyiv, 24–27 October 2023), Kyiv, 2023. P. 54–59. *Scopus*

22. Sushchenko O., Bezkorovainyi Y., Salyuk O., Zhdanov O. Adaptive finite Impulse Response Filter Based on Time Delay Neural Network. The Proceedings of IEEE 19th International Conference on Perspective Technologies and Methods in MEMS Design (Zozuli, Lviv Region 16–19 May 2024), Zozuli, Lviv Region, 2024. P. 7–11. *Scopus*

23. Sushchenko O.A., Salyuk O.O. Математична модель робастної двохосної системи стабілізації і наведення інформаційно-вимірювальних пристроїв. The proceedings of the tenth World Congress “Aviation in the XXI-st century. Safety in aviation and space technology”. (Kyiv, 28–30 September 2022). Kyiv, 2022. P. 3.2.31-3.2.36.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ.....	19
ВСТУП.....	20
РОЗДІЛ 1 ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМ ПРОСТОРОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЛАДНАННЯ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ.....	27
1.1. Аналіз застосування платформних систем просторової стабілізації.....	27
1.2. Особливості проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.....	32
1.3. Постановка задачі проектування системи просторової стабілізації.....	39
1.4. Висновки до розділу 1.....	47
2 МАТЕМАТИЧНИЙ ОПИС СИСТЕМ ПРОСТОРОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЛАДНАННЯ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ.....	48
2.1. Математичний опис одновісних систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.....	48
2.1.1. Математичні моделі окремих пристроїв системи просторової стабілізації.....	49
2.1.2. Об'єднана математична модель об'єкта стабілізації та двигуна.....	53
2.1.3. Узагальнена математична модель системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.....	56
2.2. Математична модель двовісної системи просторової стабілізації рухомих об'єктів.....	58
2.3. Математична модель тривісної системи просторової стабілізації рухомих об'єктів.....	63
2.4. Висновки до розділу 2.....	70
3. СИНТЕЗ СИСТЕМ ПРОСТОРОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЛАДНАННЯ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ.....	72
3.1. Синтез структури контролепридатної системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.....	72

3.2. Визначення допустимих значень параметрів системи із урахуванням ймовірностей невизначеної та хибної відмов.....	85
3.2.1. Дослідження взаємозв'язку інструментальної достовірності контролю та допустимих значень параметрів системи.....	85
3.2.2. Дослідження взаємозв'язку методичної достовірності контролю та допустимих значень параметрів системи.....	89
3.3. Параметричний синтез системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.....	92
3.4. Висновки до розділу 3	105
4 МЕТОДИКА ПРОЄКТУВАННЯ СИСТЕМ ПРОСТОРОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ РУХОМИХ ПЛАТФОРМ З ОБЛАДНАННЯМ.....	107
4.1. Загальна характеристика методики проєктування.....	107
4.2. Процедура визначення вимог до системи стабілізації.....	112
4.3. Процедура вибору складових системи стабілізації.....	114
4.4. Процедура моделювання.....	118
4.4.1. Моделювання складових системи стабілізації.....	118
4.4.2. Моделювання синтезованої системи.....	123
4.5. Процедура обробки інформації на основі адаптивної фільтрації.....	127
4.6. Висновки до розділу 4.....	132
ВИСНОВКИ.....	134
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ.....	136
Додаток 1 Відомості про впровадження результатів дисертації.....	147

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

- БК – бортовий комп'ютер;
- ВЗ – внутрішні збурення;
- ДКШ – датчики кутової швидкості;
- ДР – датчик розузгодження;
- ДО – ділянка огляду;
- ЕПЛВ – еталонне положення лінії візування;
- ІССН – інерціальна супутникова навігаційна система;
- ІСП – інерціальна стабілізована платформа;
- КП(Д) – динаміка карданова підвісу;
- КП(К) – кінематика карданова підвісу;
- КШ – кутова швидкість;
- ЛА – літальний апарат;
- ЛВ – лінія візування;
- ЛО – людина-оператор;
- МЕП – моментний електропривід;
- НЦ – нерухома ціль;
- П – підсилювач;
- ПД – пропорційно-диференційний;
- ПІ – пропорційно-інтегрований;
- ПІД – пропорційно-інтегрований-диференційований;
- ПКК – перетворювач кут-код;
- ПР – перемикач;
- Р – регулятор;
- РО – рухомий об'єкт;
- РОС – рух об'єкта спостереження;
- СВЗ – система віброзахисту;
- СІХ – скінченна імпульсна характеристика;
- ССЗ – система стабілізації зображення;

ВСТУП

Актуальність теми досліджень. Проблема проектування нових систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів є актуальною в усьому світі. Створення високоточних систем стабілізації обладнання рухомих об'єктів, спроможних ефективно працювати в жорстких умовах реальної експлуатації, забезпечує сучасний рівень технічного розвитку країни.

Розв'язання задач просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів можливе за умови використання систем управління, побудованих на підставі сучасних науково-обґрунтованих підходів. Слід зазначити, що покращання характеристик інформаційно-вимірювальних пристроїв, що складають обладнання рухомих об'єктів, може виявитись марним без високоточної стабілізації основи, на якій вони встановлюються. Задача ускладнюється тим, що експлуатація згаданих вище інформаційно-вимірювальних пристроїв здійснюється в умовах руху об'єктів і супроводжується дією значних зовнішніх збурень. Так, експлуатація обладнання літальних апаратів супроводжується дією аеродинамічних збурень, обладнання морських рухомих об'єктів – дією збурень, зумовлених регулярними та нерегулярними морськими хвилюваннями, наземних рухомих об'єктів – дією нерівностей рельєфу доріг та місцевості. Ці обставини роблять процес проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів складним і вимагають створення нових методик його реалізації.

Значний внесок у розв'язання проблеми проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів внесли такі вчені як J.M. Hilbert [1], M.K. Masten [2, 3], H. G. Wang, T.C. Williams [4], J. Debruin [5], H.P. Lee, I.E. Yoo [6], A. Singh [7], Y. Zhang [8], G. Haggart [9], Z. Hurak [10]. Що стосовно українських вчених, то тут доречно згадати С.І. Осадчого [11, 12], Б.І. Кузнецова [13], Т.Б. Нікітіну [14], О.А. Сущенко [15, 16].

Системи просторової стабілізації рухомих об'єктів проектуються в умовах неструктурованих та структурованих параметричних невизначеностей та експлуа-

туються в умовах зовнішніх збурень. Тому для даного дисертаційного дослідження важливі робастні підходи до синтезу законів управління.

Вагомий внесок в розвиток теорії робастних систем управління внесли багато відомих вчених. Нові сучасні підходи до проектування робастних систем управління рухомими об'єктами було висвітлено у працях таких вчених як S. Skogestad [17], D. Gu [18], А.А. Тунік [19]. Багато праць О.А. Сущенко пов'язано з проектуванням робастних систем стабілізації інформаційно-вимірювальних пристроїв на рухомій основі [20, 21].

Представлена методика проектування являє собою сукупність методів та процедур, спрямованих на створення робастної системи просторової стабілізації із високим рівнем контрлепридатності. Вона орієнтована на початкові етапи проектування (попереднє та ескізне). Саме тому її розробка є важливою для забезпечення високої якості проєктованої системи, адже усунування похибок проектування після створення апаратної реалізації системи є складним, потребує багато коштів та часу, а іноді взагалі неможливе.

Таким чином актуальність дисертаційної роботи зумовлена необхідністю досягнення високої точності стабілізації обладнання рухомих об'єктів в складних умовах реальної експлуатації. Під обладнанням розуміють інформаційно-вимірювальні системи та пристрої спостереження. Розроблена методика забезпечить високу якість їх функціонування та відповідно сприятиме ефективності розв'язання багатьох функціональних задач.

Зв'язок дисертації з науковими програмами, планами, темами. Дана робота є складовою частиною досліджень, що проводяться на кафедрі систем управління літальних апаратів Національного авіаційного університету і спрямовані на підвищення якості систем управління рухомих об'єктів широкого класу, зокрема державної науково-дослідної роботи «Розроблення інтегрованої системи управління польотом групи дронів», № Держреєстрації 0121U109490, у який здобувач був виконавцем окремих розділів.

Результати даної дисертаційної роботи використані Приватним акціонерним товариством «РАМЗАЙ» під час створення системи стабілізації приладового об-

ладнання, призначеного для експлуатації на безпілотному літальному апараті. Результати роботи також впроваджені на АТ «ЕЛМІЗ» для моделювання гіроскопічних систем.

Результати даної дисертаційної роботи запроваджено у навчальний процес кафедри як матеріал лекцій та практичних занять з дисциплін «Проектування пристроїв та систем управління» та «Експериментальні випробування та дослідження складних систем», «Оптимальні системи керування літальними апаратами та рухомими об'єктами», а також в бакалаврських та магістерських дипломних роботах для студентів спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології».

Мета і задачі дослідження. Метою даної дисертаційної роботи є створення сукупності методів та процедур проектування робастної системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, яка характеризується високим рівнем контролепридатності.

Для досягнення поставленої мети були поставлені і вирішені такі наукові задачі.

– Аналіз основних застосувань систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів. Вивчення основних характеристик систем досліджуваного типу та постановка задачі на підставі узагальненої структурної схеми системи просторової стабілізації з представленням основних складових та взаємозв'язків між ними.

– Створення математичних описів систем стабілізації зазначеного класу. Описи містять повні математичні моделі з максимально можливим урахуванням нелінійностей, притаманних реальним системам, та лінеаризовані математичні моделі у просторі станів.

– Синтез структури контролепридатної системи просторової стабілізації.

– Вдосконалення процедури параметричного робастного синтезу системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.

– Створення сукупності методів та процедур проектування системи просторової стабілізації із високим рівнем контролепридатності та робастним регулятором.

– Перевірка характеристик синтезованої системи за допомогою процедури моделювання.

Об’єктом дослідження є процеси стабілізації інформаційно-вимірювальних систем та пристроїв спостереження, що експлуатуються на рухомих об’єктах.

Предметом дослідження є методи та процедури проектування систем просторової стабілізації інформаційно-вимірювальних систем та пристроїв спостереження, що експлуатуються на рухомих об’єктах.

Методи дослідження засновані на теорії систем, сучасній теорії управління, теорії ймовірностей, методах робастного синтезу, методах оптимізації, методах автоматизованого проектування та методах обробки сигналів. Для створення математичного опису використано методи математичного моделювання. Для підтвердження ефективності розроблених процедур проектування використовуються методи імітаційного моделювання. Для реалізації обчислювальних процедур була використана інтегрована система інженерних і наукових розрахунків MATLAB.

Наукова новизна отриманих результатів. Основний науковий результат роботи полягає в розробці сукупності методів та процедур проектування робастної системи просторової стабілізації обладнання рухомих об’єктів, яка характеризується високим рівнем контролепридатності, на підставі теорії автоматизованого проектування, сучасної теорії управління і математичного та імітаційного моделювання. Відмінними особливостями системи є придатність до контролю та можливість забезпечення високої точності стабілізації в складних умовах реальної експлуатації під час дії збурень.

Наукова новизна визначається наступними положеннями.

1. Вперше розроблено сукупність методів та процедур проектування робастних систем просторової стабілізації, які відрізняються від відомих тим що, вони побудовані на основі нового способу оцінки здатності системи до контролю та мо-

дифікованої теорії робастної оптимізації, що забезпечує підвищення точності та надійності систем стабілізації в умовах параметричних та координатних збурень.

2. Вперше запропоновано метод синтезу структури контролепридатних систем просторової стабілізації який відрізняється від відомих тим що використовує модифіковану метрику з урахуванням контролепридатності системи, що підвищує надійність систем та їх стійкість до відмов.

3. Вдосконалено метод робастного параметричного синтезу систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, за рахунок введення додаткової штрафної функції, на основі основних показників якості системи.

4. Отримав подальший розвиток математичний опис систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів на основі урахування нелінійностей притаманних реальних систем та розроблення математичних описів у просторі станів для багатовісних систем стабілізації.

Практичне значення отриманих результатів полягає у застосуванні розроблених методів та процедур при створенні перспективних систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів. Практичні результати є такими.

1. Розроблено процедуру визначення допустимих значень параметрів системи на основі аналізу інструментальної та методичної достовірностей контролю.

2. Виконано моделювання синтезованої системи у різних режимах її роботи, у тому числі з урахуванням збурень.

3. Розроблено процедуру обробки сигналів датчика кутової швидкості за рахунок введення адаптації на основі нерекурсивного фільтру, реалізованого на нейромрежі із часовою затримкою, що підвищує точність стабілізації в умовах експлуатації

Розроблені методи та процедури суттєво скорочують терміни проектування та зменшують його трудомісткість, що призводить до значного економічного ефекту. При цьому підвищується конкурентоздатність проєктованих систем.

Таким чином в представлений роботі розв'язана наукова проблема, яка має велике значення для приладобудування України і полягає в проєктуванні систем просторової стабілізації інформаційно-вимірювальних систем та пристроїв спо-

стереження, що зберігають високі показники якості в умовах інтенсивних збурень під час експлуатації рухомих об'єктів.

Особистий внесок здобувача. Усі основні результати дисертаційної роботи одержані здобувачем особисто, що підтверджується публікаціями автора з ключових аспектів дослідження. Із переліку наведених у дисертації опублікованих праць, виконаних у співавторстві, здобувачу належать процедури автоматизованого проєктування векторних автономних вимірювачів [22], моделювання цифрової системи стабілізації обладнання наземного рухомого об'єкта [23], принципи моделювання інерціальних стабілізованих платформ [24], принципи проєктування інерціальних стабілізованих платформ [25], процедури проєктування законів управління в контурах наведення та стабілізації систем просторової стабілізації [26], змішана робастна параметрична оптимізація обладнання рухомих об'єктів з штрафними функціями двох типів [27], процедура визначення показників вірогідності контролю навігаційних вимірювачів [28], методика синтезу структури системи управління [29], математичні моделі системи стабілізації авіаційного обладнання, призначені для розв'язання задач синтезу та моделювання [30], основні етапи методики проєктування систем стабілізації обладнання рухомих об'єктів [31], процедура синтезу робастної системи просторової стабілізації обладнання наземних рухомих об'єктів [32]. Праця [33] є одноосібною

Апробація результатів дисертації. Основні наукові положення та результати досліджень дисертаційної роботи доповідались та обговорювались на таких конференціях: the tenth World Congress "Aviation in the XXI-st century. Safety in aviation and space technology". (Kyiv, 28–30 September 2022); 6th, 7th IEEE International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control. (Kyiv, 20–23 October 2020, 24–27 October 2023); IEEE 17th, 19th International Conference on Perspective Technologies and Methods in MEMS Design. (Lviv, 12–16 May 2021, Zozuli, 16–19 May 2024); 11th, 13th International Conference on Advanced Computer Information Technologies. (Deggendorf, Germany, 15–17 September 2021, Wroclaw, Poland, 21–23 September 2023); 12th International Conference on Electronics and Information Technologies. (Lviv, 5–7 May 2021); 6th International

Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Development. (Kyiv, 22–24 October 2021); 17th International Conference on the Experience of Designing and Application of CAD systems. (Jaroslaw, Poland, 22–25 February 2023); 13th International Conference on Dependable Systems, Services and Technologies. (Athens, Greece, 13–15 October 2023).

Публікації. За результатами досліджень опубліковано 2 наукові статті у закордонних періодичних виданнях, що індексуються в наукометричній базі Scopus, 10 наукових статей у фахових виданнях України (1 без співавторів) та 11 доповідей у збірниках наукових праць конференцій, з яких 9 індексуються в наукометричній базі Scopus.

Структура і об'єм роботи. Дисертація складається з анотації, вступу, 4 розділів основної частини, висновків і списку використаних джерел. Повний обсяг дисертації становить 150 сторінок, із них – 119 основного тексту. Робота містить 43 рисунки, 7 таблиць,. Список використаних джерел налічує 107 найменувань.

1 ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМ ПРОСТОРОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЛАДНАННЯ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ ТА ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

1.1. Аналіз застосування платформних систем просторової стабілізації

Платформні системи просторової інерціальної стабілізації можуть бути використані для підвищення якості функціонування інформаційно-вимірювальних систем та пристроїв спостереження обладнання, призначеного для експлуатації на рухомих об'єктах різного типу. До такого обладнання відносять вимірювальні пристрої широкого класу, камери, оптичні прилади, пристрої стеження та ін. Серед наукових та прикладних застосувань систем просторової стабілізації виділяють стабілізацію оптичних приладів, відеокамер, пристроїв лазерного сканування, антен, приладів спостереження та вимірювання [1 – 4]. Важливою функцією систем просторової стабілізації є збереження постійного напрямку лінії візування приладу на деякий орієнтир в умовах руху об'єкта-носія. Використання систем просторової стабілізації забезпечує високу якість зображень, необхідну, наприклад, під час створення топографічних карт, моніторингу оточуючої місцевості. У цьому випадку зберігається висока розрізнявальна здатність пристроїв спостереження і відповідно висока якість отриманих зображень. Системи просторової стабілізації широко використовуються для забезпечення працездатності радіолокаційних пристроїв широкого класу.

Відомо, що розвиток радіолокації, а саме перехід до сантиметрових хвиль, зумовив вузьку спрямованість випромінювання і, відповідно, потребу у точному керуванні напрямком променю [1]. Ця проблема є актуальною для радіолокаційних пристроїв літальних апаратів.

Електромеханічна конструкція системи просторової стабілізації суттєво визначається галуззю застосування [1, 34, 35]. Особливістю системи просторової стабілізації є наявність карданового підвісу, У загальному випадку система просторової стабілізації складається з механічної конструкції, опор та двигунів, які разом у якому встановлюється платформа із корисним навантаженням та сервосис-

теми. У більшості випадків, стабілізація та підтримка орієнтації лінії візування спостережувального приладу потребує стабілізації за двома осями. Платформна система просторової стабілізації має виконувати функції управління положенням лінії візування апаратури вимірювання та спостереження незважаючи на випадковий рух та зовнішні збурення, що вимагає нових підходів в проектуванні таких систем.

Стабілізація обладнання, встановлюваного на наземних рухомих об'єктах. Обладнання, що встановлюється на наземних рухомих об'єктах, характеризується значними масо-габаритними характеристиками, наприклад, маса такого обладнання може варіюватись від кілограмів до тон. Це призводить до певних вимог до конструктивного виконання, масо-габаритних характеристик та принципів керування системи просторової стабілізації. Зазвичай система просторової стабілізації, яка використовується для стабілізації та збереження напрямку лінії візування спостережувального пристрою, має включати карданов підвіс, вимірювальну систему, виконавчий механізм, систему керування контурами стабілізації та управління лінією візування спостережувального пристрою, а також додаткові пристрої певного призначення [1, 36, 37].

У більшості випадків, стабілізація обладнання (спостережувальні пристрої та прилади різного призначення), встановлюваного на наземних рухомих об'єктах, використовує принцип безпосередньої просторової стабілізації [1]. Управління має забезпечувати нерухомість напрямку лінії візування апаратури спостереження в інерціальному просторі, в умовах обертання платформи, на якій вона встановлюється. Якщо система стабілізації є одновісною, підвіс, у якому встановлюється може розглядатись як платформа, підвішена у підшипниках. Така конструкція забезпечує вільне обертання платформи. Конструктивно підвіс має бути виконаний у такий спосіб, щоби звести до мінімуму вплив моментів тертя та збурювальних моментів, що діють на платформу. Щоб мінімізувати вплив моменту невривноваженості необхідно збалансувати платформу із встановленим на ній корисним навантаженням відносно точки опори підвісу [1, 36, 37].

Важливим прикладним застосуванням систем управління кутовим рухом та положенням обладнання, встановлюваного на наземних рухомих об'єктах, є забезпечення можливості орієнтації лінії візування спостережувального обладнання у просторі відповідно до місцезнаходження орієнтира (цілі). До особливостей стабілізації такого обладнання відноситься урахування кутового руху об'єкта-носія. Сучасним підходом до створення систем, здатних зберігати свої характеристики в умовах збурень внаслідок кутового руху об'єкта-носія, є робастне управління.

Стабілізація пристроїв пеленгації. Для стабілізації пристроїв пеленгації використовують опосередкований та безпосередній методи [38, 39]. Стабілізація антен радіолокаційних станцій має велике значення для морських рухомих об'єктів та літальних апаратів.

Характерною рисою безпосереднього методу стабілізації є встановлення обладнання на платформі і подальше утримання платформи разом із встановленим обладнанням в незмінному положенні у площині горизонту відносно заданого азимуту, що здійснюється урахуванням кутового обертання платформи із обладнанням відносно осей стабілізації за допомогою слідкувальної системи. Такий метод не забезпечує співпадіння осей стабілізації платформи із обладнанням та осей наведення ліній візування спостережувальної апаратури [39].

Опосередкований метод стабілізації вимірювального пристрою полягає в утриманні його лінії візування у заданому напрямку шляхом введення поправок на обертання вимірювального пристрою відносно осей наведення.

Відмінністю опосередкованого методу є співпадіння осей стабілізації та наведення. При використанні цього методу, вимірювальний пристрій встановлюється на рухомому об'єкті безпосередньо [39].

Схеми безпосереднього та опосередкованого методів стабілізації представлені на рис. 1.1, 1.2.

У деяких випадках реалізація опосередкованого методу стабілізації є простішою у порівнянні з безпосереднім методом. Перш за все це стосується вимірювальних пристроїв із значними габаритами, наприклад, корабельних пеленгаційних пристроїв.

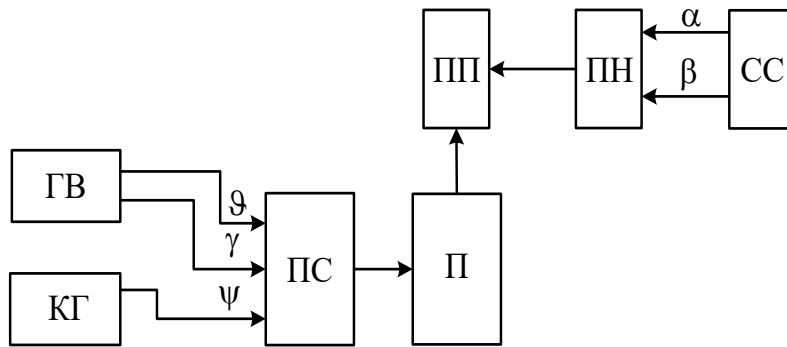


Рис. 1.1. Схема безпосереднього метода стабілізації пристрою пеленгації: ГВ – гіровертикаль; КГ – курсовий гіроскоп; ПС –привід стабілізації; П – платформа; ПП – пристрій пеленгації пристрій; ПН – привід наведення; СС – система супроводження; ψ , ϑ , γ – кути ристання, диференту, крену; α , β - кути азимуту та місця

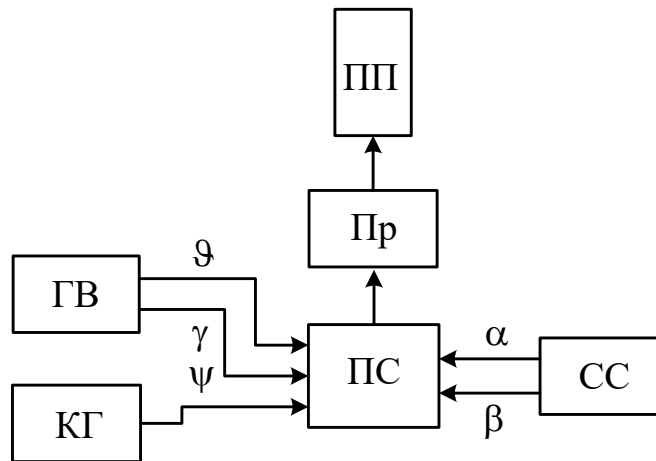


Рис. 1.2. Схема опосередкованого метода стабілізації пеленгаційного пристрою: Пр – привід; ПК – перетворювач координат

Застосування опосередкованого метода може бути розширено шляхом використання двох підходів, а саме: реалізації загальної стабілізації рухомого об'єкта та слідкувальних систем із високими точнісними характеристиками. Відповідно до кількості осей наведення можна виділити одновісні, двовісні та тривісні системи опосередкованої стабілізації.

На схемах, представлених на рис. 1.3, виконується стабілізація за креном [39]. При цьому пеленгаційний пристрій розташовується на зовнішній рамці карданового підвісу. На схемах 3а, 3б осі горизонтального наведення перпендикулярні площині рамки підвісу, а на схемі 3б – вісь вертикального наведення паралельна цій площині.

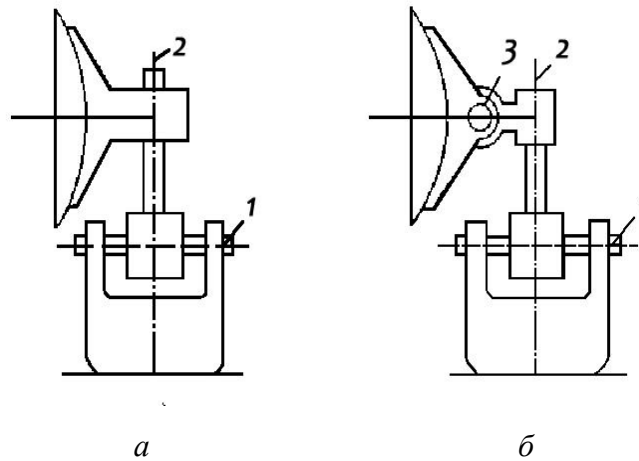


Рис. 1.3. Схеми одновісної безпосередньої стабілізації антени: 1 – вісь стабілізації; 2 – вісь горизонтального наведення; 3 – вісь вертикального наведення

Стабілізація оптичних датчиків.

Досягнення Високої точності оптичних датчиків, до яких можна віднести телевізійні та інфрачервоні камери, вимагає управління напрямком лінії візування [2, 40]. Розв'язання цієї проблеми ускладнюється в умовах розташування оптичного датчика на рухомому об'єкті або в умовах руху об'єкта спостереження. У таких випадках необхідно використовувати системи просторової інерціальної стабілізації. Метою застосування систем просторової стабілізації є визначення місцезнаходження об'єкта спостереження та забезпечення високої точності його зображення. У більшості випадків достатньо застосувати стабілізацію оптичних датчиків за двома осями, що відповідає використанню двох ортогональних підвісів. При цьому можна застосовувати два підходи: стабілізацію платформи із встановленим корисним навантаженням та стабілізацію окремих елементів оптичного датчика відповідно до рис. 1.4 [2].

При використанні першого підходу платформа із встановленим обладнанням обертається у кардановому підвісу, що дозволяє змінювати положення лінії візування датчика відносно рухомого об'єкта. Обертання платформи забезпечуються за допомогою слідкувальних приводів, які можуть використовувати встановлювані на осі підвісу двигуни з прямою передачею, зв'язок з підвісом через трибову передачу або інший механічний зв'язок типу. Такий спосіб просторової

стабілізації корисного навантаження у закордонних джерелах отримав назву стабілізації платформи або стабілізації маси [2, 40].

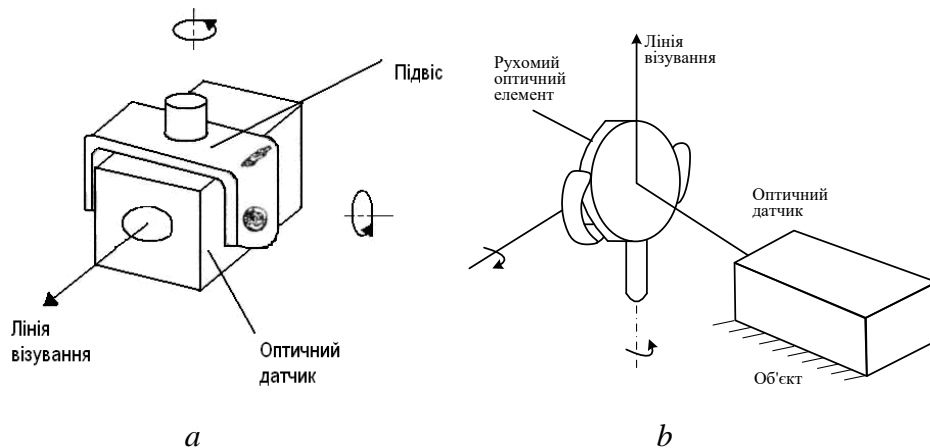


Рис 1.4: *a* – стабілізація платформи із встановленим оптичним датчиком; *b* – стабілізація окремих елементів оптичного датчика

При використанні другого підходу до просторової стабілізації змінювання орієнтації напрямку лінії візування реалізується завдяки руху окремих складових оптичного датчика, які встановлюються у кардановому підвісі. До таких складових можна віднести дзеркало відображення, призми та лінзи. При цьому положення оптичного датчика відносно рухомого об'єкта залишається фіксованим [2]. У такому випадку стабілізується окремий елемент оптичної системи. Метою просторової стабілізації платформи із встановленим на ній обладнанням є збереження незмінної орієнтації осей візування оптичних датчиків в інерціальному просторі.

1.2. Особливості проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів

Головними функціями системи досліджуваного типу є стабілізація та управління орієнтацією напрямком ліній візування вимірювальної та спостережувальної апаратури, встановленої на рухомому об'єкті.

До управління лінією візування надаються жорсткі вимоги. Положення лінії візування визначається відповідно до попередньо розрахованого напрямку або ділянки навколо об'єкта спостереження і має утримуватись незмінним в інерціальному просторі. Визначення напрямку характеризується похибкою стеження, ви-

значення ділянки характеризується похибкою розсіювання. Вище зазначені вимоги перш за все визначаються характеристиками апаратури. Для отримання чіткого зображення об'єкта спостереження необхідно утримувати це зображення у межах поля зору. Під час використання таких приладів, як лазерний далекомір, важливо утримувати об'єкт зображення у центрі поля зору. При цьому розсіювання зображення не має великого значення [2, 40].

Більшість систем просторової стабілізації складаються з двох підсистем керування, а саме: зовнішньої, що реалізує режим стеження, та внутрішньої, що реалізує режим стабілізації (рис. 1.5, 1.6). Внутрішня підсистема стабілізації компенсує збурення та мінімізує небажаний рух електромеханічної конструкції. Зовнішня підсистема стеження забезпечує постійний напрямок лінії візування апаратури спостереження на ціль [1, 38]. Внутрішня підсистема стабілізації використовує від'ємний зворотний зв'язок та характеризується відносно широкою смугою пропускання. Кутлова швидкість лінії візування вимірюється гіроскопічним датчиком куткової швидкості. Цей сигнал додається до входних сигналів управління за кутвою швидкістю, які надходять від підсистеми стеження, і перетворюється в сигнали керування виконавчого механізму, тобто підсистему компенсації куткової швидкості.

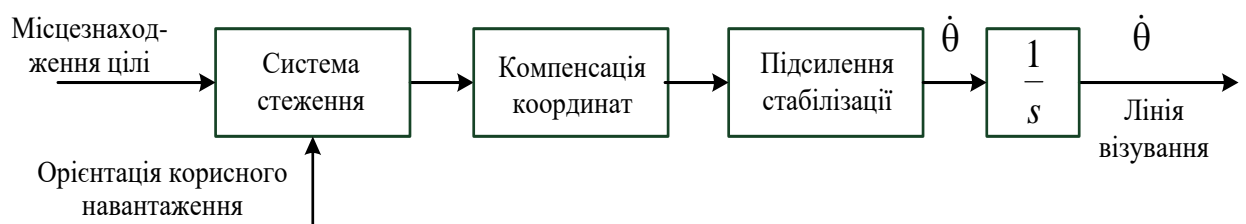


Рис. 1.5. Структурна схема зовнішньої підсистеми просторової стабілізації

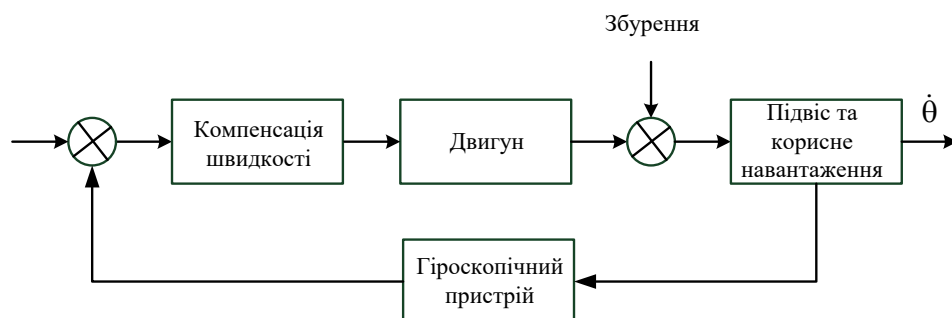


Рис. 1.6. Структурна схема внутрішньої підсистеми просторової стабілізації

Кутова швидкість лінії візування вимірюється за допомогою гіроскопічного пристрою. Вона компенсується момент управління, який надходить від виконавчого механізму. Тоді орієнтація лінії візування залишається постійною. При цьому розсіювання зображення становиться мінімальним. До підсистеми стабілізації у цьому випадку надаються деякі вимоги. Підсистема стабілізація має бути стійкою, спроможною сприймати команди стеження та компенсувати збурення, які зумовлюють змінювання у положенні лінії візування. Для наочності характеристики регуляторів, що можуть бути використані у системах стабілізації показано в табл. 1.1 [2]. Слід зазначити більшу поширеність PI- та PID-регуляторів, оскільки пропорційні P-регулятори не забезпечують достатній рівень придушення завад з низькою частотою. Найкращий рівень придушення завад з низькою частотою забезпечують PID-регулятори, але вони мають тенденцію до створення коливань під час дії сигналів керування.

Таблиця 1.1

Типові регулятори систем просторової стабілізації

Регулятор	Складність створення проєктної процедури	Зручність управління	Придушення збурювальних впливів
Пропорційний (П)	Низький рівень	Достатня	Високий рівень лише для низькочастотних коливань
Пропорційно-інтегральний (ПІ)	Середній рівень	Достатня	Високий рівень для низькочастотних коливань, задовільний – для коливань іншого типу
Пропорційно-інтегральний з диференціюванням (ПІД)	Вищий рівень	Достатня, але може супроводжуватись коливаннями	Дуже високий рівень для низькочастотних коливань

Особливістю реальних систем просторової стабілізації є можливість виникнення механічних резонансів. Тому забезпечення вимог до стійкості системи із використанням PID-регуляторів є проблематичним.

У більшості випадків застосування класичних PI- та PID-регуляторів дозволяє виконати вимоги до точності, що надаються до режимів стабілізації. Але залежно від галузі застосування та конкретних вимог з точності можна застосовувати і інші типи регуляторів [2, 39]. Так, регулятор може бути вдосконалений за допомогою урахування моментів, зумовлених тертям, або використанням методів адаптивного управління. Для поліпшення регуляторів можна використовувати управління за збуренням або комбіноване управління. Останнім часом набувають поширення робастні методи управління, Найбільш важливою метою підсистеми стабілізації є заглушення завад та зовнішніх збурень, тому у цьому випадку доцільно застосовувати робастні регулятори [38].

