

BEZVESILNA YLENA, HRYNEVYCH MARIIA, TOLOCHKO TETIANA

AVIATION GRAVIMETRIC SYSTEM WITH TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER

Monograph

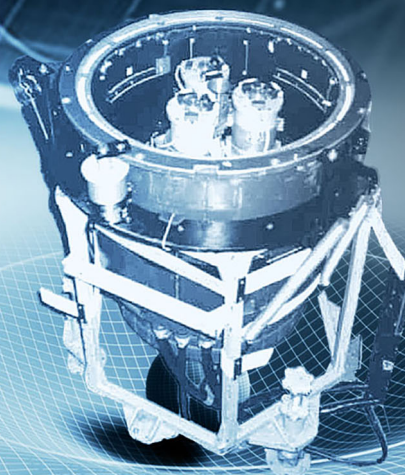
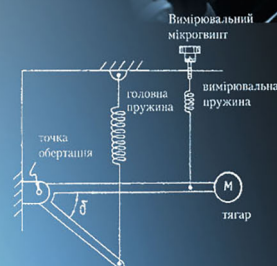


Рис. 1.2. Схематичний графік трансформера С. 1. 31 (4. 6. 11. 14. 20. 53): 1



2023



Bezvesilna Ylena, Hrynevych Mariia, Tolochko Tetiana
Безвесільна О.М., Гриневич М.С., Толочко Т.О.

**AVIATION GRAVIMETRIC SYSTEM WITH
TWO-CHANNEL TRANSFORMER
GRAVIMETER**

*АВІАЦІЙНА ГРАВІМЕТРИЧНА СИСТЕМА З
ДВОКАНАЛЬНИМ ТРАНСФОРМАТОРНИМ
ГРАВІМЕТРОМ*

In internationalen wissenschaftlich-geometrischen Datenbanken enthalten
Included in International scientometric databases

MONOGRAPH
МОНОГРАФІЯ

Authors:

Bezvesilna Ylena, Hrynevych Mariia, Tolochko Tetiana

Aviation gravimetric system with two-channel transformer gravimeter:
monograph. Karlsruhe, 2023. 110 p.

**Авіаційна гравіметрична система з двоканальним
трансформаторним гравіметром:** монографія. Карлсруе, 2023.
110 с.

The monograph outlines the main fundamental theoretical provisions regarding the measurements of the acceleration of gravity and anomalies of the acceleration of gravity using an aviation gravimetric system, the main component of which is a new two-channel transformer gravimeter.

The monograph provides information on the practical application of information from a two-channel transformer gravimeter. The main new scientific provisions of the monograph are confirmed by patents of Ukraine for inventions, highlighted in the authors' scientific articles.

The monograph is intended for doctoral students, post-graduate students, master's students of higher educational institutions in automation and instrument engineering, as well as for specialists of institutes of the National Academy of Sciences of Ukraine (NASU), research and design organizations of the instrument engineering profile.

ISBN 978-3-949059-74-2

DOI: 10.30890/978-3-949059-74-2.2023

Published by:

ScientificWorld-NetAkhatAV

Lußstr. 13

76227 Karlsruhe, Germany

e-mail: editor@promonograph.org

site: <https://de.promonograph.org>

Copyright © Scientific texts, Authors, 2023

Copyright © Drawing up & Design. ScientificWorld-NetAkhatAV, 2023



ABOUT THE AUTHORS / ПРО АВТОРІВ

1. *Bezvesilna Ylena*, Doctor of Technical Sciences, Professor, National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute"
ORCID: 0000-0002-6951-1242

Безвесільна Олена Миколаївна, доктор технічних наук, професор, Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського"

2. *Hrynevych Mariia*, State University "Zhytomyr Polytechnic"
ORCID: 0000-0001-9183-5211

Гриневич Марія Степанівна, Державний університет «Житомирська політехніка»

3. *Tolochko Tetiana*, National Technical University of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute"
ORCID: 0000-0002-2346-0419

Толочко Тетяна Олексіївна, Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського"



Content

List of notations and abbreviations	10
Preface	12
Introduction	14

CHAPTER 1

ANALYSIS OF THE CURRENT STATE OF AVIATION GRAVIMETRY

1.1. Analytical review of the literature in the field of aviation gravimetry	17
1.2. Transformer gravimeter.....	23
Conclusions to chapter 1	25

CHAPTER 2

DESIGN AND MATHEMATICAL MODEL OF TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER

