

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

Міністерство освіти і науки України

Національний авіаційний університет

Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова  
праця на правах рукопису

НАЗАРЕНКО Наталія Миколаївна

УДК 528.563

**ДИСЕРТАЦІЯ**  
**ДВОКАНАЛЬНИЙ П'ЄЗОЕЛЕКТРИЧНИЙ ГРАВИМЕТР**  
**АВТОМАТИЗОВАНОЇ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВИМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ**

05.11.01 – Прилади та методи вимірювання механічних величин

Подається на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук.

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

\_\_\_\_\_ Н.М. Назаренко

Науковий керівник: д.т.н., проф., Заслужений діяч науки і техніки України О.М. Безвесільна

Київ – 2021

## АННОТАЦІЯ

*Назаренко Н.М.* Двоканальний п'єзоелектричний гравіметр автоматизованої авіаційної гравіметричної системи. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття кандидата технічних наук за спеціальністю 05.11.01 – прилади та методи вимірювання механічних величин». – Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» м. Київ, 2021.

Дисертація присвячена підвищенню точності та швидкодії вимірювань прискорення сили тяжіння шляхом використання нового двоканального п'єзоелектричного гравіметра авіаційної автоматизованої гравіметричної системи

Гравітаційне поле Землі невід'ємне від закону всесвітнього тяжіння, що був вперше сформульований Ісааком Ньютоном у 1687 р. у роботі “Математичні начала натуральної філософії”. Цей закон знайшов застосування також і в астрономії. Спираючись на нього, Ньютон вивів відкриті раніше Кеплером закони руху планет. Теорія Ньютона заклала основи динаміки Сонячної системи і відкрила можливості точного передбачення руху планет, їх супутників та комет.

Інформація про гравітаційне поле Землі також використовується в космічній і авіаційній техніці (корекція орбіт космічних літальних апаратів, систем інерціальної навігації літаків, ракет).

Основу гравітації становлять вимірювання прискорення сили тяжіння (ПСТ), які були покладанні в основу створення засобів вимірювальної техніки (ЗВТ) для вимірювання основних параметрів гравітації.

Гравіметричні вимірювання можна здійснювати наземними, підводними (на підводному човні) та надводними (морськими), авіаційними (за допомогою літального апарату) гравіметричними засобами.

Авіаційні вимірювання дозволяють здійснювати вимірювання у важкодоступних районах Землі зі швидкістю значно більшою, ніж наземні.

Для цих цілей використовують авіаційні гравіметричні системи (АГС), чутливим елементом яких є гравіметр. Дані про гравітаційне поле Землі, введені у пам'ять бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) АГС, суттєво сприятимуть підвищенню як точності визначення навігаційних параметрів, так і ефективності гравіметричної розвідки.

В авіаційній гравіметрії відомі роботи А.М. Лозинської (струнний гравіметр), Є.І. Попова (кварцовий гравіметр) в країнах СНД, а за кордоном – L-R-S (гравіметр Ла-Косте-Ромберга), А. Графа (гравіметр Асканія-Граф).

Актуальною науково-технічною задачею дисертації є підвищення точності до 1 мГал вимірювань прискорення сили тяжіння шляхом створення нового двоканального п'єзоелектричного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи.

У дисертаційній роботі отримано такі нові наукові результати:

- розроблено та досліджено новий ДПГ автоматизованої АГС з більшою точністю (до 1 мГал) від відомих гравіметрів (2 – 10 мГал);
- розроблено математичну модель авіаційної гравіметричної системи для вимірювання аномалій ПСТ, яка відрізняється від відомих додатковими поправками, похибка від неврахування яких недопустимо велика (3,67 мГал). Добуто рівняння руху, визначено блок-схеми всіх основних компонентів АГС: системи стабілізації, навігації та визначення аномалій ПСТ;
- описано структурну схему перетворення сигналу ПСТ у п'єзоелементі нового ДПГ та запропоновано спосіб компенсації вхідного напруження шляхом введення від'ємного зворотного зв'язку на основі зворотного п'єзоефекту. Визначено коефіцієнт передачі п'єзоелектричного елемента (ПЕ), виготовленого із ніобату літію, який складає 1,682;
- для забезпечення потрібної точності вимірювань ПСТ АГС, обчислено допустимі значення похибок визначення параметрів польоту літального апарату (ЛА): швидкість 0,05 м/с, курс 1,43 кут. хв., широта 0,5 кут.хв., висота 3,3 м, вертикальна швидкість  $0,5 \cdot 10^2$  м/с, шлях 1,5 м.

- розраховано допустиму похибку стабілізації осі чутливості ДПГ у положення вертикалі 5 кут.хв. для точності 1 мГал та запропоновано шляхи її зменшення за рахунок використання методів високоточного виставлення осі чутливості ДПГ;

- визначено склад та структуру похибок ДПГ, розглянуто та розраховано основні із них. Інструментальна похибка вимірювання не перевищує 0,1 мГал, а такі похибки, що викликані способом кріплення до основи, шумами різного походження та зміщенням нуля-пункту можна сповна ліквідувати за допомогою конструктивних особливостей ДПГ.

### **Практичне значення одержаних результатів:**

Розкриті у дисертаційній роботі результати теоретичних і експериментальних досліджень є внеском у теорію побудови нових типів гравіметрів авіаційних гравіметричних систем з підвищеною точністю та швидкодії. Рішення, що були запропоновані у дисертаційній роботі, є новими і розширюють та доповнюють основи теорії побудови вимірювальних перетворювачів з цифровою обробкою інформації.

- було обґрунтовано доцільність використання нового ДПГ автоматизованої АГС більшої точності (до 1 мГал), ніж у відомих на сьогодні гравіметрів (з результатами вимірювань 2-10 мГал);

- було створено лабораторну установку для експериментальних досліджень ДПГ;

- було розроблено методику і алгоритм досліджень високоточних авіаційних вимірювань прискорення сили тяжіння.

Всі наведені результати дозволяють підвищити точність вимірювань  $g$  у 2 рази (до 1 мГал) та швидкодію - у 10 разів у порівнянні із, сьогодні відомими нам авіаційними гравіметрами з результатами вимірювань 2-10 мГал.

У вступі обґрунтовано актуальність досліджень, можливість та доцільність використання в якості гравіметра авіаційної гравіметричної



системи нового ДПГ, сформульовано мету і задачі досліджень дисертації, наукову новизну, практичне значення отриманих результатів. Наведено основні наукові та практичні результати, які отримано у дисертаційній роботі. Визначено структуру та обсяг дисертаційної роботи.

**У першому розділі** проведено аналіз науково-літературних джерел з теми досліджень дисертації та аналіз сучасних методів вимірювання прискорення сили тяжіння. Визначено методи та засоби визначення прискорення сили тяжіння різними гравіметрами. Обґрунтовано ідеологію розробки двоканального п'єзоелектричного гравіметра АГС. Визначено сучасні точнісні вимоги до гравіметрів АГС. Для суттєвого покращення характеристик точності АГС наразі критичним є досягнення точності гравіметра АГС величиною у 1 мГал. Запропоновано для розробки новий двоканальний п'єзоелектричний гравіметр АГС, особливості якого дозволяють подолати всі вищезгадані недоліки існуючих гравіметрів АГС

**У другому розділі** проведений огляд наукових праць по п'єзоелектричним перетворювачам та розроблено функціональну схему нового авіаційного двоканального п'єзоелектричного гравіметра.

Розроблено математичну модель двоканального п'єзоелектричного гравіметра та розраховано його основні конструктивні та електричні параметри. Розглянуто способи розміщення ПЕ у конструкції ДПГ та зроблено їх порівняльну характеристику, визначено їх переваги та недоліки. Обрано наступний спосіб розміщення ПЕ – нецентрований та затиснений за допомогою гвинта. Проведено аналіз основних видів п'єзоматеріалів (кварц, ніобат літію, турмалін, сегнетова сіль, сульфат літію, дигідрофосфат амонію, кераміка) для ЧЕ нового ДПГ. Матеріалом для ЧЕ нового ДПГ обрано ніобат літію. Ніобат літію має високу стійкість до зміни зовнішніх температур та тисків, високий коефіцієнт електромеханічного зв'язку та стабільні

п'єзоелектричні властивості, що є важливим безпосередньо для конструкції ДПГ.

Вирішено проблему фільтрації вихідного сигналу ДПГ від високочастотних завад за рахунок використання п'єзоелемента нового ДПГ як у якості ЧЕ, так і фільтра низьких частот. Запропоновано способи конструкційного досягнення власної частоти ПГ 0.1 рад/с. Обрано найоптимальніший із них – за рахунок збільшення вхідного опору операційного підсилювача.

Визначено основні характеристики ДПГ, такі як: робочий діапазон ПСТ, робочий частотний діапазон, температурну залежність п'єзоелектричних параметрів ПЕ та інші.

Розраховано частоту власних коливань ДПГ 0.1 рад/с, яка забезпечує відсутність необхідності використання додаткової фільтрації вихідного сигналу ДПГ від вертикального прискорення ЛА, яке є основним збуренням.

**У третьому розділі** розроблені блок-схема автоматизованої АГС із ПГ для вимірювання аномалій ПСТ та схема стабілізації осі чутливості ПГ. Проаналізовано методичні похибки автоматизованої АГС. Було визначено основні похибки нового ПГ та запропоновано шляхи їх зменшення.

Розроблено математичну модель авіаційної гравіметричної системи для вимірювання аномалій ПСТ, яка відрізняється від відомих додатковими поправками, похибка від неврахування яких недопустимо велика (3,67 мГал). Добуто рівняння руху, визначено блок-схеми всіх основних компонентів АГС: системи стабілізації, навігації та визначення аномалій ПСТ.

Розглянуто та описано структурну схему перетворення сигналу ПСТ у п'єзоелементі нового ДПГ та запропоновано спосіб компенсації вхідного напруження шляхом введення від'ємного зворотного зв'язку на основі зворотного п'єзоефекту. Визначено коефіцієнт передачі ПЕ, виготовленого із ніобату літію, який складає 1,682.

Обчислено допустимі значення похибок визначення параметрів польоту ЛА: швидкість 0,05 м/с, курс 1,43 кут. хв., широта 0,5 кут.хв., висота 3,3 м, вертикальна швидкість  $0,5 \cdot 10^2$  м/с, шлях 1,5 м.

Розраховано допустиму похибку стабілізації осі чутливості ДПГ у положення вертикалі 5 кут.хв. для точності 1 мГал та запропоновано шляхи її зменшення за рахунок використання методів високоточного виставлення осі чутливості ДПГ.

Визначено склад та структуру похибок ДПГ, розглянуто та розраховано основні із них. Інструментальна похибка вимірювання не перевищує 0,1 мГал. Похибки, що викликані шумами різного походження, способом кріплення до основи та зміщенням нуля-пункту можна сповна ліквідувати за допомогою конструктивних особливостей ДПГ.

**У четвертому розділі** перетворено диференціальні рівняння руху ДПГ зі змінними коефіцієнтами на рівняння “машинного” вигляду. Розроблено алгоритм розв’язання диференціального рівняння руху ДПГ за допомогою ЕОМ. Досліджено за допомогою ЕОМ вплив частот  $\omega$  і амплітуд  $w_a, w_b$ , збуджуючих вібраційних прискорень для найнесприятливіших резонансних випадків:  $\omega = \omega_0$ ,  $\omega = 2\omega_0$ ,  $\omega = 3\omega_0$ ,  $2\omega = \omega_0$ ,  $3\omega = \omega_0$ , де  $\omega_0$  – частота власних коливань ДПГ,  $\omega$  - частота збурень. Досліджено функціональні алгоритми АГС із новим ДПГ в екстремальних умовах із використанням нейронних мереж.

У результаті виконаного моделювання було отримано графіки зміни вихідного сигналу  $x(t)$  для різних значень частоти збурень  $\omega$  вібраційних прискорень, коефіцієнта демпфування  $\xi$  та різних значень амплітуд збуджуючих віброприскорень  $w_a, w_b$ .

Цифрове моделювання впливу на ДПГ параметрів збурень, а також власних параметрів підтвердило основну перевагу ДПГ над відомими гравіметрами – його вищу точність (1 мГал).

Розглянуто можливості використання нейромережевого підходу у задачах розробки алгоритмів функціонування і АГС із новим ДПГ. Встановлено, що функціонування комплексної системи авіаційної гравіметричної системи (АГС) з нейромережами, можливе у трьох режимах: під час підготовчого етапу, під час руху та під час руху при наявності сигналу з приймача СНС.

Проведено експериментальні дослідження АГС із ДПГ за допомогою нейронних мереж.

У п'ятому розділі було створено експериментальну установку для дослідження основних характеристик ДПГ та обґрунтовано можливість його застосування у складі АГС. Зроблено конструктивний та аналітичний опис кожної складової експериментальної установки. Проаналізоване програмне забезпечення для відображення результатів досліджень на ЕОМ. Проведено експериментальні дослідження та побудовано графіки основних необхідних залежностей. Виведено рівняння руху ДПГ, в якому враховано основні фактори, що впливають на проведення авіаційних гравіметричних вимірювань. Викладено методику і рекомендації з проведення випробувань ДПГ у складі АГС.

**Ключові слова:** гравіметр, п'єзоелектричний, точність, авіаційна гравіметрична система, прискорення сили тяжіння.

## ANNOTATION

*Nazarenko N.M.* Two-channel piezoelectric gravimeter of automated aviation gravimetric system. - Qualifying scientific hearing on the rights of the manuscript.

The dissertation on competition of the candidate of technical sciences on a specialty 05.11.01 - preparation and methods of measurement of mechanical sizes». - National Technical University of Ukraine "Kyiv Polytechnic Institute named after Igor Sikorsky" Kyiv, 2021.

The dissertation devoted to increase of accuracy and speed of measurement of acceleration of force of gravity by means of a new two-channel piezoelectric gravimeter of the aviation automated gravimetric system

The Earth's gravitational field is inseparable from the law of universal gravitation, which was first formed by Isaac Newton in 1687 in the *Mathematical Principles of Natural Philosophy*. This law is also used in astronomy. Based on it, Newton derived Kepler's previously discovered laws of planetary motion. Newton's theory laid the foundation for the dynamics of the solar system and opened up the possibility of accurately predicting the motion of planets, their satellites and comets.

Information about the gravitational field of the Earth's field is also available in space and aviation technology (correction of the orbit of spacecraft, systemic international navigation of aircraft, rockets).

The basis of gravity is the measurement of the acceleration of siliation force (PST), which was prepared on the basis of the creation of measuring instruments (FTA) for measuring the basic parameters of gravity.

Gravimetric measurements can be applied by land, submarine (submarine) and surface (sea), aviation (using an aircraft) gravimetric means.

Aviation measurements allow measurements to be made in hard-to-reach areas of the Earth at a greater majority speed than on land. For these purposes, an aviation gravimetric system (AGS) is used, which contains an element that is a gravimeter. The data on the Earth's gravitational field, entered into the memory of the on-board digital computer (BCOM) of the ACS, significantly contribute to improving the quality of assessment of the reliability of supervisory parameters and the effectiveness of graphical intelligence.

In aviation gravimetry, the works of A.M. Lozynska (string gravimeter), E.I. Popov (quartz gravimeter) in the CIS countries, and abroad - L-R-S (La Coste-Romberg gravimeter), A. Graf (Askania-Graf gravimeter).

The actual scientific and technical task of the dissertation is to increase the accuracy to 1 mGal of measuring the acceleration of gravity through the creation of

a new two-channel piezoelectric gravimeter of the automated aviation gravimetric system.

The following new scientific results are obtained in the dissertation:

- developed and investigated a new DPG of automated AGS with greater accuracy (up to 1 mGal) than known gravimeters (2 - 10 mGal);
- developed a mathematical model of the aviation gravimetric system for measuring PST anomalies, which differs from the known additional corrections, the error of which is unacceptably large (3.67 mGal). The level of the level of movement was obtained, block diagrams of all the main components of the AGS were determined: stabilization, navigation and PST anomaly detection systems;
- describes the structural structure of the PST signal conversion scheme in the objectively elemental new DPG and proposes a method of compensating the input gain by introducing a negative sound connection based on the inverse piezoelectric effect. The transmission coefficient of the piezoelectric element (PE), made of lithium niobate, which is 1,682;
- to ensure the required accuracy of PST AGS measurement, the allowable values of erroneous determination of parameters when using the aircraft (LA) were calculated: speed 0.05 m / s, course 1.43 angle. min., width 0.5 corner.min., height 3.3 m, vertical speed  $0.5 \cdot 10^2$  m / s, path 1.5 m.
- the allowable error of stabilization of the DPG sensitivity axis in the vertical position of 5 angular minutes is calculated. for the accuracy of 1 mGal and suggested ways to reduce it by using methods of high-precision illumination of the axis of sensitivity of DPG;
- the composition and structure of DPG errors are determined, the main ones are considered and developed. The instrumental measurement error does not exceed 0.1 mGal, and such an error, which provides a method of strengthening to the base, noise of various origins and zero point change is possible using the general form of registration using the design features of DPG.

**Practical significance of the obtained results:**

The results of theoretical and experimental researches revealed in the dissertation work are the contribution to the theory of construction of new types of gravimeters of aviation gravimetric systems with the increased accuracy and speed. The solutions proposed in the dissertation are new and expand and supplement the basics of the theory of construction of measuring transducers with digital information processing.

- the expediency of using a new DPG automated AGS of higher accuracy (up to 1 mGal) than the currently known gravimeters (with the results of measurements of 2-10 mGal) was substantiated;

- a laboratory installation for experimental studies of DPG was created;

- the technique and algorithm of researches of high-precision aviation measurements of acceleration of gravity were developed.

All the above results allow to increase the accuracy of  $g$  measurements by 2 times (up to 1 mGal) and speed - by 10 times in comparison with the aviation gravimeters known to us today with the results of 2-10 mGal measurements.

The introduction substantiates the relevance of research, the possibility and feasibility of using as a gravimeter aviation gravimetric system of the new DPG, formulates the purpose and objectives of dissertation research, scientific novelty, the practical significance of the results. The main scientific and practical results obtained in the dissertation are presented. The structure and volume of the dissertation are determined.

The first section analyzes the scientific and literary sources on the topic of research of the dissertation and the analysis of modern methods of measuring the acceleration of gravity. Methods and means for determining the acceleration of gravity by different gravimeters are determined. The ideology of developing a two-channel piezoelectric AGS gravimeter is substantiated. Modern accuracy requirements for AGS gravimeters are determined. To significantly improve the accuracy characteristics of the AGS, it is currently critical to achieve the accuracy of the AGS gravimeter with a value of 1 mGal. A new two-channel piezoelectric AGS gravimeter has been proposed for development, the features of which allow

to overcome all the above-mentioned shortcomings of the existing AGS gravimeters

The second section reviews scientific papers on piezoelectric gravimeters of various types and develops a functional diagram of a new aviation two-channel piezoelectric gravimeter.

A mathematical model of a two-channel piezoelectric gravimeter has been developed and its main design and electrical parameters have been calculated. The methods of PE placement in the construction of DPG are considered and their comparative characteristics are made, their advantages and disadvantages are determined. The following method of PE placement was chosen - non-centered and clamped with a screw. The analysis of the main types of piezoelectric materials (quartz, lithium niobate, tourmaline, ferrous salt, lithium sulfate, ammonium dihydrogen phosphate, ceramics) for the new DPG. Lithium niobate was chosen as the material for the new DPG. Lithium niobate has a high resistance to changes in external temperatures and pressures, a high coefficient of electromechanical bonding and stable piezoelectric properties, which is important directly for the design of DPG.

The problem of filtering the DPG output signal from high-frequency interference by using the piezoelectric element of the new DPG as both a Euro and a low-pass filter has been solved. Methods of structural achievement of natural frequency of GHG  $0.1 \text{ rad / s}$  are offered. The most optimal of them was chosen - by increasing the input resistance of the operational amplifier.

The main characteristics of DPG are determined, such as: operating range of PST, operating frequency range, temperature dependence of piezoelectric parameters of PE and others.

The natural frequency of the DPG is calculated to be  $0.1 \text{ rad / s}$ , which ensures that there is no need to use additional filtering of the DPG output signal from the vertical acceleration of the aircraft, which is the main disturbance.

In the third section the block diagram of the automated AGS from GHG for measurement of anomalies of PST and the scheme of stabilization of an axis of



sensitivity of GHG are developed. Methodical errors of automated AGS are analyzed. The main errors of the new GHG were identified and ways to reduce them were proposed.

A mathematical model of the aviation gravimetric system for measuring PST anomalies has been developed, which differs from the known additional corrections, the error of which is unacceptably large (3.67 mGal). The equation of motion is obtained, block diagrams of all the main components of the ACS are determined: stabilization, navigation and PST anomaly detection systems.

The structural scheme of PST signal conversion in the piezoelectric element of the new DPG is considered and described, and a method of compensating the input voltage by introducing negative feedback based on the inverse piezoelectric effect is proposed. The transfer coefficient of PE made of lithium niobate, which is 1,682, was determined.

The allowable values of errors in determining the flight parameters of the aircraft are calculated: speed 0.05 m/s, course 1.43 angle. min., width 0.5 angular min., height 3.3 m, vertical speed  $0.5 \cdot 10^2$  m / s, path 1.5 m.

The permissible error of stabilization of the axis of sensitivity of the DPG in the vertical position of 5 angular minutes is calculated.

***Keywords: gravimeter, piezoelectric, accuracy, aviation gravimetric system, gravity acceleration.***

### Список опублікованих праць за темою дисертації

#### ***Статті у фахових виданнях:***

1. Назаренко Н.М. Двоканальний п'єзоелектричний гравіметр / О.М. Безвесільна, Ю.В. Киричук, Н.М. Назаренко // Вісник Хмельницького національного університету. Серія: Технічні науки, №3, 2020, С. 124-127. (Фахове видання) DOI 10.31891/2307-5732.

2. Назаренко Н.М. Структурна схема перетворення сигналу прискорення сили тяжіння у п'єзоелементі / О.М. Безвесільна, Ю.В. Киричук, Н.М. Назаренко // Вісник Хмельницького національного університету. Серія: Технічні науки, №5, 2020, С. 112-129. (Фахове видання). DOI 10.31891/2307-5732.

*У періодичних наукових виданнях інших держав, які входять до Організації економічного співробітництва та/або розвитку Європейського Союзу*

3. Назаренко Н.М. Способи закріплення п'єзоелемента у конструкції п'єзографіметра / О.М. Безвесільна, Ю.В. Киричук, Н.М. Назаренко // International periodic scientific journal «Modern engineering and innovative technologies» Heutiges Ingenieurwesen und innovative Technologien (ICV: 84.35) Issue No13 Part 1. September. Германія. 2020 P.131-137 <http://www.moderntechno.de/index.php/meit/article/view/meit13-01-040>. (У періодичних наукових виданнях інших держав, які входять до Організації економічного співробітництва та/або розвитку Європейського Союзу). DOI: 10.30890/2567-5273.2020-13-01-040

*Опубліковані праці апробаційного характеру:*

4. Назаренко Н.М. Огляд наукових праць, присвячених п'єзоелектричним перетворювачам / О.М. Безвесільна, Ю.В. Киричук, Н.М. Назаренко // The decision of the Organizing Committee of the conference "Global science and education in the modern realities '2020" № 1 (USA, Washington, August 27, 2020) Секція: Инновационная техника, технологии и промышленность. <https://sworld.education/index.php/secciius3-1/32419-us03-101>

5. Назаренко Н.М. Нейронні мережі у дослідженнях системи керування навігаційного комплексу / О.М. Безвесільна, Ю.В. Киричук, Н.М. Назаренко // Abstracts of XX th International scientific and practical conference «PERSPECTIVE DIRECTIONS FOR THE DEVELOPMENT OF SCIENCE AND PRACTICE» 8 – 9 June, 2020. Афіни, Греція 2020. P. 134-138. Available at: DOI:10.46299/ISG.2020.XX: URL: <http://isg-konf.com>.

6. Датчик руху на ефекті Доплера / Н.М. Назаренко // Міжнародна наукова інтернет-конференція "Інформаційне суспільство: технологічні, економічні та технічні аспекти становлення". Збірник тез доповідей: випуск 48 (м. Тернопіль, 12 травня 2020 р.). – Тернопіль. – 2020. – 139-142 с.

7. Назаренко Н.М. Кварцові герметизовані термоперетворювачі / Ю.В. Киричук, Н.М. Назаренко // Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси (ІРТК-2020). Тринадцята міжнародна науково-практична конференція 19-20 травня 2020 р., Київ, Україна. – К.: НАУ, 2020. с.122-125.

## ЗМІСТ

	Стор.
<b>ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ .....</b>	16
<b>ВСТУП .....</b>	17
<b>РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ СТАНУ СУЧАСНОЇ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРІЇ .....</b>	23
1.1. Аналіз літературних джерел з теми дослідження.....	23
1.2. Методи вимірювання прискорення сили тяжіння .....	25
1.3. Огляд існуючих засобів вимірювання прискорення сили тяжіння .....	26
1.3.1. Маятникові гравіметри на основі скомпенсованих елементів .....	29
1.3.2. Струнні гравіметри .....	36
1.3.3. Гіроскопічні гравіметри .....	37
1.3.4. П'єзоелектричний гравіметр .....	38
1.4. Сучасні вимоги до точнісних характеристик гравіметрів АГС .....	39
1.5. Порівняльні характеристики існуючих гравіметрів АГС та обґрунтування доцільність розробки нового двоканального ПГ.....	40
1.6. Двоканальний п'єзоелектричний гравіметр автоматизованої АГС .....	44
1.7. Визначення вихідного сигналу АГС із двоканальним п'єзоелектричним гравіметром .....	50
1.8. Висновки до розділу 1.....	53
<b>РОЗДІЛ 2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ДВОКАНАЛЬНОГО П'ЄЗОЕЛЕКТРИЧНОГО ГРАВІМЕТРА .....</b>	54
2.1. Огляд наукових праць, присвячених п'єзоперетворювачам..	54

	16
2.2. Спрощена математична модель ДПГ .....	59
2.3. Математична та механічна моделі двоканального п'єзоелектричного гравіметра.....	62
2.4. Способи закріплення п'єзоелемента у конструкції ДПГ .....	67
2.5. Аналіз існуючих перспективних п'єзоматеріалів та їх вибір для чутливого елемента п'єзоелектричного гравіметра.....	72
2.6. Розрахунки основних електричних параметрів п'єзоелектричного гравіметра .....	76
2.7. Фільтрація вихідного сигналу п'єзоелектричного гравіметра	77
2.8. Визначення основних характеристик п'єзоелектричного гравіметра .....	83
2.9. Висновки до розділу 2.....	87
<b>РОЗДІЛ 3. АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ПОХИБОК ДПГ ТА ІНШИХ СКЛАДОВИХ АГС. ДОСЛІДЖЕННЯ ОСНОВНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДПГ .....</b>	<b>89</b>
3.1. Рівняння руху і блок-схема системи стабілізації АГС.....	89
3.2. Рівняння руху і блок-схема системи навігації АГС.....	92
3.3. Розробка структурної схеми АГС для вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння .....	94
3.4. Структурна схема перетворення сигналу прискорення сили тяжіння у п'єзоелементі.....	96
3.5. Аналіз методичних похибок АГС.....	103
3.5.1. Допустима похибка вимірювання швидкості.....	104
3.5.2. Допустима похибка вимірювання широти.....	108
3.5.3. Допустима похибка вимірювання курсу.....	109
3.5.4. Допустима похибка вимірювання висоти.....	110
3.5.5. Допустима похибка визначення вертикальної швидкості.....	110
3.5.6. Допустима похибка стабілізації осі чутливості	

	17
п'єзоелектричного гравіметра у положення вертикалі.....	111
3.5.7. Допустима похибка визначення шляху.....	112
3.6. Спосіб виставлення осі чутливості п'єзоелектричного гравіметра .....	113
3.7. Склад і структура похибок п'єзоелектричного гравіметра ....	115
3.7.1. Інструментальні похибки.....	115
3.7.2. Похибка кріплення п'єзоелектричного гравіметра до основи.....	121
3.7.3. Похибка, викликана шумами .....	122
3.7.4. Похибка, зумовлена зміщенням нуль-пункту .....	125
3.7.5. Похибка, викликана змінами атмосферного тиску.....	125
3.7.6. Похибки від переносної (відносно приладу) кутової швидкості обертання Землі.....	127
3.8. Передатна функція двоканального п'єзоелектричного гравіметра .....	129
3.9. Дослідження стійкості двоканального п'єзоелектричного гравіметра.....	132
3.9.1. Стійкість за критерієм Гурвіца.....	132
3.9.2. Стійкість за критерієм Найквіста.....	133
3.10. Висновки до розділу 3.....	135
<b>РОЗДІЛ 4. МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ЗБУРЕНЬ НА РОБОТУ ДВОКАНАЛЬНОГО П'ЄЗОЕЛЕКТРИЧНОГО ГРАВІМЕТРА...</b>	<b>136</b>
4.1. Перетворення вигляду рівнянь руху ДПГ для моделювання на ЕОМ.....	136
4.2. Розробка програми на ЕОМ для моделювання роботи ДПГ під дією зовнішніх збурень..	138
4.2.1. Опис структури та користувацького інтерфейсу розробленого програмного забезпечення.....	138

4.2.2. Алгоритм розв'язання на ЕОМ диференційного рівняння руху ДПГ .....	140
4.3. Цифрове моделювання та аналіз руху ДПГ під дією зовнішніх збурень.....	141
4.4. Використання нейронної мережі у дослідженнях автоматизованої АГС із ДПГ .....	151
4.5. Функціональні алгоритми АГС із ДПГ, побудовані на базі нейронних мереж .....	156
4.6. Чисельні дослідження функціональних алгоритмів АГС із ДПГ .....	159
4.7. Висновки до розділу 4.....	165
<b>РОЗДІЛ 5. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ П'ЄЗОЕЛЕКТРИЧНОГО ГРАВІМЕТРА .....</b>	<b>167</b>
5.1. Опис експериментальної установки для досліджень п'єзоелектричного гравіметра .....	167
5.1.1. Вібростенд експериментальної установки .....	169
5.1.2. Досліджуваний п'єзоелектричний гравіметр .....	172
5.1.3. Операційний підсилювач.....	173
5.1.4. Мікросистема зібрання даних.....	175
5.1.5. Програмне забезпечення.....	187
5.2. Експериментальні дослідження характеристик п'єзоелектричного гравіметра.....	188
5.3. Рівняння руху п'єзоелектричного гравіметра у складі авіаційної гравіметричної системи.....	190
5.4. Усереднення даних про аномалії прискорення сили тяжіння.....	191
5.5. Організація авіаційних гравіметричних вимірювань.....	193
5.6. Градувальна характеристика п'єзоелектричного гравіметра.....	194

	19
5.7. Визначення базових параметрів роботи макету.....	197
5.8. Проведення експерименту.....	198
5.9. Визначення метрологічних характеристик п'єзоелектричного гравіметра.....	200
5.10 Розробка та обґрунтування схеми формування вихідного сигналу з первинного перетворювача.....	
5.11. Висновки до розділу 5.....	201
<b>ВИСНОВКИ</b> .....	205
<b>СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ</b> .....	243
<b>ДОДАТКИ</b> .....	199
<b>Додаток А.</b> Акти впровадження результатів дисертаційної роботи.....	200
<b>Додаток Б.</b> Текст програми для моделювання роботи п'єзоелектричного гравіметра під дією зовнішніх збурень на ЕОМ .....	233

## ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ І СКОРОЧЕНЬ

АГС – авіаційна гравіметрична система

АЦП - аналогово-цифровий перетворювач

БЦОМ – бортова цифрова обчислювальна машина

ДПГ – двоканальний п'єзогравіметр

ЕОМ – електронно-обчислювальна машина

ЗВТ – засоби вимірювальної техніки

ЛА – літальний апарат

ПГ – п'єзогравіметр, п'єзоелектричний гравіметр

ПСТ – прискорення сили тяжіння

ІМ – інерційна маса

ЧЕ - чутливий елемент

1 мГал =  $10^{-5}$  м/с<sup>2</sup> (1 Гал =  $10^{-2}$  м/с<sup>2</sup>)

$\omega_0$  – частота власних коливань

$\omega$  - частота збурень

$\omega_3$  – швидкість обертання Землі

$h$  – висота літального апарату над еліпсоїдом

$\dot{h}$  – вертикальна швидкість літального апарату

$\ddot{h}$  – вертикальне прискорення літального апарату



## ВСТУП

У ХХІ сторіччі стає актуальним вивчення гравітаційного поля Землі, необхідного у багатьох наукових дослідженнях, пов'язаних з реалізацією задач інженерної геології, археології, геодезії, геофізики, розвідки корисних копалин, картографії, прогнозу землетрусів тощо.

Гравітаційне поле Землі невід'ємне від закону всесвітнього тяжіння, що був вперше сформульований Ісааком Ньютоном у 1687 р. у роботі “Математичні начала натуральної філософії”. Цей закон знайшов застосування також і в астрономії. Спираючись на нього, Ньютон вивів відкриті раніше Кеплером закони руху планет. Теорія Ньютона заклала основи динаміки Сонячної системи і відкрила можливості точного передбачення руху планет, їх супутників та комет [21].

Інформація про гравітаційне поле Землі також використовується в космічній і авіаційній техніці (корекція орбіт космічних літальних апаратів, систем інерціальної навігації літаків, ракет).

Основу гравітації становлять вимірювання прискорення сили тяжіння (ПСТ), які були покладанні в основу створення засобів вимірювальної техніки (ЗВТ) для вимірювання основних параметрів гравітації.

Гравіметричні вимірювання можна здійснювати наземними, підводними (на підводному човні) та надводними (морськими), авіаційними (за допомогою літального апарату) гравіметричними засобами.

*Наземні вимірювання* забезпечують найбільш високу точність (0,01мГал). Але, вони здійснюються дуже повільно. Райони полюсів, екватора, океанів, важкодоступні місця суші, пустелі, гірські масиви, для таких вимірювань недоступні.

*Морські вимірювання* мають точність меншу, ніж наземні вимірювання (0,1 – 0,5 мГал). Але, морські вимірювання неможливі у гірських, важкодоступних місцях суші та у віддалених районах океанів.

*Авіаційні вимірювання* дозволяють здійснювати вимірювання у важкодоступних районах Землі зі швидкістю значно більшою, ніж наземні. Для цих цілей використовують авіаційні гравіметричні системи (АГС), *ЧЕ* яких є гравіметр. Дані про гравітаційне поле Землі, що введені у пам'ять бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) АГС, суттєво підвищують як ефективності гравіметричної розвідки, так і точність визначення навігаційних параметрів.

В авіаційній гравіметрії відомі роботи А.М. Лозинської (струнний гравіметр), Є.І. Попова (кварцовий гравіметр) в країнах СНД, а за кордоном – L-R-S (гравіметр Ла-Косте-Ромберга), А. Графа (гравіметр Асканія-Граф).

За кордоном широковідомі дослідження українських науковців таких, як академіка НАН України В.І. Старостенка в Інституті геофізики ім. С.І. Субботіна НАН України, академіка НАН України В.І. Лялько у Науковому Центрі аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук НАН України, академіка НАН України П.Ф. Гожика в Інституті геологічних наук НАН України, Заслуженого діяча науки і техніки України, д.т.н., професора О.М. Безвесільної в КПІ ім. Ігоря Сікорського з різними типами гравіметрів.

В існуючих на сьогоднішній день гравіметрів точність недостатня (2–10) мГал. Швидкодія вимірювань та обробки вимірювальної інформації існуючих гравіметрів є дуже повільною. Більшість із них є неавтоматизованими та одно канальними. До того ж ці гравіметри вимірюють разом із прискоренням сили тяжіння (ПСТ)  $g$  вертикальне прискорення  $\ddot{h}$ . Високоточне вимірювання  $\ddot{h}$  є складною науково-технічною проблемою і вимагає застосування інших підходів до методики вимірювань та схемо- технічних рішень – наприклад, використання методу двоканальності.

Успіхи в авіаційній гравіметрії були б неможливими без досягнень у галузі інерціальних систем навігації (ІНС) та чутливих елементів ІНС, висвітлених у наукових працях школи видатних вчених КПІ ім. Ігоря Сікорського: Павловського М.А., Одинцова А.А., Збруцького О.В., Самотокаїна Б.Б., Карачуна В.В., Мельник В.М. та інших.

В літературі з авіаційної гравіметрії [9] показано, що одним з найбільш досконалих є п'єзоелектричний гравіметр (ПГ), зокрема, одно каналний ПГ [34].

Розвиток теорії п'єзоелектричних перетворювачів пов'язано з іменами українських та російських учених: Кошового М.Д., Малова В.В., Мітька В.М. Петренка С.Ф., Рибіцького І.В., Трофімова А.І., Шарапова В.М., Шульги М.А., Янчіча В.В., та інших.

Корисні питання метрології, необхідні при дослідженнях похибок п'єзоелектричних перетворювачів, широко висвітлені у роботах Володарського Є.Т., Кухарчука В.В., Кваснікова В.П., Коломійця Л.В., Бичківського Р.В. та інших [61].

### **Актуальність теми**

Актуальною науково-технічною задачею дисертації є підвищення точності до 1 мГал та швидкодії вимірювань прискорення сили тяжіння шляхом створення нового двоканального п'єзоелектричного гравіметра автоматизованої АГС.

### **Мета та задачі дослідження**

*Метою дослідження є підвищення точності та швидкодії вимірювань прискорення сили тяжіння шляхом використання нового двоканального п'єзоелектричного гравіметра авіаційної автоматизованої гравіметричної системи.*

*Основні задачі:*

- провести аналітичний огляд науково-літературних джерел та зробити патентний пошук з теми досліджень у галузі авіаційної гравіметрії, надати порівняльну характеристику існуючих гравіметрів АГС, вказати їх переваги та недоліки;

- надати опис конструкції та викласти принцип дії нового двоканального п'єзогравіметра (ДПГ) автоматизованої АГС;

- розробити математичну модель двоканального ПГ;

- вирішити проблему покращення параметрів вихідного сигналу двоканального ПГ АГС;

- дослідити основні зовнішні завади двоканального ПГ та запропонувати способи їх зменшення;

- дослідити шляхи утворення випадкових та систематичних похибок каналу вимірювання та запропонувати способи їх зменшення;

- здійснити, за допомогою ЕОМ, математичне моделювання роботи нового ДПГ автоматизованої АГС в умовах, максимально наближених до умов ЛА, проаналізувати результати моделювання;

- провести експериментальні дослідження нового двоканального ПГ.

*Об'єкт дослідження:* процес вимірювання прискорення сили тяжіння шляхом використання двоканального п'єзоелектричного гравіметра автоматизованої АГС.

*Предмет дослідження:* новий двоканальний п'єзоелектричний гравіметр автоматизованої АГС.

*Методи дослідження:*

- вивчення та аналіз науково-технічної літератури з теми досліджень дисертації;

- проведення патентних пошук існуючих та заявлених ПГ;

- аналіз принципу дії п'єзоелектричного перетворювача для виведення математичної моделі ПГ (розділ 2);

- метод усунення впливу завад на вихідний сигнал двоканального ПП автоматизованої АГС (розділ 2);
- методи теорії випадкових процесів для аналізу точності ДПГ (розділ 3);
- теоретичні дослідження ДПГ із урахуванням діючих на нього параметрів зовнішніх збурень (розділ 4);
- алгоритмічні методи обробки інформації на основі апарату штучних нейронних мереж (розділ 4);
- експериментальні дослідження ПП з використанням обчислювальних комп'ютерних програм для підтвердження адекватності висновків теоретичних досліджень (розділ 5).

**У вступі** обґрунтовано актуальність досліджень, можливість та доцільність використання в якості гравіметра авіаційної гравіметричної системи нового ДПГ, сформульовано мету і задачі досліджень дисертації, наукову новизну, практичне значення отриманих результатів. Наведено основні наукові та практичні результати, які отримано у дисертаційній роботі. Визначено структуру та обсяг дисертаційної роботи.

**У першому розділі** проведено аналіз науково-літературних джерел з теми досліджень дисертації та аналіз сучасних методів вимірювання прискорення сили тяжіння. Визначено методи та засоби визначення прискорення сили тяжіння різними гравіметрами. Обґрунтовано ідеологію розробки двоканального п'єзоелектричного гравіметра АГС.

**У другому розділі** проведений огляд наукових праць по п'єзоелектричним гравіметрам різних типів та розроблено функціональну схему нового авіаційного двоканального п'єзоелектричного гравіметра.

Розроблено математичну модель двоканального п'єзоелектричного гравіметра та розраховано його основні конструктивні та електричні параметри.

**У третьому розділі** розроблені блок-схема автоматизованої АГС із ПГ для вимірювання аномалій ПСТ та схема стабілізації осі чутливості ПГ. Проаналізовано методичні похибки автоматизованої АГС. Було визначено основні похибки нового ПГ та запропоновано шляхи їх зменшення.

**У четвертому розділі** перетворено диференціальні рівняння руху ДПГ зі змінними коефіцієнтами на рівняння “машинного” вигляду. Розроблено алгоритм розв’язання диференціального рівняння руху ДПГ за допомогою ЕОМ. Досліджено за допомогою ЕОМ вплив частот  $\omega$  і амплітуд  $w_a, w_b$ , збурюючих вібраційних прискорень для найнесприятливіших резонансних випадків:  $\omega = \omega_0$ ,  $\omega = 2\omega_0$ ,  $\omega = 3\omega_0$ ,  $2\omega = \omega_0$ ,  $3\omega = \omega_0$ , де  $\omega_0$  – частота власних коливань ДПГ,  $\omega$  - частота збурень. Досліджено функціональні алгоритми АГС із новим ДПГ в екстремальних умовах із використанням нейронних мереж.

**У п'ятому розділі** було створено експериментальну установку для дослідження основних характеристик ДПГ та обґрунтовано можливість його застосування у складі АГС. Зроблено конструктивний та аналітичний описи кожної складової експериментальної установки. Проаналізоване програмне забезпечення для відображення результатів досліджень на ЕОМ. Проведено експериментальні дослідження та побудовано графіки основних необхідних залежностей. Виведено рівняння руху ДПГ, в якому враховано основні фактори, що впливають на проведення авіаційних гравіметричних вимірювань. Викладено методику і рекомендації з проведення випробувань ДПГ у складі АГС.

## РОЗДІЛ 1

### АНАЛІЗ СТАНУ СУЧАСНОЇ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРІЇ

У відомих літературних джерелах [1-24] практично немає сучасного систематизованого аналізу стану авіаційної гравіметрії. Тому мета даного розділу – провести такий систематизований аналіз.

Задачі розділу:

- провести аналіз науково-літературних джерел у галузі авіаційної гравіметрії;
- проаналізувати переваги і недоліки існуючих авіаційних гравіметрів;
- обґрунтувати доцільність розробки нового двоканального ПГ [39] автоматизованої АГС.

#### 1.1. Аналіз літературних джерел з теми дослідження

Розвиток гравіметрії складається із таких основних етапів вимірювання на:

- 1) на нерухомій основі – на поверхні Землі;
- 2) на підводному та надводному човнах;
- 3) на літальних апаратах.

Великий внесок у теорію і практику гравіметричних вимірювань було зроблено низкою вчених, які працювали під керівництвом видатних радянських гравіметристів: Ф.М. Красовського, Л.В. Сорокіна, О.О. Михайлова, О.В. Мазаєва, Б.В. Нумерова, П.Ф. Шокіна, Ю.Д. Буланже, К.О. Мудрецової, О.К. Маловічка, А.М. Лозинської, М.П. Грушинського, В.В. Бровара, К.Є. Веселова, М.І. Юркіної, М.У. Сагітова, Є.І. Попова, С.А. Піддубного, В.Л. Крамаренка, С.Н. Щеглова, В.А. Туліна, Л.В. Огородової, В.О. Баграмянца, В.Л. Пантелєєва, О.І. Сороки, М.Л. Макаренка, С.Є. Александрова, Б. М. Малахова, А. М. Береза, І.А. Маслова, В.А. Романюка,

Л.Г. Полякова, С.С. Ривкіна, Л.В. Сорокіна, В.І. Лялько, В.Н. Стадниченко, А.В. Тіля та ін.

Велику роль у розробці гравіметричних вимірювань відіграли і роботи закордонних вчених – А. Графа, Д. Гаррісона, М. Піка, В.М. Каула, Ю.Томоди, Л. Ла-Коста, М. Гальвані, Т. фон Оппольцера та ін.

Інтенсивно проводять гравіметричні дослідження у багатьох великих науково-технічних центрах:

- ЦНДІ “Азимут” (м. Санкт-Петербург) під керівництвом Л.П. Несенюка, Г.Б. Вольфсона, Б.А. Блажнова;
- Науковому Центрі аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук НАН України під керівництвом В.І. Лялько, ННЦ “Інститут метрології” (м. Харків) під керівництвом Дудолада О.С.;
- РВ ВІАУ(м. Рига) під керівництвом А.А. Веселова;
- ВВІАУ ім. професора М.Є. Жуковського (м. Москва) під керівництвом А.А. Красовського, А.І. Сороки.

В останні десятиріччя гравіметричні дослідження здійснюються переважно на надводних та підводних судах. Успішні вимірювання гравіметрів у морських умовах спричинили наступне завдання – дослідити можливість проведення гравіметричних вимірювань на борту ЛА.

Суттєвою відмінністю вимірювання ПСТ на борту ЛА від вимірювання на кораблі наявність довгоперіодичних вертикальних ПСТ в аерогравіметричних вимірюваннях. Якщо для морських гравіметричних вимірювань точність близько 1 мГал реально досяжна, то для повітряних вимірювань указана точність поки що є проблематичною.

Перші спроби визначення ПСТ на борту ЛА були здійснені у СРСР і США у 1956 - 1960 рр. ХХ ст. за допомогою морських модифікованих гравіметрів, а з 60-х років починаються їх розробки.



## 1.2. Методи вимірювання прискорення сили тяжіння

В основі сучасних методів вимірювання ПСТ лежить використання таких закономірностей:

1) зв'язок періоду власних коливань маятника постійної довжини з величиною ПСТ – маятниковий метод вимірювання;

2) залежність від сили тяжіння шляху, пройденого вільно падаючим тілом:

3) залежність ПСТ від частоти коливань струни, з закріпленим вантажем на нижньому кінці струни. Прилади що використовують цей принцип називають струнними гравіметрами. Ці методи є динамічними, бо вони передбачають спостереження руху тіла.

4) зміна положення рівноваги у пружинних вагах, на яких зважується вантаж незмінної маси. При цьому виникає додаткова деформація пружного елемента вагою (пружини або крутильної нитки), яку вимірюють. Цей метод вимірювань називають статичним, а прилади – статичними гравіметрами.

Існують також абсолютні і відносні вимірювання ПСТ. При абсолютних вимірюваннях визначають повну величину ПСТ у точці спостереження. У цьому випадку, окрім часу вимірюють лінійні відстані, наприклад, довжину маятника або шлях, пройдений вільно падаючим тілом. При відносних вимірюваннях визначають не повне значення ПСТ у даному пункті, а приріст (різницю) ПСТ у даній точці спостереження відносно деякого іншого, вихідного – значення  $g$  у якому, звичайно, відоме.

Методи вимірювання прискорення сили тяжіння (ПСТ) АГС і його приросту діляться на динамічні і статичні.

У динамічних методах, спостерігається рух тіла під дією сили тяжіння (вільне падіння тіл, гойдання маятника і ін.) В цьому випадку  $g$  (ПСТ) визначається через параметри руху тіла і параметри установки.

У статичних методах дія сили тяжіння компенсується (наприклад, силою пружності пружини), а  $g$  визначається по зміні статичного положення рівноваги тіла.

У свою чергу динамічні методи вимірювання ПСТ можуть бути абсолютними і відносними, а статичні тільки відносними.

Маятниковий метод – найбільш поширеним динамічним методом.

Маятникові прилади мають високою точністю хоча і чутливі до впливів температури, вологості та інших чинників. Абсолютні похибки вимірювання прискорення сили тяжіння маятниковими приладами досягають 1 - 3 мГал, а відносні - при морських дослідженнях - 5-10 мГал, при наземних дослідженнях - 0,1 мГал,

Абсолютне значення прискорення сили тяжіння можна виміряти методом вільного падіння. Цей метод полягає у вимірюванні часу вільного падіння тіла і пройденої тілом відстані. Такі вимірювання відрізняються великою трудомісткістю і виконуються в обсерваторіях, де точність у визначенні  $g$  можна довести до 0,01 мГал.

Нині також відомі методи абсолютних і відносних вимірювань сили тяжіння, засновані на вивченні коливань струн. У них вимірюється частота коливань струни, її довжина і маса. Однак, огляд літератури показав, що точність вказаних методів та засобів є низькою – 2-10 мГал.

### **1.3. Огляд існуючих засобів вимірювання прискорення сили тяжіння**

Можливість вимірів сили тяжіння на борту ЛА була доведена низькою експериментів, що проводилися в 1958 р. Було встановлено, що на літаках можна застосовувати морські гравіметри, а точність аерогравіметричних визначень залежить від точності навігації і насамперед від точності визначення висоти. Починаючи з 1977 р. знайшли промислове застосування вимірювання сили тяжіння на вертольотах. Точність аерогравіметричних

зйомок оцінюють за розходженням в точках перетинів профілів і порівнянням з наземними зйомками. Наведемо деякі приклади.

Перші пробні вимірювання були виконані в 1958-1968 рр. на великих висотах ( $h = 4-10$  км), що дозволило зменшити збурюючі прискорення. Випробування проводилися на літаках різних типів, при різних швидкостях польоту (400–500 км/год), з різними гравіметрами (Ла-Коста-Ромберга, Асканія Gss2, Белл), навігаційними системами та методами фільтрації (середнє значення за 3–10 хв). Зазвичай досягалося дозвіл 100 км при помилку вимірювань  $\pm 10$  мГал в сприятливих умовах результати були точнішими (дозвіл 50 км, похибка  $\pm 5$  мГал). У 1976 р Океанографічна служба ВМФ США (NAVOCEANO) виконала вимірювання над Атлантикою (чотиримоторний турбореактивний літак,  $h=5000$  м,  $v = 450$  км/год, морський гравіметр Ла-Коста-Ромберга з трьохвісною стабілізацією, інерційна навігаційна система, контрольована супутниковою системою, Лоран-С і доплеровський радар, баро- і радіовисотоміри). Низькочастотна фільтрація результатів на інтервалі 8 хв давала середні значення сили тяжіння для відрізків маршруту 60 км; розбіжності із згладженими результатами морської гравіметричної зйомки були суттєво нижче  $\pm 10$  мГал.

У 1981 р Науково-дослідна лабораторія ВМФ США виконала гравіметричну зйомку над морем на малій висоті (літак «Оріон РЗ-А»,  $h=150$  м,  $v=400$  км/год, морський гравіметр Ла-Коста-Ромберга з тривісною стабілізацією, різні навігаційні системи: GPS, інерціальна система, Лоран-С, наземна радарна система; радіовисотомір, лазерний і барометричний висотомір). При незмінній фільтрації показань гравіметра, обліку вертикальних прискорень (за вимірюваннями висоти) і поправки Етвеша результати приводили до середнього на 20-км відрізках (приблизно 3 хв польоту); помилка склала  $\pm 5$  мГал. Досліджується можливість вимірювань над сушею; при цьому використовують баровисотомір, який контролюють при польоті над морем, і навігаційну систему GPS. Виконана зйомка

важкодоступної випробувальної області (болота) на висоті приблизно 600 м при швидкості 375 км/год; відстань між профілями 9 км. Середньоквадратична розбіжність з наземними даними становила  $\pm 2,8$  мГал.

При вимірах на гелікоптерах в поєднанні з навігаційними засобами локальної дії, сучасні аерограмітричні системи можуть визначати структуру поля сили тяжіння з роздільною здатністю 1 км і похибкою  $\pm 0,5$  мГал.

Вимірювання на літаках залежно від висоти польоту мають роздільну здатність 20- 50 км і похибкою  $\pm 5 - 10$  мГал.

Можна підкреслити, що авіа гравіметричні вимірювання на відміну від морських відрізняються наступним:

- широкий спектр збурюючих прискорень вимагає крім демпфірування і фільтрації високочастотних прискорень (ВЧП) реєстрації та обліку низькочастотних прискорень (НЧП);

- висока швидкість літального апарату вимагає обмежити час осереднення і забезпечити високу точність навігаційного обладнання;

- зміни висоти польоту призводить до зміни сили тяжіння на  $\pm 0,3$  мГал;

- із збільшенням висоти згладжування поля сили тяжіння.

Точність роботи АГС, значною мірою, забезпечується вибором гравіметра (чутливого елемента системи). На сьогоднішній день існує декілька типів гравіметрів АГС, що мають як свої недоліки, так і переваги. Розробками сучасних моделей гравіметрів АГС та підвищенням їх точності займаються провідні науковці технічних університетів США, Німеччини, Японії, Росії та інших країн світу. Наведемо основні різновиди авіаційних гравіметрів.

### 1.3.1. Маятникові гравіметри на основі скомпенсованих елементів

До маятникових гравіметрів, на основі скомпенсованих елементів, у першу чергу відносяться: кварцовий; Асканія-Граф GSS-2; Ла-Косте-Ромберга; гравіметр “Чекан-АМ”; гравіметр ПІ 1/1; гравіметричний комплекс “ГРІН-2000” ; магнітні гравіметри МАГ-1М.

1. *Кварцові гравіметри типу ГАЛ-С.* Для авіаційних вимірювань параметрів гравітації у СНД використовувались гравіметри, розроблені в Аерогравіметричній лабораторії “Інституту Фізики Землі Російської академії наук” під керівництвом Є.І. Попова, які отримали шифр ГАЛ-С (рис.1.1).

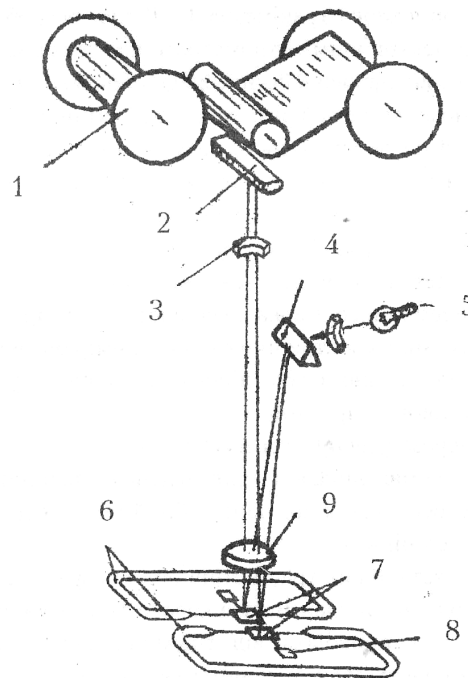


Рис.1.1. Схема гравіметра ГАЛ-С із фотографічною реєстрацією показів:

- 1 – барабан; 2 – циліндрична лінза; 3 – фокусна лінза; 4 – призма;  
 5 – освітлювач; 6 – кварцові ролики; 7 – дзеркала; 8 – маятник;  
 9 – об’єктив, що будує зображення штрихів-площин проміжного зображення після відбиття світла від дзеркал

Принцип кварцового гравіметра, запропонованого у 1949 р. С.Є. Александровим і було покладено в основу перших моделей цих гравіметрів. Саме у цьому приладі вперше була використана подвоєна крутильна пружна система з кварцового скла.

Але перспективність використання подібних пружних систем в якості чутливого елемента для вимірювань  $\Delta g$  на ЛА остаточно склалась, після теоретичного обґрунтування К.Є. Веселова та успішних експериментів, які провів Л.П. Смирнов із макетом сильнодемпфуючого гравіметра. Дослідження 1989 – 1997 рр. довели, що АГС на основі кварцового гравіметра ГАЛ-С має точність 8 мГал.

2. *Гравіметр Ла-Косте-Ромберга (L-R-S)* (розроблений Інститутом геофізики США під керівництвом Ла-Коста та Ромберга у 1959 р.). Основа принципу дії гравіметра – ідея вертикального сейсмографа геофізика Б.Б.Голіцина. Тобто, на тонкій горизонтальній нитці, яка є віссю обертання, закріплений горизонтально розташований важіль із тягарем на кінці (маятник) [9-12]. При зміні ПСТ маятник із тягарем (інерційною масою) на кінці відхиляється від горизонтального положення (в ту чи іншу сторону), розтягуючи головну пружину і закручуючи нитку підвісу до тих пір, поки момент сили тяжіння не буде врівноважений моментом головної пружини і моментом закручування осей підвісу (рис.1.2).