Структура підсистеми стеження подібна до підсистеми стабілізації. Але відмінність полягає у наступному. Вхідним сигналом внутрішньої підсистеми є швидкість змінювання лінії візування. Вхідним сигналом зовнішньої підсистеми є положення лінії візування. Обидві підсистеми (стеження та стабілізації) мають бути придатними для сприйняття сигналів управління та стійкими до впливу завад та збурень.

В основному завдання команд управління здійснюється автоматично, хоча оператор також може задавати команди управління стабілізованою платформою, використовуючи координатну ручку та дисплей. В автоматичних пристроях оцінка місцезнаходження цілі здійснюється за допомогою оброблення відеозображення. У випадку автоматизованого завдання команд управління потрібно використовувати засоби розпізнання цілі або передбачити втручання оператора для визначення початкових координат. У багатьох випадках система стеження відстежує місцезнаходження орієнтира для кожного послідовного зображення, яке створюється апаратурою спостереження. Вдосконалені пристрої стеження здійснюють постійний моніторинг місцезнаходження, що забезпечує можливість продовження стеження. Найбільш сучасні пристрої стеження спроможні забезпечити деяку вірогідність показників якості процесу стеження. Взаємозв'язок функцій процесу супроводження цілі представлено на рис. 1.7 [2, 40].

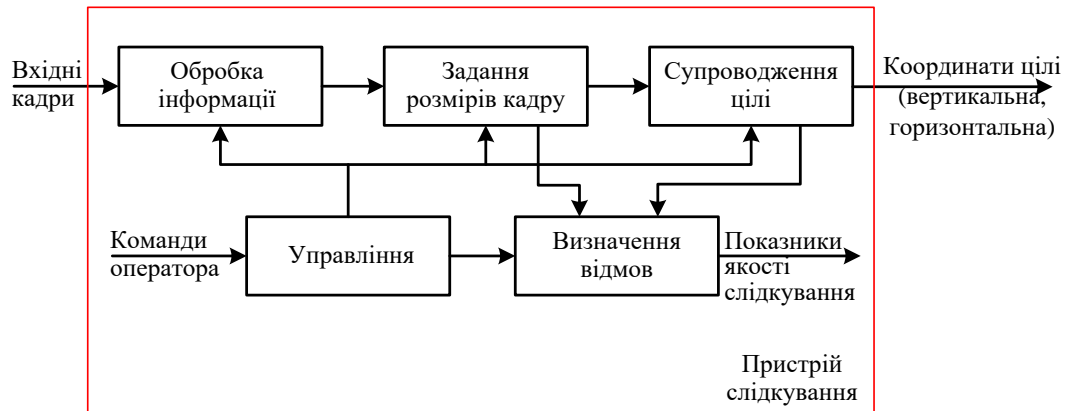


Рис. 1.7. Взаємозв'язок функцій процесу супроводження цілі

Системи просторової стабілізації характеризуються низкою похибок. Джерела можливих похибок показані рис. 1.8 [2].



Рис. 1.8. Джерела похибок системи просторової стабілізації

Хоча збурювальні моменти, що діють на систему просторової стабілізації мають різну природу, у загальному випадку вони можуть бути представлені деяким еквівалентним моментом, що дуже зручно для формування узагальненого

математичного опису. Слід зазначити, що важливою характеристикою досліджуваних систем є здатність подавлювати збурення. При цьому можна згадати низку збурень.

Електромеханічні системи генерують деякі збурення, які перш за все визначаються моментами, зумовленими сухим тертям. Вони виникають внаслідок поверхневих контактів у підшипникових опорах карданового підвісу, екранування різних зовнішніх впливів оточуючого середовища, перш за все електромагнітних впливів, та впливів, щіткових контактів у виконавчих механізмах, включаючи гідравлічні та пневматичні пристрої, а також електричні двигуни [2].

Причиною збурень також є пружні моменти, які зумовлюються згинами, стисненням та розтягуванням електричних кабелів між обладнанням та рухомим об'єктом. Крім того, деякі типи обладнання потребують трубопроводів охолоджуючої рідини, або електричних та механічних з'єднань з рухомим об'єктом [1, 2].

Моменти неврівноваженості впливають на положення лінії візування апаратури спостереження у просторі. Вони зумовлюються неспівпадінням центру ваги стабілізованого обладнання та обертальних осей карданового підвісу. Слід також згадати момент збурення, створюваний відносно центра ваги [2].

Під час обертальних рухів внаслідок поворотів на кути ристання, диференту, крену, виникають збурення, зумовлені наявністю кінематичних зв'язків між та кардановим підвісом. Внаслідок такого руху змінюється положення стабілізованої платформи відносно рухомого об'єкта. Тому під час створення математичного опису системи просторової стабілізації, можна урахувати вплив обертального руху об'єкта-носія введенням моменту збурення, прикладеного до підвісу платформи із встановленим на ним обладнанням [40].

Взаємний рух рамок карданового підвісу математично може бути описаний векторними добутками моментів інерції. Слід зазначити, що обертальний рух однієї рамки карданового підвісу зумовлює обертальний рух другої рамки карданового підвісу. Слід враховувати, що обертальний рух рамок карданового підвісу

призводить до появи у гіроскопічних моментів. При цьому добуток кутових швидкостей за двома осями зумовлює момент збурення у третій осі [40].

Внутрішні збурення внаслідок завад у таких складових системи управління як виконавчі механізми, гіроскопічні датчики кутової швидкості, електронні пристрої характеризуються еквівалентними моментами. Непередбачуваними збуреннями є шуми, які можуть зумовлюватися зчепленням елементів двигуна. У цьому випадку ротор двигуна взаємодіє з магнітними полюсними наконечниками двигуна. Іншим внутрішнім збуренням можуть бути сили збудження, зумовлені наявністю рухомих частин у обладнанні, наприклад, криогенні охолоджувачі або сканувальні дзеркала усередині відео або інфрачервоної камери [2].

Деформації карданового підвісу або корисного навантаження виникають внаслідок впливу вібрацій або інших зовнішніх збурень. Вони можуть призводити до структурних вигинів. Зменшення впливу таких деформацій відбувається за рахунок моментів керування, створюваних на підставі вимірювань обертальних рухів гіроскопічними вимірювачами [2].

Збурення, що виникають внаслідок впливу зовнішнього середовища, можуть бути безпосередніми та опосередкованими. Якщо стабілізована платформа та приладове обладнання знаходяться в області впливу значних аеродинамічних збурень, то може з'явитися бафтінг. Моменти тертя або моменти, зумовлені взаємним впливом обертальних рухів рамок підвісу, можуть додатково змінюватись внаслідок впливу температури [2].

Для більшості прикладних застосувань відомі аналітичні моделі таких збурень не можуть використовуватись для математичного моделювання високоточних просторових систем стабілізації.

Система, що застосовується для просторової стабілізації оптичних датчиків, має виконувати три основних функції, саме: стабілізувати лінію візування оптичного датчика, що дозволяє створити зображення високої якості; стежити за орієнтиром у полі зору оптичного датчика та визначити орієнтацію лінії візування таким чином, щоби розташування орієнтира могло бути визначено у деякій заданій системі координат.

1.3. Постановка задачі проектування системи просторової стабілізації

Система просторової стабілізації (в закордонній термінології інерціальна стабілізована платформа [1]) представляє собою пристрій, що використовується для керування інерціальною орієнтацією встановленого на ній навантаження. Як корисне навантаження зазвичай розглядаються пеленгаційні (візири, антени, телескопи) пристрої та комплекси приладів.

Використання систем просторової стабілізації дозволяє вирішувати такі завдання:

- 1) стабілізацію корисного навантаження при кутовому русі об'єкта, на якому вона встановлюється;
- 2) наведення на заданий орієнтир осі візування пристрою;
- 3) стеження, тобто забезпечення постійної орієнтації осі візування пристрою у напрямку рухомого орієнтира.

Вирішення перелічених завдань є актуальним для широкого класу рухомих об'єктів, а саме: наземних, морських, авіаційних, космічних.

У загальному випадку використовуються алгоритми корекції від інерціальної навігаційної системи та глобальної супутникової системи, але для більшості прикладних застосувань цим можна знехтувати.

Припустимо, що система просторової стабілізації встановлена на рухомому об'єкті (наприклад, літаку) і призначена для відстеження деякого об'єкта спостереження. Швидкість руху літака та швидкість рухомого об'єкта спостереження $V_{лсп}$ і $V_{рос}$ вимірюються у деякій інерціальній системі координат. Основна проблема полягає у неперервному стеженні за напрямком лінії візування апаратури, встановленої на рухомому об'єкті, таким чином, щоби положення об'єкта спостереження у полі зору спостережувального обладнання залишалось нерухомим. Потрібно визначити азимутальну кутову швидкість спостережувального обладнання, при якій зображення об'єкта спостереження буде нерухомим у полі зору обладнання при взаємних рухах літака та об'єкта спостереження. Кутова швидкість ру-

хомого об'єкта спостереження в полі зору обладнання може бути визначена виразом [1]:

$$\omega_{ROC} = \frac{(V_{ROC} - V_{ICП})}{|R|} - \omega_{OC}, \quad (1.1)$$

де $\frac{(V_{ROC} - V_{ICП})}{|R|}$ – швидкість відносного руху об'єкта спостереження та літального апарату; $|R|$ – відстань між ними, ω_{OC} – кутова швидкість спостережувального обладнання. Щоб вирішити вище зазначену проблему, необхідно прийняти $\omega_{ROC} = 0$. Як випливає з рівняння (1.1), кутова швидкість платформи із встановленим спостережувальним обладнанням, визначається лінійними швидкостями рухомого об'єкта спостереження та літака, а також відстанню між $|R|$ ними.

$$\omega_{КП} = \frac{(V_{ROC} - V_{ICП})}{|R|}. \quad (1.2)$$

На підставі співвідношення (1.2) можна визначити мінімальну та максимальну обертальні швидкості виконавчих механізмів рухомої платформи залежно від конкретних умов експлуатації. Необхідно прийняти до уваги, що навіть при досить малій дальності і великій швидкості відносного руху, кутова азимутальна швидкість також буде малою (так, якщо $V_{ROC} - V_{ICП} = 20,0$ м/с та $|R| = 100,0$ м, то $\omega_{КП} = 0,2$ рад/с). Слід зазначити, що під час збуреного руху літака, а також роботи двигуна виникають вібрації, що діють на об'єкт стабілізації. Спектр цих коливань значно ширший за спектр кутової швидкості, що відповідає азимутальному обертанню літака.

У загальному випадку рух платформи системи просторової стабілізації характеризується двома компонентами: сигналами низької частоти, що виникають під час руху платформи відповідно до змінювань положення об'єкта спостереження, і збуреннями високої частоти. Саме остання компонента зумовлює високочастотні коливання зображення об'єкта спостереження в полі зору приладу. Дія цієї завади може бути усунена за допомогою відповідних засобів.

Як видно із співвідношення (1.2), керування азимутальною кутовою швидкістю платформи із встановленим обладнанням відбувається відповідно до вимірних векторів обертальної платформи та об'єкта спостереження ($V_{ICП}$ та $V_{РОС}$) відповідно. З метою визначення інформації про лінійну швидкість літака, а також для узгодження положення літака у деякій визначеній системі координат (географічній) доцільно застосовувати інтегровану інерціальну супутникову навігаційну систему.

Слід також зазначити, що в системах просторової стабілізації обладнання багатьох рухомих об'єктів (літаків, наземних рухомих об'єктів) використовуються переважно двовісні карданові підвіси [1, 38, 40]. Кінематична схема двовісного карданового підвісу наведена на рис. 1.9.

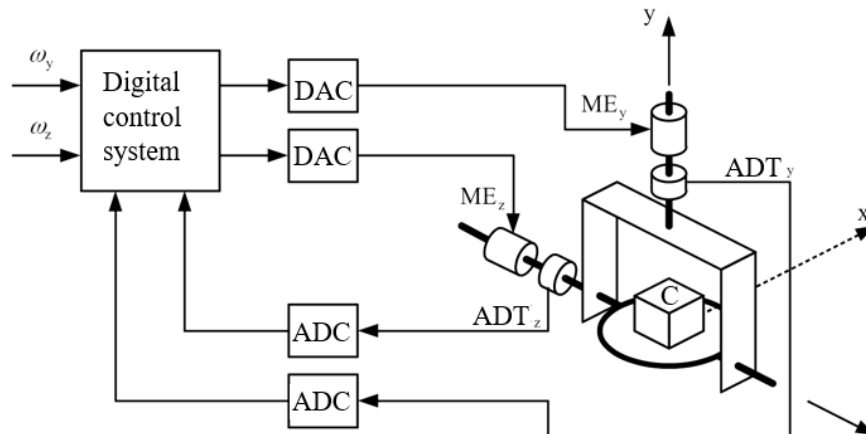


Рис. 1.9. Кінематична схема двовісного карданового підвісу: DAC – цифро-аналоговий перетворювач; ADC – аналого-цифровий перетворювач; ME – моментний привід; ADT – передавач кутових даних; С – спостережувальне обладнання

У загальному випадку, системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів мають відповідати наступним вимогам:

- підтримувати автоматичне супроводження руху об'єкта спостереження;
- забезпечувати можливість відстеження оператором положення рухомого об'єкта спостереження;
- забезпечувати придушення високочастотних коливань зображення об'єкта спостереження, зумовлені збуреним рухом об'єкта (літального апарату);

– забезпечувати можливість визначення положення рухомого об'єкта (літака) в заданій системі координат.

Структуру системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, що відповідає зазначеним вище вимогам, доцільно дослідити на прикладі одного з каналів керування поворотами карданового підвісу щодо однієї осі (азимутального обертального руху) [1]. Керування іншими осями схожі і досліджуватись у цій роботі не будуть.

Узагальнена структура системи просторової стабілізації представлена на рис. 1.10, де представлені три різновиди зв'язків між окремими пристроями: суцільні одинарні лінії відповідають проходженню електричних і кодових сигналів, суцільні подвійні лінії відповідають механічним рухам (поступальному і обертальному), штрихові подвійні лінії відповідають оптичним сигналам.

Система, представлена на рис. 1.10, містить три компоненти: систему стеження за рухомим об'єктом спостереження, систему стабілізації спостережувального обладнання та систему стабілізації зображення в полі зору спостережувального обладнання [1]. Замкнута система управління показана на рис. 1.10 пунктирними лініями. Схема містить контролер, в якому програмується закон керування рухом платформи, підсилювач, електропривод – виконавчий механізм системи, двохосьовий кардановий підвіс (КП) та гіроскопічний датчик кутової швидкості. На схемі зображено внутрішні моменти збурення (ВЗ), що зумовлені рухом карданового підвісу. Кутова швидкість обертальних рухів карданового підвісу визначається за сигналами датчиків кутової швидкості. Сигнали з цих датчиків використовуються для формування сигналу від'ємного зворотного зв'язку керування. Кут обертання осі карданового підвісу визначає напрямок лінії візування в азимутальній площині. Він є вихідним сигналом системи.

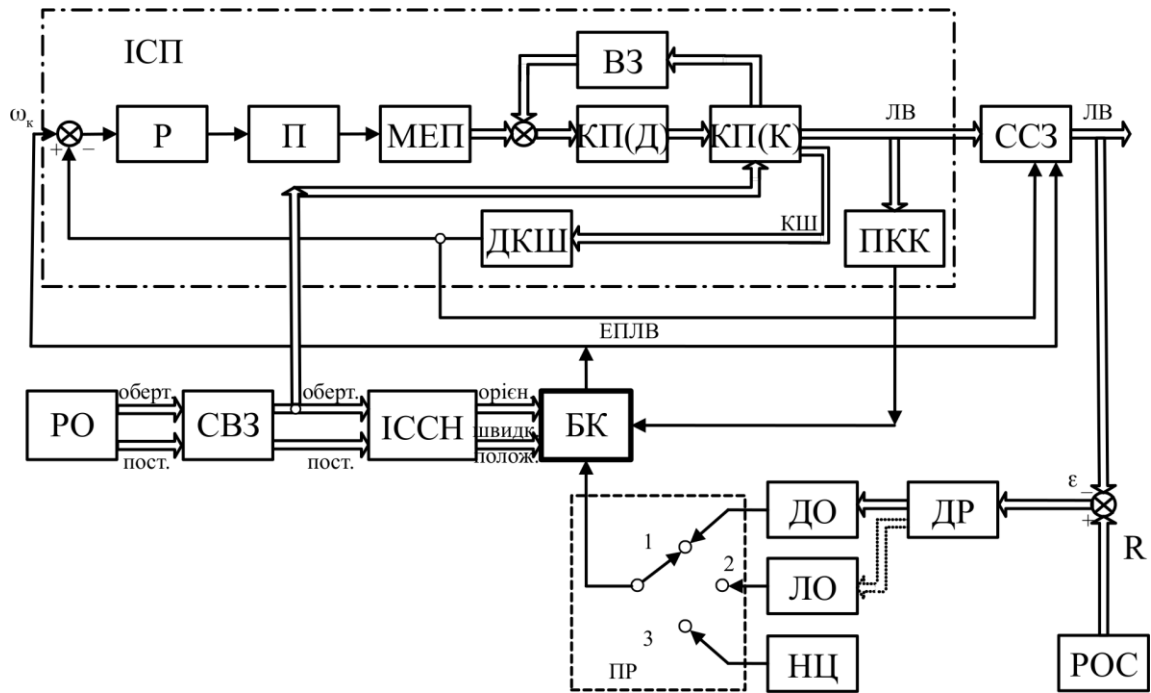


Рис. 1.10. Узагальнена структурна схема системи просторової стабілізації: ІСП –стабілізована платформа; Р – регулятор; Π – підсилювач; МЕР – моментний електричний привід; КП(Д) – карданов підвіс (динаміка); КП(К) – карданов підвіс (кінематика); ВЗ – внутрішні збурення; ССЗ – система стабілізації зображення; ДКШ – датчик куткових швидкостей; ПКК – перетворювач кут-код; ЛВ ІСП – лінія візування системи інерціальної стабілізації; РО – рухомий об’єкт; СВЗ – система віброзахисту; ІССН – інерціальна супутникова навігаційна система; БК – бортовий комп’ютер; ДО – ділянка огляду; РОС – рух об’єкта спостереження; ДР – датчик розузгодження між ділянкою та положенням об’єкта спостереження; ЛО–людина-оператор; НЦ – нерухома ціль; ПР – перемикач режимів; ЕПЛВ – еталонне положення лінії візування; оберт. – обертальний рух; пост. – поступальний рух; орієн. – орієнтація; швид. – швидкість; полож. – положення; ε – похибка; ω_r – еталонна кутова швидкість

Контур стабілізації забезпечує досить ефективно придушення широкосмугових збурень, зумовлених рухом об’єкта. Цей ефект є достатнім для платформи з обладнанням, яка характеризується значною масою та інерцією, і недостатнім для спостережувального обладнання. Таким чином, в полі зору камери виникають високочастотні коливання зображення об’єкта спостереження. Для усунення цих коливань необхідно використовувати систему стабілізації зображення. Вихідним сигналом цієї системи є стабілізований напрямок лінії візування, який вхідним си-

гналлом зовнішньої системи стеження, тобто системи компенсації руху об'єкта спостереження відносно рухомого об'єкта [1].

На вхід системи стеження надходять дані про рух об'єкта та дані про відносний рух об'єкта спостереження. Обертальна та поступальна складові швидкості руху літака визначаються вектором $V_{ICП}$. Ці складові сприймаються системою пасивної віброізоляції. Обертальний рух об'єкта-носія зумовлює збурений рух платформи у кардановому підвісі.

Обидві компонента вимірюються датчиками інтегрованої інерціальної супутникової навігаційної системи. Вихідною інформацією цієї системи, яка надходить на вхід комп'ютера, є кутова швидкість об'єкта-носія, його координати в обраній системі координат і вектор кутової орієнтації. На вхід комп'ютера надходить також інформація про поточну кутову орієнтацію платформи. З цією метою на азимутальній осі карданового підвісу має бути встановлений перетворювач код-кут. Крім того, на вхід комп'ютера надходить інформація про рух об'єкта спостереження, яка формується таким чином. На основі стабілізованого кутового положення лінії візування, яка є вихідним сигналом системи стабілізації зображення, та відносного руху стабілізованого об'єкта-носія (вектор V_{MO}), на дисплеї спостережувального обладнання формується сигнал неузгодженості між лінією візування і відстанню між об'єктом спостереження та об'єктом-носієм. Перетворення сигналу неузгодженості з оптичного сигналу в кодівий залежить від технічної реалізації системи стабілізації зображення [1, 2].

Сигнал про неузгодженість надходить на систему стеження, яка поєднує зображення об'єкта спостереження з системою координат на дисплеї комп'ютера. Таке поєднання можна виконати трьома способами. Відповідно, можна виділити три режими роботи системи стеження. Вибір того чи іншого режиму реалізується перемикачем режимів (рис. 1.10). До вищезгаданих режимів відносять.

1. Автоматичний режим, для якого кодівий сигнал датчика неузгодженості надходить на комп'ютер і спостережувальна апаратура автоматично наводиться на об'єкт спостереження (1-е положення перемикача режимів).

2. Ручний режим, коли узгодження зображення рухомого об'єкта спостереження з системою координат на дисплеї здійснюється оператором у ручний спосіб (2-е положення перемикача режимів).

3. Режим наведення на нерухомий об'єкт спостереження, координати якого є визначеними (3 положення перемикача режимів). У цьому режимі вхідною інформацією для комп'ютера є координати нерухомого об'єкта спостереження і рухомого об'єкта. Інформація надходить від інерціальної супутникової навігаційної системи. Комп'ютер розраховує координати вектора R . На підставі цих координат формується керуючий сигнал за умовою $\varepsilon = 0$.

Система стеження компенсує відносний рух об'єкта-носія та об'єкта спостереження. Система стабілізації компенсує високочастотні коливання, що виникають під час збуреного руху об'єкта-носія.

Зазвичай система інерціальної стабілізації являє собою систему автоматичного керування, яка повинна задовольняти вимоги до точності та стійкості до завад. Тому для вирішення задач проектування систем просторової стабілізації необхідно використовувати методи математичного та імітаційного моделювання, автоматизованого проектування, сучасної теорії управління. При цьому необхідно враховувати динамічні характеристики як об'єкта стабілізації, так і збурень, що діють на об'єкт в реальних умовах експлуатації.

Сучасні системи просторової стабілізації характеризуються низкою особливостей, які значно ускладнюють їх проектування. До таких особливостей можна віднести їх багатоканальність, значну кількість режимів, високий порядок системи диференціальних рівнянь, що описують систему, складну структуру регулятора і, відповідно, законів керування, певні вимоги до якості перехідних процесів, і деякі специфічні вимоги, наприклад, певну кутову жорсткість для систем просторової стабілізації, призначених для наземних рухомих об'єктів.

Класичний підхід до синтезу оптимальних багатовимірних систем управління використовує методи оптимізації на основі класичних методів варіаційного числення. Відомо, що застосування принципів оптимальності для проектування

багатовимірних систем високого порядку характеризується значними обчислювальними труднощами.

Для складних багатоконтурних систем управління характерна наявність не тільки глобальних, а й локальних екстремумів, зумовлених у більшості випадків обмеженням простору проектних параметрів. Тому необхідно виконувати аналіз отриманих результатів і, за необхідності, повторювати процедуру оптимізації. При цьому зручно використовувати методи моделювання.

Під час проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів має бути вирішена така низка завдань.

1. Створення математичного опису систем з максимально можливим урахуванням нелінійностей, притаманних реальним системам. При цьому доцільно розглядати декілька класів математичних описів, виходячи з такої ознаки як кількість осей стабілізації.

2. Створення лінеаризованих математичних моделей системи у просторі станів.

3. Аналіз вимог, які висуваються до системи в цілому, та вибір структури та основних складових системи, включаючи розрахунок основних параметрів.

5. Синтез структури системи із високим рівнем контролепридатності.

4. Синтез робастної системи стабілізації з орієнтацією на сучасні автоматизовані засоби оптимального синтезу систем управління.

5. Моделювання та аналіз отриманих результатів.

Розв'язання перерахованих вище задач потребує створення сукупності методів та процедур проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.

Одним із найкращих інструментів для розв'язання наведених задач є обчислювальна система MATLAB [18].

Синтез системи на ранніх етапах її проектування доцільно здійснювати за допомогою пакетів прикладних програм Control System Toolbox та Robust Control Toolbox, які включають великий набір процедур, що забезпечують аналіз та оптимальний синтез систем управління та стабілізації. Ці системи забезпечують проє-

ктування оптимальних цифрових регуляторів для безперервної системи, що є одним із завдань проблематики систем управління, враховуючи стрімкий розвиток сучасної обчислювальної техніки. До переваг згаданих пакетів прикладних програм також слід віднести можливість реалізації робастного управління, що актуально для синтезу систем просторової стабілізації, що функціонують в умовах інтенсивних зовнішніх збурень.

Створення моделей, які враховують усі нелінійності, притаманні реальним системам, може здійснюватися за допомогою Simulink Toolbox, який також є компонентом обчислювальної системи MATLAB.

1.4. Висновки до розділу 1

Розглянуто особливості систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, виходячи із їх застосування, оскільки саме галузь застосування вирішальним чином впливає на процес проєктування систем зазначеного типу.

Виконано порівняльний аналіз типових регуляторів, які можуть застосовуватися в системах просторової стабілізації рухомих об'єктів.

Виконано аналіз основних джерел похибок систем просторової стабілізації рухомих об'єктів.

Представлено узагальнену структуру системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів та надано її детальний опис.

Сформульовано основні вимоги до систем просторової стабілізації рухомих об'єктів.

Сформульовано основні задачі проєктування систем вищезгаданого типу та зазначено необхідність створення сукупності методів та процедур проєктування системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.

2 МАТЕМАТИЧНИЙ ОПИС СИСТЕМ ПРОСТОРОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЛАДНАННЯ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ

Останнім часом набуває актуальності створення перспективних систем просторової стабілізації авіаційного обладнання рухомих об'єктів. Сучасні тенденції створення таких систем полягають у значному скороченні термінів проектування з одночасним підвищенням висунутих до них вимог. Наявність математичного опису дозволяє створювати ефективні процедури проектування вже на ранніх етапах розробки систем.

Однією з важливих ознак, визначальних для створення математичного опису систем досліджуваного типу, є кількість осей, по яких здійснюється просторова стабілізація. Одновісна стабілізація доцільна для обладнання зі значними масогабаритними характеристиками, яке зазвичай встановлюється на наземних рухомих об'єктах. Переважна більшість обладнання для рухомих об'єктів, наприклад, лазерні приціли, антени, потребує двовісної стабілізації в просторі. Тривісна стабілізація необхідна в ситуаціях, що вимагають високої точності. Наприклад, відеокамери деяких безпілотних літальних апаратів вимагають стабілізації по трьох осях.

Кількість осей просторової стабілізації визначає особливості кінематики системи стабілізації, що суттєво впливає на особливості математичної моделі.

У цьому розділі представлені математичні описи системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів залежно від кількості взаємо-пов'язаних стабілізованих у просторі осей.

2.1. Математичний опис одновісних систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів

У даному підрозділі розглядається система просторової стабілізації апаратури, встановленої на деякій обертовій основі, яка, у свою чергу, розміщується на рухомому об'єкті. У цілому система стабілізації обладнання складається з вертикального і горизонтального каналів. Ці канали є взаємно незалежними, тому їх можна розглядати окремо, більш того, з точки зору методичного підходу до ство-

рення математичної моделі вони не мають відмінностей. У даному дослідженні розглядається вертикальний канал, оскільки він значно складніший.

При розробці запропонованої моделі враховувалися моменти опору, моменти неврівноваженості, моменти інерції, а також наявність системи пружного балансування. Такий підхід забезпечує відповідність створеної моделі реальному обладнанню. З цією ж метою в математичний опис вводяться характеристики редукторів з урахуванням їх жорсткості і люфту. Варто відзначити, що всі значення моментів, що використовуються в моделях, зводяться до осі обертання двигуна [30].

Метою даного підрозділу є представлення повної моделі системи просторової стабілізації обладнання наземного рухомого об'єкта з урахуванням моделей усіх складових а також особливостей, притаманних реальним системам. Модель створюється для можливості здійснити синтез законів управління системи просторової стабілізації, дослідження динаміки та похибок синтезованої системи. Особливістю представленої математичної моделі є врахування нелінійностей, притаманних реальним системам стабілізації досліджуваного типу, включаючи гістерезис гіроскопічної кутової швидкості та люфти приводу.

2.1.1. Математичні моделі окремих пристроїв системи просторової стабілізації

Математичну модель системи стабілізації обладнання на рухомих об'єктах представлено у вигляді диференціальних та алгебраїчних рівнянь, оскільки таке представлення є найбільш наочним для математичного опису складної динамічної системи. Програмну реалізацію повної математичної моделі доцільно здійснювати за допомогою пакету прикладних програм Simulink обчислювальної системи MATLAB з використанням передавальних функцій основних пристроїв системи. Такий підхід дозволить наблизити модель до реальної системи і, відповідно, отримати ефективний засіб дослідження системи стабілізації обладнання рухомих об'єктів на початкових етапах розробки. Крім того, це полегшує порівняння результатів моделі та результатів випробувань реальних компонентів системи, на-

приклад, їх макетних зразків, або результатів моделювання електронних пристроїв системи одним із відомих засобів для їх розробки (Workbench, MultiSIM).

Основною функцією системи стабілізації є відтворення просторового руху та стабілізація обладнання, встановленого на рухомому об'єкті [33]. Модуль обладнання встановлений на поворотній основі і може обертатися в горизонтальній площині. У свою чергу, у модулі встановлюється пристрій, який може обертатись у вертикальній площині. Модуль і пристрій підключаються до горизонтального і вертикального приводів систем стеження і стабілізації за допомогою редукторів, як це показано на рис. 2.1. Обертальні рухи об'єктів стабілізації можуть бути реалізовані за допомогою механізму з шарикопідшипниками та осі, встановленої в підшипнику кочення чи ковзання [28], як це видно на рис. 2.2, 2.3.

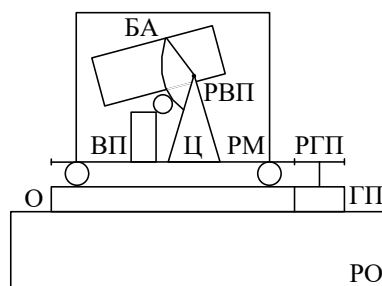


Рис. 2.1. Система стабілізації апаратури, встановлюваній на наземному рухомому об'єкті: РО – рухомий об'єкт; О – основа; ГП – горизонтальний привід; РГП – редуктор горизонтального приводу; РМ – робочий модуль; Ц – цапфи; ВП – вертикальний привід; РВП – редуктор вертикального приводу; БА – блок апаратури

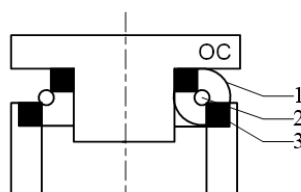


Рис. 2.2. Встановлення об'єкта стабілізації на пристрій з шарикопідшипниковими опорами (ОС – об'єкт стабілізації; 1 – пристрій; 2 – шарикопідшипник; 3 – кільце шарикопідшипників)

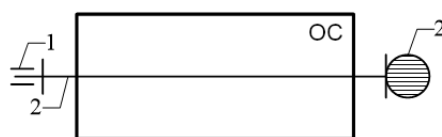


Рис. 2.3. Встановлення об'єкта стабілізації у шарикопідшипникові опори (ОС – об'єкт стабілізації; 1 – вісь; 2 – шарикопідшипникові опори)

Як датчики кутового руху досліджуваної системи можуть бути використані гіроскопічні пристрої різного типу, що забезпечують вимірювання абсолютної кутової швидкості в горизонтальній і вертикальній площинах [28. 41]. Як виконавчий механізм зазвичай використовують двигун постійного струму, який має високі керувальні, динамічні та енергетичні характеристики [41].

Для систем досліджуваного типу важлива висока точність процесів стеження та стабілізації. Традиційно для розв'язання цієї проблеми використовується зворотний зв'язок за абсолютною кутовою швидкістю об'єкта керування, отриманою за допомогою гіроскопічного датчика кутової швидкості [17].

Вимірювання абсолютної кутової швидкості (суми відносної швидкості платформи з встановленим обладнанням і поступальної швидкості рухомого об'єкта) можна виконати за допомогою гіроскопічного пристрою, модель динаміки якого має вигляд [42]:

$$\begin{aligned} J_g \ddot{\alpha} + 2\nu \sqrt{J_g c_t} \dot{\alpha} + M_\alpha - M_{gt}^1 + M_{gt}^2 - M_{fr} &= M_{im} - \omega_{an} J_g; \\ U &= k_{adt} \alpha + U_0, \end{aligned} \quad (2.1)$$

де J_g – момент інерції гіроскопічного пристрою; ν – коефіцієнт демпфування; c_t – жорсткість торсіону; M_α – момент, що враховує гістерезис торсіону; $M_{gt}^1 = S\omega_\xi \cos \alpha$ – гіроскопічний момент, зумовлений впливом вимірюваної кутової швидкості ω_ξ , тут S – кінетичний момент гіроскопічного пристрою; $M_{gt}^2 = S\omega_\zeta \sin \alpha$ – гіроскопічний момент, зумовлений впливом кутової швидкості ω_ζ , нормальної до вимірюваної; $M_{fr} = -M_f \text{sign} \dot{\alpha}$ – момент тертя у підшипникових опорах карданова підвісу; $M_{im} = \delta W$ – момент дебалансу, тут δ – зміщення, зумовлене дебалансом; W – прискорення, що призводить до дебалансу; ω_{an} – кутове прискорення відносно поздовжньої осі приладу; k_{adt} – коефіцієнт передачі датчика кута; U_0 – нульовий сигнал датчика кута.

Особливістю моделі гіроскопічного датчика кута (2.1) є необхідність врахування впливу гістерезису. Для цього пропонується формувати момент M_α за та-

ким алгоритмом. При виконанні умови $\dot{\alpha} \leq 0$ момент M_α залежно від діапазону вимірювання кута формується у такий спосіб [42]:

$$\begin{cases} M_\alpha = c_t \alpha_0, & \text{if } \alpha_0 - k_{gis} \alpha_0 \leq \alpha \leq \alpha_0; \\ M_\alpha = c_t \alpha, & \text{if } \alpha < \alpha_0(1 - k_{gis}), \end{cases} \quad (2.2)$$

де k_{gis} – коефіцієнт, який характеризує величину гістерезису.

Вираз (2.2) доповнює модель (2.1). Сигнал гіроскопічного пристрою надходить в електронний блок, до складу якого можуть входити обмежувач сигналу, демодулятор і фільтр.