2.1. Equation of two-channel TG motion under installation conditions on Earth	26
2.2. Equation of movement of the output signal of AGS with two-channel TG in the general case of movement of the base	29
2.3. Two-channel TG motion equation for computer simulation	32
2.4. Equations of motion and block diagram of the AGS 23 navigation system.....	34
2.5. Equations of motion and block diagram of the AGS 25 stabilization system.....	35
2.6. Development of a structural diagram of the AGS for measuring gravity acceleration anomalies.....	37
2.7. Development of the structural scheme of two-channel TG	39
Conclusions to chapter 2	39

CHAPTER 3

METHODS OF REDUCING THE MAIN ERRORS OF TWO-CHANNEL TG

3.1. Selection of the natural frequency of gravimeter oscillations	40
3.2. The use of the two-channel method for the construction of the AGS 32 transformer gravimeter.....	42
3.3. The results of studies of the main errors of AGS with two-channel TG ...	45
3.3.1. Analysis of methodical errors of AGS 35.....	45
3.3.2. Taking into account the errors of two-channel TG AGS from the portable (relative to the device) angular velocity of the Earth's rotation	47
Conclusions to chapter 3	50

**CHAPTER 4****USE AS A SENSITIVE ELEMENT OF AGS OF THE NEW TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER**

4.1. Transformer converter.....	53
4.2. Two-channel transformer gravimeter.....	54
4.3. Types of transformer gravimeter.....	58
4.3.1. <i>TC with a movable anchor</i>	58
4.3.2. <i>TC with a moving rotor</i>	61
4.3.3. <i>TC with a moving frame</i>	63
4.4. Basis of calculating TC	65
Conclusions to chapter 4	67

CHAPTER 5**SIMULATION OF THE INFLUENCE OF DISTURBANCE PARAMETERS ON THE OPERATION OF A TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER**

5.1. Study of the stability of the two-channel transformer gravimeter	51
5.1.1. <i>Stability of the system according to the Hurwitz criterion</i>	69
5.1.2. <i>Stability according to the Nyquist criterion</i>	70
5.2. Development of a computer program for simulating the operation of a two-channel transformer gravimeter under the influence of external disturbances	72
5.2.1. <i>Description of the structure and interface of the developed software</i>	73
5.2.2. <i>Algorithm for solving the differential equation of motion of a two-channel transformer gravimeter on a computer</i>	75
5.3. Digital modeling and analysis of the movement of a two-channel transformer gravimeter under the influence of external disturbances	77
Conclusions to chapter 5	82

CHAPTER 6**EXPERIMENTAL STUDIES OF THE TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER**

6.1. Description of the experimental setup for transformer gravimeter research.....	84
6.2. Research of transformer gravimeter.....	86
6.3. Study of the induction converter	88
Conclusions to chapter 6	90



CHAPTER 7

STUDY OF METROLOGICAL CHARACTERISTICS OF TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER

7.1. Grading characteristics of the two-channel transformer gravimeter 91

7.2. Organization of aviation gravimetric measurements 94

7.3. Determination of the basic parameters of the layout of the transformer gravimeter..... 95

7.4. Conducting an experiment 96

7.5. Determination of metrological characteristics of two-channel TG 98

Conclusions to chapter 7 98

Conclusions 100

References 102



Зміст

Перелік умовних позначень і скорочень	10
Передмова	12
Вступ	14

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРІЇ

1.1. Аналітичний огляд літератури у галузі авіаційної гравіметрії	17
1.2. Трансформаторний гравіметр	23
Висновки до розділу 1	25

РОЗДІЛ 2

КОНСТРУКЦІЯ ТА МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВІМЕТРА

2.1. Рівняння руху ДТГ в умовах установки на Землі	26
2.2. Рівняння руху вихідного сигналу АГС із ДТГ у загальному випадку руху основи	29
2.3. Рівняння руху ДТГ для моделювання на ЕОМ	32
2.4. Рівняння руху і блок-схема системи навігації АГС	34
2.5. Рівняння руху і блок-схема системи стабілізації АГС	35
2.6. Розробка структурної схеми АГС для вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння	37
2.7. Розробка структурної схеми ДТГ	39
Висновки до розділу 2	39