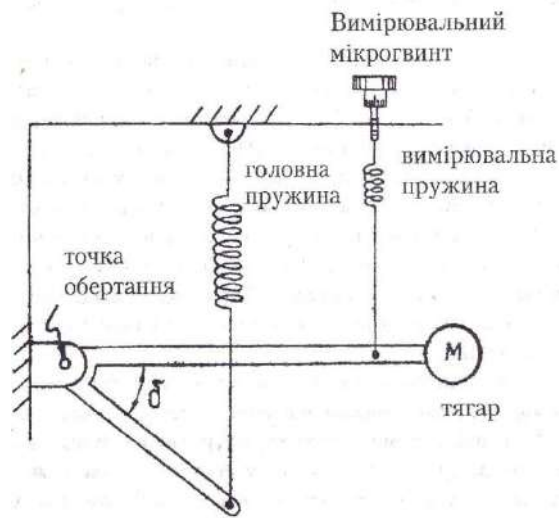


Рис.1.2. Гравіметр Ла-Косте-Ромберга

Експериментальні дослідження 1958-1959 рр. довели, що точність гравіметра на основі L-R-S не перевищує 10 мГал [9-12].

3) *Гравіметр Асканія-Граф GSS-2* (розроблений А.Графом у лабораторії фірми Асканія-Верке, Німеччина 1962 р.), який зображено на рис 1.3. Пружна система приладу має вигляд: важель з тягарем, який на кінці підтримується двома горизонтально розташованими гвинтовими пружинами. Переміщення тягаря служить мірою виміру ПСТ. Зміна переміщень тягаря здійснюється нульовим способом за допомогою мікрометричного гвинта [13].

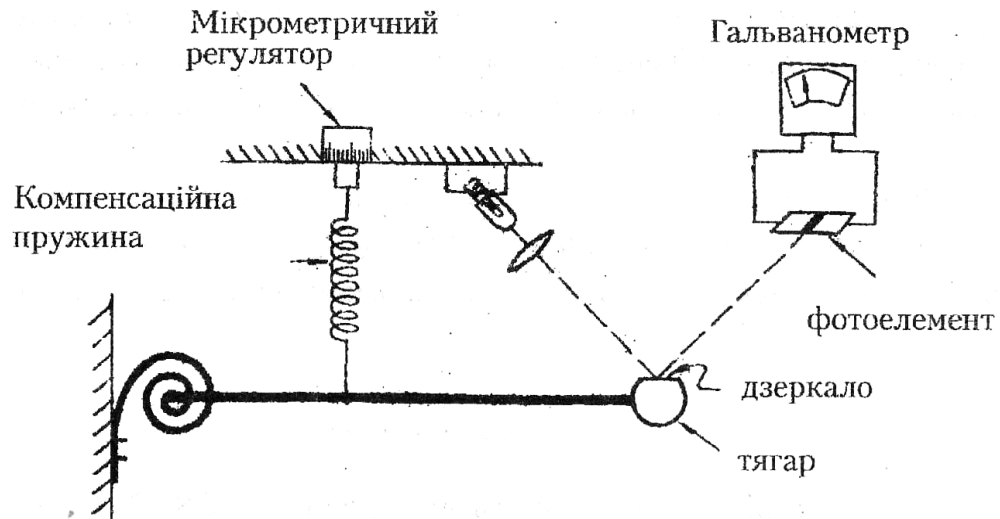


Рис. 1.3. Схема стабілізованого гравіметра Асканія-Граф GSS-2

У тому ж році було проведено випробувальні польоти на борту літака С-130 з метою порівняння характеристик таких типів гравіметрів, як L-R-S 10-го типу на нестабілізованій платформі та Асканія-Графа GSS-2 на вертикально стабілізованій платформі. Випробування довели та зафіксували приблизно однакові результати, точність – 10 мГал [14].

4) *Гравіметр ГІ 1/1*, який зображено на рис. 1.4 (розроблений ВАТ “Раменський приладобудівний завод”, Росія). Був призначений для вимірювання ПСТ рухомих об’єктів для геологічної розвідки нафтогазоносних родовищ та корисних копалин за аномаліями гравітаційного поля Землі. Основна область застосування гравіметра – здійснення високопродуктивної розвідки корисних копалин у важкодоступних районах Землі. Цей гравіметр входить до складу – авіаційних геофізичних комплексів.

Даний гравіметр може також застосовуватись і у морських геофізичних комплексах.



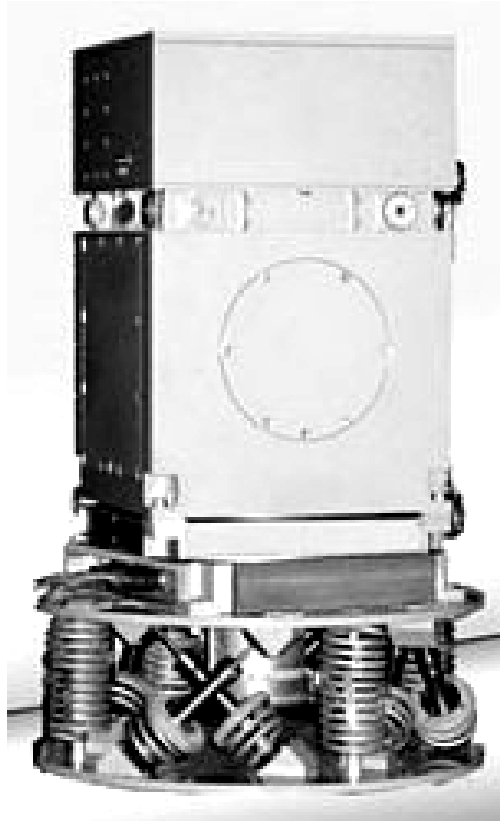


Рис. 1.4. Гравіметр ПІ 1/1

Точність вимірювання ПСТ, без урахування похибки зовнішніх впливів:

- з морських носіїв (4,3 – 5,5) мГал;
- з наземних носіїв (4,2 – 5,3) мГал;
- з повітряних носіїв 6,0 мГал з урахуванням похибки зовнішніх впливів (похибки зовнішньої інформації) при інтервалі осереднення 100 с [15].

5) *Гравіметр “Чекан-АМ”* (рис.1.5) розроблений ВАТ “Концерн “ЦНДІ “Електроприлад”, Росія. Ця модель призначена для проведення повітряної і морської гравіметричної зйомки поверхні. Гравіметр складається із гравіметричного датчика (первинного перетворювача) і гіростабілізатора з вбудованою мікропроцесорною системою управління. Гравіметричний датчик побудовано на основі подвійної кварцової пружної системи з оптико-

електронним перетворювачем лінійного типу. Пристрій має точність вимірювань 6 мГал [16].



Рис. 1.5. Гравіметр “Чекан-АМ”

б) *Гравіметричний комплекс “ГРІН-2000”* (рис. 1.6) розроблений Державним Науковим Центром “Южморгеологія”, Росія.



Рис. 1.6. Гравіметричний комплекс “ГРІН-2000”

Чутливий елемент – два кварцових датчика з рідинним демпфуванням з форсуючим зворотним зв’язком. Цей зв’язок забезпечує широку смугу

пропускання для корисного сигналу і сильне зменшення перешкод ... [17]”. В умовах експлуатації на морських судах прилад становить точність 1 мГал, а на літальному апараті – 5 мГал.

7) *Магнітні гравіметри МАГ-1М* (рис. 1.7), *GT-1А*, *GT-2А* розроблені ЗАТ “Гравіметричні технології”, Росія. Чутливий елемент пристрою містить інерційну масу у вигляді плоскої котушки, розміщеної у зазорі диференціальної магнітної системи. Вона складається із чотирьох магнітів. Метод компенсації маятникового моменту в таких гравіметрах виконується: внаслідок взаємодії радіального магнітного поля, Це поле утворюється двома постійними магнітами симетричної конструкції, та контрольного струму, що проходить через котушку чутливого елемента та шляхом повороту постійного магніту відносно маятникового ротора навколо вихідної осі приладу [18] .



Рис. 1.7. Гравіметр МАГ-1М

Перераховані магнітні гравіметри при дослідженні показали точність на рівні 5 мГал.

### 1.3.2. Струнні гравіметри

Перший діючий макет струнного гравіметра був створений у 1948 р. у Кембриджському інституті геодезії і геофізики, а ідея цього приладу була запропонована російськими вченими Л.І. Мендельштамом та Г.П. Папалекси.

Найвідоміший струнний гравіметр – *гравіметр ГСД-М* (рис.1.8), який створений в 1960-их рр. під керівництвом А.М. Лозинської [19, 20].

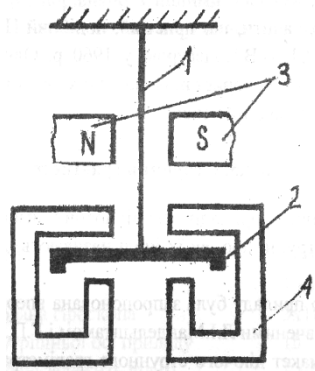


Рис. 1.8. Струнний гравіметр ГСД-М:

1 – струна, 2 – маса, 3 – магніт, 4 – демпферний магніт

Подальші дослідження проводились під керівництвом В.О. Багрянця у Всесоюзному науково-дослідному інституті геофізики [21]. Принципом дії струнних гравіметрів є властивість струни змінювати частоту власних коливань при зміні її натягу. Частота коливань струни пропорційна величині ПСТ.

Вимірювання ПСТ саме цим гравіметром дають точність у межах 8 мГал [4, 20]. У теперішній час є досить відомим та застосовуваним гравіметричний комплекс “ГРАВІТОН-М” (розробка ВНДІ Геофізики, ДНВП “Аерогеофізика” та МДТУ ім. М.Е. Баумана), що включає у себе гіроінерціальну платформу, вимірювальний блок з трьох струнних гравіметрів, двочастотні індикатори приймачів супутникової навігаційної системи GPS, блок реєстрації та обробки даних з відповідним пакетом програм (рис. 1.9) [4, 20].

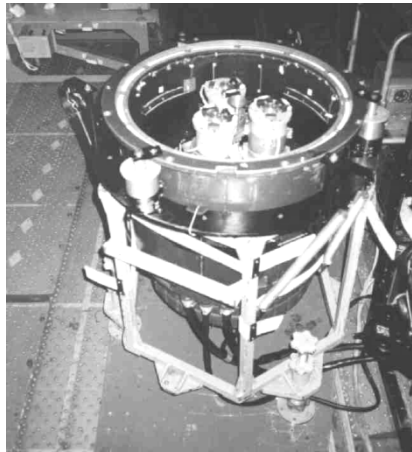


Рис. 1.9. Гравіметричний комплекс “ГРАВІТОН–М”

### 1.3.3. Гіроскопічні гравіметри

Найточнішими гравіметрами АГС є гіроскопічні гравіметри, що мають у своєму складі гіроскопічний маятник. Цей маятник зв'язаний з рамою за допомогою горизонтального осьового підвісу, що перпендикулярний осі обертання гіроскопа.

Гравіметри типу PIGA, розроблені Массачусетським технологічним інститутом. Вони мають високу чутливість та використовуються, як гравіметри АГС так і в якості чутливих елементів систем навігації (точність 3 мГал). Гравіметр такого типу має одну вісь чутливості, що паралельна осі обертання гіроскопа відносно платформи, і вимірює проекцію гравітаційного прискорення на цю вісь. При визначенні напрямку гравітаційної вертикалі потрібно точно стабілізувати вісь чутливості гравіметра у напрямку гравітаційного поля Землі. Обертання гіроскопа навколо осі зовнішньої рамки призводить до появи інструментальних похибок.

На кафедрі приладобудування КПІ ім. Ігоря Сікорського під керівництвом професора Безвесільної О.М. розроблено та досліджено гіроскопічні гравіметри нових типів (на основі ДНГ, ГІЛУ), точність яких в умовах вимірювання на борту ЛА становить 2 мГал [4, 25].

### 1.3.4. П'єзоелектричний гравіметр

На рис. 1.10 зображена конструкція п'єзогравіметра [4].

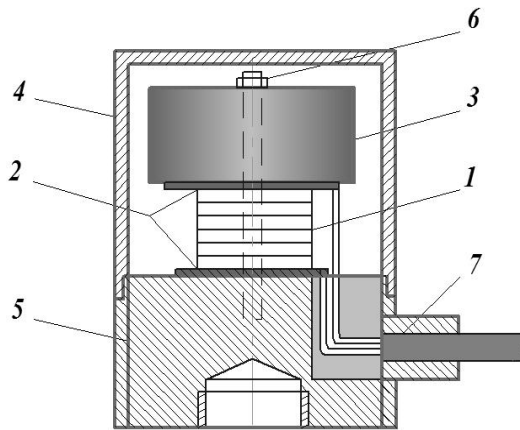


Рис.1.10. Конструкція ПГ:

1 – п'єзоелемент; 2 – ізолятори; 3 – інерційна маса; 4 – герметичний корпус; 5 – основа; 6 – гвинт; 7 – кабель

У якості первинного перетворювача використовується пакет п'єзоелектричних елементів 1, що працює на прямому п'єзоєфекті, ізоляторів 2 на торцях та інерційної маси 3. Первинний перетворювач (чутливий елемент) пружно притиснутий до основи гвинтом 6 для підвищення надійності та міцності конструкції. З пристроєм обробки вимірювальної інформації гравіметр з'єднаний за допомогою кабелю 7.

П'єзоелемент має вигляд багатошарової конструкції (п'єзопакету). П'єзопакет складається із шарів кристалічного ніобіту літію з антипаралельною поляризацією і електродами, відокремленими з'єднувальними шарами. Це можуть бути клейові шари, зварювальні шви або інші контактні з'єднання. Шари ПЕ з'єднані гальванічно-паралельно.

В основу принципу дії ПГ покладено фізичне явище прямого п'єзоєфекту.

Чутливий елемент п'єзогравіметра працює за принципом деформації стиснення-розтягування.

#### 1.4. Сучасні вимоги до точнісних характеристик гравіметрів АГС

Проведений аналіз гравіметрів АГС, показав що, точність авіаційних гравіметричних вимірювань досягає (2 – 10) мГал. Аерогравіметричне вимірювання (зйомка) потребує суттєвого підвищення швидкодії та точності авіаційних гравіметричних вимірювань. Точність вимірювання гравіметром досягається удосконаленням математичної моделі авіаційної гравіметричної системи, розвитком методів автоматичної компенсації похибок вимірювань  $\Delta g$ , вирішенням проблем фільтрації збурюючих впливів у вихідному сигналі гравіметра АГС.

Дослідження, проведені у 1995 р. проф. В. Р. Грамертом [30] та Дж. К. Харисоном [31] у США, показали, що авіаційні гравіметричні роботи по визначенню вертикальної складової вектора гравітаційного прискорення будуть доцільними лише тоді, коли точнісні дані від АГС будуть рівними 2 мГал [32]. А порівняльний аналіз існуючих типів АГС, проведений проф. Дж. Ханнахом (Університет Отаго, Нова Зеландія) у 2001 р. показав, що їх вищезгадана точність досягається лише за рахунок здійснення десятків польотів за однаковим маршрутом. Точність сучасних АГС обмежена вихідною точністю гравіметра АГС, а не точністю роботи навігаційної системи [4, 26].

У кінцевому результаті можна зробити висновок, що для значного покращення точнісних характеристик АГС наразі критичним є досягнення точності гравіметра АГС до 1 мГал.

### **1.5. Порівняльні характеристики існуючих гравіметрів АГС та обґрунтування доцільності розробки нового двоканального ПГ**

Описаним вище відомим гравіметрам АГС притаманні як відображені вище переваги, так і суттєві недоліки (див. табл. 1.1), серед яких основними є:

- 1) необхідність застосування процедури фільтрації вихідного сигналу гравіметра АГС;
- 2) низька точність вимірювання ((2 – 10) мГал);
- 3) нестабільність статичного передатного коефіцієнта гравіметра АГС, що спричинюється змінами властивостей конструктивних елементів гравіметра;
- 4) невисока швидкодія та відсутність можливості оперативної обробки інформації в реальному часі та інші.

Вказані недоліки можливо вирішити, якщо у якості гравіметра автоматизованої АГС застосувати двоканальний п'єзоелектричний гравіметр [33].

Доцільність досліджень у цьому напрямку підтверджується тим, що п'єзоелектричні чутливі елементи вважаються найкращими для застосування у якості чутливих елементів у системах інерціальної навігації та у системах керування балістичними ракетами. Ці пристрої конструювались для використання у складних динамічних умовах (перенавантаження по осі вимірювання понад 50 g; діапазон температур: (- 80 ... +200) °С; тиск повітря у негерметизованих відсіках: (700..800) мм рт.ст. біля поверхні Землі та 10<sup>-6</sup> мм рт.ст. на висоті 200км). Динамічні умови на літаку при виконанні гравіметричних вимірювань є набагато простішими [4]. Саме тому автором прийнято рішення про проведення більш ґрунтовних досліджень стосовно



доцільності застосування у якості гравіметра автоматизованої АГС саме п'єзоелектричного гравіметра.

Таблиця 1.1

**Порівняльні характеристики існуючих гравіметрів АГС**

<b>Тип гравіметра</b>	<b>Приклад</b>	<b>Принцип дії</b>	<b>Точність вимірювань g мГал</b>	<b>Недоліки</b>	<b>Переваги</b>
<b>Кварцові</b>	ГІ 1/1	Маятниковий момент діє на кварцову пластину після чого виникає електричний заряд, пропорційний прискоренню сили тяжіння (ПСТ)	6	Недостатня точність та швидкодія, низька чутливість, велика постійна часу, не використовуються для вимірювань постійних та повільно змінних сигналів	Практично виключено похибку від впливу горизонтальних прискорень
	«Чекан-АМ»		6		
	«ГРІН-2000/М»		5		
<b>Пружинні</b>	L-R-S	Компенсація моменту за допомогою вертикальної пружини	10	Недостатня точність та швидкодія, дрейф пружних властивостей пружного елементу дуже важко спрогнозувати	Мала вага, автоматичне шумозаглушення, низький залишковий дрейф, відсутність впливу тиску, магнітного поля, температури
	GSS		10		
	МАГ-1А	Компенсація моменту, створеного	8	Недостатня точність та швидкодія, нестабільність	Мала вага, габарити, висока чутливість,

<b>Магнітні</b>	GT-1A	ПСТ, за допомогою магнітної або електромагнітної пружини	8	магнітних властивостей постійного магніту	мала стала часу, зручний вихідний час
	GT-2A		8		
<b>Струнні</b>	«ГРА-ВІ-ТОН-М»	Вимірювання ПСТ зводиться до вимірювання частоти коливань струни	5	Недостатня точність, швидкодія, чутливість до змін вібрацій, температур, вплив барометричного ефекту, нестабільність пружних властивостей струни, нелінійність та можливість резонансів у простому виконанні	Майже необмежений діапазон вимірювання вхідних величин, мала стала часу, висока чутливість, частотний вихідний сигнал, який можна точно виміряти та проінтегрувати
	ГСД-М		8		
<b>Гіроскопічні</b>	RIGA 16, 25 (науковий прототип) ГІЛП	Маятниковий момент перетворюється у героскопічний. Вихідний сигнал пропорційний ПСТ	2-3	Недостатня точність та швидкодія, висока вартість, складність конструкції, необхідність допоміжних пристроїв, наявні інструментальні похибки, необхідність дуже точної стабілізації осі чутливості	Незалежність від постійної напруги чи низько частотних параметричних умов електроніки, вібростійкість, відносно висока чутливість

П'єзо-електричні	ПГ	Принцип дії п'єзогравіметра оснований на фізичному явищі прямого п'єзоефекту	2	Недостатня точність та швидкодія, висока собівартість, немає компенсації інструментальних похибок та залишкових похибок від впливу вертикального прискорення	Малі габарити, та вага, висока чутливість, стійкість показань
------------------	----	--	---	--	---

Таким чином, з табл. 1.1 видно, що відомі гравіметри мають недостатню точність (2-10 мГал) та швидкодію. Найбільш перспективним є п'єзоелектричний одноканальний гравіметр [34]. Однак цей ПГ також має недоліки: відсутня компенсація інструментальних похибок та залишкових похибок від впливу вертикального прискорення. Тому перспективним є дослідження можливості та доцільності використання двоканального п'єзоелектричного гравіметра [39].

Чітко сформулюємо умови, за якими будемо аналізувати роботу нового ПГ, базуючись на результатах досліджень [4]. Роботу ПГ автоматизованої АГС будемо аналізувати при таких можливих параметрах віброприскорень: амплітудах по повздовжній осі – до 0.7 g, по поперечній і нормальній осях – до g і переважних частотах біля 1640 с<sup>-1</sup> для поступальних віброприскорень; амплітудних кутах никання – до 65', тангажу – до 34', крену – до 147' і переважних частотах біля 0.02 с<sup>-1</sup> для кутових віброприскорень.

У [4], [9] визначено, що гравіметр АГС (досліджуваний ПГ також) встановлюється у зоні літака, віддаленій від шуму та вібрації двигунів.

## 1.6. Двоканальний п'єзоелектричний гравіметр автоматизованої АГС

Визначені у попередньому параграфі узагальнені недоліки існуючого одноканального п'єзогравіметра АГС [34] повністю або частково усуваються за рахунок того, що у якості гравіметра АГС застосовується двоканальний ПГ.

Принциповим недоліком одно канального п'єзогравіметра АГС є низька точність вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння (ПСТ).

У даній дисертаційній роботі **поставлено задачу** вдосконалення автоматизованої АГС для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння шляхом використання *чутливого елемента гравіметра*, виконаного за двоканальною схемою. АГС містить вимірювач висоти та систему визначення навігаційних параметрів. Гравіметр встановлений на двовісній гіростабілізованій платформі. Виходи АГС підключені до входів бортової цифрової обчислювальної машини.

Чутливий елемент гравіметр представляє собою два ідентичні п'єзоперетворювачі зібрані по двоканальній схемі. П'єзоперетворювач - це пакет п'єзопластин з встановленою на ньому, через пружинний елемент, інерційною масою. П'єзоперетворювачі обох каналів розташовані зеркально та співвісно один відносно одного. Виходи з п'єзопластин п'єзоперетворювачів (ПП) обох каналів з'єднані з входами операційного підсилювача. Вихідний сигнал з ПП пропорційний подвоєному сигналу PST подається до БЦОМ через аналогово-цифровий перетворювач (АЦП).

У БЦОМ виконуються розрахунки для визначення значення аномалій PST за відповідним алгоритмом [104]. В алгоритмі враховується поправка на вплив похибки від переносної (відносно гравіметра) кутової швидкості обертання Землі.

Відсутність у вихідному сигналі гравіметра системи-винаходу сигналів інструментальних похибок забезпечується завдяки використанню додатково введеного другого каналу вимірювання. Під інструментальними похибками розуміємо залишкову не ідентичність конструкцій однакових конструктивних елементів (п'єзопластин та інерціальних мас), вплив зміни температури, тиску та вологості зовнішнього середовища, які можуть бути значними. Усунення впливу вертикального прискорення ЛА на покази гравіметра відбувається за рахунок: 1 – використанню другого ідентичного каналу вимірювання; 2 – встановлення частоти власних коливань ПЕ гравіметра рівній частоті перетину спектральних інтенсивностей корисного сигналу ПСТ та сигналу основної завади вертикального прискорення ЛА (як у прототипі). Для обробки сигналів використовують аналогово-цифровий перетворювач (підсилення та складання вихідних аналогових сигналів обох каналів гравіметра) та операційний підсилювач (перетворення сигналу у цифровий код). У БЦОМ при розрахунку враховується значення аномалій прискорення сили тяжіння, з коригуванням впливу похибки від переносної (відносно гравіметра) кутової швидкості.

Отже, запропонована АГС для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння забезпечує значне підвищення точності вимірювання аномалій ПСТ.

**Принцип дії двоканального ПГ** пояснюється кресленням (рис. 1.11), де зображено структурну схему АГС для вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння.

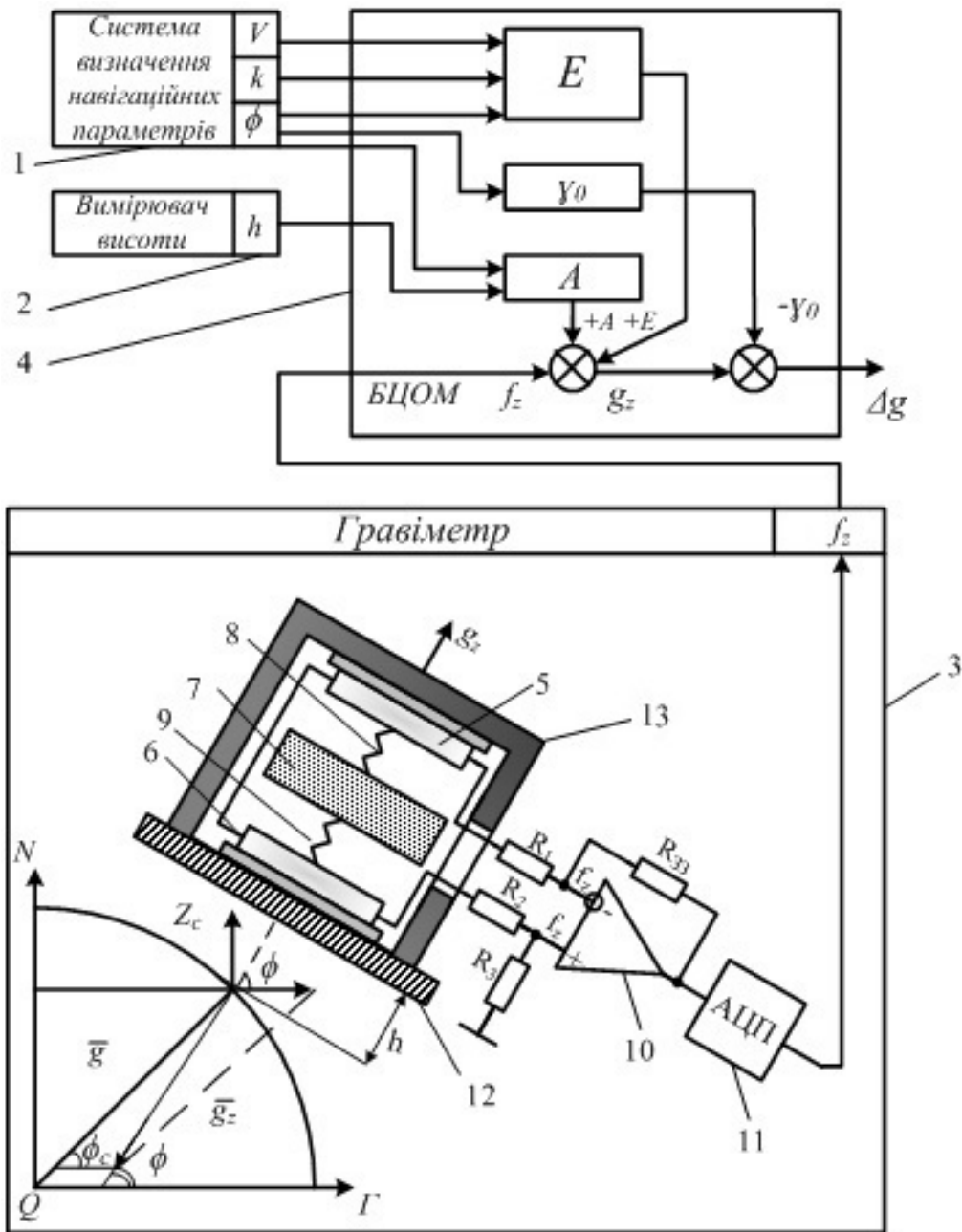


Рис. 1.11. Двоканальний п'єзоелектричний гравіметр автоматизованої АГС

Авіаційна гравіметрична система (АГС) для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння складається з системи визначення навігаційних параметрів 1, вимірювача висоти 2 та гравіметра 3, встановленого на двовісній стабілізованій платформі 12, виходи яких підключені до входів БЦОМ 4.

Чутливий елемент (ЧЕ) гравіметра 3 розміщено у герметичному корпусі 13 і виконано за двоканальною схемою. В кожному каналі встановлено по одному п'єзоелементу 5 і 6, що є ідентичними і виготовлені у вигляді пакету п'єзопластин. Ідентичні інерційні маси 7 через пружини 8 та 9 розміщені на пакетах п'єзопластин п'єзоелемента 5 одного, та 6- другого каналу. Виходи п'єзопластин обох каналів з'єднуються з входами операційного підсилювача 10, вихід якого з'єднується через аналогово-цифровий перетворювач (АЦП) 11 із входом БЦОМ 4.

АГС для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння працює наступним чином.

На п'єзоелементи одного й другого каналів діє ПСТ  $g_z$ , вертикальне прискорення  $\Delta\ddot{z}$  літака та інструментальні похибки  $\Delta i$ , а саме від впливу залишкової неточності виготовлення конструкцій однакових пакетів п'єзопластин, від впливу зміни температури, вологості, мас, тиску зовнішнього середовища. Якщо спроеціювати всі ці впливи на вимірювальну вісь  $Oz$  гравіметра та врахувати те, що пакет п'єзоелемент 6 працює на стиснення, а другий пакет п'єзоелемент 5 – на розтяг, то отримаємо [104]:

$$u_1 = k (mg_z + m\Delta\ddot{z} + \Delta i);$$

$$u_2 = k (mg_z - m\Delta\ddot{z} - \Delta i).$$

де  $u_1$  – вихідний електричний сигнал пакету п'єзопластин одного каналу;

$u_2$  – вихідний електричний сигнал пакету п'єзопластин іншого каналу;

$k$  – п'єзоелектрична стала;

$m$  – вага інерційної маси.

Вихідні електричні сигнали  $u_1$  та  $u_2$  пакету п'єзопластин обох каналів сумуються в операційному підсилювачі 10:

$$u_\Sigma = u_1 + u_2 = 2kmg_z, \quad (1.1)$$

де  $u_\Sigma$  – вихідний сигнал операційного підсилювача 10.

Для здійснення процесу додавання двох сигналів, з обох каналів, необхідно з'єднати виходи п'єзопластин таким чином, що одна з напруг буде додатною інша від'ємною. У цьому випадку механізм формування вихідного сигналу математично буде описуватися наступним чином :

$$U_o = f_z = (U_2 - U_1) \cdot \frac{R_{33}}{R_1}. \quad (1.2)$$

Якщо напруга  $U_1$  є від'ємною, то формула набуває вигляду:

$$U_o = f_z = (U_2 + U_1) \cdot \frac{R_{33}}{R_1} = (2U_1) \cdot \frac{R_{33}}{R_1}. \quad (1.3)$$

Вихідний сигнал операційного підсилювача 10  $U_o$  подається на АЦП 11, де перетворюється з аналогову у цифровий та надходить до БЦОМ 4.

На вхід БЦОМ 4, подаються вихідні сигнали від системи визначення навігаційних параметрів 1 та вимірювача висоти 2 та вихідний сигнал гравіметра 3. БЦОМ 4 на основі отриманих даних вираховує аномалії  $\Delta g$  прискорення сили тяжіння за формулою [9]:

$$\Delta g = f_z + E + A - \gamma_0, \quad (1.4)$$

де  $f_z$  – вихідний сигнал гравіметра 3;

$A$  – поправка за висоту;

$E$  – поправка Етвеша;

$\gamma_0$  – довідкове значення прискорення сили тяжіння.

До формули визначення аномалії  $\Delta g$  прискорення сили тяжіння (1.4) необхідно включити поправку, що враховує **вплив похибки від переносної (відносно гравіметра) кутової швидкості обертання Землі.**

Похибки від переносної кутової швидкості  $\omega_z$  визначаються [9]:

$$\Delta_3 = K_{III} \omega_3; \quad (1.5)$$

$$\delta_3 = \frac{\Delta_3}{\alpha_{кор}} \cdot 100\%, \quad (1.6)$$

де  $K_{III}$  – коефіцієнт передачі гравіметра;  $\alpha_{кор}$  – корисний сигнал гравіметра;  $\omega_3$  – швидкість обертання Землі.



Визначимо аналітичний вираз похибки  $\Delta_3$ . Необхідно врахувати, що вертикальна складова переносної кутової швидкості головної осі спричинена обертанням Землі і власним рухом літака:

$$\omega_z = \omega_3 \sin \varphi + \frac{v_y}{r} \operatorname{tg} \varphi; \quad (1.7)$$

$$v_y = r \dot{\lambda} \cos \varphi; \quad (1.8)$$

$$\frac{v_y}{r} \operatorname{tg} \varphi = \dot{\lambda} \sin \varphi. \quad (1.9)$$

де  $v_y$  – східна складова шляхової швидкості літака;  $\dot{\lambda}$  – швидкість зміни довготи;  $r$  – геоцентричний радіус Землі.

Із урахуванням (1.9) можна представити вираз (1.7) у вигляді:

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi. \quad (1.10)$$

У загальному випадку руху ЛА що обертається навколо осі  $Oz$  з кутовою швидкістю  $\dot{k}$ , тоді

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi + \dot{k}, \quad (1.11)$$

де  $\dot{k}$  – курсовий кут у площині горизонту, що відлічується за рухом годинникової стрілки у напрямку на північ по повздовжній осі об'єкта.

Враховуючи вираз (1.11) запишемо вираз (1.5) у вигляді:

$$\bar{\Delta}_3 = K_{III} [(\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi + \dot{k}]. \quad (1.12)$$

Звідси середнє значення абсолютної похибки  $\bar{\Delta}_3$ :

$$(t_2 - t_1) \bar{\Delta}_3 = K_{III} [k(t_2) - k(t_1)] + K_{III} \int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin \varphi(t) dt + K_{III} \int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda}(t) \sin \varphi(t) dt, \quad (1.13)$$

де  $(t_2 - t_1)$  – інтервал усереднення.

Таким чином, БЦОМ 4 буде визначати значення аномалії  $\Delta g$  прискорення сили тяжіння за виразом:

$$\Delta g = f_z + \Delta_3 + E + A - \gamma_0. \quad (1.14)$$

У результаті, двоканальний п'єзогравіметр (ДПГ) авіаційної гравіметричної системи забезпечує значне підвищення точності вимірювань аномалій ПСТ.

### 1.7. Визначення вихідного сигналу авіаційної гравіметричної системи (АГС) із двоканальним п'єзоелектричним гравіметром (ДПГ)

У роботі [1] отримано рівняння руху АГС:

$$f_z = g_z - \frac{v^2}{r} + 2e \frac{v^2}{r} \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] - 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi +$$

$$+ 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi - 2 \frac{\gamma_0 h}{r} - \omega_3^2 h \cos^2 \varphi + \ddot{h}, \quad (1.15)$$

де  $f_z$  – вихідний сигнал гравіметра;  $g_z$  – ПСТ вздовж осі чутливості гравіметра;  $r$  – радіус місцезнаходження ЛА;  $v$  – швидкість ЛА;  $e$  – стиск еліпсоїда;  $k$  – курс ЛА;  $\varphi$  – географічна широта;  $\omega_3$  – кутова швидкість обертання Землі;  $h$  – висота літального апарату над еліпсоїдом;  $\dot{h}$  – вертикальна швидкість ЛА;  $\ddot{h}$  – вертикальне прискорення літального апарату;  $\gamma_0$  – довідкове ПСТ.

У рівнянні (1.15) усі члени за винятком  $g_z$  є перешкодами.

Запишемо рівняння (1.16) в іншій формі:

$$g_z = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi -$$

$$- 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \ddot{h}. \quad (1.16)$$

Рівняння руху АГС для визначення аномалії ПСТ  $\Delta g$  з урахуванням того, що аномалія ПСТ дорівнює різниці ПСТ вздовж осі чутливості ПГ та довідковим значенням ПСТ, набуває вигляду:

$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi -$$

$$- 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \ddot{h} - \gamma_0. \quad (1.17)$$

ПГ у складі АГС виконує функції як чутливого елемента, так і фільтра збурюючи вертикальних прискорень низьких частот [33], тому рівняння руху АГС із ПГ для визначення аномалії ПСТ матиме вигляд:

$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi -$$

$$- 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \gamma_0. \quad (1.18)$$

У рівнянні (1.18) відсутнє вертикальне прискорення  $\ddot{h}$ .

Перепишемо рівняння руху АГС із ПГ у вигляді:

$$\Delta g = f_z + E + A - \gamma_0, \quad (1.19)$$

де  $f_z$  – вихідний сигнал п'єзогравіметр АГС;

$$E = \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi \quad -$$

поправка Етвеша;  $\gamma_0 = \gamma_{0e} (1 + 0,0052884 \sin^2 \varphi - 0,0000059 \sin^2 2\varphi)$  – довідкове

значення ПСТ;  $A = 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi$  – поправка на висоту;  $\gamma_{0e} = 9,78049 \text{ м/с}^2$

– довідкове екваторіальне значення ПСТ.

Проаналізувавши рівняння руху АГС визначаємо, що АГС складається із підсистем, що виконують наступні функції: визначають координати місцезнаходження і швидкості, вимірюють висоту, стабілізують вісь чутливості п'єзогравіметра у положення вертикалі, вимірюють прискорення сили тяжіння, здійснюють обчислювальні операції. Вираз (1.8) можна представити функціональною схемою, зображеною на рис. 1.12.

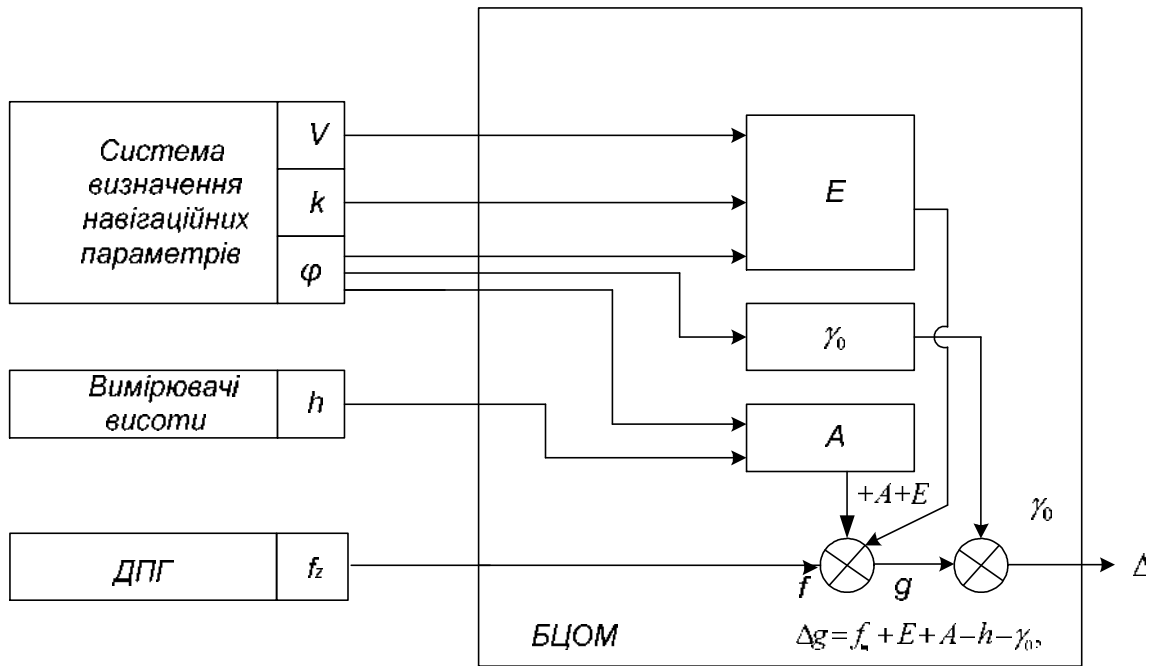


Рис.1.12. Функціональна схема автоматизованої АГС із ДПГ

## 1.8. Висновки до розділу 1

1.8.1. Проаналізувавши існуючі типи гравіметрів, що застосовуються у сьогоденні при проведенні авіаційних гравіметричних вимірювань, виявлено їх недоліки:

- 1) низька точність вимірювання (2-10 мГал);
- 2) обов'язкове застосування фільтрації вихідного сигналу п'єзогравіметра АГС;
- 3) зміни властивостей конструктивних елементів спричиняє нестабільність статичного передатного коефіцієнта п'єзогравіметра АГС;
- 4) невисока швидкодія та неможливість обробки інформації в реальному часі.

1.8.2. Визначено сучасні точнісні вимоги до гравіметрів АГС. Для суттєвого покращення характеристик точності АГС наразі критичним є досягнення точності гравіметра АГС величиною у 1 мГал.

1.8.3. Запропоновано для розробки новий двоканальний п'єзоелектричний гравіметр АГС, особливості якого дозволяють подолати всі вищезгадані недоліки існуючих гравіметрів АГС.

## РОЗДІЛ 2

### МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ДВОКАНАЛЬНОГО П'ЄЗОЕЛЕКТРИЧНОГО ГРАВИМЕТРА АГС

У літературі [35-37] немає опису математичної моделі нового двоканального п'єзоелектричного гравіметра АГС. Тому мета даного розділу – отримати математичну модель ДПГ.

Задачі розділу: отримати математичну модель ДПГ; вивести основне робоче рівняння руху АГС із ДПГ; проаналізувати існуючі перспективні п'єзоматеріали та обґрунтувати їх вибір для двоканального п'єзоелектричного гравіметра, розглянути конструктивні схеми розміщення основних елементів у конструкції ДПГ; навести основні елементи розрахунків ДПГ; визначити основні характеристики ДПГ. У відомій літературі [35-37 та інш.] немає вирішення перелічених задач, тому вирішення їх автором є новим.

Результати досліджень даного розділу висвітлено у публікаціях автора [ 39, 40,74, 81].

#### **2.1. Огляд наукових праць, присвячених п'єзоперетворювачам**

На сьогоднішній день п'єзоперетворювачі використовують для визначення внутрішніх дефектів твердих тіл за допомогою ультразвукових хвиль, для вимірювання швидкості ультразвуку, а також у медицині, машинобудуванні, геофізиці, геодинаміці та інш. Інтенсивні розробки нових типів п'єзоперетворювачів проводяться і в Україні. Сьогодні широковідомі наступні наукові праці українських учених.

У підручниках Шарапова В.М. [52,53] та у статтях [54,55] наведено інформацію про п'єзоелектричні перетворювачі для вимірювання різних фізичних величин. Особливу увагу приділено п'єзоелектричним акселерометрам. Описано всі типи конструкцій п'єзоелектричних акселерометрів, наведено алгоритми розрахунку їх основних параметрів. Проведено аналіз існуючих на сьогодні видів п'єзокерамічних матеріалів та

описано їх фізичні властивості. Розглянуто можливість використання у конструкціях п'єзоелектричних перетворювачів зворотного зв'язку, основанийого на зворотному п'єзоєфекті. Розроблено методи підвищення чутливості, надійності і стабільності параметрів п'єзоелемента, методи зменшення синфазних і вібраційних перешкод. У деталях описано монолітні і багатоелементні акселерометри з мономорфними, біморфними і триморфними чуттєвими елементами. Однак, відсутня інформація про можливість використання п'єзоелектричних акселерометрів у ролі авіаційних гравіметрів для вимірювань прискорення сили тяжіння.

У науковій роботі Кошового М.Д. [56] розглянуто способи розташування електродів між шарами п'єзоелементів, які утворюють п'єзоелектричну активну ділянку, працюючу на прямому та зворотному повздовжньому п'єзоєфекті. Надано рекомендації щодо вибору форми електродів та їх геометричних розмірів. Однак, дана інформація стосується лише п'єзоприводів. А вже у підручнику [57] викладено теоретичні основи, принцип роботи, описано конструкції та характеристики датчиків різних фізичних величин, у тому числі й п'єзоперетворювачів. Проте в обох роботах не розглянуто алгоритми визначення кількості п'єзопластин у п'єзоелементі, розрахунку їх основних параметрів. Не розглянуто можливість застосування п'єзоперетворювачів у гравіметрії у якості чутливого елемента АГС.

У монографії Петренка С.Ф. [58] описано нові типи п'єзоелектричних двигунів, принцип їх роботи та особливості конструкції. Відображено новий напрямок мікроманіпуляторів із п'єзоелектричним двигуном для клітинних- та нанотехнологій. Детальна увага приділена проектуванню п'єзоелемента, а саме визначенню його власної частоти, параметрів зміщення контактних площин, максимуму деформації. Але не обґрунтовано доцільність використання п'єзоєфекту у конструкціях датчиків для вимірювань прискорення сили тяжіння, не наведено методи зменшення власної частоти п'єзоелемента.

У підручниках Безвесільної О.М. [59,60] викладено загальну характеристику п'єзоелектричних перетворювачів, надано принцип їх дії та особливості роботи. Описано методи підвищення їх чутливості та процес розряджання п'єзопакету. Визначені вимоги до вимірювальної схеми п'єзоперетворювачів. Наведено приклади практичного застосування п'єзоперетворювачів, а саме для вимірювання коливань тиску, прискорення, вібрації. Детально розглянуто види конструкцій п'єзоакселерометрів. Надано рекомендації щодо проведення експериментальних досліджень п'єзоакселерометрів та розрахунку основних похибок. Однак, у підручнику не обґрунтована доцільність використання п'єзоперетворювачів в якості гравіметрів для вимірювань прискорення сили тяжіння, що є на сьогодні, безсумнівно, актуальним.

У підручнику Володарського Є.Т. та Кухарчука В.В. [61] наведено сучасні підходи до оцінювання результатів вимірювань, основні поняття метрології, метрологічної атестації засобів вимірювальної техніки. Висвітлені принципи побудови електромеханічних, цифрових, електронних і мікропроцесорних засобів вимірювань, інформаційно-вимірювальних систем. Розглянуто методи і засоби вимірювання електричних, магнітних та неелектричних величин. Описано принцип роботи ємнісних, індуктивних, індукційних, резистивних та п'єзоелектричних перетворювачів. Однак, у підручнику розглянуто використання п'єзоелектричних перетворювачів лише у якості акселерометрів, не вказано на можливості їх використання у якості авіаційних гравіметрів для вимірювань прискорення сили тяжіння.

У статті Підченка С.К. [62] розглянуто особливості визначення силочастотних характеристик кварцових резонаторів на основі розрахунку розподілу механічних напруг ПЕ під дією зовнішніх вібраційних впливів. Визначені співвідношення, які характеризують чутливість модулів пружності кристалу кварцу до зовнішніх механічних впливів. Проведено відповідне математичне моделювання у програмному середовищі Matlab. Запропоновано



методику оцінки теплового стану ПЕ, надано рекомендації по зменшенню похибки ПЕ від впливу температури. Однак, відсутні дослідження залежності характеристик ПЕ від зміни атмосферного тиску та інших факторів зовнішнього середовища. Не надано рекомендації щодо вибору матеріалу ПЕ. Досліджено температурну залежність лише кварцу, який не є найкращим п'єзоматеріалом для конструкції чутливого елемента авіаційного ПГ через низьке значення п'єзомодуля.

У статті Рибіцького І.В. [63] проведено аналіз проблем, які виникають при розробці безконтактних ультразвукових п'єзоперетворювачів. Розроблено математичну модель узгоджуючого шару ультразвукового п'єзоперетворювача. Проведено порівняльний розрахунок втрат енергії акустичних коливань для двох п'єзоперетворювачів із різними узгоджуючими шарами при безконтактному способі вимірювання. Проте не проведено аналіз впливу виду узгоджуючого шару між п'єзопластинами на чутливість п'єзоперетворювачів. При розробці безконтактних ультразвукових п'єзоперетворювачів детальна увага приділяється більше міцності, а не чутливості п'єзопакета, що необхідно при конструюванні чутливого елемента ПГ.

Використання датчиків на основі прямого та зворотного п'єзоефектів у різних галузях науки і техніки описано також і у роботах закордонних учених.

У роботі Трофімова А.І. [64] описано у деталях явища прямого та зворотного п'єзоефектів. Проведено аналіз існуючих вимірювальних пристроїв, принцип дії яких оснований на даному фізичному явищі. Встановлено, що п'єзоакселерометри є одними із найпоширеніших датчиків для вимірювань вібрацій та прискорень. На прикладі кристалу кварцу показано головні осі п'єзоелемента: оптичну, електричну та механічну. Наведено основні характеристики найпоширеніших у природі п'єзоматеріалів. Описано процес перетворення у п'єзоелементі механічного напруження, спричиненого прискоренням, у вихідну напругу. Але у роботі не вказана

можливість застосування п'єзоперетворювачів у складі авіаційних гравіметричних систем для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння. Визнано кварц одним із найкращих п'єзоматеріалів, що, на сьогоднішній день, є сумнівним через існування більш кращих за всіма параметрами п'єзоматеріалів (ніобат літію, п'єзокераміка).

У навчальному посібнику та монографії Янчіча В.В. [65,66] у деталях описано фізико-технічні основи роботи та побудови п'єзоелектричних датчиків, призначених для вимірювань вібраційного та ударного прискорення. Наведено приклади розрахунку основних параметрів п'єзоелектричних акселерометрів. Розглянуто способи кріплення п'єзоелектричних акселерометрів на об'єктах дослідження. Однак, не розглянуто доцільність використання п'єзопакета у конструкціях п'єзоелектричних датчиків, способи його виготовлення та алгоритм розрахунку основних електричних параметрів.

У роботі Мітька В.М. [67] розглянуто основні типи конструкцій п'єзоелектричних акселерометрів та надано рекомендації по їх експлуатації. Виведено математичну модель п'єзоелектричного акселерометра та проведено моделювання основних його параметрів у програмному середовищі ANSYS. Проте у даній роботі отримана математична модель лише для п'єзоелектричного акселерометра, яка не може бути використана для аналізу роботи п'єзогравіметра. Це пояснюється тим, що для п'єзоелектричного акселерометра значення прискорення сили тяжіння є завадою, а для п'єзогравіметра – корисним сигналом.

У навчальному посібнику Землякова В.Л. [68] наведено систематизований огляд сучасних методів динамічних вимірювань параметрів п'єзокерамічних матеріалів, елементів і перетворювачів. Розглянуто шляхи реалізації вимірювань і розрахункові співвідношення. Приведено методики вимірювання електричних і механічних параметрів п'єзоматеріалів, коефіцієнта електромеханічного зв'язку п'єзоматеріалу, значення п'єзомодуля. Побудовано частотні та імпульсні характеристики

багатошарового ПЕ. Однак, не надано рекомендації щодо вибору значення п'єзомодуля для конкретних випадків застосування ПЕ (датчики тиску, акселерометри, гравіметри). Поряд із методикою вимірювання електричних параметрів ПЕ відсутні аналітичні розрахунки цих параметрів.

У довіднику Дж. Фрайдена [69] викладено фізичні принципи, методи розробки та варіанти практичного застосування існуючих на сьогоднішній день датчиків для вимірювань тиску, переміщення, швидкості, механічного напруження, витрати рідини та інших фізичних величин. Для вимірювання прискорення рекомендовано використовувати п'єзоакселерометри, вказано їх переваги над іншими типами акселерометрів. Наведено конструктивні схеми деяких моделей п'єзоакселерометрів для вимірювань високочастотних вібрацій.

Але не розглянуто можливість використання п'єзоакселерометрів для вимірювань низькочастотних вібраційних прискорень. Не вказано методи зменшення їх власної частоти та підвищення чутливості. І, звісно, не вказано на можливість застосування п'єзоакселерометрів у якості гравіметрів.

Із наведеного огляду наукових праць видно, що відсутня будь-яка інформація про використання фізичного явища прямого п'єзоефекту для побудови гравіметра авіаційної гравіметричної системи, що є абсолютно новим напрямом і областю застосування п'єзоперетворювачів.

## 2.2. Спрощена математична модель ДПГ

Новий двоканальний п'єзогравіметр складається з пристрою обчислення вихідного сигналу п'єзогравіметра та чутливого елемента, що містить пакети п'єзопластин (рис. 2.1). Чутливий елемент має два канали. В кожному каналі встановлено по одному ідентичному п'єзоелементу, що виготовлені у вигляді п'єзопластин та інерційної маси. Ці п'єзоелементи розташовані дзеркально та співвісні (осі  $Z$ ) відносно один одного. Виходи обох п'єзопластин обох каналів з'єднані з входами суматора. Сигнал суматора

подається на вхід пристрою обчислення вихідного сигналу гравіметра. **Така конструкція гравіметра дозволяє підвищити точність вимірювань гравітаційного прискорення.**

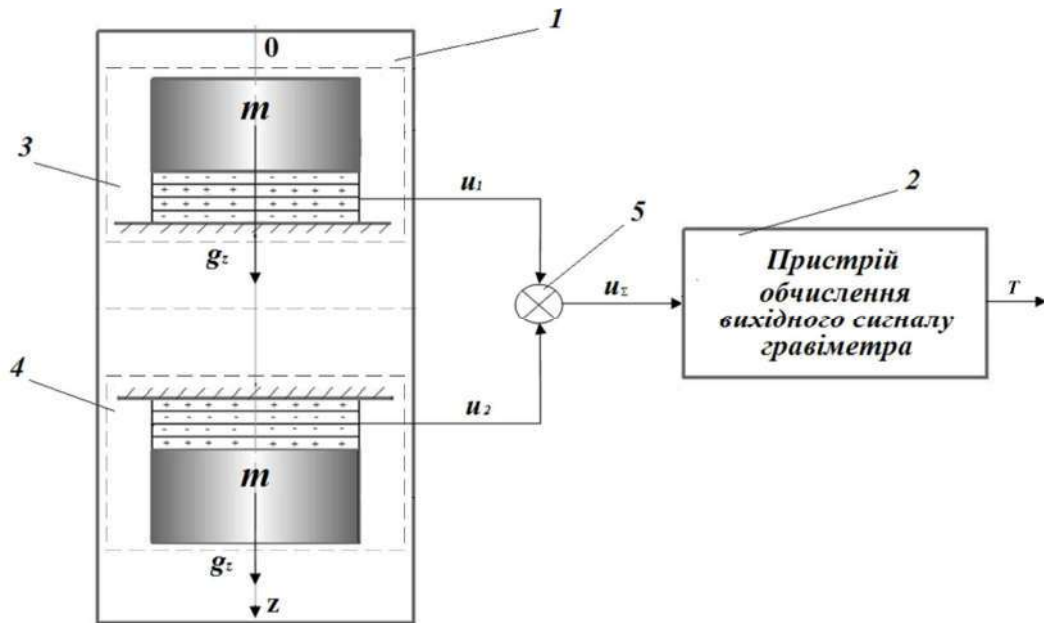


Рис. 2.1. Двоканальний п'єзоелектричний гравіметр

Підвищення точності вимірювання у двоканальному п'єзогравіметрі (ДПГ) забезпечується за рахунок того, що введено другий канал вимірювання. Чутливий елемент у цьому випадку виконано з двома каналами. П'єзоелемент одного каналу, з встановленою ІМ на п'єзопластинах, працює на стиснення. Конструктивно ідентичний йому п'єзоелемент іншого каналу, з встановленою ІМ під п'єзопластинами, працює на розтягування. Вихідні електричні сигнали п'єзопластин обох каналів ЧЕ сумуються у суматорі. Отриманий результуючий корисний електричний сигнал буде пропорційним подвоєному сигналу гравітаційного прискорення. Внаслідок використанню додатково введеного другого каналу вимірювання, забезпечується відсутність у вихідному корисному сигналі нового ДПГ сигналів похибок від впливу вертикального прискорення та інструментальних похибок (похибки, що виникають від залишкової неідентичності конструкцій однакових

п'єзопластин та інерційних мас, від впливу зміни тиску, вологості, температури та зовнішнього середовища, які можуть бути значними.

Отже, запропонований ДПГ забезпечує суттєве підвищення точності вимірювання гравітаційного прискорення.

На рис. 2.1 представлено принцип дії нового гравіметра, на ньому зображено структурну схему двоканального п'єзогравіметра (ДПГ).

У двоканальному п'єзогравіметрі ЧЕ 1 виконано з двома каналами, в кожному з яких встановлено по одному ідентичному п'єзоелементу. П'єзоелементи обох каналів є конструктивно ідентичними і виконані у вигляді п'єзопластин та ІМ, що закріплені одне на одному. П'єзоелемент з ІМ 3 одного каналу розташовано п'єзопластинами вниз, а п'єзоелемент з ІМ 4 іншого каналу розташовано п'єзопластинами вгору (рис. 2.1). Виходи п'єзопластин обох каналів з'єднані з входами суматора 5, вихід якого з'єднаний із входом пристрою 2 обчислення вихідного сигналу гравіметра.

Робота двоканального п'єзогравіметра полягає у наступному.

1. На п'єзоелементи обох каналів діє вертикальне прискорення  $\Delta\ddot{z}$  ЛА, гравітаційне прискорення  $g_z$ , та інструментальні похибки  $\Delta i$  (вплив зовнішнього середовища, вплив зміни вологості, температури та тиску, вплив неточності виготовлення пакетів п'єзопластин обох каналів). Врахувавши, що п'єзоелемент 4 другого каналу – на розтягування, а п'єзоелемент 3 одного каналу працює на стиснення і спроектувавши впливи на вимірювальну вісь  $Oz$ , то отримаємо [35]:

$$\begin{aligned} u_1 &= k(mg_z + m\Delta\ddot{z} + \Delta i); \\ u_2 &= k(mg_z - m\Delta\ddot{z} - \Delta i), \end{aligned} \quad (2.1)$$

де  $u_1$  – вихідний електричний сигнал пакету п'єзопластин одного каналу;

$u_2$  – вихідний електричний сигнал пакету п'єзопластин другого каналу;

$k$  – п'єзоелектрична стала.