Модель обмежувального пристрою є досить простою

$$\begin{cases} A_\omega = U, & \text{якщо } |U| < U_{lim}; \\ A_\omega = 12 \text{sign} U, & \text{якщо } |U| \geq U_{lim}, \end{cases} \quad (2.3)$$

де U_{lim} – обмежувальна напруга; U – деяка номінальна напруга.

Модель напівперіодного демодулятора виглядає так

$$\begin{cases} U_{dm} = 0, & \text{if } \sin 2\pi ft < 0; \\ U_{dm} = A_\omega \sin 2\pi ft, & \text{if } \sin 2\pi ft \geq 0, \end{cases} \quad (2.4)$$

де f – частота демодулятора.

Модель фільтра може бути представлена у такий спосіб

$$\begin{cases} T_f = T_1, & \text{if } U_{dm} \cos 2\pi ft \geq 0; \\ T_f = T_2, & \text{if } U_{dm} \cos 2\pi ft < 0; \\ \dot{U}_f = (kU - U_f) / T_f, \end{cases} \quad (2.5)$$

де T_f – стала часу фільтра; k – передатний коефіцієнт.

Блок управління призначений для формування сигналу, який має компенсувати сигнал абсолютної кутової швидкості [17, 28, 41]. Вхідним сигналом блоку управління є кут повороту. Математична модель блоку управління являє собою залежність сигналу пульта управління від вхідного кута повороту:

$$U = f(\gamma) = U_0 \frac{1 - \cos\left(\frac{2\alpha_0}{\varphi_0} i \gamma\right)}{(1 - \cos \alpha_0)} \text{sign} \gamma, \quad (2.6)$$

де U – вихідна напруга; U_0 – напруга відносно середньої точки; γ – поточний кут повороту; φ_0, α_0 – параметри робочої зони; i – передатне відношення.

У модель системи стабілізації також входить тахогенератор, який встановлюється на платформі і вимірює кутову швидкість модуля із обладнанням, а також датчик положення, що визначає кут його повороту

$$U_{tg} = k_{tg} \omega_{wm}; U_{ls} = k_{ls} \phi_{wm}; \quad (2.7)$$

де k_{tg} , k_{ls} – відповідні передатні коефіцієнти тахогенератора і датчика положення; ω_{wm} , ϕ_{wm} – кутова швидкість та кут повороту модуля.

Закон управління формується на основі вихідних сигналів зазначених датчиків з урахуванням відповідних коефіцієнтів залежно від режиму роботи системи стабілізації [28]. У загальному випадку керувальний вплив може бути сформований сумарним сигналом пульта управління і гіроскопічного тахометра після інтегрування, сигналами гіроскопічного тахометра і тахогенератора, і сигналом зворотного зв'язку за струмом. У деяких випадках може бути використаний сигнал від датчика положення [28].

Вихідний сигнал суматора обмежується за рівнем, демодулюється, підсилюється і надходить на вхід широтно-імпульсного модулятора. На виході цього пристрою формується послідовність імпульсів, амплітуда U_{PWM} і тривалість t_{PWM} яких визначається такими співвідношеннями:

$$U_{PWM} = (27 - k_{PWM} / I_a) \text{sign} U_{in}; t_{PWM} = \frac{U_{in}}{U_{ref}} \tau, \quad (2.8)$$

де k_{PWM} – передатний коефіцієнт широтно-імпульсного модулятора; I_a – струм у колі якоря двигуна; U_{in} – вхідний сигнал суматора; U_{ref} – еталонна напруга широтно-імпульсного модулятора; τ – тактова частота широтно-імпульсного модулятора. Вирази (2.4) – (2.8) визначають математичний опис електронних пристроїв системи.

2.1.2. Об'єднана математична модель об'єкта стабілізації та двигуна

Формування струму в колі якоря двигуна описується виразом [28, 33, 41]

$$I_a = \frac{U_{PWM} - c_e \dot{\phi}_m}{R_w}, \quad (2.9)$$

де c_e – стала електрорушійної сили; R_w – опір обмоток у колі якоря двигуна; $\dot{\varphi}_m$ – кутова швидкість двигуна, на основі якої формується сигнал зворотного зв'язку.

Згенерований струм надходить до двигуна та датчика струму. Постійна часу двигуна враховується через аперіодичну ланку з одиничним коефіцієнтом підсилення, яку можна представити у вигляді [28, 33, 41]

$$T_m \dot{J}_{cor} + J_{cor} = J, \quad (2.10)$$

де T_m – стала часу двигуна; J_{cor} – вхідний сигнал аперіодичної ланки.

Математична модель двигуна являє собою диференціальне рівняння другого порядку [43]

$$\ddot{\varphi}_m + \frac{c_m}{J_m} \dot{\varphi}_m + \frac{c_r}{n_r} \varphi_m = \frac{c_m}{J_m} J_{cor} + \frac{M_r}{J_m} \varphi_a$$

де J_{cor} – вхідний сигнал аперіодичної ланки; c_m – стала моменту навантаження на валу двигуна; M_r – момент опору обертанню двигуна; c_r – жорсткість редуктора; n_r – передатне число редуктора; J_m – момент інерції двигуна; φ_m – кут повороту двигуна; φ_b – кут повороту двигуна враховуючи нелінійності, зумовлені гістерезисом приводу; φ_a – кут повороту обладнання.

Модель механічної частини двигуна характеризується такими особливостями [28, 33, 41]:

1. Модель враховує нелінійність, зумовлену люфтом приводу, для чого сигнал кут повороту двигуна φ_m надходить на відповідну модель нелінійності.

2. Взаємозв'язок механічної частини двигуна і модуля з обладнанням (об'єкта стабілізації) здійснюється через редуктор з урахуванням його жорсткості. Такий зв'язок забезпечується введенням у рівняння (2.11) кута повороту модуля з обладнання.

3. Для встановлення відповідності моделі та реального двигуна прискорення обертання двигуна вважається нульовим за умови його нульової швидкості та виконання співвідношення між діючими на двигун моментами:

$$\left| c_m J_{cor} - \frac{c_r}{n_r} (\varphi_b - \varphi_a) \right| \leq |M_r|. \quad (2.12)$$

Рівняння (2.9) – (2.12) являють собою математичний опис виконавчого механізму.

Математичні моделі об'єкта стабілізації та двигуна займають важливе місце у створенні математичного опису системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів. Ці моделі мають суттєві особливості.

У системах досліджуваного типу об'єкт стабілізації та привід (двигун з редуктором) можна розглядати як єдиний пристрій відтворення керувального сигналу [44]. Кутова швидкість обертання об'єкта стабілізації є вихідним сигналом такого пристрою. Вихідна напруга широтно-імпульсного модулятора є керувальним впливом для виконавчого механізму. За таких умов можна вважати, що виконавчий механізм і об'єкт стабілізації з'єднані пружним зв'язком, тобто вище згаданий пристрій характеризується певною жорсткістю. Кінематична схема єдиного пристрою з урахуванням пружного зв'язку за умови монолітної конструкції об'єкта стабілізації приведена на рис. 2.4.

Передача оберտальних рухів від двигуна до об'єкта стабілізації реалізується за допомогою редуктора, який характеризується деякою жорсткістю. Під час розробки математичної моделі об'єкта стабілізації необхідно брати до уваги вплив моментів тертя, моментів дисбалансу та моментів інерції, а також деякі специфічні моменти, наприклад, моменти пружного балансування. Пружний зв'язок між об'єктом стабілізації та двигуном характеризується жорсткістю та передатним числом редуктора [28, 33, 41].

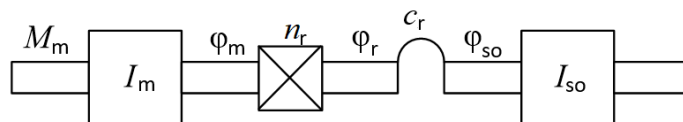


Рис. 2.4. Кінематична схема, що містить двигун, редуктор та об'єкт стабілізації: M_m – динамічний момент двигуна; I_m – момент інерції двигуна; I_{so} – момент інерції об'єкта стабілізації; φ_m – кут повороту осі двигуна; $\varphi_r = \varphi_m/n$ – кут повороту вихідної осі редуктора; φ_{so} – кут повороту об'єкта стабілізації; c_r – коефіцієнт жорсткості редуктора; n – передатне число редуктора

У загальному випадку математична модель об'єкта стабілізації характеризується механічною передачею та люфтами приводу [41]. Математичну модель об'єкта стабілізації вертикального каналу беручи до уваги пружний зв'язок з двигуном можна представити у вигляді рівняння рівноваги моментів [43]. Математичну модель об'єкта стабілізації можна подати у вигляді диференціального рівняння другого порядку [28, 33, 41]:

$$J_b \ddot{\varphi}_b + M_{fr} \text{sign} \dot{\varphi}_b + M_{im} \cos \varphi_b + k_s \varphi_b + c_r \varphi_b = k_s A + c_r \varphi_e / n_r, \quad (2.13)$$

де J_b – момент інерції об'єкта стабілізації; M_{fr} – момент тертя; M_{im} – момент дебалансу; k_s – пружна жорсткість; A – початковий кут системи балансування; c_r – жорсткість редуктора; n_r – передатне відношення редуктора; φ_b – кут повороту об'єкта стабілізації; φ_e – кут повороту двигуна; φ_e / n_r – люфт.

Для моделі об'єкта стабілізації, вимога, подібна до (2.12) набуває вигляду:

$$|-M_{im} \cos \varphi_b - k_s \varphi_b - c_r \varphi_b + k_s A + c_r \varphi_e / n_r| \leq |M_{fr}|. \quad (2.14)$$

Рівняння (2.13), (2.14) являють собою модель об'єкта стабілізації.

Останнім рівнянням в математичному описі вертикального каналу системи просторової стабілізації є алгебраїчне рівняння, яке дозволяє визначити абсолютну кутову швидкість об'єкта стабілізації $\dot{\varphi}_{abs}$ на основі відносної швидкості $\dot{\varphi}_b$ та кутової швидкості рухомого об'єкта (поступальної швидкості) $\dot{\varphi}_{car}$:

$$\dot{\varphi}_{abs} = \dot{\varphi}_b + \dot{\varphi}_{car}. \quad (2.15)$$

Отримана кутова абсолютна кутова швидкість (15) є вихідним сигналом для гіроскопічного пристрою, який виконує функції вимірювальної системи просторової системи стабілізації.

2.1.3. Узагальнена математична модель системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів

Блок-схему математичної моделі системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, яка відображає взаємозв'язок усіх її складових (2.1) – (2.15), наведено на рис. 2.5. Для систем досліджуваного типу важлива висока точність процесів стеження та стабілізації. Щоб підвищити точність процесів управ-

ліній, пропонується вжити ряд заходів. По-перше, у таких системах управління є пропорційним інтегралу похибки, що забезпечує високу точність характеристик у стійких режимах [43, 45]. По-друге, досягнення малих динамічних похибок для потужних приводів неможливо без використання інваріантних підходів. Формулювання умов компенсації збурень та основні положення принципу інваріантності, а також поширення цього принципу на прикладні задачі наведено в [46].

Основний зворотний зв'язок реалізовано за сигналом абсолютної кутової швидкості, що надходить від гіроскопічного пристрою. Для підвищення точності стабілізації використовується локальний зворотний зв'язок за напругою або струмом кола якоря двигуна. Залежно від обраного параметра – напруги або струму, двигун постійного струму набуває властивості регулятора швидкості або моменту.

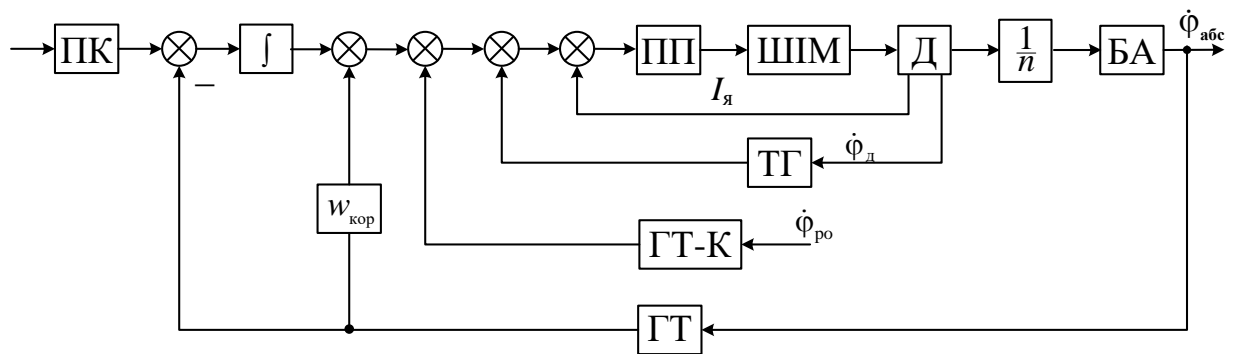


Рис. 2.5. Блок-схема системи просторової стабілізації: ПК – пульт керування (на вхід ПК надходить сигнал командної кутової швидкості); ГТ – гіротахометр; ГТ-К – компенсаційний гіротахометр; ТГ – тахогенератор; ПП – підсилювач потужності; ШИМ – широтно-імпульсний модулятор; Д – двигун; ПО – платформа з обладнанням; $w_{кор}$ – коригувальна ланка; n – передавальне число редуктора; $\dot{\phi}_{abs}$ – абсолютна швидкість платформи з обладнанням; $\dot{\phi}_{car}$ – швидкість рухомого об'єкта; $\dot{\phi}_e$ – швидкість двигуна; I_a – струм у ланцюгу якоря двигуна

У цілому, для організації зворотного зв'язку в системах стабілізації можуть бути використані гіроскопічні датчики кутової швидкості, тахогенератори, датчики положення, сигнали напруги і струму кола якоря двигуна. Залежно від способу організації локального зворотного зв'язку існує кілька підходів до організації управління в системах досліджуваного типу. Кутова швидкість стеження задається

на пульті керування. Гіроскопічний пристрій забезпечує вимірювання абсолютної кутової швидкості обладнання. Компенсаційний гіроскопічний пристрій вимірює поступальну кутову швидкість. Тахогенератор забезпечує формування сигналу, пропорційного кутовій швидкості двигуна. Контур управління системою використовує додатковий зворотний зв'язок за струмом кола якоря двигуна. Розглянемо закон управління, який формується на основі сигналів пульта управління, звичайного та компенсаційного гіроскопічних пристроїв [28, 33]

$$U_{con} = R_2 \int_0^{\Delta t} (R_1 K_{cor} U - K_{\dot{\phi}} \dot{\phi}) dt + K_{\dot{\phi}} \dot{\phi} + R (R K_{\dot{\phi}} \dot{\phi} + K_{\dot{\phi}} \dot{\phi}) + R K I, \quad (2.16)$$

де U_{con} – сигнал управління; $R_i, i=1,5$ – коефіцієнти налагодження; K_{cor} – коефіцієнт корекції; U – сигнал з пульта керування; $K_{cor}, K_{\dot{\phi}_{abs}}, K_{kp}, K_{\dot{\phi}_{car}}, K_{\dot{\phi}_e}, K_{I_a}$ – передатні коефіцієнти за $U, \dot{\phi}_{abs}, \dot{\phi}_{car}, \dot{\phi}_e, I_a$; dt – цикл управління.

2.2. Математична модель двовісної системи просторової стабілізації рухомих об'єктів

Будемо вважати, що система стабілізації та стеження, яка забезпечує просторову стабілізацію та управління положенням лінії візування апаратури спостереження та вимірювання, встановлюється у двовісному кардановому підвісі. Внутрішня рамка карданового підвісу являє собою платформу із корисним обладнанням. Обидві рамки карданового підвісу встановлені в шарикопідшипникових опорах. На платформі розташований пристрій спостереження. Абсолютна кутова швидкість платформи із корисним навантаженням вимірюється гіроскопічними вимірювачами кутової швидкості.

У загальному випадку динаміка тривісної системи просторової стабілізації може бути представлена за допомогою рівнянь Ейлера [47]:

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \dots & \dot{\beta} &= \dots & \dot{\gamma} &= \dots \\ \dot{\alpha} &= \dots & \dot{\beta} &= \dots & \dot{\gamma} &= \dots \\ \dot{\alpha} &= \dots & \dot{\beta} &= \dots & \dot{\gamma} &= \dots \end{aligned}$$

(2.17)

де $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекції кутової швидкості платформи на її осі; J_x, J_y, J_z – моменти інерції платформи із корисним навантаженням; J_{yz}, J_{xz}, J_{xy} – відцентрові моменти інерції; $\dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$ – проекції кутового прискорення платформи; M_x, M_y, M_z – зовнішні моменти.

Рівняння (2.17) можуть бути записані для кожної рамки підвісу.

Слід зазначити, що для багатьох прикладних застосувань найбільш прийнятним є використання двовісного карданового підвісу [1, 25, 26], оскільки дві взаємно-ортогональні осі спроможні визначити напрямок у тривимірному просторі.

Взаємне положення осей координат, необхідних для опису кінематики системи стабілізації, представлено на рис. 2.6. При цьому використовуються такі системи координат: $Ox_0y_0z_0$ – система координат, що зв'язана з рухомих об'єктом; $Ox_1y_1z_1$ – система координат, зв'язана із зовнішньою рамкою карданового підвісу; $Ox_{II}y_{II}z_{II}$ – система координат, зв'язана із внутрішньою рамкою карданового підвісу (платформою). Оскільки йдеться про двовісну систему, рух платформи щодо осі z не стабілізовано, і платформа відхиляється щодо цієї осі разом із рухомих об'єктом.

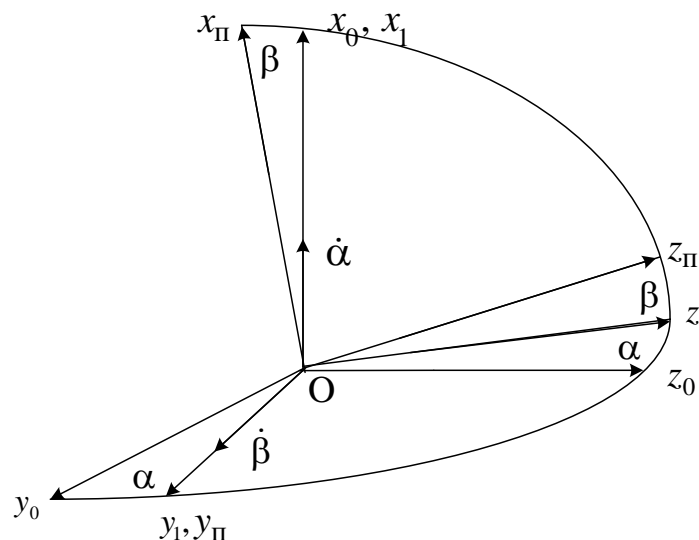


Рис. 2.6. Взаємне розташування систем координат, зв'язаних з платформою та рухомих об'єктом

$$\begin{aligned}
\dot{\omega}_y &= \left[-(J_y - J_x)\omega_x\omega_z - M_{fry}\text{sign}\omega_y - M_{unby}\cos\beta + k_{spr}(A - \beta) + \frac{c_r(\beta_g - \beta)}{n_r} \right] / J_y; \\
\dot{\omega}_{e\alpha} &= \left[-M_{fre}\text{sign}\omega_{e\alpha} + \frac{c_m}{R_w}U_\alpha + \frac{c_r(\alpha_g - \alpha)}{n_r} \right] / J_e; \\
\dot{\omega}_{e\beta} &= \left[-M_{fre}\text{sign}\omega_{e\beta} + \frac{c_m}{R_w}U_\beta + \frac{c_r(\beta_g - \beta)}{n_r} \right] / J_e; \\
\dot{U}_\alpha &= [-U_\alpha + k_{PWM}U_{PWM\alpha} - c_{ed}\omega_{e\alpha}] / T_{arm}; \\
\dot{U}_\beta &= [-U_\beta + k_{PWM}U_{PWM\beta} - c_{ed}\omega_{e\beta}] / T_{arm}; \\
\dot{U}_{\omega\alpha} &= [-2\nu T_0 U_{\omega\alpha} - U_{\omega\alpha} + k_{ars}\omega_x] / T_0^2; \\
\dot{U}_{\omega\beta} &= [-2\nu T_0 U_{\omega\beta} - U_{\omega\beta} + k_{ars}\omega_y] / T_0^2,
\end{aligned}
\tag{2.20}$$

де α , β – кути повороту платформи з встановленим на ній корисним навантаженням; ω_x , ω_y – кутові швидкості платформи в горизонтальній і вертикальній площинах; $\omega_{e\alpha}$, $\omega_{e\beta}$ – кутові швидкості двигунів, встановлених по осям x , y відповідно; α_e , β_e – кути повороту двигунів, встановлених по осям x , y ; $U_{\omega\alpha}$, $U_{\omega\beta}$ – вихідні сигнали датчиків кутової швидкості, що вимірюють абсолютні кутові швидкості платформи з встановленим обладнанням по осям x , y ; $U_{\omega\alpha}$, $U_{\omega\beta}$ – похідні вихідних сигналів датчиків; J_x , J_y , J_z – моменти інерції платформи з встановленим на ній обладнанням відносно її власних осей x , y , z ; M_{frx} , M_{fry} – номінальні моменти сухого тертя по осям підвісу x , y ; M_{unbx} , M_{unby} – моменти неврівноваженості по осям x , y ; k_{spr} – коефіцієнт жорсткості пружинного компенсатора; A – початковий кут взведення пружини; c_r – жорсткість редуктора; α_g , β_g – кути повороту платформи з урахуванням впливу люфту привода; M_{fre} , M_{fry} – номінальні моменти сухого тертя двигунів, встановлених по осям у платформи x , y ; c_m – стала моменту навантаження на валу двигуна; R_w – опір обмоток кола якоря двигуна; U_α , U_β – напруга кола якоря двигунів, встановлених по осям під-

вісу; n_r – передатне число редуктора; T_{arm} – стала часу кола якоря двигуна; k_{PWM} – коефіцієнт передачі лінеаризованого ШІМ; U_{PWM} – напруга на вході ШІМ; c_{ed} – коефіцієнт пропорційності між кутовою швидкістю двигуна та ерс; ν – відносний коефіцієнт демпфування; T_0 – стала часу датчика кутової швидкості, k_{ars} – коефіцієнт передачі датчика кутової швидкості. В приведених нелінійних рівняннях кути α_g , β_g визначаються відповідно до виразів

$$\alpha_g = \alpha_e / n_p, \text{ якщо } |\alpha_e / n_p - \alpha| \geq 0,5\Delta;$$

$$\alpha_g = \alpha, \text{ якщо } |\alpha_e / n_p - \alpha| < 0,5\Delta;$$

$$\beta_g = \beta_e / n_p, \text{ якщо } |\beta_e / n_p - \beta| \geq 0,5\Delta;$$

$$\beta_g = \beta, \text{ якщо } |\beta_e / n_p - \beta| < 0,5\Delta,$$

(2.21)

де Δ являє собою значення люфту приводу системи, який було визначено експериментальним шляхом.

Далі необхідно здійснити лінеаризацію рівнянь (2.20), (2.21) щодо номінальних значень фазових координат на підставі таких припущень як [28, 49, 50]:

1) лінеаризація моментів тертя та неурівноваженості об'єкта стабілізації та двигуна,

2) знехтування моментами тертя в опорах карданового підвісу та на валу двигуна та люфтом приводу;

3) знехтування шумами гіроскопічного прилада кутової швидкості;

4) припущення про малі кути повороту платформи з метою лінеаризації тригонометричних виразів. Після виконання цих припущень система рівнянь (2.20) з урахуванням (2.21) може бути записана у лінеаризованому вигляді та представлена у просторі станів наступною четвіркою матриць [28, 49, 50]

$$\mathbf{B}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_{umbx} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_{unby} & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\begin{aligned}
\mathbf{C} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{R_w} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{R_w} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \\
\mathbf{A} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_{arm}} & 0 & -\frac{c_{ed}}{T_{arm}} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_{arm}} & 0 & -\frac{c_{ed}}{T_{arm}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{c_r}{J_x} & 0 & \frac{c_r}{n_r J_x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{f_\alpha}{J_x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{c_r - k_{spr}}{J_y} & 0 & \frac{c_r}{n_r J_y} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{f_\beta}{J_y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{c_r}{n_r J_e} & 0 & -\frac{c_r}{n_r^2 J_e} & 0 & 0 & 0 & \frac{c_m}{R_{arm} J_e} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{c_r}{n_r J_e} & 0 & -\frac{c_r}{n_r^2 J_e} & 0 & 0 & 0 & \frac{c_m}{R_{arm} J_e} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_0^2} & 0 & 0 & 0 & \frac{k_{ars}}{T_0^2} & 0 & 0 & 0 & -\frac{2\nu}{T_0} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_0^2} & 0 & 0 & 0 & \frac{k_{ars}}{T_0^2} & 0 & 0 & 0 & -\frac{2\nu}{T_0} \end{bmatrix} \quad (2.22)
\end{aligned}$$

2.3. Математична модель тривісної системи стабілізації

У разі вимог з високої точності стабілізація обладнання рухомого об'єкта повинна здійснюватися за трьома осями. Для цього стабілізована платформа з обладнанням (інформаційно-вимірювальні системи та пристрої спостереження) встановлюється в триступеневому кардановому підвісі. При цьому повинна забезпечуватися можливість розворотів платформи у досить широкому діапазоні. У загальному випадку система стабілізації може підтримувати режими попередньої та

точної стабілізації. Математичний опис об'єкта стабілізації має містити опис його динаміки та кінематики.

Динаміка платформи із встановленим на ній корисним навантаженням та вимірювальними пристроями може бути описана рівняннями (2.17).

Моменти, що діють на платформу, включають моменти сухого тертя в шарикопідшипникових опорах карданового підвісу; моменти, що розвиваються двигунами стабілізації, та моменти збурення.

При створенні математичного опису системи в режимі точної стабілізації необхідно враховувати, що до кожного контуру управління входять двигун стабілізації, широтно-імпульсний модулятор (ШІМ) і гіроскопічний вимірювач кутової швидкості [51].

Складові моментів, що діють по осях карданового підвісу, визначаються у такий спосіб [49, 50]

$$M_{1i} = M_{fr} \text{sign} \omega_i; M_{2i} = c_m U_{ai} / R_a; M_{3i} = M_{dist i}; i = x_2, y_0, z_1, \quad (2.22)$$

де M_{fr} – номінальний момент тертя в шарикопідшипникових опорах, встановлених в осях карданова підвісу; c_m – коефіцієнт навантаження на валу двигуна, U_{ai} – напруга керувальних обмоток у колах якорів двигунів; R_a – опір обмотки кола якоря двигуна, $M_{dist i}$ – моменти збурення.

Формування напруги в керувальній обмотці якоря двигуна описується виразом [41, 49, 51, 52]

$$T_a \dot{U}_{ai} + U_{ai} = k_{PWD} U_{PWDi} - n_r c_e \omega_i, i = x_2, y_0, z_1, \quad (2.23)$$

де T_a – стала часу кола якоря двигуна; c_e – коефіцієнт пропорційності між кутовою швидкістю двигуна стабілізації та ерс; k_{PWD} – коефіцієнт передачі лінеаризованого ШІМ; U_{PWDi} – напруга на вході ШІМ.

Керувальна напруга на виході датчика кутової швидкості $U_{\omega i}$ може бути описана у такий спосіб [49, 51, 52]

$$T_g^2 \ddot{U}_i + 2\xi T_g \dot{U}_i + U_i = k_g \omega_i, i = x, y, z, \quad (2.24)$$

де T_g – стала часу гіроскопічного датчика кутової швидкості; ξ – коефіцієнт загасання; k_g – коефіцієнт передачі гіроскопічного датчика кутової швидкості.

Для опису кінематики системи стабілізації досліджуваного типу необхідно ввести до розгляду системи координат, що описують положення стабілізованої платформи в інерціальному просторі.

Положення пов'язаної з платформою системи координат $OXYZ$ в інерціальному просторі щодо вихідної системи координат $O X_{\text{ЛА}} Y_{\text{ЛА}} Z_{\text{ЛА}}$ визначається послідовністю трьох поворотів на кути ψ , ϑ , γ , як це показано на рис. 2.7.

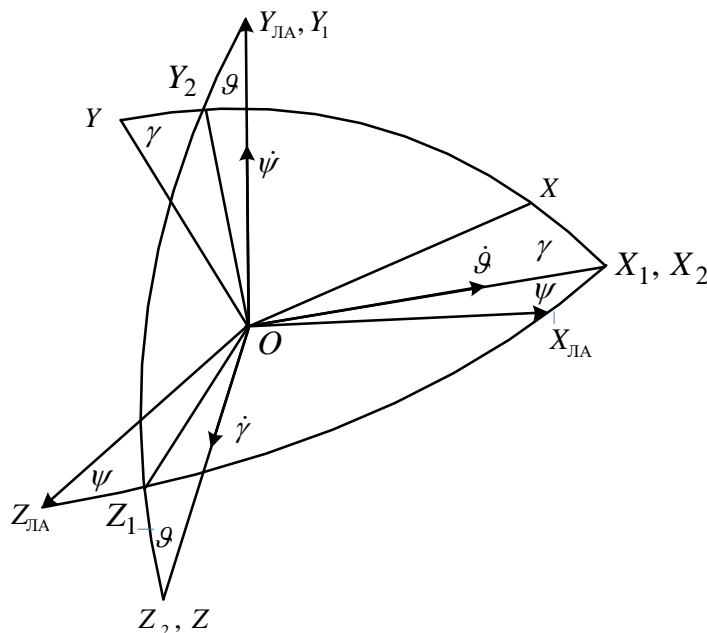


Рис. 2.7. Послідовність поворотів, що визначає положення платформи із встановленим на ній корисним навантаженням

При цьому відповідні матриці направляючих косинусів набувають вигляду

$$A_1 = \begin{matrix} & X_1 & Y_1 & Z_1 \\ \begin{matrix} X_{\text{ЛА}} \\ Y_{\text{ЛА}} \\ Z_{\text{ЛА}} \end{matrix} & \begin{pmatrix} \cos \psi & 0 & \sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \psi & 0 & \cos \psi \end{pmatrix} \end{matrix}; \quad (2.25)$$

$$A_2 = \begin{matrix} & X_2 & Y_2 & Z_2 \\ X_1 & 1 & 0 & 0 \\ Y_1 & 0 & \cos \vartheta & -\sin \vartheta \\ Z_1 & 0 & \sin \vartheta & \cos \vartheta \end{matrix}; \quad (2.26)$$

$$A_3 = \begin{matrix} & X & Y & Z \\ X_2 & \cos \gamma & -\sin \gamma & 0 \\ Y_2 & \sin \gamma & \cos \gamma & 0 \\ Z_2 & 0 & 0 & 1 \end{matrix}. \quad (2.27)$$

На підставі співвідношень (2.25) – (2.27) матриці направляючих косинусів між осями XYZ , $X_{\text{ЛА}} Y_{\text{ЛА}} Z_{\text{ЛА}}$ та осями

$X_{\text{ЛА}} Y_{\text{ЛА}} Z_{\text{ЛА}}$, XYZ набувають вигляду

$$A = \begin{matrix} & X & Y & Z \\ X_{\text{ЛА}} & \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma & -\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \cos \vartheta \\ Y_{\text{ЛА}} & \cos \vartheta \sin \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & -\sin \vartheta \\ Z_{\text{ЛА}} & -\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma & \sin \psi \sin \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \psi \cos \vartheta \end{matrix} \quad (2.28)$$

$$A^T = \begin{matrix} & X_{\text{ЛА}} & Y_{\text{ЛА}} & Z_{\text{ЛА}} \\ X & \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma & \cos \vartheta \sin \gamma & -\sin \psi \cos \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma \\ Y & -\cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma & \cos \vartheta \cos \gamma & \sin \psi \sin \gamma + \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma \\ Z & \sin \psi \cos \vartheta & -\sin \vartheta & \cos \psi \cos \vartheta \end{matrix} \quad (2.29)$$

Визначення кутових швидкостей, які задаються регулятором системи стабілізації, здійснюється у такий спосіб. Якщо ω кутова швидкість платформи в тривісному кардановому підвісі в інерціальному просторі, а Ω – кутова швидкість платформи, зумовлена дією моментів, що визначаються в блоці управління, то умова точної стабілізації набуває вигляду [53]

$$\Omega + \omega = 0. \quad (2.30)$$

Якщо вважати, що перехід до нового положення платформи в інерціальному просторі відповідно до рис. 2.9 здійснюється поворотами на кути ψ , ϑ , γ ,

то кутові швидкості всіх рамок карданового підвісу з урахуванням матриць напрямних косинусів (2.25) – (2.27) будуть визначатися наступним чином

$$\begin{bmatrix} \omega_{X_1} \\ \omega_{Y_1} \\ \omega_{Z_1} \end{bmatrix} = A_1^T \begin{bmatrix} \omega_{X_{ЛА}} \\ \omega_{Y_{ЛА}} \\ \omega_{Z_{ЛА}} \end{bmatrix} + A_1^T \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (2.31)$$

$$\begin{bmatrix} \omega_{X_2} \\ \omega_{Y_2} \\ \omega_{Z_2} \end{bmatrix} = A_2^T A_1^T \begin{bmatrix} \omega_{X_{ЛА}} \\ \omega_{Y_{ЛА}} \\ \omega_{Z_{ЛА}} \end{bmatrix} + A_2^T \left(A_1^T \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \right); \quad (2.32)$$

$$A_3^T A_2^T A_1^T \begin{bmatrix} \omega_{X_{ЛА}} \\ \omega_{Y_{ЛА}} \\ \omega_{Z_{ЛА}} \end{bmatrix} + A_3^T \left(A_2^T A_1^T \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\psi} \\ 0 \end{bmatrix} + A_2^T \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} \right) =$$

$$A^T \begin{bmatrix} \omega_{X_{ЛА}} \\ \omega_{Y_{ЛА}} \\ \omega_{Z_{ЛА}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\vartheta} & \gamma + \dot{\psi} & \vartheta & \gamma \\ -\dot{\vartheta} & \gamma + \dot{\psi} & \vartheta & \gamma \\ & \dot{\gamma} - \dot{\psi} & \vartheta & \end{bmatrix}. \quad (2.33)$$

Слід зазначити, що кутові швидкості платформи визначаються виразами (2.31) – (2.33), якщо осі карданового підвісу в початковий час збігаються з осями рухомого об'єкта. З урахуванням цієї обставини послідовність поворотів платформи із встановленим на ній обладнанням під час стабілізації відповідатиме рис. 2.8.