РОЗДІЛ 3

МЕТОДИ ЗМЕНШЕННЯ ОСНОВНИХ ПОХИБОК ДТГ

3.1. Вибір власної частоти коливань гравіметра	40
3.2. Використання методу двоканальності для побудови трансформаторного гравіметра АГС	42
3.3. Результати досліджень основних похибок АГС з ДТГ	45
3.3.1. Аналіз методичних похибок АГС	45
3.3.2. Врахування похибок ДТГ АГС від переносної (відносно приладу) кутової швидкості обертання Землі	37 47
Висновки до розділу 3	50



РОЗДІЛ 4

ВИКОРИСТАННЯ В ЯКОСТІ ЧУТЛИВОГО ЕЛЕМЕНТА АГС НОВОГО ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВИМЕТРА

4.1. Трансформаторний перетворювач.....	53
4.2. Двоканальний трансформаторний гравіметр	54
4.3. Різновиди трансформаторного гравіметра	58
4.3.1. ТрП з рухомим якорем	58
4.3.2. ТрП з рухомим ротором.....	61
4.3.3. ТП з рухомою рамкою.....	63
4.4. Основи розрахунку ТрП	65
Висновки до розділу 4	67

РОЗДІЛ 5

МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ЗБУРЕНЬ НА РОБОТУ ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВИМЕТРА

5.1. Дослідження стійкості двоканального трансформаторного гравіметра.....	51
5.1.1. Стійкість системи за критерієм Гурвіца	69
5.1.2. Стійкість за критерієм Найквіста.....	70
5.2. Розробка програми на ЕОМ для моделювання роботи двоканального трансформаторного гравіметра під дією зовнішніх збурень	72
5.2.1. Опис структури та інтерфейсу розробленого програмного забезпечення.....	73
5.2.2. Алгоритм розв'язання на ЕОМ диференційного рівняння руху двоканального трансформаторного гравіметра	75
5.3. Цифрове моделювання та аналіз руху двоканального трансформаторного гравіметра під дією зовнішніх збурень.....	77
Висновки до розділу 5	82

РОЗДІЛ 6

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВИМЕТРА

6.1. Опис експериментальної установки для досліджень трансформаторного гравіметра.....	84
6.2. Дослідження трансформаторного гравіметра	86
6.3. Дослідження індукційного перетворювача	88
Висновки до розділу 6	90



РОЗДІЛ 7

ДОСЛІДЖЕННЯ МЕТРОЛОГІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВІМЕТРА

7.1. Градувальна характеристика двоканального трансформаторного гравіметра.....	91
7.2. Організація авіаційних гравіметричних вимірювань	94
7.3. Визначення базових параметрів роботи макету трансформаторного гравіметра.....	95
7.4. Проведення експерименту.....	96
7.5. Визначення метрологічних характеристик ДТГ	98
Висновки до розділу 7	98
Висновки	100
Література.....	102



List of notations and abbreviations / Перелік умовних позначень і скорочень

1мГал	– 1мГал = 10^{-5} м/с ² (1Гал = 10^{-2} м/с ² = 1см/с ²)
С#	– об'єктно-орієнтована мова програмування
АГС	– авіаційна гравіметрична система
БГНК	– безплатформенний гравіінерціальний навігаційний комплекс
БЦОМ	– бортова цифрова обчислювальна машина
ГГ	– гіроскопічні гравіметри
ГСП	– гіростабілізована платформа
ГІЛП	– гіроскопічний інтегратор лінійного прискорення
ДЕ	– демпфуючий елемент
ДТГ	– двоканальний трансформаторний гравіметр
ТГ	– трансформаторний гравіметр
ІМ	– інерційна маса
ІНС	– інерціальна навігаційна система
ІС	– інерціальна система
ЛА	– літальний апарат
МЕМС	– мікроелектромеханічні системи
ММА	– мікромеханічний акселерометр
ММГ	– мікромеханічний гравіметр
МСТ	– мікросистемні технології
ПСТ (g)	– прискорення сили тяжіння
ПГ	– п'єзоелектричний гравіметр
СГ	– струнний гравіметр
СНС	– супутникова навігаційна система
СІН	– система інерціальної навігації
ЧЕ	– чутливий елемент



f_z	– вихідний сигнал ДТГ
g_z	– проекція ПСТ на вісь чутливості ДТГ
\dot{h}	– вертикальне прискорення ЛА
ξ	– коефіцієнт демпфування
ω_0	– власна частота ДТГ
γ_0	– довідкове значення ПСТ
Δg	– аномалія прискорення сили тяжіння
w_a	– амплітуда вібрації вздовж осі Oz
w_b	– амплітуда вібрації вздовж осі Ox
E	– поправка Етвеша
A	– поправка на висоту
φ	– широта