$m$  – вага інерційної маси;

Вихідні електричні сигнали  $u_1$  та  $u_2$  пакету п'єзопластин обох каналів сумуються у суматорі 5:

$$u_{\Sigma} = u_1 + u_2 = 2kmg_z, \quad (2.2)$$

де  $u_{\Sigma}$  – вихідний сигнал суматора 5.

Вихідний сигнал  $u_{\Sigma}$  з суматора 5 подається на пристрій обчислення вихідного сигналу п'єзогравіметра 2, де він формується за певний інтервал часу. Як результат отримуємо вихідний сигнал  $T$  пристрою обчислення вихідного сигналу гравіметра 2, що представляє собою подвоєний сигнал гравітаційного прискорення. У цьому сигналі повністю відсутні інструментальних похибок  $\Delta i$  та похибки вимірювань, які спричинені впливом вертикального прискорення  $\Delta \ddot{z}$ . Точність двоканального п'єзогравіметра значно підвищиться.

Для суттєвого покращення точності АГС запропоновано новий ДПГ. Показано, що реальним є досягненням точності п'єзогравіметра АГС величиною у 1 мГал, шляхом компенсації інструментальних похибок (вплив зовнішнього середовища, вплив зміни вологості, температури та тиску, вплив неточності виготовлення пакетів п'єзопластин обох каналів).

### **2.3. Механічна та математична моделі двоканального п'єзоелектричного гравіметра**

При дії ПСТ на його чутливу масу коливальної системи ДПГ виникають вимушені коливання.

Колівальна система ДПГ складається з наступних елементів: інерційна маса ( $m$ ), демпфіруючий елемент ( $n$ ) та елемент жорсткості ( $k$ ). Повітря виступає у якості демпфіруючого елемента, створюючи опір рухові інерційної маси. Елемент жорсткості характеризується пружними властивостями пружного елемента [60, 65].

Запропонована коливальна система є ефективною за визначених умов:

- рух ІМ в інерціальній системі відліку відбувається вздовж осі z-z, що перпендикулярна площині встановлення ПГ;
- маса пружного елемента є незначною і набагато менша за ІМ;
- маса чутливого елемента, коефіцієнт пружності та демпфірування є незмінними у часі;
- у межах можливих коливань, сила пружності пропорційна деформації пружного елемента;
- опора, ІМ та інші складові ПГ є недемпфированими.

Для одного чутливого елемента ДПГ рух інерційної маси із прискоренням  $g_z$  забезпечує сила, що пов'язана з ним згідно з другого закону Ньютона:

$$G = mg_z, \quad (2.3)$$

де  $G$  – сила, яка діє на інерційну масу;  $m$  – величина ІМ.

На ІМ під час руху діють також інерційна сила від дії вертикального прискорення ЛА, сила опору руху та сила пружності ПЕ.

Сила пружності ПЕ, відповідно до закону Гука, дорівнює:

$$F_{np} = -kx, \quad (2.4)$$

де  $F_{np}$  – сила пружності пружного елемента;  $k$  – коефіцієнт пружності, що залежить від властивостей пружного елемента;  $x$  – зміщення інерційної миси ПГ відносно нульового положення.

Сила опору руху інерційної маси:

$$F_{op} = -n \frac{dx}{dt}, \quad (2.5)$$

де  $F_{op}$  – сила опору руху інерційної маси;  $n$  – коефіцієнт опору (затухання).

З урахуванням (2.3), (2.4) і (2.5) отримаємо:

$$mg_z = -n \frac{dx}{dt} - kx. \quad (2.6)$$

Кінцеве рівняння руху п'езографіметра із врахування інерційної сили

$F_i = m \frac{d^2x}{dt^2}$  отримає вигляд:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + n \frac{dx}{dt} + \kappa x = -mg_z. \quad (2.7)$$

Надалі, двома першими складовими, будемо нехтувати через інерційність конструкції ПГ.

Рівняння руху п'єзогравіметра в умовах вимірювання на Землі, буде  $g_z = -\frac{\kappa}{m}x$ . В умовах роботи ПГ на літаку складову  $m \frac{d^2 x}{dt^2}$  необхідно враховувати.

Аналогічно для другого ЧЕ ДПГ кінцеве рівняння руху матиме вигляд:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + n \frac{dx}{dt} + \kappa x = -mg_z. \quad (2.8)$$

Через інерційність конструкції п'єзогравіметра, двома першими складовими надалі будемо нехтувати, як і у першому випадку.

Рівняння руху для ЧЕ другого каналу ДПГ в умовах установки на Землі, виглядає:  $g_z = -\frac{\kappa}{m}x$ .

*Для двоканального п'єзогравіметра в умовах розташування на Землі*

$$g_z = -2 \frac{\kappa}{m}x.$$

В умовах розташування ДПГ на літальному апараті складову  $m \frac{d^2 x}{dt^2}$  необхідно враховувати.

Скориставши до виразу (2.8) перетворення Лапласа отримаємо:

$$mp^2 x(p) + npx(p) + \kappa x(p) = -2mg_z(p), \quad (2.9)$$

де  $x(p)$  – зображення по Лапласу зміщення інерційної маси;  $g_z(p)$  – зображення по Лапласу ПСТ уздовж осі чутливості ДПГ.

Передатня функція  $W(p)$  ДПГ по каналу ПСТ–зміщення інерційної маси:

$$W(p) = \frac{x(p)}{g_z(p)} = \frac{-2m}{mp^2 + np + \kappa}. \quad (2.10)$$



Враховуючи, що вихідна напруга ДПГ прямо пропорційна зміщенню ІМ та використовуючи вираз (2.10), запишемо передатну функцію ДПГ по каналу ПСТ, що є вихідною напругою:

$$W_{\text{ПГ}}(p) = \frac{2K_{\text{ПГ}}}{T_1 p^2 + T_2 p + 1}, \quad (2.11)$$

де  $W_{\text{ПГ}}(p)$  – передатна функція ДПГ по каналу ПСТ–вихідна напруга;  
 $T_1$  і  $T_2$  – коефіцієнти, що визначають постійні часу об'єкта другого порядку;  
 $K_{\text{ПГ}}$  – статичний коефіцієнт передачі ДПГ.

Якщо розділити рівняння руху ДПГ (2.8) на  $m$ , то отримаємо [61]:

$$\ddot{x} + 2 \cdot \xi \omega_0 \dot{x} + \omega_0^2 x = -2g_z, \quad (2.12)$$

де  $\xi$  – коефіцієнт демпфування;  $\omega_0$  – власна частота ДПГ.

Як показано у [52, 59] коефіцієнт демпфірування ДПГ (п'єзоакселерометра) є нелінійною функцією, що залежить від пружних та п'єзоелектричних властивостей ПЕ.

Перезапишемо рівняння (2.12) у вигляді [4]:

$$m\ddot{x} + \dot{x}[2n - L \sin(\omega t + \varepsilon)] + \omega_0^2 x = N \sin \omega t, \quad (2.13)$$

де  $L = m w_a$ ,  $N = m w_b$  – параметри вібрації;  $w_a$ ,  $w_b$  – амплітуди вібраційних прискорень.

Враховуємо, що  $M(t) = 2n - L \sin(\omega t + \varepsilon)$ , а  $D(t) = \omega_0^2$ , тоді

$$\ddot{x} + \dot{x}M(t) + D(t)x = 0, \quad (2.14)$$

де  $M(t)$  та  $D(t)$  – Т-періодичні функції.

Рівняння вигляду (2.14) без зміни характеристик показників можна звести до аналогічного, де  $M(t) = \text{const}$ .

Нехай

$$\int_0^t M(t_1) dt_1 = \Psi t + M_1(t), \quad (2.15)$$

де  $\Psi = 2n$ ;  $M(t_1) = \int_0^t (M(t_1) - \Psi) dt = \frac{L}{\omega} \cos(\omega t + \varepsilon)$ .

Змінюючи

$$x = e^{-\frac{1}{2}M_1(t)} x' = e^{-\frac{1}{2}\frac{L}{\omega}\cos(\omega t + \varepsilon)} x', \quad (2.16)$$

дістанемо

$$\ddot{x}' + 2n\dot{x}' + F(t)x' = 0, \quad (2.17)$$

в якому

$$F(t) = \omega_0^2 + v_0 \sin(\omega t + e + \sigma_8), \quad (2.18)$$

$$\text{де } \sigma_8 = \arctg \frac{\omega}{2n}; v_0 = \frac{L\sqrt{\omega + 4n^2}}{2}.$$

Вираз (2.18) із урахуванням (2.13) і (2.17) можна записати у вигляді

$$\ddot{x}' + 2n\dot{x}' + [\omega_0^2 + v_0 \sin(\omega t + e + \sigma_8)]x' = N \sin \omega t, \quad (2.19)$$

або з урахуванням параметрів:  $m = 0,01 \text{ кг}$ ,  $\varepsilon + \sigma_8 = 0$ :

$$\ddot{x}' + 2\xi\omega_0\dot{x}' + (\omega_0^2 + v_1 w_b \sin \omega t)x' = 0,01 w_a \sin \omega t, \quad (2.20)$$

$$\text{де } v_1 = \frac{v_0}{w_b}.$$

Отже, отримано рівняння (2.20) типу Матьє-Хілла, яке є зручним для моделювання на ЕОМ.

У рівнянні (2.8) складовими прискорення та швидкості будемо у подальшому нехтувати, зважаючи на інерційність ДПГ. Тоді рівняння руху АГС із ДПГ матиме вигляд:

$$\begin{aligned} \kappa x = g_z - \frac{v^2}{r} + 2e \frac{v^2}{r} \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] - 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi + \\ + 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi - 2 \frac{\gamma_0 h}{r} - \omega_3^2 h \cos^2 \varphi, \end{aligned} \quad (2.21)$$

де  $g_z$  – ПСТ вздовж осі чутливості ДПГ;  $v$  – швидкість літака;  $r$  – радіус місцезнаходження літака;  $e$  – стиск еліпсоїда;  $\varphi$  – географічна широта;  $k$  – курс літака;  $\omega_3$  – кутова швидкість обертання Землі;  $h$  – висота літака над еліпсоїдом;  $\dot{h}$  – вертикальна швидкість літака.

## 2.4. Способи закріплення п'єзоелемента у конструкції ДПГ

У розділі 1 обрано конструкцію ЧЕ нового ДПГ, який працює на основі деформації стиснення-розтягування. Даний вибір обґрунтовано значними перевагами ЧЕ, що працюють на стиснення-розтягування, перед ЧЕ (інерційною масою та п'єзоелементом) на “згин” чи “здви́г” для вимірювання ПСТ: мала чутливість до сторонніх впливів, включаючи поперечні коливання; високий коефіцієнт перетворення; висока часова стабільність метрологічних характеристик; простота та технологічність конструкції [65].

Існує декілька способів розміщення ПЕ в конструкціях ЧЕ, що працюють на основі деформації стиснення-розтягування, найпоширеніші з яких зображені на рис. 2.2.

*Канонічна схема* (рис. 2.2,а) складається із одного дискового ПЕ 1, розташованого між основою 2 й ІМ 3. У даній схемі можливий тільки неізолюваний від корпусу метод виведення сигналу. Так як центри мас ПЕ та ІМ не збігаються із центром інерції ПГ, така конструкція є не центрованою, що сприяє виникненню чутливості до поперечних коливань [66].

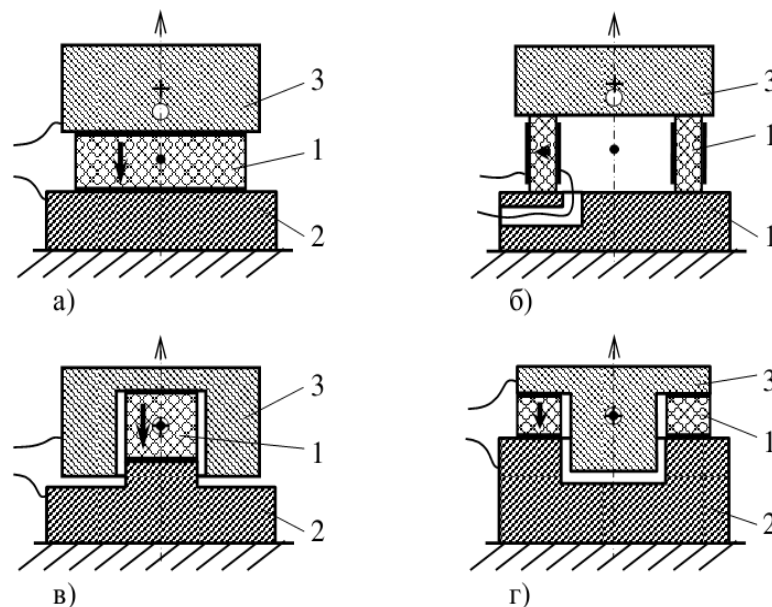


Рис. 2.2. Схеми розміщення ПЕ у конструкції ПГ, що працюють на основі деформації стиснення-розтягування: 1 – ПЕ; 2 – основа; 3 – ІМ (складові елементи, з’єднані за допомогою клею)

Основними перевагами даної конструкції є простота виготовлення і можливість досягнення ПГ високої резонансної частоти.

*Циліндричний ПЕ 1 із радіальним напрямом поляризації (робочий п'єзомодуль  $d_{31}$ )* (рис. 2.2, б). Розташування електродів на поверхнях ПЕ дає можливість без використання додаткових ізоляторів виконати симетричне виведення сигналу, що сприяє підвищенню надійності ПГ. Вибір висоти, зовнішнього і внутрішнього діаметрів ПЕ дозволяє оптимізувати вибір значення коефіцієнта передачі ПГ і його резонансної частоти. Дана конструкція також є нецентрованою.

*У центрованих конструкціях із зовнішнім (рис. 2.2, в) і внутрішнім (рис. 2.2, г) розташуванням ІМ* центри мас ПЕ 1 і ІМ 3 співпадають із центром інерції ПГ, що сприяє зниженню чутливості до поперечних коливань.

Загальні недоліки усіх клеєних схем: їх невисока міцність і надійність. Крім того, клейові з'єднання негативно впливають на температурну стабільність метрологічних характеристик ПГ.

Переваги: простота їх конструкції та малі габаритні розміри.

У вищезгаданих схемах з'єднання складових елементів може відбуватись пайкою або зварюванням (як альтернатива склеюванню).

*Схеми розміщення ЧЕ ПГ із пружним затисненням елементів* (рис. 2.3). ПГ із центральним затисненням (рис. 2.3,а) містить два дискових ПЕ 1 з осьовим отвором, що розташовані між основою 2 та інерційною масою 3 і стягнуті різьбовою шпилькою 4 через пружину 5. Наявність пружини стабілізує зусилля затиснення за рахунок компенсації теплового розширення елементів конструкції і деформацій різьбових з'єднань. Знімання електричного сигналу здійснюється через тонку металеву прокладку 6 між п'єзоелементами. Наявність декількох ПЕ забезпечує підвищення ємності і коефіцієнта перетворення по заряду ПГ та не вимагає розміщення додаткового ізолятора між ПЕ й ІМ. Дана конструкція є нецентрованою та має неізольований контакт від корпусу виведення сигналу.

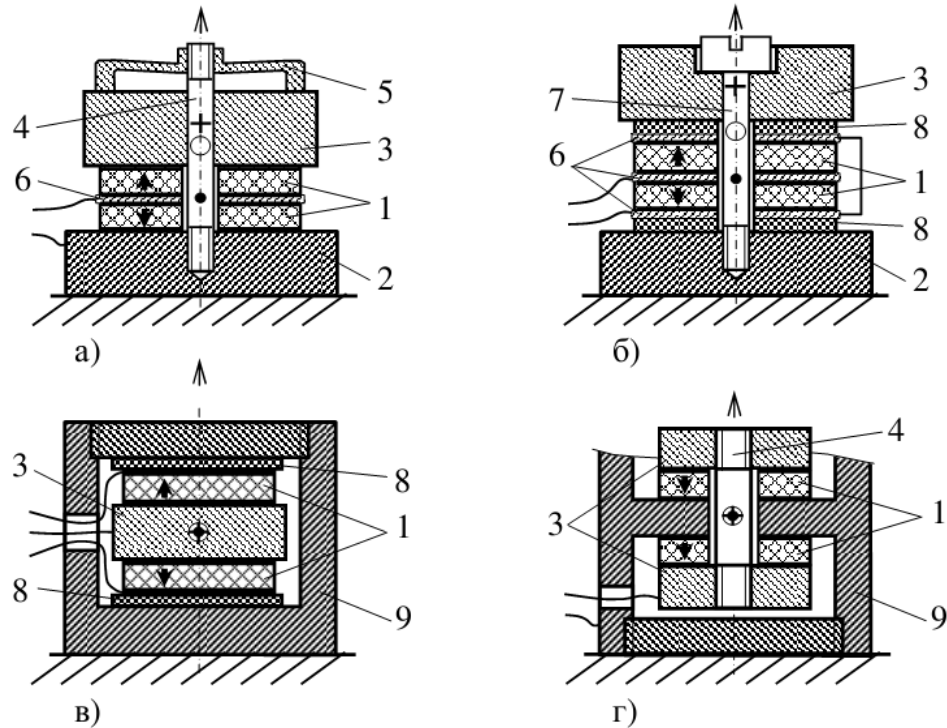


Рис. 2.3. Схеми розміщення ПЕ у конструкції ПГ, що працюють на основі деформації стиснення-розтягування:

- 1 – ПЕ; 2 – основа; 3 – ІМ; 4 – шпилька; 5 – пружина; 6 – прокладка;  
 7 – гвинт; 8 – ізолятор; 9 - корпус (складові елементи, з'єднані за допомогою гвинта чи шпильки)

У схемі, зображеній на рис. 2.3, б, центральне *затиснення здійснюється гвинтом 7* без використання окремого пружного елемента. Конструкція додатково містить два ізолятора 8, які забезпечують реалізацію ізольованого від корпусу виведення сигналу. Дана конструкція, як і попередня, є не центрованою. Відсутність пружини дозволяє збільшити зусилля затиснення елементів ПГ. Однак, зростання жорсткості затиснення може призвести до зниження коефіцієнта передачі ПГ на 20 - 30%.

Розглянуті схеми розміщення ЧЕ ПГ з центральним пружним затисненням характеризуються досить високою стабільністю метрологічних характеристик, міцністю, надійністю і технологічністю.

До іншого різновиду схеми розміщення ЧЕ ПГ з пружним затисненням відносяться *конструкції, виконані за схемою тандем-датчика* [65].

Особливість роботи даної схеми полягає в одночасній, але протилежній за знаком, деформації п'єзоелементів. Нелінійності вихідних сигналів, що виникають при стисненні і розтягуванні п'єзоелементів, взаємно компенсуються (рис. 2.3, в, г).

У реальних умовах не завжди можливо підібрати пари ПЕ із абсолютно однаковими характеристиками. Крім того, механічні напруги у ПЕ дещо відрізняються, так як останні закріплені на різних ділянках корпусу ПГ та мають різні жорсткості. Дані недоліки не дозволяють повною мірою здійснити компенсацію нелінійності вихідних сигналів.

Порівняльні характеристики згаданих конструктивних схем наведені у табл. 2.1.

Як бачимо із табл. 2.1, кожна з наведених конструктивних схем має як свої переваги, так і недоліки. Тому запропоновано у конструкції нового ПГ використовувати наступну схему розміщення ЧЕ (рис. 2.4).

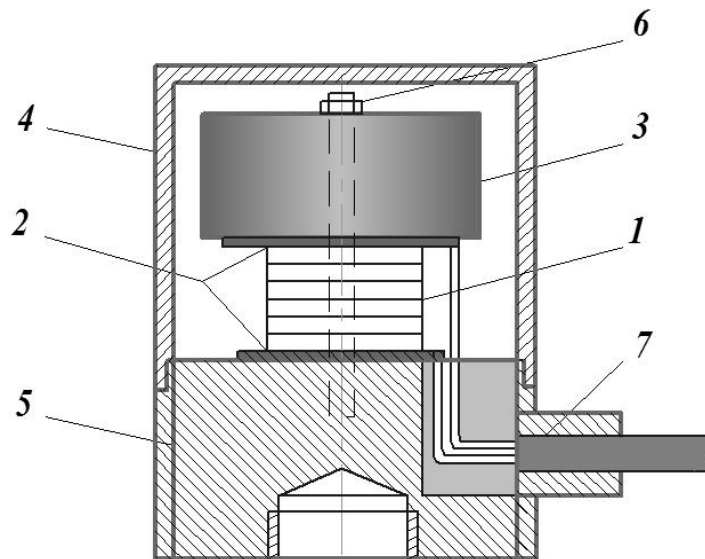


Рис. 2.4. Конструкція ПГ: 1 – п'єзоелемент; 2 – ізолятори; 3 – інерційна маса; 4 – основа; 5 – герметичний корпус; 6 – гвинт; 7 – кабель

Як бачимо із рис. 2.4, конструкція нового ПГ є не центрованою. Чутливий елемент ПГ АГС складається із п'єзоелектричного елемента 1, що працює на основі деформації стиснення-розтягування, з ізоляторами 2 на торцях, і інерційної маси 3. З метою підвищення міцності та надійності конструкції, ЧЕ

пружно притиснений до основи 4 гвинтом 6. ПГ за допомогою кабелю 7 з'єднаний із операційним підсилювачем.

Таблиця 2.1

### Характеристика конструктивних схем ПГ

№	Тип конструкції	Переваги	Недоліки
1	Нецентрована із клеєвим з'єднанням	Можливість реалізації високої резонансної частоти, простота конструкції	Температурна нестабільність метрологічних характеристик; піддається впливу поперечних коливань; низька чутливість;
2	Центрована із клеєвим з'єднанням	Стійкість до впливу поперечних коливань	Стійкість до впливу зовнішніх електромагнітних полів; низька точність; малий діапазон вимірювання; температурна нестабільність
3	Нецентрована із затисненням за допомогою шпильки	Висока чутливість, високий коефіцієнт перетворення, стабільність метрологічних характеристик	Нестабільність коефіцієнта підсилення; залежність від властивостей гвинта
4	Нецентрована із затисненням за допомогою гвинта	Стабільність метрологічних характеристик; стійкість до впливу поперечних коливань	Залежність від властивостей гвинта
5	Схема тандем-датчик	Стійкість до впливу зовнішніх магнітних полів, температурна стійкість	Неможливість підібрати пари ПЕ із абсолютно однаковими характеристиками

Конструкція ПГ була обрана із наступних міркувань. Оскільки необхідно забезпечити максимальну чутливість ПГ, то конструкція має бути не центрованою (табл.2.1). Так як у якості ЧЕ буде використовуватись п'єзопакет, а не біморфний п'єзоелемент, то його затиснення має бути максимально пружним, що можна реалізувати лише за допомогою гвинта. Таке затиснення забезпечує стійкість ПЕ до впливу перевантажень та максимальну його пружність, що також призводить до підвищення надійності ПГ. Схема ПГ передбачає виведення сигналу через ізольований кабель, що максимально зменшує вплив на вихідний сигнал ПГ зовнішніх електромагнітних полів.

## **2.5. Аналіз існуючих перспективних п'єзоматеріалів та їх вибір для чутливого елемента п'єзоелектричного гравіметра [52]**

П'єзоелектричні явища вперше детально вивчали французькі фізики брати П'єр та Жак Кюрі у 1880 р. на кристалі кварцу. Згодом п'єзоелектричні властивості було виявлено більш ніж у 1500 речовин. Фізичну природу п'єзоефекту краще за все розглядати саме на прикладі найбільш відомого п'єзоелектричного кристалу – кварцу ( $\text{SiO}_2$ ) [52-55].

Використання на практиці фізичного явища прямого п'єзоефекту розпочалось з 1917 р., коли французький математик і фізик Поль Ланжевен винайшов ультразвуковий ехолокаційний прилад для виявлення підводних човнів. Згодом з'явилися перші розробки п'єзоелектричних пристроїв звукозапису, датчиків для вимірювання вібрацій та прискорень тощо. На сьогоднішній час п'єзоперетворювачі використовують для визначення внутрішніх дефектів твердих, вимірювання швидкості ультразвуку, а також у медицині, машинобудуванні, геофізиці, геодинаміці та гравіметрії.

П'єзоелектричний ефект полягає в тому, що у кристалах деяких діелектриків, при дії механічних сил, відбувається поділ (зсув) електричних зарядів так, що одна їх частина заряджається позитивно, а інша – негативно.



П'єзоелектриками є лише кристалічні речовини, у яких обов'язково виділені напрямки, вздовж яких направлений вектор поляризації при деформації і які можуть бути як моно- так і полікристалічними.

До першої групи відносяться кварц, турмалін, сегнетова сіль, хлорид натрію, титанат барію і багато інших речовин. До другої – штучно створені кристали п'єзокераміки.

Окрім запропонованих монокристалів, які є природними хімічними елементами, можна використовувати і штучно створені полікристали. Штучний п'єзоелектричний матеріал за своїми фізичними властивостями є напівкристалічним сегнетоелектриком – являє собою хімічну сполуку чи твердий розчин.

П'єзоелектрична кераміка являє собою твердий, хімічно інертний матеріал, зовсім нечутливий до вологості. Найбільше поширення отримала група п'єзокерамічних матеріалів типу ЦТС (титану-цирконату свинцю). Разом з тим, є відомою кераміка на основі титанату барію і титанату свинцю.

В останні роки розробляються нові п'єзокерамічні матеріали з більш високими технічними характеристиками і широкими можливостями використання.

Робота п'єзогравімета (ПГ), в основному, залежить від характеристик та параметрів п'єзоелемента (ПЕ) гравіметра, бо він є його основною складовою.

До основних параметрів п'єзоелектричних матеріалів відносяться:

- коефіцієнт електромеханічного зв'язку ( $K_p$ );
- відносна діелектрична проникливість ( $\epsilon$ );
- густина ( $\rho$ );
- п'єзомодуль ( $d_{ij}$ );
- модуль Юнга ( $Y$ );
- механічна добротність ( $Q_M$ );
- водопоглинання, %;
- температура точки Кюрі ( $T_K$ ) та інші.

У табл. 2.2. представлені основні параметри найпоширеніших п'єзоелектричних матеріалів. Із точки зору повноти використання вхідної енергії, яка характеризується коефіцієнтом електромеханічного зв'язку, найкращим матеріалом є сегнетова сіль, а найгіршим – кварц. Однак, низькі температурні властивості сегнетової солі не дозволяють на практиці реалізувати її високі електромеханічні характеристики.

Таблиця 2.2

### Основні параметри п'єзоелектричних матеріалів [55]

№ п/п	Матеріал	Коеф. ел-механ. зв'язку $K_p$	Відносна діелектр. проникл., $\epsilon$	Густина, $\rho$ , $10^3$ кг/м <sup>3</sup>	П'єзомодуль $d_{ij}$ , $10^{-12}$ Кл/Н	Водопоглинання, $W$ , %	Модуль Юнга, $Y$ , Н/м <sup>2</sup> $10^9$	Допустима температура, $T_{доп.}$ °С	Механічна добротність, $Q_M$	Тангенс кута діелектричних втрат, $tg \delta \times 10^2$	
1	Кварц	0.09 5	3.50– 4.50	2.65	231	–	80	550	$>10^4$	$<0.5$	
2	Турмалін	0.10	6.60	3.10	190	–	160	–	$>10^2$	$<1.0$	
3	Ніобат літію	0.32	28.60	4.64	1620	–	95	1142	$<10^5$	–	
4	Дигідрофосфат амонію	0.28	15.30	1.80	24	–	19.3	125	$>10^2$	$<1.0$	
5	Сульфат літію	0.37	10.30	2.05	16	0.34	46	75	$>10^2$	$<1.0$	
6	Сегнетова сіль	0.67	250	1.77	27	0.63	19.3	45	–	$>5$	
7	Титанат барія, ТБ-1	0.40	1500	5.30	45	0.20	100	120	400	2–3	
8	Титанат барія-кальцію, ТБК-3	0.46	1180	5.40	45	0.20	120	105	450	3–4	
9	Титан-циркона	PZT-8	0.47	1000	7.60	40	–	61	255	1000	0.4– 0.7
10	т свинцю	ЦТС-23	0.50	1100	7.40	100	0.09	0.85	285	50	0.75– 2.0

Усі штучно створені п'єзокерамічні матеріали, як видно із таблиці, виділяються високими діелектричною проникливістю та коефіцієнтом електромеханічного зв'язку. Але кераміка має малий модуль пружності, що унеможливує її використання в умовах експлуатації ПГ на борту літальних апаратах (ЛА).

Проведено аналіз основних параметрів п'єзоелектричних матеріалів та обрано найоптимальніший із них для конструкції чутливого (ЧЕ) розробляемого ПГ, а саме – ніобат літію. Він є сегнетоелектриком з температурою Кюрі  $\sim 1210$  °С і величиною спонтанної поляризації  $50-80$  мкКл /см<sup>2</sup> при  $300$  К. Ніобат літію (LiNbO<sub>3</sub>) – хімічна сполука, змішаний оксид ніобію, літію, безбарвні кристали з ромбоєдричною структурою ( $a = 0547$  нм,  $\beta = 53,72$  °, просторова група R3c). Не розчинний у воді. Не взаємодіє з кислотами крім фтористоводородної кислоти.

Отримують LiNbO<sub>3</sub> взаємодією Li<sub>2</sub>CO<sub>3</sub> з Nb<sub>2</sub>O<sub>5</sub> при  $1050...1100$  °С. Монокристали вирощують методом Чохральського. Його кристалічна структура не має центральної симетрії і тому ніобат літію є сегнетоелектриком, і демонструє ефект Поккельса – п'єзоелектричний ефект. Саме він є найоптимальнішим матеріалом для ЧЕ нового ПГ. Незважаючи на мале значення п'єзомодуля та відносної діелектричної проникливості у порівнянні із п'єзокерамікою, ніобат літію має високу стійкість до зміни зовнішніх температур та тисків, високий коефіцієнт електромеханічного зв'язку та стабільні п'єзоелектричні властивості, що є важливим безпосередньо для конструкції ПГ [55].

Провівши аналіз основних параметрів п'єзоелектричних матеріалів обрано найоптимальніший із них для конструкції ЧЕ нового ПГ, а саме – ніобат літію.

Після того, як обрано необхідний п'єзоматеріал для ЧЕ нового ПГ, треба ідентифікувати, власне, конструкцію п'єзоелементу. П'єзоелектричні пластини, зазвичай, об'єднують у багатошарові п'єзопакети. Пакетна конструкція представляє собою набір із окремих п'єзопластин із металізованими поверхнями, кількість яких визначається необхідним діапазоном переміщень.

## 2.6. Розрахунки основних електричних параметрів п'єзоелектричного гравіметра

Для проведення розрахунків основних електричних параметрів скористаємось підручником [60].

Визначимо напругу між пластинами п'єзоелектричного ЧЕ при дії сили  $F_x=9.81\text{Н}$  на площу ПЕ  $S=5\text{см}^2=5\cdot 10^{-4}\text{м}^2$  і висоті ПЕ  $h_n=0.5\text{ см}=0.005\text{ м}$  ( $\varepsilon_{\text{вак}}=8.85\cdot 10^{-12}\text{ Ф/м}$  – діелектрична постійна вакууму,  $\varepsilon_{\text{кв}}=28.6$  – для ніобату літію).

Ємність ПЕ:

$$C_{\text{ПЕ}} = \frac{\varepsilon S}{h_n} = \frac{\varepsilon_{\text{к}} \cdot \varepsilon_{\text{вак}} \cdot S}{h_n} = \frac{28.6 \cdot 8.85 \cdot 10^{-12} \cdot 5 \cdot 10^{-4}}{5 \cdot 10^{-3}} = 25.33 \cdot 10^{-12} \text{ Ф}. \quad (2.22)$$

Напруга на виходах ПЕ:

$$U = \frac{Q}{C_{\text{ПЕ}}} = \frac{d_{ij} F_x}{C_{\text{ПЕ}}} = \frac{16.20 \cdot 10^{-12} \cdot 9.81}{25.33 \cdot 10^{-12}} = 6.27 \text{ В}. \quad (2.23)$$

У реальних умовах паралельно власній ємності  $C$  вмикаються також ємності вихідного кола підсилювача  $C_{\text{вх}}$  та відповідного кабелю  $C_{\text{к}}$ . У цьому разі напруга, яку розвиває ПГ, зменшиться і буде рівною:

$$U = \frac{Q}{C + C_{\text{вх}} + C_{\text{к}}}. \quad (2.24)$$

Визначимо напругу, що знімається з п'єзоелемента, за даними, приведеними вище, якщо ємність схеми  $C_{\text{сх}} = C_{\text{вк}} + C_{\text{к}} = 4 \cdot 10^{-12} \text{ Ф}$ , тоді

$$U = \frac{16.20 \cdot 10^{-12} \cdot 9.81}{25.33 \cdot 10^{-12} + 4 \cdot 10^{-12}} = 5.41 \text{ В}. \quad (2.25)$$

Наявність шунтуючої ємності приводить до значного зниження величини сигналу з п'єзоелемента.

Знайдемо напругу, що виникає між обкладинками ПЕ, розміри якого приведені на початку, при тиску  $F_x$ , що діє на його гранях, рівному  $10\text{кГ/см}^2=9.81\cdot 10^5\text{ Н/м}^2$  для випадку  $C_{\text{сх}}=0$ .

$$U = \frac{Q}{C} = \frac{k F_x S_x}{C} = \frac{16.20 \cdot 10^{-12} \cdot 9.81 \cdot 10^5 \cdot 5 \cdot 10^{-4}}{25.33 \cdot 10^{-12}} = 314 \text{ В}. \quad (2.26)$$

Коефіцієнт перетворення по заряду:

$$K_3 = \frac{Qn}{g} = \frac{16.20 \cdot 10^{-12} \cdot 9.81 \cdot 10^5 \cdot 5 \cdot 10^{-4}}{9.81} = 810 \text{ нКл} \cdot \text{с}^2 / \text{м}. \quad (2.27)$$

де  $Qn$  – вихідний заряд.

Коефіцієнт прямого п'єзоефекту 1-ї пластини:

$$Kn = \frac{SY d_{ij}}{l} = \frac{5 \cdot 10^{-4} \cdot 80 \cdot 10^9 \cdot 16.2 \cdot 10^{-12}}{2.2 \cdot 10^{-4}} = 2.95 \text{ Н} / \text{м}. \quad (2.28)$$

## 2.7. Фільтрація вихідного сигналу п'єзоелектричного гравіметра

Результати вимірювань прискорення сили тяжіння, отримані за допомогою будь-якого гравіметра, містять великі похибки вимірювань. Ці похибки вимірювання викликані тим, що ПГ вимірює проекцію сукупності сигналів на вісь чутливості: корисного сигналу (ПСТ) та сигналу перешкоди (вібрація), що визначається, за рахунок вертикального прискорення (воно у  $10^3$  перевищує корисний сигнал) [9].

Тому необхідно вирішити проблему фільтрації вихідного сигналу ПГ автоматизованої авіаційної гравіметричної системи.

Рівняння руху авіаційної гравіметричної системи для визначення аномалії ПСТ  $\Delta g$  має вигляд [див. п. 1.8]:

$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - \quad (2.29)$$

$$- 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \ddot{h} - \gamma_0.$$

де  $f_z$  – вихідний сигнал ПГ;  $g_z$  – ПСТ вздовж осі чутливості п'єзогравіметра;  $v$  – швидкість літака;  $r$  – радіус місцезнаходження літака;  $e$  – стиск еліпсоїда;  $\varphi$  – географічна широта;  $k$  – курс літака;  $\omega_3$  – кутова швидкість обертання Землі;  $h$  – висота літака над еліпсоїдом;  $\dot{h}$  – вертикальна швидкість літака;  $\ddot{h}$  – вертикальне прискорення літака;  $\gamma_0$  – довідкове прискорення сили тяжіння.

Запишемо рівняння руху АГС у вигляді

$$\Delta g = f_z + E + A - \ddot{h} - \gamma_0, \quad (2.30)$$

де  $f_z$  – вихідний сигнал гравіметра АГС;

$$E = \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi \quad -$$

поправка Етвеша;  $\gamma_0 = \gamma_{0e} (1 + 0.0052884 \sin^2 \varphi - 0.0000059 \sin^2 2\varphi)$  – довідкове

значення ПСТ;  $A = 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi$  – поправка за висоту;  $\gamma_{0e} = 9.7804 \text{ м/с}^2$  –

довідкове екваторіальне значення прискорення сили тяжіння.

Вихідний сигнал гравіметра АГС після обчислення і введення поправок  $E$ ,  $A$ ,  $\gamma_0$  запишемо у вигляді:

$$T = f_z = g_z + \sigma_h, \quad (2.31)$$

де  $\sigma_h$  – похибка від впливу вертикального прискорення літака.

У роботі [4] отримано аналітичні вирази спектральних щільностей корисного сигналу  $G_{\Delta g}(\omega)$  та вертикального прискорення ЛА  $G_{\ddot{h}}(\omega)$  та побудовано їх графіки (рис.2.5).

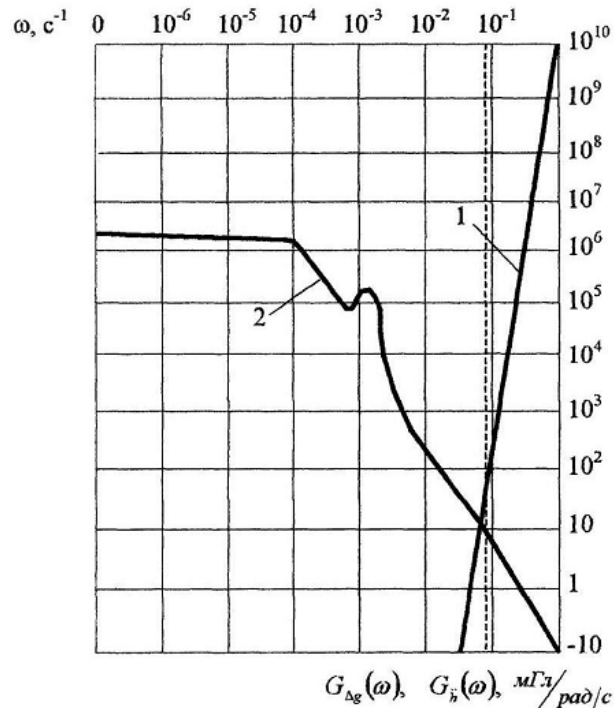


Рис.2.5. Графік спектральної щільності корисного сигналу ПСТ (2) і вертикального прискорення ЛА (1)

Із рис. 2.5 видно, що при частотах понад 0.1 рад/с спектральна густина вертикального прискорення прямує до нескінченності; при частотах, менших за 0.1 рад/с, система літак-автопілот значно зменшує ефекти впливу вертикального прискорення. Тому необхідно забезпечити процес фільтрації вихідного сигналу ПГ із частотою 0.1 рад/с. Найпоширенішим методом конструктивної реалізації даного процесу у відомих гравіметрів є використання низькочастотних фільтрів із частотою зрізу 0.1 рад/с. Однак, у тих умовах, у яких передбачена експлуатація ПГ, робота електронних компонентів фільтра стає нестабільною, цим змінюючи його частоту зрізу. У кінцевому результаті фільтр починає пропускати завади на вихід п'єзогравіметра або не пропускати частину корисного сигналу взагалі. Як наслідок наявність фільтра низьких частот, як окремого блока у складі гравіметра, суттєво зменшує, у першу чергу, надійність приладу та точність.

Пропонується спосіб фільтрації вихідного сигналу ПГ за рахунок створення чутливого елемента нового гравіметра АГС у вигляді п'єзопакета,

частота власних коливань якого дорівнює найбільшій частоті гравітаційних прискорень, що може бути виміряна на фоні перешкод – 0.1 рад/с.

Тому, завдяки властивостям п'єзопакета, для вихідного сигналу ЧЕ можна записати співвідношення [9]:

$$T(\tau) = \int_{-\infty}^{+\infty} w(t-\tau)T_0(\tau)d\tau, \quad (2.32)$$

де  $w(t-\tau)$  – вагова функція фільтрації, що реалізується п'єзопакетом;  $\tau = 2\pi k$  ( $k=1,2,\dots$ ) – інтервал часу обчислень пристроєм обчислення вихідного сигналу гравіметра. При цьому:

$$w(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} W(j\omega)e^{j\omega t} d\omega = 2\omega_0 \left[ \frac{\sin \omega_0 t}{\omega_0 t} \right], \quad (2.33)$$

де  $\omega_0$  – власна частота гравіметра;  $W(j\omega)$  – функція передачі фільтрації, яка визначається за рахунок спектральних щільностей корисного сигналу ПСТ і завад.

Низькочастотна фільтрація з частотою зрізу 0.1 рад/с, дозволяє відокремлювати  $g$  від  $\ddot{h}$  із точністю 1 мГал. У вихідному сигналі гравіметра при цьому також усуваються усі компоненти збурень, переважна частота яких перевищує за 0.1 рад/с. До таких збурень належать кутові віброприскорення, переважна частота яких понад 0.1 рад/с; поступальні віброприскорення, переважна частота яких 3140 рад/с.

Частота власних коливань ПГ дорівнює [65]:

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{S_n E_n}{h_n m}}, \quad (2.34)$$

де  $S_n$ ,  $E_n$ ,  $h_n$  – площа, модуль пружності матеріалу і висота п'єзопакета відповідно.

З формули (2.34) випливає, що частота власних коливань п'єзопакета буде зменшуватись при його значній товщині.

Вихідний сигнал ЧЕ подається у пристрій обчислення вихідного сигналу гравіметра, де той, власне, обчислює вихідний сигнал гравіметра за формулою:



$$T'(\tau) = \int_{-\infty}^{+\infty} 2\omega_0 \left[ \frac{\sin \omega_0(t-\tau)}{\omega_0(t-\tau)} \right] T(\tau) d\tau, \quad (2.35)$$

У результаті отримуємо вихідний сигнал  $T'$  нового ПГ, що містить лише корисний сигнал прискорення сил тяжіння. У ньому відсутні всі похибки, переважна частота яких більша за 0.1 рад/с.

Рівняння руху АГС із п'єзографіметром для визначення аномалії ПСТ матиме вигляд:

$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - \quad (2.36)$$

$$- 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \gamma_0.$$

У рівнянні (2.36) відсутнє вертикальне прискорення  $\ddot{h}$ .

Використання п'єзопакету у якості ЧЕ та фільтра низьких частот є найкращим способом вирішення питань фільтрації впливу вертикального прискорення на вихідні покази ПГ. Однак, даний спосіб передбачає значне збільшення товщини п'єзопакету, тому необхідно запропонувати інший спосіб досягнення власної частоти ПГ величиною 0.1 рад/с з уникненням потовщення ЧЕ.

Існує залежність частоти вимірювання ПГ від постійної часу, яка має вигляд:

$$\omega_0 \gg \frac{1}{\tau}; \quad \tau = R_{\Sigma} C_{\Sigma}, \quad (2.37)$$

де  $R_{\Sigma}$  – сумарний опір витоку, що утворений поверхневим та об'ємним опорами ПГ і вхідним опором вимірювального кола;  $C_{\Sigma}$  – сумарна ємність між гранями пластин ПГ та вхідного кола.

Оскільки власна частота ПГ  $\omega_0 = 0.1$  рад/с, тоді маємо:

$$0,1 \gg \frac{1}{\tau} \Rightarrow \tau \gg 10с. \quad (2.38)$$

У реальних умовах ПГ вмикають у спеціальні вимірювальні схеми, а тому паралельно його власній ємності  $C_{ПЕ}$  будуть увімкнені ємності вхідного кола

операційного підсилювача  $C_{BX}$  та з'єднувального кабелю  $C_K$ . Аналогічна ситуація відбувається і з опором ПГ  $R_{ПЕ}$ , до якого ще додається опір ізоляції кабелю  $R_K$  та вхідний опір операційного підсилювача  $R_{BX}$ . Тому значення сумарного опору та ємності має наступний вигляд:

$$R_{\Sigma} = R_{ПЕ} + R_K + R_{BX}; \quad (2.39)$$

$$C_{\Sigma} = C_{ПЕ} + C_K + C_{BX}. \quad (2.40)$$

Із формули (2.38) видно, що чим більше  $\tau$ , тим менша власна частота ПГ, однак тим повільніший стає процес розряду ПЕ. Через інтервал часу  $5\tau = 5 R_{\Sigma} C_{\Sigma}$  напруга та струм у колі зменшаться приблизно 1% від початкового значення, і процес розряду ПЕ можна вважати завершеним [60].

Таким чином, для вимірювання початкової напруги ПГ необхідно забезпечити сталу часу, рівною 10 с. Як бачимо із формули (2.37), це можна зробити завдяки збільшенню сумарних ємності чи опору ПГ.

Розглянемо способи збільшення ємності ПГ.

Ємність між гранями п'єзопластин є найбільшою серед складових сумарної ємності ПГ і визначається за формулою (п.2.6):

$$C_{ПЕ} = \frac{\epsilon S}{h_n} = \frac{\epsilon_k \cdot \epsilon_{вак} \cdot S}{h_n} = \frac{28.6 \cdot 8.85 \cdot 10^{-12} \cdot 5 \cdot 10^{-4}}{5 \cdot 10^{-3}} = 25.33 \cdot 10^{-12} \Phi. \quad (2.41)$$

Щоб отримати максимальну напругу на виході ПГ та досягти найбільшої чутливості, слід прагнути до того, щоб кожна із складових сумарної ємності була якомога меншою:

$$U = \frac{Q}{C + C_{BX} + C_K}. \quad (2.42)$$

Тому збільшувати ємність ПГ є недоречним.

Найефективнішим способом забезпечення необхідної сталої часу є збільшення сумарного опору ПГ.

$$\tau = R_{\Sigma} C_{\Sigma} = 10c \Rightarrow R_{\Sigma} = \frac{10}{C_{\Sigma}} = \frac{10}{25.33 \cdot 10^{-12}} = 3.9 \cdot 10^{11} \text{ Ом}, \quad (2.43)$$

Отже, сумарний опір нового ПГ має бути меншим за  $3.9 \cdot 10^{11}$  Ом.

Розглянемо детальніше матеріал, з якого виготовляється чутливий елемент ПГ, а саме його поверхневий опір:

$$R_{PE} = \mathfrak{R} \cdot \frac{l}{S} \Rightarrow \mathfrak{R} = R_{PE} \cdot \frac{S}{l} = 3.9 \cdot 10^{11} \cdot \frac{5 \cdot 10^{-4}}{20 \cdot 10^{-3}} = 9.8 \cdot 10^9 \text{ Ом} \cdot \text{м}, \quad (2.44)$$

де  $\mathfrak{R}$  – питомий опір матеріалу ПЕ;  $l$  – довжина ПЕ.

Питомий опір є одним із основних показників, за допомогою яких і обирають матеріал для конструкції ЧЕ. Оскільки матеріалом для ЧЕ у новому ПГ є кристалічний ніобат літію, то його питомий об'ємний опір у напрямі електричної осі при температурі 20°C складає  $10^9$  Ом·см [72]. Як бачимо, цього недостатньо для досягнення необхідного значення сумарного опору.

Вхідне коло операційного підсилювача має достатньо великий опір, величину якого при конструюванні можна регулювати.

Опір ізоляції з'єднувального кабелю залежить від довжини та діаметру обраного кабелю. Для забезпечення безшумного режиму роботи кабелю та сталості його роботи необхідно забезпечити якомога коротшу його довжину. Однак, опір ізоляції з'єднувального кабелю є невеликим у порівнянні із опорами ПЕ та підсилювача і має фіксовану величину та розмір для засобів вимірювальної техніки.

Отже, щоб досягти необхідної величини постійної часу ПГ, необхідно чи збільшити кількість пластин у п'єзопакеті, чи компенсувати величину необхідного опору ПЕ ( $3.9 \cdot 10^{11}$  Ом) шляхом збільшення вхідного опору підсилювача.

Іншим способом вирішення задач фільтрації впливу вертикального прискорення на вихідні покази ПГ є використання двоканального методу вимірювання.

## **2.8. Визначення основних характеристик п'єзоелектричного гравіметра**

- 1) Робочий діапазон прискорень ПГ

У гравіметрії вважається, що вихідний сигнал гравіметра (напруга  $U$ ) прямо пропорційний значенню діючого ПСТ, але це може виконуватись лише у певному діапазоні прискорень. На рис.2.6 показана вихідна характеристика ПГ.

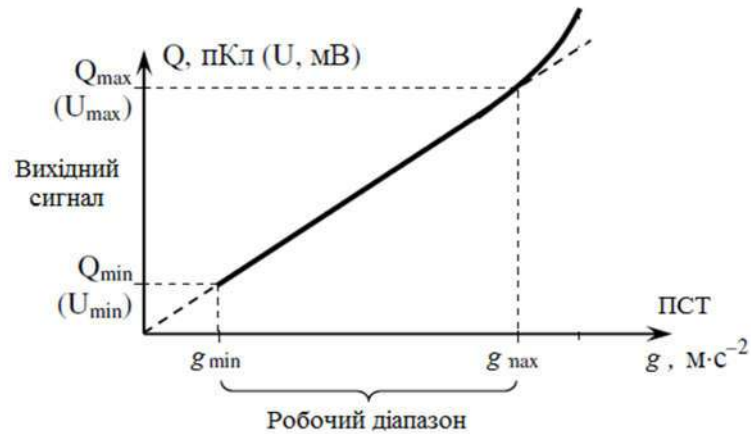


Рис. 2.6. Залежність вихідного сигналу ПГ від ПСТ

Нижня межа  $g_{min}$  робочого діапазону є умовним параметром, що визначається величиною вихідного сигналу  $U_{min}$ , який можна виміряти із необхідною точністю. Для ПГ ця межа повинна бути меншою за  $1 \text{ мГал} = 10^{-5} \text{ м/с}^2$ . Верхня межа  $g_{max}$  ПГ визначається ПСТ, за якою лінійна залежність напруги від ПСТ порушується. У новому ПГ верхня межа має бути на рівні  $30 \text{ м/с}^2$ .

## 2) Власна частота ПГ

Обираємо власну частоту ПГ  $\omega_0$  із наступних міркувань [п. 2.8.]. Частотні спектри сигналу, який відповідає ПСТ, і сигналу, який відповідає вертикальному прискоренню, є різними. Переважна частота першого сигналу дорівнює  $0.00175 \text{ рад/с}$ , переважна частота другого сигналу дорівнює  $0.269 \text{ рад/с}$ . Частота власних коливань п'єзопакета дорівнює  $0.1 \text{ рад/с}$ . Ця частота підібрана таким чином, щоб забезпечити відокремлення корисного сигналу ПСТ від завад (вертикального прискорення ЛА).

## 3) Частота резонансу ПГ

Резонанс – явище сильного зростання амплітуди вимушених коливань ПГ у разі, коли частота зовнішнього збурення збігається із власною частотою ПГ, яка дорівнює  $0.1 \text{ рад/с}^{-1}$ . Таке явище описується кривою Ленца, а величина частоти резонансу розраховується за формулою:

$$\omega_p = \sqrt{\omega_0^2 - 2\beta^2}, \quad (2.45)$$

де  $\omega_0$  – власна частота ПГ;  $n = \beta$  – коефіцієнт затухання ПГ.

Умова відсутності резонансу для ПГ:

$$\beta \geq \frac{\omega_0}{\sqrt{2}} \geq \frac{0.1}{\sqrt{2}} \geq 0.07. \quad (2.46)$$

Тоді

$$\omega_p = \sqrt{0.01 - 2 \cdot 0.07^2} = 0.014 \text{ рад / с}. \quad (2.47)$$

#### 4) Робочий частотний діапазон ПГ

ПГ працює на частотах значно менших частоти власних коливань. Теоретично встановлено, якщо втрати заряду, який генерує ПЕ повністю відсутні, то нижня межа діапазону робочих частот практично починалась з нульової частоти [60].

На рис.2.7 показана характерна АЧХ ПГ.

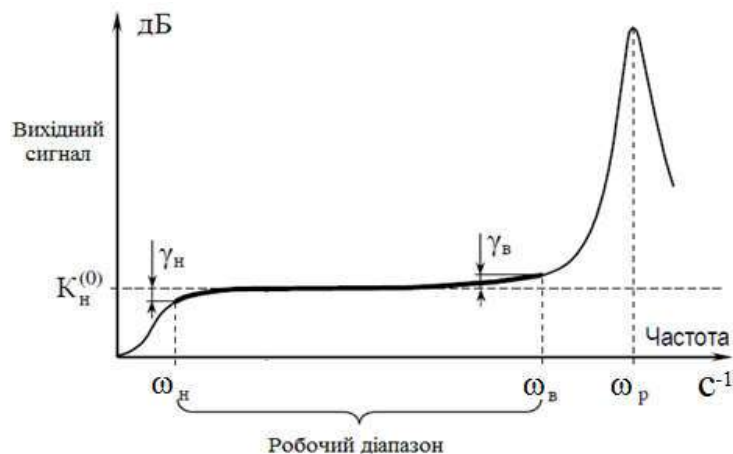


Рис. 2.7. Залежність вихідної напруги ПГ від частоти при  $g = \text{const}$ :

$\gamma_n, \gamma_v$  – амплітудно-частотні похибки на низьких та високих частотах,

$K_n$  – коефіцієнт перетворення по напрузі;  $\omega_n, \omega_v$  – межі частотного

діапазону (нижня, верхня);  $\omega_p$  – частота резонансу ПГ

У літературі [4], [9] визначено переважну частоту ПСТ, яка складає  $0.00175\text{c}^{-1}$ . Відповідно нижня межа частотного діапазону ПГ має бути меншою за  $0.00175\text{c}^{-1}$  (за частоту аномалії ПСТ). Верхня межа частотного діапазону ПГ має бути меншою за частоту резонансу ПГ, тобто за  $0.1\text{ рад/с}$ .

### 5) Температурна характеристика ПГ

Температурна характеристика нового ПГ у більшій мірі залежить від виду п'єзоматеріалу ЧЕ. Як зазначалось вище, найкращим п'єзоматеріалом для конструкції ЧЕ нового ПГ – ніобат літію. Проаналізуємо його температурні характеристики.

Чутливість ніобату літію здатна змінюватись зі зміною температури, як і п'єзоелектрична постійна (рис.2.8,а).

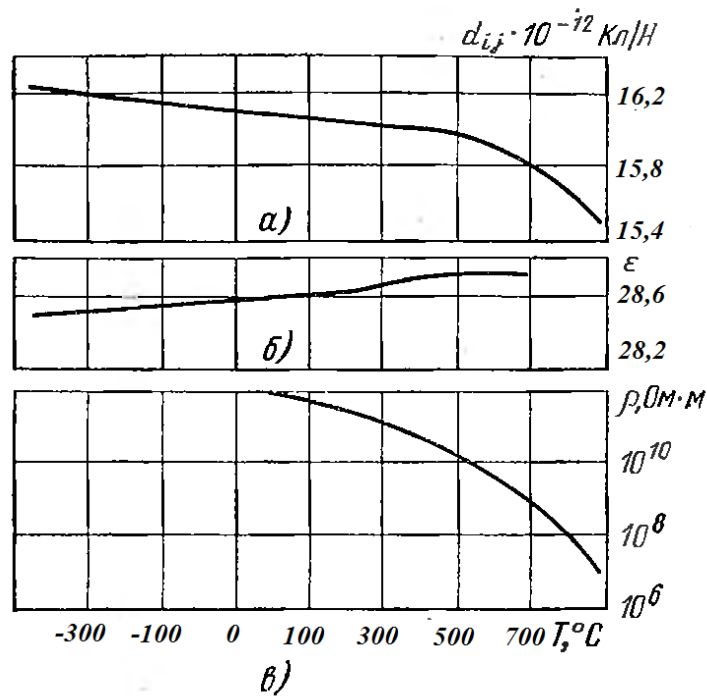


Рис. 2.8. Залежність а) п'єзомодуля; б) відносної діелектричної проникливості; в) питомого об'ємного опору від температури

В інтервалі температур від  $-300^\circ\text{C}$  до  $700^\circ\text{C}$  зменшення п'єзоелектричного коефіцієнта складає  $0.008\%$  на  $1^\circ\text{C}$ , тобто, практично він залишається

незмінним. Під час нагрівання до температури  $+1142^{\circ}\text{C}$  монокристал втрачає свої п'єзовластивості [71].

Зміна відносної діелектричної проникливості та питомого об'ємного опору при зміні температури до точки Кюрі показана на рис. 2.8, б,в. У той час, як діелектрична проникливість достатньо мало змінюється зі зміною температури, питомий опір змінюється суттєво.