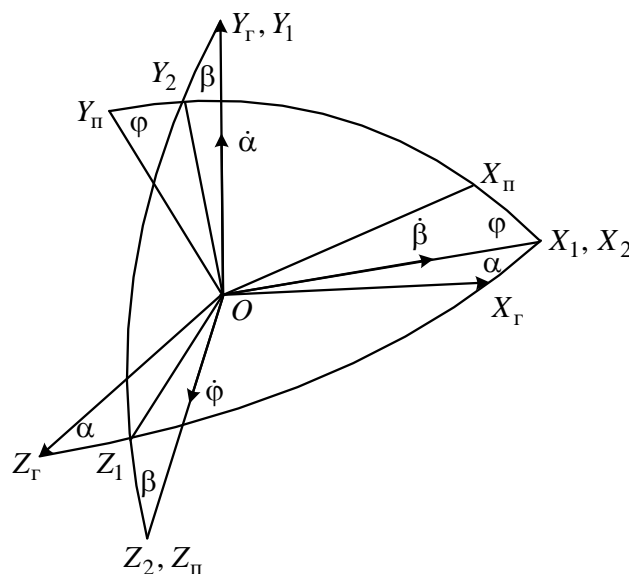


Рис. 2.8. Послідовність поворотів осей карданового підвісу у процесі стабілізації платформи

Умова точної стабілізації (2.30) у проекціях на осі платформи набуває вигляду

$$\Omega_x + \omega_x = 0; \quad \Omega_y + \omega_y = 0; \quad \Omega_z + \omega_z = 0. \quad (2.34)$$

Проекції кутової швидкості стабілізації платформи на власні осі відповідно до рис. 2.9 можуть бути визначені співвідношеннями:

$$\begin{aligned} \Omega_x &= \dot{\beta} \cos \varphi + \dot{\alpha} \cos \beta \sin \varphi; \\ \Omega_y &= -\dot{\beta} \sin \varphi + \dot{\alpha} \cos \beta \cos \varphi; \\ \Omega_z &= \dot{\varphi} - \dot{\alpha} \sin \beta. \end{aligned} \quad (2.35)$$

На підставі співвідношень (2.35) з урахуванням рівнянь (2.34) можна отримати вирази для кутових швидкостей платформи під час її стабілізації

$$\begin{aligned} -\omega_x &= \dot{\beta} \cos \varphi + \dot{\alpha} \cos \beta \sin \varphi; \\ -\omega_y &= -\dot{\beta} \sin \varphi + \dot{\alpha} \cos \beta \cos \varphi; \\ -\omega_z &= \dot{\varphi} - \dot{\alpha} \sin \beta. \end{aligned} \quad (2.36)$$

Використовуючи вирази (2.36), після деяких перетворень можна отримати диференціальні рівняння кутових швидкостей стабілізації рамок карданового підвісу [33, 52, 54]

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= -\frac{1}{\cos \beta} (\omega_x \sin \varphi + \omega_y \cos \varphi); \\ \dot{\beta} &= -\omega_x \cos \varphi + \omega_y \sin \varphi; \\ \dot{\varphi} &= \frac{1}{\cos \beta} (\omega_x \sin \varphi + \omega_y \cos \varphi) - \omega_z. \end{aligned} \quad (2.37)$$

При створенні математичного опису системи стабілізації необхідно враховувати, що моменти управління, що формуються в регуляторі, керують рухом рамок карданового підвісу, а модель динаміки системи (2.17) визначається в проекціях на осі об'єкта стабілізації. Вирази визначення складових моментів управління може бути визначено виходячи з наступних перетворень

$$\begin{bmatrix} M_{x_1} \\ M_{y_1} \\ M_{z_1} \end{bmatrix} = A_3^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M_{z_2} \end{bmatrix}; \quad (2.38)$$

$$\begin{bmatrix} M_{x_2} \\ M_{y_2} \\ M_{z_2} \end{bmatrix} = A_3^T A_2^T \begin{bmatrix} M_{x_1} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi M_{x_1} \\ -\sin \varphi M_{x_1} \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (2.39)$$

$$\begin{bmatrix} M_{x_3} \\ M_{y_3} \\ M_{z_3} \end{bmatrix} = A_3^T A_2^T A_1^T \begin{bmatrix} 0 \\ M_{y_{ЛЛ}} \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta \sin \varphi M_{y_{ЛЛ}} \\ \cos \beta \cos \varphi M_{y_{ЛЛ}} \\ -\sin \beta M_{y_{ЛЛ}} \end{bmatrix}. \quad (2.40)$$

На підставі виразів (2.38) – (2.40) проекції моментів управління платформи на її власні осі набувають вигляду [33, 52, 54]

$$\begin{aligned} M_x &= \cos \varphi M_{x_1} + \cos \beta \sin \varphi M_{y_{ЛЛ}}; \\ M_y &= -\sin \varphi M_{x_1} + \cos \beta \cos \varphi M_{y_{ЛЛ}}; \\ M_z &= M_{z_2} - \sin \beta M_{y_{ЛЛ}}. \end{aligned} \quad (2.41)$$

Співвідношення (2.17), (2.22) – (2.24), (2.28), (2.29) і (2.37), (2.41) є математичним описом системи стабілізації апаратури спостереження, що експлуатується на рухомому об'єкті, наприклад, БПЛА.

Лінеаризована модель у просторі станів може бути отримана на підставі співвідношень (2.17), (2.22) – (2.24), (2.28), (2.29) та (2.37), (2.41) з використанням таких припущень:

- 1) зневага відцентровими моментами платформи та різницею осьових моментів, що дозволяє значно спростити вирази (2.17);
- 2) урахування лише малих кутів повороту платформи, що дозволяє спростити вирази (2.22), (2.28), (2.29);
- 3) заміна нелінійних моментів тертя лінеаризованими моментами [41];
- 4) використання лінеаризованої моделі ШІМ [30];
- 5) знехтування моментами збурення, що діють на платформу, відповідно до виразу (2.17).

На підставі виразів (2.17), (2.22) – (2.29) та (2.37), (2.41) та перерахованих припущень лінійна модель об'єкта стабілізації для вектору станів

$$x^T = [\alpha \ \beta \ \gamma \ U_{\omega x} \ U_{\omega y} \ U_{\omega z} \ U_{ax2} \ U_{ay0} \ U_{az1} \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z \ U_{\omega dx} \ U_{\omega dy} \ U_{\omega dz}], \quad (2.42)$$

де $U_{\omega dx}, U_{\omega dy}, U_{\omega dz}$ є похідні від напруг $U_{\omega x}, U_{\omega y}, U_{\omega z}$, може бути представлена чотвіркою матриць A, B, C, D

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_a & 0 & 0 & -n_r c_e / T_a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_a & 0 & 0 & -n_r c_e / T_a & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_a & 0 & 0 & -n_r c_e / T_a & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_m / (R_a J_x) & 0 & 0 & -f_x / J_x & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_m / (R_a J_y) & 0 & 0 & -f_y / J_y & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_m / (R_a J_z) & 0 & 0 & -f_z / J_z & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/T_g^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_g / T_g^2 & 0 & 0 & -2\xi / T_g & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_g^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_g / T_g^2 & 0 & 0 & -2\xi / T_g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/T_g^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_g / T_g^2 & 0 & 0 & -2\xi / T_g & 0 \end{bmatrix},$$

де f_x, f_y, f_z є коефіцієнти лінеаризованих моментів тертя [41];

$$B^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{PWD} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{PWD} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & k_{PWD} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.43)$$

2.4. Висновки до розділу 2

Розроблено повну математичну модель одновісної системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів. Модель створена з урахуванням нелінійностей, властивих реальним системам. Запропонована модель дозволяє досліджувати динаміку системи, а також визначати похибки стабілізації.

Розроблена модель має дві основні особливості. По-перше, характеристики моделі максимально наближені до реальних систем. По-друге, модель являє собою так звану двомасову систему, яку найбільш доцільно використовувати для стабілізації корисного вантажу зі значною масою та габаритами. Звичайно, в цьому випадку повинен використовуватися досить потужний двигун. Таким чином, представлена модель може бути корисною для будь-якого рухомого об'єкта з корисним навантаженням значної маси, але найбільш доцільно використовувати її для просторової стабілізації обладнання наземних рухомих об'єктів. Ще однією галуззю використання розробленої моделі можуть бути стаціонарні потужні телескопи та антени, встановлені на стабілізованій платформі, які використовуються в дослідницьких центрах. Отриману модель можна адаптувати до інших областей, знехтувавши деякими параметрами, а саме коефіцієнтом пружного зв'язку між стабілізованою платформою та електродвигуном.

Ще однією галуззю використання розробленої моделі є стаціонарні потужні телескопи та антени, встановлені на рухомій стабілізованій платформі, які використовуються в дослідницьких центрах. Отриману модель можна адаптувати до інших прикладних застосувань, знехтувавши деякими параметрами, а саме коефіцієнтом пружного зв'язку між стабілізованою платформою та електродвигуном.

Розроблено математичний опис системи стабілізації, встановленої в дво-вісному кардановому підвісі. Наведено кінематичні співвідношення для цього випадку, приведено диференціальні рівняння з урахуванням нелінійностей та лінеаризований математичний опис у просторі станів.

Отримано математичний опис тривісної системи просторової стабілізації та управління орієнтацією осей візування апаратури спостереження рухомих об'єктів. Розроблено як нелінійні так і лінійні математичні описи системи досліджуваного типу. Представлено детальний опис кінематичних співвідношень для випадку тривісної системи стабілізації.

3. СИНТЕЗ СИСТЕМ ПРОСТОРОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЛАДНАННЯ РУХОМИХ ОБ'ЄКТІВ

3.1. Синтез структури контролепридатної системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів

Проблема синтезу структури системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів полягає у виборі такої структури, параметрів, характеристик і технічних засобів, які забезпечують виконання заданих технічних вимог. До таких вимог належать точність, статичні та динамічні характеристики, стійкість до зовнішніх збурень, надійність, маса, розміри, споживання енергії та ін. Важливе значення мають також умови виготовлення, транспортування, зберігання та експлуатації [57 – 59].

Сформулювати єдиний критерій оптимальності системи за всіма перерахованими ознаками дуже складно. Зазвичай задачу синтезу системи стабілізації розбивають на низку підзадач, зокрема визначення структури та параметрів системи, формування структурної та функціональної схем, проєктування апаратури, розробка програмного забезпечення, синтез законів управління. Однією з таких задач є синтез структури системи стабілізації, яка виникає на ранніх етапах проєктування будь-якої складної системи [57, 59, 60].

Ця задача має деякі особливості. По-перше, її неможливо формалізувати у практичних ситуаціях. По-друге, саме дослідник відіграє найбільшу роль у прийнятті рішень і має змінювати оптимальні рішення залежно від нової інформації, яка надходить у процесі проєктування. Тобто, ця задача потребує інтерактивного режиму для її розв'язання [60].

У більшості практичних ситуацій альтернативні варіанти структур системи стабілізації є векторно непорівнянними. Це означає, що неможливо використовувати критерій безумовної переваги або критерій Парето. Суть цього критерію полягає в наступному. Усі складові векторного показника якості для одного варіанта структури системи мають бути не гірші відповідних показників

якості іншого варіанту структури системи. І принаймні один показник якості першого варіанта структури має бути кращий за інші. Цей критерій аналітично можна записати у такому вигляді [61, 62]

$$\forall(i)[k_{1i}(S_1) \leq (S_2)] \text{ та } \exists(i) [k_{1i}(S_1) \leq k_{2i}(S_2)]. \quad (3.1)$$

Рівняння (3.1) є умовами, за яких система S_1 має переваги у порівнянні із системою S_2 , де k_{1i} , k_{2i} є показники якості структур систем S_1 , S_2 . Система із меншим показником якості є більш оптимальною.

У практичних ситуаціях показники якості однієї системи можуть бути більшими чи меншими порівняно з показниками якості іншої системи. Це зумовлює необхідність використання умовних критеріїв переваги. Крім того, задача синтезу структури системи стабілізації є багатокритеріальною. Розмірність цієї задачі можна зменшити шляхом введення узагальнених показників якості.

Одним із важливих показників якості або вибору структури системи стабілізації є її контролепридатність. Для вирішення цієї задачі можна застосувати узагальнений показник якості у формі [59]

$$g = \prod_1^n (k_i / k_{ai})^{b_i}, \quad (3.2)$$

де k_i , k_{ai} – показники контролепридатності проєктованої системи та систем-аналогів; b_i – вагові коефіцієнти i -го показника контролепридатності; n – загальна кількість показників.

Вагові коефіцієнти можуть бути визначені методом експертних оцінок. Інші показники якості, такі як точність, надійність, маса, розміри та вартість, не повинні перевищувати деякі допустимі значення. Відповідні нерівності повинні підлягати безумовному виконанню [57, 59, 60].

Тоді задача синтезу структури контролепридатної системи стабілізації може бути сформульована у такий спосіб:

$$\begin{aligned} & \max_{S_j \in S} g[k_l(x_j)]; \\ & \text{for } \forall(j)(x_j \in X_{\text{доп}}), \end{aligned} \quad (3.3)$$

де S – множина допустимих варіантів структур системи просторової стабілізації, $S_i, i = \overline{1, \dots, p}$, $k_l, l = \overline{1, \dots, m}$ – показники контролепридатності, $x_j, j = \overline{1, \dots, n}$ – параметри та характеристики системи стабілізації, $X_{\text{доп}}$ – множина допустимих параметрів та характеристик системи.

Розглянемо критерій оптимізації (3.2) для задачі (3.3) детально.

Для проектування систем стабілізації велике значення мають такі показники контролепридатності:

– коефіцієнт повноти повноти перевірки контролепридатності

$$k_{ic} = \lambda_t / \lambda_0, \quad (1.4)$$

де λ_t, λ_0 – сумарна інтенсивність відмов контролепридатних та інших складових частин проектованої системи, відповідно;

– коефіцієнт глибини пошуку відмови

$$k_{df} = F / R, \quad (3.5)$$

де F, R – кількість складових частин системи, для яких однозначно визначається відмова системи та загальна кількість складових, відповідно;

– коефіцієнт надмірності

$$k_{cr} = (G_s - G_b) / G_s, \quad (3.6)$$

де G_b, G_s – об'єм або маса вбудованих засобів контролю та системи, відповідно;

– коефіцієнт уніфікації пристроїв спряження

$$k_{iu} = N_u / N_a, \quad (3.7)$$

де N_u, N_a – кількість уніфікованих пристроїв спряження та загальна кількість пристроїв спряження.

Для розв'язання задачі оптимального проектування в якості узагальненого критерію оптимізації (3.2) з компонентами (3.4) – (3.7) можна прийняти мультиплікативну оцінку рівня контролепридатності.

Для визначення вагових коефіцієнтів застосуємо метод пріоритетних перестановок. У порівнянні з іншими методами він має наступну перевагу. Поми-

лка експерта, внесена при порівнянні деякої пари досліджуваних об'єктів, не призводить до помилок при наступних порівняннях [63].

Результати експертного опитування наведені в таблиці 3.1 [59].

Таблиця 3.1

Результати експертного оцінювання

Показники	Оцінка експерта					Загальна оцінка
	1	2	3	4	5	
k_{tc} та k_{df}	>	>	>	<	>	>
k_{tc} та k_{cr}	>	>	>	>	>	>
k_{tc} та k_{iu}	>	>	>	>	>	>
k_{df} та k_{cr}	>	>	>	>	>	>
k_{df} та k_{iu}	=	>	>	>	>	>
k_{cr} та k_{iu}	<	>	>	>	<	>

Елементи квадратної матриці $A=[a_{ig}]$ розмірності $n \times n$, де n – кількість вагових коефіцієнтів, виглядають таким чином

$$\begin{aligned}
 a_{ig} &= 1 + \text{у якщо } b_{ki} > b_{kj}; \\
 a_{ig} &= 1 \text{ якщо } b_{ki} = b_{kj}; \\
 a_{ig} &= 1 - \text{у якщо } b_{ki} < b_{kj};
 \end{aligned}
 \tag{3.8}$$

де b_{ki} , b_{kj} – аналізовані вагові коефіцієнти показників рівня контролепридатності, тут $i \neq g$;

$$y = (k_c - 1) / (k_c + 1) + \sqrt{0.05 / n} \text{ для } 0 < y < 1, \tag{3.9}$$

де k_c – розрахований коефіцієнт відношення максимального та мінімального значень аналізованих показників. Враховуючи фізичну природу коефіцієнтів b_k , максимальне та мінімальне значення b_k можуть бути прийняті як 0,9 та 0,1. Тоді коефіцієнт k_c буде дорівнювати $\frac{0,9}{0,1} = 9$.

Результати обчислень відповідно до співвідношень (3.8), (3.9) наведені у табл. 2 [59]. Під час розрахунків, наведених у табл. 3.2, використовувались наступні співвідношення [59]

$$P_{1i} = \sum_{g=1}^n a_g; P_{n1i} = \frac{P_{1i}}{\sum_{i=1}^n a_{ig} P_{1i}}; \quad (3.10)$$

$$P_{2i} = \sum_{g=1}^n a_g P_{1i}; P_{n2i} = \frac{P_{2i}}{\sum_{i=1}^n a_{ig} P_{1i}}; \quad (3.11)$$

$$P_{3i} = \sum_{g=1}^n a_g P_{2i}; P_{n3i} = \frac{P_{3i}}{\sum_{i=1}^n a_{ig} P_{3i}}; \quad (3.12)$$

Розрахунки за формулами (3.10) – (3.12) були припинені на третій ітерації, оскільки в цьому випадку розбіжність між другою та третьою ітераціями становить не більше 4%.

Таблиця 3.2

Результати обчислень вагових коефіцієнтів

	b_{1c}	b_{df}	b_{cr}	b_{iu}	$P_{n1i} = \sum_{g=1}^n a_g$	$P_{n1i} = \frac{P_{1i}}{\sum_{i=1}^n P_{1i}}$	$P_{2i} = \sum_{g=1}^n a_g P_{1i}$	$P_{n2i} = \frac{P_{2i}}{\sum_{i=1}^n a_{ig} P_{1i}}$	$P_{3i} = \sum_{g=1}^n a_g P_{2i}$	$P_{n3i} = \frac{P_{3i}}{\sum_{i=1}^n a_{ig} P_{3i}}$
b_{1c}	1	1,0	1,0	1,0	6,7	0,44 6,7/15,1	22,66	0,52 22,66/43,39	62,05	0,54 62,05/113,87
b_{df}	0,1	1	1,0	1,9	4,9	0,32 4,9/15,1	12,22	0,28 12,22/43,39	30,66	0,27
b_{cr}	0,1	0,1	1	1,9	1,3	0,09 1,3/15,1	2,68	0,06 2,68/43,39	6,75	0,06
b_{iu}	0,1	0,1	0,1	1	2,2	0,15 2,2/115,1	5,83	0,13 5,83/43,39	14,41	0,13

Іноді для експериментального визначення значень параметрів необхідно використовувати суб'єктивні оцінки. У таких ситуаціях бажано використовувати думку колективу, а не однієї людини. Одним із методів аналізу окремих точок зору та формування консенсусу думок є метод Delphi [3]. Цей метод є про-

цедурою, яка дозволяє обмежувати думки різних експертів і не мати справу з ними віч-на-віч.

Розглянемо задачу визначення деякого числа N . Нехай група складається з 12 експертів. Вони використовуватимуть техніку Delphi, яка включає [64] наступні кроки.

Опитування кожного експерта групи окремо на рахунок того, яка оцінка числа N може бути прийнята.

Розташування відповідей на загальній шкалі у порядку зростання таким чином, щоб кожен відрізок шкали включав четверту частину всіх оцінок. Початок кожного відрізка позначається Q_1, Q_2, Q_3 , як показано на рис. 3.1.

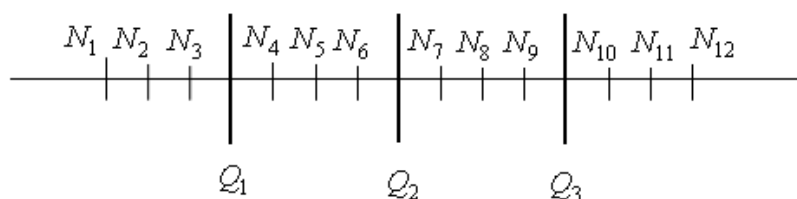


Рис. 3.1. Ілюстрація методу Delphi

Метод Дельфі складається з наступних етапів [63, 64].

1. Перегляд і оцінка оцінок і величин Q_1, Q_2, Q_3 всіма експертами та письмове обґрунтування нових значень.

2. Аналіз результату повторного опитування та повідомлення експертів про нові значення Q_1, Q_2, Q_3 з проханням переглянути їх.

3. Повторення цієї процедури до тих пір, поки інтервал між Q_1, Q_2, Q_3 не буде дорівнювати якомусь заздалегідь заданому значенню. Зазвичай для цього потрібно три-чотири етапи. Тоді за результат експертного опитування приймається значення $M=Q_2$.

У задачах вибору оптимальної структури системи стабілізації обладнання рухомих об'єктів, кількість можливих варіантів є достатньо обмеженою. Тому як метод оптимізації можна застосувати метод прямого пошуку.

Проблема оптимізації вибору апаратного забезпечення системи вимагає

наявності розробленої бази даних, яка повинна містити інформацію про характеристики структурних одиниць, необхідних для створення різних варіантів проекрованої системи [59].

Така задача оптимізації вирішується в інтерактивному режимі. Інтерфейс користувача повинен забезпечувати вибір задачі та аналіз проміжних результатів.

Формалізований підхід до визначення структури системи стабілізації може ґрунтуватися на використанні булевих змінних [65 – 67]. У цьому випадку будемо вважати, що проектована система має n пристроїв, які можуть реалізувати m функцій. Для синтезу структури необхідно знати всі характеристики вищезгаданої системи. Ці характеристики є частиною бази даних, яка забезпечує процес проектування системи стабілізації. Основною метою синтезу структури системи є визначення пристроїв, що забезпечують максимальне значення найважливішої характеристики. При цьому повинні бути задоволені всі інші вимоги до системи. Для вибору найважливішої характеристики необхідно враховувати особливості етапу проектування, особливості експлуатації тощо. Цей вибір, перш за все, усвідомлюється дослідником і залежить від його досвіду та інтуїції.

Постановка задачі визначення булевих змінних може бути сформульована у такий спосіб: $x_j=1$ якщо i -й блок належить до системи, $x_j=0$ у протилежному випадку.

В оптимізаційній проблемі (3.3) обмеження можуть бути описані виразами

$$C = \sum_{j=1}^n c_j x_j; \quad V = \sum_{j=1}^n v_j x_j; \quad G = \sum_{j=1}^n g_j x_j; \quad \Lambda = \sum_{j=1}^n \lambda_j x_j; \quad (3.13)$$

де c , v , g , λ – вартість, об'єм та інтенсивність відмов, що характеризують кожний j -у складову системи.

Задача вибору характеристик системи стабілізації, беручи до уваги правило (3.13), може бути представлена в узагальненій формі [59]

$$\sum_{j=1}^n d_j x_j \sigma \rightarrow \min(\max), j = 1 \dots n \text{ якщо } \sum_{j=1}^n a_{ij} x_j \leq b, i = 1 \dots k, \quad (3.14)$$

де d_j – найбільш значущі характеристики залежно від етапу проектування; n – кількість характеристик; a_{ij} – значення i -ї технічної або економічної характеристики для j -го пристрою розроблюваної системи; b_i – значення обмеження; k – кількість характеристик якості без обмеження. Слід зазначити, що для представленого підходу набір значень окремої характеристики є обмеженим.

Для формалізації задачі визначення структури системи стабілізації з урахуванням співвідношень (3.14) застосовується наступний підхід [59]. Для його реалізації необхідно ввести узагальнене надлишкове представлення реалізованих функцій і можливих апаратних реалізацій структурних одиниць. Математично цей узагальнений опис можна реалізувати за допомогою стовпця матриці надлишкових реалізацій B і прямокутної матриці можливих блоків A . У цьому випадку структуру проектованої системи стабілізації можна представити як $C=AB$. Щоб визначити необхідний набір структурних одиниць, необхідно провести аналіз вимог до системи.

Такий підхід має істотний недолік. Він полягає у неможливості врахування зв'язків між структурними одиницями системи. Вирішити цю проблему можна за допомогою різних математичних підходів, наприклад, теорії графів. Надмірну структурну схему проектованої системи стабілізації можна представити на основі теорії орієнтованих вагових графів [59, 66, 67]

$$G_0 = (W_0, F_0), \quad (3.15)$$

де W_0 – множина вершин графів; F_0 – множина дуг графів. Вершини графа (3.15) відповідають структурним одиницям системи стабілізації. Орієнтація дуг графа відповідає напрямкам сигналів системи. Можна ввести вагові характеристики для вершин орієнтованого графа. Ці вагові характеристики мають відповідати характеристикам структурних одиниць проектованої системи. систему з надмірними функціями.

Характеристика орієнтованого графа (3.15) може бути охарактеризована матрицею інцидентності [59, 67]

$$D_o = [a_{ij}], i = 1 \dots n, j = 1 \dots m, \quad (3.16)$$

де

$$a_{ij} = \begin{cases} 1 \text{ якщо } j\text{-а дуга є виходом } i\text{-ї вершини;} \\ -1 \text{ якщо } j\text{-а дуга є входом } i\text{-ї вершини;} \\ 0 \text{ якщо } j\text{-а дуга не зв'язана з } i\text{-ю вершиною;} \end{cases}$$

де m – кількість дуг орієнтованого графа, n – кількість вершин орієнтованого графа. Матриця інцидентності D_o (3.16) є узагальненою, оскільки вона характеризує орієнтований граф, який представляє систему з надмірними функціями.

Для узагальненого представлення структури проектованої системи також можна використовувати таку важливу характеристику орієнтованого графа (3.15), як матриця суміжності

$$S_o = [s_{ij}], i = 1 \dots n, j = 1 \dots m, \quad (3.17)$$

$$\text{де } s_{ij} = \begin{cases} P_k \text{ для дуг, що з'єднують вершини } W_i, W_j \\ 0 \text{ у протилежному випадку.} \end{cases}$$

Матрицю функцій A для проектованої системи можна визначити на основі заданих технічних вимог. Після цього можна реалізувати перехід до матриці надлишкових реалізацій. Елементи вищезазначеної матриці визначають структуру майбутньої системи стабілізації. Далі можна перейти від узагальненої матриці інцидентності D_o , яка характеризує узагальнений орієнтований граф системи G_o , до матриці інцидентності D . Ця матриця описує орієнтований граф проектованої системи $G=(W,E)$, $W \subset W_o$, $G \subset G_o$. Також має бути розрахована матриця суміжності (3.17).

Перетворення між матрицями D_o , D може бути описано у такий спосіб [59]. По-перше, необхідно сформулювати правила перетворення матриці інцидентності для орієнтованих вершин графа. Окремо слід розглядати орієнтовані вершини графа, які відповідають зовнішньому середовищу.

1. Процес видалення рядків відповідає видаленню відповідних вершин орієнтованого графа. Видаляються структурні одиниці, які не використовуються в проєктованій системі. Цей процес подібний до видалення відповідних вершин орієнтованого графа.

2. Наступна процедура полягає у видаленні стовпців, які характеризуються одиничними позитивними елементами, вилученими під час виконання пункту 1. Стовпці містять одиничні позитивні елементи.

3. Далі видаляються стовпці з одиничними від'ємними елементами, вилученими під час виконання пункту 1. Це відповідає видаленню дуг орієнтованого графа, які від'ємно інцидентні вилученим вершинам.

Вимірювальні сигнали та зовнішні пристрої вважаються зовнішнім середовищем. Вхідні дуги стають вихідними при видаленні вузлів, які відповідають функціям перетворення сигналу [59].

Для переходу від матриці D_0 до матриці D необхідно виконати два перших правила з трьох наведених. Далі необхідно змінити рядки з від'ємними одиничними елементами, які були частиною стовпців, видалених під час реалізації пункту 2. Видалені елементи замінюються сумами з найближчими рядками, видаленими пунктом 1.

Якщо видалені вузли описують вимірювальні пристрої, це необхідно видалити стовпці з номерами, що відповідають зв'язкам, які не використовуються в системі. Це дозволяє отримати матрицю D . Такі операції еквівалентні видаленню певних дуг орієнтованого графа G_0 . Ці перетворення представлені на рис. 3.2 [59].

Першим кроком у створенні формалізованого опису є аналіз функцій, які виконує проєктована система, і структурних одиниць, необхідних для їх реалізації. На основі цього аналізу формується матриця виконуваних функцій і матриця-стовпець надлишкових реалізацій. Вагові коефіцієнти вершин і дуг орієнтованого графа приймаються як характеристики найважливішого показника якості, наприклад, надійності або керованості.

наприклад, На сьогодні широко використовуваними засобами для створення процедур оптимізації складних систем є програмні пакети MATLAB. Методи оптимізації, реалізовані в MATLAB, включають метод золотого перерізу, метод квадратичної апроксимації, метод Нелдера-Міда, процедуру найкрутішого спуску, метод Ньютона, метод спряженого градієнта, метод “зміцнення моделі” та генетичні алгоритми [68, 69]. Для досліджуваної задачі найбільш доцільно використовувати генетичні алгоритми.

Склад технічних засобів системи стабілізації (СС) інформаційно-вимірювальних пристроїв представлено на рис. 3.3, на якому використовуються такі позначення: ГП – гіроприлади, які включають чутливий елемент (ЧЕ), датчик кута (ДК), датчик моменту (ДМ), А – акселерометр, П – платформа із підвісом, ВМ – виконавчий механізм, до якого входять двигун (Д) та редуктор (Р), КП – керуючий пристрій, ЕП – електронні пристрої, у тому числі цифро-аналоговий перетворювач АЦП, аналого-цифровий перетворювач ЦАП, ШІМ – широтно-імпульсний модулятор, ДКВР – датчик кута відносного руху. Відповідно до цього складу здійснюється вибір технічних засобів системи та виконується розподіл системи на окремі складові як об’єкти проектування за частковими ТЗ.

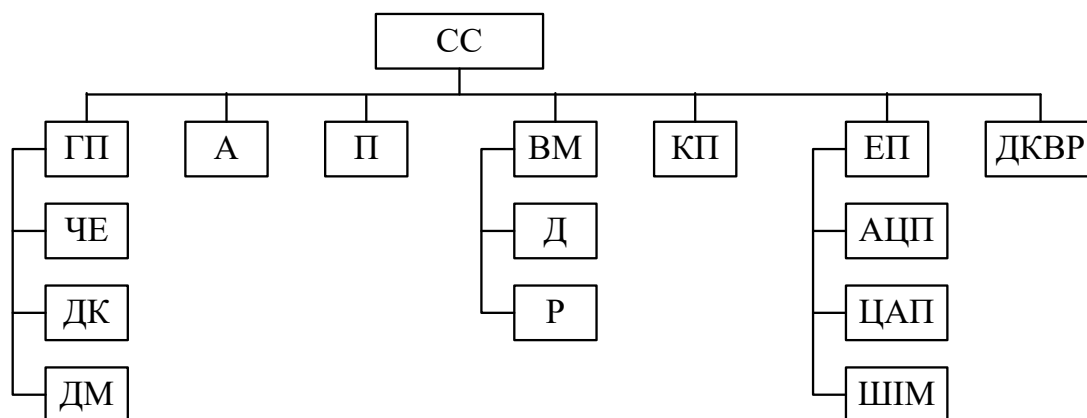


Рис. 3.3. Основні складові системи стабілізації

Інформація про прилади та пристрої, зображені на рис. 3.3, зберігається в базі даних. Ця інформація містить інформацію про точність, надійність, масо-габаритні характеристики та інші характеристики складових системи

стабілізації. Кожна функція системи стабілізації може бути реалізована блоками різних типів. Це враховується в базі даних. Метою синтезу є вибір структури з багатьох можливих варіантів. Шукана структура повинна мати найкращі характеристики контролепридатності, беручи до уваги обмеження щодо надійності, точності та масо-габаритних характеристик, включаючи допоміжні засоби вбудованого контролю.

Середні значення показників контролепридатності становлять відповідно 0,7508, 0,7143, 0,991 та 0,8875.

Після третьої ітерації було отримано такі значення вагових коефіцієнтів: коефіцієнт повноти повноти перевірки контролепридатності $b_{tc}=0,54$; коефіцієнт глибини пошуку відмови $b_{df}=0,27$; коефіцієнт надмірності $b_{cr}=0,13$, та коефіцієнт уніфікації пристроїв спряження $b_{it}=0,06$.

Результати синтезу структури системи стабілізації наведені в табл. 3.3. Для репрезентативності результатів розглянуто варіанти з двома типами гіроскопічних пристроїв: електромеханічними та перспективними. Жирним шрифтом виділено варіанти з найкращою контролепридатністю. У табл. 3.3 використовуються такі позначення: ДДК – датчик диференту та крену; ГТ – гіроскопічний тахометр; ГДК – гіроскопічний датчик кута; ВОГ – волоконно-оптичний гіроскоп; КВГ – коріолісові вібраційний гіроскоп; МЕМС – гіроскопи, побудовані за мікроелектромеханічними гіроскопами.

Таблиця 3.3

Результати синтезу структури контролепридатної системи стабілізації

Результати синтезу контролепридатної структури

Показник контролепридатності	Система стабілізації з гіродатчиками різного типу				СС з перспективними гіродатчиками	
	ДДК	ГТ	ГДК	ВОГ	КВГ	МЕМС
g	0,72	0,81	0,73	0,73	0,87	0,8

У ході дослідження також було проведено розрахунок резервування для електронного блоку. У цьому випадку ймовірність безвідмовної роботи стано-

вить 0,99999; термін експлуатації 0,5 року. Характеристики окремих електронних блоків з необхідним резервуванням наведені в таблиці 3.4

Таблиця 3.4.

Розрахункові показники надійності системи

Показник	Номер блока						
	1	2	3	4	5	6	7
j	1	2	3	4	5	6	7
$V_j, \text{дм}^3$	0.1	0.15	0.2	0.3	0.2	0.15	0.1
k_{e_j}	1.3	1	1.2	1.1	1	1.3	1.2
$\lambda_j, 1/\text{год}$	10^{-8}	10^{-7}	10^{-7}	10^{-6}	10^{-7}	10^{-6}	10^{-6}
m	1	1	1	2	1	1	2

3.2. Визначення допустимих значень параметрів системи із урахуванням ймовірностей невизначеної та хибної відмов

Однією з умов підвищення якості проектування систем стабілізації обладнання рухомих об'єктів є обґрунтований вибір допустимих значень параметрів системи, під якими розуміють суму номінальних значень параметрів та їх допусків. При цьому виникає необхідність дослідження взаємозв'язку між основними характеристиками системи (точність, масогабаритні характеристики) з урахуванням ймовірностей невизначеної та хибної відмов. Слід зазначити, що ці ймовірності суттєво залежать від назначених допусків на параметри. Необґрунтоване збільшення допустимого значення параметра може призвести до хибної відмови, а збільшення – до невизначеної відмови.