Preface / Передмова

Вивчення параметрів гравітаційного поля Землі (прискорення сили тяжіння (ПСТ) g та його аномалій Δg) необхідне у геодезії, геофізиці, геодинаміці, океанології. Інформація про гравітаційне поле Землі використовується в авіаційній і космічній техніці (корекція систем інерціальної навігації ракет, літаків, орбіт космічних літальних апаратів), для дослідження геодинамічних явищ, для реалізації задач інженерної геології, археології, прогнозу землетрусів тощо.

Для визначення характеристик гравітаційного поля Землі можна побудувати авіаційну гравіметричну систему (АГС), чутливим елементом (ЧЕ) якої є гравіметр. За допомогою АГС можна здобути гравіметричну інформацію у важкодоступних районах земної кулі набагато швидше та з меншими витратами, ніж за допомогою морських або сухопутних гравіметричних засобів. Дані про гравітаційне поле Землі, введені в пам'ять бортової цифрової обчислювальної машини (БЦОМ) АГС, суттєво сприятимуть підвищенню як точності визначення навігаційних параметрів, так і ефективності гравіметричної розвідки [1-73].

Підвищення точності і швидкодії визначення навігаційних координат рухомих об'єктів АГС і проведення гравірознавдки в окремих слабо вивчених районах, зумовлює необхідність підвищення точності і швидкодії АГС. Це – основне завдання, що постає перед розробниками прецизійних АГС, і, крім того, є важливою науково-технічною проблемою державного значення.

Серед авіаційних гравіметрів найбільш відомі [4-6, 11-14, 20 та ін.] струнні ГАЛ-С точність 1-8 мГал, гіроскопічні одноканальні - 1 мГал, гіроскопічні двоканальні 0,5 мГал, нові двоканальні струнний тензометричний, п'єзоелектричний, ємнісний МЕМС - 0,5 мГал ($1 \text{ мГал} = 1 \cdot 10^{-5} \text{ м с}^{-2}$). Ці гравіметри мають як свої переваги, так і недоліки. Однак, одним із найбільш перспективних сьогодні вважається двоканальний трансформаторний гравіметр



(ДТГ) [27-31], який має, на відміну від відомих, високу точність, потужний вихідний сигнал, лінійну вихідну характеристику, просту конструкцію та інші переваги.

Однак, у літературі немає повідомлень щодо досліджень можливості та доцільності використання в якості гравіметра АГС двоканального трансформаторного гравіметра.

Точність вимірювань АГС значним чином залежить від точності визначення g гравіметром. Актуальним є використання нового більш точного (0,5 мГал) двоканального трансформаторного гравіметра.

Тому у монографії викладено основні фундаментальні теоретичні положення щодо вимірювань прискорення сили тяжіння g та аномалій прискорення сили тяжіння Δg за допомогою АГС, основною складовою частиною якої є новий двоканальний трансформаторний гравіметр (ДТГ).

У монографії наведено відомості про практичне застосування інформації від ДТГ. Основні нові наукові положення монографії підтверджено патентами України на винаходи, висвітлено у наукових статтях авторів.

Монографію призначено для докторантів, аспірантів, магістрантів вищих навчальних закладів з автоматизації та приладобудування, а також для фахівців інститутів Національної академії наук України (НАНУ), науково-дослідних та проектно-конструкторських організацій приладобудівного профілю.



Introduction / Вступ

Вивчення гравітаційного поля Землі – цікава та швидко розвиваюча область геодезії, геофізики та геодинаміки. Успіхи теоретичних розділів геодезії та геофізики, удосконалення методів вивчення гравітаційного поля Землі та обробка вимірювань, нові види гравіметричної апаратури призвели до різкого підвищення вимог до точності гравіметричних даних та значно розширили області практичного застосування гравіметрії.

Надважливою проблемою для успішного розвитку таких наукових галузей, як геофізика Землі, гідрологія, океанологія, геодезія, глобальний контроль рівня морів, дослідження льодовиків тощо є вимірювання прискорення сили тяжіння (ПСТ) g або його аномалій Δg не в окремих точках, а у значних масштабах земної поверхні з точністю не менше 0,5 мГал. Одним із шляхів розв'язання цієї проблеми є застосування авіаційних гравіметричних систем (АГС), чутливим елементом яких є гравіметр.