Отже, ніобат літію задовольняє температурні вимоги експлуатації ПГ, які вказані у п.1.5 (діапазон температур:  $-80 \dots +200^{\circ}\text{C}$ ).

## 2.9. Висновки до розділу 2

2.9.1. Для побудови нового ДПГ обрано прями́й повздовжній п'єзо́ефект.

2.9.2. Отримано математичну модель роботи нового ДПГ (2.3) та виведено основне робоче рівняння руху автоматизованої АГС із ДПГ (2.13).

2.9.3. Перетворено рівняння руху ДПГ у вигляд, зручний для подальшого моделювання на ЕОМ (2.12).

2.9.4. Розглянуто способи розміщення ПЕ у конструкції ДПГ та зроблено їх порівняльну характеристику, визначено їх переваги та недоліки. Обрано наступний спосіб розміщення ПЕ – нецентрований та затиснений за допомогою гвинта.

2.9.5. Проведено аналіз основних видів п'єзоматеріалів (кварц, ніобат літію, турмалін, сегнетова сіль, сульфат літію, дигідрофосфат амонію, кераміка) для ЧЕ нового ДПГ. Матеріалом для ЧЕ нового ДПГ обрано ніобат літію. Ніобат літію має високу стійкість до зміни зовнішніх температур та тисків, високий коефіцієнт електромеханічного зв'язку та стабільні п'єзоелектричні властивості, що є важливим безпосередньо для конструкції ДПГ.

2.9.6. Розраховано основні електричні параметри ПЕ та запропоновано у ролі ЧЕ використовувати п'єзопакет.

2.9.7. Вирішено проблему фільтрації вихідного сигналу ДПГ від високочастотних завад за рахунок використання п'єзоелемента нового ДПГ як у якості ЧЕ, так і фільтра низьких частот. Запропоновано способи конструкційного досягнення власної частоти ПГ 0.1 рад/с. Обрано найоптимальніший із них – за рахунок збільшення вхідного опору операційного підсилювача.

2.9.8. Визначено основні характеристики ДПГ, такі як: робочий діапазон ПСТ, робочий частотний діапазон, температурну залежність п'єзоелектричних параметрів ПЕ та інші.

2.9.9. Розраховано частоту власних коливань ДПГ 0.1 рад/с, яка забезпечує відсутність необхідності використання додаткової фільтрації вихідного сигналу ДПГ від вертикального прискорення ЛА, яке є основним збуренням.



## РОЗДІЛ 3

### АНАЛІЗ ОСНОВНИХ ПОХИБОК ДПГ ТА ІНШИХ СКЛАДОВИХ АГС. ДОСЛІДЖЕННЯ ОСНОВНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДПГ

У літературі [1–10], [48–54] відсутні аналіз основних похибок та дослідження основних характеристик нового ПГ [33]. Тому метою даного розділу є надати такий аналіз та зробити необхідне дослідження.

Задачі розділу: розробити блок-схему автоматизованої АГС із ПГ для вимірювання аномалій ПСТ; розробити систему стабілізації осі чутливості ПГ; проаналізувати методичні похибки автоматизованої АГС; визначити склад та структуру похибок нового ПГ; визначити основні похибки нового ПГ та запропонувати шляхи їх зменшення.

Результати досліджень даного розділу висвітлено у публікаціях автора [40, 79-81].

#### 3.1. Рівняння руху і блок-схема системи стабілізації АГС

Система стабілізації АГС призначена для забезпечування збігу вимірювальної осі нового ПГ із довідковою вертикаллю. Для цього ПГ встановлюється на горизонтальну стабілізовану платформу (ГСП), що включає у свій склад два лінійні акселерометри та виконавчі механізми у вигляді спеціальних двигунів (рис.1.11) [9].

Система стабілізації працює за таким принципом. Вихідні сигнали лінійних акселерометрів  $f_y$ ,  $f_x$ , установлених на горизонтальній стабілізованій платформі, що орієнтована у географічній системі координат. Осі чутливості акселерометрів спрямовані на північ та на схід. Відповідно матимуть вигляд [4]:

$$f_x = -(2\dot{r}\dot{\varphi}_c + r\ddot{\varphi}_c)\cos\chi + (\ddot{r} - r\dot{\varphi}_c^2)\sin\chi - 2r\omega_3\dot{\lambda}\cos\varphi_c\sin\varphi - r\dot{\lambda}\cos\varphi_c\sin\varphi + \aleph g; \quad (3.1)$$

$$f_y = 2r\dot{\varphi}_3\omega_3\sin\varphi_c + 2r\varphi_c\dot{\lambda}\sin\varphi_c - 2\dot{r}\dot{\lambda}\cos\varphi_c - r\ddot{\lambda}\cos\varphi_c - 2\dot{r}\omega_3\cos\varphi_c - v g, \quad (3.2)$$

де  $\aleph, \nu$  – кути між нормальми до геоїда і еліпсоїда відповідно у меридіональному перерізі та у площині перерізу що перпендикулярний площині меридіана;  $\varphi, \varphi_c$  – геоцентрична та географічна широта відповідно;  $\chi$  – відхилення від вертикалі;  $\lambda$  – довгота місця.

Отримані сигнали надходять до БЦОМ, де утворюється керуючий сигнал що надходить до моментних двигунів. А вони, у свою чергу, вирівнюють горизонтально стабілізовану платформу (ГСП) у нульове положення.

У випадку коли ГСП виставлена максимально точно у положення вертикалі, то горизонтальні компоненти ПСТ дорівнюють нулю. Враховуючи, що  $\aleph \mathbf{g} = -\nu \mathbf{g} = 0$ , то складові, що компенсуює БЦОМ мають вигляд:

$$f_x \Rightarrow 0 = 2r\omega_3 \dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi - r\dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi; \quad (3.3)$$

$$f_y \Rightarrow 0 = 2r\dot{\varphi}_3 \omega_3 \sin \varphi_c + 2r\varphi_c \dot{\lambda} \sin \varphi_c - 2\dot{r}\dot{\lambda} \cos \varphi_c - 2\dot{r}\omega_3 \cos \varphi_c. \quad (3.4)$$

Припустимо, ми знехтували складовими другого порядку малості та прийняли відхилення від вертикалі рівним нулю, то отримаємо:

$$f_x = -r\ddot{\varphi}_c; \quad (3.5)$$

$$f_y = -2r\ddot{\lambda} \cos \varphi_c. \quad (3.6)$$

Якщо кожний із сигналів  $f_y$  і  $f_x$  помножити на  $r^{-1}$ , проінтегрувати і помножити на (-1), то на виході відповідних каналів отримаємо  $\dot{\varphi}$  та  $\dot{\lambda} \cos \varphi$  (див. рис. 3.1). Сигнал  $\dot{\varphi}$  буде використовуватися для керування горизонтально стабілізованою платформою відносно осі  $x$ , що спрямована на північ, а сигнал  $\dot{\lambda} \cos \varphi$  - для керування відносно осі  $y$ , що спрямована на схід. Якщо сигнали швидкості зміни довготи і широти вдруге про інтегрувати, а отримані підсумкові значення широти і довготи ввести в БЦОМ для розрахунку прискорень, які компенсуються за сигналами акселерометрів, то дістанемо систему інерціальної навігації.

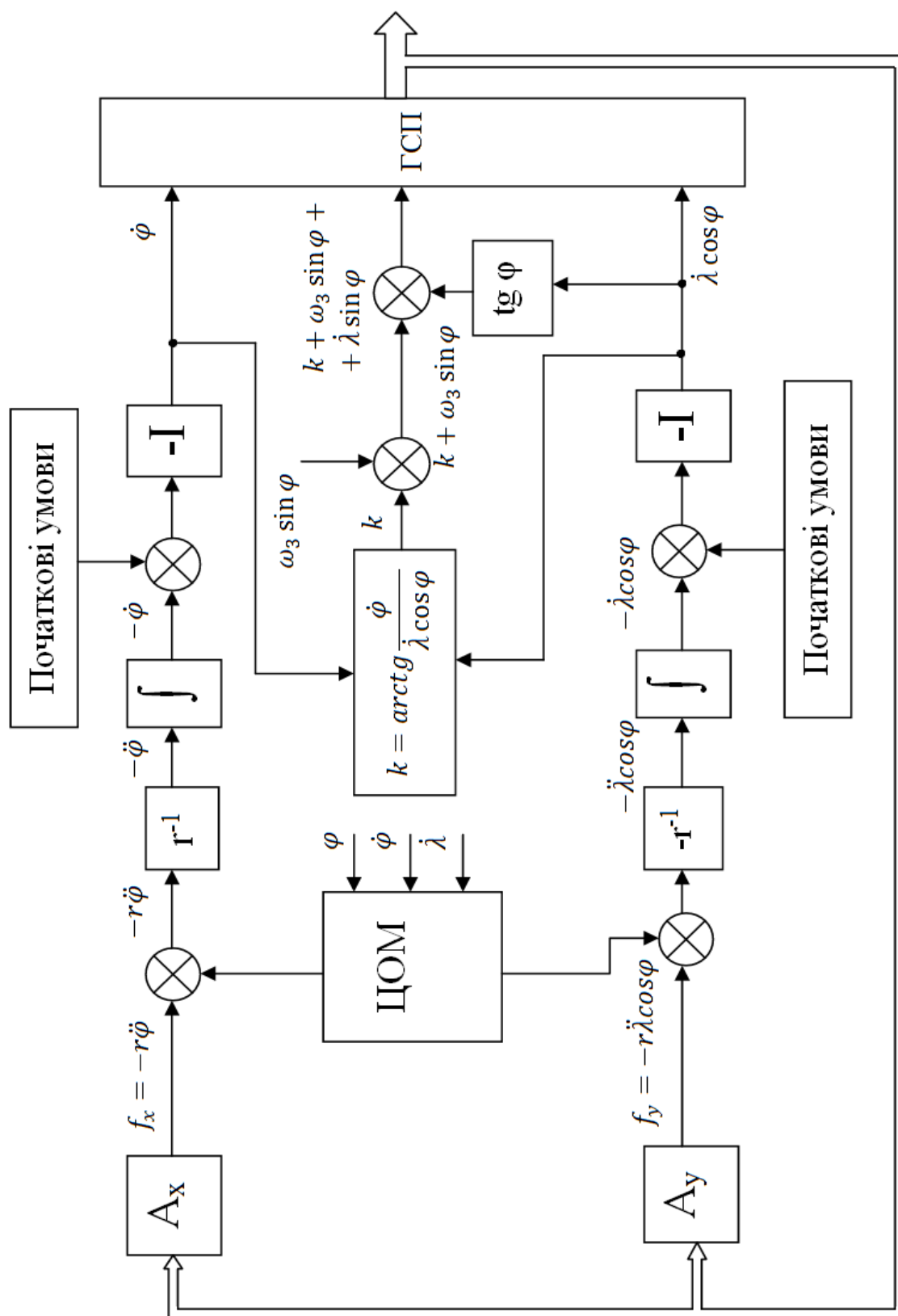


Рис. 3.1. Блок-схема системи стабілізації АГС

### 3.2. Рівняння руху і блок-схема системи навігації АГС

Розрізняють три основні типи навігаційних систем для ЛА:

- 1) що вимірюють прискорення або швидкість об'єкта і таким чином визначають поточне положення (системи інерціальної навігації);
- 2) в яких положення об'єкта визначається безпосередньо за допомогою зовнішніх джерел інформації (наземні або супутникові радіонавігаційні системи);
- 3) які є комбінацією двох попередніх типів систем.

Точнісні вимоги сучасних систем інерціальної навігації (СІН) цілком задовольняють вимоги авіаційної гравіметрії. Тому за джерело навігаційної інформації АГС у подальшому вважатимемо саме СІН.

Розглянемо рівняння руху і побудуємо блок-схему такої СІН (рис. 3.2).

Чутливі елементи СІН встановлюють на ГСП, роботу якої описано у п. 3.1. Із рис. 3.2. видно, що виміряні вихідні сигнали акселерометрів після ділення на  $r^{-1}$ , інтегрування, врахування початкових умов, зміни знаку є кутовими швидкостями відносно північної та східної осей:

$$\omega_x = -r\ddot{\varphi}_c, \quad (3.7)$$

$$\omega_y = -r\ddot{\lambda} \cos \varphi_c. \quad (3.8)$$

Помноживши  $\omega_y$  на  $\sec \omega$  і проінтегрувавши результат, дістанемо довготу  $\lambda$  (з урахуванням заданого початкового значення довготи). Проінтегрувавши  $\omega_x$  та з урахуванням заданого початкового значення широти, дістанемо широту  $\varphi$ .

Добутки  $\omega_y, \omega_x$  на  $r$  відповідають північній та східній складовим швидкості літака.

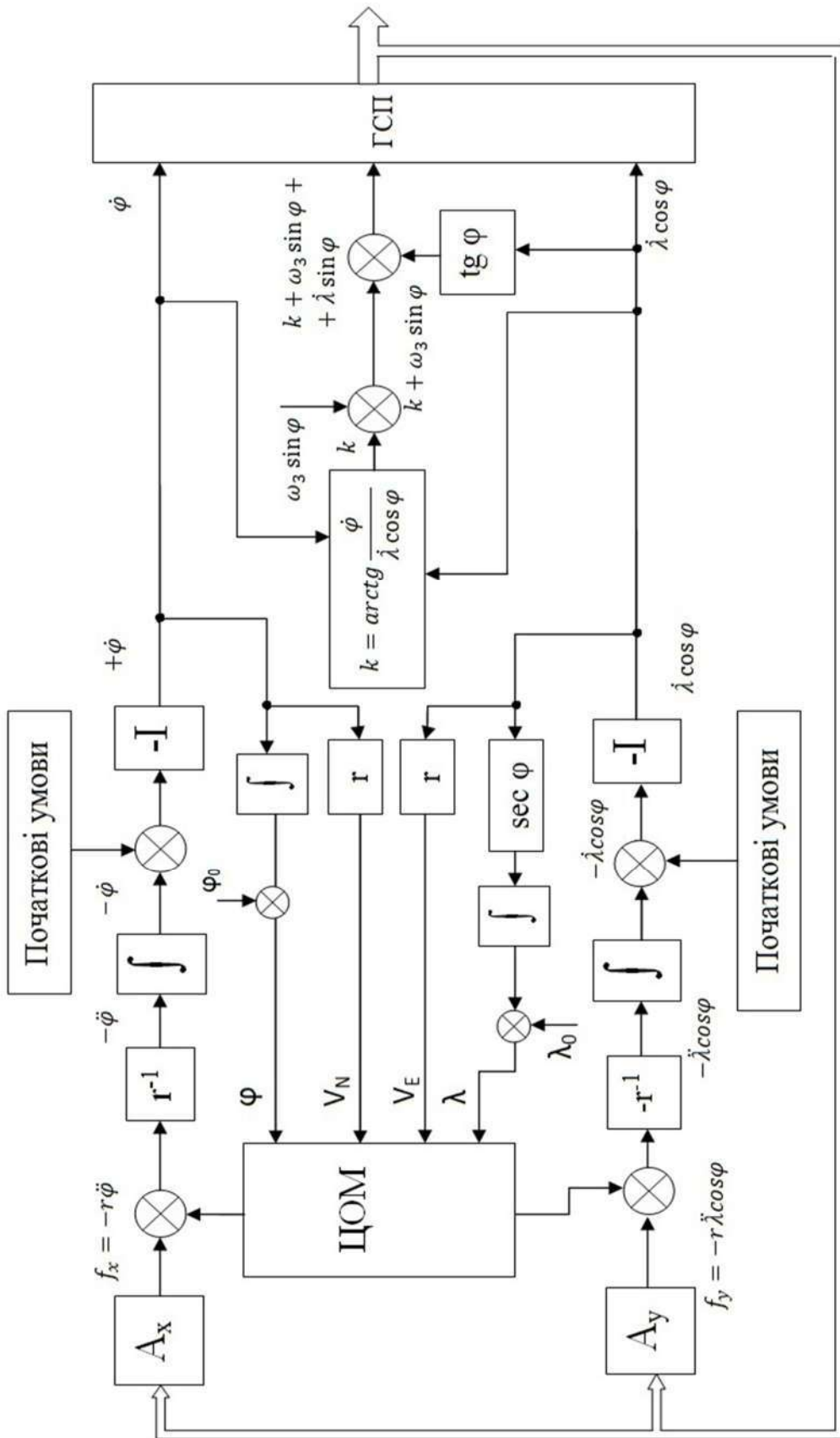


Рис. 3.2. Блок-схема системи інерціальної навігації АГС

### 3.3. Розробка структурної схеми АГС для вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння

У пункті 1.8. було отримано рівняння руху АГС для визначення аномалій ПСТ:

$$\Delta g = f_z + E + A - \gamma_0 \quad (3.9)$$

де  $f_z$  – вихідний сигнал ПГ АГС; (в формуле есть  $r$ , но не понимаю куда ставить)

$$E = \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \omega - 2hv \cos k \sin 2\varphi - \text{ поправка}$$

Етвеша;  $A = 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi$  – поправка за висоту;

$\gamma_0 = \gamma_{0e} (1 + 0.0052884 \sin^2 \varphi - 0.0000059 \sin^2 2\varphi)$  – довідкове значення ПСТ;

$\gamma_{0e}^2 = 9.78049 \text{ м/с}^2$  – довідкове екваторіальне значення ПСТ;  $h$  – висота ЛА над еліпсоїдом;  $r$  – радіус місцезнаходження ЛА;  $e$  – стиск еліпсоїда;  $k$  – курс ЛА;  $\varphi$  – географічна широта;  $\omega_3$  – кутова швидкість обертання Землі;  $\dot{h}$  – вертикальна швидкість летального апарату (ЛА).

Добуте рівняння руху АГС (3.1) відрізняється від відомих такими додатковими членами:  $2\dot{h}e r^{-1} v \cos k \sin 2\varphi$ , похибка від неврахування впливу яких становить близько 1 мГал;  $\omega_3^2 h \cos^2 \varphi$ , похибка неврахування впливу яких становить близько 2,67 мГал. Вплив указаних додаткових членів слід ураховувати в разі вимірювання  $\Delta g$  із точністю 1,3 мГал.

Математичну модель АГС можна реалізувати блок-схемою (рис. 3.3). При побудованні блок-схеми було враховано такі співвідношення:

$$\begin{aligned} v &= r \dot{\lambda} \cos \varphi (\sin k)^{-1}; \\ v_N &= v \cos k = r \dot{\varphi}; \\ v_E &= v \sin k = r \dot{\lambda} \cos \varphi, \end{aligned} \quad (3.10)$$

де  $v_N$ ,  $v_E$  – відповідно північна та східна складові шляхової швидкості ЛА.

До складу системи на рис 3.3 входить також система стабілізації АГС та система навігації АГС, яка визначає положення ЛА.

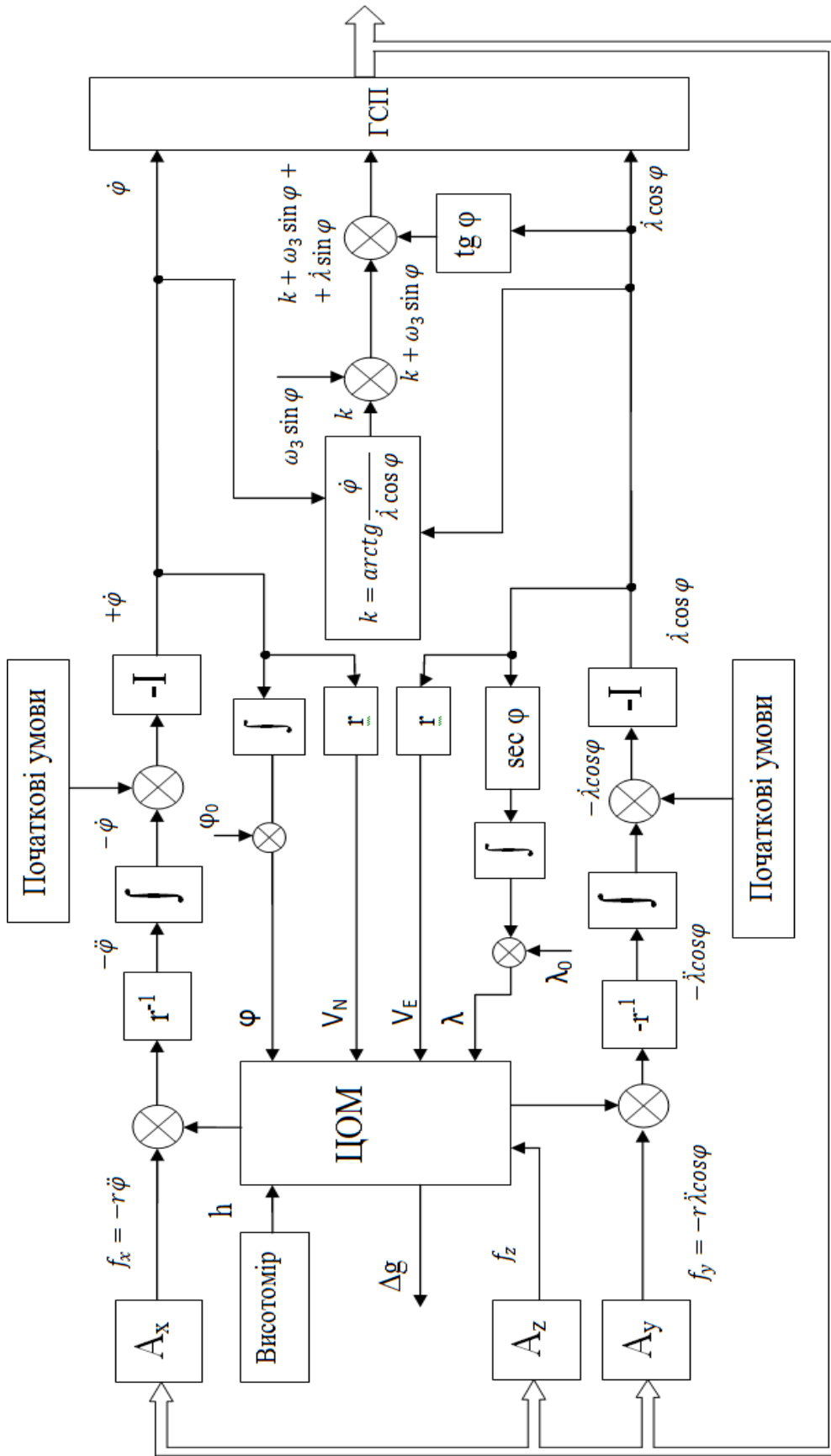


Рис. 3.3. Блок-схема системи визначення аномалій ПСТ

### 3.4. Структурна схема перетворення сигналу прискорення сили тяжіння у п'єзоелементі

Будь-який засіб вимірювальної техніки, у тому числі й ПГ, прийнято розглядати як деякий перетворювач, що служить для перетворення вхідного сигналу у вихідний. У розділі 1 розглянуто конструкцію нового ПГ, тому на її основі побудуємо структурну схему перетворення вхідного сигналу ПСТ у вихідну напругу ПГ (рис. 3.4). Аналіз даної схеми необхідний для визначення коефіцієнта  $K_{ПГ}$  передачі ПГ [52].

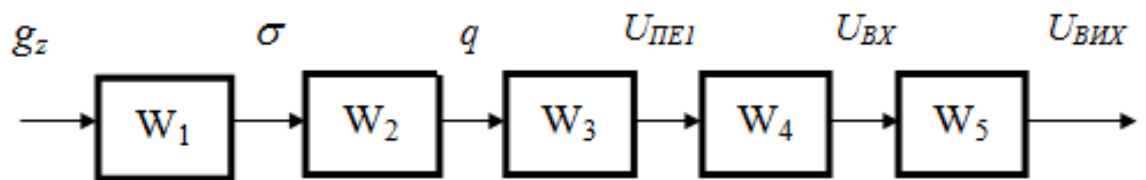


Рис. 3.4. Структурна схема прямого перетворення сигналу ПГ

У схемі, зображеній на рис.3.4, ланці  $W_1$  відповідає перетворення ПСТ  $g_z$ , що діє на ПЕ, у механічне напруження  $\sigma$ . Це механічне напруження чисельно рівне силі  $G$ , яка припадає на одиницю площі поперечного перерізу ПЕ. Якщо напруження постійне на всій площі перерізу ПЕ  $S$ , то  $\sigma = G/S$ , а тому:

$$W_1 = \frac{\sigma}{G} = \frac{G}{S} \frac{1}{G} = \frac{1}{S}. \quad (3.11)$$

Ланка  $W_2$  відповідає перетворенню механічного напруження  $\sigma$  у заряд  $q$  на електродах п'єзоелемента( ПЕ):

$$W_2 = \frac{q}{\sigma} = \frac{d_y \sigma s}{\sigma} = d_y S \quad (3.12)$$

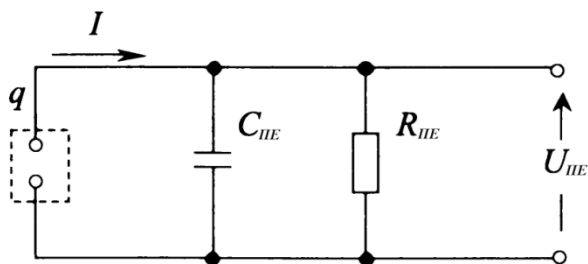
де  $d_{ij}$  – п'єзомодуль.

Ланка  $W_3$  відповідає перетворення заряду  $q$  у напругу  $U_{пе}$  на електродах п'єзоелемента. Перетворення даного типу відображає схема на рис.3.5.

У відповідності до схеми на рис. 3.5 для струму  $I$  можна записати:

$$I = \frac{dq}{dt} = \frac{U_{пе}}{R_{пе}} + C_{пе} \frac{dU_{пе}}{dt}. \quad (3.13)$$



Рис.3.5. Еквівалентна схема перетворення ланки  $W_3$ 

Якщо прийняти нульові початкові умови, то розв'язок диференційного рівняння матиме вигляд:

$$U_{\text{ПЕ}} = \frac{q}{\left(1 + \frac{1}{j\omega R_{\text{ПЕ}} C_{\text{ПЕ}}}\right) C_{\text{ПЕ}}} \quad (3.14)$$

Звідси передатна функція буде дорівнювати:

$$W_3 = \frac{U_{\text{ПЕ}}}{q} = \frac{q}{q \cdot \left(1 + \frac{1}{j\omega R_{\text{ПЕ}} C_{\text{ПЕ}}}\right) C_{\text{ПЕ}}} = \frac{1}{\left(1 + \frac{1}{j\omega R_{\text{ПЕ}} C_{\text{ПЕ}}}\right) C_{\text{ПЕ}}} \quad (3.15)$$

Однак, враховуючи велике значення  $R_{\text{ПЕ}}$ , можна прийняти:

$$W_3 = \frac{1}{C_{\text{ПЕ}}} \quad (3.16)$$

Ланка структурної схеми  $W_4$  описує процес, який проходить при появі напруги на п'єзоелементі (передача  $U_{\text{ПЕ}}$  у коло  $U_{\text{ВХ}}$ ). Передатна функція цієї ланки відповідає передатній функції видозмінюючої диференціюючої ланки, схема якої наведена на рис. 3.6.  $R_{\text{ВХ}}$  – вхідний опір підсилювача напруги. Враховуючи великий опір ПЕ, вхідна частина підсилювача представлена лише опором  $R_{\text{ВХ}}$ .

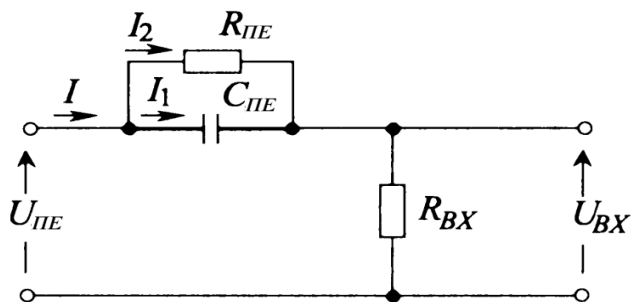


Рис. 3.6. Видозмінене диференціююче електричне коло

Після підстановки (3.18-19) у (3.17) отримаємо:

$$U_{BX} = (C_{\Pi E} \frac{dU_{C_{\Pi E}}}{dt} + \frac{U_{C_{\Pi E}}}{R_{\Pi E}}) R_{BX}. \quad (3.20)$$

Відповідно до закону Кірхгофа, маємо:

$$U_{C_{\Pi E}} = I_2 R_{\Pi E} = U_{\Pi E} - U_{BX}. \quad (3.21)$$

Підставивши (3.21) у (3.20) отримаємо:

$$U_{BX} = C_{\Pi E} R_{BX} \frac{d(U_{\Pi E} - U_{BX})}{dt} + \frac{R_{BX}}{R_{\Pi E}} (U_{\Pi E} - U_{BX}). \quad (3.22)$$

Для подальших розрахунків введемо коефіцієнт:

$$\varepsilon_R = \frac{R_{\Pi E} + R_{BX}}{R_{BX}} \quad (3.23)$$

Поділимо вираз (3.22) на коефіцієнт  $\varepsilon_R$ :

$$\frac{U_{BX}}{\varepsilon_R} = \frac{C_{\Pi E} R_{BX}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{\Pi E}}{dt} - \frac{C_{\Pi E} R_{BX}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{BX}}{dt} + \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{R_{BX}}{R_{\Pi E}} U_{\Pi E} - \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{R_{BX}}{R_{\Pi E}} U_{BX}. \quad (3.24)$$

Згрупуємо члени рівняння (3.23) та позбудемося знаменника  $R_{\Pi E}$ :

$$\frac{R_{\Pi E} U_{BX}}{\varepsilon_R} + \frac{R_{BX} U_{BX}}{\varepsilon_R} + \frac{C_{\Pi E} R_{BX} R_{\Pi E}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{BX}}{dt} = \frac{C_{\Pi E} R_{BX} R_{\Pi E}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{\Pi E}}{dt} + \frac{R_{BX} U_{\Pi E}}{\varepsilon_R}, \quad (3.25)$$

$$\frac{(R_{\Pi E} + R_{BX}) U_{BX}}{\varepsilon_R} + \frac{C_{\Pi E} R_{BX} R_{\Pi E}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{BX}}{dt} = \frac{C_{\Pi E} R_{BX} R_{\Pi E}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{\Pi E}}{dt} + \frac{R_{BX} U_{\Pi E}}{\varepsilon_R}, \quad (3.26)$$

$$R_{BX} U_{BX} + \frac{C_{\Pi E} R_{BX} R_{\Pi E}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{BX}}{dt} = \frac{C_{\Pi E} R_{BX} R_{\Pi E}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{\Pi E}}{dt} + \frac{R_{BX} U_{\Pi E}}{\varepsilon_R}, \quad (3.27)$$

$$R_{BX} (U_{BX} + \frac{C_{\Pi E} R_{\Pi E}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{BX}}{dt}) = R_{BX} (\frac{C_{\Pi E} R_{\Pi E}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{\Pi E}}{dt} + \frac{1}{\varepsilon_R} U_{\Pi E}), \quad (3.28)$$

$$U_{BX} + \frac{C_{PE} R_{PE}}{\varepsilon_R} \cdot \frac{dU_{BX}}{dt} = \frac{1}{\varepsilon_R} (C_{PE} R_{PE} \cdot \frac{dU_{PE}}{dt} + U_{PE}). \quad (3.29)$$

Позначимо постійну часу  $\tau = R_{PE} C_{PE}$ . Після підстановки постійної часу у рівняння (3.29) та введення оператора Лапласа, отримаємо:

$$(1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p) U_{BX} = \frac{1}{\varepsilon_R} (1 + \tau p) U_{PE}. \quad (3.30)$$

Звідси передатна функція  $W_4$  буде дорівнювати:

$$W_4(p) = \frac{U_{BX}}{U_{PE}} = \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{1 + \tau p}{1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p}. \quad (3.31)$$

Ланка  $W_5$  відповідає передатній характеристиці підсилювача напруги [52], яка поводить себе, як інерційна ланка першого порядку:

$$W_5(p) = \frac{K_{OP}}{1 + p \tau_{OP}}, \quad (3.32)$$

де  $K_{PO}$  – коефіцієнт підсилення операційного підсилювача;  $\tau_{OP}$  – постійна часу.

Але, враховуючи роботу п'єзоперетворювача переважно у вузькому діапазоні частот, передатну характеристику можна прирівняти лише до коефіцієнта підсилення:

$$W_5 = K_{OP}. \quad (3.33)$$

Отже, передатна функція  $W_{np}(p)$  сигналу у ПЕ матиме вигляд:

$$W_{np}(p) = W_1 W_2 W_3(p) W_4(p) W_5 = d_{ij} \cdot \frac{1}{C_{PE}} \cdot \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{1 + \tau p}{1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p} \cdot K_{OP}. \quad (3.34)$$

Однак, ПЕ має схильність розряджатись, тому до схеми прямого перетворення сигналу необхідно додати контур від'ємного зворотного зв'язку. Схема п'єзоперетворювача матиме наступний вигляд (рис. 3.7) і буде складатись із ПЕ та підсилювача напруги. На ПЕ нанесені три електроди 1,2 та 3. Перший електрод підключений до входу підсилювача, другий – до загального проводу схеми, а третій, додатковий електрод, – до виходу підсилювача напруги.

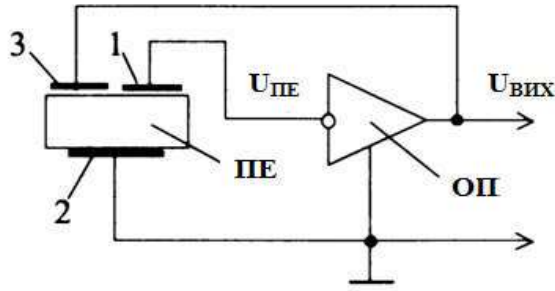


Рис. 3.7. ПГ зі зворотним від’ємним зв’язком:

1,2,3 – електроди; ОП – операційний підсилювач напруги; ПЕ – п’єзоелемент

Структурна схема такого п’єзоперетворювача показана на рис. 3.8.

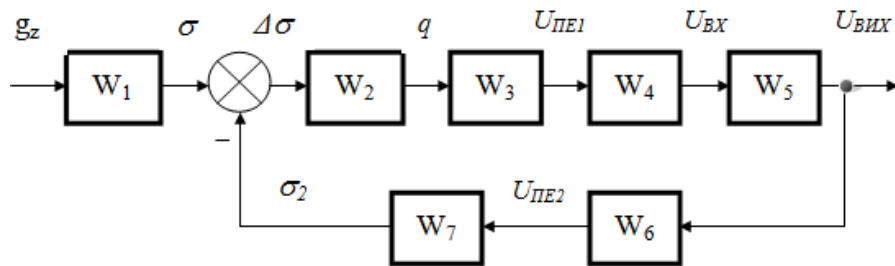


Рис. 3.8. Структурна схема ПГ з електромеханічним зворотним зв’язком

Ланка  $W_6$  описує процес, який є оберненим до процесу ланки  $W_4$  та проходить під час підведення напруги від підсилювача до додаткового електрода ПЕ. Еквівалентна схема цього процесу представлена на рис. 3.9. Тут  $R_{ВИХ}$  – вихідний опір операційного підсилювача.

Розв’язуючи по аналогії до вирішення для ланки  $W_4$ , отримаємо:

$$W_6(p) = \frac{U_{ПЕ2}}{U_{ВИХ}} = \gamma_R \frac{(1 + \frac{\tau}{p})}{(1 + \tau p)}, \tag{3.35}$$

де  $\gamma_R = (R_{ПЕ} + R_{ВИХ}) / R_{ВИХ}$ ;  $\tau = R_{ПЕ} C_{ПЕ}$ .

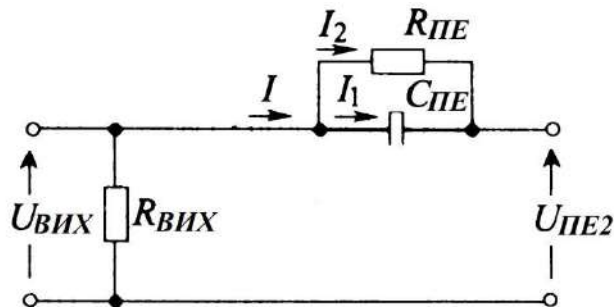


Рис. 3.9. Видозмінений диференціюючий ланцюг (ланка  $W_6$ )

Ланка  $W_7$  відповідає перетворюванню напруги  $U_{ПЕ2}$  у механічне напруження  $\sigma_2$ . Оскільки  $\sigma_2 = Yd_{ij}U_{ПЕ2}/l$ , то

$$W_7(p) = \frac{\sigma_2}{U_{ПЕ2}} = \frac{Yd_{ij}U_{ПЕ2}}{U_{ПЕ2} \cdot l} = \frac{Yd_{ij}}{l}, \quad (3.36)$$

де  $Y$  – модуль Юнга;  $l$  – довжина ПЕ [53].

Отже, коефіцієнт передачі  $K_{ПГ}$  ПГ дорівнюватиме:

$$K_{ПГ}(p) = \frac{W_1 W_2 W_3(p) W_4(p) W_5(p)}{1 + W_2 W_3(p) W_4(p) W_5(p) W_6(p) W_7} = W_1 \frac{W(p)}{1 + W(p) Z(p)}, \quad (3.37)$$

де  $W_1$  – передатна функція, яка відповідає за перетворення сили  $G \equiv m \cdot g_z$  у механічне напруження;  $W(p) = W_2 W_3(p) W_4(p) W_5(p)$  – коефіцієнт передачі ланцюга прямого перетворення ПСТ, охопленого від’ємним зворотним зв’язком;  $Z(p) = W_6(p) W_7$  – коефіцієнт передачі ланцюга від’ємного зворотного зв’язку.

Підставивши всі значення часткових передатних функцій ПЕ у (3.37), отримаємо:

$$K_{ПГ}(p) = \frac{1}{S} \frac{\left[ d_{ij} S \cdot \frac{1}{C_{ПЕ}} \cdot \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{1 + \tau p}{1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p} \cdot K_{ОП} \right]}{\left[ 1 + d_{ij} S \cdot \frac{1}{C_{ПЕ}} \cdot \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{1 + \tau p}{1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p} \cdot K_{ОП} \cdot \gamma_R \frac{(1 + \frac{\tau}{\gamma_R} p)}{(1 + \tau p)} \cdot \frac{Yd_{ij}}{l} \right]}. \quad (3.38)$$

Оскільки ланки  $W_4$  та  $W_6$  описують процеси, які є оберненими один до одного, то припустимо, що їх добуток буде приблизно дорівнювати одиниці, а формула (3.38) матиме вигляд:

$$K_{ПГ}(p) = \frac{1}{S} \frac{\left[ d_{ij} S \cdot \frac{1}{C_{ПЕ}} \cdot \frac{1}{\varepsilon_R} \frac{1 + \tau p}{1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p} \cdot K_{ОП} \right]}{\left[ 1 + d_{ij} S \cdot \frac{1}{C_{ПЕ}} \cdot K_{ОП} \cdot \frac{Yd_{ij}}{l} \right]}. \quad (3.39)$$

Похибка ПГ, як і всіх п’езоперетворювачів значною мірою залежить від стабільності п’езомодуля та коефіцієнта електромеханічного зв’язку під впливом

дестабілізуючих факторів. Отже, як показано у [55], для її мінімізації вводять наступну умову:

$$W(p) \cdot Z(p) \approx 1. \quad (3.40)$$

Із умови (3.40) видно, що добуток коефіцієнта передачі ланцюга прямого перетворення, охопленого від'ємним зворотним зв'язком, на коефіцієнт передачі ланцюга зворотного зв'язку дорівнює одиниці. Це є принципіальною відмінністю нового ПГ від відомих вимірювальних систем, у яких дана умова має вигляд:

$$W(p) \cdot Z(p) \rightarrow \infty. \quad (3.41)$$

Однак на практиці добуток  $W(p) \cdot Z(p)$  може дещо відрізнятись від одиниці, бо ці коефіцієнти залежать також від форми, розмірів та просторового розташування електродів, а також від утворених у каналах передачі п'єзоелемента додаткових електричних полів. Новий ПГ працює в області низьких частот, відповідно введений зворотний зв'язок є залежним від частоти. Таким чином, параметри зворотнього зв'язку можуть суттєво змінювати властивості ПГ, його частотні та перехідні характеристики, при цьому як зменшуючи, так і збільшуючи його власну частоту. Оскільки власна частота ПГ повинна бути відносно низькою, рівною 0,1 рад/с, а добротність максимальною, тому підбираємо тільки параметри  $R_{вих}$  та  $R_{вх}$  за відповідними критеріями.

Введення від'ємного зворотнього зв'язку суттєво впливає на нелінійні відхилення системи. Це можна показати по формулі:

$$U_{2k}^* = \frac{U_{2k}}{1 + W(p) \cdot Z(p)}, \quad (3.42)$$

де  $U_{2k}^*$  – напруга відповідної гармоніки на виході перетворювача;  $U_{2k}$  – напруга відповідної гармоніки на вході перетворювача із від'ємним зворотнім зв'язком.

Таким чином, зменшуючи напругу гармонік на виході замкненої системи, від'ємний зворотній зв'язок лінеалізує систему, зменшуючи тим самим частотні відхилення.

### 3.5. Аналіз методичних похибок АГС

Використаємо рівняння для визначення допустимих похибок вимірювання параметрів руху літака компонентами АГС. Перепишемо дане рівняння у вигляді [9]:

$$\Delta g = f_z + D, \quad (3.43)$$

де  $D$  – сумарна похибка АГС, яка, з урахуванням 3,9, матиме вигляд:

$$D = \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \gamma_0. \quad (3.44)$$

Параметри, що входять у рівність (3.44), визначаються окремими підсистемами АГС.

Зв'язок між абсолютними значеннями похибок  $\Delta v$ ,  $\Delta k$ ,  $\Delta \varphi$ ,  $\Delta h$ ,  $\Delta \dot{h}$  підсистем можна представити у вигляді повного диференціала функції  $D$  :

$$\Delta D = \left( \frac{dD}{dv} \right) \Delta v + \left( \frac{dD}{dk} \right) \Delta k + \left( \frac{dD}{d\varphi} \right) \Delta \varphi + \left( \frac{dD}{dh} \right) \Delta h + \left( \frac{dD}{d\dot{h}} \right) \Delta \dot{h}, \quad (3.45)$$

де  $\frac{dD}{dv}$ ,  $\frac{dD}{dk}$ ,  $\frac{dD}{d\varphi}$ ,  $\frac{dD}{dh}$ ,  $\frac{dD}{d\dot{h}}$  – коефіцієнти чутливості АГС до похибок вимірювання

відповідних параметрів:

$$\frac{dD}{dv} = \frac{2v}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} \cos k \sin 2\varphi;$$

$$\frac{dD}{dk} = 2\omega_3 v \cos k \cos \varphi - 2e \frac{v^2}{r} \cos^2 \varphi \sin 2k + 2\dot{h} \frac{e}{r} v \sin k \sin 2\varphi;$$

$$\frac{dD}{d\varphi} = 2\omega_3 v \sin k \sin \varphi - \omega_3^2 h \sin 2\varphi - 4e \frac{v^2}{r} \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \sin 2\varphi - 4\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \cos 2\varphi - \gamma_{0e} \cdot 5.3 \cdot 10^{-3} \left( 1 - 2 \frac{h}{r} \right) \sin 2\varphi;$$

$$\frac{dD}{dh} = \omega_3^2 \cos^2 \varphi + 2 \frac{\gamma_{0e}}{r}; \quad \frac{dD}{d\dot{h}} = -2 \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi.$$

Числові значення коефіцієнтів чутливості (табл. 3.1) відповідають таким параметрам:  $h = 5 \cdot 10^3$  м,  $e = 3,4 \cdot 10^{-3}$ ,  $r = 6,4 \cdot 10^6$  м,  $\omega_3 = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{с}^{-1}$ ,  $\gamma_{0e} =$

9,78049м/с<sup>2</sup>. За даними табл. 3.1 можна визначити максимально допустимі похибки вимірювання основних параметрів компонентами АГС.

Таблиця 3.1

**Максимальні коефіцієнти чутливості похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання параметрів**

№ п/п	Максимальні коефіцієнти чутливості похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання параметрів				
1	$v, \text{ м/с}$	258	150	90	75
2	$\dot{h}, \text{ м/с}$	40	30	21	15
3	$\frac{dD}{dv}, \text{ мГал/м} \cdot \text{с}^{-1}$	22,80	19,80	18,00	17,00
4	$\frac{dD}{dk}, \text{ мГал/кут.хв}$	1,10	0,70	0,45	0,32
5	$\frac{dD}{d\varphi}, \text{ мГал/кут.хв}$	2,31	2,06	1,90	1,81
6	$\frac{dD}{dh}, \text{ мГал/м}$	0,30	0,30	0,30	0,30
7	$\frac{dD}{d\dot{h}}, \text{ мГал/м} \cdot \text{с}^{-1}$	$3 \cdot 10^{-2}$	$2 \cdot 10^{-2}$	$1,08 \cdot 10^{-2}$	$0,8 \cdot 10^{-2}$

### 3.5.1. Допустима похибка вимірювання швидкості

Виразимо чутливість вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання швидкості:

$$\begin{aligned} \frac{dD}{dv} = \frac{2v}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 \sin k \cos \varphi - \\ - 2\dot{h} \frac{e}{r} \cos k \sin 2\varphi. \end{aligned} \quad (3.46)$$

Якщо підставити  $v = 258 \text{ м/с}$ ,  $e = 3,4 \cdot 10^{-3}$ ,  $r = 6,4 \cdot 10^6 \text{ м}$ ,  $\omega_3 = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}$ ,  $\dot{h} = 40 \text{ м/с}$  і знехтувати деякими складовими через їх малість порівняно із іншими членами рівняння, то рівність (3.46) можна записати у спрощеному вигляді:

$$\frac{dD}{dv} \cong 3,6 \cdot (2,24 + 4,05 \sin k \cos \varphi), \frac{\text{мГал}}{\text{м/с}}. \quad (3.47)$$



Використовуючи вираз (3.47), побудуємо графіки чутливості вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання швидкості залежно від широти місця при постійних значеннях курсу відповідно до табл. 3.2 (рис.3.10).

Таблиця 3.2

### Чутливість АГС до похибок вимірювання швидкості залежно від широти

№	$\varphi$ , град	$\cos \varphi$	$\frac{\Delta D}{\Delta v} / 3.6; \frac{mGal}{m/c}$	
			Східний курс $k=90^0$	Західний курс $k=270^0$
1	90	0	2,24	2,24
2	80	0,17	2,93	1,55
3	75	0,26	3,30	1,18
4	60	0,50	4,26	0,22
5	45	0,71	5,10	-0,62
6	30	0,87	5,77	-1,29
7	15	0,95	6,17	-1,69
8	0	1	6,29	-1,81

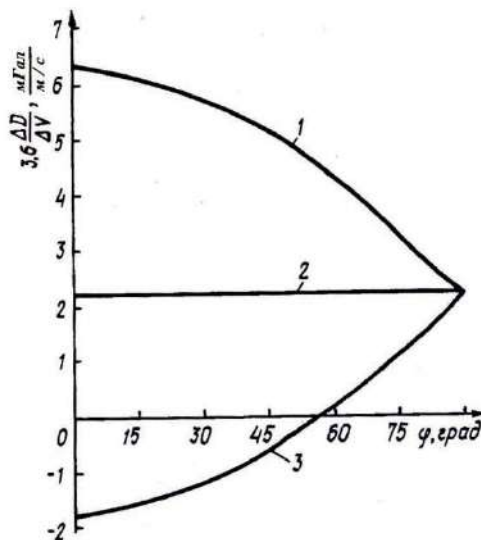


Рис. 3.10. Широтна залежність чутливості АГС до похибки вимірювання швидкості при  $k$ , град: 1 – 90; 2 – 180, 360; 3 – 270

Графік залежності чутливості вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання швидкості залежно від курсу при постійних широтах (відповідно до табл. 3.3) зображений на рис. 3.11.

### Значення чутливості АГС до похибок вимірювання швидкості

залежно від курсу,  $\frac{mGal}{m/c}$

№	k, град	φ, град			
		0	45	60	75
1	0	2,24	2,24	2,24	2,24
2	30	4,26	3,67	3,25	2,76
3	60	5,74	4,72	4,00	3,15
4	90	6,29	5,10	4,26	3,29
5	120	5,74	4,72	4,00	3,15
6	150	4,26	3,67	3,25	2,76
7	180	2,24	2,24	2,24	2,24
8	210	0,22	0,81	1,23	1,72
9	240	-1,30	-0,24	0,48	1,33
10	270	1,81	-0,62	0,22	1,19
11	300	-1,30	-0,24	0,48	1,33
12	330	0,22	0,81	1,23	1,72
13	360	2,24	2,24	2,24	2,24

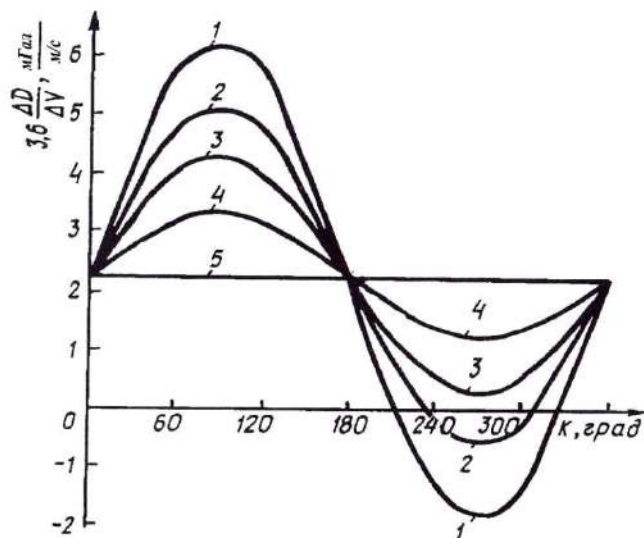


Рис. 3.11. Графіки зміни чутливості АГС до похибки зміни швидкості залежно від зміни курсу при широті: 1 -  $0^{\circ}$ , 2 -  $45^{\circ}$ , 3 -  $60^{\circ}$ , 4 -  $75^{\circ}$ , 5 -  $90^{\circ}$

Аналіз графіків на рис. 3.10, 3.11 дає можливість зробити наступні висновки:

1) чутливість АГС до похибки вимірювання швидкості максимальна для східного і західного курсів (відповідно  $22,6 \frac{мГал}{м/с}$  і  $-6,5 \frac{мГал}{м/с}$ ) при широті  $\varphi = 0^0$ , тобто на екваторі;

2) чутливість АГС до похибки вимірювання швидкості мінімальна при русі ЛА за північним і південним курсом і при  $\varphi = 90^0$  незалежно від курсу ( $8,05 \frac{мГал}{м/с}$ ).

Отже, для зменшення чутливості АГС до похибок вимірювання швидкості перевагу слід віддавати меридіональному розташуванню маршрутів вимірювання ПСТ.

Позначимо  $\Delta D_i$  – похибка АГС, спричинена похибками вимірювання кожного з параметрів руху літака, де  $i = v, k, \varphi, h, \dot{h}$ . Із виразу (3.44) видно, що похибку  $\Delta D_v$ , спричинену похибками вимірювання швидкості  $\Delta v$ , можна представити у формі:

$$\Delta D_v = \left( \frac{dD}{dv} \right) \Delta v. \quad (3.48)$$

Враховуючи дані табл. 3.1, визначимо з рівності (3.48) допустиме значення максимальної похибки вимірювання швидкості за умови, що похибка АГС має бути не більша, ніж 1 мГал:

$$\Delta v = \frac{\Delta D_v}{dD/dv} = 0.05 \text{ м/с}. \quad (3.49)$$

### 3.5.2. Допустима похибка вимірювання широти

Виразимо чутливість похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання широти:

$$\begin{aligned} \frac{dD}{d\varphi} = & 2\omega_3 v \sin k \sin \varphi - \omega_3^2 h \sin 2\varphi - 4e \frac{v^2}{r} \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2}\right) \sin 2\varphi - 4\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \cos 2\varphi - \\ & - \gamma_{0e} \cdot 5,3 \cdot 10^{-3} \left(1 - 2\frac{h}{r}\right) \sin 2\varphi. \end{aligned} \quad (3.50)$$

Якщо підставити  $v = 258$  м/с,  $e = 3,4 \cdot 10^{-3}$ ,  $r = 6,4 \cdot 10^6$  м,  $\omega_3 = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{с}^{-1}$ ,  $\dot{h} = 40$  м/с,  $h = 9 \cdot 10^3$  м,  $\gamma_{0e} = 9,78049$  м/с<sup>2</sup> і знехтувати деякими складовими через їх малість порівняно із іншими членами рівняння, дістанемо відповідні рівності для  $k = 90^0, 270^0, 180^0$  :

$$\begin{aligned}\frac{dD}{d\varphi} &= 1.13 \sin \varphi + 1.58 \sin 2\varphi; \\ \frac{dD}{d\varphi} &= -1.13 \sin \varphi + 1.58 \sin 2\varphi; \\ \frac{dD}{d\varphi} &= 1.58 \sin 2\varphi.\end{aligned}\tag{3.51}$$

Якщо, користуючись виразом (3.51), побудувати та проаналізувати графіки чутливості вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання широти, то можна стверджувати, що чутливість похибки є максимальною у разі руху літака на схід, тобто при  $k = 90^0$ , а найменшою – на захід.

Із виразу (3.44) видно, що похибку  $\Delta D_\varphi$ , спричинену похибками вимірювання широти  $\Delta\varphi$ , можна представити у вигляді:

$$\Delta D_\varphi = \left( \frac{dD}{d\varphi} \right) \Delta\varphi.\tag{3.52}$$

Враховуючи дані табл. 3.1, визначимо з рівності (3.52) допустиме значення максимальної похибки вимірювання широти за умови, що похибка АГС має бути не більша, ніж 1 мГал:

$$\Delta\varphi = \frac{\Delta D_\varphi}{dD/d\varphi} = 0.5 \text{ кут.хв.}\tag{3.53}$$

### 3.5.3. Допустима похибка вимірювання курсу

Виразимо чутливість похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання курсу:

$$\frac{dD}{dk} = 2\omega_3 v \cos k \cos \varphi - 2e \frac{v^2}{r} \cos^2 \varphi \sin 2k + 2\dot{h} \frac{e}{r} v \sin k \sin 2\varphi.\tag{3.54}$$

Якщо підставити  $v = 258$  м/с,  $\omega_3 = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{с}^{-1}$ ,  $e = 3,4 \cdot 10^{-3}$ ,  $r = 6,4 \cdot 10^6$  м,  $\dot{h} = 40$  м/с і знехтувати деякими складовими через їх малість порівняно із іншими членами рівняння, то рівність можна переписати у спрощеному вигляді:

$$\frac{dD}{dk} = 0,29 \cdot 10^{-6} \cos k \cos \varphi \cdot (3770 - 14,1 \cos \varphi \sin k). \quad (3.55)$$

Із виразу (3.55) видно, що чутливість похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання курсу найменша, коли система працює на полюсі  $\varphi = 90^\circ$ , а найбільша – коли  $\varphi = 0^\circ$ .

Із рівняння (3.44) похибку  $\Delta D_k$ , спричинену похибками вимірювання широти  $\Delta k$ , представимо у вигляді:

$$\Delta D_k = \left( \frac{dD}{dk} \right) \Delta k. \quad (3.56)$$

Враховуючи дані табл. 3.1, визначимо з рівності (3.56) допустиме значення максимальної похибки вимірювання широти за умови, що похибка АГС має бути не більша, ніж 1 мГал:

$$\Delta k = \frac{\Delta D_k}{dD/dk} = 1,44 \text{ кут.хв.} \quad (3.57)$$

#### 3.5.4. Допустима похибка вимірювання висоти

Чутливість похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання висоти описується виразом:

$$\frac{dD}{dh} = \omega_3^2 \cos^2 \varphi + 2 \frac{\gamma_0}{r}. \quad (3.58)$$

Аналогічно до попереднього методу визначення похибки системи, представимо відповідний вираз для визначення  $\Delta D_h$ :

$$\Delta D_h = \left( \frac{dD}{dh} \right) \Delta h. \quad (3.59)$$

звідки визначимо допустиму похибку вимірювання висоти на підставі необхідних значень із табл. 3.1 і того, що похибка АГС має бути не більша, ніж 1 мГал:

$$\Delta D_h = \left( \frac{dD}{dh} \right) \Delta h \Rightarrow \Delta h = \frac{\Delta D_h}{dD/dh} = 3.3 \text{ м.} \quad (3.60)$$

### 3.5.5. Допустима похибка визначення вертикальної швидкості

Чутливість похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання вертикальної швидкості описується виразом:

$$\frac{dD}{dh} = -2 \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi. \quad (3.61)$$

Із виразу (3.44) видно, що похибку АГС, спричинену похибкою визначення вертикальної швидкості, можна представити таким чином:

$$\Delta D_h = \left( \frac{dD}{dh} \right) \Delta \dot{h}, \quad (3.62)$$

звідки визначимо допустиму похибку вимірювання  $\Delta \dot{h}$  на підставі необхідних значень із табл. 3.1 і того, що похибка АГС має бути не більша, ніж 1 мГал:

$$\Delta \dot{h} = \frac{\Delta D_h}{dD/dh} = 0.5 \cdot 10^2 \text{ м/с.} \quad (3.63)$$

### 3.5.6. Допустима похибка стабілізації осі чутливості п'єзоелектричного гравіметра

У реальних умовах роботи вісь чутливості ПГ може відхилитися на деякий кут  $\chi$  від напрямку місцевої вертикалі. Враховуючи, що напрямок повного вектора прискорення сили тяжіння  $f_Z$  співпадає із напрямком істинної вертикалі, то внаслідок відхилення осі чутливості п'єзоелектричний гравіметр вимірює не істинне значення повного вектора ПСТ, а його проекцію  $f_{Z\epsilon}$  на миттєве або змінне положення цієї осі чутливості.