3.2.1. Дослідження взаємозв'язку інструментальної достовірності контролю та допустимих значень параметрів системи

Інструментальна складова достовірності контролю характеризується ймовірністю отримання висновку «не відповідає» за умови контролю параметра

значення якого відповідає заданим вимогам (ймовірність хибної відмови) та ймовірністю отримання висновку «відповідає», за умови контролю параметра, значення якого не відповідає заданим вимогам (ймовірність невизначеної відмови). Імовірності хибних і невизначених відмов визначаються виразами [70 – 72]

$$P_{ffl} = \int_{m_x-d1}^{m_x+d1} f_{cp}(x) \left[\int_{-\infty}^{m_x-d2} f_{mp}(x, y) dy + \int_{m_x+d2}^{\infty} f_{mp}(x, y) dy \right] dx, \quad (3.18)$$

$$P_{iff} = \int_{-\infty}^{m_x-d1} f_{cp}(x) \left[\int_{m_x-d2}^{m_x+d2} f_{mp}(x, y) dy \right] dx + \int_{m_x+d1}^{\infty} f_{cp}(x) \left[\int_{m_x-d2}^{m_x+d2} f_{mp}(x, y) dy \right] dx, \quad (3.19)$$

де $f_{cp}(x) = \frac{1}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-m_x)^2}{2\sigma_x^2}}$ – щільність розподілу ймовірностей контрольованого

параметра x ; $f_{mp}(x, y) = \frac{1}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(y-x)^2}{2\sigma_y^2}}$ – щільність розподілу ймовірностей ви-

мірюваного параметра y ; m_x , σ_x – математичне очікування та середньоквадратичне відхилення контрольованого параметра; σ_y – середньоквадратичне відхилення вимірюваного параметра; $d1$ – допуск на контрольований параметр в умовах експлуатації; $d2$ – допуск на контрольований параметр в умовах випробувань, який є дещо звуженим у порівнянні з допуском в умовах експлуатації.

У випадку симетричності допусків на контрольовані параметри, що є характерним для систем досліджуваного типу, співвідношення (3.18), (3.19) набувають вигляду [72]

$$P_{ffl} = 4 \int_0^{m_x+d1} f_{cp}(x) \left[\int_{m_x+d2}^{\infty} f_{mp}(x, y) dy \right] dx, \quad (3.20)$$

$$P_{iff} = 4 \int_{m_x+d1}^{\infty} f_{cp}(x) \left[\int_0^{m_x+d2} f_{mp}(x, y) dy \right] dx. \quad (3.21)$$

Насправді, у прикладних застосуваннях контрольовані параметри характеризуються кінцевим розподілом. Тому у співвідношеннях (3.20), (3.21) виникає необхідність обчислення меж інтегрування.

Оскільки завжди виконується умова [72]

$$P_{ffl} = \frac{2}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} \int_{m_x+a}^{\infty} e^{-\frac{(x-m_x)^2}{2\sigma_x^2}} \left[\frac{2}{\sigma_y \sqrt{2\pi}} \int_0^{m_x+b} e^{-\frac{(y-x)^2}{2\sigma_y^2}} dy \right] dx < \frac{2}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} \int_{m_x+a}^{\infty} e^{-\frac{(x-m_x)^2}{2\sigma_x^2}} dx, \quad (3.22)$$

то для встановлення остаточного значення меж інтегрування достатньо врахувати праву частину нерівності (3.22), яка після заміни змінних

$$\frac{x - m_x}{\sigma_x} = w, \quad dx = \sigma_x dw$$

набуває вигляду [28]

$$J = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_{\frac{a}{\sigma_x}}^{\infty} e^{-\frac{w^2}{2}} dw. \quad (3.23)$$

На підставі теореми про розбиття інтегралу, співвідношення (3.23) може бути представлено у вигляді [28]

$$\frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_{\frac{d1}{\sigma_x}}^{\infty} e^{-\frac{w^2}{2}} dw = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_{\frac{d1}{\sigma_x}}^{\frac{kd1}{\sigma_x}} e^{-\frac{w^2}{2}} dw + \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_{\frac{kd1}{\sigma_x}}^{\infty} e^{-\frac{w^2}{2}} dw, \quad (3.24)$$

де k – позитивне ціле число.

Як виходить із співвідношення (3.24), для обчислення меж інтегрування, що забезпечує визначення інтеграла з необхідною точністю, має бути задовільнена умова [28]

$$\frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_{\frac{kd1}{\sigma_x}}^{\infty} e^{-\frac{w^2}{2}} dw = \varepsilon. \quad (3.25)$$

У виразі (3.25) конкретне значення меж інтегрування залежить від величини параметра та вимог до точності ε і може бути визначено за допомогою відповідних таблиць [72].

Для n змінних ймовірність появи принаймні однієї відмови (невизначеної або хибної) можна знайти за допомогою формул

$$P_{ffl} = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{ffi}) , \quad P_{ifl} = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{ifi}) , \quad (3.26)$$

де P_{ffi} , P_{ifi} – ймовірності хибної та невизначеної відмов для i -го параметру.

На підставі виразів (3.26) співвідношення для визначення вірогідності контролю набуває вигляду

$$D = 1 - P_{ffl} - P_{ifl} . \quad (3.27)$$

Зв'язок між параметрами точності та масогабаритними характеристиками гіроскопічних вимірювальних приладів, які є одними з найпоширеніших інерціальних вимірювачів, може бути визначений на основі виразу [73]

$$\sigma_x = \frac{1}{3} \sqrt{\frac{k_T}{\left(\frac{V}{\pi k k_{kn} N^3}\right)^{4/3} \Omega^2 + k_f}} , \quad (3.28)$$

де V є об'єм вимірювача, Ω – швидкість власного обертання ротора гіроскопічного пристрою, $k = m[d / R]$ – математичне очікування відношення між висотою d та радіусом ротора R , $k_{kn} = m[V / V_p]$ – математичне очікування критерію конструктивної подібності, тут V_p – об'єм ротора, N, k_f, k_T – аге коефіцієнти, що беруть до уваги конструктивні особливості різних типів гіроскопічних приладів.

Взаємозв'язок між інструментальною складовою достовірності контролю та точністю і масогабаритними характеристиками гіроскопічного пристрою представлено на рис. 3.4. Представлені графічні залежності побудовані на основі виразів (3.27), (3.28).

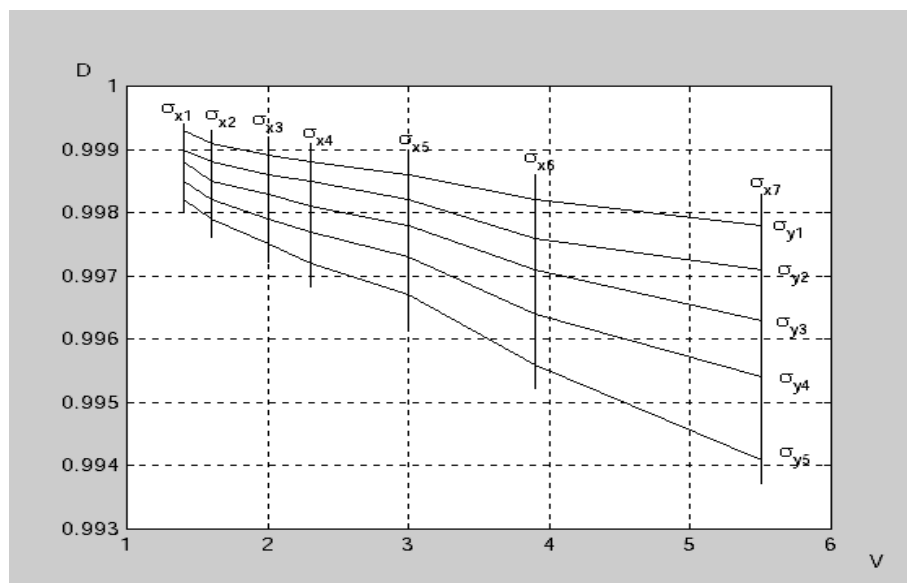


Рис. 3.4. Взаємозв'язок точності, масогабаритних характеристик та інструментальної достовірності контролю

3.2.2. Дослідження взаємозв'язку методичної достовірності контролю та допустимих значень параметрів системи

Методичну складову достовірності контролю, зумовлену недостатньою інформацією про технічний стан різних складових системи можна визначити наступним співвідношенням [74, 75]

$$P_{iflm_1} = 1 - e^{-\sum_{i=1}^l \lambda_i t_{tst}}, \quad (3.29)$$

де l – кількість неконтрольованих складових, t_{tst} – час зберігання; λ_i інтенсивність відмови i -ї складової в умовах зберігання.

Величина методичної достовірності контролю (3.29) визначається структурними особливостями контролепридатної системи стабілізації. Вона може бути зменшена за рахунок підвищення повноти контролю шляхом збільшення кількості складових, що підлягають перевірці.

Проаналізуємо методичну достовірність контролю, зумовлену його відмінностями під час випробувань та експлуатації.

Ми будемо вважати, що випробування проводяться в нормальних умовах, а експлуатація системи відбувається під впливом вібрації, ударів, підвищених і

знижених температур. Випробування проводяться з деяким допуском $d2_i$. При цьому має місце рівність [28]

$$d2_i \leq d1_i. \quad (3.30)$$

У виразі (3.30) $d1_i$ є допуск в умовах експлуатації.

Слід зазначити, що середньоквадратична похибка в нормальних умовах відповідає нерівності

$$\sigma_{x_{i0}} < \sigma_{x_i} \quad (3.31)$$

оскільки під час експлуатації вплив зовнішніх факторів значно розширюється в порівнянні зі звичайними умовами.

Для параметра x_i методична достовірність, зумовлена різними умовами контролю експлуатації, визначається виразом [28, 74]

$$P_{ifl_{m2i}} = 2\Phi\left(\frac{d2_i}{\sigma_{x_{i0}}}\right)\left[1 - 2\Phi\left(\frac{d1_i}{\sigma_{x_i}}\right)\right], \quad (3.32)$$

де $d1_i$ – граничне значення параметра x_i в умовах експлуатації, $d2_i$ – граничне значення параметра x_i в умовах контролю (випробувань), σ_{x_i} – середньоквадратична похибка в умовах експлуатації, $\sigma_{x_{i0}}$ – середньоквадратична похибка в умовах контролю (випробувань), Φ – інтеграл Лапласа, який визначає ймовірність визначення похибок параметра з середньоквадратичними похибками $\sigma_{x_{i0}}$ (σ_{x_i}) у межах $d2_i(d1_i)$.

Як виходить з (3.32), чим вужчий допуск $d2_i$ під час випробувань, тим менша ймовірність $P_{ifl_{m2i}}$. Тобто, зміна допуску $d2_i$ під час випробувань може впливати на значення $P_{ifl_{m2i}}$, беручи до уваги, що звуження допуску збільшує $P_{ifl_{m2i}}$.

Отже, вираз для методичної достовірності контролю (3.32) враховує ймовірність знаходження параметра x_i у межах допустимих значень з урахуванням допуску $d2_i$ під час випробувань та можливість виходу параметра за межі допустимих значень під час експлуатації.

Для r типів випробувань вираз (3.32) набуває вигляду

$$P_{ifl_{m_{2i}}} = 2^r \prod_{j=1}^r \Phi \left(\frac{d_{2_{ij}}}{\sigma_{x_{0_{ij}}}} \right) \left[1 - 2\Phi \left(\frac{d_i}{\sigma_{x_i}} \right) \right], \quad (3.33)$$

де $d_{2_{ij}}$ – межа i -го параметра для j -го типу контролю (випробувань).

Як виходить з виразу (3.33), збільшення видів контролю зменшує ймовірність $P_{ifl_{m_{2i}}}$. Змінювання методологічної достовірності контролю внаслідок різниці умов експлуатації та випробувань для різних типів контролю показано на рис. 3.5.

Для n параметрів, методологічна достовірність контролю (3.33) визначається співвідношенням

$$P_{ifl_2} = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{ifl_{2i}}). \quad (3.34)$$

Відповідні співвідношення для методологічної достовірності контролю, пов'язаної з виникненням хибних відмов мають вигляд

$$P_{XBM} = 2^r \prod_{j=1}^r \Phi \left(\frac{a_{ij}}{\sigma_{x_{ij}}} \right) \left[1 - 2\Phi \left(\frac{b_i}{\sigma_{x_{0_i}}} \right) \right]. \quad (3.35)$$

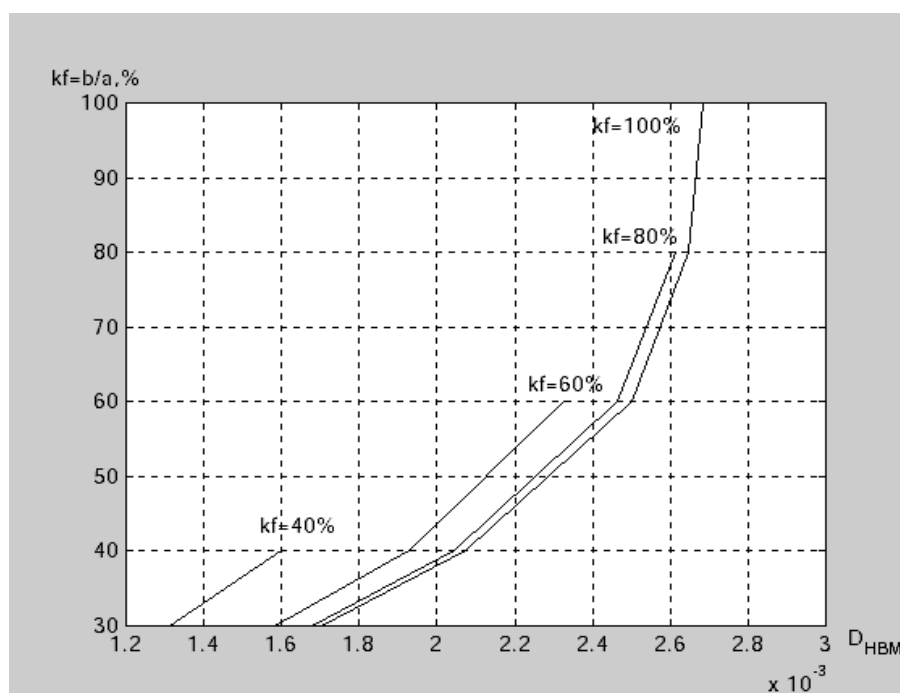


Рис. 3.5. Змінювання методологічної достовірності контролю для різних типів випробувань

На основі виразів (3.30) – (3.35) повна методична достовірність контролю може бути описана співвідношенням

$$D_m = 1 - P_{ffm} - P_{ifm}. \quad (3.36)$$

Остаточний вираз для достовірності контролю, включаючи інструментальну та методичні складові є таким

$$D = D_i D_m. \quad (3.37)$$

3.3. Параметричний синтез системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів

Основною мотивацією для вдосконалення методів синтезу систем досліджуваного типу є необхідність підвищення точності процесів стабілізації інформаційно-вимірювальних систем та спостережувальних пристроїв. Ця проблема може бути розв'язана у площині робастного управління [76 – 78].

Розглянемо процедуру вдосконалення процедури синтезу на прикладі горизонтального контуру системи стабілізації обладнання, що функціонує на наземних рухомих об'єктах [27]. Схема контуру управління представлена на рис. 3.6. У цій схемі використовуються наступні позначення: ПК – пульт керування; І – інтегратор; П – підсилювач; ПП – підсилювач потужності; ШІМ – широтно-імпульсний модулятор; Д – двигун; ОС – об'єкт стабілізації; Ф – фільтр; Г – гіроскопічний датчик кутової швидкості; R_1, R_2, R_3 – шукані коефіцієнти; $\dot{\varphi}_{\text{зад}}$ – сигнал пульта керування (задана кутова швидкість); I – струм ланцюга якоря двигуна; $\dot{\varphi}_{\text{ро}}$ – швидкість рухомого об'єкта; $\dot{\varphi}_{\text{abs}}, \varphi_{\text{abs}}$ – абсолютна кутова швидкість та кут положення об'єкта стабілізації.

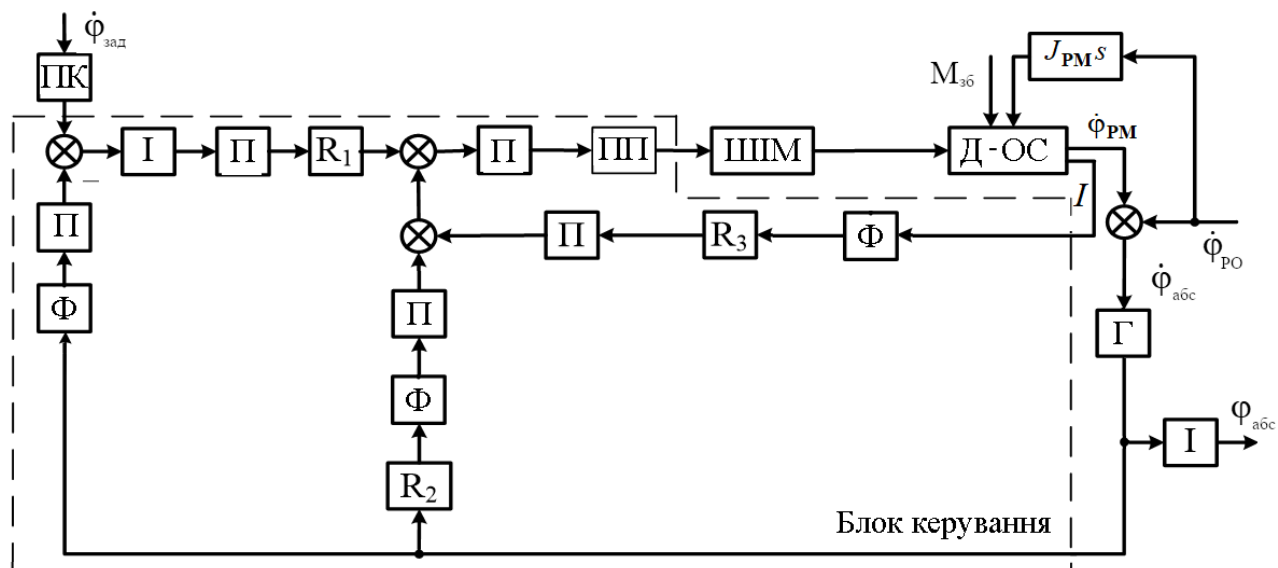


Рис. 3.6. Блок-схема горизонтального контуру керування системи стабілізації: R_1 - R_3 – регулювальні коефіцієнти

Метою дослідження є визначення регулювальних коефіцієнтів системи стабілізації з урахуванням вимог експлуатації. Для цього пропонується ввести додаткову функцію штрафу у відомий комбінований критерій параметричної оптимізації.

У цілому якість систем управління можна оцінювати за різними групами критеріїв [43, 45].

1. Комплексні критерії, що являють собою оцінку певних усереднених властивостей системи, наприклад, на основі норм матричних передавальних функцій, що описують замкнуту систему.

2. Критерії, що визначають показники якості перехідного процесу, наприклад, швидкість роботи системи. Здебільшого швидкість роботи можна оцінити за часом загасання перехідного процесу.

3. Критерії, що визначають величину запасу стійкості системи, яку можна оцінити на основі аналізу логарифмічних амплітудно-частотних характеристик системи.

4. Специфічні критерії, які можуть бути важливими для системи досліджуваного типу, наприклад, кутова жорсткість для систем просторової стабілізації обладнання наземних рухомих об'єктів.

Проблема параметричного синтезу систем управління широкого класу в цілому та систем стабілізації зокрема вимагає використання критеріїв якості в трьох аспектах [27, 79, 80]. По-перше, вирішення цієї задачі вимагає формування цільової функції. По-друге, оптимізаційні задачі такого типу вимагають використання штрафної функції. По-третє, особливістю даної проблеми є необхідність аналізу отриманих результатів за різними критеріями якості.

Синтез стійких до збурень систем може бути заснований на мінімізації норм матричної передатної функції замкнутої системи. Слід зазначити, що з точки зору організації обчислювальних алгоритмів H_∞ -оптимізація є значно складнішою порівняно з H_2 -оптимізацією через необхідність реалізації процедури пошуку.

Методи синтезу, засновані на мінімізації H_2 -норм, забезпечують високу точність синтезованої системи, але вона залишається чутливою як до зовнішніх збурень, так і до параметричних збурень об'єкта управління. Застосування H_∞ -норми дозволяє забезпечити стійкість системи до зовнішніх збурень за умови структурованої та неструктурованої параметричної невизначеності. Оптимізація за кожним із розглянутих підходів має переваги. Але оптимізація за комбінованим критерієм дозволяє поєднати ці переваги. При цьому синтезована система буде характеризуватися оптимальною якістю за умови, що вона зможе функціонувати за наявності збурень [76, 81, 82].

Математична модель об'єкта стабілізації з урахуванням виконавчого приводу та вимірювальної системи може бути представлена у просторі станів у такому вигляді

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= A_1 x_1 + B_1 u_1; \\ y_1 &= C_1 x_1 + D_1 u_1, \end{aligned} \tag{3.38}$$

де $x^T = [\dot{\phi}_{em} \ \dot{\phi}_{mp} \ \phi_{em} \ \phi_{mp} \ U]$ – вектор стану, змінні якого відповідають швидкості двигуна слідкувальної системи, швидкості рухомої платформи, кутам повороту двигуна і платформи та напрузі керування. Матриці стану, керування та вимірювання є такими

$$A_0 = \begin{bmatrix} -1,62 & 0 & -3225,37 & -1,64 \cdot 10^6 & 1602,56 \\ 0 & -0,232 & 0,55 & -281,85 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -41,67 & 0 & 0 & 0 & -666,67 \end{bmatrix};$$

$$B_0^T = \begin{bmatrix} 0 & -0,28 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 666,67 \end{bmatrix}; C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Елементи матриці збурень приймаються нульовими.

Математична модель регулятора у просторі станів є такою:

$$\begin{aligned} \dot{x}_2 &= A_2 x_2 + B_2 u_2; \\ y_2 &= C_2 x_2 + D_2 u_2, \end{aligned} \quad (3.39)$$

У моделі (3.39) матриці стану, керування, вимірювання та збурення можуть бути представлені у такий спосіб

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1/T_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1/T_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/T_3 \end{bmatrix}; B^T = \begin{bmatrix} k_g k_1 R_1 & k_g k_2 R_2 b_1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 R_3 b_2 & k_3 R_3 b_3 \end{bmatrix}; C = [1 \ 1 \ 1 \ 1];$$

$$D = [k_g k_2 R_2 T_{01} / T_1 \ 0],$$

$$\text{де } b_1 = \frac{T_1 - T_{01}}{T_1^2}; b_2 = \frac{T_{02} - T_2}{T_3 - T_2}; b_3 = \frac{T_3 - T_{02}}{T_3 - T_2}.$$

Отже, керування здійснюється за кутовою швидкістю об'єкта стабілізації, яка вимірюється гіроскопічним датчиком кутової швидкості (головний зворотний зв'язок та струмом двигуна (локальний зворотний зв'язок)); k_g – відомий коефіцієнт передачі датчика кутової швидкості; k_1, k_2, k_3 – відомі коефіцієнти підсилення; T_{01}, T_{02} – відомі сталі часу; R_1, R_2, R_3 – шукані налагоджувальні коефіцієнти; T_1, T_2, T_3 – шукані сталі часу.

Відомо, що комплексний критерій «якість-робастність» успішно використовується в процедурах синтезу робастних систем управління літальними апаратами широкого класу [6]. Для досліджуваної системи в комплексний критерій оптимізації доцільно включити показники якості номінальної та системи, збуреної параметричними структурованими збуреннями для детермінованого та стохастичного випадків та штрафні функції двох типів [27, 79]

$$\begin{aligned} J_{H_2/H_\infty} = & \lambda_2^{\text{nom d}} \| S_1(K, x, u, j\omega)^{\text{nom d}} \|_2 + \\ & \lambda_2^{\text{nom s}} \| S_2(K, x, u, j\omega)^{\text{nom s}} \|_2 + \\ & + \lambda_\infty^{\text{nom}} \| T(K, x, u, j\omega)^{\text{nom}} \|_\infty + PF_1 + PF_2, \end{aligned} \quad (3.40)$$

де $\| \cdot \|_{S_1}^{\text{nom d}}$, $\| \cdot \|_{S_2}^{\text{nom s}}$ – H_2 -норми матричних функцій чутливості замкненої номінальної системи для детермінованого та стохастичних випадків; $\| \cdot \|_{T}^{\text{nom}}$ – H_∞ -норма матричної функції комплементарної функції чутливості; $\lambda_2^{\text{nom d}}$, $\lambda_2^{\text{nom s}}$, $\lambda_\infty^{\text{nom}}$ – вагові коефіцієнти відповідних норм; PF_1 – штрафна функція, яка забезпечує стійкість системи під час оптимізації; PF_2 – штрафна функція, яка забезпечує експлуатаційні вимоги до систем просторової стабілізації; K – вектор параметрів, які необхідно оптимізувати; x – вектор вхідних параметрів; u – вектор спостережень. Складовими вектора K є шукані налагоджувальні коефіцієнти R_1, R_2, R_3 ; та сталі часу T_1, T_2, T_3 .

Функція чутливості S_1 визначається співвідношенням

$$S_1(s) = \frac{1}{1 + P(s)C(s)}, \quad (3.41)$$

де $P(s)$ – передавальна функція об'єкта; $C(s)$ – передавальна функція регулятора.

Передавальна функція S_2 є такою

$$S_2(s) = S_f(s)S_1(s); \quad (3.42)$$

де S_f є передатною функцією формувального фільтра. Передатні функції формувальних фільтрів для типових нерівностей доріг та місцевості представлені у праці [15].

Комплементарна функція чутливості визначається виразом

$$T(s) = \frac{C(s)P(s)}{1 + C(s)P(s)}. \quad (3.43)$$

Передатні функції S_1 , S_2 , T визначаються на підставі описів у просторі станів (3.38), (3.39).

Проблема H_2 / H_∞ робастної параметричної оптимізації може бути сформульована у такий спосіб

$$K_p = \operatorname{argmin} J_{H_2/H_\infty}(K, \Lambda, x, u, j\omega), \quad (3.44)$$

Як вже зазначалось, складовими вектора K є шукані налагоджувальні коефіцієнти R_1, R_2, R_3 ; та сталі часу T_1, T_2, T_3 . Вектор Λ являє собою вектор вагових критеріїв, що входять до складу критерію (3.40).

Процес пошуку рішення (робастного регулятора K_p) полягає у мінімізації критерію (3.40) одним із відомих оптимізаційних методів, наприклад методу Нелдера-Мида або генетичного алгоритму.

Критерій (3.40) відрізняється від відомих [79, 80] за рахунок введення додаткової штрафної функції $PF2$, яка враховує вимоги до експлуатації, специфічні для систем, призначених для просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.

Відомо, що вимоги до якості управління та робастності є суперечливими [67, 81, 82]. Тому оптимальний синтез системи стабілізації полягає в пошуку компромісу між якістю та робастністю системи. Цей компроміс і може бути досягнутий за допомогою комбінованого критерію зі змінними ваговими коефіціє-

ентами (3.40). Використовуючи такий критерій, можна зменшувати або підвищувати ступінь якості та робастності залежно від аналізу характеристик синтезованої системи.

Слід зазначити, що під час процедури параметричного синтезу необхідно забезпечити стійкість замкненої системи в процесі змінювання характеристик об'єкта управління та заданих параметрів регулятора. З цією метою до показника якості додається штрафна функція $PF1$, яка забезпечує знаходження полюсів замкненої системи в лівій півплощині комплексної змінної.

Для системи досліджуваного класу в якості обмежень доцільно використовувати показники якості, які підлягають безумовному виконанню шляхом введення додаткової штрафної функції $PF2$. У цьому полягає новизна запропонованого підходу [27].

Розглянемо найважливіші експлуатаційні вимоги. Точність системи визначається трьома основними типами похибок.

Перша складова характеризує похибку стеження. Вона визначається виразом [27]

$$a_1 = x_r = \frac{U_{cc}}{[1 + W(p)]}, \quad (3.45)$$

де U_{cc} – сигнал пульта управління; $W(p)$ – передатна функція розімкненої системи стабілізації.

Друга складова характеризує похибку, зумовлену впливом зовнішніх збурюючих моментів. Зазвичай ця похибка визначається відносно кута відносно положення об'єкта стабілізації. Вона може бути описана виразом [27]

$$a_2 = x_m = \frac{W_{m1}(p)M}{[1 + W(p)]p}, \quad (3.46)$$

де $W_{m1}(p)$ – передатна функція за збурювальним моментом, наприклад, моментом неврівноваженості; M – збурювальний момент.

Третя складова є похибкою стабілізації і враховує вплив кутової швидкості наземного рухомого об'єкта, на якому встановлюється система. Вона також визначається відносно кутового положення об'єкта стабілізації. Як додаткове

джерело похибки стабілізації розглядається момент, прикладений до приводу системи стабілізації. Сумарна похибка буде визначатися виразом [27]

$$a_3 = x_{st} = \frac{[1 - W_{m2}(p)W_r(p)Jp]\omega_{mo}}{[1 + W(p)]p}, \quad (3.47)$$

де $W_{m2}(p)$ – передатна функція за моментом, зумовленим обертанням рухомого об'єкта; $W_r(p)$ – передатна функція за моментом збурення, приведеним до входу об'єкта стабілізації.

Вирази (3.45) – (3.47) характеризують точність системи просторової стабілізації.

Для систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів однією з основних вимог є кутова жорсткість за моментом збурення [43]. Щоб оцінити кутову жорсткість за моментом збурення, необхідно задати закон змінювання моменту навантаження, наприклад у вигляді стрибка, та проаналізувати відповідну зміну абсолютного кута положення об'єкта стабілізації. Кутова жорсткість за моментом неврівноваженості визначається співвідношенням [27]

$$a_4 = \frac{M_1(t_0) - M_2(t_0 + \Delta t)}{\frac{W_{m1}(p)M_1(t_0)}{[1 + W(p)]p} - \frac{W_{m1}(p)M_2(t_0 + \Delta t)}{[1 + W(p)]p}}, \quad (3.48)$$

де $M_1(t_0), M_2(t_0 + \Delta t)$ – моменти в проміжки часу $t_0, t_0 + \Delta t$,

$M_2(t_0) = M_1(t_0 + \Delta t) + M$; при цьому $M_2(t_0) \gg M_1(t_0 + \Delta t)$.

Для систем досліджуваного типу важливою є оцінка динамічних властивостей системи. Під час руху за гармонійним законом напрямку руху наземного об'єкта і, відповідно, об'єктів стабілізації безперервно змінюється, одночасно змінюючи напрямку дії сил сухого тертя, що дозволяє найбільш повно оцінити динамічні властивості системи стабілізації. В умовах такого руху, похибка кутового положення буде змінюватись відповідно до гармонічного закону з частотою ω_k та зсувом по фазі ψ : $x(t) = x_{\max} \sin(\omega_k t + \psi)$. Точність системи стабілізації може бути оцінена за максимальною амплітудою похибки x_{\max} . Величина

цієї амплітуди може бути оцінена за допомогою підстановки у вираз (3.48)

$$p = j\omega_k \quad [43]$$

$$x_{\max} = \frac{\omega_{mo} - |W(p)_{m_2}(j\omega)W_r(j\omega)Jj\omega| \omega_{mo}}{|1 + W(j\omega)| j\omega}. \quad (3.49)$$

Оскільки амплітуда похибки значно менша за амплітуду вхідного впливу, вираз (3.49) можна замінити наближеним виразом

$$a_5 = x_{\max} = \frac{\omega_{mo} - |W(p)_{m_2}(j\omega)W_r(j\omega)Jj\omega| \omega_{mo}}{|W(j\omega)| j\omega}, \quad (3.50)$$

де $|W(j\omega)|$ – модуль частотної передатної функції за умови $\omega = \omega_k$.

Недолік застосування виразу (3.50) полягає у складності оцінки для різних значень тестових сигналів. Цього недоліку можна уникнути за рахунок використання відносної похибки за амплітудою [27]. Для цього, рекомендується провести два контрольних вимірювання кутових швидкостей $\omega_{mo_1}, \omega_{mo_2}$ з амплітудами x_{\max_1}, x_{\max_2} та розглянути відносну похибку по амплітуді

$$a_6 = \Delta x_{\max} = \left(\frac{x_{\max_1}}{\varphi_{\max_1}} - \frac{x_{\max_2}}{\varphi_{\max_2}} \right) \cdot 100\%, \quad (3.51)$$

де φ_1, φ_2 – кути, що визначають положення платформи системи стабілізації відповідно до заданих кутових швидкостей.

Додаткова штрафна функція формується наступним чином

$$PF_2 = N \text{ if } \forall [i] a_i < \Delta_i, i = 1 \dots 4, \quad (3.52)$$

тут N – деяке велике число; a_i визначаються формулами (3.45) – (3.47), (3.52), Δ_i – задані допуски.

Далі приймається рішення завершити параметричний синтез або повторити процедуру оптимізації. Нова процедура оптимізації виконується після зміни початкових умов або після введення нових вагових коефіцієнтів у комплексний критерій оптимізації (3.40).

В основу оптимізаційної процедури може бути покладено генетичний алгоритм. Відповідне програмне забезпечення присутнє в пакеті програм

Optimization Toolbox (обчислювальна система MATLAB). На відміну від методу Нелдера-Міда, де необхідно встановлювати початкову точку, у генетичному алгоритмі встановлюються кількість змінних, а також початкове та кінцеве значення змінної. Генетичний алгоритм також має інші параметри, які спрощують його модифікацію для певних задач [83, 84].

Процедура генетичного алгоритму складається з наступних кроків [85]:

1. Створення популяції особин μ ($\mu < N$), де N – розмір популяції у просторі пошуку E^N . Зазвичай початкова популяція створюється випадковим способом у символічній формі.

2. Перетворення кожного вектору $X_i = [x_{1i} \ x_{2i} \ \dots \ x_{li}]$, $i \in \overline{0, \mu}$ із символічної форми у десяткову та обчислення функції пристосованості для кожної координатної точки $f_i(X_i)$, $i \in \overline{0, \mu}$.

3. Оцінка популяції на виродженість, яка оцінюється різницею між максимальним f^{\max} та мінімальним f^{\min} значеннями функції пристосованості. Якщо умова $|f^{\max} - f^{\min}| \leq \varepsilon$ задовільняється (тут ε – достатньо мала величина), популяція вироджується у точку, яка відповідає розв’язанню проблеми. У протилежному випадку, необхідно виконувати наступний крок.

4. Видалення найменш адаптованих особин $\rho \cdot \mu$ з урахуванням значення функції пристосованості, де ρ – коефіцієнт елімінації (зазвичай дорівнює 0,1). Решта особин складають нову батьківську групу, яка використовується для генерації нащадків (нові точки координат).