Розвиток гравіметрії складається з таких основних етапів вимірювання: на нерухомій основі, на підводному човні, на надводному судні та на літаку.

Великий внесок у теорію та практику наземних, морських та літакових гравіметричних вимірювань був зроблений цілою низкою вчених, які працювали під керівництвом видатних гравіметристів [1,4,5 та ін.]: В.О. Багрянца, Ю.Д. Буланже, К.Е. Веселова, А.М. Лозинської, А.А. Михайлова, С.А. Піддубного, Є.І. Попова, В.А. Туліна, В.В. Фединського, М.Є. Хейфеца та ін. М.Є. Вітчизняна гравіметрія тісно пов'язана з іменами таких відомих вчених як С.Є. Александров, А.М. Береза, Б.А. Блажнов, Г.Б. Вольфсон, М.П. Грушинський, М.П. Гусєв, С.К. Ісмаходжаєв, А.В. Костров, А.А. Красовський, В.А. Кузіванов, П.І. Лукавченко, Б.М. Малахов, І.А. Маслов, І.І. Науменко-Бондаренко, Л.П. Несенюк, В.Л. Пантелеєв, Л.П. Пеллінен, Л.Г. Поляков, В.А. Романюк, С.С. Ривкин, М.У. Сагітов, А.І. Сорока, Л.В. Сорокін, Л.П. Смірнов, В.Н. Стадниченко, А.В. Тіль та інших. Велику роль у розробці



гравіметричних вимірювань відіграли роботи закордонних вчених – Л.Ла-Коста, Д.Гаррисона, А.Графа, Ю.Томоди, М.Гальвані та інших.

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

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., Самотокіна Б.Б., Карачуна В.В., Мельник В.М. та інших.

Аналіз сучасної літератури показав, що найбільш відомими сучасними гравіметрами є: струнний “Гравітон-М”, розроблений ДНВП “Аерогеофізика” разом з МДТУ ім. М. Баумана та “ВНДІ Геофізика”; кварцовий “Чекан-АМ”, розроблений ВАТ концерн “ЦНДІ “Електроприлад”; магнітні МАГ-1, розроблений в ЗАТ “Гравіметричні технології” та GT-1A, розроблений “Canadian Micro Gravity”. Точність відомих гравіметрів недостатня: (2 – 10) мГал. Швидкодія їх також мала. Вони не автоматизовані. Обробка, фільтрація та згладжування результатів проводяться після льоту літального апарату (ЛА) на Землі протягом місяців часу.

Сучасні авіаційні гравіметричні системи, в яких застосовані пружинні, струнні, кварцові, магнітні гравіметри не можуть забезпечити необхідні швидкодію та точність. Тому, актуальною науково-технічною задачею є підвищення точності та швидкодії вимірювань величини прискорення сили тяжіння шляхом створення нового двоканального трансформаторного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи.



Метою досліджень, описаних у монографії, є підвищення точності вимірювань прискорення сили тяжіння та його аномалій шляхом використання нового двоканального трансформаторного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи.



CHAPTER 1 / РОЗДІЛ 1

ANALYSIS OF THE CURRENT STATE OF AVIATION GRAVIMETRY

АНАЛІЗ СУЧАСНОГО СТАНУ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРІЇ

Проаналізувавши літературу [1-73], можна зробити висновок, що в ній відсутній систематизований матеріал щодо сучасного стану авіаційної гравіметрії. Тому **метою** даного розділу є аналітичний огляд літератури у галузі авіаційної гравіметрії, складання порівняльної характеристики існуючих гравіметрів АГС з визначенням їх переваг та недоліків та обґрунтування необхідності використання нового більш точного трансформаторного гравіметра.

Задачами даного розділу є: провести аналіз літератури у галузі авіаційної гравіметрії; проаналізувати переваги і недоліки існуючих сучасних авіаційних гравіметрів та перспективних розробок у даній галузі; проаналізувати можливість використання нового двоканального трансформаторного гравіметра (ДТГ); обґрунтувати доцільність розробки нового ДТГ автоматизованої гравіметричної системи; проаналізувати трансформаторні акселерометри, та розглянути можливість побудови на їх основі ДТГ.

У публікаціях авторів [27-31] показано вирішення цих задач.