Для того, щоб похибки вимірювання ПСТ не перевищували допустимих значень, ПГ встановлено на ГСП. Тому важливо обчислити допустиму похибку стабілізації осі чутливості ПГ у положенні вертикалі. З рис.3.12 видно, що

$$\cos \chi = \frac{f_{z\epsilon}}{f_z} = 1 - \frac{\Delta f_{z\epsilon}}{f_z}. \quad (3.64)$$

Змінюючи  $\cos \chi$  двома першими членами розкладу в ряд цієї тригонометричної функції, перепишемо рівняння (3.64):

$$1 - \frac{\chi^2}{2} = 1 - \frac{\Delta f_{z\epsilon}}{f_z}. \quad (3.65)$$

Прийнявши до уваги те, що  $\Delta f_{ze}$  не має перевищувати 1 мГал, або  $1 \cdot 10^{-6} g$ , дістанемо з (3.65), що допустима похибка стабілізації осі чутливості ПГ має не перевищувати:

$$\chi \leq \sqrt{\frac{2\Delta f_{ze}}{f_z}} = 1.41 \cdot 10^{-3} \text{ рад} = 5 \text{ кут.хв} \quad (3.66)$$

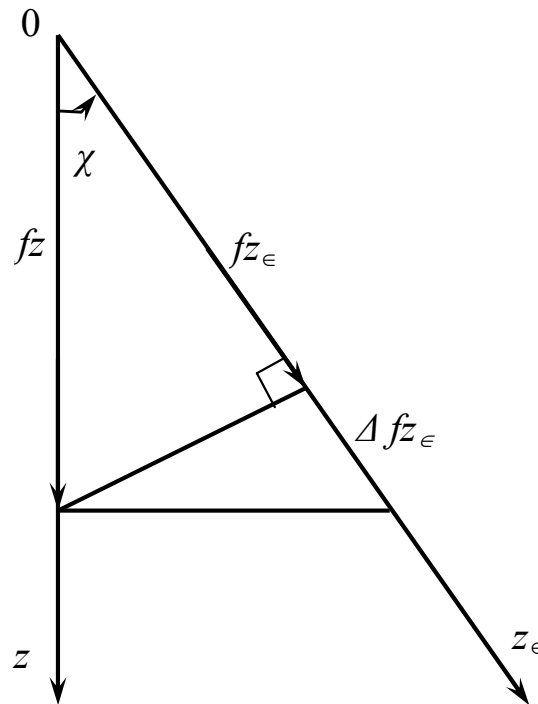


Рис.3.12. Похибка позиціонування ПГ

### 3.5.7. Допустима похибка визначення шляху

Обчислимо допустиму похибку визначення шляху, скориставшись співвідношенням:

$$\Delta v = \frac{\Delta D_v}{dD/dv} = 0.05 \text{ м/с} \text{ ,} \quad (3.67)$$

$$\Delta s = \Delta t 0.05 \text{ м.} \quad (3.68)$$

Оскільки час визначення й усереднення основних навігаційних параметрів становить 30 с, то, підставивши у (3.68)  $\Delta t = 30$  с, дістанемо:

$$\Delta s = \Delta t 0.05 = 1.5 \text{ м.} \quad (3.69)$$

Отже, наведемо обчислені максимальні значення похибок вимірювання досліджуваних параметрів:

Таблиця 3.4

**Максимальні значення похибок вимірювання досліджуваних параметрів АГС**

№ п/п	Похибки вимірювання	Величина Похибки
1	Шляхова швидкість $v$ , м/с	0,05
2	Курс $k$ , кут. хв.	1,43
3	Географічна широта $\varphi$ , кут. хв.	0,5
4	Висота $h$ , м	3,3
5	Вертикальна швидкість $\Delta \dot{h}$ , м/с	$0,5 \cdot 10^2$
6	Шлях $s$ , м	1,5
7	Похибка стабілізації осі чутливості кут. хв.	5

### 3.6. Спосіб виставлення осі чутливості п'єзоелектричного гравіметра



Для АГС нового типу вимірювання аномалій ПСТ визначається здебільшого точністю виставлення осі чутливості ПГ. У реальних умовах роботи, як зазначалось у п. 3.5.8, вісь чутливості ПГ може відхилитися від напрямку місцевої вертикалі на деякий кут  $i$ , як наслідок, п'єзогравіметр вимірює проекцію на змінне або миттєве положення цієї осі чутливості, а його не істинне значення повного вектора ПСТ. Тому пропонується декілька способів виставлення осі чутливості ПГ у нульове положення, один з яких – високоточне виставлення осі чутливості ПГ в тривимірному просторі [83].

Високоточне виставлення осі чутливості ПГ 1 у тривимірному просторі (рис. 3.13) забезпечується за рахунок високоточного виставлення у тривимірному просторі положення площини, що відповідає поверхні корпусу ПГ, на якій закріплені мітка 4 та світловідбиваючий елемент 7. У цій же площині розташовано напрямок місцевої вертикалі. Це забезпечується попередньою орієнтацією у тривимірному просторі фотоелектричного автоколіматора 8. За допомогою фотоелектричного автоколіматора 8 визначається відхилення цієї площини від перпендикулярності до оптичної осі фотоелектричного автоколіматора 8. Сигнал, що пропорційний ступеню цього незбігу, надходить до іншого входу цифрової ЕОМ 3. Керуючи просторовим положенням ГСП 2 ЕОМ 3 ліквідує цей незбіг. Таким чином забезпечується розташування осі чутливості ПГ 1 перпендикулярно оптичній осі фотоелектричного автоколіматора 8 у вертикальній площині.

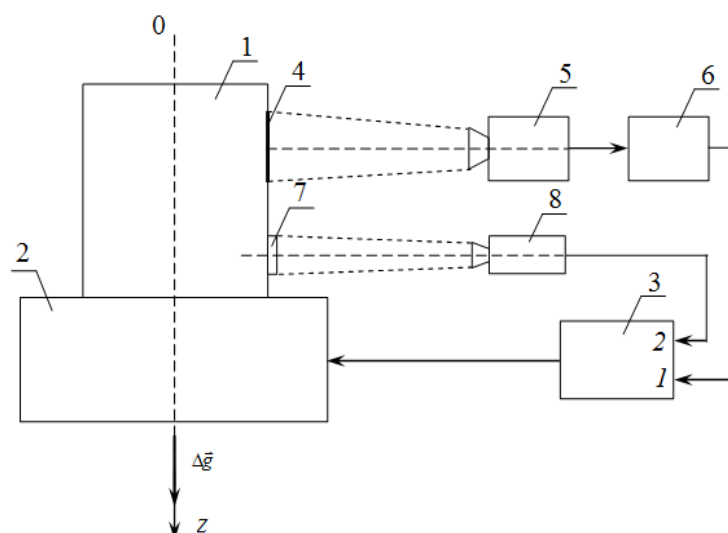


Рис. 3.13. Гравіметрична система з високоточним виставленням осі чутливості ПГ:

1 – ПГ, 2 – ГСП, 3 – ЕОМ, 4 – мітка, 5 – відеокамера, 6 – процесор лінійної апроксимації мітки, 7 – світловідбиваючий елемент, 8 – фотоелектричний автоколіматор

Однак, вісь чутливості ПГ 1 розміщена на вертикальній площині. Зазвичай вісь чутливості відхиляється від напрямку місцевої вертикалі на деякий кут. Це відхилення визначають за допомогою мітки 4, процесора 6 лінійної апроксимації мітки та відеокамери 5. Відеокамера 5 реєструє відхилення даної мітки від напрямку місцевої вертикалі та оптично пов'язана із нанесеною на корпус ПГ 1 міткою 4. На вхід процесора 6 лінійної апроксимації відеозображення мітки поступає сигнал з відеокамери 5. Інформація з процесора 6 лінійної апроксимації відеозображення мітки, після обробки, надходить до першого входу цифрової ЕОМ 3. Ця ЕОМ керує просторовим положенням ГСП 2 таким чином, щоб ліквідувати незбіг мітки 4 з напрямком місцевої вертикалі.

### **3.7. Склад і структура похибок п'єзоелектричного гравіметра**

Для аналізу похибок ПГ треба дотримуватися наступної класифікації: залежно від чинників, що зумовлюють похибки, – методичні, обумовлені недосконалістю методу вимірювання або невідповідністю об'єкта вимірювання його моделі, прийнятій для вимірювання та інструментальні, спричинені властивостями засобу вимірювання; за характером впливу – статичні, динамічні; залежно від повторюваності похибок – випадкові, які змінюються випадковим чином (як за величиною, так і за знаком) під час повторних вимірювань однієї і тієї ж величини та систематичні, які залишаються постійними або закономірно змінюються під час тих же вимірювань [84, 85].

#### **3.7.1. Інструментальні похибки**

Інструментальна похибка ПГ визнається як суму похибок усіх величин, що безпосередньо впливають на кінцевий вихідний сигнал п'єзогравіметра [86].

Основна формула перетворення ПСТ у напругу має вигляд:

$$U_{ВИХ} = \frac{d_{ij} \cdot m \cdot g_z}{C_{ПЕ}}, \quad (3.70)$$

де  $U_{ВИХ}$  – вихідна напруга ПГ;  $d_{ij}$  – п'єзомодуль;  $g_z$  – ПСТ;  $C_{ПЕ}$  – електрична ємність ПЕ;  $m$  – маса ПЕ та ІМ разом.

Реальне значення ПСТ визначається за формулою:

$$g_z = \frac{U_{ВИХ} \cdot C_{ПЕ}}{d_{ij} \cdot m}. \quad (3.71)$$

Відносна похибка вихідного сигналу дорівнює сумі множин відносних похибок параметрів на показники ступенів цих параметрів:

$$\frac{\Delta g_z}{g_z} = \frac{\Delta U_{ВИХ}}{U_{ВИХ}} + \frac{\Delta C_{ПЕ}}{C_{ПЕ}} - \frac{\Delta d_{ij}}{d_{ij}} - \frac{\Delta m}{m}. \quad (3.72)$$

Розглянемо кожну складову похибки:

1) Для обчислення похибки зміни п'єзомодуля згадаємо, що матеріал з якого виготовлено чутливий елемент нового ПГ, є кварц. У пункті 2.8 була наведена температурна характеристика ПГ.

П'єзомодуль зі зміною температури змінює параметри по закону:

$$\Delta d_{ij} = d_{ij} \alpha_{cmp} \cdot \Delta t, \quad (3.73)$$

де  $\Delta t$  – величина зміни температури,  $\alpha_{cmp}$  – температурний коефіцієнт лінійного розширення матеріалу кварцу.

Відносна похибка зміни п'єзомодуля від зміни температури запишеться у вигляді:

$$\left( \frac{\Delta d_{ij}}{d_{ij}} \right) = \alpha_{cmp} \Delta t. \quad (3.74)$$

Для ніобату літію  $\alpha = 0.59 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$  [72], тоді

$$\left( \frac{\Delta d_{ij}}{d_{ij}} \right) = 0.59 \cdot 10^{-6} \cdot 1 = 0.59 \cdot 10^{-6}. \quad (3.75)$$

2) Для розрахунку похибки від зміни електричної ємності скористаємось формулою:

$$C_{ПЕ} = \frac{\varepsilon \cdot S}{h_n}, \quad (3.76)$$

де  $S$  – площа ПЕ;  $\varepsilon$  – діелектрична проникливість ніобату літію;  $h_n$  – висота ПЕ.

Як бачимо із формули (3.76), похибка електричної ємності, у першу чергу, залежить від зміни діелектричної проникливості та площі, на яку діє ПСТ. У пункті 2.8 була наведена характеристика залежності зміни діелектричної проникливості від зміни температури для ніобату літію. Для діапазоні температур від  $0^{\circ}\text{C}$  до  $+500^{\circ}\text{C}$  діелектрична проникливість змінилося лише на 0,5%, а у розрахунку на  $1^{\circ}\text{C}$  це становитиме лише 0,001%.

Звідси отримуємо, що похибка від зміни діелектричної проникливості складе:

$$\left(\frac{\Delta\varepsilon}{\varepsilon}\right) = 1 \cdot 10^{-5}. \quad (3.77)$$

Відносна похибка від зміни площі пружного елемента  $\frac{\Delta S}{S}$ :

$$\frac{\Delta S}{S} = \frac{\Delta b}{b} + \frac{\Delta l}{l}, \quad (3.78)$$

де  $b=20 \cdot 10^{-3}\text{м}$ ,  $l=20 \cdot 10^{-3}\text{м}$  – ширина та довжина п'єзоелемента;  $\Delta b$ ,  $\Delta l = 0,8\text{мкм}$  – допуски на сторони площі ПЕ.

$$\frac{\Delta S}{S} = \frac{0.8 \cdot 10^{-6}}{20 \cdot 10^{-3}} + \frac{0.8 \cdot 10^{-6}}{20 \cdot 10^{-3}} = 0.72 \cdot 10^{-4}. \quad (3.79)$$

Похибка від зміни висоти пружного елемента  $\frac{\Delta h_n}{h_n}$  при  $\Delta h_n = 0,3\text{мкм}$ , буде дорівнювати:

$$\frac{\Delta h_n}{h_n} = \frac{0.3 \cdot 10^{-6}}{5 \cdot 10^{-3}} = 0.6 \cdot 10^{-4}. \quad (3.80)$$

Похибка від зміни електричної ємності у сукупності буде дорівнювати:

$$\frac{\Delta C_{П}}{C_{П}} = \frac{\Delta\varepsilon}{\varepsilon} + \frac{\Delta S}{S} - \frac{\Delta h_n}{h_n} = 0.1 \cdot 10^{-4} + 0.72 \cdot 10^{-4} - 0.6 \cdot 10^{-4} = 0.22 \cdot 10^{-4}. \quad (3.81)$$

3) Для розрахунку похибки від зміни маси ЧЕ використаємо формулу:

$$m = \rho \cdot V, \quad (3.82)$$

де  $V$  – об'єм ПЕ;  $\rho$  – густина ніобату літію.

Похибка від зміни густини п'єзоелементу залежить від температури зовнішнього середовища, а отже, по аналогії до заходження похибки від зміни п'єзомодуля, маємо:

$$\left( \frac{\Delta\rho}{\rho} \right) = \alpha_{cmp} \Delta t, \quad (3.83)$$

де  $\alpha_{cmp} = 0.59 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$  [72] – температурний коефіцієнт лінійного розширення для кварцу;  $\Delta t$  – величина зміни температури.

Відносна похибка зміни густини ПЕ:

$$\left( \frac{\Delta\rho}{\rho} \right) = 0.59 \cdot 10^{-6} \cdot 1 = 0.59 \cdot 10^{-6}. \quad (3.84)$$

Похибка від зміни об'єму прежного елементу розраховується наступним чином:

$$\left( \frac{\Delta V}{V} \right) = \frac{\Delta S}{S} + \frac{\Delta h_n}{h_n} = 0,72 \cdot 10^{-4} + 0,6 \cdot 10^{-4} = 1,32 \cdot 10^{-4}. \quad (3.85)$$

Отже, похибка від зміни маси ПЕ одноканального ПГ буде рівна:

$$\frac{\Delta m}{m} = \frac{\Delta\rho}{\rho} + \frac{\Delta S}{S} + \frac{\Delta h_n}{h_n} = 0.59 \cdot 10^{-6} + 0.72 \cdot 10^{-4} + 0.6 \cdot 10^{-4} = 1.32 \cdot 10^{-4}.$$

Для двоканального ПГ похибка від зміни маси ПЕ буде рівна:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta m}{m} &= \frac{\Delta\rho}{\rho} + \frac{\Delta S}{S} + \frac{\Delta h_n}{h_n} = 2(0.59 \cdot 10^{-6} + 0.72 \cdot 10^{-4} + 0.6 \cdot 10^{-4}) = \\ &= 2 \cdot 1.32 \cdot 10^{-4} = 2.64 \cdot 10^{-4} \end{aligned} \quad (3.86)$$

4) Похибку від зміни напруги визначаємо із наступних міркувань. Оскільки максимальна інструментальна похибка п'єзогравіметра не повинна перевищувати 0,1 мГал (це на порядок менше сумарної похибки п'єзогравіметра 1 мГал), тобто  $1 \cdot 10^{-5} \text{ м/с}^2$ , тому:

$$\frac{\Delta U_{ВИХ}}{U_{ВИХ}} = \frac{\Delta g_z}{g_z} - \frac{\Delta C_{ПЕ}}{C_{ПЕ}} + \frac{\Delta d_{ij}}{d_{ij}} + \frac{\Delta m}{m} = 0.01 \cdot 10^{-4} - 0.22 \cdot 10^{-4} + 0.0059 \cdot 10^{-4} + 1.3 \cdot 10^{-4} = 1.1 \cdot 10^{-4}. \quad (3.87)$$

Занесемо значення всіх похибок до табл. 3.4

Таблиця 3.4

### Інструментальні похибки ПГ

№ п/п	Складові величини інструментальної похибки	Величина похибки
1	Зміна напруги, $\frac{\Delta U}{U}$	$1,1 \cdot 10^{-4}$
2	Зміна п'єзомодуля, $\frac{\Delta d_{ij}}{d_{ij}}$	$0,0059 \cdot 10^{-4}$
3	Зміна електричної ємності ПЕ, $\frac{\Delta C_{ПЕ}}{C_{ПЕ}}$	$0,22 \cdot 10^{-4}$
4	Зміна маси, $\frac{\Delta m}{m}$	$2,6 \cdot 10^{-4}$
Сумарна інструментальна похибка		$4,93 \cdot 10^{-4}$

Чутливий елемент одно каналного ПГ [4] виконано у вигляді набору п'єзопластин. У чутливого елемента частота власних коливань є низькою і дорівнює 0,1 рад/с. При цьому п'єзопластини п'єзогравіметра виконують функції чутливого елемента і фільтра низьких частот одночасно, відокремлюючи корисний сигнал ПСТ від високочастотних завад (за звичай це вертикальне прискорення літального апарату). Однак, конструкція п'єзогравіметра [4], наведена в табл. 3.4, не передбачає компенсацію інструментальних похибок від впливу зміни вологості, температури та тиску зовнішнього середовища. Ці впливи є значними в екстремальних умовах і є характерними при вимірюваннях на літальних апаратах.

Тому пропонується для компенсації інструментальних похибок виконати новий низькочастотний ПГ за двоканальною схемою [7]. Чутливий елемент 1 виконано з двома каналами, в кожному з яких встановлено по одному ПЕ. П'єзоелементи обох каналів є конструктивно ідентичними і виконані у вигляді п'єзопластин та ІМ, що закріплені одне на одному. ПЕ 3 одного каналу розташовано інерційною масою вниз, а п'єзоелемент 4 іншого каналу розташовано інерційною масою вгору. Виходи п'єзопластин обох каналів з'єднані з входами суматора 5, вихід якого з'єднаний із входом пристрою 2 обчислення вихідного сигналу гравіметра. (рис. 2.1) [6, 7].

На п'єзоелементи обох каналів діє прискорення сили тяжіння  $g_z$ , вертикальне прискорення  $\ddot{h}$  літального апарату та інструментальні похибки  $\Delta i$ . Інструментальні похибки виникають від впливу залишкової неідентичності конструкцій однакових інерційних мас та п'єзопластин, від впливу зміни вологості, тиску та температури зовнішнього середовища. Якщо відобразити всі ці впливи на вимірювальну вісь  $Oz$  ПГ та врахувати те, що ПЕ 3 одного каналу працює на розтяг, а п'єзоелемент 4 іншого каналу – на стиснення, то отримаємо:

$$u_1 = k(mg_z + m\ddot{h} + \Delta i);$$

$$u_2 = k(mg_z - m\ddot{h} - \Delta i),$$

де  $u_2$  – вихідний електричний сигнал п'єзопластин іншого каналу;  $u_1$  – вихідний електричний сигнал п'єзопластин одного каналу;  $k$  – п'єзоелектрична стала;  $m$  – вага інерційної маси.

Вихідні електричні сигнали  $u_1$  та  $u_2$  п'єзопластин обох каналів сумуються у суматорі 5:  $u_\Sigma = u_1 + u_2 = 2kmg_z$ , де  $u_\Sigma$  – вихідний сигнал суматора 5.

Вихідний сигнал  $u_\Sigma$  суматора 5 подається до пристрою 2 обчислення вихідного сигналу ПГ, де він обчислюється за певний інтервал часу. Після обчислення отримуємо вихідний сигнал  $T$  пристрою обчислення вихідного сигналу 2 двоканального низькочастотного п'єзогравіметра, що містить подвоєний сигнал ПСТ. У цьому сигналі повністю відсутні похибки вимірювань, що спричинені впливом вертикального прискорення  $\ddot{h}$ .

У двоканальній схемі нового ДПГ інструментальні похибки у двох каналах будуть з різними знаками Тому сумарна інструментальна похибка ДПГ дорівнює нулю. Це є також перевагою ДПГ.

### 3.7.2. Похибка кріплення п'єзоелектричного гравіметра до основи

Необхідно приділяти значну увагу способу кріплення ПГ до ГСП чи іншої основи, на якій встановлено ПГ. Це кріплення, зазвичай, має вигляд пружного зв'язку (рис.3.14).

Недоліки у кріпленні ПГ до основи (невдало підібрані способи кріплення) можуть призвести до значних похибок ПГ.

Дані похибки впливають, головним чином, на частотну характеристику ПГ (поява резонансів). Такі похибки є незначними на частотах до 200 Гц, але надалі вони суттєво впливають на покази ПГ. Існує графік залежності способів кріплення від величини частоти коливань основи (рис. 3.15) [60].

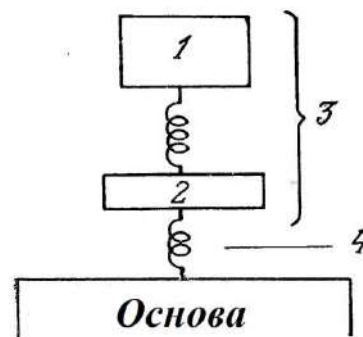


Рис. 3.14. Механічна модель ПГ: 1– ЧЕ; 2 – основа ПГ; 3 – ПГ; 4 – спосіб кріплення

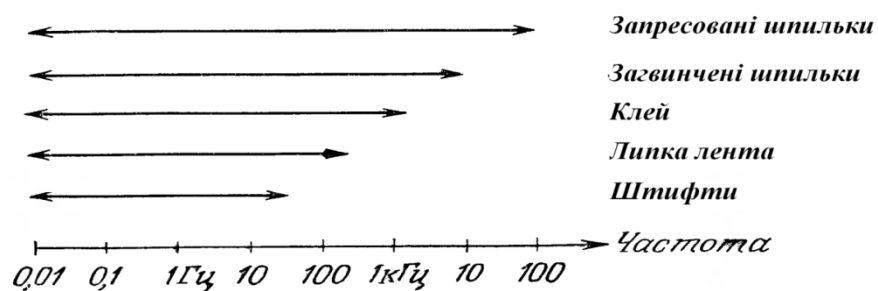


Рис. 3.15. Способи кріплення, які використовуються у залежності від робочого діапазону частот коливань основи



Існує загальне правило, яке стосується будь-якого способу кріплення – це максимально близький до ідеального стан поверхні основи.

Із графіка на рис. 3.15 у досліджуваному ДПГ обираємо спосіб кріплення – загвинчені шпильки (3 штуки). Цей спосіб кріплення відповідає досить великому робочому діапазону вимірювання ДПГ. Ця похибка виникає лише при вимірюваннях на частотах, що більші за 10 кГц.

Шар змазки суттєво покращує сполучення ДПГ із основою. Але, необхідно уникати попадання будь-яких дрібних елементів на шліфовану поверхню основи.

### **3.7.3. Похибка, викликана шумами**

Відомі різні типи шумів, що діють у вимірювальних системах, причини виникнення яких можуть бути найрізноманітнішими. Тому, щоб гарантувати якісні показники ДПГ, необхідно враховувати всі можливі шуми і проектувати ДПГ так, щоб зменшити їх до рівня, при якому ними можна знехтувати при першому наближенні, чи взагалі ліквідувати їх вплив.

Одними із основних типів шумів, які необхідно зменшити у першу чергу, є шуми, зумовлені наявністю ємнісного зв'язку у конструкції ДПГ.

Найбільш поширений спосіб заглушення або усунення впливу такого шуму полягає у з'єднанні датчика з вимірювальною схемою екранованим або коаксіальним кабелем (рис. 3.16). Заземлене екрануюче обплетення відіграє роль екрана між джерелом шумів і системою ДПГ. Сучасний коаксіальний кабель складається із центрального провідника, оточеного шаром діелектрика. Діелектрик зовні покритий обплетенням або фольгою і захисною зовнішньою оболонкою з пластику. Пластикова оболонка захищає кабель від дії навколишнього середовища.

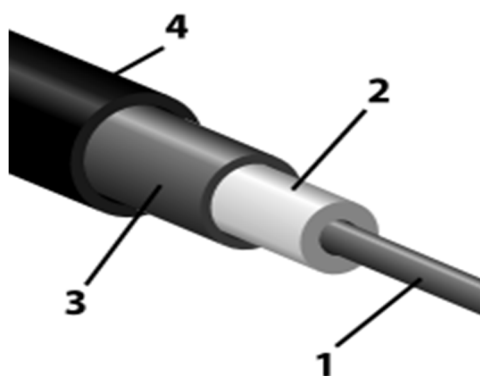


Рис. 3.16. Коаксіальний кабель: 1 – внутрішній провідник; 2 – ізоляція; 3 – зовнішній провідник; 4 – зовнішня оболонка

Однак, даний спосіб уникнення шумів передбачає відносно малу довжину екранованих кабелів. Також у процесі експлуатації коаксіальний кабель піддається впливу вологи і з часом значно погіршує свої характеристики.

Найбільш ефективним способом боротьби з шумами, що наводяться ємнісним шляхом, є використання скрученої пари проводів, відомої під назвою рівноважної (витої) пари (рис. 3.17). Внаслідок того, що взаємні перешкоди у кожній точці скрученої пари діють одна по відношенню до одної зустрічно, то ефект від їх впливу на вході підсилювача буде майже нульовим [60].

Після вибору типу кабелю, необхідно розглянути вплив шумів на покази ДПГ, викликаних сполученням цього кабелю із конструкцією ДПГ. Дійсно, здвиг ізоляції чи деформації ізоляції відносно провідників породжують рух зарядів, головним чином, під впливом п'єзоелектричних ефектів, а також через зміну просторового розподілу ємностей. Такі шуми зменшуються якщо, якщо кабель жорстко закріпити із віброуючою конструкцією на ділянці збурення.

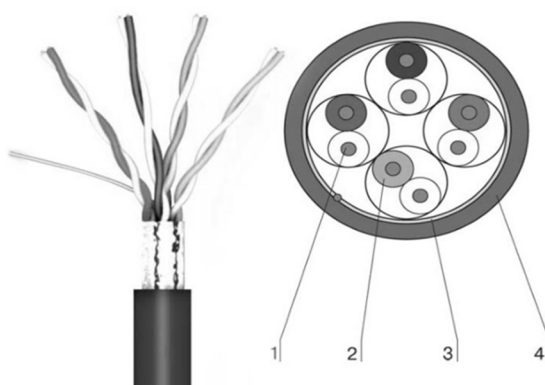


Рис. 3.17. Рівноважна пара CAT4 (чотири скручені пари): 1 – струмопровідна жила; 2 – ізоляція; 3 – загальний екран; 4 – зовнішня оболонка

Одним із варіантів схемних рішень, який дозволяє знизити рівень перешкод, викликаних шумами, є використання захисного кільця (рис.3.18). Високоомний вхід підсилювача з'єднано з низькоомним захистом, який знаходиться під тим же потенціалом, що і сам вхід. Такий підсилювач виконується неінвертуючим (виконує роль буфера). Тому його вихідний сигнал дорівнює вхідному, а вихідний опір є набагато меншим за вхідний. Захисне кільце з'єднане напряму з виходом підсилювача, утворює низькоомний вхід сигналам від будь-яких паразитних зв'язків.

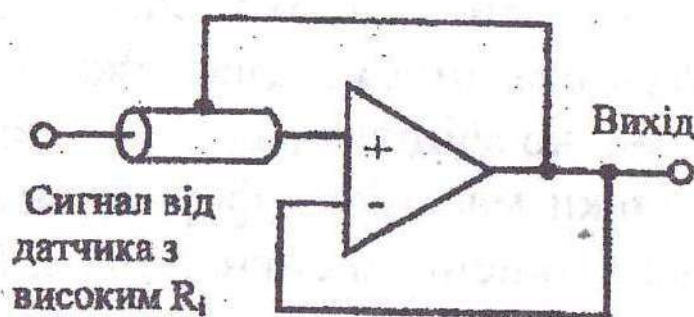


Рис. 3.18. Схема використання захисного кільця для зменшення перешкод, викликаних емісійними шумами

Безпосередній вплив на покази ДПГ мають й акустичні шуми. Цей вплив є значним під час вимірювання саме ПСТ. Шуми такого роду здійснюють безпосередній вплив на ПЕ та місце кріплення ДПГ із конструкцією. Рівень даних похибок можна проілюструвати тим фактом, що при рівні звукового тиску 100дБ паразитний сигнал ДПГ може складати близько 0,001g.

Однак, у новому ДПГ п'єзоелемент і система корпус-основа добре ізольовані один від одного. Це в свою чергу забезпечує значну стійкість до впливу акустичних шумів.

#### 3.7.4. Похибка, зумовлена зміщенням нуля-пункту

Один із недоліків гравіметрів, які майже неможливо ліквідувати, є зміщення нуля-пункту, або дрейф. Зміщення нуля-пункту виявляється у тому, що на одному і тому ж місці, при незмінних умовах (температура і тиск) індекс ДПГ

весь час повільно зміщується і відлік, взятий сьогодні, не співпадає з тим, який був взятий учора. Таке зміщення залежить від ряду обставин: режиму сигналу, температури зовнішнього середовища та інших факторів. Природа цього зміщення полягає у тому, що пружний елемент гравіметра (закручена нитка, або пружина, як у нашому випадку, п'єзоелемент), який знаходиться у напруженому стані, не точно слідує закону пропорційних деформацій. Відбувається “втомлення” пружного елемента внаслідок напруженості, і він поступово змінює деформацію при незмінному навантаженні [9].

Зміщення нуля-пункту коливається у різних системах і для різних матеріалів від десятих часток мілігала до декількох мілігал на добу.

У новому ДПГ похибка, викликана зміщенням нуля-пункту, практично може дорівнювати нулю протягом тривалого часу. Це пояснюється тим, що при низьких та середніх температурах покази залишаються сталими, а, по-друге, введений у систему контур зворотного зв'язку, постійно повертає ПЕ у початкове положення, компенсуючи вхідне навантаження.

### 3.7.5. Похибка, викликана змінами атмосферного тиску

Атмосферний тиск у деякій мірі може зменшувати навантаження на чутливий елемент ДПГ, тобто на нього діє не вся сила тяжіння  $G = m \cdot g_z$ , а лише  $G'$  [3]:

$$G' = mg_z \left(1 - \frac{\rho_{\text{П}}}{\rho_{\text{М}}}\right), \quad (3.88)$$

де  $\rho_{\text{П}}$  – густина повітря;  $\rho_{\text{М}}$  – густина матеріалу ЧЕ.

Оскільки матеріалом ЧЕ нового ДПГ є ніобат літію, то його густина складає  $\rho_{\text{М}} = 4640 \text{ кг/м}^3$ , а повітря –  $\rho_{\text{П}} = 1,2 \text{ кг/м}^3$  за нормального атмосферного тиску (101325 Па) та температури 20°C [71]. Підставивши ці дані у формулу (3.91), отримаємо:

$$G' = mg_z \left(1 - \frac{1.2}{4640}\right) = (1 - 0.00026) \cdot mg_z. \quad (3.89)$$

Як бачимо із формули (3.92) сила тяжіння зменшується на 26 мГал при необхідній точності 1 мГал. Дана похибка розрахована для умов роботи ДПГ на низькій висоті льоту ЛА. Однак, зі збільшенням висоти зменшується атмосферний тиск, у середньому на 11 мм рт. ст. на кожні 100 м, та температура навколишнього середовища, на 6 °С на 1 км, що викликає зміну густини як повітря, так і ніобату літію. Таке явище робить дану похибку непередбачуваною та важкою для обчислення та програмної ліквідації.

Існує два шляхи забезпечення стійкості системи ДПГ до змін атмосферного тиску, перший із яких – застосування барометричної компенсації. Даний спосіб передбачає розміщення ДПГ у спеціальній барокамері, яка підтримує постійний атмосферний тиск. Однак, це не захистить ДПГ від впливу адіабатичного ефекту температури, що викличе значні похибки на великій висоті льоту ЛА, і, до того ж, значно збільшує його габаритні розміри.

Іншим шляхом ліквідації впливу зміни атмосферного тиску і оптимальним для конструкції ДПГ у складі автоматизованої АГС є герметизування ДПГ. Тобто, чутливий елемент ДПГ та вимірювальна схема розміщуються у герметичному корпусі, виконаному із стійкого до змін атмосферного тиску і повітря матеріалу. Герметизування ДПГ дозволить повністю ліквідувати вплив похибки, викликані змінами атмосферного тиску.

### **3.7.6. Похибки від переносної (відносно приладу) кутової швидкості обертання Землі**

Похибки від переносної кутової швидкості  $\omega_z$  (відносно приладу) визначаються за формулами [9]:

$$\Delta_3 = K_{\text{ДПГ}} \omega_3; \quad (3.90)$$

$$\delta_3 = \frac{\Delta_3}{\alpha_{\text{кор}}} \cdot 100\%, \quad (3.91)$$

де  $K_{\text{ДПГ}}$  – коефіцієнт передачі ДПГ;  $\omega_3$  – швидкість обертання Землі;  $\alpha_{\text{кор}}$  – корисний сигнал ДПГ.

Знайдемо похибки  $\Delta_3$  аналітично. При обчисленнях врахуємо, що вертикальна складова переносної кутової швидкості головної осі  $xOyz$  зумовлена обертанням Землі і власним рухом літального апарату:

$$\omega_z = \omega_3 \sin \varphi + \frac{v_y}{r} \operatorname{tg} \varphi; \quad (3.92)$$

$$v_y = r \dot{\lambda} \cos \varphi; \quad (3.93)$$

$$\frac{v_y}{r} \operatorname{tg} \varphi = \dot{\lambda} \sin \varphi, \quad (3.94)$$

де  $\dot{\lambda}$  – швидкість зміни довготи;  $r$  – геоцентричний радіус Землі;  $v_y$  – східна складова шляхової швидкості літального апарату.

Із урахуванням (3.94) можна представити вираз (3.92) у вигляді:

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi. \quad (3.95)$$

У загальному випадку руху літака ще повертається навколо осі  $Oz$  з кутовою швидкістю  $\dot{k}$ , тоді

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi + \dot{k}, \quad (3.96)$$

де  $k$  – курсовий кут у площині горизонту, він відлічується за рухом годинникової стрілки від напрямку на північ до повздовжньої осі об'єкта.

Враховуючи (3.96) запишемо вираз (3.90) у вигляді:

$$\Delta_3 = K_{\text{ДПГ}} [(\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi + \dot{k}]. \quad (3.97)$$

Відповідне середнє значення абсолютної похибки  $\bar{\Delta}_3$  становить:

$$(t_2 - t_1) \bar{\Delta}_3 = K_{\text{ДПГ}} [k(t_2) - k(t_1)] + K_{\text{ДПГ}} \int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin \varphi(t) dt + K_{\text{ДПГ}} \int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda}(t) \sin \varphi(t) dt, \quad (3.98)$$

де  $(t_2 - t_1)$  – інтервал усереднення.

Максимальне значення члена  $K_{\text{ДПГ}} \omega_3 \sin \varphi$ , при  $\varphi = 90^\circ$  та швидкості обертання Землі  $\omega_3 = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ , становить  $2,92 \cdot 10^{-5}$  рад [4].

При сталому значенні швидкості обертання Землі і заданому курсовому куту похибка обчислення вказаного члена залежить від похибки визначення  $\varphi$ . Враховуючи, що похибка обчислення  $K_{\text{ДПГ}} \omega_3 \sin \varphi$  має бути не більшою за 0,01%

$= 2,92 \cdot 10^{-7}$  рад, легко вирахувати, що похибка визначення широти не перевищує  $0,5^{\circ}$ .

Зазначимо: похибка визначення широти менша за  $0,5^{\circ}$ , якщо замінити  $\int_{t_1}^{t_2} \sin \varphi(t) dt$  середнім значенням  $\overline{\sin \varphi}$  для інтервалу усереднення  $(t_2 - t_1)$ . Враховуючи, що польоти відбуваються зі сталою швидкістю, то середнє значення  $\overline{\varphi}$  відповідає середині інтервалу  $(t_2 - t_1)$  і  $\overline{\sin \varphi}$  несуттєво відрізняється від  $\sin \overline{\varphi}$ , тому

$$K_{\text{ДПГ}} \int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin \phi(t) dt = K_{\text{ДПГ}} \omega_3 \sin \overline{\varphi} (t_2 - t_1). \quad (3.99)$$

Чутливість аерогравіметричної системи до похибок вимірювання широти максимальна під час руху літального апарату у середніх широтах. Отже визначимо член  $\dot{\lambda}(t) \sin \varphi$  при  $\varphi = 65^{\circ}$  і  $v_y = 234$  м/с,  $r = 6,4 \cdot 10^6$  м:

$$\dot{\lambda}(t) \sin \varphi = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1}. \quad (3.100)$$

Отже встановлено, що  $\dot{\lambda}(t) \sin \varphi$  дорівнює кутовій швидкості обертання Землі при заданих параметрах руху.

Якщо узяти інтеграл від  $\dot{\lambda}(t)$  для коротких інтервалів часу, що можна вважати сталими, то можна скористатися виразом:

$$K_{\text{ДПГ}} \int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda}(t) \sin \phi(t) dt = K_{\text{ДПГ}} [\lambda(t_2) - \lambda(t_1)] \sin \overline{\varphi}, \quad (3.101)$$

де  $\overline{\varphi}$  – добирається як середина інтервалу усереднення.

Як було встановлено у п.1.7, під час випробувальної програми необхідно обирати маршрут польоту або вздовж паралелі (у цьому разі широта – майже стала, тому при розрахунках можна використовувати задане  $\varphi$ ), або вздовж меридіана (у цьому випадку застосовують розвинення у ряд для відносно грубої апроксимації  $\sin \overline{\varphi}$ ). При обробці польотних даних для обчислення  $\overline{\varphi}$  використовують середню точку інтервалу  $(t_2 - t_1)$ .

Запишемо вираз (3.93) в остаточному вигляді:

$$\Delta_3 = K_{\text{ДПГ}} \left( \frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \omega_3 \sin \bar{\phi} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1} \sin \bar{\phi} \right). \quad (3.102)$$

Вирахуємо  $\bar{\Delta}_3$  та  $\bar{\delta}_3$ , коли  $\dot{k} = 0$ , для наведених вище параметрів. У цьому випадку  $\bar{\Delta}_3 = 5,8 \cdot 10^{-5}$  рад = 584 мГал і  $\bar{\delta}_3 = 2,92 \cdot 10^{-2}$  %.

Отже, похибка ДПГ, що спричинена  $\omega_z$ , велика в порівнянні з іншими похибками, її потрібно враховувати шляхом введенням поправки в рівняння руху (2.13) АГС.

З виразу (3.102) видно: для зменшення похибки від переносної кутової швидкості навколо осі ДПГ, необхідно зменшити коефіцієнт передачі каналу вимірювань шляхом зміни конструкції ДПГ.

### 3.8. Передатна функція двоканального п'єзоелектричного гравіметра

«При проведенні вимірювань завжди виникає перехідний процес, при якому сигнал на виході засобу вимірювання суттєво змінюється у часі. Це пояснюється інерційними властивостями засобу вимірювання, які зумовлюють виникнення динамічної похибки» [87].

У пункті 2.3. було виведено рівняння динаміки ДПГ:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + n \frac{dx}{dt} + \kappa x = -2mg_z, \quad (3.103)$$

де  $m$  – величина ІМ;  $n$  – коефіцієнт затухання;  $\kappa$  – коефіцієнт пружності, що залежить від властивостей п'єзоелемента.

Також, шляхом застосування перетворення Лапласа для рівняння (3.103), отримано передатну функцію ДПГ:

$$W_{\text{ДПГ}}(p) = \frac{2K_{\text{ДПГ}}}{T_1 p^2 + T_2 p + 1} = \frac{2 \cdot m \cdot K_{\text{ДПГ}}}{m p^2 + n p + \kappa}, \quad (3.104)$$

де  $W_{\text{ДПГ}}(p)$  – передатна функція ДПГ;  $K_{\text{ДПГ}}$  – коефіцієнт передачі ДПГ (статичний);  $T_1$  і  $T_2$  – коефіцієнти, що визначають постійні часу об'єкта другого порядку.



Поділимо (3.109) на  $m$  та введемо змінні  $\omega_0 = \sqrt{k/m}$ ,  $2\xi\omega_0 = n/m$ . Тоді рівняння (3.104) матиме вигляд:

$$W_{\text{ДПГ}}(p) = \frac{2K_{\text{ДПГ}}}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2}, \quad (3.105)$$

$$W_{\text{ДПГ}}(p) = \frac{2K_{\text{ДПГ}}}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2} = \frac{2K_{\text{ДПГ}}}{p^2 + 2 \cdot 0,1 \cdot \xi p + 0,1^2}. \quad (3.106)$$

Значення  $\omega_0 = 0,1$  рад/с – власна частота ДПГ, а  $\xi$  – коефіцієнт демпфування.

Коефіцієнт демпфування будемо обрати із наступних міркувань [60]. У пружних системах найчастіше обирають коефіцієнт демпфування у межах ( $\xi=0,6 \div 0,8$ ). Зростання даного коефіцієнта призводить до зменшення максимальної амплітуди динамічної похибки, однак надмірне передемпфування може призвести до зростання фазової затримки та часу регулювання. Тому оберемо  $\xi = 0,705$ .

Отже, отримано рівняння коливального процесу інерційної маси, яка закріплена на ПЕ.

$$W_{\text{ДПГ}}(p) = \frac{2K_{\text{ДПГ}}}{p^2 + 2 \cdot 0,1 \cdot 0,705 p + 0,1^2}. \quad (3.107)$$

А передатна функція прямого перетворення сигналу ПСТ у напругу матиме вигляд:

$$W_{\text{ДПГ}}(p) = \frac{2K_{\text{ДПГ}}}{0,01(100p^2 + 14p + 1)}. \quad (3.108)$$

У п. 3.4 визначено вираз для розрахунку статичного коефіцієнта передачі ДПГ:

$$K_{\text{ДПГ}} = \frac{2}{S} \left[ \frac{d_{ij} S \cdot \frac{1}{C_{\text{ПЕ}}} \cdot \frac{1}{\varepsilon_R} \cdot \frac{1 + \tau p}{1 + \frac{\tau}{\varepsilon_R} p} \cdot K_{\text{ОП}}}{1 + d_{ij} S \cdot \frac{1}{C_{\text{ПЕ}}} \cdot K_{\text{ОП}} \cdot \frac{Y d_{ij}}{l}} \right]. \quad (3.109)$$

Приберемо із рівняння (3.109) складові, які безпосередньо пов'язані із параметрами підсилювача напруги, оскільки розрахунок підсилювача у даній роботі не проводиться, і отримаємо:

$$K_{ДПГ} = \frac{2}{S} \left[ \frac{d_{ij} S \cdot \frac{1}{C_{ПЕ}}}{1 + d_{ij} S \cdot \frac{1}{C_{ПЕ}} \cdot \frac{Y d_{ij}}{l}} \right]. \quad (3.110)$$

Підставимо обчислені раніше параметри у формулу (3.110) і отримаємо:

$$K_{ДПГ} = \frac{2}{5 \cdot 10^{-4}} \left[ \frac{16.2 \cdot 10^{-12} \cdot 5 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{1}{25.33 \cdot 10^{-12}}}{1 + \frac{16.2 \cdot 10^{-12} \cdot 5 \cdot 10^{-4}}{25.33 \cdot 10^{-12}} \cdot \frac{95 \cdot 10^9 \cdot 16.2 \cdot 10^{-12}}{0.02}} \right] = 1.282. \quad (3.111)$$

Кінцева передатна функція ДПГ, яка буде досліджуватись у подальшому, матиме вигляд:

$$W_{ДПГ}(p) = \frac{K_{ДПГ}}{0.01(100p^2 + 14p + 1)} = \frac{128.2}{100p^2 + 14p + 1}. \quad (3.112)$$

### 3.9. Дослідження стійкості двоканального п'єзоелектричного гравіметра

Стійкість систем автоматичного керування (САК) або, як у нашому випадку, стійкість ДПГ – це здатність системи не допускати нескінченного відхилення регульованої величини від заданого значення при наявності будь-якого реального збурення.

Досліджувана система є нелінійною, як і більшість систем у природі та техніці. Однак, оскільки нелінійність є незначною, то припустимо, що функція передачі ДПГ носить лінійний характер.

У стійкої системи ДПГ при будь-якому реальному збуренні на неї, регульована величина системи при перехідному процесі не буде нескінченно відхилятися від заданого значення. Є багато критеріїв стійкості, як графічних, так і аналітичних. Найпоширенішими є критерії Найквіста та Гурвіца. Тому саме за цими критеріями оцінимо стійкість системи ДПГ.

### 3.9.1. Стійкість за критерієм Гурвіца [87]

За даним критерієм спочатку із коефіцієнтів характеристичного рівняння будують головний визначник Гурвіца за наступним правилом: по головній діагоналі визначника зліва направо записують усі коефіцієнти характеристичного рівняння від  $a_{n-1}$  до  $a_n$  в порядку спадання індексів.

Стовпці вгору від головної діагоналі доповнюють коефіцієнтами характеристичного рівняння з послідовно спадаючими індексами, а стовпці вниз — коефіцієнтами з послідовно зростаючими індексами. На місце коефіцієнтів з індексами більше  $n$  ( $n$  — порядок характеристичного рівняння) і менше нуля проставляють нулі.

Характеристичне рівняння системи ДПГ:

$$D(p) = T^2 p^2 + 2 \cdot \xi \cdot T \cdot p + (1 + K) = 100p^2 + 14p + (1 + 128.2) \quad (3.113)$$

Критерій стійкості Гурвіца: для того щоби система автоматичного керування була стійка, необхідно і достатньо, щоб усі визначники Гурвіца мали знаки, однакові зі знаком старшого коефіцієнта характеристичного рівняння  $a_n$ , тобто при  $a_{n-1} > 0$  були додатними [87].

Таким чином, необхідною і достатньою умовою стійкості для системи другого порядку є додатність коефіцієнтів характеристичного рівняння. В нашій системі спостерігаємо наступне:

$$\begin{aligned} a_0 &= T^2 = 100 > 0, \\ a_1 &= 2 \cdot \xi \cdot T = 14 > 0, \\ a_2 &= 1 + K = 129.2 > 0. \end{aligned} \quad (3.114)$$

Отже, робимо висновок, що за критерієм стійкості Гурвіца, система ДПГ є стійкою.

### 3.9.2. Стійкість за критерієм Найквіста

Для дослідження ДПГ на стійкість за критерієм Найквіста використаємо передатну функцію ДПГ:

$$W_{\text{ДПГ}}(p) = \frac{128.2}{100p^2 + 14p + 1}. \quad (3.115)$$

У рівність (3.115) підставимо  $p=j\omega$  та отримаємо частотну функцію передачі ДПГ:

$$W(j\omega) = \frac{128.2}{-100\omega^2 + 14j\omega + 1} = \frac{128.2(1 - 100\omega^2 + 14j\omega)}{(1 - 100\omega^2)^2 + j(-14\omega)^2} = X(\omega) + jY(\omega), \quad (3.116)$$

де  $X(\omega), Y(\omega)$  – дійсна та уявна частини частотної функції передачі ДПГ відповідно.

Виділимо із рівності (3.116) дійсну та уявну частину і знайдемо точку перетину амплітудно-фазової характеристики (АФХ) дійсну вісь  $X(\omega)$ :

$$\begin{cases} X(\omega) = \frac{128.2(1 - 100\omega^2)}{(1 - 100\omega^2)^2 + j(-14\omega)^2}; \\ Y(\omega) = \frac{128.2 \cdot 14\omega}{(1 - 100\omega^2)^2 + j(-14\omega)^2}; \end{cases} \quad (3.117)$$

$$X(0) = 128.2.$$

На основі розрахованих даних будуємо АФХ (рис.3.19) в програмному середовищі MatLab (годограф Найквіста).

Для того, щоб система ДПГ була стійкою необхідно та достатньо, щоб годограф Найквіста не охоплював точку з координатами  $(-1 ; j0)$ . Отже, система ДПГ стійка.

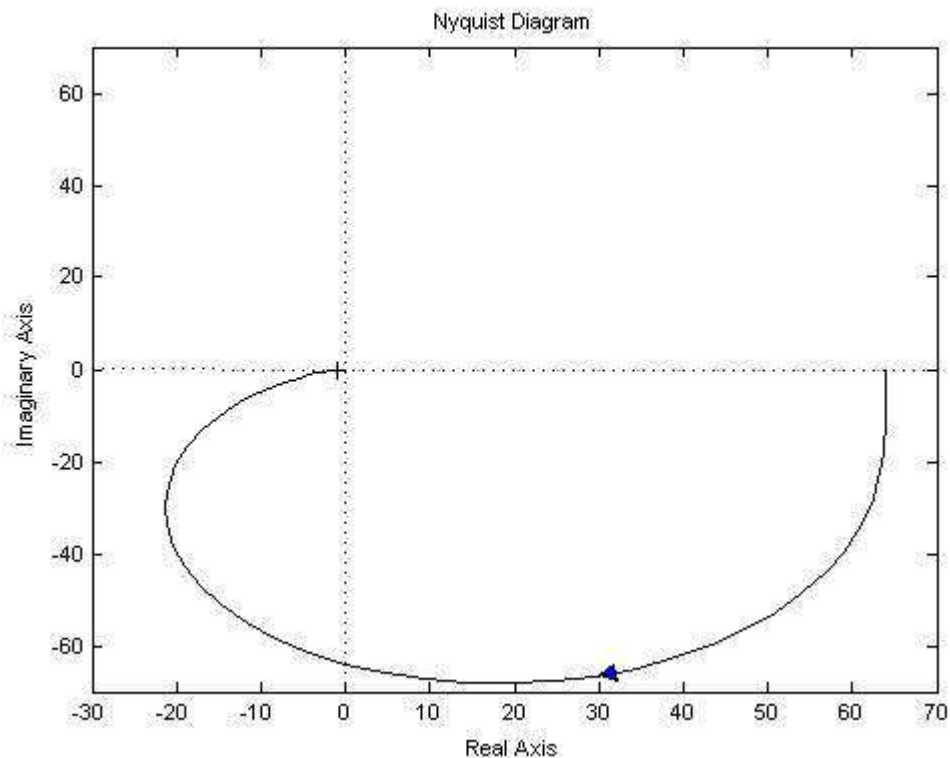


Рис. 3.19. Амплітудно-фазова характеристика ДПГ

### 3.10. Висновки до розділу 3

3.10.1. Розроблено математичну модель авіаційної гравіметричної системи для вимірювання аномалій ПСТ, яка відрізняється від відомих додатковими поправками, похибка від неврахування яких недопустимо велика (3,67 мГал). Добуто рівняння руху, визначено блок-схеми всіх основних компонентів АГС: системи стабілізації, навігації та визначення аномалій ПСТ.

3.10.2. Розглянуто та описано структурну схему перетворення сигналу ПСТ у п'єзоелементі нового ДПГ та запропоновано спосіб компенсації вхідного

напруження шляхом введення від'ємного зворотного зв'язку на основі зворотного п'єзоефекту. Визначено коефіцієнт передачі ПЕ, виготовленого із ніобату літію, який складає 1,682.

3.10.3. Обчислено допустимі значення похибок визначення параметрів польоту ЛА: швидкість 0,05 м/с, курс 1,43 кут. хв., широта 0,5 кут.хв., висота 3,3 м, вертикальна швидкість  $0,5 \cdot 10^2$  м/с, шлях 1,5 м.

3.10.4. Розраховано допустиму похибку стабілізації осі чутливості ДПГ у положення вертикалі 5 кут.хв. для точності 1 мГал та запропоновано шляхи її зменшення за рахунок використання методів високоточного виставлення осі чутливості ДПГ.

3.10.5. Визначено склад та структуру похибок ДПГ, розглянуто та розраховано основні із них. Інструментальна похибка вимірювання не перевищує 0,1 мГал. Похибки, що викликані шумами різного походження, способом кріплення до основи та зміщенням нуля-пункту можна сповна ліквідувати за допомогою конструктивних особливостей ДПГ.

3.10.6. На основі рівняння динаміки ДПГ розраховано його передатну функцію для аналізу на стійкість. Встановлено, що вона має вигляд коливальної ланки.

3.10.7. За критеріями Гурвіца та Найквіста визначено, що ДПГ є стійким.

## РОЗДІЛ 4

### МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ЗБУРЕНЬ НА РОБОТУ ДВОКАНАЛЬНОГО П'ЄЗОЕЛЕКТРИЧНОГО ГРАВИМЕТРА

У літературі [1-4], [48-51] відсутня інформація про моделювання впливу параметрів збурень на роботу нового двоканального ДПГ АГС; дослідження нового ДПГ в екстремальних умовах із використанням нейронних мереж.

Тому метою даного розділу є вирішення проблеми дослідження впливу параметрів збурюючих прискорень та власних параметрів ДПГ на роботу ДПГ за допомогою ЕОМ; проведення дослідження нового ДПГ в екстремальних умовах із використанням нейронних мереж.

Задачі даного розділу наступні: перетворити диференціальні рівняння руху ДПГ зі змінними коефіцієнтами на рівняння “машинного” вигляду; розробити алгоритм розв’язання диференціального рівняння руху ДПГ за допомогою ЕОМ; дослідити за допомогою ЕОМ вплив частот  $\omega$  і амплітуд  $w_a, w_b$ , збурюючих вібраційних прискорень для найнесприятливіших резонансних випадків:  $\omega = \omega_0$ ,  $\omega = 2\omega_0$ ,  $\omega = 3\omega_0$ ,  $2\omega = \omega_0$ ,  $3\omega = \omega_0$ , де  $\omega_0$  – частота власних коливань ДПГ,  $\omega$  - частота збурень; дослідити функціональні алгоритми АГС із новим ДПГ в екстремальних умовах із використанням нейронних мереж.

Вирішення поставлених задач відображено у публікаціях автора [40, 79-81].

#### 4.1. Перетворення вигляду рівнянь руху ДПГ для моделювання на ЕОМ

Скористаємося рівнянням руху ДПГ, записавши його у вигляді (див. п. 2.2):

$$m\ddot{x} + \dot{x}[2n - L \sin(\omega t + \varepsilon)] + \omega_0^2 x = N \sin \omega t, \quad (4.1)$$

де  $L=mw_a$ ,  $N=mw_b$  – параметри вібрації;  $w_a$ ,  $w_b$  – амплітуди.

Враховуємо, що  $M(t) = 2n - L \sin(\omega t + \varepsilon)$ , а  $D(t) = \omega_0^2$ , тоді

$$\ddot{x} + \dot{x}M(t) + D(t)x = 0, \quad (4.2)$$

де  $M(t)$  та  $D(t)$  – T-періодичні функції.

Рівняння вигляду (4.2) без зміни характеристик показників можна звести до аналогічного, де  $M(t) = \text{const}$ .