5. Відбір рівноімовірних $\rho \cdot \mu$ особин з батьківської групи для батьківських пар, до яких відповідно застосовуються генетичні оператори. В результаті генетичних операцій отримуємо $\rho \cdot \mu$ нащадків (нових точок координат). Отримані нащадки встановлюються у вихідну популяцію та оцінюються за функцією пристосованості.

6. Алгоритм переходить на 3-й крок, починаючи новий етап еволюції.

Генетичні алгоритми під час пошуку глобального екстремуму використовують імовірнісний підхід. З огляду на це доцільно говорити не про глобальний екстремум, а про найкраще досягнуте рішення в прийнятому діапазоні пошуку [83]. Успіх процедури генетичного алгоритму забезпечується насамперед колективною пошуковою ідеєю або пошуком, який здійснюється за допомогою сукупності пошукових точок і взятих із природи генетичних операторів. Генетичні оператори, які з певною ймовірністю впливають на батьківські хромосоми, забезпечують, з одного боку, передачу нащадкам інформації про стан популяції, а з іншого – підтримують достатній рівень мінливості, цей фактор зберігає пошукову здатність алгоритму.

Пошукова здатність генетичних алгоритмів значною мірою залежить від чисельності популяції. Очевидно, що чим більший розмір популяції, тим вища ймовірність наближення до шуканих глобальних екстремумів. Однак на практиці чисельність популяції обмежена можливостями комп'ютерних технологій і становить 10...500 особин [85].

Однією з важливих особливостей генетичних алгоритмів є те, що жоден із генетичних операторів (кросовер, мутація, інверсія) у процесі генерації не покладається на інформацію про локальний рельєф поверхні функції пристосування. Формування нащадка відбувається випадковим чином і немає гарантії, що знайдені рішення будуть кращими за батьківські. Тому в процесі еволюції можна зустріти «невдалих» нащадків, які збільшують номер виклику фітнес-функції і, таким чином, глобальний екстремальний час пошуку [85]. У даний час генетичні алгоритми мають спеціалізоване застосування в нейромережевих технологіях для вирішення багатопараметричних задач (розпізнавання та прогнозування об'єктів). Однак, маючи просту поверхневу концепцію, генетичні алгоритми вимагають значних зусиль, щоб адаптувати їх до певної проблеми. Перш за все, адаптація потрібна в ймовірності застосування генетичного оператора [84].

Враховуючи вище зазначене, застосовується модифікація генетичного алгоритму для універсального застосування до задач порівняно невеликої розмір-

ності. Модифікований генетичний алгоритм зберігає генетичні якості відбору статичної популяції точок пошуку. Для виключення невдалих нащадків реалізована регулярна процедура пошуку локальних екстремумів з використанням операторів деформованого многогранника [85].

Доцільно зазначити, що генетичний алгоритм є універсальним, оскільки не накладає обмежень на тип функції пристосованості. Крім того, це забезпечує мультипослідовність. Тим не менш трапляються такі ситуації, коли необхідно припинити роботу алгоритму з таких причин [85]: досягнення певної кількості популяцій; закінчення часу еволюції; збіжність популяції.

Перші два критерії залежать від типу задачі, і іноді виникає ситуація, коли в результаті виконання алгоритму не може бути визначений екстремум функції або коли отриманий після деякої кількості популяцій результат задовольняє вимоги. Під збіжністю популяції мається на увазі, що ні кросинговер, ні операції мутації не вносять зміни в результат виконання алгоритму під час створення кількох популяцій. Така ситуація має місце або при досягненні «plato», при якому функція пристосованості не змінює значення по всій поверхні «plato», або коли популяція потрапляє в локальну екстремальну зону [85].

Після завершення процедури параметричного синтезу були отримані значення настроювальних коефіцієнтів та сталих часу

Таблиця 3.5.

Настроювальні коефіцієнти та сталі часу

R_1	R_2	R_3	T_1	T_2	T_3
0,176	0,0067	0,335	0.0045	0.0152	0,0014

Порівняльний аналіз результатів параметричного синтезу, проведеного за допомогою метода Нелдера-Мида та генетичного алгоритму відповідно представлені у табл. 3.6 [27].

Таблиця 3.6

Порівняльний аналіз результатів параметричного синтезу робастної системи

Параметри	Генетичний алгоритм	Метод Нелдера-Мида
H_2 -норма	0,207	0,399
H_∞ -норма	0,632	0,793
Час установалення перехідного процесу, с	0,59	0,727
Коливальність	3,5	2,91
Кількість коливань	3	3
Час затримки	0,0542	0,0543
Час досягнення максимального значення, с	0,0315	0,0314

Різниця у перехідних процесах оптимальних систем стабілізації, отриманих за допомогою методу Нелдера-Мида та генетичного алгоритму показана на рис. 3.7 [27].

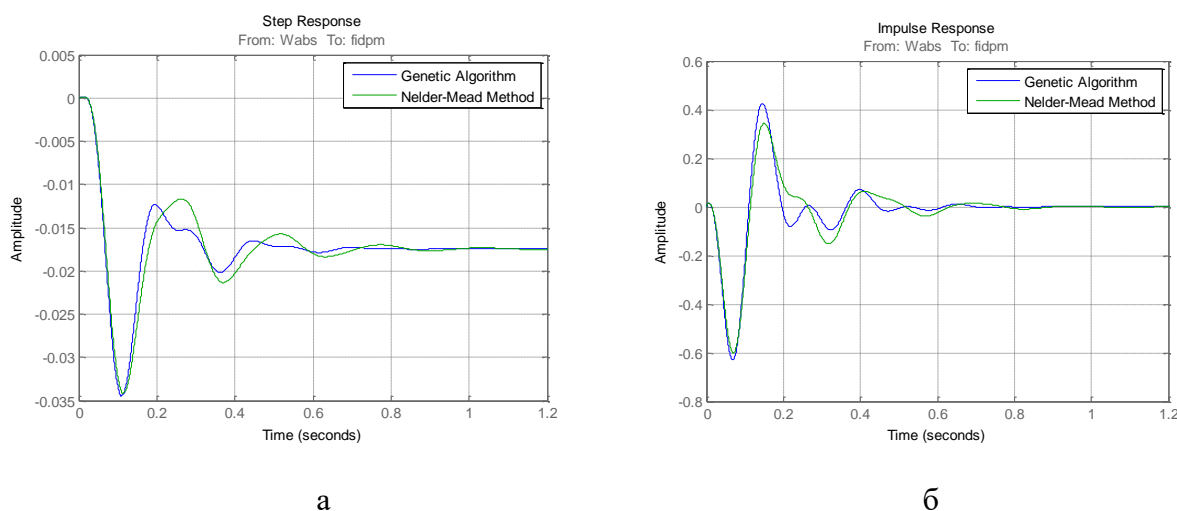


Рис. 3.7. Перехідні (а) та імпульсні (б) процеси системи, оптимізованої за допомогою методу Нелдера-Мида та генетичного алгоритму

Як бачимо, результат, отриманий генетичним алгоритмом, є більш прийнятним, оскільки перехідний процес швидше і плавніше йде до точки рівноваги. Крім того показники H_2 та H_∞ -норм (табл. 3.6) також є кращими у цьому випадку.

На основі отриманих результатів було виконано моделювання системи просторової стабілізації в різних ситуаціях її функціонування, що показано на рис. 3.8.

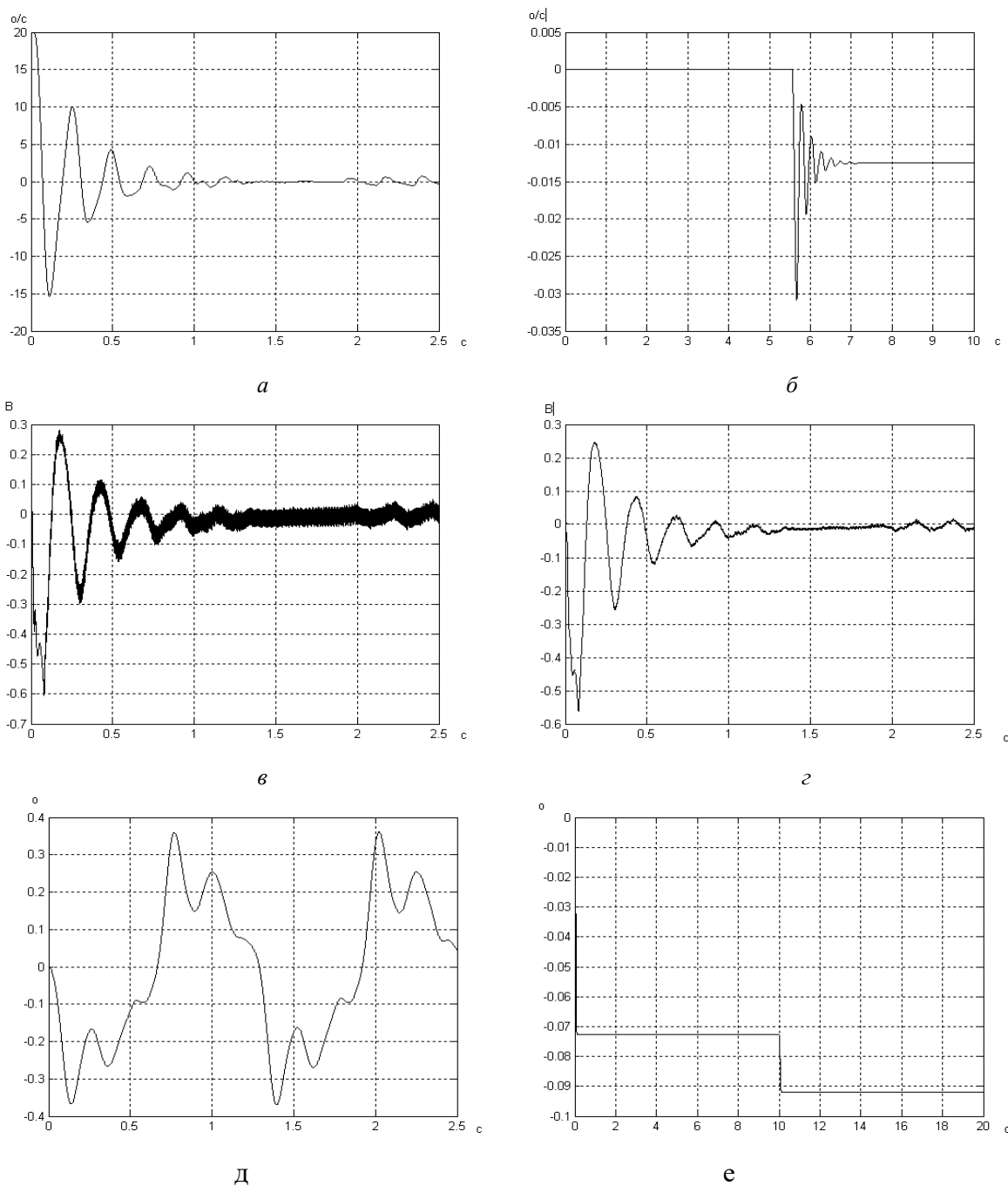


Рис. 3.8. Результати моделювання: *a* – процес стабілізації в умовах збуреного руху; рис. *б* – мала кутова швидкість; рис. *в*, *г* – вихідні сигнали ланки блоку керування до і після фільтрації; рис. *д* – динамічна похибка; рис. *е* – результати перевірки на кутову жорсткість

3.4. Висновки до розділу 3

Запропоновано процедуру синтезу структури контролепридатної системи стабілізації. Визначено критерій оптимізації на основі показників рівня контролепридатності. Отримані вагові коефіцієнти з використанням експертних оці-

нок. Розроблено підхід до формалізованого опису структури системи стабілізації на основі теорії графів з використанням матриць інцидентності та суміжності. Наведено правила перетворення формалізованої узагальненої структури.

Виконано аналіз взаємозв'язку між показниками достовірності контролю та експлуатаційними характеристиками системи просторової стабілізації. Розглянуто інструментальну та методичну складові достовірності контролю. Показано змінювання методичної достовірності контролю для різних видів контролю. Отримані результати є корисними для обґрунтованого допуску основних параметрів при проєктуванні як систем просторової стабілізації, так і складних систем управління у цілому.

Виконано параметричний синтез робастної системи стабілізації обладнання наземного рухомого об'єкту на основі H_2/H_∞ -підходу на основі модифікованої процедури, яка відрізняється введенням додаткової штрафної функції.

Обґрунтовано та запропоновано введення додаткової штрафної функції на основі вимог до експлуатаційних характеристик системи досліджуваного типу, а саме: похибок стеження, стабілізації, кутової жорсткості, а також динамічної похибки. Наведено вирази для додаткової штрафної функції. Проведено порівняльний аналіз алгоритму Нелдера-Міда та генетичного алгоритму для реалізації процедури параметричного синтезу. Отримані результати у вигляді графічних залежностей та порівняльної таблиці значень підтверджують ефективність запропонованого підходу.

4. МЕТОДИКА ПРОЄКТУВАННЯ СИСТЕМ ПРОСТОРОВОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ РУХОМИХ ПЛАТФОРМ З ОБЛАДНАННЯМ

4.1. Загальна характеристика методики проєктування

Головною метою представленої дослідження є створення системи, спроможної зберігати високу точність в умовах дії збурень та бути пристосованою до контролю.

Методика проєктування робастної системи просторової стабілізації з високим рівнем контролепридатності являє собою сукупність методів та процедур, до яких входять:

- 1) процедура визначення вимог до системи стабілізації;
- 2) процедура вибору складових системи стабілізації;
- 3) процедура моделювання складових системи стабілізації;
- 4) метод синтезу структури контролепридатної системи стабілізації;
- 5) процедура визначення допустимих параметрів системи;
- 6) метод модифікованого робастного параметричного синтезу системи стабілізації;
- 7) процедура обробки інформації на основі адаптивної фільтрації;
- 8) процедура моделювання синтезованої системи.

Взаємозв'язок зазначених методів та процедур показано на рис.4.1

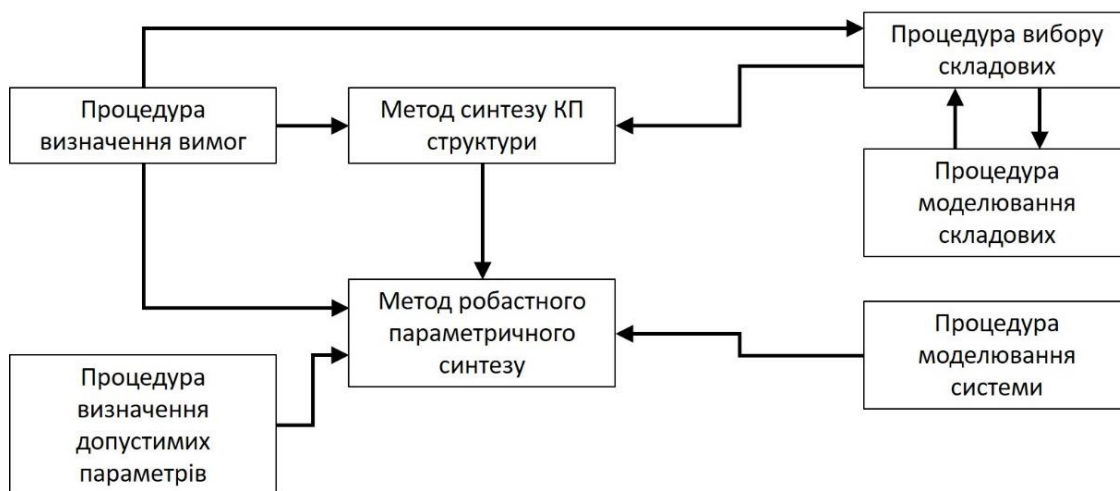


Рис.4.1 Взаємозв'язок методів та процедур проєктування систем просторової стабілізації

До запропонованої методики входять два методи, а саме: метод синтезу структури контролепридатної системи стабілізації та метод модифікованого робастного параметричного синтезу.

Слід зазначити, що метод синтезу структури системи стабілізації на основі узагальненого показника контролепридатності детально представлений у підрозділі 3.1. даної роботи. Процедура визначення допустимих параметрів, яка є логічним завершенням методу синтезу структури контролепридатної системи, представлена у підрозділі 3.2. Метод модифікованого робастного параметричного синтезу охарактеризований у розділі 3.3. Інші процедури запропонованої методики будуть описані у цьому розділі.

При реалізації методу синтезу структури контролепридатної системи формуються варіанти можливих структур системи стабілізації виходячи з поставлених задач та виконання процедур визначення вимог та вибору складових. У разі необхідності процес вибору складових системи доповнюється процедурою моделювання складових системи. Визначення варіантів структур здійснюється на основі надмірної інформації про можливі реалізації вимірювальної системи та виконавчого приводу. Виходячи з досить обмеженої кількості таких можливих варіантів, для реалізації власне оптимізаційної процедури застосовується метод градієнтного пошуку. Далі виконується обчислення найбільш важливих показників контролепридатності системи, до яких відносяться коефіцієнт повноти перевірки контролепридатності, коефіцієнт глибини пошуку відмови, коефіцієнт надмірності, коефіцієнт уніфікації пристроїв спряження. Для більш точного представлення узагальненого показника контролепридатності обчислено вагові коефіцієнти, які визначаються ранжуванням показників контролепридатності по важливості. Для цього було проведено опитування експертів та складено таблицю порівняльних оцінок. Далі було використано відомий метод розстановки пріоритетів та розраховано вагові коефіцієнти. На основі підготовлених даних було визначено узагальнений мультипликативний показник контролепридатності, оскільки кожний з показників контролепридатності є меншим за

одиницю. Серед отриманих варіантів структури обирається системи з найвищим рівнем контролепридатності.

Таким чином виконується однокритеріальна оптимізаційна задача. Інші вимоги, що надаються до систем такого класу, переводяться у групу обмежень. До таких обмежень відносять показники надійності, масогабаритні характеристики та вартість.

У разі виконання усіх обмежень, процес синтезу структури контролепридатної системи завершується. В іншому випадку процес синтезу повторюється.

Після синтезу структури контролепридатної системи виконується процедура визначення допустимих параметрів, головним результатом якої є можливість обґрунтованого вибору допусків на параметри системи. Відмінністю цієї процедури є установлення взаємозв'язків між достовірністю контролю та характеристиками системи (точність та масогабаритні характеристики), а також точністю вимірювальних засобів. Такий підхід спрямований на зменшення ймовірності невизначеної та хибної відмов за рахунок обґрунтованого призначення допустимих параметрів системи.

Наступним методом, що входить до методики проєктування системи стабілізації зазначеного типу, є метод модифікованого параметричного синтезу робастної системи стабілізації. Цей метод заснований на змішаній робастній H_2/H_∞ параметричній оптимізації і відрізняється від відомих методів введенням додаткової штрафної функції. Ця додаткова штрафна функція засновується на перевірці таких важливих показників якості функціонування системи досліджуваного типу як похибка, стеження, похибка стабілізації, похибка внаслідок збурення та кутова жорсткість. Слід зазначити, що останній показник якості, а саме кутова жорсткість, є одним з найбільш важливих показників для систем просторової стабілізації, що функціонують на наземних рухомих об'єктах. Із введенням цієї додаткової штрафної функції стало можливим перевіряти показники якості системи стабілізації під час процедури синтезу, а не після його завершення. Це дозволяє скоротити процес оптимізації у цілому.

Реалізація цього методу потребує низки математичних описів, представлених у 2 розділі цієї роботи. До таких описів входять моделі системи із урахуванням нелінійностей, притаманних реальним системам, та математичні описи у просторі станів.

Наявність математичних описів системи дозволяє визначити її передатні функції та сформулювати функцію чутливості та комплементарну функцію чутливості. Метод робастної H_2/H_∞ параметричної оптимізації засновується на використанні H_2 та H_∞ -норм функції чутливості та комплементарної функції чутливості.

З метою підвищення якості процесу оптимізації до комбінованого показника якості введено H_2 -норми функцій чутливості як для детермінованого, так і збуреного випадків. Для цього необхідно використовувати формуючі фільтри. Вигляд формуючих фільтрів залежить від типу рухомого об'єкта та відповідно типу збурень. Це можуть бути фільтри Драйдена для літальних апаратів, формуючі фільтри, засновані на спектральних щільностях нерегулярного морського хвилювання, для морських рухомих об'єктів та формуючі фільтри на основі спектральних щільностей збурень внаслідок рельєфу та місцевості для наземних рухомих об'єктів. Слід зазначити, що в останньому випадку існує певна класифікація спектральних щільностей збурень залежно від довжини та висоти нерівностей доріг та місцевості. При цьому мають місце чотири групи таких спектральних щільностей. Відповідно до розглянутої класифікації, формуючі фільтри для завдання збурень мають такий вигляд [90]:

$$1) K_h(j\omega) = \sqrt{D_2/v} j\omega \frac{(3,1v + j\omega)}{(\omega_2 + j\omega)} \text{ для доріг із середніми нерівностями;}$$

$$2) K_h(j\omega) = \sqrt{D_2/v} j\omega \frac{(\sqrt{10}v + j\omega)(\omega_1 + j\omega)}{(v + j\omega)(v + j\omega)} \text{ для доріг із дуже великими бу-}$$

рунами;

$$3) K_h(j\omega) = \sqrt{D_2/v} j\omega \frac{\omega_1 + j\omega}{10v + j\omega} \text{ для доріг із великими грудками;}$$

4) $K_h(j\omega) = \sqrt{D_2 / v} j\omega$ для доріг із великими однорідними нерівностями.

У наведених формулах v – швидкість руху об'єкта, D_2 , ω_2 , ω_1 – постійні значення, які визначаються належністю до тєї чи іншої групи спектральних щільностей.

Остаточні формуючі фільтри, визначатимуться формулою

$$K_q(\omega) = K_h(j\omega)H_q(j\omega)H_k(j\omega), \quad (4.1)$$

де $H_q(j\omega)$ – передавальна функція, яка відповідає перетворенню мікропрофіля, $H_k(j\omega)$ – передавальна функція осереднення за площею контакту.

Взаємозв'язок представлених вище математичних описів проілюстрований рис. 4.2.

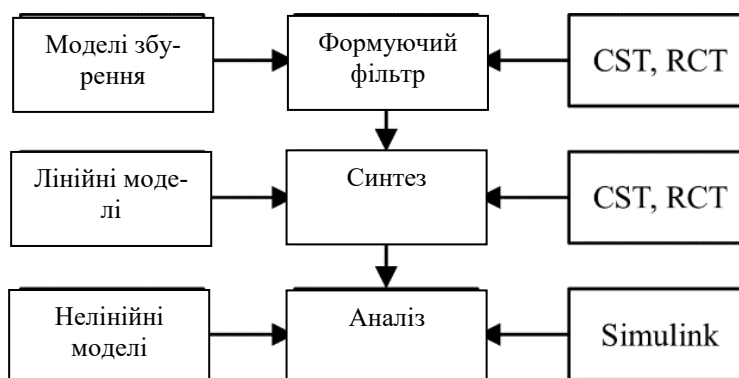


Рис. 4.2. Взаємозв'язок математичних описів системи стабілізації: CST – Control System Toolbox; RCT – robust control toolbox.

Слід зазначити, що створення математичних описів системи просторової стабілізації доцільно виконувати на основі пакетів прикладних програм системи MATLAB, таких як Control System Toolbox, Robust System Toolbox, Simulink.

Сутність змішаної робастної параметричної оптимізації полягає у мінімізації комбінованого показника якості на основі вищезгаданих норм. Розв'язання цієї проблеми зв'язано з необхідністю досягнення компромісу між точністю та робастністю. Вирішення цього компромісу потребує введення вагових коефіцієнтів у комбінований критерій змішаної параметричної оптимізації. Варіації та-

ких коефіцієнтів дозволяють змінювати вплив точності та робастності у комбінованому показнику якість-робастність.

Важливою процедурою запропонованої сукупності методів та процедур проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів є процедура моделювання синтезованої системи. Ця процедура виконується у середовищі MATLAB. Вона містить перевірки на основі як лінійних та і нелінійних моделей системи. Найбільш ефективним інструментом виконання перевірок на основі нелінійних моделей є пакет прикладних програм Simulink. Особливістю процедури моделювання систем досліджуваного типу є максимально можливе наближення перевірок на основі математичних моделей до експериментальних випробувань.

Останньою процедурою є вдосконалена процедура обробки сигналів датчиків кутової швидкості за рахунок введення адаптації на основі нерекурсивного фільтру, що підвищує точність стабілізації в умовах експлуатації.

4.2. Процедура визначення вимог до системи стабілізації

Вибір структури системи просторової стабілізації визначається цільовим призначенням, типом рухомого об'єкта, вимогами до точності, масо-габаритними характеристиками, стійкості до збурень, а також інших факторів, наприклад, контролепридатності [29, 57]. Необхідно також брати до уваги критерій «ефективність-вартість».

Виконується обґрунтування чисельних значень основних експлуатаційних параметрів з урахуванням допусків та динамічних факторів, що діють на систему просторової стабілізації під час її функціонування, а саме:

- мінімальної та максимальної швидкостей обертання платформи по всіх осях;
- максимальної величини кутового прискорення платформи у контурі стабілізації;
- статичної та динамічної точності контурів стеження та стабілізації.

При заданому максимальному куті розвороту по азимуту ψ_{max} а також мінімальному часі T_{min} переміщення, максимально можлива кутова швидкість платформи дорівнюватиме:

$$\omega_{p\max} = \frac{\Psi_{\max}}{T_{\min}}. \quad (4.2)$$

При цьому дуже важливо, щоби швидкість (4.2) була досягнута за мінімально можливий час Δt . Для цього необхідно забезпечити кутове прискорення:

$$A = \frac{\omega_{p\max}}{\Delta t}. \quad (4.3)$$

Зі співвідношень викладених у [4] випливає, що кутова швидкість обертання платформи ω_p визначається лінійними швидкостями руху точки спостереження V_{MT} та рухомого об'єкта, на якому встановлена платформа, V_{ISP} а також відстанню між ними

$$\omega_p = \frac{(V_{MT} - V_{ISP})}{|R|}. \quad (4.4)$$

Величина $\Delta V_{par} = |V_{MT} - V_{ISP}|$ визначає допустиму швидкість відносного руху платформи. Ця величина максимальна ΔV_{par}^{\max} на початку процесу стеження і мінімальна ΔV_{par}^{\min} для усталеного процесу стеження. Величини ΔV_{par}^{\max} , ΔV_{par}^{\min} , $|R|_{\max}$ та $|R|_{\min}$ залежать від умов застосування системи просторової стабілізації і повинні бути задані заздалегідь. Тоді мінімальна та максимальна швидкість обертання платформи в контурі стеження визначаються як:

$$\omega_p^{\max} = \frac{\Delta V_{par}^{\max}}{|R|_{\min}}, \quad \omega_p^{\min} = \frac{\Delta V_{par}^{\min}}{|R|_{\max}}. \quad (4.5)$$

Вирази (4.2) – (4.5) є обґрунтуванням вимог до системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, на підставі яких визначаються її характеристики.

4.3. Процедура вибору складових системи стабілізації

Важливою процедурою проектування системи стабілізації є вибір основних елементів системи, що задовольняють вищезазначеним вимогам, а саме:

- датчиків кутової швидкості, що задовольняють вимоги щодо точності та умов застосування (вібрації, удари);
- датчиків кута, що задовольняють тим самим вимогам;
- двигунів, що встановлюються на рамках карданового підвісу платформи з визначенням таких параметрів як номінальний крутний момент, пусковий момент, потужність, максимальна та мінімальна швидкості обертання;
- електронних пристроїв (підсилювачів, широтно-імпульсних модуляторів, фільтрів), блоків живлення тощо.

Розглянемо вибір основних параметрів окремих складових системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.

Об'єктом стабілізації у цій системі є платформа, на котрій встановлюється обладнання різного типу. Основними параметрами об'єкта стабілізації, які впливають на вибір інших складових системи, є значення моментів інерції платформи по відповідним осям. Важливими параметрами системи стабілізації є оцінки моментів збурення, які можуть діяти в умовах експлуатації. При цьому треба враховувати три основні типи впливів, а саме: моменти тертя в опорах підвісу, моменти незбалансованості та моменти, що виникають внаслідок кутового руху об'єкта-носія, зумовленого зовнішніми збуреннями (аеродинамічні впливи, регулярне та нерегулярне хвилювання, нерівності доріг та місцевості для ЛА, морських та наземних рухомих об'єктів відповідно). Важливою інформацією для вибору цих параметрів є характеристики обладнання (корисного навантаження).

При виборі датчика кутової швидкості перевагу слід надавати сучасним інерціальним технологіям. При цьому технології лазерних та волоконно-оптичних гіроскопів доцільно використовувати для обладнання із малими та

середніми масо-габаритними характеристиками. При значних масо-габаритних характеристиках та умовах експлуатації, що супроводжуються значних ударами та іншими впливами, як перспективні можуть розглядатися технології мікроелектромеханічних (МЕМС) та королісових вібраційних гіроскопів [22, 93, 94]. Як правило, останній випадок є характерним для систем просторової стабілізації обладнання наземних рухомих об'єктів

Після вибору типу інерціальної технології слід перейти до вибору основних характеристик датчика кутової швидкості контурів стабілізації і стеження.

Вибір вимірювального діапазону здійснюється на підставі мінімальної та максимальної швидкостей обертання платформи. Відповідно до виразів (4.2) – (4.5), вищезгадані швидкості визначаються у такий спосіб

$$\omega_p^{\max} = \frac{\Delta V_{par}^{\max}}{|R|_{\min}}, \quad \omega_p^{\min} = \frac{\Delta V_{par}^{\min}}{|R|_{\max}}. \quad (4.6)$$

Вибір порогу чутливості в системах досліджуваного типу дуже важливий, оскільки під час експлуатації систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів необхідно забезпечувати як великі, так і малі швидкості стеження (4.6). У сучасних цифрових датчиках мінімальна кутова швидкість платформи визначається ціною молодшого розряду (чутливість).

При виборі датчика кутової швидкості необхідно враховувати умови реальної експлуатації, перш за все стійкість до ударів. Далі слід виконати аналіз похибок, у тому числі температурних, які впливають на досягнення високої точності датчика кутової швидкості в процесі експлуатації [94]. Необхідно також звернути увагу на похибку виставки датчика кутової швидкості, оскільки в деяких випадках для MEMS-гіроскопів вони досить великі, що може зменшити ефективність зусиль щодо забезпечення високої точності вимірювання кутової швидкості.

Остаточний тип датчика вибирається з огляду можливості забезпечення найвищих вимог щодо точності.

При виборі типу двигуна слід враховувати масу корисного навантаження та відповідно розміри платформи. При значних розмірах платформи та корисного навантаження слід використовувати виконавчий механізм на основі двигуна та редуктора. Для систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів доцільно використовувати двигуни постійного струму. До їх переваг відносять високі лінійні регульовальні та механічні характеристики. Рекомендації щодо вибору таких двигунів наводяться у багатьох роботах, наприклад [95]. Якщо маса і розміри платформи не є значними, то для проектування високоточних систем стабілізації доцільно використовувати безредукторні приводи. У цьому випадку зазвичай використовують моментні безконтактні двигуни, для яких є важливим вибір допустимого моменту валу двигуна з урахуванням його навантаження.

Вибір моментного безконтактного двигуна та вихідні дані для його проектування визначаються у наступному порядку.

Насамперед, визначається крутний момент двигуна, виходячи з необхідного кутового прискорення (4.3) та моментів інерції рамок зовнішнього $J_{вн}$ та внутрішнього $J_{внут}$ карданових підвісів з урахуванням моменту інерції двигуна

$$M_{вн} = A_{треб}^{вн} J_{вн} ; M_{внут} = A_{треб}^{внут} J_{внут} . \quad (4.7)$$

У загальному випадку момент обертання двигуна необхідно визначати з урахуванням моменту збурень, який визначається двома основними складовими. Перша складова обумовлена тертям в опорах підвісу та невірноваженістю мас приводу ($M_{возм1}^{вн}, M_{возм1}^{внут}$). Друга складова ($M_{возм2}^{вн}, M_{возм2}^{внут}$) залежить від кутових прискорень $A_{возм}^{вн} ; A_{возм}^{внут}$, викликаних збуреним кутовим рухом платформи. Перша складова визначається виходячи з максимального можливого значення. Друга складова визначається за формулою

$$M_{возм2}^{вн} = A_{возм}^{вн} J_{вн} ; M_{возм2}^{внут} = A_{возм}^{внут} J_{внут} . \quad (4.8)$$

Остаточний момент двигуна оцінюється у такий спосіб

$$M_{вн}^{max} = M_{вн} + M_{возм1}^{вн} + M_{возм2}^{вн} ; M_{вн}^{max} = M_{внут} + M_{возм1}^{внут} + M_{возм2}^{внут} . \quad (4.9)$$

Далі необхідно проаналізувати конструкцію двигуна. Для класичних колекторних двигунів постійного струму основним чинником вибору є номінальна потужність на валу двигуна [96]. Цей підхід зберігається і для моментного двигуна колекторного типу. Для безконтактних моментних двигунів основним параметром вибору залишається значення номінального моменту обертання.

Виходячи з отриманих значень крутних моментів і максимальних швидкостей обертання рамок карданова підвісу відповідно до формули (4.4), номінальна потужність двигуна визначається виразом

$$P_{\text{вн}} = k_1 \frac{1}{\eta_1} M_{\text{вн}} \omega_{p \max}^{\text{вн}}; \quad P_{\text{внутр}} = k_2 \frac{1}{\eta_2} M_{\text{внутр}} \omega_{p \max}^{\text{внутр}}, \quad (4.10)$$

де k_1, k_2 – коефіцієнти запасу (1,2 – 2); η_1, η_2 – к. п. д. двигунів.

Обертальні моменти та потужності (4.7) – (4.10) є вихідною інформацією для вибору типу моментних двигунів для рамок карданова підвісу.

Далі визначається пусковий момент, який має у 3–5 разів перевищувати номінальний.

Для розрахунку параметрів приводу необхідно задати такі параметри, як кутову швидкість холостого ходу $\Omega_{\text{хх}}$, струм якірного ланцюга двигуна $I_{\text{ном}}$, індуктивність L та опір обмоток якоря R .

Коефіцієнт пропорційності між струмом якірного ланцюга та навантаженням на валу двигуна визначається за формулою [97]

$$c_m = \frac{M_{\text{вн}}}{I_{\text{ном}}}, \quad \left(c_m = \frac{M_{\text{внутр}}}{I_{\text{ном}}} \right), \quad (4.11)$$

де $M_{\text{вн}}$ ($M_{\text{вн}}$) – номінальний момент навантаження; $I_{\text{ном}}$ – номінальний струм ланцюга якоря двигуна. Зазвичай коефіцієнт протидіючої електрорушійної сили c_e приймається рівним c_m [97]. У цьому випадку напруга протидіючої електрорушійної сили становитиме

$$U_{\text{едс}} = k_e \Omega_{\text{хх}}. \quad (4.12)$$

При заданні максимального значення струму необхідно враховувати, що його пускове значення може перевищувати номінальне в 3–5 разів.