1.1. Аналітичний огляд літератури у галузі авіаційної гравіметрії

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

Вимірювання ГП на борту ЛА є більш складним завданням, аніж на кораблі. Суттєвою є ж відмінність, яка полягає у наявності небажаних вертикальних прискорень у 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. за допомогою морських модифікованих гравіметрів. Уже з 60-х років вже починаються розробки гравіметрів для вимірювання гравітаційних прискорень (ГП) безпосередньо на борту ЛА.

В основі сучасних методів вимірювання ГП лежить використання наступних закономірностей:

1. Залежність від g шляху, пройденого вільно падаючим тілом. Метод спостережень падаючого тіла називається балістичним, або методом вільного падіння;

2. Зв'язок періоду власних коливань маятника постійної довжини з величиною g . На цьому зв'язку оснований маятниковий метод вимірювання;

3. Залежність від g частоти коливань струни, на нижньому кінці якої закріплений вантаж. Заснований на цьому принципі прилад називається струнним гравіметром.

Ці методи передбачають спостереження руху тіла. Тому вони називаються динамічними;

4. Зміна положення рівноваги у пружинних вагах, на яких розташовується вантаж незмінної маси. При зміні g виникає додаткова деформація пружного елемента (пружини або крутильної нитки), пропорційна g . Цю деформацію вимірюють. Цей метод вимірювань називають статичним, а прилади – статичними гравіметрами.

Існують також абсолютні і відносні вимірювання g . При абсолютних вимірюваннях визначають повну величину ГП 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) ГП у даній точці спостереження відносно деякого іншого, вихідного, значення g у якому, звичайно, відоме.

Динамічні методи вимірювання g можуть бути і абсолютними, і відносними, статичні тільки відносними.



На літаках для вимірювання ГП встановлюють автоматизовану авіаційну гравіметричну систему, чутливим елементом якої є гравіметр.

Ефективність роботи АГС, значною мірою, забезпечується вибором чутливого елемента системи – гравіметра. На сьогоднішній день існує декілька типів гравіметрів АГС, які мають як свої переваги, так і недоліки. Розробками нових моделей гравіметрів АГС та підвищенням їх точності займаються провідні технічні університети США, Японії, Німеччини та інших країн світу. Розглянемо основні різновиди авіаційних гравіметрів.

Кварцові гравіметри типу ГАЛ-С. Для літакових вимірювань у СНД використовувались гравіметри, розроблені в Аерографіметричній лабораторії під керівництвом Є.І. Попова в Інституті Фізики Землі, які отримали шифр ГАЛ-С. В основу перших моделей цих гравіметрів була покладена схема кварцового гравіметра, запропонована у 1949 р. С.Є. Александровим. Саме у цьому приладі вперше була використана подвоєна крутильна пружна система з кварцового скла. Однак, остаточна думка про перспективність використання подібних пружних систем, як чутливого елемента для вимірювань гравітаційних аномалій Δg на літаку склалася після теоретичного обґрунтування способу К.Є. Веселовим та успішних експериментів, проведених Л.П. Смирновим із макетом сильнодемпфуючого гравіметра. Дослідження 1989 - 1997 рр. показали, що АГС на основі ГАЛ-С має недостатню точність 8мГал [4, 11, 19-21, 37, 41, 43, 49, 54].

Гравіметр Ла-Косте-Ромберга (L-R-S) (розроблений Інститутом геофізики США під керівництвом Ла-Коста та Ромберга у 1959 р.), модифікований на основі морського гравіметра. В основу принципу дії гравіметра покладена ідея вертикального сейсмографа Голіцина. На тонкій горизонтальній нитці, яка є віссю обертання, закріплений горизонтально розташований важіль із тягарем на кінці. При зміні g маятник із тягарем відхиляється від горизонтального положення, 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 (рисунок 1.1) [2-4]. АГС на основі цього гравіметра має недостатню точність 10 мГал [2-4, 11].

Найвідоміший **струнний гравіметр** – це гравіметр ГСД-М (рисунок 1.2), який створений в 1960-их рр. під керівництвом А.М. Лозинської [53]. Подальші дослідження очолював В.О. Багрянц у Всесоюзному науково-дослідному інституті геофізики.

Принцип дії струнних гравіметрів оснований на властивості струни змінювати частоту власних коливань при зміні її натягу. Тобто, вимірювання ГП зводиться до вимірювання частоти коливання струни .