Нехай

$$\int_0^t M(t_1) dt_1 = \Psi t + M_1(t), \quad (4.3)$$

$$\text{де } \Psi = 2n; \quad M(t_1) = \int_0^{t_1} (M(t_1) - \Psi) dt = \frac{L}{\omega} \cos(\omega t + \varepsilon).$$

Змінюючи

$$x = e^{-\frac{1}{2}M_1(t)} \quad x' = e^{-\frac{1}{2} \frac{L}{\omega} \cos(\omega t + \varepsilon)} x', \quad (4.4)$$

дістанемо

$$\ddot{x}' + 2n\dot{x}' + F(t)x' = 0, \quad (4.5)$$

в якому

$$F(t) = \omega_0^2 + v_0 \sin(\omega t + e + \sigma_8), \quad (4.6)$$

$$\text{де } \sigma_8 = \arctg \frac{\omega}{2n}; \quad v_0 = \frac{L\sqrt{\omega + 4n^2}}{2}.$$

Вираз (4.6) із урахуванням (4.1) і (4.5) можна записати у вигляді

$$\ddot{x}' + 2n\dot{x}' + [\omega_0^2 + v_0 \sin(\omega t + e + \sigma_8)]x' = N \sin \omega t, \quad (4.7)$$

або, враховуючи:  $m = 0,005 \text{ кг}$ ,  $\varepsilon + \sigma_8 = 0$ :

$$\ddot{x}' + 2\xi\omega_0\dot{x}' + (\omega_0^2 + v_1 w_b \sin \omega t)x' = 0,005 w_a \sin \omega t, \quad (4.8)$$

$$\text{де } v_1 = \frac{v_0}{w_b}.$$

Отже, отримано рівняння (4.8) типу Матьє-Хілла, яке є зручним для моделювання на ЕОМ [95].



## 4.2. Розробка програми на ЕОМ для моделювання роботи ДПГ під дією зовнішніх збурень

Розроблено програмне забезпечення для моделювання роботи ДПГ під дією зовнішніх збурень у програмному середовищі Delphi. Текст програми наведений у додатку Г.

### 4.2.1. Опис структури та користувацького інтерфейсу розробленого програмного забезпечення [120]

Проектом Delphi є набір програмних одиниць – модулів. Один із модулів–головний, містить інструкції, з яких починається виконання програми.

«Головним модулем є файл з розширенням `dpr`. Для того, щоб побачити текст головного модуля додатку, потрібно з меню Project вибрати команду View Source. Починається модуль словом `unit`, за яким слідує ім'я модуля. Саме це ім'я згадується в списку використовуваних модулів в інструкції `uses` головного модуля. Модуль складається з наступних розділів: інтерфейсу; реалізації; ініціалізації [120].

Розділ інтерфейсу (починається словом `interface`) повідомляє компілятор, яка частина модуля є доступною для інших модулів програми. У цьому розділі перераховані (після слова `uses`) бібліотечні модулі, використовувані даним модулем. Також тут знаходиться сформований Delphi опис форми, який слідує за словом `type`.

Розділ реалізації відкривається словом `implementation` і містить оголошення локальних змінних, процедур і функцій, що підтримують роботу форми. Починається розділ реалізації директивою `{ $R$  *.DFM}`, вказуючою компілятору, що в процесі генерації виконуваного файлу треба використовувати опис форми. Опис форми знаходиться у файлі з розширенням `dfm`, ім'я якого співпадає з ім'ям модуля. Файл опису форми генерується

середовищем Delphi на основі зовнішнього вигляду форми. За директивою `{SR *.DFM}` йдуть процедури обробки подій для форми і її компонентів. Розділ ініціалізації дозволяє виконати ініціалізацію змінних модуля. Інструкції розділу ініціалізації розташовуються після розділу реалізації (описи всіх процедур і функцій) між `begin` і `end`. Якщо розділ ініціалізації не містить інструкцій (як в приведеному прикладі), то слово `begin` не указується» [120].

Розроблене програмне забезпечення складається із набору необхідних функцій та процедур. Більша частина з них є основними та необхідними для виконання розрахунків чи то відображення сигналів на графіку. Інші – додаткові процедури, які, здебільшого, використовуються для зручності користування програмним забезпеченням. Серед допоміжних процедур можна виділити процедури, які змінюють крапку на кому та унеможливають введення букв замість цифр. Тепер не має значення те, що введе користувач, крапку чи кому, програма все одно буде працювати. Також моделювання не буде виконаним доки правильно не будуть введені всі дані (кнопка «Calculate» буде не активована). Програмний продукт складається із одного робочого вікна (рис. 4.1), в якому задаються параметри для моделювання та відображаються його результати у вигляді таблиці та графіків.

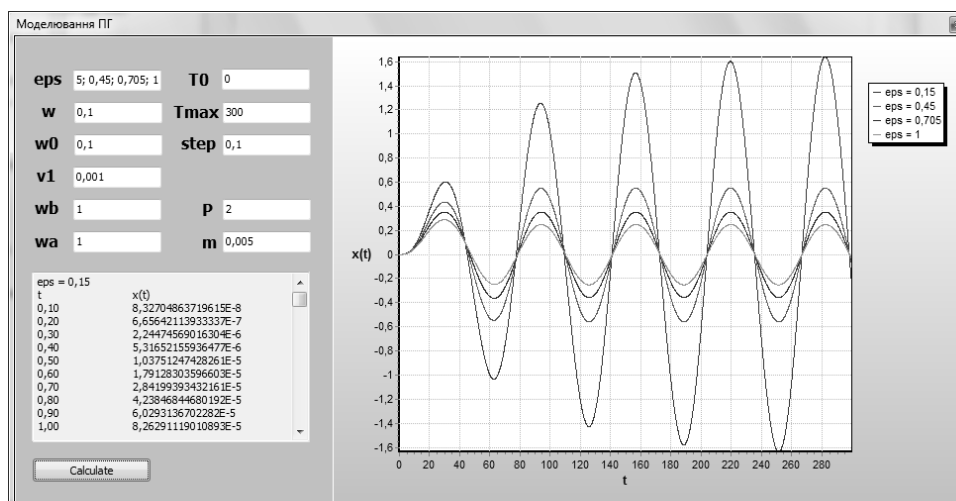


Рис. 4.1. Інтерфейс програми на ЕОМ для моделювання роботи ДПГ під дією зовнішніх збурень

В табл. 4.1. приведемо всі параметри, які фігурують у розрахунках та інтерфейсі програми.

Таблиця 4.1

### Список використаних параметрів

№ п/п	Умовне позначення	Назва
1	$\xi$ (eps)	Коефіцієнт демпфування ДПГ
2	W	Частота коливань
3	w0	Власна частота ДПГ
4	w <sub>a</sub>	Амплітуда збурюючого впливу по осі Oz
5	w <sub>b</sub>	Амплітуда збурюючого впливу по осі Oy
6	T0	Початковий час
7	Tmax	Межа інтегрування (кінцевий час)
8	Step	Крок інтегрування
9	M	Маса чутливого елемента ДПГ

#### 4.2.2. Алгоритм розв'язання на ЕОМ диференційного рівняння руху ДПГ

Математичну модель ДПГ описує параметричне рівняння вигляду:

$$\ddot{x}' + 2\xi\omega_0\dot{x}' + (\omega_0^2 + v_1w_b \sin \omega t)x' = 0.01w_a \sin \omega t, \quad (4.9)$$

Запишемо рівняння (4.9) у вигляді, зручному для обчислення:

$$\begin{aligned} \dot{x}' &= \dot{Y}; \\ \dot{Y} &= 0,01w_a \sin \omega t - 2\xi\omega_0\dot{x}' - (\omega_0^2 + v_1w_b \sin \omega t)x'. \end{aligned} \quad (4.10)$$

Задамо початкові умови:

$$x \emptyset = 10^{-5}, Y \emptyset = 10^{-4}. \quad (4.11)$$

Визначимо константи: P = 2, w $\emptyset$  = 0,1, ww = 0,01, R = 0,01. Введемо машинні змінні: час спостереження T = x'(t), z =  $\xi$ , Q = v<sub>1</sub>, w =  $\omega$ , wA = w<sub>a</sub>, wB = w<sub>b</sub>, межа інтегрування TMAX = T<sub>max</sub>, змінний аргумент T = t, крок інтегрування H =  $\Delta t$ , змінні

$AA = wa * R$ ,  $BB = wB * Q$ ,  $CC = P * w \emptyset * z$ , де  $*$  - знак множення. Тоді вирази (5.9) можна записати у вигляді

$$\begin{aligned} \dot{X}' &= Y; \\ \dot{Y} &= \sin(w * T) * (AA - BB * X') - CC * Y - ww * X'. \end{aligned} \quad (4.11)$$

Для інтегрування системи диференційних рівнянь (4.11) застосуємо метод Рунге-Кутта четвертого порядку [95]. Дістанемо розв'язки системи (4.11):

$$\begin{aligned} X'(T + H) &= X'(T) + \frac{1}{6} * [X1 + X4 + 2 * (X2 + X3)]; \\ Y(T + H) &= Y(T) + \frac{1}{6} * [Y1 + Y2 + 2 * (Y2 + Y3)], \end{aligned}$$

де коефіцієнти  $X1, X2, X3, X4, Y1, Y2, Y3, Y4$  можна визначити таким чином:

$$\begin{aligned} X1 &= H * Y; \quad Y1 = H * [\sin(w * T) * (AA - BB * x) - CC * Y - ww * x]; \quad X2 = H * (Y - 0,5 * Y1); \\ Y2 &= H * \left\{ \begin{array}{l} \sin[w * (T + 0,5 * H)] * [AA - BB * (X + 0,5 * X1)] - CC * [Y + 0,5 * Y1] - \\ - ww * (X + 0,5 * X1) \end{array} \right\}; \\ X3 &= H * (Y + 0,5 * Y2); \\ Y3 &= H * \left\{ \begin{array}{l} \sin[w * (T + 0,5 * H)] * [AA - BB * (X + 0,5 * X2)] - CC * (Y + 0,5 * Y2) - \\ - ww * (X + 0,5 * X2) \end{array} \right\}; \\ X4 &= H * (Y + Y3); \\ Y4 &= H * \{ \sin[w * (T + H)] * [AA - BB * (X + X3)] - CC * (Y + Y3) - ww * (X + X3) \}. \end{aligned}$$

### 4.3. Цифрове моделювання та аналіз руху ДПГ під дією зовнішніх збурень

1. Проаналізуємо найнесприятливіший щодо можливості виникнення резонансу випадок  $\omega = \omega_0 = 0,1$  рад/с. Шляхом цифрового моделювання параметричного рівняння (4.9) ДПГ на ЦОМ отримано графіки функціональної залежності  $x = f(t)$  для випадку, коли основа, на якій розміщено розглядуваний ДПГ, підпадає під дію збурюючих впливів, для яких  $w_a = w_b = 1 \text{ м/с}^2$  відповідно по осях  $Oz$  і  $Oy$ . Послідовно було задано значення відносного коефіцієнта затухання  $\zeta$ : 0,15; 0,45; 0,705; 1.

Експериментально визначено, що при малому демпфуванні  $\xi = 0,15$  можливий резонанс. У випадку збільшення демпфування зменшується амплітуда усталених вимушених коливань (табл. 4.2, в якій наведено результати ЦМ, рис. 4.2).

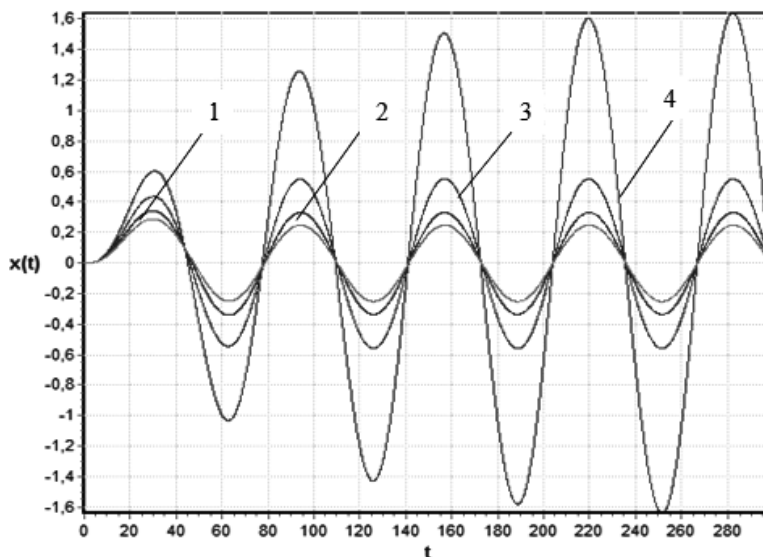


Рис. 4.2. Типовий графік зміни амплітуди вихідного сигналу  $x = x'(t)$  при  $\omega = \omega_0 = 0,1$  рад/с для: 1 –  $\xi = 1$ ; 2 –  $\xi = 0,705$ ; 3 –  $\xi = 0,45$ ; 4 –  $\xi = 0,15$

2. Аналіз отриманих залежностей  $x = f(t)$  для  $\omega = \omega_0 = 0,1$  рад/с  $w_a = w_b = 3$  м/с<sup>2</sup>,  $\xi: 0,15; 0,45; 0,705; 1$  показав, що у цьому разі амплітудні значення усталених вимушених коливань ДПГ у три рази більші, ніж у попередньому випадку для відповідних  $\xi$ .

Резонанс можливий при малому демпфуванні  $\xi = 0,15$  як і у попередньому випадку (табл. 4.2).

3. Визначено залежності  $x = f(t)$ , коли амплітудне збурення по осі  $Oz$   $w_a = 3$  м/с<sup>2</sup>, а по осі  $Oy$  в 3,33 рази більше, ніж у попередньому випадку  $w_b = 10$  м/с<sup>2</sup> ( $\omega = \omega_0 = 0,1$  рад/с). Такі амплітудні значення усталених вимушених коливань незначно відрізняються від попередніх відповідних коливань  $x = f(t)$ . У результаті аналізу статичних похибок ДПГ впливає, що на його роботу не впливають горизонтальні прискорення. Характер впливу демпфування такий самий, як і у попередніх випадках (табл. 4.2).

## Амплітуди вимушених коливань ДПГ (результати моделювання)

№ п/п	$\omega$ , рад/с	$w_a$	$w_b$	$\xi$			
		м/с <sup>2</sup>		0,15	0,45	0,705	1
1	2	3	4	5	6	7	8
1	$\omega_0 = 0.1$	1	1	Резонанс	0,5505	0,3299	0,2474
2		3	3		1,6268	0,9703	0,7287
3		3	10		1,6520	0,9912	0,7441
4		10	3		5,5420	3,3244	2,4927
5		3	15		1,6416	0,9869	0,7396
6		15	3		8,3045	4,9607	3,7213
7	$\omega_0/2 = 0.05$	1	1	0,64665	0,5672	0,4684	0,3977
8		3	3	1,915	1,6771	1,3892	1,1795
9		3	10	1,8958	1,6317	1,3545	1,1621
10		10	3	6,3844	5,5970	4,6284	3,9392
11		3	15	1,9358	1,5741	1,2980	1,1150
12		15	3	9,5769	8,3951	6,9441	5,9098
13	$\omega_0/3 = 0.033$	1	1	0,5547	0,5335	0,4861	0,4479
14		3	3	1,6226	1,5967	1,4366	1,3243
15		3	10	1,5532	1,4461	1,3590	1,2617
16		10	3	5,4123	5,1605	4,7869	4,4147
17		3	15	1,4128	1,4016	1,3251	1,2596
18		15	3	8,1178	7,8995	7,1813	6,6197
19	$2\omega_0 = 0,2$	1	1	Резонансу немає, биття	0,1507	0,1167	0,1005
20		3	3		0,4543	0,3519	0,3035
21		3	10		0,4631	0,3627	0,3088
22		10	3		1,5147	1,1832	1,0125
23		3	15		0,4692	0,3686	0,3129
24		15	3		2,2720	1,7757	1,5188
25	$3\omega_0 = 0,3$	1	1	Резонансу немає	0,0636	0,0539	0,0508
26		3	3		0,1916	0,1632	0,1528
27		3	10		0,1967	0,1682	0,1568
28		10	3		0,6404	0,5445	0,5109
29		3	15		0,2005	0,1714	0,1599
30		15	3		0,9599	0,8172	0,7666

4. Добуто залежності  $x = f(t)$ , коли амплітудне збурення по осі  $Oz$  у 3,33 рази більше, ніж у другому випадку,  $w_a = 10 \text{ м/с}^2$ , а по осі  $Oy$   $w_b = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $\xi$ : 0,15; 0,45; 0,705; 1,  $\omega = \omega_0 = 0,1 \text{ рад/с}$ . Амплітудні значення усталених вимушених коливань у цьому разі приблизно в три рази більші, ніж у другому випадку (табл. 4.2).

5. Проведений аналіз графіків функціональної залежності  $x = f(t)$  при  $w_a = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 15 \text{ м/с}^2$  дає змогу зробити ті самі висновки, що і в п. 3 (табл. 4.2).

6. Дослідження графіків залежностей  $x = f(t)$ , відповідним значенням  $w_a = 15 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 3 \text{ м/с}^2$  дає змогу зробити висновки, аналогічні висновкам до п. 4. Різниця полягає лише у тому, що в даному випадку амплітуди вимушених коливань ДПГ більші у 1,5 разів, ніж для п. 3 (табл. 4.2, рис. 4.2).

7. Проаналізуємо результати ЦМ рівняння руху ДПГ для співвідношення частот  $\omega = \omega_0/2 = 0,05 \text{ рад/с}$ . Добуто залежність  $x = f(t)$  для  $w_a = w_b = 1 \text{ м/с}^2$ . Відносний коефіцієнт затухання  $\xi$  становив: 0,15; 0,45; 0,705; 1.

Встановлено, що навіть для дуже малого демпфування  $\xi=0,15$  резонанс ДПГ не виникає. У разі збільшення  $\xi$  прилад одразу ж входить у режим усталених вимушених коливань, спостерігається зменшення амплітуди коливань вихідного сигналу приладу (табл. 4.2, рис. 4.3).

Як видно із графіків на рис. 4.3 коливання ДПГ входять в усталений режим за час  $t = 50 \text{ с}$ , що цілком задовільно.

8. Розглянемо випадок  $w_a = w_b = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = \omega_0/2 = 0,05 \text{ рад/с}$  і таких самих значень  $\xi$ , що і в попередніх варіантах. Тут, як і для п. 7, можна бачити, що навіть при малому демпфуванні  $\xi = 0,15$  резонансу немає. При  $\xi = 0,45$  прилад одразу ж входить в усталений режим вимушених коливань. Із збільшенням  $\xi$  амплітуди коливань вихідного сигналу ДПГ зменшуються (табл. 4.2).

9. Проаналізуємо залежності  $x = f(t)$  при  $w_a = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 10 \text{ м/с}^2$  (у 3.3 рази більших, ніж у випадку п. 8). Очевидно, що навіть при малому демпфуванні  $\xi =$

0,15 резонанс не виникає. При  $\xi = 0,45$  прилад одразу ж входить у режим усталених вимушених коливань. Зі зростанням  $\xi$  амплітуди вимушених коливань вихідного сигналу ДПГ зменшуються. Амплітудні значення вимушених коливань приладів незначно відрізняються від відповідних амплітудних значень для п. 8 (табл. 4.2).

10. Добуто залежності  $x = f(t)$  для  $w_a = 10 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 3 \text{ м/с}^2$  ( $\omega = \omega_0/2 = 0,05 \text{ рад/с}$ ). Амплітудні значення вимушених коливань ДПГ у цьому разі приблизно в три рази більші, ніж у випадку п. 8. Зі збільшенням відносного коефіцієнта затухання  $\xi$  амплітуда вимушених коливань ДПГ зменшується (табл. 4.2).

11. Аналіз залежностей для параметрів  $w_a = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 15 \text{ м/с}^2$ , дає змогу зробити ті самі висновки, що й у п. 9 (табл. 4.2).

12. Дослідження залежностей  $w_a = 15 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 3 \text{ м/с}^2$  дає висновки, аналогічні зробленим у п. 10. Однак амплітуди усталених вимушених коливань приблизно в 1,5 разів більші, ніж у випадку п. 10 (табл. 4.2).

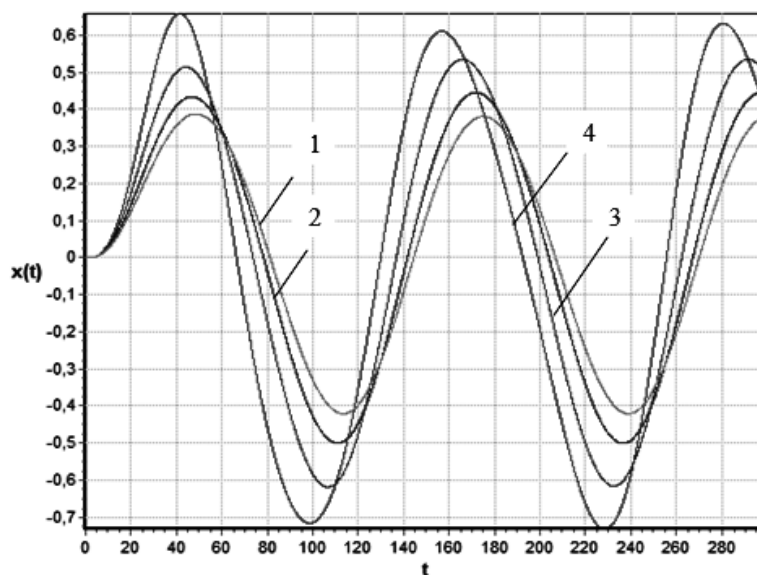


Рис. 4.3. Типовий графік зміни амплітуди вихідного сигналу  $x = x'(t)$  при  $\omega = \omega_0/2 = 0,05 \text{ рад/с}$  для: 1 –  $\xi = 1$ ; 2 –  $\xi = 0,705$ ; 3 –  $\xi = 0,45$ ; 4 –  $\xi = 0,15$

13. Проаналізуємо роботу ДПГ при  $\omega = \omega_0/3 = 0,033 \text{ рад/с}$ . Цифровим моделюванням параметричного рівняння (4.5) ДПГ на БЦОМ добуто залежності  $x = f(t)$  для  $w_a = w_b = 1 \text{ м/с}^2$  і  $\xi$ : 0,15; 0,45; 0,705; 1, з яких видно, що



навіть при малому демпфуванні  $\xi=0,15$  резонанс не виникає. При збільшенні  $\xi$  ДПГ переходить у режим усталених вимушених коливань. Зі збільшенням демпфірування спостерігають зменшення амплітуди усталених вимушених коливань приладу (табл.4.2, рис. 4.4).

Як видно із графіків на рис. 4.4 коливання ДПГ входять в усталений режим за час  $t = 50$  с, що цілком задовільно.

14. Зі знайдених залежностей для  $w_a = w_b = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = \omega_0/3 = 0,033 \text{ рад/с}$  і таких самих значень  $\xi$  видно, що як і в попередньому випадку п. 13, навіть при малому демпфіруванні  $\xi = 0,15$  резонансу немає. При  $\xi = 0,45$  прилад одразу ж входить в усталений режим вимушених коливань. Зі збільшенням  $\xi$  амплітуди вимушених коливань зменшуються (табл. 4.2).

Амплітуди усталених вимушених коливань ДПГ приблизно у 3 рази більші за амплітуди при відповідних  $\xi$  у разі п. 13.

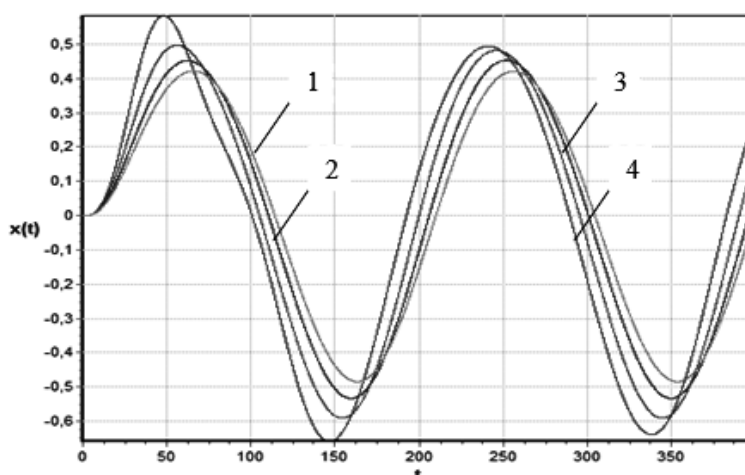


Рис. 4.4. Типовий графік зміни амплітуди вихідного сигналу  $x = x'(t)$  при  $\omega = \omega_0/3 = 0,033 \text{ рад/с}$  для: 1 –  $\xi = 1$ ; 2 –  $\xi = 0,705$ ; 3 –  $\xi = 0,45$ ; 4 –  $\xi = 0,15$

15. Добуто залежності  $x = f(t)$  при  $w_a = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 10 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = \omega_0/3 = 0,033 \text{ рад/с}$  (приблизно у три рази більші, ніж у випадку п. 14), з яких видно, що навіть при малому демпфуванні  $\xi = 0,15$  резонанс не виникає. При  $\xi = 0,45$  прилад зразу ж входить у режим усталених вимушених коливань. Амплітудні значення вимушених коливань ДПГ несуттєво відрізняються від відповідних значень для п. 14 (табл. 4.2).

16. Якщо амплітудне значення збурення по осі чутливості приблизно в три рази більше, ніж у випадку п. 14,  $w_a = 10 \text{ м/с}^2$ , а по осі  $Oy$  попереднє, як у разі п. 14,  $w_b = 3 \text{ м/с}^2$ , то видно, що амплітудні значення усталених вимушених коливань приблизно у три рази більші, ніж для п. 14. Зі збільшенням демпфування амплітуди вимушених коливань ДПГ зменшуються. (табл. 4.2).

17. Добуто залежності  $x = f(t)$  для  $w_a = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 15 \text{ м/с}^2$ , аналіз яких дає змогу зробити ті самі висновки, що й у випадку п. 15 (табл. 4.2).

18. Із аналізу залежностей  $x = f(t)$  при  $w_a = 15 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = \omega_0/3 = 0,033 \text{ рад/с}$  можна зробити висновки, аналогічні п. 16. (рис. 5.2). Однак у цьому разі амплітуди усталених вимушених коливань приблизно у 1,5 разів більші, ніж у вказаному випадку. (табл. 4.2).

19. Проаналізуємо роботу ДПГ при  $\omega = 2\omega_0 = 0,2 \text{ рад/с}$ . Добуто залежності  $x = f(t)$  для значень  $w_a = w_b = 1 \text{ м/с}^2$  і  $\xi = 0,15; 0,45; 0,705; 1$ , з яких видно, що при малому демпфуванні  $\xi = 0,15$  прилад здійснює складні коливання, які є результатом складання вільних або власних коливань приладу з частотою  $\omega_0$  і вимушених коливань з частотою  $\omega$ . Унаслідок збільшення демпфування коливання ДПГ вирівнюються і прямують до ідеальних усталених коливань. Зі зростанням  $\xi$  амплітуда усталених вимушених коливань ДПГ зменшується. Резонансні коливання не виникають навіть при малому демпфуванні, наприклад, при  $\xi = 0,15$  (табл. 4.2, рис. 4.5).

Як видно із графіків на рис. 4.5 коливання ДПГ входять в усталений режим за час  $t \leq 50 \text{ с}$ , що також цілком задовільно.

20. Добуто залежності  $x = f(t)$ , коли  $w_a = w_b = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = 2\omega_0 = 0,2 \text{ рад/с}$  для таких самих  $\xi$ . Як і в разі п. 19, навіть при малому демпфуванні  $\xi = 0,15$  резонансу немає. В разі збільшенні  $\xi$  коливання вирівнюються і прямують до ідеальних усталених вимушених коливань, амплітуди усталених вимушених коливань зменшуються, але вони в 3 рази більші за амплітуди, що наведені в п. 19.

21. Із аналізу залежностей з параметрами  $w_a = 3\text{м/с}^2$ ,  $w_b = 10\text{м/с}^2$ ,  $\omega = 2\omega_0 = 0,2$  рад/с (у 3,3 рази більші, ніж у випадку п. 20), видно, що навіть при малому демпфуванні  $\xi = 0,15$  резонанс не виникає, однак, як і у попередніх випадках, є складні коливання, що при збільшенні  $\xi$  вирівнюються і прямують до усталених коливань. Амплітудні значення вимушених коливань ДПГ несуттєво відрізняються від відповідних значень для випадку п. 20 (табл. 4.2).

22. З аналізу залежності  $x = f(t)$  для  $w_a = 10$  м/с<sup>2</sup> (приблизно в три рази більші, ніж у випадку п. 20),  $w_b = 3$  м/с<sup>2</sup>,  $\omega = 2\omega_0 = 0,2$  рад/с видно, що амплітудні значення вимушених коливань ДПГ приблизно в три рази більші, ніж для п. 20 при відповідних  $\xi$ . Зі збільшенням  $\xi$  амплітуда вимушених коливань приладу зменшується. Резонанс не виникає навіть при малих  $\xi$ , наприклад,  $\xi = 0,15$ , однак мають місце складні коливання, які вирівнюються і прямують до усталених значень вимушених коливань при збільшенні  $\xi$ , починаючи з  $\xi = 0,45$  (табл. 4.2).

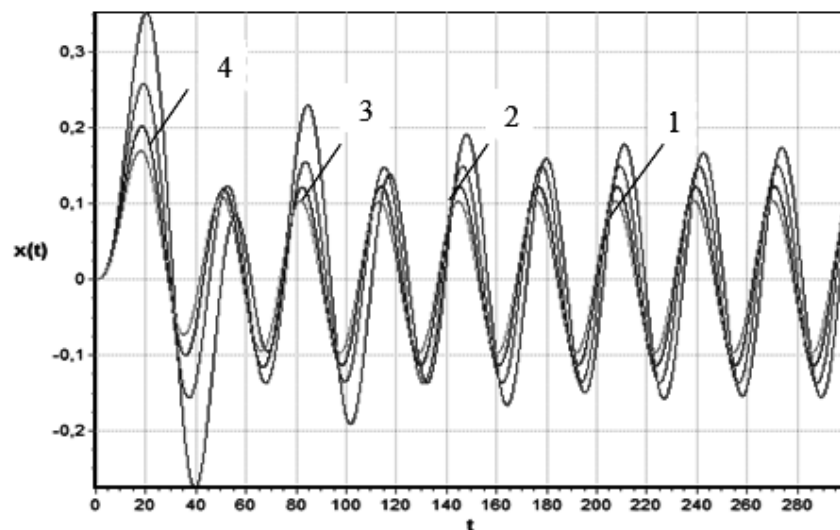


Рис. 4.5. Типовий графік зміни амплітуди вихідного сигналу  $x = x'(t)$  при  $\omega = 2\omega_0 = 0,2$  рад/с для: 1 –  $\xi = 1$ ; 2 –  $\xi = 0,705$ ; 3 –  $\xi = 0,45$ ; 4 –  $\xi = 0,15$

23. Знайдено залежності  $x = f(t)$  при  $w_a = 3$  м/с<sup>2</sup>,  $w_b = 15$  м/с<sup>2</sup>,  $\omega = 2\omega_0 = 0,2$  рад/с аналіз яких дає змогу зробити такі самі висновки, що й у випадку п. 21 (табл. 4.2).

24. Дослідження залежностей для  $w_a = 15 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = 2\omega_0 = 0,2 \text{ рад/с}$  дає змогу зробити висновки, аналогічні п. 22. Однак, у даному випадку амплітуди усталених вимушених коливань ДПГ у 1,5 рази більші, ніж у вказаному випадку (табл. 4.2).

25. Добуто залежності  $x = f(t)$  для випадку, коли  $\omega = 3\omega_0 = 0,3 \text{ рад/с}$ ,  $w_a = w_b = 1 \text{ м/с}^2$  і  $\xi = 0,15; 0,45; 0,705; 1$ , з яких видно, що у разі збільшення демпфування коливання ДПГ вирівнюються і прямують до усталених коливань. Зі зростанням  $\xi$  амплітуда останніх зменшується. Резонанс не виникає навіть при  $\xi = 0,15$ . Амплітуди усталених вимушених коливань у цьому і наступних випадках при  $\omega = 0,3 \text{ рад/с}$  у 1,5 рази менші, ніж у разі  $\omega = 2\omega_0 = 0,2 \text{ рад/с}$  (табл. 4.2, рис. 4.6).

Як видно із графіків на рис. 4.6 коливання ДПГ входять в усталений режим за час  $t \leq 50 \text{ с}$ , що цілком задовільно.

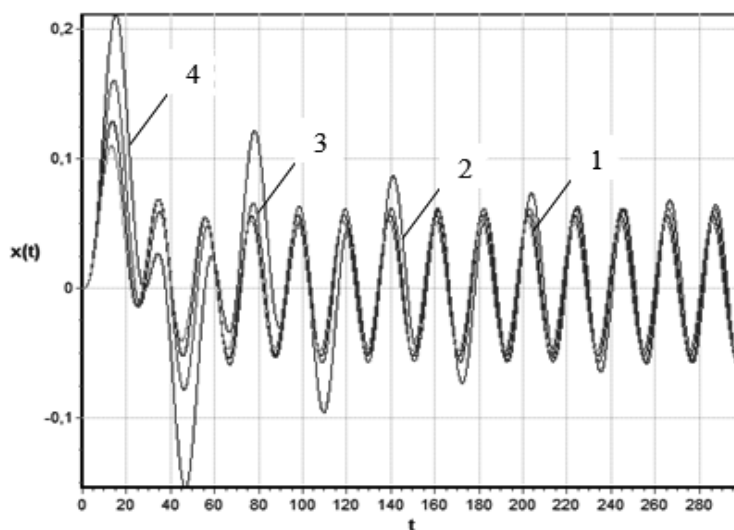


Рис. 4.6. Типовий графік зміни амплітуди вихідного сигналу  $x = x'(t)$  при  $\omega = 3\omega_0 = 0,3 \text{ рад/с}$  для: 1 –  $\xi = 1$ ; 2 –  $\xi = 0,705$ ; 3 –  $\xi = 0,45$ ; 4 –  $\xi = 0,15$

26. Аналіз залежностей  $x = f(t)$  при  $w_a = w_b = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = 3\omega_0 = 0,3 \text{ рад/с}$  і таких самих значеннях  $\xi$ , що і у попередніх випадках, свідчить, що навіть при малому демпфуванні  $\xi = 0,15$  резонансу немає. При збільшенні  $\xi$  коливання приладу вирівнюються і прямують до ідеальних усталених, амплітуди яких зі

зростанням  $\xi$  зменшуються. Однак, вони приблизно в три рази більші, ніж у попередньому випадку п. 25 (табл. 4.2, рис. 4.6).

27. З аналізу залежностей при  $w_a = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 10 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = 3\omega_0 = 0,3 \text{ рад/с}$  (у 3,3 рази більші, ніж у випадку п. 26) видно, що навіть при малому демпфіруванні  $\xi = 0,15$  резонанс не виникає. Амплітудні значення вимушених коливань ДПГ несуттєво відрізняються від відповідних значень для випадку п. 26 (табл. 4.2).

28. Аналіз залежності  $x = f(t)$  для  $w_a = 10 \text{ м/с}^2$  (приблизно в 3 рази більші, ніж у випадку п. 26),  $w_b = 3 \text{ м/с}^2$  свідчить, що амплітудні значення вимушених коливань ДПГ приблизно в три рази більші, ніж у разі п. 26 для відповідних  $\xi$ . Зі збільшенням  $\xi$  амплітуда вимушених коливань приладу зменшується. Резонанс не виникає навіть при малих  $\xi$ , наприклад,  $\xi = 0,15$ , однак мають місце складні коливання, які вирівнюються і прямують до усталених значень вимушених коливань при збільшенні  $\xi$  (табл. 4.2).

29. Знайдено залежності  $x = f(t)$  при  $w_a = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 15 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = 3\omega_0 = 0,3 \text{ рад/с}$  аналіз яких дає змогу зробити такі самі висновки, що й у випадку п. 27 (табл. 4.2).

30. Дослідження залежності  $x = f(t)$  для  $w_a = 15 \text{ м/с}^2$ ,  $w_b = 3 \text{ м/с}^2$ ,  $\omega = 3\omega_0 = 0,3 \text{ рад/с}$  дає змогу зробити висновки, аналогічні п. 28. Однак, у цьому разі амплітуди усталених вимушених коливань ДПГ у 1,5 рази більші, ніж у вказаному випадку (табл. 4.2).

*Порівняння результатів аналітичного розв'язку та цифрового моделювання рівнянь руху ДПГ під дією зовнішніх збурень.*

У розділі 2 отримано аналітичний розв'язок рівнянь руху ДПГ під дією зовнішніх збурень. Проведемо порівняння отриманих результатів цифрового моделювання із результатами аналітичних розрахунків (рис.4.7).



Рис. 4.7. Порівняння отриманих результатів вихідного сигналу (зміщення ІМ) при поступальних збуреннях із частотою  $\omega = \omega_0$  цифрового моделювання із результатами аналітичних розрахунків

Аналіз графіків на рис. 4.7 показав, що середньоквадратичне відхилення розв'язків не перевищує 0,009 мм та підтвердив адекватність математичної моделі ДПГ, тобто, отримана математична модель ДПГ відповідає реальному приладу і її можна застосовувати для проведення подальших досліджень параметрів руху ДПГ.

#### 4.4. Використання нейронної мережі у дослідженнях автоматизованої АГС із ДПГ

У п. 1.8 ідентифіковано основні складові автоматизованої АГС: ДПГ, інерціальна навігаційна система (ІНС), вимірювачі висоти, двовісна платформа та БЦОМ. Як бачимо, від точності ІНС та ДПГ у значній мірі і залежить точність визначення  $\Delta g$ .

У відомій літературі практично не розглянуто можливості використання нейромережевого підходу у задачах розробки алгоритмів функціонування і комплексування АГС, використання яких призводить до суттєвого підвищення точності визначення  $\Delta g$ .

Для високоточних АГС використання нейронних мереж дозволяє якісно покращувати модель стану інструментальних похибок, оскільки дозволяє врахувати нелінійності у перетворенні вимірювань [96].

Проведемо дослідження варіантів використання нейромереж у задачі апроксимації нелінійних рівнянь визначення навігаційних координат ІНС та значення ПСТ за допомогою ДПГ. На рис.4.8, а та рис.4.8,б наведено дві схеми моделювання роботи і використання нейромережі, що призначена для вирішення поставленої задачі.

Перша із схем реалізує алгоритм ідеальної роботи автоматизованої АГС, друга – алгоритм функціонування. Цей алгоритм враховує і сигнали, які компенсують вплив похибок ДПГ та ІНС на їх вихідні параметри.

Загальна структура взаємодії алгоритмів ІНС приведена на рис. 4.9.

У першому випадку (рис. 4.8, а) нейромережа апроксимує перехідну матрицю, що відповідає рівнянням інерціальної навігації.

Функціонування нейромережі у режимі налагодження відбувається наступним чином. На вхід нейромережі поступають вектори, що складаються з навігаційних координат  $X_k$ ,  $V_k$ , параметрів орієнтації та вимірювань  $p_k$  та  $\omega_k$  без врахування похибок вимірювання (ідеальних значень ПСТ і абсолютної кутової швидкості) на момент часу  $t$ . Вихід нейромережі порівнюється з точним рішенням рівнянь руху АГС для моменту часу  $t+\Delta t$ . Алгоритм навчання нейромережі налагоджує її параметри так, щоб мінімізувати похибки визначення навігаційних координат  $\Delta X_k$ ,  $\Delta V_k$  між виходом нейромережі і точним значенням. Це значення задається на відповідній сітці, яка створена можливими значеннями навігаційних координат і вимірюваних величин. В основному режимі роботи на вхід нейромережі поступають навігаційні параметри і сигнали вимірювань, на виході нейромережі – навігаційні параметри і параметри орієнтації на наступний момент часу. Таким чином, нейромережа апроксимує алгоритм ідеальної роботи АГС.

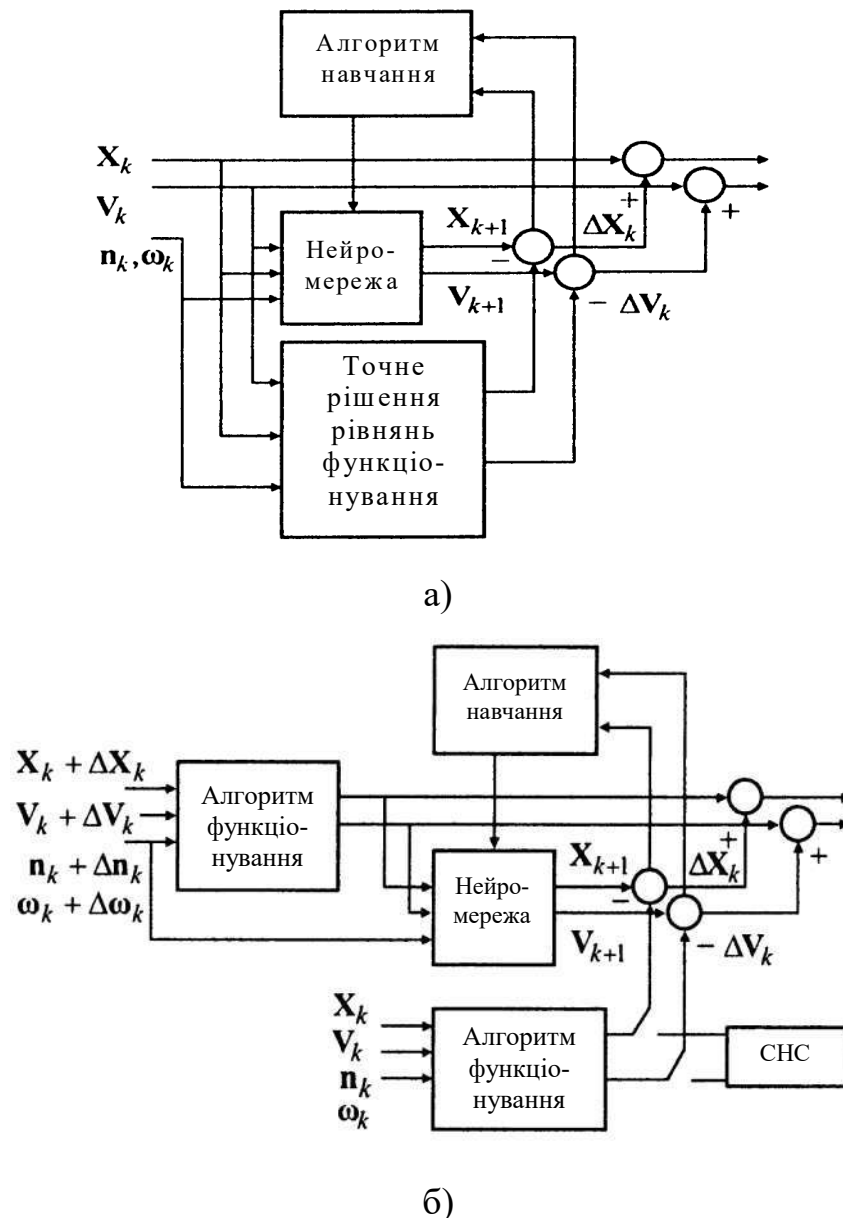


Рис.4.8. Блок-схема нейромережі: а) апроксимуючої алгоритм функціонування АГС:  $X_k, V_k$  – навігаційні координати;  $\omega_k, n_k$  – кутова швидкість та ПСТ;  $\Delta X_k, \Delta V_k$  – похибки визначення навігаційних координат; б) прямого розповсюдження моделі інструментальних похибок ДПГ та ІНС:  $\Delta n_k, \Delta \omega_k$  – похибки визначення ПСТ та кутової швидкості

У другому випадку (рис. 4.8, б) при навчанні нейромережі на її вхід подаються вектори, сформовані з виміряних  $X_k + \Delta X_k, V_k + \Delta V_k, n_k + \Delta n_k, \omega_k + \Delta \omega_k$ , що включають похибки вимірювання, а не з ідеальних значень параметрів. Вихід нейромережі скориговуються під ідеальні значення параметрів. Ця схема може бути використана в АГС, у першу чергу, для прогнозування навігаційних



параметрів у періоди зникання сигналу супутникової навігаційної системи (СНС). При цьому процес скориговання нейромережі відбувається безперервно, доки СНС виробляє точні координати і значення швидкості.

Існують схеми в яких нейромережа апроксимує не лі похибок ПСТ автоматизованої АГС, а не алгоритм обчисленн координат та значення ПСТ. Тобто, виходами нейромережі є похибки визначення координат, швидкості та ПСТ. У цьому випадку інструментальні похибки виготовлення ІНС та ДПГ можна інтерпретувати, як настроюванні параметри нейромережі.

Розглянемо лінійну модель інструментальних похибок ДПГ:

$$\Delta n = \begin{bmatrix} A_{x0} \\ A_{y0} \\ A_{z0} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A_{xx} & A_{xy} & A_{xz} \\ A_{yx} & A_{yy} & A_{yz} \\ A_{zx} & A_{zy} & A_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix}, \quad (4.12)$$

де  $A_{i0}$  – систематичні похибки дрейфу;  $A_{ii}$  – похибки масштабних коефіцієнтів;  $A_{ji}$  – похибки виставки осі чутливості;  $n_i$  – проекції ПСТ на осі;  $i = x, y, z$ .

Така модель може бути представлена нейромережею прямого розповсюдження (структура мережі повністю відповідає структурі моделі). На рис. 4.9 зображено нейромережу, що апроксимує модель інструментальних похибок ДПГ.

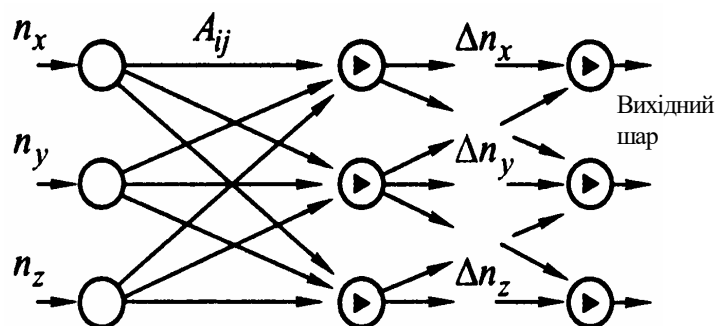


Рис. 4.9. Модель інструментальних похибок ДПГ, представлена нейромережею прямого розповсюдження

У якості функцій збудження нейронів цієї мережі використовуються лінійні залежності вхід-вихід. Зміщеннями нейронів у цьому випадку будуть систематичні компоненти дрейфів нульового сигналу ДПГ.

Продовженням уточнення моделі інструментальних похибок є врахування у ній нелінійних компонентів. Цьому сприяє введення у мережу замість нейронів з лінійними функціями активації, нейронів з тангенціальними і сигмоїдними функціями активації. Можливим є уточнення моделі похибок збільшенням числа внутрішніх шарів.

У загальному випадку, структура моделі інструментальних похибок ускладнюється завдяки нестабільності окремих складових.

Особливо небезпечним є наявність у структурі похибок складових, період кореляції яких є близьким до періоду зникнення сигналу приймача СНС (від 10 до 300с). У цих умовах ефективність використання параметричної моделі похибок надзвичайно знижується.

У зв'язку з цим, доцільно у якості моделі АГС застосовувати скориговану нейромережу, що постійно відслідковує змінну структуру моделей похибок.

У даному випадку, використовують адаптивність нейромережі. Властивість нейромережі апроксимувати, вхідні сигнали досить складної форми, а потім їх екстраполювати. При цьому, задаючи структуру нейромережі, маємо можливість варіювати складність моделі похибок.

У процесі навчання нейромережа може адаптуватись до сигналів, які описуються як лінійними, так і нелінійними динамічними моделями.

На вхід нейромережі подаємо вимірювані ДПГ та ІНС сигнали. На виході нейромережі отримуємо координати швидкості і місця розташування об'єкта, а також значення ПСТ для врахування компонент, що змінюються у часі.

Структура нейромережі включає кількість вхідних нейронів, яка перевищує число вимірюваних параметрів. Нейромережа постійно коригує свої параметри, для того щоб мінімізувати різницю свого вихідного сигналу від сигналу з похибками.

При зникненні сигналу зі супутникової навігаційної системи (СНС) нейромережа сама вираховує координати на основі раніше вимірюваних ПСТ і

абсолютних кутових швидкостей. Як результат надає алгоритм визначення (обчислення) координат і алгоритм компенсації похибок ДПГ та ІНС.

#### **4.5. Функціональні алгоритми АГС із ДПГ, побудовані на базі нейронних мереж**

Розглянемо АГС, яка включає у себе комплексну навігаційну систему (ІНС та СНС), причому в алгоритмах ІНС включені нейромрежеві структури. У цьому випадку зручно застосувати представлення рівнянь орієнтації у кватерніонах і рівнянь навігації. Модель алгоритмів, використовує дві нейронні мережі прямого розповсюдження (рис. 4.10).

Перша нейронна мережа апроксимує рішення рівнянь орієнтації навігаційної системи. Друга – робить апроксимацію рішення рівнянь на одному кроці інтегрування.

У процесі налаштування нейромережі на її вхід подається навчальна вибірка: сукупність векторів – стовпців, кожний з яких містить одну з можливих комбінацій значень навігаційних параметрів та ПСТ. При цьому область можливих значень кожного параметра представляється декількома вузловими точками, розмежованими рівними інтервалами. Можна реалізувати організацію нейромережі із двох способів.

У *першому способі* у процесі налаштування на вхід нейромережі поступають значення кватерніона орієнтації  $A_{k-1}$  на попередньому кроці та виміряні значення кутових швидкостей  $\omega_k$ , що містять значення інструментальних похибок. На вхід нейромережі пред'являється поточний кватерніон орієнтації  $A_k$ , розрахований на основі ідеальних значень кутових швидкостей.

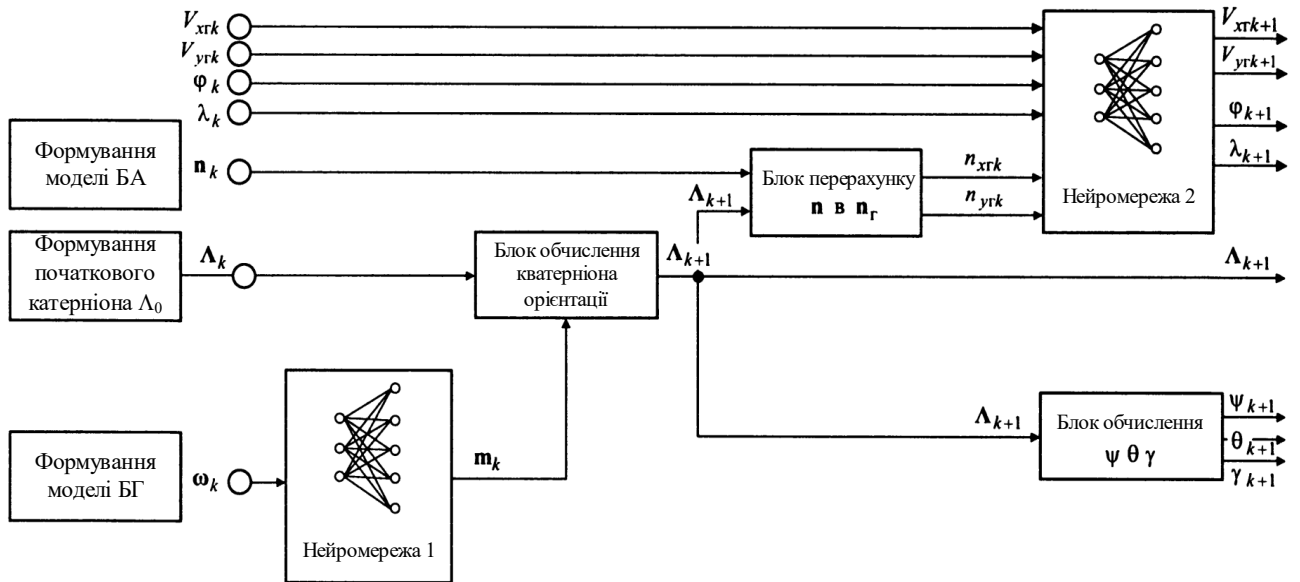


Рис. 4.10. Блок – схема навігаційної системи, побудованої з використанням нейронних мереж (БА – блок ДПГ, БГ – блок гіроскопів):  $V_{xrk}$ ,  $V_{yrk}$  – проекції швидкості об’єкта на осі географічної навігаційної системи координат (СК) на  $k$  кроку інтегрування;  $\varphi_k$ ,  $\lambda_k$  – координати об’єкта на на  $k$  кроку інтегрування,  $n_k$ ,  $n_{rk}$  – ПСТ та прискорення у навігаційній СК;  $\omega_k$  – абсолютна кутова швидкість у приладовій СК,  $\Lambda_k$  – кватерніон орієнтації об’єкта на  $k$ -му кроці інтегрування,  $m_k$  – кватерніон довороту на  $k$ -му кроці інтегрування;  $\psi_{k+1}$ ,  $\theta_{k+1}$ ,  $\gamma_{k+1}$  – кути орієнтації об’єкта (курсу, тангажу, крену відповідно).

Таким чином, нейромережа налаштовується на перетворення вимірних значень кутових швидкостей, що містять похибки, у дійсні значення кватерніона орієнтації. При цьому зменшується вплив інструментальних похибок ІНС на параметри орієнтації. Ці параметри використовуються надалі у блоку перерахунку уявного прискорення із приладової СК у навігаційну СК.

У цьому способі число компонентів навчаючого вектора буде рівним  $n^6$ , де  $n$  – число параметрів ( $\omega_{xk-1}$ ,  $\omega_{yk-1}$ ,  $\omega_{zk-1}$ ,  $\Lambda_2$ ,  $\Lambda_3$ ,  $\Lambda_4$ ). Тут  $\Lambda_2$ ,  $\Lambda_3$ ,  $\Lambda_4$  – складові кватерніона орієнтації. Скалярна частина кватерніона  $\Lambda_1$  знаходиться з умови нормування кватерніона:

$$\Lambda_1 = \sqrt{1 - \sum_{i=2}^4 \Lambda_i^2} \quad (4.13)$$

У другому способі організації нейромережі на її вхід поступають виміри блока ДПГ – компоненти ПСТ. На вихід першої нейромережі поступає послідовність ідеальних значень показів ДПГ.

Таким чином, вихід нейромережі настроюється на значення кватерніона довороту між попереднім і поточним кроком інтегрування  $m_k$ .

Далі розраховується кватерніон на поточному кроці по відомій формулі

$$\Lambda_k = \Lambda_{k-1} \circ m_k, \quad (4.14)$$

де  $\circ$  – знак множення кватерніонів,  $\Lambda_i$  – кватерніон на поточному кроці,  $\Lambda_{k-1}$  – кватерніон на попередньому кроці.

Отже, на вхід мережі подаються значення навігаційних параметрів та ПСТ на наступному кроці, розраховані для ідеальних значень (рис. 4.11).

Нейромережа реалізує перетворення вимірних з похибками значень ПСТ та навігаційних координат в ідеальні значення. Таким чином, під час роботи мережі зменшується вплив інструментальних похибок ДПГ та ІНС на вихідні параметри АГС.

Таким чином, при роботі нейромереж їх вхідними сигналами є виміри, які включають ідеальні значення у сумі з похибками. Нейромережі перетворюють їх у вихідні параметри, наближені до ідеальних значень.

У розглянутому випадку передбачається, що інструментальні похибки ІНС та ДПГ є постійними величинами. Для врахування змінних у часі компонент похибок, вхідний шар мережі може включати кількість нейронів, яка більша числа вимірних сигналів. Тоді обсяг навчальної вибірки буде більшим розрахованих вище величин.

При зміні інструментальних похибок, або із плином часу при зміні умов функціонування, необхідно змінити перетворення, яке реалізує нейромережа. Це перетворення здійснюється шляхом налаштування нейромережі з використанням для цього інформації СНС у стандартних умовах або під час руху.