Електрична стала приводу визначається за формулою [43]

$$T_{el} = \frac{L}{R}, \quad (4.13)$$

де L , R – індуктивність і опір обмоток ланцюга якоря двигуна.

Електромеханічна постійна часу визначається виразом [97]

$$T_{mex} = \frac{RJ_{вн}}{c_m c_e}, \left(T_{mex} = \frac{RJ_{внут}}{c_m c_e} \right). \quad (4.14)$$

Вирази (4.11) – (4.14) дозволяють здійснити вибір моментного двигуна для системи просторової стабілізації.

4.4. Процедура моделювання

4.4.1. Моделювання складових системи стабілізації

Сутністю цієї процедури є складання математичні моделі окремих складових системи просторової стабілізації (датчиків кутової швидкості, виконавчого механізму та ін.) Після цього складається математична модель об'єкта управління разом з вимірювальною системою та виконавчим механізмом і проводиться його моделювання з метою визначення динамічних характеристик. За результатами цього моделювання можлива корекція механічної конструкції системи просторової стабілізації з погляду збільшення чи зменшення жорсткості її елементів.

Математичні моделі датчиків та виконавчого механізму з урахуванням корисного навантаження (обладнання рухомих об'єктів) доцільно складати за допомогою розширеного пакету Simulink обчислювальної системи MATLAB, оскільки такі моделі є найбільш наочними для проєктувальника .

При складанні математичної моделі датчика кутової швидкості особливу увагу слід приділяти математичному представленню випадкових похибок. Приклад математичної моделі датчика кутової швидкості на прикладі МЕМС гіроскопа ADIS16488 представлений на рис. 4.3 [22, 98, 99].

Головною метою моделювання датчика кутової швидкості є дослідження перехідних та частотних характеристик. При цьому доцільно виконувати моделювання для сукупності вихідних сигналів в експлуатаційному діапазоні вимірювання, принаймні для номінального, мінімального та максимального значень.

Окремо потрібно дослідити можливість вимірювання малих швидкостей. Важливим моментом є вивчення впливу випадкових похибок на функціонування датчика. Бажано також моделювати найбільш несприятливі ситуації функціонування приладу [17, 23].

Логарифмічні амплітудно-частотні характеристики гіроскопічного датчика, що входить до складу приладу ADIS16488, представлені на рис. 4.4.

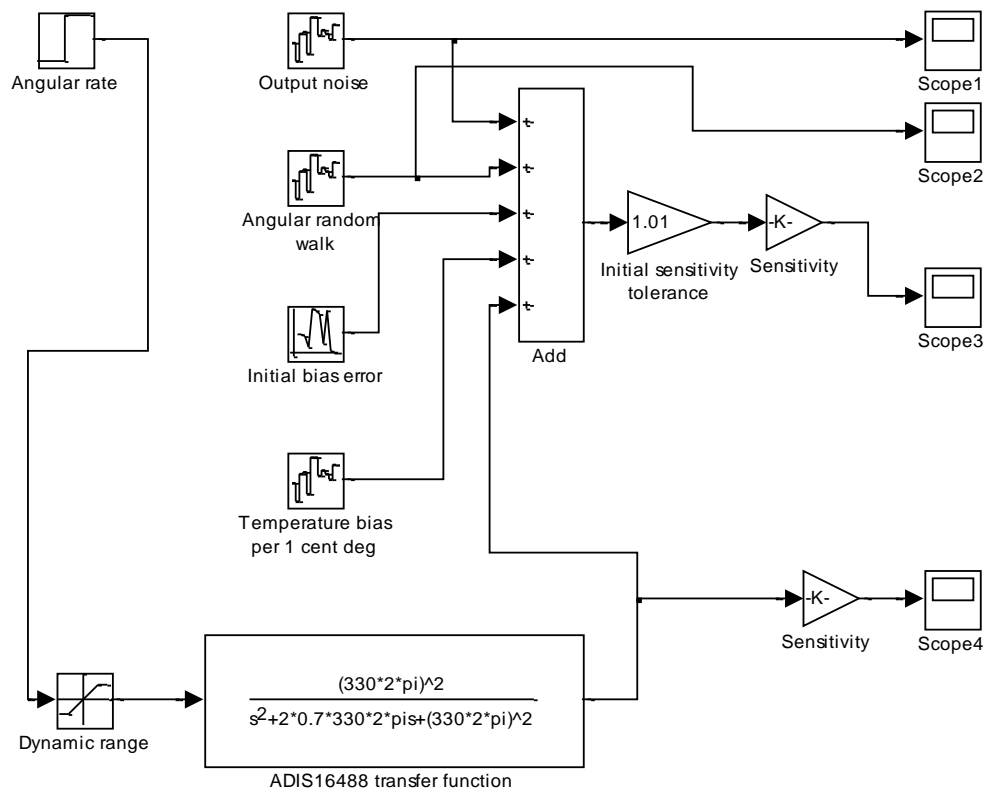


Рис. 4.3. Математична модель гіроскопічного датчика кутової швидкості

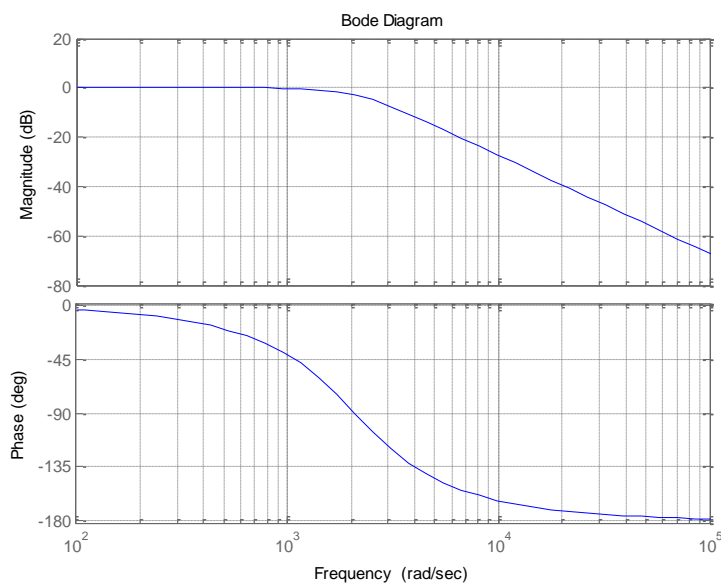


Рис. 4.4. Логарифмічні амплітудно-частотні характеристики гіроскопічного датчика кутової швидкості

Перехідні процеси, отримані за допомогою моделі гіроскопічного датчика кутової швидкості з урахуванням випадкових похибок, представлені на рис. 4.5.

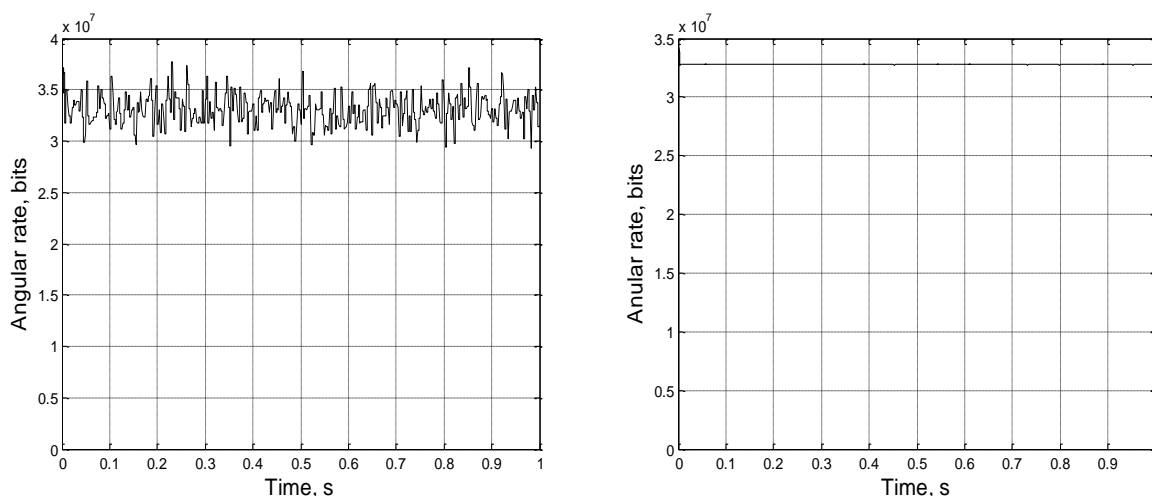


Рис. 4.5. Реакція датчика кутової швидкості на ступінчасту дію з урахуванням випадкових похибок і без них

Важливою частиною системи просторової стабілізації є привід. Зазвичай модель приводу системи просторової стабілізації розроблюється з урахуванням корисного навантаження (обладнання рухомих об'єктів) та дії задавальних та збурювальних впливів.

Модель приводу системи просторової стабілізації наземних рухомих об'єктів на основі засобів пакета Simulink, представлена на рис. 4.6 [24, 54].

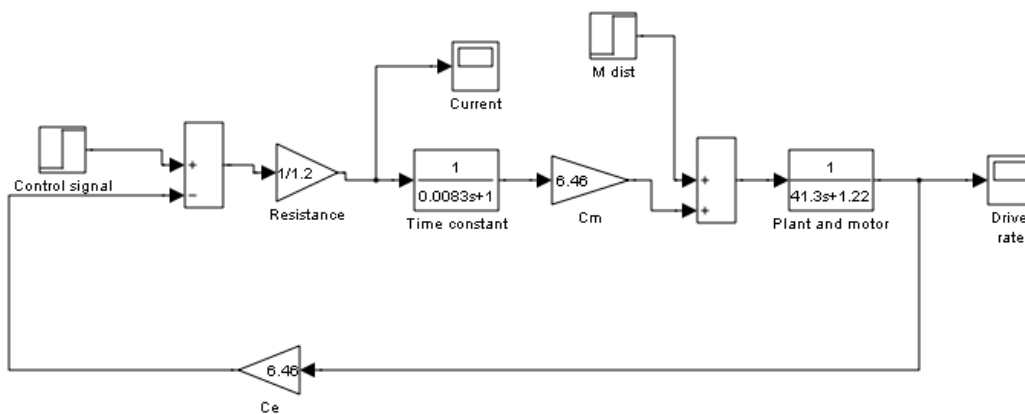


Рис. 4.6 Simulink-модель приводу з корисним навантаженням

Така модель дозволяє досліджувати перехідні та частотні характеристики приводу, як по задавальним так і по збурювальним впливам. Результати моделювання представлені на рис. 4.7.

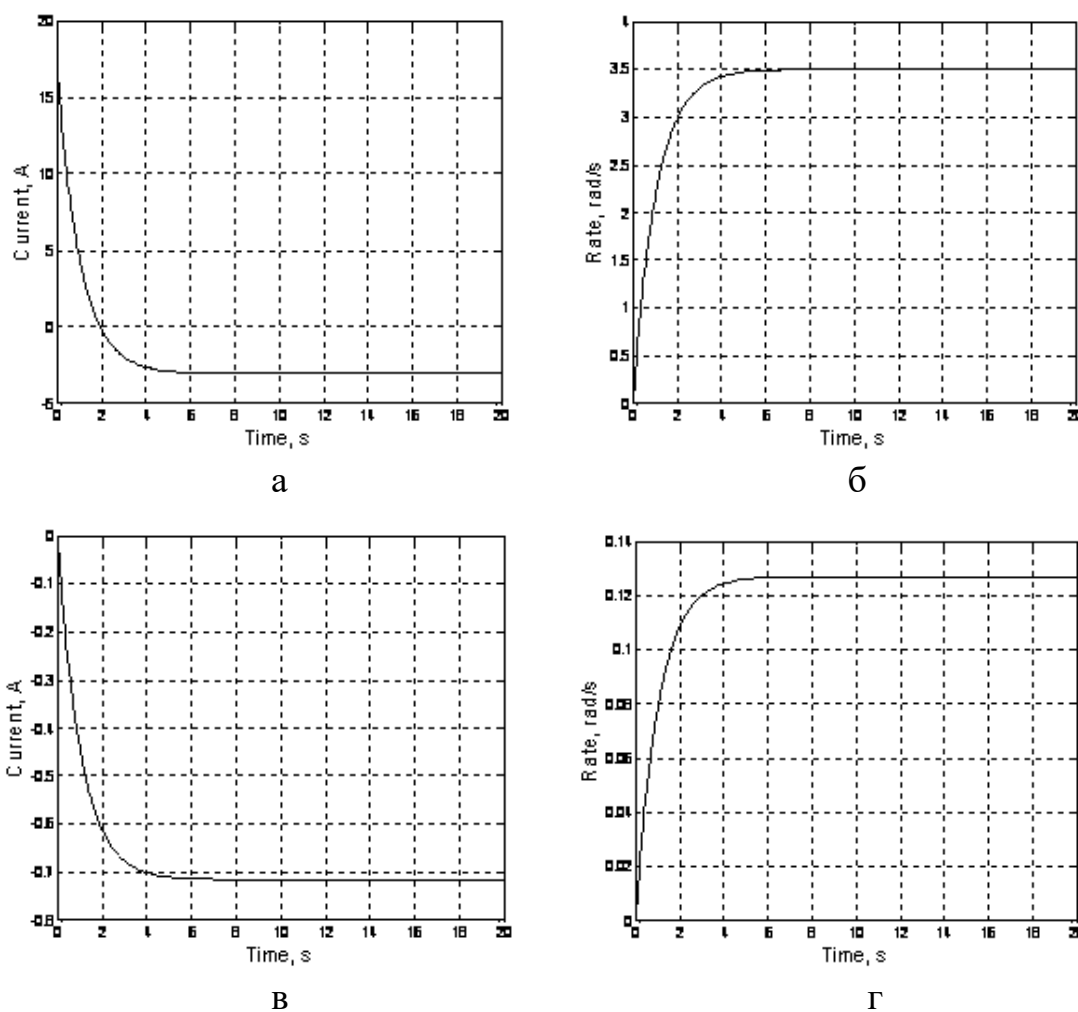


Рис. 4.7. моделювання перехідних процесів по задавальному впливу (а – струм, б – кутова швидкість); перехідні процеси по збурювальному впливу (в – струм, г – кутова швидкість)

Перехідна функція по задавальному впливу може бути представлена у такий спосіб [100]

$$W_{drive} = \frac{\omega(s)}{U(s)} = \frac{c_m}{L(J_{рам} + J_{дв})p^2 + [R(J_{рам} + J_{дв}) + Lf_m]p + Rf_m + c_m c_e}, \quad (4.15)$$

де $J_{рам}$ – момент інерції рамки (внутрішньої або зовнішньої); $J_{дв}$ – момент інерції двигуна; c_m – коефіцієнт пропорційності між струмом якірного ланцюга та навантаженням на валу двигуна; c_e – коефіцієнт протидіючої електрорушійної сили; L , R – індуктивність та опір обмоток ланцюга якоря двигуна; f_m – коефіцієнт гармонійної лінеаризації сил сухого тертя.

Апроксимуючий коефіцієнт в'язкого тертя визначається як відношення амплітуди першої гармоніки моменту тертя до амплітуди швидкості

$$f_m = 4M_{ном} / (\pi\Omega), \quad (4.16)$$

де $M_{ном}$ – номінальний момент навантаження; Ω – швидкість двигуна.

Відповідна модель, створена за допомогою пакета Simulink відповідно до виразів (4.15), (4.16), показана на рис.4.8.

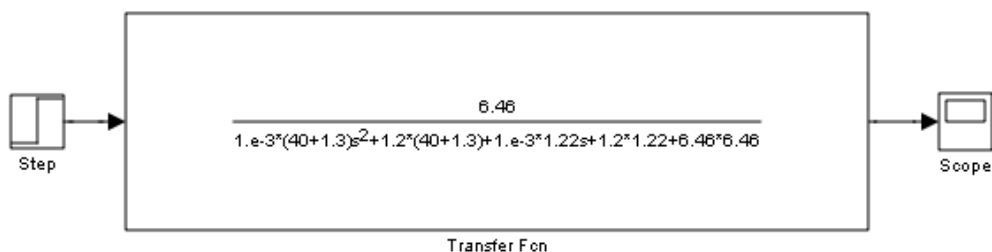
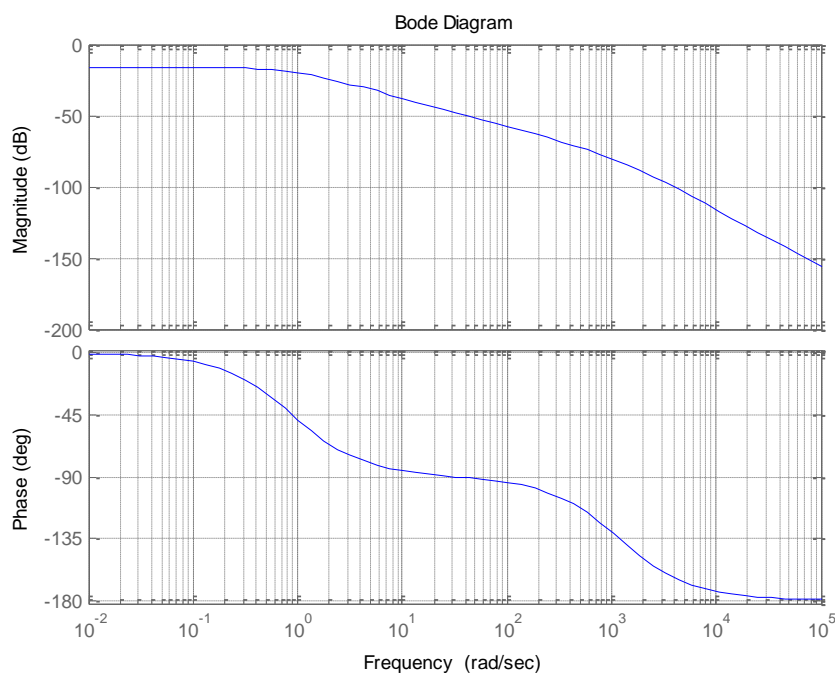


Рис. 4.8. Передатна функція приводу з корисним навантаженням

При моделюванні приводу необхідно задавати як постійні збурювальні впливи (у вигляді ступінчастого сигналу), так і випадкові впливи внаслідок (наприклад, внаслідок нерівностей доріг і місцевості для обладнання наземного рухомого об'єкта). Останні збурення моделюються подачею білого шуму на формуючі фільтри, відповідають спектральним щільностям нерівностей рельєфу доріг і місцевості різного типу. Доцільно також промодельовати синусоїдальний рух, що відповідає профілю випробувальної траси. Амплітудно-частотні характеристики приводу з корисним навантаженням дані на рис. 4.9.



4.9. Амплітудно-частотні характеристики приводу з корисним навантаженням

4.4.2. Моделювання синтезованої системи

Метою цієї процедури є моделювання замкнутих контурів синтезованої системи просторової стабілізації за допомогою таких пакетів системи MATLAB як Control System, Robust Control, Simulink. В останньому пакеті моделювання проводиться з урахуванням всіх можливих нелінійностей та інших особливостей, які неможливо було врахувати під час виконання процедури синтезу (пружні деформації, вплив неспіввісностей та дебалансів, тощо). Досліджується поведінка системи при дії зовнішніх та внутрішніх збурень різної природи, що виникають у процесі експлуатації. Відповідно до [101] цей етап називається Model-in-loop-simulation (моделювання з моделлю об'єкта управління у замкнутому контурі). Проводиться оцінка динамічних та статичних показників системи та їх відповідність технічним вимогам. За результатами моделювання виконується додаткова корекція параметрів системи і законів управління. На цьому етапі проводиться остаточний вибір інтервалу дискретності

цифрових регуляторів та моделювання системи з цифровим керуванням із можливою корекцією за отриманими результатами [102, 103].

Для систем аналізованого типу необхідно враховувати те, що реальні умови експлуатації супроводжуються впливом ударів. Тому після аналізу характеристик можливих ударних дій необхідно провести додаткове моделювання з імітацією впливу ударів. Остаточне значення частоти дискретизації встановлюється з урахуванням результатів цього моделювання з метою забезпечення стійкості системи під впливом ударів [104, 105].

Найбільш важливі характеристики системи оцінюються наступним чином.

Оцінка статичної точності системи стабілізації здійснюється в режимах усталеного стану при постійних значеннях задавальних впливів. У загальному випадку такі дослідження виконуються в режимах стеження (завдання кутової швидкості) і в режимах стабілізації (задана кутова швидкість дорівнює нулю, а кутова швидкість об'єкта, на якому встановлена платформа, розглядається як збурювальний вплив).

Оцінка динамічних властивостей системи може бути виконана виходячи з аналізу якості перехідних процесів. При цьому необхідно оцінювати швидкодію перехідного процесу, перерегулювання та коливальність.

Для систем просторової стабілізації із обладнанням зі значною масою важливою характеристикою є кутова жорсткість, яка визначається наступним чином.

При нульовому задавальному впливі на вхід системи подається збільшене постійне значення збурювального моменту. Через деякий час (10–20 с) момент збурення зменшується до номінального значення. Таким чином, закон зміни моменту збурення, що прикладається до об'єкта стабілізації, набуває вигляду

$$M(t) = M_1[1(t)] - M_2[1(t)]. \quad (4.17)$$

Далі фіксуються значення кутів стабілізації при різних моментах збурення та визначається їх різниця

$$\Delta\varphi = \varphi_1 - \varphi_2. \quad (4.18)$$

Кутова жорсткість визначається як відношення різниці моментів збурення до різниці величин, що визначають кутове положення об'єкта,

$$c = (M_1 - M_2) / \Delta\varphi. \quad (4.19)$$

Вирази (4.17) – (4.19) забезпечують перевірку кутової жорсткості синтезованої системи засобами імітаційного моделювання [31].

Результати виконання модельного експерименту по визначенню кутової жорсткості, включаючи завдання моменту навантаження та визначення кута положення системи представлені на рис. 4.10.

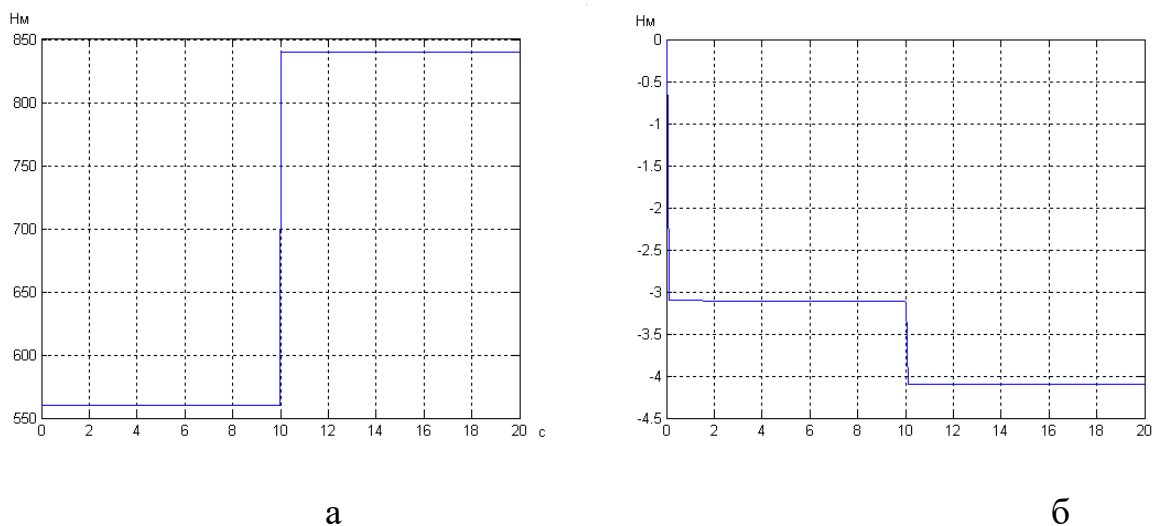


Рис. 4.10. Визначення кутової жорсткості: а – завдання моменту навантаження; б – зміна кутового положення

Для оцінювання точності системи просторової стабілізації необхідно оцінювати похибки у різних типових режимах. Похибка стабілізації визначається моделюванням кутового руху об'єкта-носія. Для визначення похибки в режимі стеження об'єкт-носії вважається нерухомим. Динамічна похибка оцінюється в умовах руху об'єкта-носія за гармонічним (синусоїдальним) законом. Слід зазначити, що наземних рухомих об'єктів цей закон відповідає руху по деякій випробувальній трасі (рис. 4.11).

Для систем просторової стабілізації обладнання значної маси важлива оцінка впливу остаточного моменту невривноваженості. Вона відповідає перевірці

динамічної похибки, але виконується для різних заданих значень моменту невідновженості. Особливістю цього модельного експерименту є те, що з метою вилучення впливу перехідного процесу гармонічний сигнал подається після деякого часу модельованого функціонування системи.

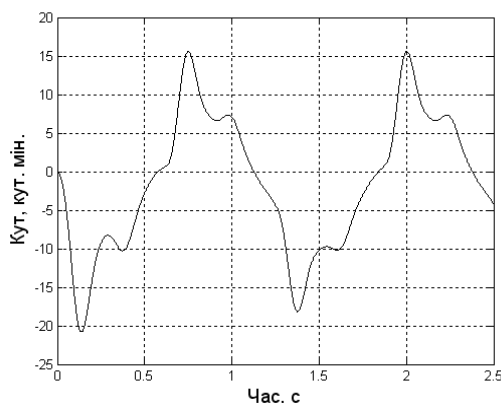


Рис. 4.11. Динамічна похибка системи просторової стабілізації

Оцінка запасу стійкості виконується за таким модельним експериментом. На вхід системи подається, а через деякий час знімається сигнал заданої кутової швидкості. Запас стійкості визначається за параметрами другого перехідного процесу по формулі

$$\sigma = \frac{A_{\max} 100}{A_{\text{зад}}}$$

Запас стійкості вважається задовільним, якщо значення σ знаходиться у межах 10÷30%. Процес визначення перерегулювання представлено на рис. 4.12.

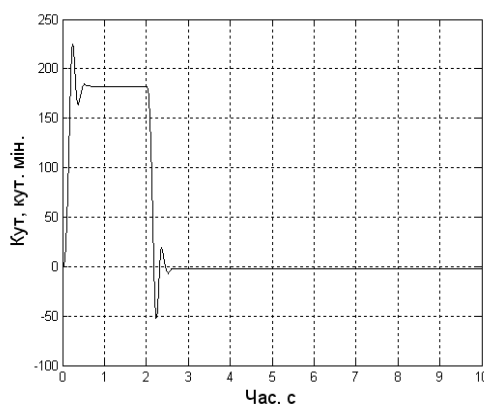


Рис. 4.12. Перевірка перерегулювання системи

Після перевірок приймається рішення про завершення синтезу або про повторення процедури оптимізації. Нова процедура оптимізації виконується після

змінювання початкових умов або після введення нових вагових коефіцієнтів у критерії оптимізації системи. Якщо етапи перевірки виявилися успішними, можливе використання Simulink/Embedded Coder, в результаті чого автоматично генерується код закону управління мовою C++, який є програмним кодом для мікропроцесора. Отриманий в результаті компіляції код може використовуватись для моделювання в замкнутому контурі разом з моделлю керованого об'єкта. З аналізу результатів виконання вищевказаних етапів приймається рішення про початок розробки та виготовлення системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів. Використання розробленої методики значно скорочує час проектування та спрощує подальший його супровід. Подальше вдосконалення системи відбувається у процесі випробувань системи.

4.5. Процедура обробки інформації на основі адаптивної фільтрації

Важливим фактором успішного використання датчиків кутової швидкості є розробка процедур цифрової обробки вимірювальних сигналів, тобто фільтрації. Для практичних застосувань, пов'язаних з фільтрацією сигналів у реальному часі, доцільно використовувати фільтри з мінімальним значенням фазової затримки. Забезпечення нульової фазової затримки можливе при застосуванні центрованих фільтрів із симетричною характеристикою, однак такі фільтри відносяться до класу фізично-реалізованих, зважаючи на необхідність обробки майбутніх відліків вхідного сигналу. У загальному випадку побудова фізично-реалізованого фільтра з нульовою фазовою затримкою є нерозв'язною задачею, проте за наявності статистичних взаємозв'язків між компонентами сигналу можливе застосування підходів із передбаченням майбутнього стану, наприклад фільтру Калмана. Для синтезу подібних фільтрів необхідні відомості про статистичну математичну модель сигналу, який піддається фільтрації, та смугу пропускання фільтра. У реальних умовах експлуатації статистична модель сигналу може значно спотворюватися за зміни умов роботи, і навіть з часом. У зв'язку з

цим виникає проблема практичного підходу для апроксимації фізично-нереалізованих фільтрів зі скінченною імпульсною характеристикою (СІХ) з урахуванням реальних статистичних характеристик сигналу фільтрації. З урахуванням тенденцій останніх років найбільш підходящим до вирішення цієї проблеми є застосування нейронних мереж.

Еталонний дискретний фізично-нереалізований СІХ фільтр може бути описаний в системі MATLAB в такому вигляді [106]:

$$y[n] = \text{sum}(i=-M,K) h[i]x[n-i], \quad (4.20)$$

де $y[n]$ – вихідний сигнал фільтра; $x[n]$ – вхідний сигнал фільтра; $h[i]$ – ваговий коефіцієнт; M – кількість попередніх відліків відносно поточного сигналу; K – кількість наступних відліків відносно поточного сигналу.

Оператор системи MATLAB для обчислення вагових коефіцієнтів фізично-реалізованого СІХ фільтра можна представити у вигляді:

$$y[n] = \text{sum}(i=0,N) w[i]x[n-i], \quad (4.21)$$

де $y[n]$ – вихідний сигнал фільтра; $x[n]$ – вхідний сигнал фільтра; $w[i]$ – ваговий коефіцієнт; N – розмірність фільтра, яка забезпечує мінімальну різницю $\Delta[n] = |y_r[n] - y[n]|^2$.

Структуру СІХ-фільтра (4.21) можна описати за допомогою нейронної мережі із затримкою часу прямого зв'язку, яка навчається методом зворотного поширення помилки. Вихід фізично-нереалізованого фільтра (4.20) використовується як опорний сигнал. Завдяки фізично-нереалізованому характеру еталонного фільтра (4.20), цю процедуру можна виконати з використанням попередньо зареєстрованих даних. Для вирішення подібної задачі в режимі реального часу пропонується використовувати вхідний сигнал, зміщений у часі на кількість відліків, що забезпечить фізичну реалізованість системи навчання як вхідного рівня нейронної мережі з часовою затримкою. Таким чином, навчаючи систему фільтрації за допомогою нейронної мережі в режимі реального часу, можна забезпечити адаптивність фільтра до змін статистичних характеристик вхі-

дного сигналу. Для оцінки ємності буфера для вхідної послідовності даних можна використовувати оператор MATLAB:

$$L = M + 1 + \max(K, N), \quad (4.22)$$

де M та K – кількість відліків фізично-нереалізованого фільтру (4.20), N – кількість відліків фізично-реалізованого фільтру (4.21). Для розв'язання цієї задачі доцільно використовувати напівнатурне моделювання, структурна схема якого представлена на рис. 4.13.

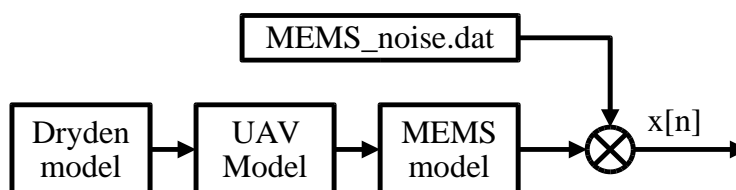


Рис. 4.13. Структурна схема напівнатурного моделювання

Блок-схему процесу фільтрації, заснованого на нейронних мережах з часовою затримкою, представлено на рис. 4.14.

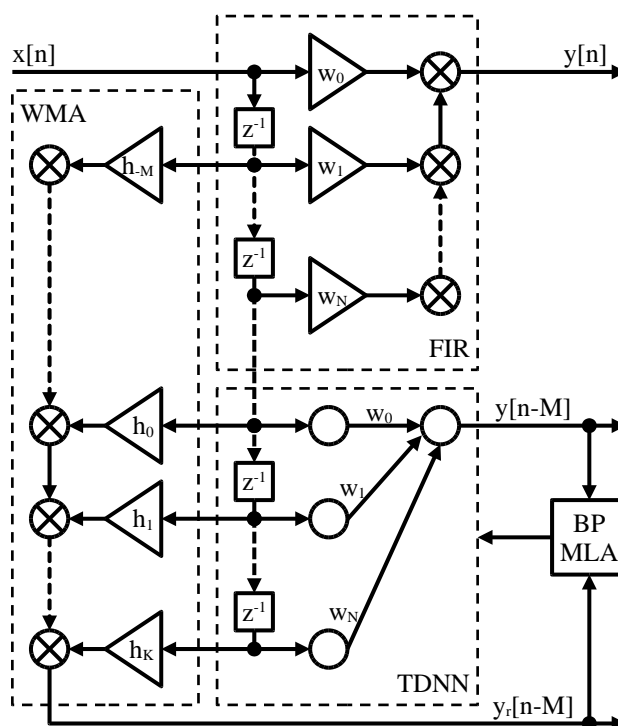


Рис. 4.14. Блок-схема процесу адаптивної фільтрації, заснованої на нейромережі з часовою затримкою: WMA – зважене ковзне середнє (weight moving average); FIR – кінцева імпульсна характеристика (finite impulse response); TDNN – нейромережа з часовою затримкою (time delay neural network); BP MLA – алгоритм машинного навчання зворотного розповсюдження (back propagation machine learning algorithm)

Процес адаптивної фільтрації може бути представлений як наступна послідовність кроків [107].

1. По зміщеним у часі відлікам вхідного сигналу виконується розрахунок вихідного сигналу еталонного фільтра (4.20)

$$y_r[n] = \sum_{i=0, M+K+1} h[i-M]x[n-i-M].$$

2. По зміщеним у часі відлікам вхідного сигналу методом зворотного поширення похибки виконується коригування ваг нейронної мережі з часовою затримкою, що відповідають коефіцієнтам фільтра (4.21);

а) розраховується вихідний сигнал нейронної мережі з часовою затримкою з лінійною функцією активації

$$y[n] = \sum_{i=0, N} w[i]x[n-i-M];$$

б) оцінюється похибка нейронної мережі

$$e[n] = y_r[n] - y[n];$$

с) виконується коригування ваг нейронної мережі по алгоритму зворотного поширення помилки

$$w[i] = w[i] + \alpha * e[n] * x[n-i-M];$$

де α – коефіцієнт навчання.