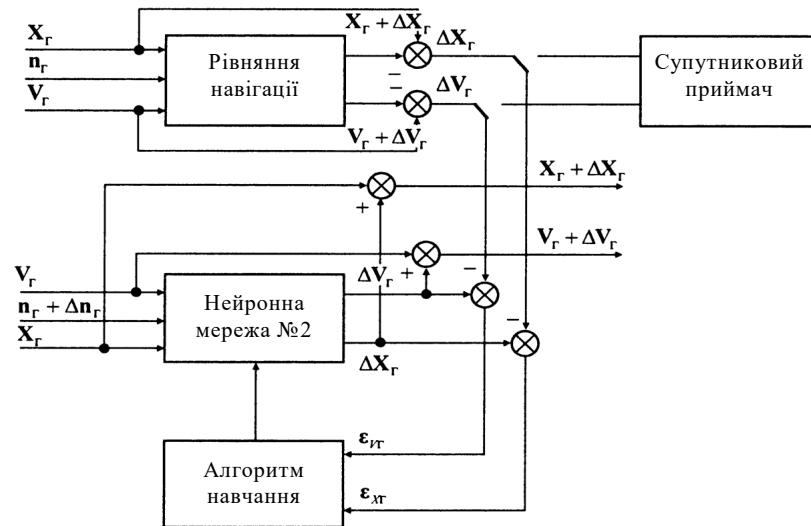


Рис. 4.11. Блок-схема роботи нейронної мережі:  $X_r$  – вектор координат об’єкту ( $\varphi, \lambda$ );  $V_r$  – вектор швидкості об’єкту;  $\varepsilon_{xr}, \varepsilon_{yr}$  – нев’язки нейромережі;  $\Delta V_r, \Delta X_r$  – прирости параметрів на кроці;  $\Delta n_r$  – вектор інструментальних похибок

Функціонування АГС із нейронними мережами, можливе у трьох режимах. Під час підготовчого етапу нейронна мережа налаштовується на виміри ДПГ та ІНС, що містять інструментальні похибки, з заданою точністю. Під час руху нейромережа працює в основному режимі, коли на її вхід подаються реальні виміри ДПГ та ІНС, а на виході пройдений через нейромережу сигнал буде близьким до ідеального, при умові якщо інструментальні похибки близькі до тих, при яких проводилось налаштування нейромережі. Під час руху при наявності сигналу з приймача СНС здійснюється корекція показів інерціальної навігаційної системи (ІНС) шляхом навчання нейромережі. Після донавчання нейрона мережа буде виробляти скореговані значення навігаційних параметрів.

#### 4.6. Чисельні дослідження функціональних алгоритмів АГС із ДПГ

Наведемо результати чисельних досліджень нейронних мереж у відповідності з вищенаведеними алгоритмами. Моделювання роботи алгоритмів проведені на основі комплексу програм у середовищі MATLAB з використанням пакета Neural Network. Моделювання включали три чисельних

експерименти. Мета експериментів полягала в оптимізації складу і структури нейромережі та дослідженні точності роботи нейромереж.

*Експеримент 1.* Мета – дослідження впливу кількості нейронів схованого шару у нейронних мережах на швидкість їх навчання і на точність апроксимації компонент кватерніона довороту – для нейромережі №1, навігаційних параметрів – для нейромережі №2. Нейромережі складались з трьох шарів: вхідного, вихідного і схованого. Число нейронів вхідного і вихідного шарів було рівним числу відповідно вхідних і вихідних параметрів. Функція активації нейронів цих шарів була прийняти лінійною. Варіювалось число нейронів схованого шара з тангенціальними функціями активації.

Нейромережа №1 послідовно налаштовувалась на 2, 3, 4, 5... 10 нейронах схованого шару. Результати, отримані для нейромережі №1, представлені у табл. 4.3.

По даним табл. 4.3 побудовано графік залежності точності і швидкості навчання нейронної мережі №1 від кількості нейронів схованого шару. Графік показано на рис. 4.12.

Таблиця 4.3.

**Вплив кількості нейронів схованого шару на точність і швидкість навчання нейронної мережі №1**

Число кроків навчання	Кількість нейронів і функція активізації нейрона tansig - тангенційна, purelin - лінійна				
	2 tansig, 3 purelin	3 tansg, 3 purelin	4 tansg, 3 purelin	5 tansg, 3 purelin	7 tansg, 3 purelin
3	0,065487	$3,79 \cdot 10^{-4}$	$9,002 \cdot 10^{-5}$	$8,415 \cdot 10^{-5}$	$6,537 \cdot 10^{-5}$
5	0,000451	$7,71 \cdot 10^{-5}$	$5,034 \cdot 10^{-5}$	$4,655 \cdot 10^{-5}$	$3,841 \cdot 10^{-5}$
7	0,000451	$1,49 \cdot 10^{-5}$	$1,896 \cdot 10^{-5}$	$2,837 \cdot 10^{-6}$	$1,247 \cdot 10^{-5}$
9	0,000450	$6,35 \cdot 10^{-6}$	$9,984 \cdot 10^{-6}$	$6,988 \cdot 10^{-7}$	$5,143 \cdot 10^{-7}$
10	0,000451	$2,11 \cdot 10^{-6}$	$7,308 \cdot 10^{-7}$	$2,553 \cdot 10^{-7}$	$1,112 \cdot 10^{-8}$
15	0,000451	$1,19 \cdot 10^{-9}$	$1,084 \cdot 10^{-9}$	$4,42 \cdot 10^{-14}$	$8,11 \cdot 10^{-13}$
20	0,000451	$1,05 \cdot 10^{-14}$	—	—	$2,64 \cdot 10^{-13}$

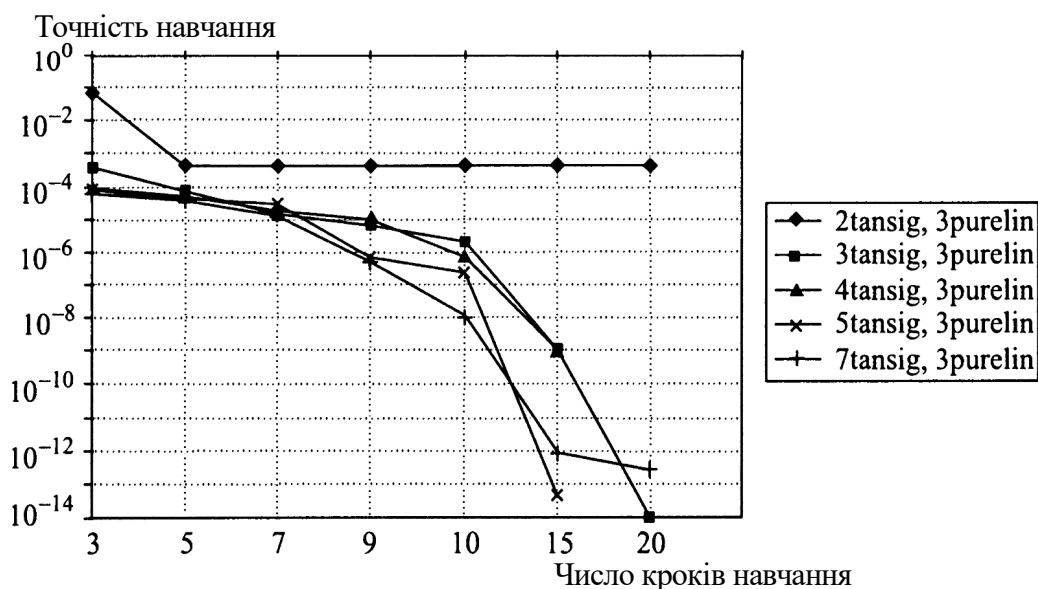


Рис. 4.12. Вплив кількості нейронів схованого шару на точність і швидкість навчання нейронної мережі №1

Для нейронної мережі №2 результати представлені у табл. 4.4. По даним табл. 4.4 побудовано графік залежності точності і швидкості навчання нейронної мережі №2 від кількості нейронів схованого шару, представлений на рис. 4.13.

Таблиця 4.4.

**Вплив кількості нейронів сховано шару на точність і швидкість навчання нейронної мережі №2**

Число кроків навчання	Кількість нейронів і функція активізації нейрона tansig - тангенційна, purelin – лінійна				
	2 tansig, 3 purelin	3 tansg, 3 purelin	4 tansg, 3 purelin	5 tansg, 3 purelin	7 tansg, 3 purelin
5	0,816004	0,102528	1,55961	15,02	0,353571
10	0,401903	$6,47 \cdot 10^{-5}$	$2,09 \cdot 10^{-5}$	0,000164	$3,47 \cdot 10^{-6}$
15	0,372794	$3,03 \cdot 10^{-5}$	$3,16 \cdot 10^{-6}$	$5,85 \cdot 10^{-7}$	$2,05 \cdot 10^{-7}$
20	0,336011	$1,59 \cdot 10^{-5}$	$8,97 \cdot 10^{-7}$	$2,97 \cdot 10^{-7}$	$1,85 \cdot 10^{-7}$
30	0,259232	$4,54 \cdot 10^{-6}$	$5,34 \cdot 10^{-7}$	$1,76 \cdot 10^{-7}$	$1,55 \cdot 10^{-7}$
40	0,048671	$4,12 \cdot 10^{-6}$	$3,56 \cdot 10^{-7}$	$1,39 \cdot 10^{-7}$	$1,21 \cdot 10^{-7}$
50	0,023537	$3,75 \cdot 10^{-6}$	$3,01 \cdot 10^{-7}$	$1,18 \cdot 10^{-7}$	$1,08 \cdot 10^{-7}$



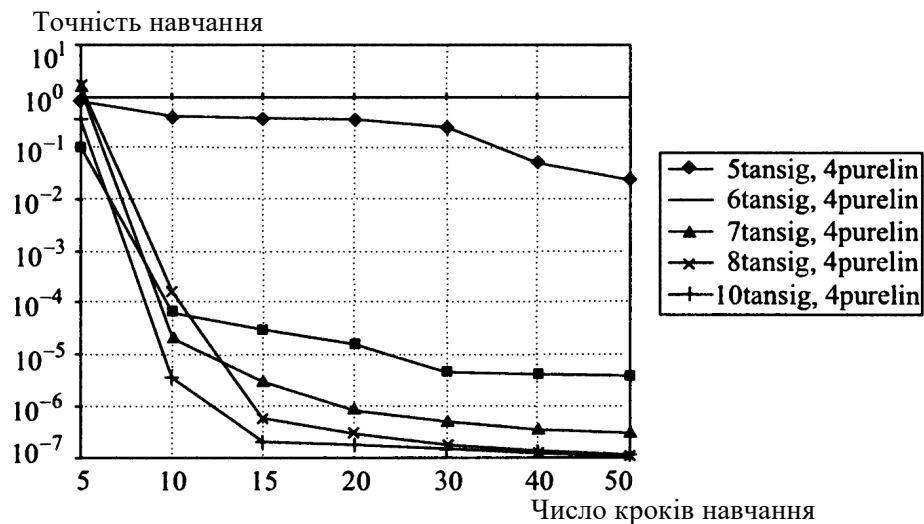


Рис. 4.13. Вплив кількості нейронів схованого шару на точність і швидкість навчання нейронної мережі №2

Аналіз результатів першого експерименту дозволяє зробити наступні висновки:

- для нейронної мережі №1, апроксимуючої компоненти кватерніону повороту на кроці інтегрування, раціональним є вибір трьох тангенціальних нейронів схованого шару, що забезпечують найбільшу точність і прийнятну швидкість навчання нейромережі;

- для нейронної мережі №1, апроксимуючої навігаційні параметри на кроці інтегрування, найбільшу точність і прийнятну швидкість навчання нейромережі забезпечує схований шар, що складається з восьми нейронів.

*Експеримент 2.* Мета – вивчення характеристик навченої нейронної мережі, що працює з вхідними сигналами, значення яких розміщені в інтервалах між вузлами навчаючої сітки значень.

Тестування навченої нейромережі відбувалось шляхом подачі на її вхід тестуючих векторів, що відмінні від використаних у навчаючій послідовності. Крім того був розширений інтервал тестуючої сітки для того, щоб встановити точність апроксимації налаштованої нейромережі на продовженні навчаючої сітки. Стосовно експерименту з нейронною мережею №1, апроксимуючою компоненти кватерніона повороту на кроці інтегрування, у проміжних точках спостерігається збільшення похибки апроксимації приблизно у 3 рази. За

межами навчаючого інтервалу похибка апроксимації швидко зростає. Результат відображено на рис. 4.14.

У результаті моделювання встановлено, що всередині навчаючого інтервалу нейронна мережа №2 з прийнятною точністю апроксимує параметри навігації. За межами ж навчаючого інтервалу похибка апроксимації починає швидко зростати. Результат відображено на рис. 4.15 [96].

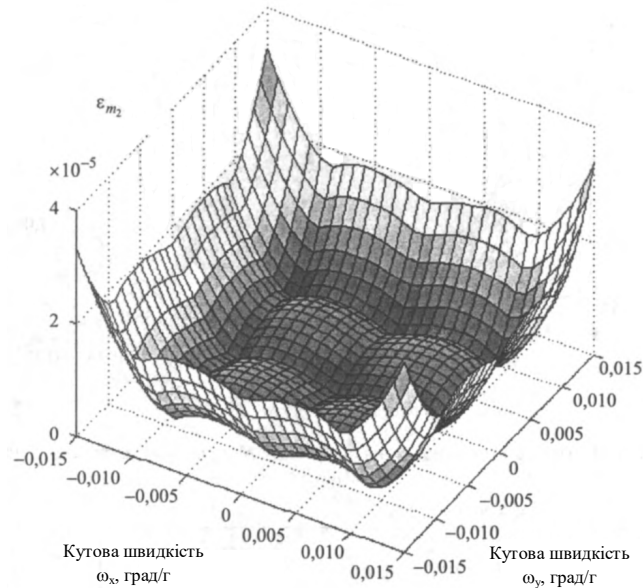


Рис. 4.14. Результат тестування нейромережі №1 у проміжних точках навчаючої сітки

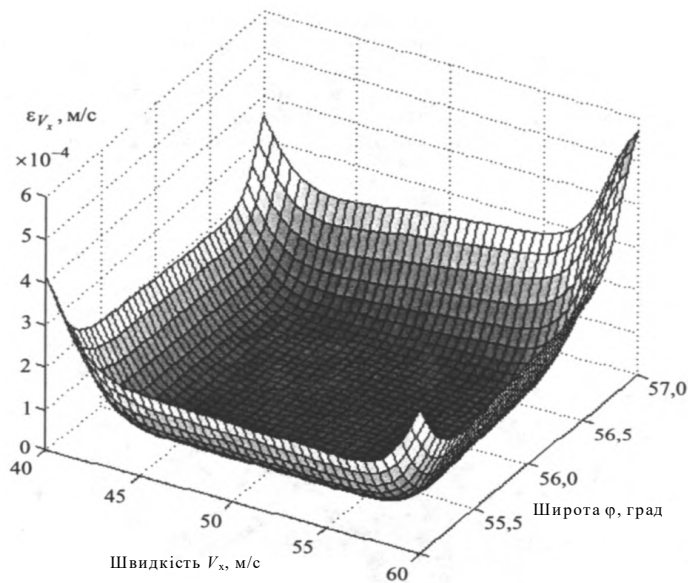


Рис. 4.15. Результат тестування нейромережі №2 у проміжних точках навчаючої сітки

*Експеримент 3.* Мета експерименту – дослідження якості прогнозу нейронними мережами параметрів орієнтації і навігації при використанні нейромереж замість фундаментальних алгоритмів ІНС. Проводилось інтегрування рівнянь орієнтації і навігації на часовому інтервалі, приблизно рівному інтервалу можливого зникання сигналів приймача СНС (до 450-900с). Отримані нейромережеві моделі настроювались і тестувались з різними значеннями постійних складових дрейфів гіроскопів: від 1 град/ч до 50 град/ч. Вихід моделі порівнювали з рішенням функціональних рівнянь з нульовими дрейфами гіроскопів (ідеальне рішення). Одночасно будувалось рішення функціональних рівнянь. Результати чисельного експерименту по визначенню швидкості представлені на рис. 4.16.

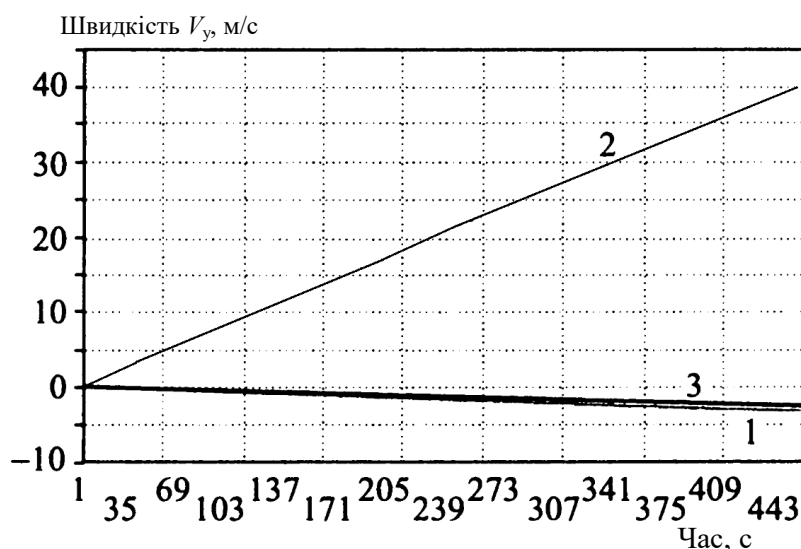


Рис. 4.16. Обчислена швидкість при ідеальному рішенні (1), рішенні з врахуванням дрейфів гіроскопів (2) і у нейромережевій моделі (3)

Аналіз результатів чисельних експериментів показує, що точність апроксимації алгоритмів визначення орієнтації і навігації розробленою нейромережевою моделлю характеризується відносною похибкою апроксимації обчисленої швидкості, яка не перевищує 4,3%, а координат – 0,007% на інтервалі часу прогнозу 450 с.

## 4.7. Висновки до розділу 4

4.7.1. У результаті виконаного моделювання було отримано графіки зміни вихідного сигналу  $x(t)$  для різних значень частоти збурень  $\omega$  вібраційних прискорень, коефіцієнта демпфування  $\xi$  та різних значень амплітуд збурюючих віброприскорень  $w_a, w_b$ .

4.7.2. З отриманих графіків видно, що:

- при частотах  $\omega = \omega_0/2 = 0,05$  рад/с ,  $\omega = \omega_0 /3 = 0,033$  рад/с встановлюються субгармонійні коливання (вихідний сигнал не спотворюється);

- при частоті збурень  $\omega = \omega_0 = 0,1$  рад/с виникає головний резонанс, найбільш небезпечний для ДПГ;

- при частотах  $\omega = 2\omega_0 = 0,2$  рад/с,  $\omega = 3\omega_0 = 0,3$  рад/с встановлюється биття (вихідний сигнал спотворюється );

- коефіцієнт демпфування  $\xi$  доцільно збільшувати у випадку головного резонансу  $\omega = \omega_0$  ( $\xi = 0,705$ ) та у випадку  $\omega = 2\omega_0, \omega = 3\omega_0$  , коли встановлюється биття ( $\xi = 0,45$ );

- збільшення амплітуд горизонтальних прискорень не впливає на амплітуду вимушених коливань ДПГ.

4.7.3. Цифрове моделювання впливу на ДПГ параметрів збурень, а також власних параметрів підтвердило основну перевагу ДПГ над відомими гравіметрами – його вищу точність (1 мГал).

4.7.4. Розглянуто можливості використання нейромережевого підходу у задачах розробки алгоритмів функціонування і АГС із новим ДПГ. Встановлено, що функціонування комплексної системи авіаційної гравіметричної системи (АГС) з нейромережами, можливе у трьох режимах: під час підготовчого етапу, під час руху та під час руху при наявності сигналу з приймача СНС.

4.7.5. Проведено експериментальні дослідження АГС із ДПГ за допомогою нейронних мереж. Аналіз результатів першого експерименту дозволяє зробити наступні висновки:

– для нейронної мережі №1, апроксимуючої компоненти кватерніону повороту на кроці інтегрування, раціональним є вибір трьох тангенціальних нейронів схованого шару;

– для нейронної мережі №1, апроксимуючої навігаційні параметри на кроці інтегрування, найбільшу точність і прийнятну швидкість навчання нейромережі забезпечує схований шар, що складається з вісьми нейронів.

При експерименті з нейронною мережею №1, апроксимуючою компоненти кватерніона повороту на кроці інтегрування, у проміжних точках спостерігається збільшення похибки апроксимації приблизно у 3 рази. За межами навчаючого інтервалу похибка апроксимації швидко зростає. При експерименті №2 встановлено, що всередині навчаючого інтервалу нейронна мережа №2 з прийнятною точністю апроксимує параметри навігації. За межами ж навчаючого інтервалу похибка апроксимації швидко зростає.

## **РОЗДІЛ 5**

### **ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ДВОКАНАЛЬНОГО П'ЄЗОЕЛЕКТРИЧНОГО ГРАВІМЕТРА**

У літературі [1-4], [103] відсутні будь-які експериментальні дослідження двоканального п'єзоелектричного гравіметра. Тому метою даного розділу є здійснення такого дослідження в умовах, близьких до авіаційних.

Задачі розділу наступні: створити експериментальну установку для дослідження основних характеристик ДПГ та обґрунтувати можливість його застосування у складі АГС; зробити конструктивний та аналітичний описи кожної складової експериментальної установки; провести експериментальні дослідження та побудувати графіки основних залежностей; проаналізувати програмне забезпечення для відображення результатів досліджень на ЕОМ; вивести рівняння руху ДПГ, в якому враховано основні фактори, що впливають на проведення авіаційних гравіметричних вимірювань; викласти рекомендації і методику з проведення випробувань ДПГ у складі АГС.

Результати досліджень даного розділу висвітлено у публікаціях автора [79-81].

#### **5.1. Опис експериментальної установки для досліджень двоканального п'єзоелектричного гравіметра**

Для проведення експериментальних досліджень ДПГ була розроблена експериментальна установка, принципова схема якої наведена на рис. 5.1, а її зовнішній вигляд – на рис. 5.2. До складу цієї установки входять наступні прилади: генератор механічних коливань ГМК-1 (вібростенд) із вбудованими в нього двома індукційними перетворювачами електричного сигналу у механічний; мікросистема зібрання даних (модуль введення-виведення); ДПГ,

який розміщений безпосередньо на вібростенді; ЕОМ; блок підсилення вихідного сигналу ДПГ; генератор змінної напруги та вольтметри для реєстрації напруги генератора та напруги індукційного перетворювача відповідно [104].

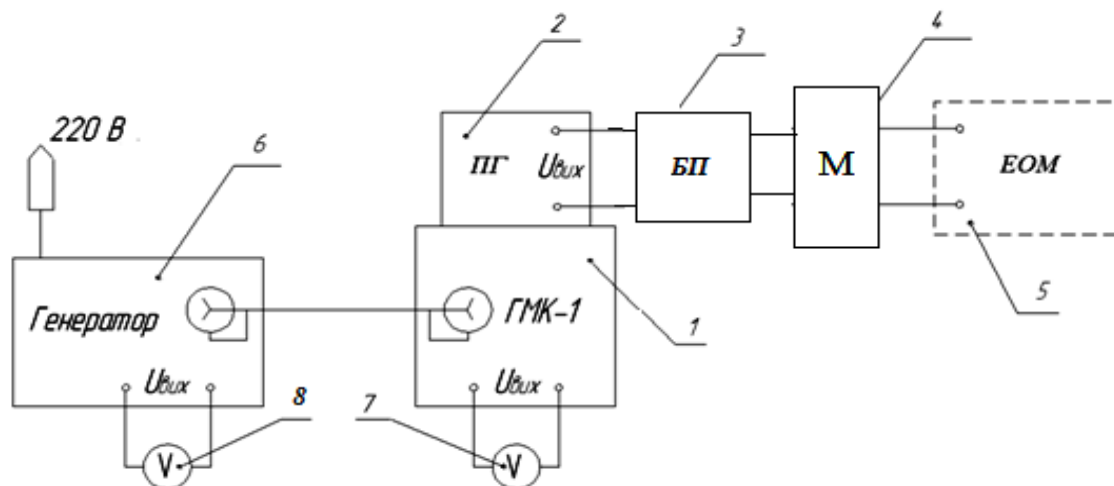


Рис. 5.1. Принципова схема установки для експериментальних досліджень ДПГ: 1 – ГМК-1; 2 – ДПГ; 3 – блок підсилення вихідного сигналу ДПГ; 4 – мікросистема зібрання даних (модуль введення-виведення); 5 – ЕОМ; 6 – генератор змінної напруги живлення; 7 – вольтметр для реєстрації напруги генератора; 8 – вольтметр для реєстрації напруги індукційного перетворювача

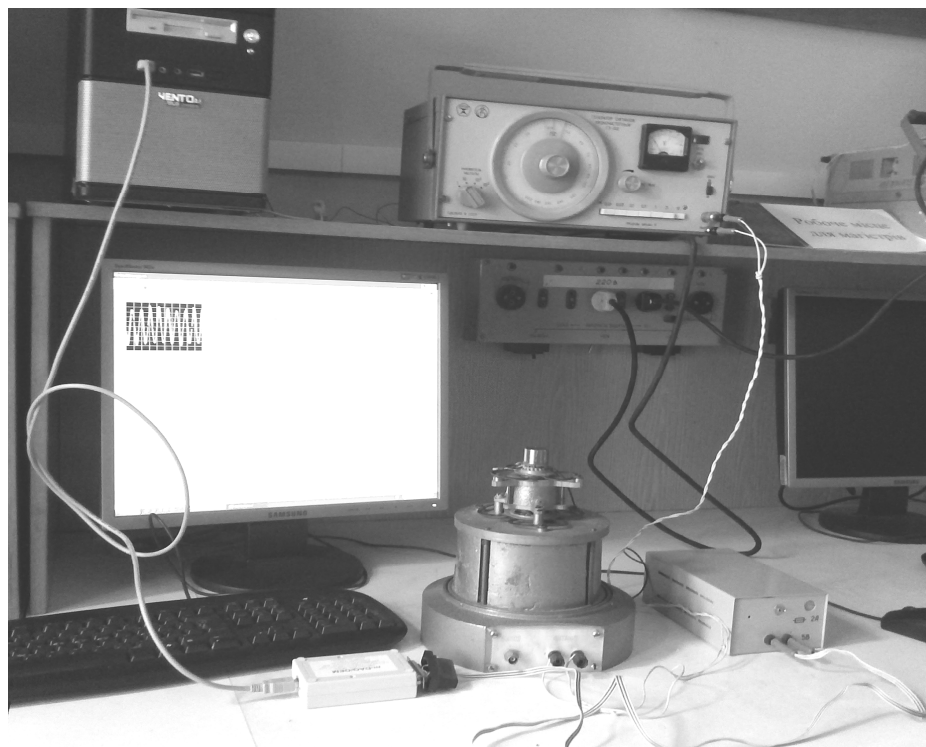


Рис. 5.2. Зовнішній вигляд установки для експериментальних досліджень ДПГ

### 5.1.1. Вібростенд експериментальної установки

Основою частиною експериментальної установки є вібростенд ГМК – 1 (рис. 5.3) або генератор механічних коливань. Він конструктивно виконаний у вигляді двох магнітопроводів 8, 10 (рис.5.4). Магнітопроводи в свою чергу жорстко скріплені між собою й утворюють єдину конструкцію соленоїдного типу. У середині соленоїда, створеного двома магнітопроводами 8, 10 рухається стрижень 7.

Рушійну силу для переміщень стрижня 7 створюють індукційні перетворювачі 1, 3, обмотки 1, 2 та 3, 4. Обмотки 2, 4 виконують функції управління, а 1, 3 – збудження [104].



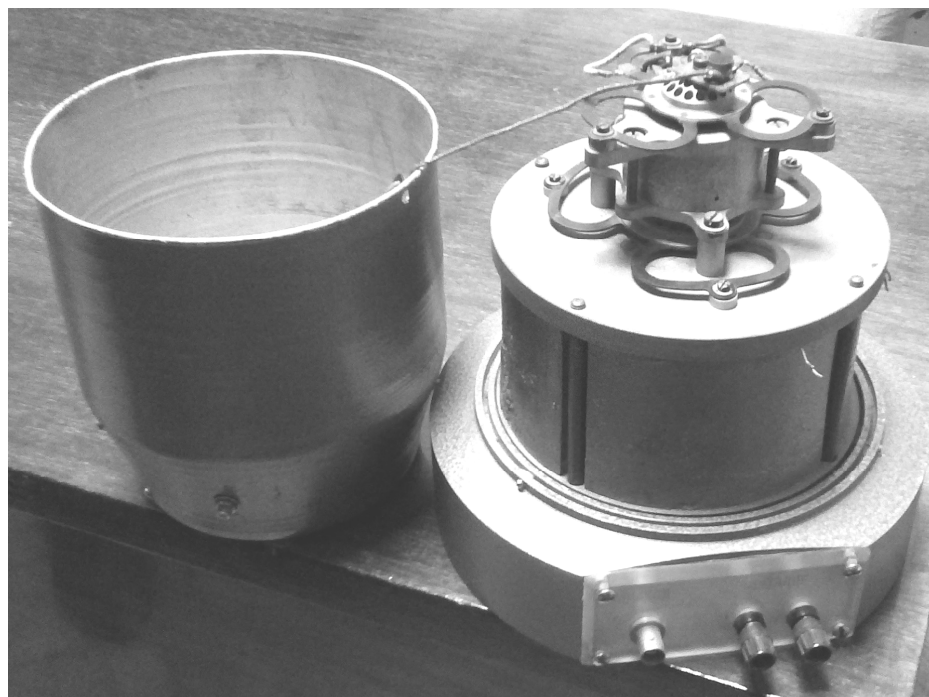


Рис. 5.3. Генератор механічних коливань ГМК-1

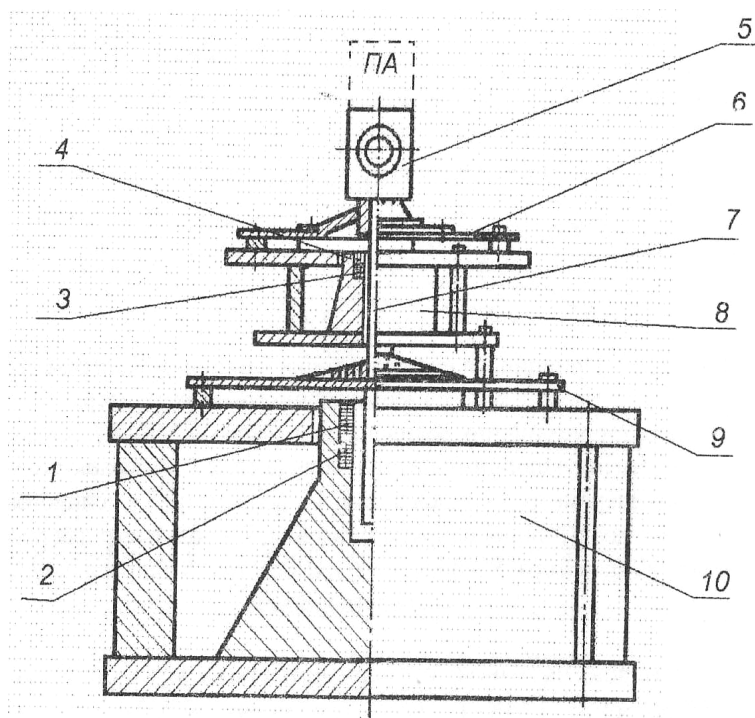


Рис. 5.4. Генератор механічних коливань:

1,3 – генераторні обмотки; 2,4 – обмотки управління; 5 – робочий стіл;  
6,9 – гнучкі мембрани; 7 – стрижень; 8,10 – магнітопроводи

Індукційні перетворювачі у схемі призначені для перетворення вхідного електричного сигналу збудження у вихідний механічний сигнал переміщення стрижня.

Стрижень 7 із обмотками 1, 2 та 3, 4 утримується гнучкими опорами у вигляді пружних мембран 6 і 9 спеціальної конструкції, які поєднують достатню жорсткість з великим значенням лінійної ланки силової характеристики.

Закріплення стрижня з обох сторін мембранами дозволяє звести до мінімуму рух по напрямках, які не співпадають із поздовжньою віссю. Це забезпечить стрижню лише один ступінь свободи у потрібному напрямку вертикальної осі. Тому, якщо через генераторну обмотку пропустити струм, то сила, що створюється генераторною обмоткою призведе до вертикального переміщення стрижня.

Таким чином вібростенд ГМК-1, створюючи коливальні прискорення стрижня, діє на робочий стіл 5, де і знаходиться ДПГ.

Якщо через генераторну обмотку 1 вібростенда пропускати струм, що змінюється у часі по синусоїдальному закону, то сила, що створюється генераторною обмоткою призведе до переміщення  $h$  стрижня, яке також відбудеться по синусоїдальному закону:

$$h = H \sin \omega t, \quad (5.1)$$

де  $\omega=2\pi f$ ,  $H$ - частота та амплітуда коливальних переміщення стрижня відповідно.

Величина переміщення  $h$  при коливаннях стрижня пов'язана зі значеннями діючих на ДПГ прискорення  $h_z$  та швидкості  $h_c$  коливань стрижня, такими співвідношеннями:

$$h_z = -H\omega \sin \omega t = H_z \sin \omega t, \quad (5.2)$$

$$h_c = H\omega \cos \omega t = H_c \cos \omega t. \quad (5.3)$$

У процесі експериментальних досліджень вимірюються тільки амплітудні значення швидкості та прискорення коливань стрижня, для яких маємо:

$$H_c = Hn\omega, \quad (5.4)$$

$$H_z = -H_c\omega = Hn\omega^2. \quad (5.5)$$

Вимірювальний перетворювач 2 має значно менші габаритні розміри од генераторного перетворювача і призначений для вимірювань амплітуд прискорень коливань стрижня вібростенда.

Амплітуда вихідної напруги  $U_{III}$  обмотки вимірювального перетворювача 2 пов'язана наступною залежністю з амплітудою прискорення  $H_z$  руху стрижня 7:

$$U_{III} = S_{III} H_z, \quad (5.6)$$

де  $S_{III}$  – чутливість індукційного перетворювача ( $S_{III} = 8.8$  мВ/мм).

### 5.1.2. Досліджуваний двоканальний п'єзоелектричний гравіметр

ДПГ, що досліджується зображено на рис. 5.5. Гравіметр розміщено на робочому столику генератора механічних коливань ГМК-1. Чутливий елемент гравіметра працює на основі деформації стиснення-розтягування.

Під дією прискорення  $g_z$  сили тяжіння на ІМ виникає сила тяжіння, внаслідок дії якої інерційна маса переміщується на величину  $x$ :

$$x \equiv f(g_z). \quad (5.7)$$

Такий рух ІМ спричиняє стиснення або розтяг ПЕ і появу на його поверхні електричного заряду  $Q$  (явище прямого п'єзо ефекту), який прямо пропорційний  $g_z$ . Вихідним сигналом ДПГ є не заряд  $Q$ , а напруга  $U$ :

$$U \equiv \frac{Q(g_z)}{C_{PE}}, \quad (5.8)$$

де  $C_{PE}$  – ємність ПЕ.

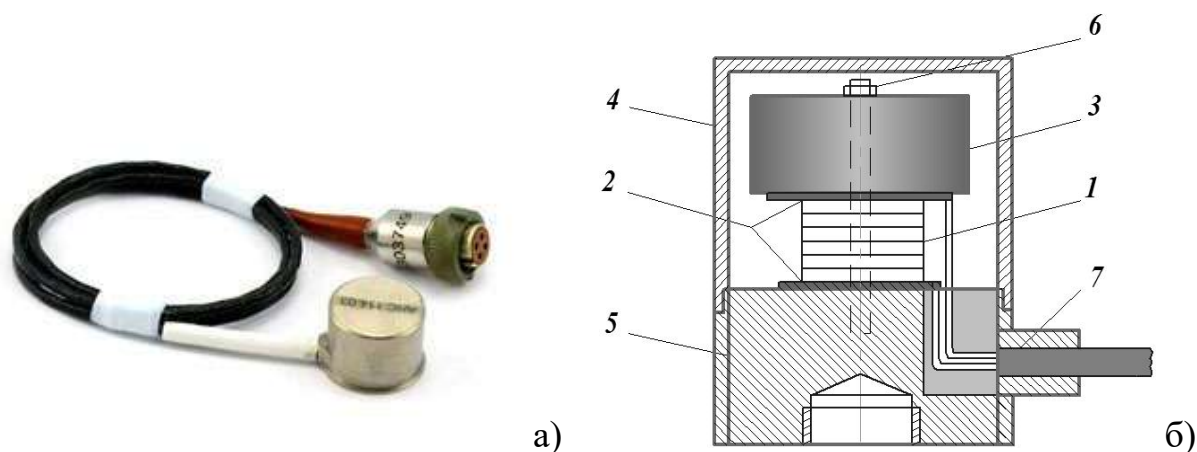


Рис. 5.5. Досліджуваний двоканальний п'єзоелектричний гравіметр:  
 а) загальний вигляд; б) конструктивна схема: 1 – ПЕ; 2 – ізолятори; 3 – ІМ;  
 4 – основа; 5 – герметичний корпус; 6 – гвинт; 7 – кабель

### 5.1.3. Операційний підсилювач

Для підсилення вихідного аналогового сигналу з ДПГ використовуємо розроблений блок підсилення (рис. 5.6.).

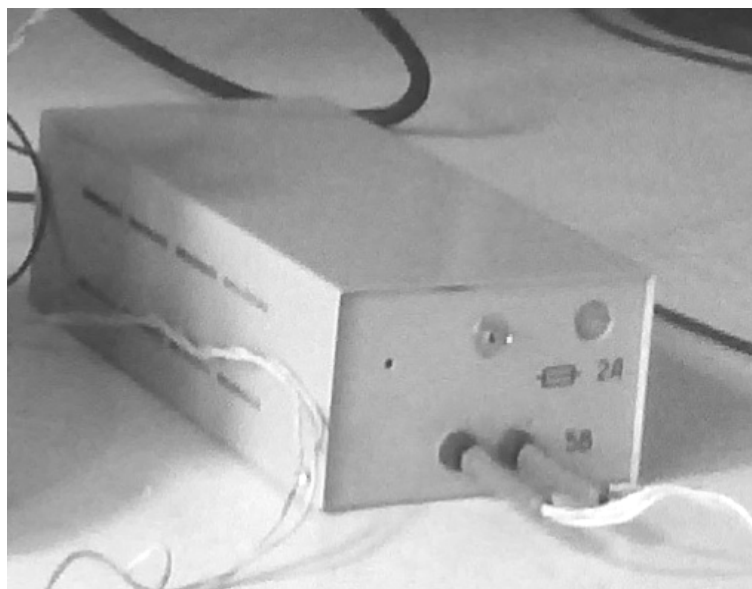


Рис. 5.6. Блок підсилення вихідного сигналу ДПГ

Основною складовою блоку підсилення є підсилювач INA116 [105] (рис. 5.7) із застосуванням зведеного операційного підсилювача (ОП)  $A_1$  із малим вхідним струмом і прецизійного ОП  $A_2$  (рис. 5.8). Така схема забезпечує

ефективне придушення синфазної перешкоди (шумів) та забезпечує максимальну чутливість вимірювальної системи.



Рис. 5.7. Підсилювач INA116

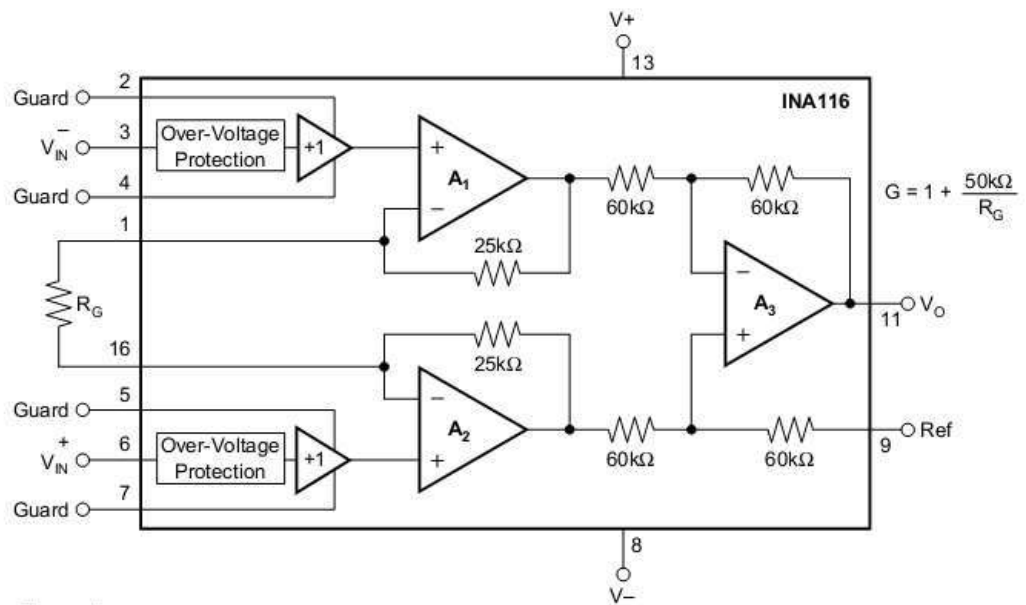


Рис. 5.8. Принципова електрична схема підсилювача INA116

Основні параметри, характеристики та рекомендації по експлуатації підсилювача INA116 наведені у [105].

Коефіцієнт підсилення розробленого блоку підсилення вихідного сигналу ДПГ дорівнює 1, а вихідна напруга 0–5 В.

### 5.1.4. Мікросистема зібрання даних

1) *Вибір структурної та функціональної схеми АЦП.* Існує безліч способів для перетворення аналогового сигналу електричної напруги, що змінюється плавно і безперервно, у потік цифрових даних, що представляє собою дискретну кодовану послідовність імпульсів. На практиці найчастіше використовується аналого-цифрове перетворення за допомогою імпульсно-кової модуляції (ІКМ). У цьому випадку процес починається із подачі безперервного сигналу у вигляді послідовності відліків, які беруться через певний проміжок часу. Цю функцію виконує схема, яка називається пристроєм вибірки-зберігання. Запам'ятовуючи миттєве значення вхідного сигналу (найчастіше на конденсаторі), цей пристрій забезпечує збереження величини взятого відліку на час процесу оцифровування. Цей процес полягає у поданні амплітуди кожного відліку у формі двійкового кодового слова з певною кількістю розрядів. Спосіб, який використовується для виконання такого оцифровування, і визначає можливості і складність АЦП [106].

У табл. 5.1. приведена порівняльна характеристика основних типів АЦП. Як бачимо із табл. 5.1, найефективніше використовувати у схемі вимірювально-реєстраційного пристрою (мікросистема зібрання даних) ДПГ АЦП послідовного наближення, який має значні переваги над іншими видами.

Таблиця 5.1

#### Порівняльна характеристика типів АЦП

№ п/п	Переваги	Недоліки	Рекомендації
1	2	3	4
АЦП прямого перетворення (паралельні, послідовні)			
1	<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ Висока швидкість;</li> <li>⊕ простота конструкції</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>∅ Великий габаритний розмір;</li> <li>∅ розрядність не більше 8 біт;</li> <li>∅ висока вхідна ємність;</li> <li>∅ видають помилки на виході</li> </ul>	Використовуються для перетворення швидкозмінних у часі високочастотних сигналів; переважно у приладах обробки відео зображення

1	2	3	4
АЦП послідовного наближення			
2	<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ Невеликі габаритні розміри;</li> <li>⊕ висока розрядність;</li> <li>⊕ невисока собівартість;</li> <li>⊕ висока швидкість</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>∅ Низька частота перетворення</li> </ul>	Використовуються для перетворення швидкозмінних у часі сигналів; у приладах високої точності
АЦП з урівноваженням заряду			
3	<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ Нечутливі до періодичних перешкод (мережеве живлення);</li> <li>⊕ висока точність;</li> <li>⊕ висока розрядність</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>∅ Великий габаритний розмір;</li> <li>∅ низька швидкість перетворення;</li> <li>∅ висока собівартість</li> </ul>	Використовуються у приладах підвищеної точності; для перетворення не швидкозмінних у часі сигналів
АЦП порівняння з зубчастим сигналом			
4	<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ Невеликі габаритні розміри;</li> <li>⊕ висока розрядність;</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>∅ Низька точність;</li> <li>∅ підвищена чутливість до змін температури;</li> <li>∅ невисока швидкість</li> </ul>	Використовуються у приладах, які мають середній клас точності та експлуатуються в помірних умовах навколишнього середовища
Сигма-дельта АЦП			
5	<ul style="list-style-type: none"> <li>⊕ Невисока собівартість</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>∅ Можуть видавати короточасні помилки на виході;</li> <li>∅ невисока швидкість;</li> <li>∅ низький діапазон робочих температур</li> </ul>	Використовуються для перетворення сигналів, які необхідно фільтрувати від шумів; переважно у приладах обробки аудіо сигналів

Закінчення табл. 5.1

1	2	3	4
АЦП диференційного кодування			
6	⊕ Великий діапазон вхідного сигналу; ⊕ висока рорядність;	∅ Великий час перетворення; ∅ не працює із низькочастотними сигналами; ∅ невисока швидкість	Використовуються у приладах, в яких не передбачена висока швидкодія, однак необхідна висока точність; для перетворення стрибкоподібних сигналів

На рис. 5.9 наведена структурна схема стандартних послідовних АЦП, виконаних у корпусах із вісьмома виходами. Логічний контролер із вбудованим тактовим генератором управляє роботою схеми перетворення, що функціонує за принципом послідовного наближення. Цей принцип полягає у поступовому покроковому накопиченні у проміжному регістрі даних двійкового кодового слова, відповідного співвідношенню вхідній аналоговій напрузі (різниці між рівнями напруги на диференціальних входах “ANALOG IN” і “ANALOG-IN”) та опорної напруги (різниці між рівнями напруги на диференціальних входах “REF” і “REF-”). Цикл перетворення починається із фіксації рівня вхідної аналогової напруги у пристроях вибірки-зберігання, а потім перетворювач починає формувати вміст регістра. Процес накопичення кодового слова займає деякий час – час перетворення [107].

Для правильного функціонування АЦП необхідна наявність деякої зовнішньої керуючої системи, яка повинна формувати послідовності синхронізуючих сигналів. Роль цієї системи виконує мікроконтролер.

У більшості випадків аналого-цифрове перетворення починається в момент подачі відповідного сигналу на вихід “CS” (вибір кристала). Саме по собі перетворення виконується за кілька десятків мікросекунд. Після цього необхідно подати потрібну кількість тактових імпульсів на виведення “I/O



CLOCK”, щоб видати результат перетворення через вихід “DATA” “OUT”. Функціональна схема обраного АЦП послідовного наближення показана на рис. 5.10. Основою функціональної схеми служить матриця комутації конденсаторів. Значення кожного біта даних визначається граничним детектором в залежності від величини заряду кожного з вагових конденсаторів, складових матриці АЦП. Відносна вага кожного ланцюга матриці конденсаторів визначається відповідно до послідовності ступенів числа два, тобто від 1 до 2048 для дванадцятирозрядного АЦП.

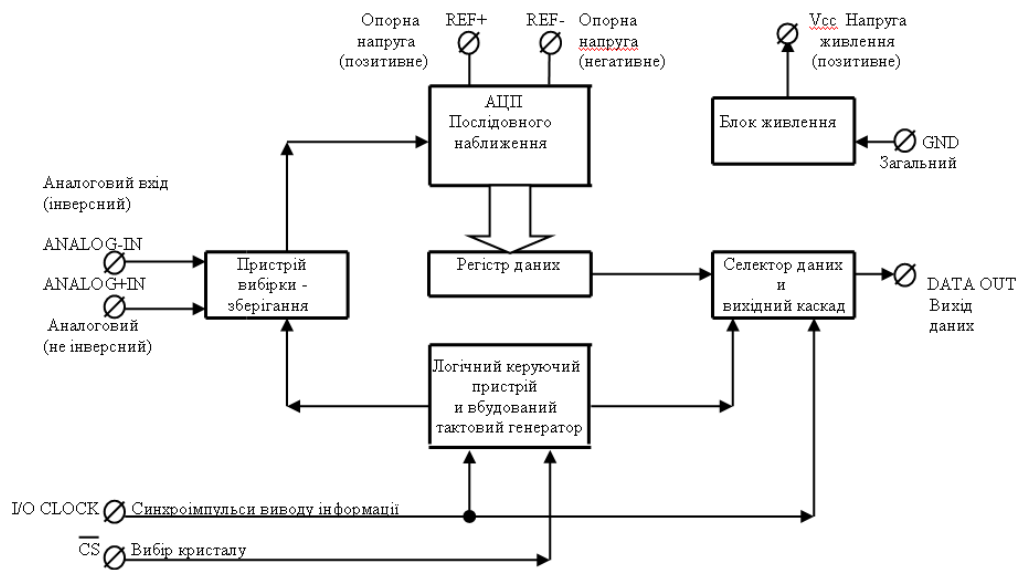


Рис. 5.9. Структурна схема послідовного АЦП

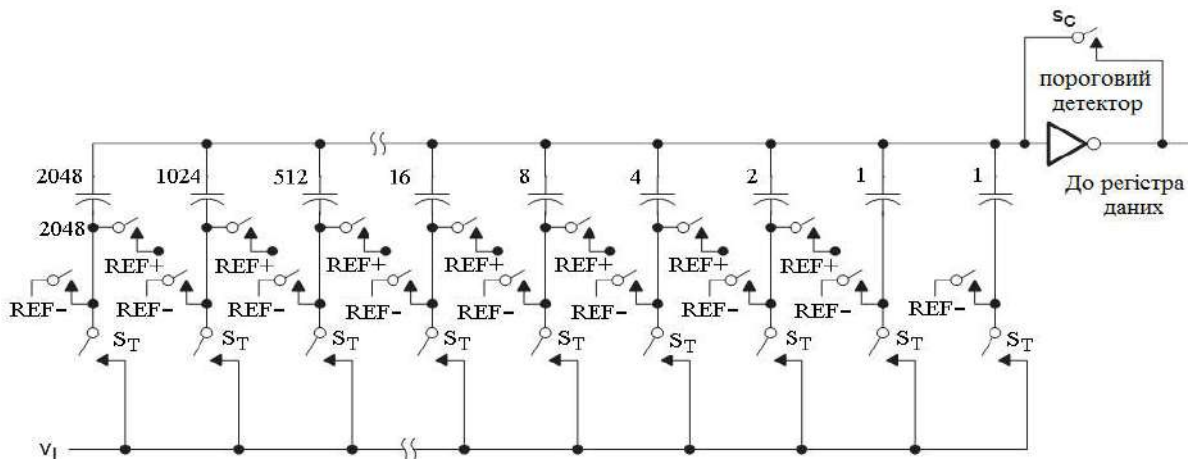


Рис. 5.10. Функціональна схема АЦП послідовного наближення

Зміну вхідної напруги на величину, меншу в порівнянні з цією різницею, може бути не відображено у вихідних даних. Деякі перетворювачі, крім того, вносять додаткову похибку і формують результат з точністю до одного або

навіть до двох МЗР. Така дискретність результатів перетворення є наслідком характерної для АЦП передавальної характеристики у вигляді “сходинок”, як показано на рис. 5.11. Цілком очевидно, що у цьому випадку, як і при будь-якому іншому процесі аналого-цифрового перетворення, отриманий результат містить деяку похибку, яка називається похибкою квантування.

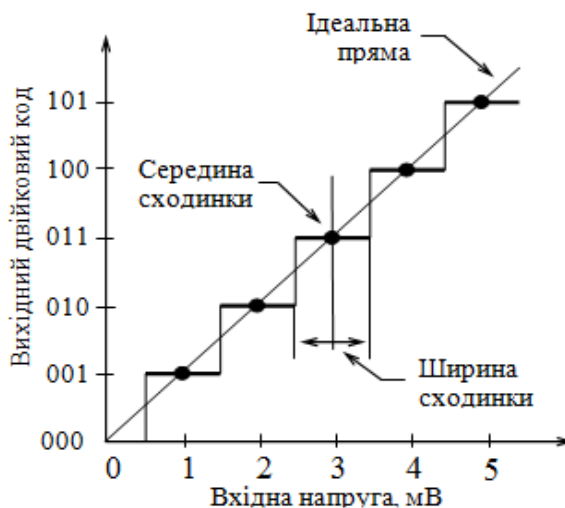


Рис. 5.11. Передатна характеристика АЦП

Помилка квантування з’являється у результаті заміни дійсної величини відліку вхідного сигналу її дискретним еквівалентом у вигляді вихідного коду і визначається як різниця між графіками ступінчастої передавальної характеристики та ідеальної прямої. Максимальна величина помилки для передатної характеристики, наведеної на рис. 5.11, дорівнює половині величини кроку квантування і складає в середньому 0.1%

Визначимо основні параметри та характеристики АЦП послідовного наближення для подальшої можливості вибору готової моделі. Вихідними параметрами для розрахунків є: величина вхідного сигналу – 0-5В; точність вимірювання – 0.001 або 0.1%; кількість каналів – 1.

Отже, точність вимірювання 0.1% може забезпечити АЦП із розрядністю не менше ніж 10 біт. Тобто,  $1/2^{10} = 1/1024 = 0.001$ .

Розрахуємо розрядність за напругою:

1. Розрядність АЦП 10 бітів:  $2^{10} = 1024$  рівнів квантування;
2. Розрядність за напругою:  $(5-0)/1024 = 0.0048$  Вольт = 4.8 мВ.

Отже, необхідно обрати АЦП послідовного наближення розрядністю не менше 10 біт, кількістю каналів – не менше 1, час перетворення – мінімальний.

2) *Розробка та аналіз роботи принципової електричної схеми вимірювально-реєстраційного пристрою.* Розроблена принципова схема вимірювально-реєстраційного пристрою вихідного сигналу ДПГ представлена на рис. 5.12. Вона побудована на основі АЦП послідовного наближення. Вимірюваний сигнал надходить на вхід даної мікросхеми і перетворюється нею у 12-розрядний двійковий код. Цей код передається по SPI-інтерфейсу керуючому пристрою. У ролі керуючого пристрою виступає мікроконтролер. Він виконує первинну обробку даних і передає їх мікросхемі перетворювача інтерфейсів для їх подальшої передачі через USB-порт до ЕОМ.

*Вхідний підсилювач.* АЦП здатний обробити будь-яку напругу в діапазоні від 0 до 5 В, але він може бути використаний і для перетворення навіть таких напруги, які не відповідають його робочому діапазону. Це забезпечується завдяки використанню саме вхідного підсилювача, який може мати коефіцієнт підсилення величиною 0.5 або 5, що забезпечить перетворення сигналів у діапазоні  $0 \div 1$  і  $0 \div 10$  В відповідно. Тобто, вхідний підсилювач із коефіцієнтом підсилення 5 дозволить виміряти напруги до 1 В із такою ж точністю, з якою сам АЦП оцифровує напруги до 5 В. При вхідному опорі 1 МОм підсилювач із посиленням 0.5 дозволить працювати на межі виміру “100В” з використанням звичайного дільника 1/10.

*Джерело опорної напруги.* Основне призначення джерела – створення зразкової напруги, яка могла б бути використана у якості еталону. Тому головна вимога до джерела опорної напруги – підтримка незмінної вихідної напруги.

*Подвоювач напруги.* Беручи до уваги допустимий вхідний діапазон джерела опорної напруги у межах  $5 \div 40$  В, найбільш раціональним виявилось застосування схеми накачування заряду (charge-pump): подвоєння напруги на конденсаторах.

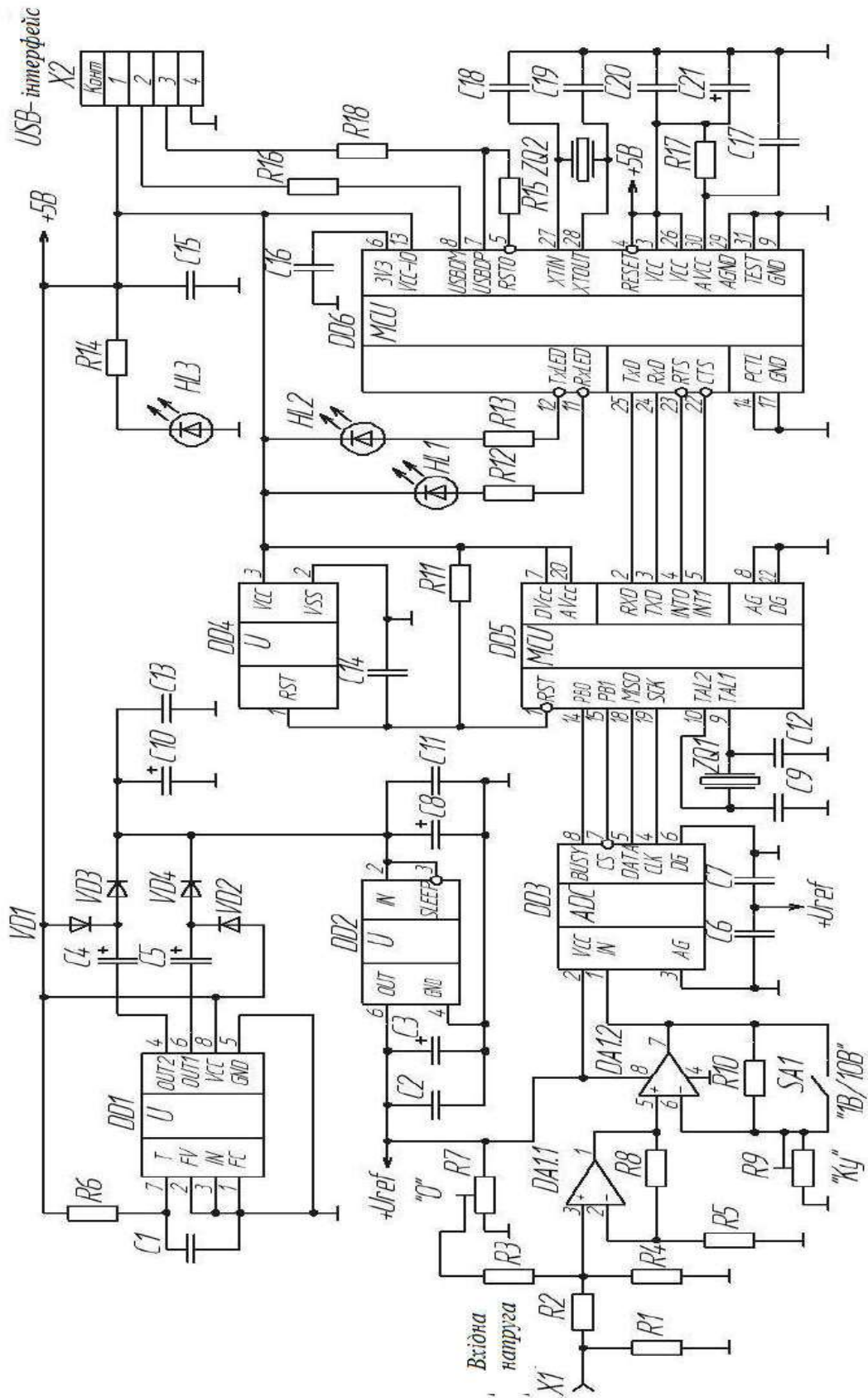


Рис. 5.12. Принципова електрична схема вимірювально-реєстраційного пристрою вихідного сигналу ДПГ

*Мікроконтролер.* 8-розрядний мікроконтролер, заснований на архітектурі Atmel AVR, виконує більшість інструкцій за 1 такт, тому його обчислювальна потужність дорівнює 1MIPS на 1 МГц. Мікроконтролер має RISC-архітектуру, але формат команди двухоперандний, за один такт може бути звернення тільки до двох регістрів. Містить 32 регістра, які можуть рівноправно використовуватися в арифметичних операціях [107].