3. За оновленими в п. 2 коефіцієнтами фільтра (4.21) розраховується вихідний сигнал на основі поточних даних

$$y[n] = \sum_{i=0, N} w[i]x[n-i].$$

Ефективність запропонованого підходу можна показати на підставі напівавнатурного експерименту [107]. У такому експерименті за корисний випадковий сигнал приймається вплив турбулентності на зміну положення літака у вигляді моделі Драйдена. В експерименті використовується MEMS датчик кутової швидкості MPU6050. Для підвищення достовірності результатів моделювання в показання датчика вводиться шум, який раніше був записаний від реального датчика в умовах нерухомості.

В якості еталонного фільтра обрано фільтр зваженого ковзного середнього. У системі MATLAB він може бути змодельований у такому вигляді

$$M = K = 7;$$

$$h[i] = 1/(M+K+1) = 1/15;$$

Для адаптивного фільтру може бути обраний фільтр аналогічної розмірності.

$$N=M+K = 14;$$

$$w[i]=0.$$

Вхідний сигнал характеризується частотою 100 Гц та тривалістю 10 мін.

Результати моделювання представлені на рис. 4.15 – 4.17.

Як виходить з рис. 4.15, реакція фізично-реалізованого СІХ фільтра під час адаптації наближається до реакції фізично-нереалізованого фільтра.

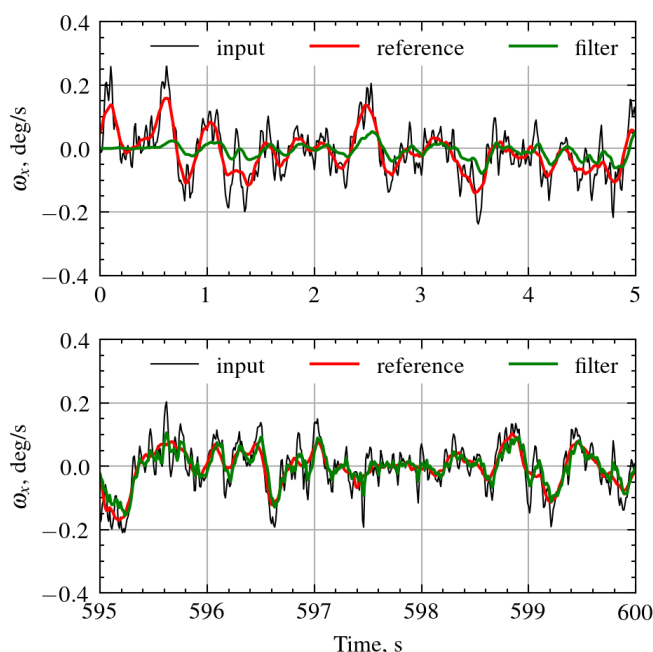


Рис. 4.15. Результати адаптивної фільтрації

Як впливає з аналізу рис. 4.16, вагові коефіцієнти фізично-реалізованого СІХ фільтра, індекси якого перевищують розмір фізично-нереалізованого СІХ фільтра, практично дорівнюють 0. Таким чином можна зменшити кількість оброблених вихідних сигналів вхідного сигналу до розміру фізично-реалізованої частини фізично-нереалізованого СІХ фільтра, що призведе до зменшення кількості необхідних обчислень.

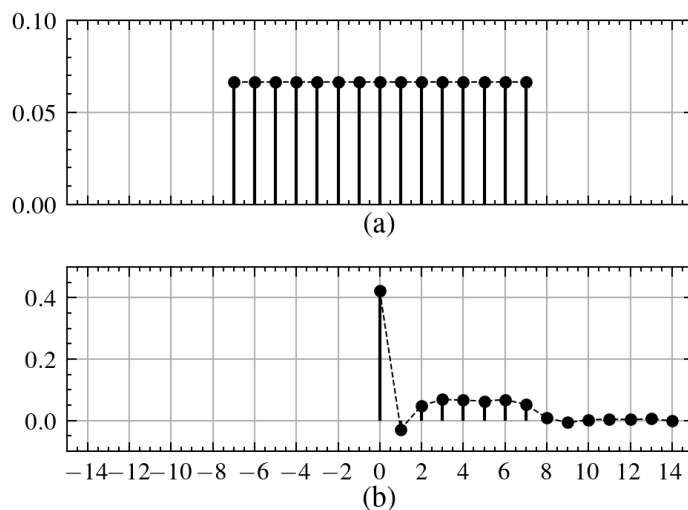


Рис. 4.16. Вагові функції еталонного фізично-нереалізованого СІХ фільтра (а) та фізично-реалізованого СІХ фільтра (б)

На рисунку 4.17 показана частотна характеристика фізично-реалізованого СІХ фільтра. Аналіз фазо-частотної характеристики показує, що фазова затримка запропонованого фільтра близька до 0 і, відповідно, цей фільтр не вносить істотних фазових спотворень в результаті фільтрації.

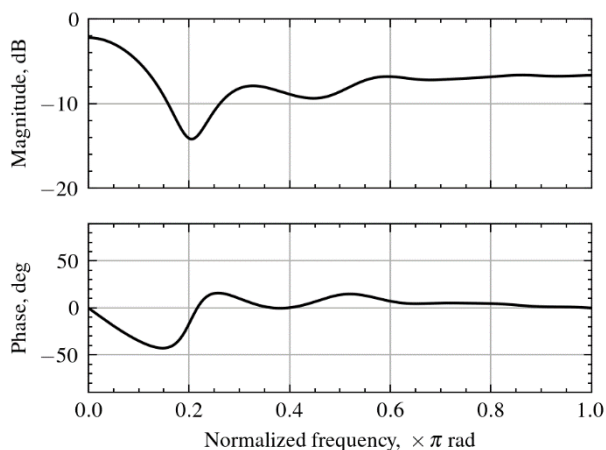


Рис. 4.17. Амплітудно-фазова частотна характеристика СІХ фільтра

4.6. Висновки до 4 розділу

Запропоновано методику проєктування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, яка являє собою сукупність методів (метод синтезу структури контролепридатної системи стабілізації, метод модифікованого

робастного параметричного синтезу системи стабілізації) та процедур (процедура визначення вимог до системи стабілізації, процедура вибору складових системи стабілізації, процедура моделювання складових системи стабілізації, процедура визначення допустимих параметрів системи, процедура обробки інформації на основі адаптивної фільтрації, процедура моделювання синтезованої системи). Показано взаємозв'язок вищезгаданих методів та процедур.

Дано узагальнену характеристику запропонованих методів, детально описаних у розділі 3.

Наведено основні особливості процедури вибору складових системи просторової стабілізації, у тому числі об'єкта стабілізації, датчиків кутової швидкості, приводу та двигунів. Приведені детальні пропозиції з вибору моментних двигунів, що є актуальним для систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів певного класу.

Охарактеризовано процедуру моделювання основних складових системи. Наведено моделі датчика кутової швидкості та приводу системи з урахуванням корисного навантаження.

Дано характеристику такому важливій процедурі проектування систем просторової стабілізації як моделювання з метою перевірки основних характеристик синтезованої системи. Охарактеризовано основні перевірки синтезованої системи досліджуваного типу, включаючи похибки стабілізації, стеження, динамічну похибку. Наведено опис перевірки кутової жорсткості системи програмними засобами. Усі вище зазначені перевірки виконуються на основі моделювання в обчислювальній системі MATLAB.

Запропоновано вдосконалену процедуру обробки інформації на основі адаптивної фільтрації, а саме фільтр зі скінченною імпульсною характеристикою на основі нейронної мережі з часовою затримкою.

ВИСНОВКИ

Представлено узагальнену структурну схему системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів та проаналізовано принцип її дії.

Представлено вдосконалений математичний опис системи просторової стабілізації. Зазначений опис містить математичні моделі систем із різною кількістю осей стабілізації. Особливістю вдосконаленого математичного опису є наявність нелінійностей, притаманних реальним системам, та моделей у просторі станів для багатовісних систем стабілізації.

Запропоновано сукупність методів та процедур проєктування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів, що забезпечують високу точність стабілізації в умовах збурень.

Запропоновано метод синтезу структури контролепридатної системи стабілізації на основі нового підходу до визначення показника контролепридатності із урахуванням важливості його компонентів.

На підставі аналізу взаємозв'язку між показниками інструментальної та методичної складових достовірності контролю та основними характеристиками системи просторової стабілізації запропоновано підхід до обґрунтованого визначення допустимих значень параметрів системи.

Вдосконалено метод параметричного синтезу робастної системи стабілізації на основі змішаної H_2/H_∞ -оптимізації шляхом використання додаткової штрафної функції, що забезпечує перевірки основних характеристик системи під час виконання оптимізаційної процедури.

Представлено результати використання оптимізаційного методу Нелдера-Міда та генетичного алгоритму для реалізації параметричного синтезу.

Наведено основні особливості процедури вибору складових системи просторової стабілізації, у тому числі датчиків кутової швидкості та виконавчого механізму.

Охарактеризовано особливості моделювання основних складових системи просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів.

Запропоновано алгоритм адаптивної фільтрації сигналів датчика кутової швидкості на основі нейронної мережі з часовою затримкою.

Наведені основні особливості моделювання синтезованої системи із представленням можливості перевірок основних характеристик системи програмними засобами.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Hilkert J.M. Inertially Stabilized Platform Technology. *Magazine IEEE Control Systems*. 2008. Vol. 28. No 1. P. 26–46.
2. Masten M.K. Inertially stabilized platforms for optical imaging systems. *IEEE Control Systems Magazine*. 2008. Vol. 28. No. 1. P. 47–64.
3. Masten M.K., Sebesta H.R. Line of Sight Stabilization/Tracking Systems: an Overview. *The Proceedings of the IEEE Conference on American Control*. (Minneapolis, USA, 1987), Minneapolis, 1987. P. 1477–482.
4. Wang H.G., Williams T.C. Strategical Inertial Navigation Systems. *Magazine IEEE Control Systems*. 2008. Vol. 28. No 1. P. 65–85.
5. Debruin J. Control Systems for Mobile Satcom Antennas. *Magazine IEEE Control Systems*. 2008. Vol. 28. No 1. P. 86–101.
6. Lee H.P., Yoo I.E. Robust Control Design for a Two-axis Gimbaled Stabilization System. *The Proceedings of IEEE Aerospace Conference*, December 31 2007. Paper No. 1010. 7 p.
7. Singh A., Takhur R. Chatterjee S. Design and Optimal Control of Line of Sight Stabilization of Moving Target. *IOSR Journal of Electric and Electronics Engineering*. 2014. Vol. 9. No. 5. P. 27–32.
8. Zhang Y., Yang T., Li C., Du C., Li, Sun H. Fuzzy-PID control for the position loop of aerial inertially stabilized platform. *Aerospace Science and Technology*. 2014. Vol. 36. P. 21–26.
9. Haggart G., Nandikolla V.K., Jia R. Modeling of an inertially stabilized camera system using gimbal platform. *The Proceedings of ASME 2016 International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. (Phoenix, USA, 11–17 November 2016), Phoenix, 2016. Paper No: IMECE2016-65343. 7 p
10. Hurak Z., Rezac M., Image-based pointing and tracking for inertially stabilized airborne camera. *IEEE Transactions on Control System Technology*. 2012. Vol. 20. Issue 5. P. 1146-1159.

11. Osadchy S., Zozulia, V. Synthesis of optimal multivariable robust systems of stochastic stabilization of moving objects. *The Proceedings of 5th International Conference Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments*. (Kyiv, Ukraine, 22–24 October 2019), Kyiv, 2019. P. 106–111.
12. Osadchy, S.I., Zozulya, V.A., Bereziuk, I.A, Melnichenko, M.M. Stabilization of the angular position of hexapod platform on board of a ship in the conditions of motions. *Automatic Control and Computer Sciences*. 2022. Vol. 56. Issue 3. P. 221–229.
13. Kuznetsov, B.I., Nikitina, T.B., Bovdii, I.V. Multiobjective synthesis of two degree of freedom nonlinear robust control by discrete continuous plant. *Technical Electrodynamics*. 2020. Vol. 5. P. 10–14.
14. Kuznetsov B.I., Nikitina T.B., Bovdii I.V. Structural-parametric synthesis of rolling mills multi-motor electric drives. *Electrical Engineering & Electromechanics*. 2020. No. 5. P. 25–30.
15. Sushchenko O.A. Robust control of angular motion of platform with payload based on H_∞ -synthesis. *Journal of Automation and Information Sciences*. 2016. No. 48(12). P. 13 – 26.
16. Sushchenko O.A. Robust control of platforms with instrumentation. *The Proceedings of IEEE 2nd Ukraine Conference on Electrical and Computer Engineering*. (Lviv, Ukraine, 2–6 July 2019), Lviv, 2019. P. 518–52
17. Skogestad S., Postlethwaite I. *Multivariable Feedback Control*. New York: John Wiley and Sons, 2001. 572 p.
18. Gu D., Petkov P., Konstantinov M. *Robust Control Design with MATLAB*. London: Springer-Verlag, 2005. 389p.
19. Tunik A.A., Rye H., Lee H.C. Parametric optimization procedure for robust flight control system design. *KSAS International Journal*. Vol. 2. No. 2. P. 95–107.
20. Sushchenko O. A., Tunik, A.A. Robust stabilization of UAV observation equipment. *The Proceedings of 2nd International Conference on Actual Problems of*

Unmanned Air Vehicles Development. (Kyiv, Ukraine, 17–19 October 2013), Kyiv, 2013. P. 176–180.

21. Sushchenko O.A. Approach to computer-aided design of UAV robust inertial platforms. *The proceedings of IEEE 4th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Development*. (Kyiv, 22–24 October 2017). Kyiv, 2017. P. 53–57.

22. Sushchenko O.A., Golitsyn V.O., Salyuk O.O. Automated design of autonomous vector measuring instruments. *Electronics and Control Systems*. 2020. Vol. 2. No. 64. P. 80–86.

23. Sushchenko O.A., Salyk O.O., Yehorov S.H. Features of modelling stabilization digital system of ground vehicle equipment. *Electronics and Control Systems*. 2020. Vol. 3. No 65. P. 62–71.

24. Sushchenko O.A., Salyk O.O., Yehorov S.H. Simulation of inertially stabilized platforms. *Electronics and Control Systems*. 2022. Vol. 3. No 73. P. 40–46.

25. Sushchenko O.A., Salyk O.O., Yehorov S.H. Principles of designing of inertially stabilized platforms. *Electronics and Control Systems*. 2022. Vol. 4. No 74. P. 44–50.

26. Sushchenko O.A., Salyk O.O. Designing control laws in tracking and stabilization loops of inertially stabilized platforms. *Electronics and Control Systems*. 2023. Vol. 1. No 75. P. 61–67.

27. Sushchenko O.A., Salyk O.O. H2/Hinf Optimization of system for stabilization of moving vehicles equipment using two types of penalty functions. *Electronics and Control Systems*. 2023. Vol. 2. No 76. P. 61–67.

28. Sushchenko O.A., Salyk O.O., Yehorov S.H. Researching indices of reliability of navigation parameters meters checking *Electronics and Control Systems*. 2023. No. 4. P. 64–70.

29. Sushchenko O.A., Salyk O.O. Approach to automated synthesis of structure for aircraft control system. *Lecture Notes in Networks and Systems*. 2023. Vol. 736. P. 73–83.

30. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.N., Salyk O.O., Yehorov S.G. Mathematical description of system for stabilization of aviation equipment in problems of synthesis and simulation *Lecture Notes in Networks and Systems*. 2024. Vol. 992. P. 73–85
31. Sushchenko O.A., Salyk O.O. Basic Stages of Technique for Designing Systems of Stabilization for Moving Vehicles Equipment. *Electronics and Control Systems*. 2024. Vol. 1. No. 79. P. 32-38.
32. Sushchenko O.A., Salyk O.O. Synthesis of Robust System for Spatial Stabilization of Ground Vehicle Equipment. *Electronics and Control Systems*. 2024. Vol. 2. No. 80. P. 50-57.
33. Salyuk O.O., Mathematical description of systems for space stabilization of equipment assigned for operation on moving vehicles. *Electronics and Control Systems*. 2023. Vol. 3. No. 77. P. 53-59.
34. Azarskov V., Tunik A., Sushchenko O. Design of composite feedback and feedforward control law for aircraft inertially stabilized platforms. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2020, Article No. 8853928.
35. Tunik A.A., Sushchenko, O.A., Azarskov, V.M. Onboard Stabilization of the Information and Measurement System in the Double Gimbal Suspension of Aircraft *International Applied Mechanics*. 2022. Vol. 58. No. P. 208–218.
36. Fu. T., Gao Y., Guan L., Qin C. Camera Stabilized Platform Based on the Feedforward Strap-Down Control with Approximate Dead-Zone Model and a Compensator with LESO. *Machines*. 2023. Vol. 11(1). No. 65. doi: [10.3390/machines11010065](https://doi.org/10.3390/machines11010065).
37. Li. B., Xie B., Liao Y., Fan D. Research on High-Precision Dynamic Modeling and Performance Evaluation of Inertially Stabilized Platforms. *Applied Sciences*, 2024, Vol. 14(14). No 6074. doi: [0.3390/app14146074](https://doi.org/10.3390/app14146074).
38. Сущенко О.А., Тунік А.А. Сучасні задачі інерціальної стабілізації інформаційно-вимірювальних систем. *Електроніка та системи управління*. 2009. Том 4. № 22. С. 68 79.

39. Сущенко О.А., Сайфетдінов Р.А. Математична модель системи стабілізації рухомого наземного об'єкта. *Електроніка та системи управління*. 2007. Vol. 3. №13. С. 146–151.
40. Lee D., Kang M., Choi S.H., Kim Y.S. Development of evaluation system for optical image stabilization actuator. *Journal of the Korean Society of Manufacturing Technology Engineers*. 2020. Vol. 29. No. 6. P. 503–511.
41. Сущенко О.А., Сайфетдінов Р.А. Математична модель рухомого наземного об'єкта в контурах вертикального та горизонтального наведення. 2007. *Вісник Національного авіаційного університету*. № 2. С. 146-151.
42. Zhuang X., Zhou L. *Gyroscopes: Principles and Applications*. Intechopen, 2020. 114 p.
43. Besekersky V.A, Popov E.P. *Theory of Automatic Control Systems*. Publishing House “Profession”, 2003. 752 p.
44. Kochergin V.V. *Servo Systems with Direct Current Motor*. Energoatomizdat, 1988. 168 с.
45. Glad T., Ljung L. *Control Theory*. Milton Park: Taylor&Francis, 2000.
46. Guzman J.L., Hagglund T., *Feedforward Control: Analysis, Design, Tuning Rules and Implementation*. Berlin: Walter de Gruyter GmbH, 2024. 172 p.
47. Lurie A.I. *Analytical Mechanics*. Berlin: Springer, 2002.
48. Sushchenko O.A., Melnyk Y.V., Bezkorovainyi Y.N., Salyuk O.O. Features of Simulating Inertially Stabilized Platforms for UAVs. *The proceedings of IEEE 6th International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Development*. (Kyiv, 22–24 October 2021). Kyiv, 2021. P. 134–138.
49. Sushchenko O. Design of robust two-axis systems for stabilization and tracking of information-measuring devices operated on ground vehicles. *Proceedings of National Aviation University*. 2014. Vol. 58. No. 1. P. 31–37.
50. Sushchenko O.A., Salyuk O.O. Математична модель робастної двохосної системи стабілізації і наведення інформаційно-вимірювальних пристроїв. *The proceedings of the tenth World Congress “Aviation in the XXI-st cen-*

ture. *Safety in aviation and space technology*". (Kyiv, 28–30 September 2022). Kyiv, 2022. P. 3.2.31-3.2.36.

51. Сущенко О.А., Янкелевич Г.Є., Маляров С.П., Сайфетдінов Р.А. Особливості автономного тестування стабілізатора наземного рухомого об'єкта. *Електроніка та системи керування*. 2009. № 3. С. 73–79.

52. Sushchenko O.A., Goncharenko A.V. Design of robust systems for stabilization of unmanned aerial vehicle equipment. *International Journal of Aerospace Engineering*. Vol. 2016. Article ID 6054081.

53. Rivkin S.S. *Stabilization of Measuring Instruments on Svinging Base*, Science, 1978. 320 p.

54. Sushchenko O.A. Design of robust triaxial systems for stabilization of airborne observation equipment. *Proceedings of the National Aviation University*. 2014. No. 2. P. 28–36.

55. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.N., Kovalenko A., Salyuk O.O. Approach for automated designing robust systems for stabilizing data measuring sensors. *The Proceedings of 2023 IEEE 17th International Conference on the Experience of Designing and Application of CAD systems*. (Jaroslaw, Poland, 22–25 February 2023). Jaroslaw, 2023. P. 1–5.

56. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.M., Salyuk O.O. Two-Contour System for Stabilization of Equipment for Moving Vehicles Two-Contour System for Stabilization of Equipment for Moving Vehicles. *The Proceedings of IEEE 7th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control*. (Kyiv, 24–27 October 2023). Kyiv, 2023. P. 54–59.

57. Bi Z., Wang X. *Computer-aided Design and Manufacturing*. Hoboken: Wiley, 2020.

58. Sarkar J. *Computer-aided Design: a Conceptual Approach*. Boca Raton: CRC Press, 2017.

59. Stokes C. *Aircraft Engineering: Design Structures and Control Systems*. Singapore: Larsen and Keller Education, 2019.

60. Zhao Y.B. *Sparse Optimization Theory and Methods*. Boca Raton: CRC Press, 2021.
61. Sushchenko O.A., Salyuk O.O. Synthesis of structure for testable control system. *The Proceedings of 13th International Conference on Dependable Systems, Services and Technologies*. (Athens, Greece, 13–15 October 2023), Athens, 2023. P. 1–5.
62. Stefanov S.M. *Separable Optimization. Theory and Methods*. Boca Raton: CRC Press, 2021.
63. Hall D.L., Heinze D.Y. The use of simulation techniques for expert system test and evaluation. *ISA Transactions*. 1989. Vol. 28. Issue 1. P. 19–22.
64. Shannon R.E. *Systems Simulation*. Huntsville: University of Alabama, 1975.
65. Goldengorin B. *Optimization Problems in Graph Theory*. Cham: Springer, 2018.
66. Kingan S.R. *Graphs and Networks*. Hoboken: Wiley, 2022.
67. Diestel R. *Graph Theory*. Berlin: Springer, 2017.
68. Suresh K. *Design optimization using MATLAB and SOLIDWORKS*. Madison: University of Wisconsin, 2021.
69. Lopez J. *Optimization with MATLAB using the Genetic Algorithm*. Independently Published, 2019.
70. O. Kallenberg, *Foundations of Modern Probability*, Berlin: Springer, 2021
71. I. Fordacs, A. Kovacs, *Practical Test Design: Selection of traditional and automated test design techniques*, BCS, the Chartered Institute of IT, 2019.
72. Nachlas J.A. *Reliability Engineering: Probabilistic models and Maintenance Methods*, Milton Park: Taylor and Francis, 2016.
73. Wrigley W., Hollister W., Denhard W. *Gyroscopic Theory, Design and Instrumentation*. Cambridge, USA: MIT Press, 1972.

74. Thapaliva A., Rail R., Kwan G. *Reliability and Control Theory: An Integration Approach for Safety Analysis*. In book *Computer Science and Ubiquitous*, 2018, P. 1244-1249.
75. J.E. Breneman, C. Sahay, E.E. Lewis, *Introduction to Reliability Engineering*, London: John Wiley & Sons, 2022.
76. Rahmani-Andebili M. *Feedback Control Systems: Analysis and Design*. Cham: Springer, 2022.
77. Sushchenko O.A. Computer-aided design of robust system for stabilization of information-measuring devices at moving base. *Proceedings of the National Aviation University*, no. 3, 2013, pp. 41–48.
78. Sushchenko O., Bezkorovainyi Y. Robust Parametrical Optimization of Discrete System for Stabilization of Apparatus of Land Moving Vehicles. *Lecture Notes in Networks and Systems*. 2024. Vol. 1008. P. 112–122.
79. Tunik A.A., Sushchenko O.A. Usage of vector parametric optimization for robust stabilization of ground vehicles information-measuring devices. *Proceedings of the National Aviation University*. 2013. Vol. 4. P. 23–32.
80. Sushchenko O.A., Shyrokyi O.V. H₂/H_{inf} optimization of system for stabilization and control by line-of-sight orientation of devices operated at UAV. *The Proceedings of 2015 IEEE 3rd International Conference on Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments*. (Kyiv, Ukraine, 13–15 October 2015), Kyiv, 2015. P. 235–238.
81. Dorf R.C., Bishop R.H. *Modern Control Systems*. Boston: Pearson, 2021.
82. Hua C., Zhang L., Guan X. *Robust Control for Nonlinear Time-Delay Systems*. Berlin: Springer, 2017.
83. Kramer O. *Genetic Algorithm Essentials*, Berlin: Springer, 2017
84. E. Wirransky. *Genetic Algorithms with Python*. Birmingham: Packt, 2020.

85. Haupt R.L., Haupt S.E. *Practical Genetic Algorithms*. London: John Wiley&Sons, 2004.
86. Pahl G., Beitz W., Feldnussen J., Grote K.H. *Engineering Design: A Systemstic Approach*. Berlin: Spinger, 2006.
87. Martin R.C., *Functional Design: Principles, Patterns and Practices*. Robert C. Martin Series, 2023.
88. Kuznetsov B.I., Nikitina T.B., Bovdyj I.V. The method of limitation of dynamic loads of nonlinear electromechanical systems under state vector robust control. *Electrical Engineering & Electromechanics*. 2022. No. 2. P. 3–10.
89. Kuznetsov I.B., Nikitina T.B., Bovdyj I.V. The method of multi objective synthesis of stochastic robust control by multimass electromechanical systems under non-gaussian random external disturbances. *Electrical Engineering & Electromechanics*. 2022. No. 5. P. 21-30.
90. Zozulya V., Osadchy S. Information Technology for Identification of the Dynamics Model of Multidimensional Moving Object. *Lecture Notes in Networks and Systems*. 2024. Vol. 992. P. 57–70.
91. Osadchy S., Zozulya V., Bereziuk I. Information Technology and Algorithm for Maximizing Accuracy of Angular Position of Platform for Vertical Takeoff and Landing of the UAV. *The Proceedings of 2023 IEEE 7th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control*. (Kyiv, Ukraine, 24 – 27 October 2023), Kyiv, Ukraine, 2023. P. 80–85.
92. Сущенко О.А. Робастна параметрична оптимізація систем стабілізації наземних рухомих об'єктів. *Вісник Національного авіаційного університету*. 2008. № 4. С. 26–32.
93. Sushchenko O.A. Golitsyn V.O., Saluyk O.O., Yehorov S.G. Automated procedures for design of measuring instruments of vector parameters. *The Proceedings of IEEE 6th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control*. (Kyiv, 20–23 October 2020), Kyiv, 2020. P. 89–92.

94. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.M., Golitsyn V.O., Salyuk O.O. Thermal Calibration and Filtration of MEMS Inertial Sensors. *The Proceedings of IEEE 17th International Conference on Perspective Technologies and Methods in MEMS Design*. (Lviv 12–16 May 2021), Lviv, 2021. P. 188–192.
95. De Doncker R.W., Pulle D.W.J., Veltman A. *Advanced Electrical Drives*, Berlin: Springer, 2021.
96. Weilauer J., Messer R. *Electrical Drives: Principles, Applications, Solutions*. Siemens, 2014.
97. <https://kanchiuniv.ac.in/coursematerials/ELECTRIC%20DRIVES%20UNIT.pdf>
98. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.M., Golitsyn V.O., Salyuk O.O. Mathematical Modeling of Non-orthogonal Measuring Device. *The Proceedings of 11th International Conference on Advanced Computer Information Technologies*. (Deggendorf, Germany, 15–17 September 2021), Deggendorf, 2021. P. 136–140
99. Sushchenko O.A., Bezkorovainyi Y.M., Golitsyn V.O. Modelling of Microelectromechanical Inertial Sensors. *The Proceedings of IEEE 15th International Conference on Experience of Designing and Application of CAD Systems*. (Lviv, Ukraine, 26 February – 2 March 2019), Lviv, 2019. P. 23 – 27.
100. ENGI 5951 *Mechatronics II: Servomotor Modeling*.
101. Cellier F. *Progress in Modelling and Simulation*. Cambridge USA: Academic Press, 1982.
102. Landau I., Zito G. *Digital Control Systems Design, Identification and Implementation*. London: Springer, 1984.
103. MATLAB Control System Toolbox User's Guide [R2020a ed] <https://dokumen.pub/matlab-control-sytem-toolbox-users-guide-r2020anbsped.html>
104. Simulink User's Guide <https://muratbeken.com.tr/wp-content/uploads/2019/11/Simulink.pdf>

105. Лозинський О., Мороз В., Білецький Р., Білецький Ю. Аналітичне конструювання регуляторів динамічних систем з врахуванням дії збурюючих факторів. *JCPPEE*. 2019. Вип. 9. №1. С. 21–26.

106. Antoniou A. *Digital Filters: Analysis, Design, and Signal Processing Applications*. New York: McGraw-Hill, 2018.

107. Sushchenko O., Bezkorovainyi Y., Salyuk O., Zhdanov O. Adaptive finite Impulse Response Filter Based on Time Delay Neural Network. *The Proceedings of IEEE 19th International Conference on Perspective Technologies and Methods in MEMS Design (Zozuli, Lviv Region 16–19 May 2024)*, Zozuli, Lviv Region, 2024. P. 7–11.

АТ «ЕЛМІЗ»
02099, Україна, м. Київ
вул. Бориспільська, 9
тел.: (044) 566-87-22
факс: (044) 369-55-07
e-mail: info@elmiz.com



JSC «ELMIZ»
02099, Ukraine, Kyiv
Boryspilska st., 9
tel/fax: (044) 566-87-22
fax: (044) 369-55-07
e-mail: info@elmiz.com

N 389-El

ДОВІДКА ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ

Результати дисертаційного дослідження аспіранта Національного авіаційного університету Салюка Олександра Олексійовича на тему «Методика проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів» на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» впроваджені в науково-виробничій діяльності АТ «ЕЛМІЗ».

До впровадження прийнято такі наукові результати дисертаційної роботи як:

- 1) методика вибору та моделювання гіроскопічних приладів, призначених для використання в системах стабілізації;
- 2) методика розрахунку параметрів моментного електроприводу;
- 3) алгоритм адаптивної фільтрації навігаційної інформації на основі нейронної мережі з часовою затримкою;
- 4) програмно реалізовані процедури перевірок похибки стабілізації, стеження, динамічної похибки та кутової жорсткості рухомих платформ із обладнанням;
- 5) підхід до визначення допустимих значень параметрів з урахуванням взаємозв'язку між показниками достовірності контролю та основними характеристиками системи стабілізації.

Директор АТ «ЕЛМІЗ», к.т.н.



Петренко О. В.

16.03.24



«ЗАТВЕРДЖУЮ»
В. о. проректора з наукової роботи НАУ

Сергій ГНАТЮК
Сергій ГНАТЮК
« 13 листопада » 2024 р.

АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ результатів наукових досліджень в науково-дослідну роботу

Ми, що нижче підписалися, відповідальний виконавець НДР, провідний науковий співробітник Науково-навчального центру «Аерокосмічний центр», к.т.н. Кондратюк В.М., старший науковий співробітник Науково-навчального центру «Аерокосмічний центр», к.т.н. Куценко О. В., завідувача лабораторією кафедри аеронавігаційних систем факультету аеронавігації, електроніки та телекомунікацій Запольска С.М. склали даний акт про те, що результати наукових досліджень Салюка Олександра Олексійовича впроваджені в НДР №366-ДБ21 «Розроблення інтегрованої системи управління польотом групи дронів» шляхом використання нижче вказаних результатів.

Впроваджені результати.

1. Процедура синтезу робастної системи стабілізації з урахуванням внутрішніх та зовнішніх збурень.
2. Математичний опис системи стабілізації у просторі станів.
3. Метод обробки інформації, що надходить від інерціальних вимірювачів, з використанням нейромереж.

Ефект від впровадження:

1. Підвищення точності та робастності процесів стабілізації.
2. Зменшення термінів проектування.

Голова комісії
Відповідальний виконавець,
провідний науковий співробітник

Василь Кондратюк
Василь КОНДРАТЮК


Члени комісії:

Старший науковий співробітник
Завідувач лабораторії

Олександр Куценко
Світлана Запольска
Олександр КУЦЕНКО
Світлана ЗАПОЛЬСКА

«ПОГОДЖЕНО»

Проректор з навчальної роботи


Анатолій ПОЛУХІН
« _____ » _____ 2024 р.



«ЗАТВЕРДЖУЮ»

В.о. проректора з наукової роботи НАУ


Сергій ГНАТЮК
« 25 » 06 2024 р.


АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ
результатів наукових досліджень в навчальний процес
Національного авіаційного університету

Комісія у складі: голова комісії – заступник декана ФАЕТ з науково-методичної роботи, к.т.н., доц. Кривоносенко О.П., члени комісії – завідувач кафедри аерокосмічних систем управління, д.т.н., проф. Мельник Ю.В., доцент кафедри аерокосмічних систем управління, к.т.н., доц. Безкоровайний Ю.М., доцент кафедри аерокосмічних систем управління, к.т.н., доц. Дивнич М.П. склали даний акт про те, що результати наукових досліджень Салюка О.О. в галузі проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів впроваджені в навчальний процес кафедри аерокосмічних систем управління Факультету аеронавігації, електроніки та телекомунікацій. Теоретичні та практичні положення наукових досліджень використовувались при створенні курсу лекцій з дисциплін «Експериментальні випробування та дослідження складних систем» та «Оптимальні системи керування літальними апаратами та рухомими об'єктами», а також в бакалаврських та магістерських дипломних роботах студентів спеціальності 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології».

Голова комісії

Заступник декана

з науково-методичної роботи


Олександр КРИВОНОСЕНКО

Члени комісії:

Завідувач кафедри АКСУ


Юрій МЕЛЬНИК

Доцент кафедри АКСУ


Юрій БЕЗКОРОВАЙНИЙ

Доцент кафедри АКСУ


Микола ДИВНИЧ



Рамзай

від 19.03.2024 № 42

ДОВІДКА ПРО ВПРОВАДЖЕННЯ

Результати дисертаційного дослідження аспіранта Національного авіаційного університету Салюка Олександра Олексійовича на тему «Методика проектування систем просторової стабілізації обладнання рухомих об'єктів» на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології» впроваджені в науково-виробничій діяльності ПрАТ «РАМЗАЙ».

Зокрема, прийнято до впровадження наукові результати дисертаційної роботи щодо математичного опису трьохосної системи просторової стабілізації апаратури спостереження, встановленої на літаку та робастної параметричної оптимізації законів управління рухом платформи з інформаційно-вимірювальними приладами; а також науково-обґрунтовані рекомендації до вибору вимірювальних приладів та виконавчих механізмів рухомої платформи з корисним навантаженням.

Директор ПрАТ «РАМЗАЙ»,
к.т.н.



Юрій ПОЛЬОВИЙ