*Перетворювач інтерфейсів.* Сформовані мікроконтролером пакети мають передаватися на USB-перетворювач. Даний елемент необхідний, оскільки протокол обміну даними по USB складний з боку апаратних рішень і з боку програмного забезпечення.

*Супервізор живлення.* Працездатність мікроконтролера гарантується при напругах живлення у діапазоні 4.5÷5.5 В. Проте, як показує практика, мікроконтролер продовжує працювати навіть при зниженні напруги живлення до рівня 2,7 В. Такий режим є неприпустимим, оскільки порушується режим роботи тактового генератора. Все це може призводити помилкового вимірювання часових інтервалів, порушення швидкості передачі даних, втрати даних. Щоб цього уникнути, застосовують супервізори живлення. Цей пристрій підключають до ланцюга живлення мікроконтролера, а вихід – до інверсного входу RESET мікроконтролера. При падінні напруги живлення нижче встановленого рівня супервізор генерує імпульс скидання (низький рівень на інверсному вході RESET), який зупиняє мікроконтролер, і утримує цей рівень, поки напруга не прийде в норму.

3) *Огляд сучасних мікросистем зібрання даних.* На сьогоднішній день існують вже готові пристрої, що виконують функції перетворення та реєстрації аналогового сигналу. Коштують вони, як правило, від декількох тисяч до декількох десятків тисяч гривень залежно від пропонованих можливостей.

Прикладом такого пристрою на основі АЦП і мікроконтролера є електронний реєстратор параметрів KD7 фірми Lumel (рис. 5.13,а). Він є одночасно реєстратором і концентратором даних з можливістю поточної

архівзації і візуалізації даних на кольоровому екрані TouchScreen в будь-якій доступній формі за бажанням користувача. Реєстратор електричних параметрів KD7 дозволяє працювати з 12 вхідними аналоговими та 20 параметрами по RS485. KD7 використовується як пристрій збору даних в системах вимірювання та контролю. Перетворені дані вимірювання зберігаються в оперативній пам'яті і на флеш-карті [108].



Рис. 5.13. Електронний реєстратор параметрів KD7 (а), “Экограф” (б)

Основні технічні характеристики електронного реєстратора KD7: кольоровий сенсорний екран 320×240 пікселів, оперативна флеш-пам'ять 4 ГБайти, інтерфейси RS232, RS485, USB 1.1, 12 універсальних аналогових вимірювальних входів, 16 дискретних входів і виходів, 32-бітний процесор.

Одним із аналогів KD7 є електронний реєстратор “Экограф”, який має менший функціональний набір, зображений на рис. 5.13,б. Даний пристрій призначений для вимірювання, візуалізації та реєстрації сигналів від одного до шести аналогових датчиків [109].

Два описаних вище пристрої широко використовуються у системах автоматичного управління на промислових підприємствах. Однак, у нашому випадку зовсім не потрібна зайва функціональність подібного роду. Тому обмежимося розглядом більш простих пристроїв на основі АЦП, що підключаються до ПК.

Модуль введення-виведення має у своєму складі аналого-цифрові перетворювачі, автоматичні перемикачі діапазонів, буферні підсилювачі, цифрові фільтри, пристрої вибірки-зберігання та системи автоматичного підстроювання.

DAQPad-6015/6016 (рис. 5.14) – високопродуктивні багатofункціональні USB пристрої збору даних володіють функціональністю, еквівалентній можливостям PCI і PXI систем (розрядність АЦП – 12 біт). Plug-and-play підключення пристроїв до ПК дозволяє мінімізувати тимчасові витрати на конфігурування системи, а наявність гвинтових терміналів призводить до зниження її вартості і спрощує процес підключення датчиків.



Рис. 5.14. Модуль DAQPad-6015/6016

Підтримка пристроїв драйверами DAQmx забезпечує простоту їх конфігурації і програмування в LabVIEW та інших середовищах розробки додатків, в той час як використання помічника DAQ Assistant дозволяє істотно скоротити час, що витрачається на розробку комплексних програм [110].

NI USB-6008/6009 (рис. 5.15) – USB пристрої збору даних National Instruments об'єднують в собі всі основні функції, необхідні для роботи в додатках збору та збереження даних, проведення мобільних вимірювань, а також для використання в лабораторних дослідженнях та навчальних цілях (розрядність АЦП – 14 біт).

Всі недорогі пристрої збору даних поставляються із готовим до використання програмним забезпеченням збору даних. Оскільки в додаток до пристрою додається програмне забезпечення, то в експлуатації це надзвичайно

зручно. Також додаються драйвери для операційних систем Windows, Linux [111].



Рис. 5.15. Модуль NI USB-6008/6009

Виготовленням модулів введення-виведення займається також департамент “Техніка автоматизації та приводи (A&D)” німецького концерну Siemens. Він пропонує пристрої, які славляться своєю надійністю та довговічністю, однак є доволі дорогими. Модулі введення-виведення LOGO (рис. 5.8) мають 8-16 каналів вводу-виводу, тобто по 4 або по 8 на кожен тип сигналів.



Рис. 5.16. Модуль введення-виведення LOGO

Розрядність АЦП за напругою від 5 до 12 В, а частота дискретизації від 30кГц. Показник робочих температур від  $-50^{\circ}\text{C}$  до  $400^{\circ}\text{C}$  [112].

У якості модуля введення-виведення для лабораторної установки обрано мікросистему m-DAQ (рис.5.17), яка виконана у вигляді окремого пристрою у



компактному корпусі з АВС пластика і повністю задовольняє умови розраховані вище. Кількість каналів дискретного введення-виведення модуля збільшено за рахунок зменшення числа каналів аналогового введення-виведення і збільшення числа контактів використовуваного роз'єму – дворядного штирьового з'єднувача IDC-34 [113].

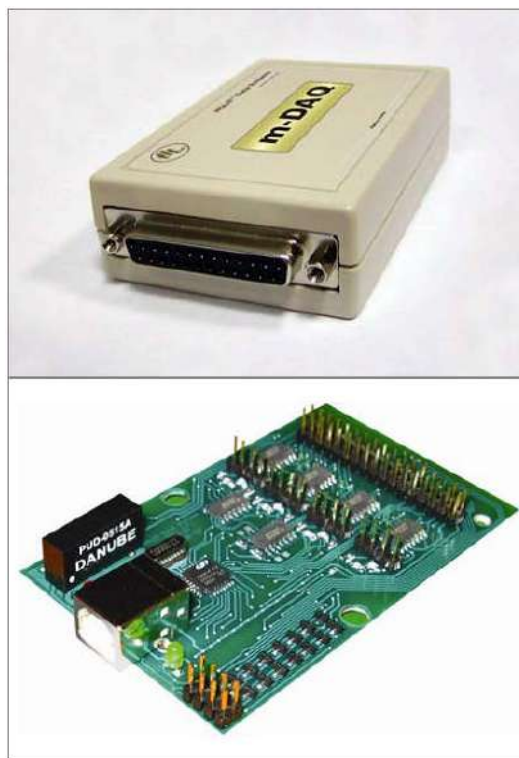


Рис. 5.17. Мікросистема зібрання даних m-DAQ

Програмне забезпечення до m-DAQ містить драйвер, DLL-бібліотеку і приклади роботи з нею, *lib*-бібліотеку для середовища графічного програмування LabVIEW, і ряд віртуальних приладів – “осцилограф”, “аналізатор спектру”, “частотомір” і “вольтметр”.

Базова модель m-DAQ містить вісім каналів аналогового введення  $A_{IN} 0 .. A_{IN} 7$ . Кожен канал має індивідуальний вхідний буферний каскад, нормуючий підсилювач і найпростіший фільтр нижніх частот. Діапазони вхідних напруг  $\pm 1V, \pm 2,5V, \pm 5V, \pm 10V, 0..5V$  і  $0..10V$ .

Аналого-цифровий перетворювач містить 8-канальний комутатор, власне сам 10-розрядний АЦП послідовного наближення, буфер FIFO і автомат управління, реалізований на основі мікроконтролера. Гарантоване максимальне значення частоти дискретизації в одноканальному режимі складає 200 кГц, у

багатоканальному режимі – 100 кГц. Запуск АЦП здійснюється або від внутрішнього програмованого генератора, або від зовнішнього.

Живлення аналогових ланцюгів m-DAQ здійснюється напругою  $\pm 15\text{В}$  від вбудованого DC/DC-перетворювача. І ці ж (+ V і -V) шини можуть бути використані для живлення зовнішніх пристроїв, наприклад нормалізаторів сигналів датчиків.

До ЕОМ модуль введення-виведення підключається за допомогою роз'єму USB.

### 5.1.5. Програмне забезпечення

Програмне забезпечення для експериментального дослідження характеристик ДПГ, тобто відображення вихідного сигналу ДПГ на ЕОМ, розроблене на платформі LabVIEW і має вигляд віртуального осцилографа (рис.5.18).

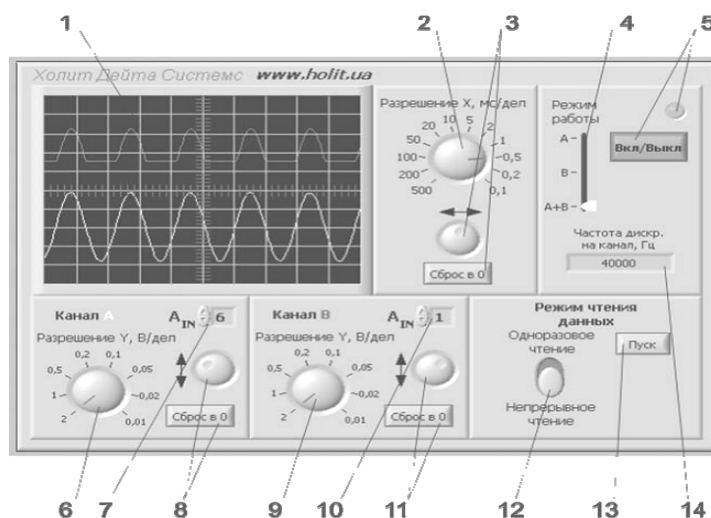


Рис. 5.18. Інтерфейс програмного забезпечення: 1 – екран для осцилограм; 2 – горизонтальна розгортка; 3 – горизонтальне зміщення променів; 4 – перемикач режимів роботи; 5 – індикатор живлення приладу; 6 – вертикальна розгортка каналу А; 7 – поле задання номера входу для каналу А; 8 – вертикальне зміщення променя А; 9 – вертикальна розгортка каналу В; 10 – поле задання входу для каналу В; 11 – вертикальне зміщення променя каналу В; 12 – неперервний режим; 13 – запуск набору даних; 14 – поле частоти дискретизації

## 5.2. Експериментальні дослідження характеристик п'єзоелектричного гравіметра

Для експериментальних досліджень обрано п'єзоакселерометр АНС 114-08 [114], який має власну частоту  $\omega_0 = 0.1$  рад/с, яку забезпечено шляхом збільшення сумарного опору ( $\tau = 1/C_{\Sigma}R_{\Sigma}$ ).

1. Проводимо дослідження залежності амплітуди вихідної напруги, яку знімаємо з ДПГ  $U_{ДПГ}$  від частоти  $\omega$  коливань вібростенда для амплітуди напруги з генератора  $U_{ген} = 5, 7, 8$  В. Отримані експериментальні дані занесемо у табл. 5.2. Відповідно до даних табл. 5.2 будемо графіки залежностей  $U_{ДПГ} = \psi(\omega)$  та для  $U_{ген} = 5, 7, 8$  В (рис.5.19).

Таблиця 5.2

### Залежність вихідної напруги ДПГ від частоти коливань вібростенда при різних напругах збудження

$\omega$ , рад/с	0.01	0.033	0.05	0.1	0.15	0.20	0.25	0.28	0.30	0.35
при $U_{ген} = 5В$	52.4	56.7	74	121.9	53.8	87	89.6	6.1	40.0	9.8
при $U_{ген} = 7В$	71	75.5	107.1	174.1	70.7	125.8	113	10.8	72.6	13.2
при $U_{ген} = 8В$	79	81.3	118	192	77.8	154.6	143	14	65.2	17

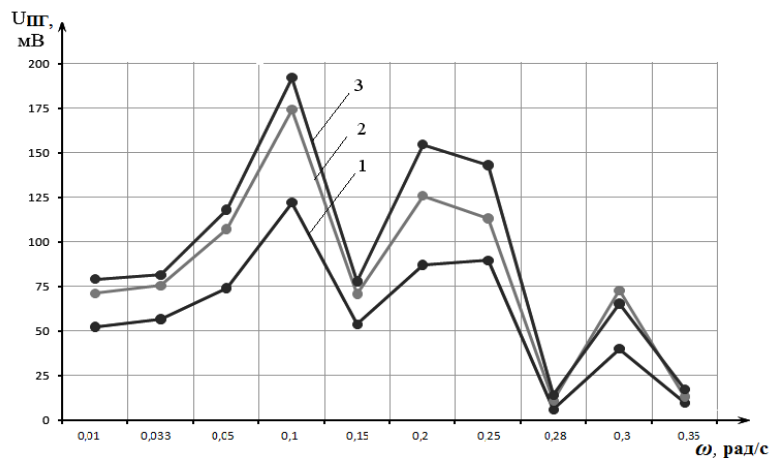


Рис. 5.19. Залежність вихідної напруги ДПГ від частоти коливань вібростенда при різних напругах збудження: 1 -  $U_{ДПГ} = \psi(\omega)$  при  $U_{ген} = 5В$ ; 2 -  $U_{ДПГ} = \psi(\omega)$  при  $U_{ген} = 7В$ ; 3 -  $U_{ДПГ} = \psi(\omega)$  при  $U_{ген} = 8В$

Із табл. 5.2 та графіків на рис. 5.19 видно, що максимальна амплітуда вихідної напруги досліджуваного ДПГ має місце при значеннях частоти коливань вібростенда  $\omega = 0.1$  рад/с для  $U_{ген} = 5$  В;  $U_{ген} = 7$  В;  $U_{ген} = 8$  В, що дорівнює частоті власних коливань досліджуваного ДПГ ( $\omega = \omega_0 = 0.1$  рад/с). Це випадок так званого “головного резонансу”. Цей висновок співпадає із висновками аналітичного дослідження та дослідження на ЕОМ.

Зі збільшенням частоти коливань вібростенда напруга  $U_{ДПГ}$  зменшується. Експериментально отриманий хід характеристики  $U_{ДПГ} = \psi(\omega)$  підтверджується формулою [60]  $U_{ПГ} = \frac{k_1 k_2 F_x}{\omega S_x}$ , де  $k_1 = d_{ij}$  – п’єзомодуль, а  $k_2$  – коефіцієнт пропорційності ніобату літію.

2. Проводимо дослідження залежності амплітуди вихідної напруги індукційного перетворювача (ІП)  $U_{ІП}$  від частоти  $\omega$  коливань вібростенда для амплітуди напруги з генератора  $U_{ген} = 5, 7, 8$  В. Отримані експериментальні дані занесемо до табл. 5.3 та побудуємо графіки залежностей  $U_{ІП} = \psi(\omega)$  для  $U_{ген} = 5, 7, 8$  В (рис. 5.20).

Таблиця 5.3

**Залежність вихідної напруги ІП від частоти коливань вібростенда при різних напругах збудження**

$\omega$ , рад/с	0.01	0.033	0.05	0.1	0.15	0.20	0.25	0.28	0.30	0.35	
$U_{ІП}$ , В	при $U_{ген} =$ 5В	2.120	1.820	1.780	1.782	1.786	1.785	1.779	1.784	1.782	1.787
	при $U_{ген} =$ 7В	2.480	1.920	1.850	1.830	1.829	1.822	1.821	1.818	1.819	1.813
	при $U_{ген} =$ 8В	2.50	2.250	2.240	2.230	2.230	2.240	2.240	2.240	2.240	2.240

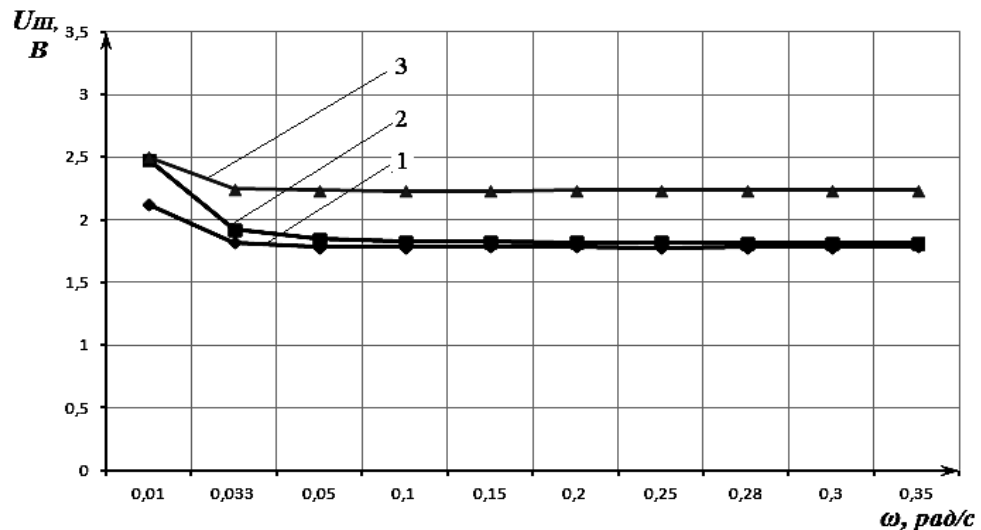


Рис. 5.20. Залежність амплітуди вихідної напруги ІІ від частоти коливань вібростенда при різних напругах збудження: 1 –  $U_{III} = \psi(\omega)$  при  $U_{ген} = 5V$ ; 2 –  $U_{III} = \psi(\omega)$  при  $U_{ген} = 7V$ ; 3 –  $U_{III} = \psi(\omega)$  при  $U_{ген} = 8V$

Із графіків на рис. 5.20 робимо висновок, що  $U_{III}$  не залежить від частоти коливань вібростенда та прямо пропорційне  $U_{ген}$ . Також встановлено, що у зоні  $\omega \leq 0.033$  рад/с є відхилення від лінійності характеристики, обумовлене технологічними похибками виготовлення вимірювального перетворювача.

### 5.3. Рівняння руху п'єзоелектричного гравіметра у складі авіаційної гравіметричної системи

У розділі 1 знайдено рівняння руху АГС із ДПГ (1.6), яке використовується при експериментальних дослідженнях, як основне робоче рівняння:

$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - \cos^2 \varphi \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \gamma_0, \quad (5.9)$$

де  $f_z$  – вихідний сигнал ДПГ;  $g_z$  – ПСТ вздовж осі чутливості ДПГ;  $v$  – швидкість ЛА;  $e$  – стиск еліпсоїда;  $r$  – радіус місцезнаходження ЛА;  $\varphi$  – географічна широта;  $\omega_3$  – кутова швидкість обертання Землі;  $k$  – курс ЛА;  $h$  – висота ЛА над еліпсоїдом;  $\gamma_0$  – довідкове ПСТ;  $\dot{h}$  – вертикальна швидкість ЛА.

Вираз для середнього значення вихідного сигналу ДПГ АГС за інтервал вимірювання  $(t_2-t_1)$ :

$$f_z = K_{III} \left[ \frac{x(t_2) - x(t_1)}{t_2 - t_1} \right], \quad (5.10)$$

де  $K_{III}$  – коефіцієнт передачі ДПГ;  $x(t)$  – переміщення ІМ.

Отримано рівняння для визначення аномалії за допомогою ДПГ АГС, яке має вигляд:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{g} = & K_{III} \left[ \frac{x(t_2) - x(t_1)}{t_2 - t_1} \right] + \frac{1}{t_2 - t_1} \left( \frac{\bar{v}}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[ 1 - \cos^2 \bar{\varphi} \cdot \left( 1 - \frac{\sin^2 \bar{k}}{2} \right) \right] \right\} + \right. \\ & + 2\omega_3 \bar{v} \sin \bar{k} \cos \bar{\varphi} - 2\bar{h} \frac{e}{r} \bar{v} \cos \bar{k} \sin 2\bar{\varphi} \left. \right) + \frac{1}{t_2 - t_1} \left( 2 \frac{\bar{\gamma}_0 \bar{h}}{r} + \omega_3^2 \bar{h} \cos^2 \bar{\varphi} \right) - \quad (5.11) \\ & - \frac{1}{t_2 - t_1} \gamma_{0e} (1 + 0.0052884 \sin^2 \bar{\varphi} - 0.0000059 \sin^2 2\bar{\varphi}), \end{aligned}$$

де  $\Delta \bar{g}$ ,  $\bar{v}$ ,  $\bar{\varphi}$ ,  $\bar{k}$ ,  $\bar{h}$ ,  $\bar{h}$  – параметри, що обчислюються за інтервал усереднення  $(t_2-t_1)$ , або усереднені параметри.

Таким чином, отримано рівняння (5.11) для визначення аномалії  $\Delta g$  за допомогою ДПГ, яке може бути використане, як робоче при проведенні аерограміметричних вимірювань.

#### 5.4. Усереднення даних про аномалії прискорення сили тяжіння

Рівняння руху (5.11) авіаційної гравіметричної системи містить усереднені значення поправки Етвеша  $\bar{E}$ , вертикальної швидкості  $\bar{h}$ , поправки за висоту  $\bar{A}$  та питомої сили  $f_z$ . При польотах на ІЛ-18 усереднення  $\Delta \bar{g}$  здійснювали на кожній лінії льоту [4].

*Поправка Етвеша.* Як показано у [4], поправка Етвеша змінюється швидше для північно-південних (тобто меридіональних) маршрутів, і повільніше – для східно-західних маршрутів (тобто маршрутів уздовж паралелі). Цю обставину було враховано для редукції даних.

У разі північно-південних польотів, коли  $E$  змінюється набагато швидше, залежно від курсу літака проводили усереднення за 15-секундні інтервали.

У разі східно-західних польотів  $E$  обчислювали шляхом усереднення значень за 30-секундні інтервали.

Усереднені за певні інтервали часу значення  $\bar{E}$  підставляють у рівняння (5.11) для обчислення аномалій прискорення сили тяжіння  $\Delta\bar{g}$ .

*Поправка за висоту.* Усереднені поправки за висоту  $\bar{A}(t_1, t_2)$  обчислюють за навігаційними даними. Поправка за висоту  $\bar{A}$ , як і поправка Етвеша  $\bar{E}$ , змінюється повільно і для всіх польотів достатньо задовільно використовувати середнє значення  $\bar{A}$ , обчислене за 30-секундні інтервали.

Варіації поправки за висоту  $\bar{A}$  звичайно такі малі (менші за 30 мГал), що використання кінцевих точок інтервалів замість інтервалів для обчислення  $\bar{A}$  зумовило в найгіршому випадку похибку 1/8 мГал за 1 годину польоту.

Усереднені за інтервали часу значення  $\bar{A}$  підставляють у рівняння (5.11) для обчислення аномалій прискорення сили тяжіння.

*Вертикальна швидкість.* При експериментальних гравіметричних вимірюваннях з ДПГ не враховувався  $\dot{h}(t)$  у рівнянні у зв'язку з тим, що, по-перше, вимірювання проводяться на Землі, а по-друге, завдяки використанню ПЕ у якості фільтра низьких частот, похибка визначення  $\Delta\bar{g}$ , спричинена вертикальним прискоренням, не перевищує 1 мГал.

*Прискорення сили тяжіння.* В цьому разі використовують найкоротші інтервали часу  $t_2 - t_1$ . Усереднені значення питомої сили  $f_z$  підставляли у рівняння руху (5.11) для обчислення аномалій ПСТ  $\Delta\bar{g}$ .

Усереднені значення питомої сили  $\bar{f}_z$  підставляли у рівняння руху (5.11) для обчислення аномалій ПСТ  $\Delta\bar{g}$ .

Вихідний сигнал ДПГ реєстрували 50 разів за 50 с, решту параметрів (широта, курс, довгота, швидкість, висота) вимірювали також за 50 с.

Для знайдення остаточних (підсумкових) даних про аномалії ПСТ, згідно з рівнянням (5.11), використовували метод інтерполяції.

### 5.5. Організація авіаційних гравіметричних вимірювань

Під час експериментальних досліджень авіаційної гравіметричної системи з ДПГ на літаку ІЛ-18 (полігон “Анапа”) можуть використовуватись наступні компоненти авіаційної гравіметричної системи:

1. Чутливий елемент АГС (гравіметр) – модифікований ДПГ, описаний у п. 1.7.

2. Бортова цифрова обчислювальна машина “Орбіта 20701” (розробка – НПО “Електроавтоматика”, Санкт-Петербург; виготовлення – м. Уфа).

3. Запис усіх реєстраційних параметрів — записуючий пристрій “БАКСИ” (виготовлення – ІРЕ, Санкт-Петербург).

4. Вимірювання навігаційних параметрів — комплексне використання інерціальної навігаційної системи “І-11” (розробка МІЕіА, Москва) і доплерівської системи РДС-2.

Вимірювання висоти – комплексне використання барометричного висотоміра УВІД-30 і радіовисотоміра РВ-20. Використовувати вимірювальний комплекс висотно-швидкісних параметрів ІКВСП 1-7 зі складу бортового аеронавігаційного обладнання літака ІЛ-18, який, за експериментальними дослідженнями, задовольняє всі точнісні вимоги авіаційної гравіметричної системи. До складу ІКВСП 1-7 входить система автономної навігації А-826 Н-101.

5. Організація авіаційних гравіметричних вимірювань: проведення над квадратами поверхонь 2,5'x2,5' і 5'x5'. Маршрути польотів мають пролягати здебільшого вздовж паралелей заданої широти і меридіанів заданої довготи. Середня довжина лінії польоту становить 450...650 км; відстань між лініями польоту – близько 30 кут. хв. по широті і довготі.

Всі польоти виконуються з використанням автопілота, на однакових курсах, висоті.



Випробувальна програма складається з таких основних етапів: передльотна перевірка і калібрування приладів; калібрування висотоміра під час польоту; виведення літака в режим прямолінійного рівномірного польоту за допомогою автопілота; реєстрація аномалій прискорення сили ваги; повороти; післяльотна перевірка приладів і калібрування. Середній час випробувальних польотів становить приблизно 5 год.

Під час передльотної перевірки і калібрування протягом двох годин ДПГ має бути відкалібровано, контрольні годинники включено, стабілізовану платформу перевірено й виставлено, астронавігаційну систему виставлено у вихідне положення, відкалібровано всі акселерометри, перевірено всю взаємодію.

Після польоту перевірку і калібрування приладів необхідно здійснити в зворотній послідовності, реєстратор запису повернути у вихідне положення і відмаркувати, все обладнання виставити у неробоче положення, відімкнути джерела живлення.

Система ДПГ перебуває у робочому стані від зльоту до посадки. Коли літак набуває положення прямолінійного рівномірного польоту, вмикається решта обладнання.

Треба, щоб під час підйому літака кут тангажу не перевищував  $15^\circ$ , під час поворотів кут крену не перевищував  $20^\circ$ .

Під час польоту реєструються показання вертикального і горизонтального акселерометрів. Під час поворотів і вирівнювання літака для проведення вимірювань на наступній лінії вимірювань реєстратор перфораторного типу і фотокамера відключалися.

## **5.6. Градувальна характеристика п'єзоелектричного гравіметра**

Градування – це метрологічна операція, за допомогою якої засіб вимірювань (міра або вимірювальний прилад) забезпечується шкалою або градувальною таблицею (кривою). Для цього використаємо установку (рис.5.21), яка складається із оптичної ділильної головки 1, ДПГ 2,

встановленого на кронштейні 3, блоку підсилення 4, модуля введення-виведення 5 та ЕОМ 6

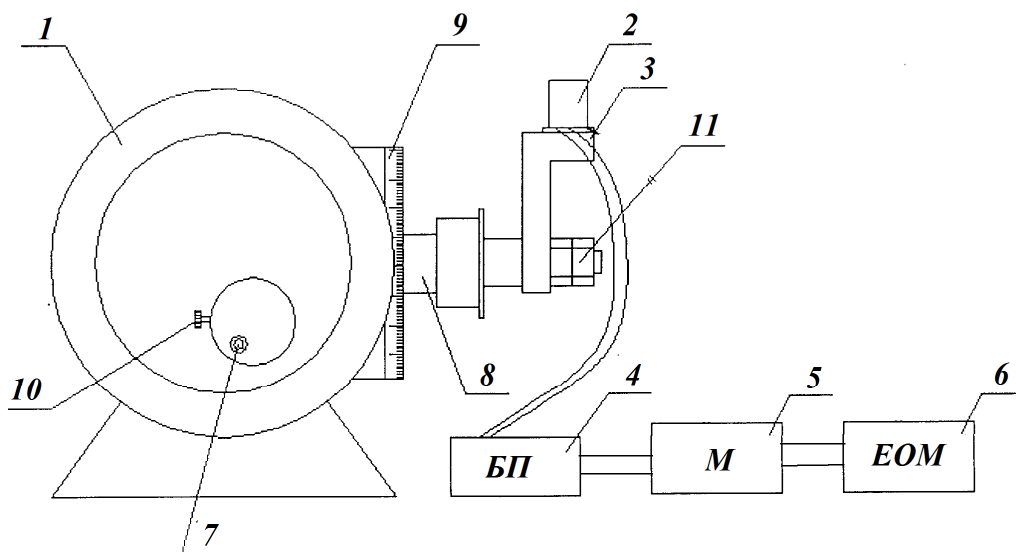


Рис. 5.21. Експериментальна установка для градуювання ДПГ:

1 – оптична ділительна головка; 2 – ДПГ; 3 – кронштейн; 4 – блок підсилення; 5 – модуль введення-виведення; 6 – ЕОМ; 7,10 – поворотні ручки; 8 – вал; 9 – відлікова шкала; 11 – прижимні гайки

Градування ДПГ відбувається при нахилненні його вимірювальної осі  $OZ$  за допомогою оптичної ділительної головки на деякий кут  $\alpha_z$  (рис. 5.22). Градування ДПГ виконується за допомогою поворотної ручки 7 оптичної ділительної головки 1. Одночасно повертається вал 8, кронштейн 3, а також змонтований на кронштейні ДПГ 2. Кут повороту  $\alpha_z$  відраховується по відліковій шкалі 9. Вихідний сигнал ДПГ 2 відображається на ЕОМ 6.

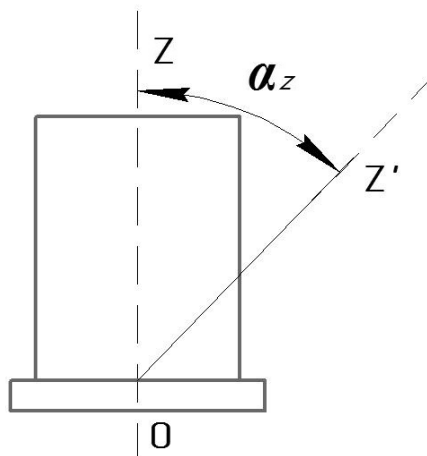


Рис. 5.22. Кут нахилу ДПГ АГС

Отримані результати  $g_{zEKСП}$  градуювання ДПГ експериментальним шляхом відобразимо у табл. 5.4 та порівняємо їх із аналітичними розрахунками ( $g_{zТЕОР} = g \cdot \cos \alpha_z$ ). Побудуємо графіки залежностей сигналу ДПГ  $g_z$  від кута повороту  $\alpha_z$  (рис. 5.23).

Таблиця 5.4

Градуювальна таблиця ДПГ АГС

№	$\alpha_z$ , град	$g_{zEKСП}$ , мГал	$g_{zТЕОР}$ , мГл	Відхилення експерт. від теорет. по модулю, мГал	Відхилення від поточного значення, %
1	2	3	4	5	6
1	0	981100.375	981100.376	0.001	0
2	10	966195.234	966195.257	0.023	1.52
3	20	921932.665	921932.784	0.119	6.03
4	30	849658.072	849657.849	0.223	13.39
5	40	751566.893	751566.491	0.402	23.40
6	50	630639.662	630639.161	0.501	35.72
7	60	490549.470	490550.188	0.718	50.01
8	70	335556.981	335556.091	0.890	65.79
9	80	17365.725	17364.818	0.907	98.23
10	90	0	0	0	100

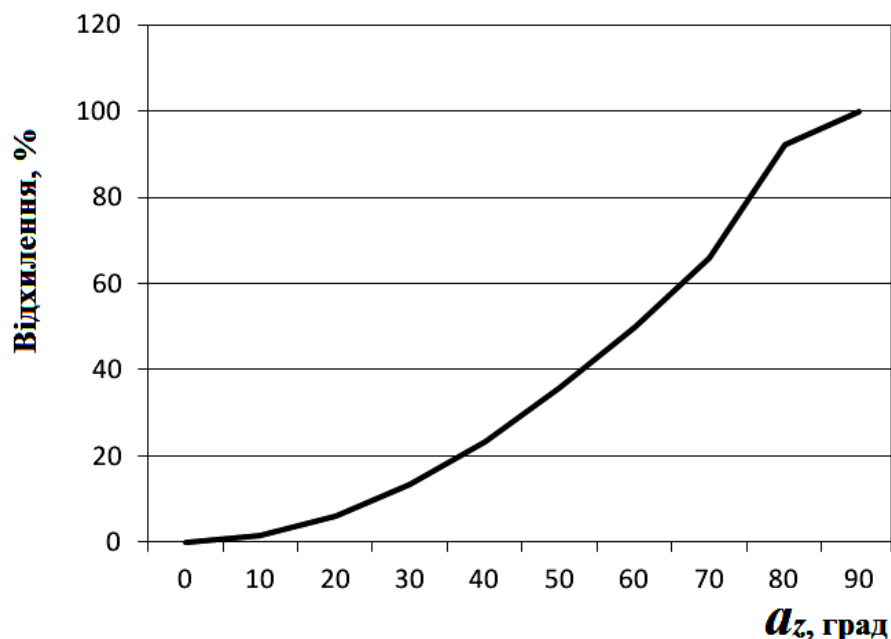


Рис. 5.23. Графік залежності відхилення вимірювальної осі ДПГ  $\alpha_z$  від відхилення від поточного значення прискорення сили тяжіння

Як бачимо із табл. 5.4, різниця між відхиленнями вимірювальної осі ДПГ автоматизованої АГС на кут  $\alpha_z$  обчисленими аналітично та отримані експериментально не перевищує 1 мГал. Кут повороту його вимірювальної осі відносно довідкової вертикалі впливає прямо пропорційно на його вихідні покази та величину його похибки.

Оскільки гравіметричні вимірювання проводяться на рухомій у просторі основі. З огляду на це необхідно постійно забезпечувати збіг вимірювальної осі ДПГ АГС із довідковою вертикаллю. Для реалізації цього процесу запропоновано побудувати систему стабілізації АГС, яка забезпечує рівень допустимої похибки стабілізації осі чутливості ДПГ у положення вертикалі у межах 0.5–15 кут. хв. [п. 1.6].

### 5.7. Визначення базових параметрів роботи макету

Установка розташована у Житомирському державному технологічному університеті (ЖДТУ), GPS координати якого: довгота: 28.637409<sup>0</sup>; широта: 50.244460<sup>0</sup>.

За цими координатами, згідно [115]:

$$\gamma_0 = \gamma_{0e} (1 + 0.0052884 \sin^2 \varphi - 0.0000059 \sin^2 2\varphi),$$

знаходимо довідкове значення ПСТ  $\gamma_{ЖДТУ}$ :

$$\begin{aligned} \gamma_{ЖДТУ} &= 9.78049 (1 + 0.0052884 \sin^2 (50.244460)) - \\ &- 0.0000059 \sin^2 (2 \cdot 50.244460) = 9.81100376 \text{ м/с}^2. \end{aligned} \quad (5.12)$$

Досліджуваний гравіметр встановлювався вертикально. Випробування проводились на вібростенді, зображеному на рис. 5.3.

### 5.8. Проведення експерименту

Дані, що фіксувались й оброблювались у ЕОМ, а також результати їх обробки представлені у табл. 5.5. Через приблизно 50 с спостереження проводилась обробка на ЕОМ.

Розраховано для кожного випадку систематичну похибку  $\Delta_g$ :

$$\Delta_g = \left| \overline{g_{експ}}(t) - \gamma_{ЖДТУ} \right|, \quad (5.13)$$

де  $\overline{g_{експ}}(t)$  – середнє значення вихідного сигналу ДПГ отримане у ході експерименту за період спостереження 50 с:

$$\overline{g_{експ}}(t) = \frac{1}{N_{експ} + 1} \sum_{i=0}^{N_{експ}} \overline{g(t_i)}, \quad (5.14)$$

де  $N_{експ}$  – кількість вимірів за 50 с;  $g(t_i)$  –  $i$ -те значення вихідного сигналу ДПГ.

Абсолютна похибка експериментальних вимірювань  $\Delta_{g_{експ}}$ :

$$\begin{aligned} \Delta_{g_{експ}} &= \frac{\sigma_{g_{експ}}}{\sqrt{N_{експ}}} t_p; \\ \sigma_{g_{експ}} &= \sqrt{\frac{1}{N_{експ}} \sum_{i=0}^{N_{експ}} [\overline{g(t_i)} - \overline{g_{експ}}]^2}; \\ t_p &= qt(p, d), \end{aligned} \quad (5.15)$$

де  $\sigma_{g_{експ}}$  – середньоквадратичне відхилення  $\overline{g_{експ}(t)}$ ;  $t_p = qt(p, d)$  – коефіцієнт оберненого розподілу Стюдента за довірчою імовірністю  $p$  та числом ступенів вільності  $d = N_{експ}$ .

Таблиця 5.5

**Похибки ДПГ, зумовлені вібраціями основи при  $p=0,90$**

$\omega$ , рад/с	$\overline{g_{експ}(t)}$ , мГал	$\Delta_{g_{експ}}$ , мГал	$\Delta_g$ , мГал
0	981100.3761	0.001136	0.00006001
0.5	981103.2946	0.006184	2.91861022
1.0	981103.4298	0.048067	3.05381611
5.0	981105.7721	0.581020	5.39611120
10.0	981108.9362	0.851001	8.89863610
30.0	981113.4471	2.764100	13.0710563

З табл. 5.5 встановлено, що:

- при нульових установках вібростенду вихідний сигнал ДПГ співпадає з довідниковим значенням ПСТ  $\Delta_g = 0.00006$  мГал;
- для поступальних вібрацій вібростенду до 10 рад/с ДПГ забезпечує точність вимірювань  $\Delta_{g_{експ}} = 1$  мГал.

Згідно з [1, 4] та результатами моделювання (див. розділ 4), резонансний режим може виникати на частотах коливань:  $\omega_0 = 0.033; 0.05; 0.1; 0.2; 0.3$  рад/с. Спектр збурюючих вібраційних поступальних прискорень на ЛА має максимум на частоті 1640 рад/с. Тому на нижчих резонансних частотах амплітуди вібраційних поступальних збурюючих прискорень менші. Методику обробки результатів не змінювали. Результати наведені у табл. 5.6. З табл. 5.6 робимо висновок, що навіть при найнесприятливіших резонансних режимах роботи ДПГ забезпечує точність  $\Delta_{g_{експ}} = 1$  мГал.

### Похибки ДПГ, зумовлені резонансними режимами роботи

$\omega$ , рад/с	$\overline{g_{експ}}(t)$ , мГал	$\Delta_{g_{експ}}$ , мГал	$\Delta_g$ , мГал
0	981100.3761	0.001136	0.000060
0.033	981100.5046	0.191160	0.128636
0.05	981100.5798	0.378130	0.203863
0.1	981101.1799	0.962309	0.803863
0.2	981101.5961	0.411891	1.220125
0.3	981102.4886	0.384961	2.112581

Встановлено, що результати експериментальних досліджень співпадають із результатами цифрового моделювання (рис. 5.24).

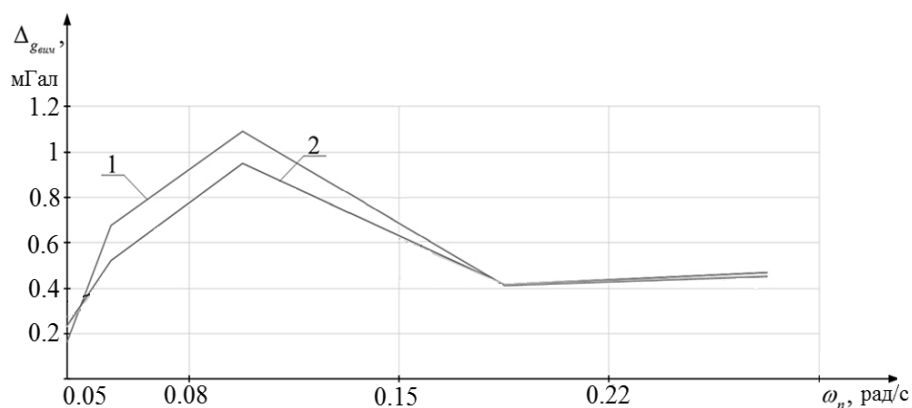


Рис. 5.24. Результати порівняння цифрового моделювання та експерименту:

1 – цифрове моделювання; 2 – експеримент

### 5.9. Визначення метрологічних характеристик п'єзоелектричного гравіметра

За відсутності кутових та лінійних вібрацій, ДПГ може функціонувати як наземний гравіметр. Експериментальна та теоретична оцінка похибки ДПГ за відсутності збурень  $\epsilon$  0.00006 мГал.

Отже, статична характеристика ДПГ, як наземного гравіметра:

$$\bar{g}_{ДПГ} = \overline{g_{експ}} \mp 6 \cdot 10^{-5} \text{ мГал.} \quad (5.16)$$

За наявності динамічних збурень, ДПГ функціонує як гравіметр АГС із точністю:

$$\bar{g}_{ПГАГС} = \overline{g_{експ}} \mp 1 \text{ мГал.} \quad (5.17)$$

Відносна похибка ДПГ АГС:

$$\delta_g = \frac{\Delta_g}{g_{експ}} \cdot 100\% = \frac{1}{981100.37556} \cdot 100\% = 1.019 \cdot 10^{-4}\%. \quad (5.18)$$

ДПГ у складі АГС реєструє зміну аномалії  $\Delta g$  у реальному часі та обмежується лише можливостями сучасних ЕОМ. Тому його швидкодія достатньо висока.

Умови експлуатації ДПГ АГС: температура навколишнього середовища ( $-20\dots+50$ ) °С; відносна вологість  $50 \pm 25\%$  ; атмосферний тиск (90000...110000) Па [п. 3.7.5].

Клас точності ДПГ АГС: у лабораторних умовах абсолютна похибка ДПГ склала  $\Delta_g = 0.00006$  мГал, а на літальному апараті абсолютна похибка складає 1 мГал, що відповідає найвищому класу точності.

### **5.10. Розробка та обґрунтування схеми формування вихідного сигналу з первинного перетворювача**

Основним елементом вимірювальних ланцюгів є передпідсилювачі. Головним завданням яких є перетворення високого вхідного імпедансу п'єзоперетворювачів в більш низький імпеданс, що допускає безпосереднє з'єднання перетворювачів з відносно нізкоімпедансною вимірювальною, аналізуючою або реєструючою апаратурою.

До інших завдань передпідсилювачів відносяться:

- узгодження параметрів, що відображають досліджувані механічні величини, з параметрами сигналів (зокрема, чутливістю) використовуваної апаратури;

- посилення сигналів;

- фільтрація оброблюваних сигналів і, отже, виключення непотрібних або небажаних складових цих сигналів.



Для виключення, як уже зауважувалося, виключення непотрібних або небажаних складових цих сигналів застосувати якості передпідсилювача диференціального операційного підсилювача.

Використання диференціального принципу вимірювань дозволило істотно знизити вплив перешкод (вплив тиску, електромагнітних полів), компенсуючи за рахунок ідентичності п'єзоелементів систематичний зсув частоти, обумовлений змінами їх фізичних властивостей

Диференційний підсилювач – пристрій, призначений для посилення різниці сигналів що подаються на його входи.

Це найбільш загальна схема підсилювача на ОП. За своєю суттю, будь-який підсилювач на ОП – варіант цієї схеми.

В основі розрахунків всіх схем з операційними підсилювачами лежать два положення, що характеризують ідеальний операційний підсилювач:

1. ОП має нескінченно великий вхідний опір і як наслідок - нескінченно маленький вхідний струм. Простіше кажучи - вхідний струм при розрахунках вважають рівним нулю. Мається на увазі, природно, не вхідний струм побудованого на ОП підсилювача, а струм, втікає в ніжки самого операційного підсилювача.

2. ОП має нескінченно великий коефіцієнт посилення і як наслідок - різниця потенціалів між його входами (між вхідними ніжками самого ОП) в схемах з достатньою негативним зворотним зв'язком, дорівнює нулю.

Це пояснюється тим що напруга на виході дорівнює різниці напруг на входах ОП, помноженої на коефіцієнт посилення ОП.

Щоб щось помножити на нескінченно велика кількість і отримати кінцеве число (напруга на виході – воно ж кінцеве) – це щось має бути нескінченно маленьким.

Це відноситься тільки до схем зі зворотним зв'язком (рис. 2.5) тому що, якщо немає зворотного зв'язку – у ОП немає ніякої можливості вплинути на напругу на своїх входах. У цьому випадку на виході по ідеї повинно було б встановитися нескінченно велике значення позитивної чи негативної напруг,

але в реальності вихідна напруга ОП не може вийти за межі позитивної і негативної напруг живлення (навіть ще менше через внутрішні втрати) і на виході встановлюється одна з цих граничних напруг (ОП працює як компаратор).

Зворотній зв'язок обов'язково повинен бути негативним, тому що тільки в цьому випадку система може прийти до стану стійкої рівноваги. Фактично через зворотній зв'язок напруга на інвертуючому вході підтягується до напруги на неінвертуючому вході. На напругу на неінвертуючому вході зворотній зв'язок не впливає.

Негативного зворотного зв'язку має бути достатньою тому що, якщо вона недостатня, то вихід ОП також упреться в одне з крайніх напруг і далі ОП впливти на напруги на своєму інвертуемому вході не зможе. При розрахунках підсилювачів спочатку вважають, що вона достатня, тому що розрахунок і зводиться до того, щоб підібрати ООС так, щоб на виході вийшла необхідна напруга, природно знаходиться десь між крайніми положеннями.

Отже, при розрахунках підсилювача будемо вважати, що напруга між входами ОП дорівнює нулю, вхідний струм теж дорівнює нулю. На рис. 5.5 та ж схема, що і вище, але більш підходяща для розрахунків з позначеними елементами, а також з підписаними струмами і напругами з урахуванням викладених раніше положень.

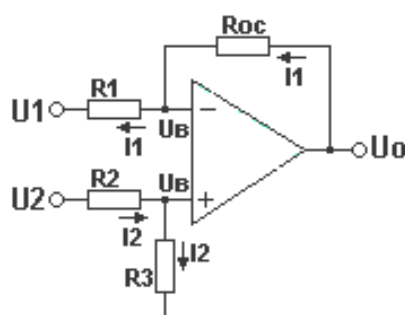


Рис. 5.5. Схема електрична принципова предпідсилювача ПЕ

За цією схемою складаємо систему з чотирьох рівнянь, після чого з перших двох висловлюємо  $I_1$ , а з третього і четвертого висловлюємо  $I_2$ :

$$\left\{ \begin{array}{l} U_1 + I_1 R_1 = U_B \\ U_0 - I_1 R_{oc} = U_B \\ U_2 - I_2 R_2 = U_B \\ I_2 R_3 = U_B \end{array} \right. \begin{array}{l} \text{із I та II:} \\ \text{із III та IV:} \end{array} \begin{array}{l} U_1 + I_1 R_1 = U_0 - I_1 R_{oc} \Rightarrow I_1 = \frac{U_0 - U_1}{R_1 + R_{oc}} \\ U_2 - I_2 R_2 = I_2 R_3 \Rightarrow I_2 = \frac{U_2}{R_2 + R_3} \end{array}$$

Далі з першого і третього рівнянь складаємо нове рівняння:

$$U_1 + I_1 R_1 = U_2 - I_2 R_2$$

Підставляємо в нього, знайдені раніше, вирази для  $I_1$ ,  $I_2$  і перетворимо наступним чином:

$$\begin{aligned} U_1 + \frac{U_0 - U_1}{R_1 + R_{oc}} \cdot R_1 &= U_2 - U_2 \cdot \frac{R_2}{R_2 + R_3} \\ \frac{U_0 - U_1}{R_1 + R_{oc}} &= U_2 \cdot \frac{R_3}{(R_2 + R_3)R_1} - U_1 \cdot \frac{1}{R_1} \\ U_0 - U_1 &= U_2 \cdot \frac{(R_1 + R_{oc})R_3}{(R_2 + R_3)R_1} - U_1 \cdot \frac{R_1 + R_{oc}}{R_1} \end{aligned}$$

Ну і, нарешті, з останнього виразу знаходимо формулу для визначення вихідної напруги:

$$U_0 = U_2 \cdot \frac{(R_1 + R_{oc})R_3}{(R_2 + R_3)R_1} - U_1 \cdot \frac{R_{oc}}{R_1} \quad (5.19)$$

Перетворимо множник перед  $U_2$  наступним чином:  $R_1$  перенесемо з знаменника в чисельник, а що залишилися в знаменнику дужки помножимо і розділимо на  $R_2$ . Отримаємо наступне співвідношення:

$$\frac{\frac{(R_1 + R_{oc})R_3}{R_1}}{\frac{(R_2 + R_3)R_2}{R_2}} = \frac{(1 + \frac{R_{oc}}{R_1})}{(1 + \frac{R_3}{R_2})} \cdot \frac{R_3}{R_2}$$

З цього співвідношення очевидно, якщо в нашій схемі  $R_{oc}/R_1 = R_3/R_2$ , то множник перед  $U_2$  можна замінити на  $R_3/R_2$  або на  $R_{oc}/R_1$ . Тоді формулу (5.19) можна перетворити до такого виду:

$$U_0 = (U_2 - U_1) \cdot \frac{R_{oc}}{R_1} \quad (5.20)$$

Тобто в цьому випадку пропонується схема підсилює різницю напруг на входах.

Якщо на вході підсилювача будуть діяти синфазні сигнали негативних збурень то їх результуюча на виході підсилювача буде дорівнювати 0. Це споможе у деякій мірі виділити із складного вимірюного сигналу виділити необхідний для подальшої обробки

## 5.11. Висновки до розділу 5

5.11.1. Розроблено лабораторну установку та сформульовано основні положення методики проведення експериментальних досліджень ДПГ.

5.11.2. У результаті проведених експериментальних досліджень отримано залежності амплітуди вихідної напруги ДПГ та індукційного перетворювача від частоти коливань вібростенда. Встановлено, що максимальна амплітуда вихідної напруги ДПГ  $U_{ДПГ}$  має місце при значеннях частоти коливань вібростенду, які дорівнюють частоті власних коливань ДПГ. Це випадок так званого “головного резонансу”. Також зі збільшенням частоти коливань вібростенда напруга  $U_{ДПГ}$  зменшується.

5.11.3. Побудовано градууювальну характеристику ДПГ АГС та встановлено, що кут повороту вимірювальної осі ДПГ АГС відносно довідкової вертикалі впливає прямо пропорційно на його вихідні покази та величину його похибки.

5.11.4. Описано організацію авіаційних гравіметричних вимірювань за допомогою АГС із новим ДПГ.

5.11.5. Експериментально визначено похибку ДПГ у лабораторних умовах, яка становить 0,00006 мГал, що співпадає із результатами цифрового моделювання (розділ 4).

5.11.6. Експериментально встановлено, що у найнесприятливіших резонансних умовах,  $\omega=\omega_0=0,1 \text{ рад/с}$ ,  $\omega=2\omega_0$ ,  $\omega=3\omega_0$ ,  $\omega=\omega_0/2$ ,  $\omega=\omega_0/3$  ДПГ забезпечує точність вимірювань 1 мГал.

5.11.7. Встановлено, що систематична похибка ДПГ максимальна при  $\omega=3\omega_0=0,3 \text{ рад/с}$  і не впливає на точність вимірювань.

## ВИСНОВКИ

Існуючі на сьогоднішній день авіаційні гравіметричні системи (АГС), в яких застосовані кварцові, магнітні, пружинні, струнні гравіметри, можуть забезпечити недостатню точність авіаційних гравіметричних вимірювань у межах (2–10) мГал. Однак, для ефективного практичного застосування АГС визначена вимога до точності гравіметра АГС на рівні 1 мГал.

Викладені у науковій роботі дослідження дозволили вирішити актуальну і складну науково-технічну задачу, що має важливе значення, – підвищити точність і швидкодію вимірювань прискорення сили тяжіння шляхом створення двоканального п'єзоелектричного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи. Здобуто такі нові результати:

1. Уперше розроблено та досліджено новий двоканальний п'єзоелектричний гравіметр автоматизованої АГС більшої точності (1 мГал) від відомих гравіметрів (2 – 10 мГал);

2. Розроблено схему нового двоканального п'єзоелектричного гравіметра АГС, що забезпечує підвищення точності вимірювання  $g$  у 2 рази та розроблено його математичну модель;

3. Запропоновано нову автоматизовану АГС із двоканальним п'єзоелектричним гравіметром, яка забезпечує вищу точність (у 2 рази) та швидкодію (у 10 разів) вимірювання  $\Delta g$ , аніж відомі системи та відрізняється від них тим, що у її корисному сигналі відсутнє значення основної завади – вертикального прискорення;

4. Ідентифіковано та досліджено основні похибки двоканального п'єзоелектричного гравіметра, для кожного виду похибок запропоновано заходи по їх зменшенню;

5. Уперше вирішено проблему фільтрації вихідного сигналу двоканального п'єзоелектричного гравіметра автоматизованої АГС шляхом

встановлення частоти власних коливань гравіметра, рівній частоті перетину спектральних щільностей корисного сигналу прискорення сили тяжіння та сигналу основної завади вертикального прискорення ЛА;

6. Проведено цифрове моделювання на ЕОМ найбільш небезпечних резонансних режимів нового двоканального п'єзоелектричного гравіметра:  $\omega=\omega_0$ ,  $\omega=2\omega_0$ ,  $\omega=3\omega_0$ ,  $\omega=\omega_0/2$ ,  $\omega=\omega_0/3$ ;

7. Обґрунтовано доцільність використання нейронних мереж для зменшення інструментальних похибок нового ДПГ та інших складових автоматизованої АГС;

8. Розроблено нові алгоритм та методику досліджень  $g$  та  $\Delta g$  двоканальним п'єзоелектричним гравіметром автоматизованої АГС;

9. Створено нову лабораторну установку та уперше проведено на ній експериментальні дослідження нового двоканального п'єзоелектричного гравіметра;

10. Підтверджено точність вимірювань двоканального п'єзоелектричного гравіметра 1мГал збіжністю результатів аналітичних розрахунків, експериментальних досліджень та результатів моделювання на ЕОМ (у найбільш небезпечних, з точки зору можливості виникнення резонансу).