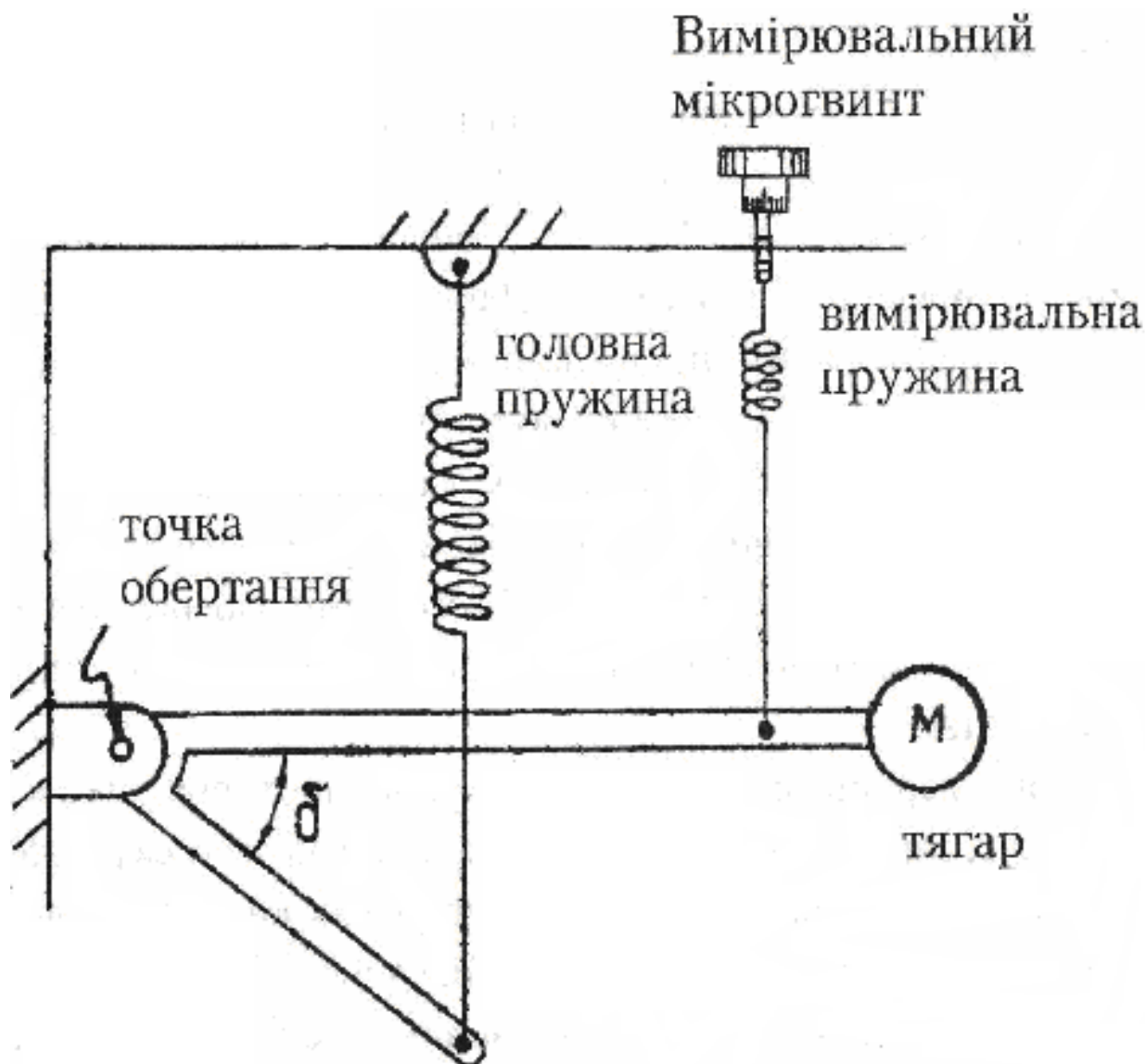


Рисунок 1.1 - Гравіметр Ла-Косте-Ромберга [2-4, 11]



Вимірювання ГП на базі ГСД-М показали точність у межах 8мГал, що сьогодні недостатньо.

На сьогоднішній день є досить відомим та застосовуваним гравіметричний комплекс “ГРАВІТОН-М” (розробка ВНДІ Геофізики, ДНВП “Аерогеофізика” та МДТУ ім. Баумана), який включає у себе вимірювальний блок з трьох струнних гравіметрів, гіроінерціальну платформу, двочастотні індикатори приймачів супутникової навігаційної системи GPS, блок реєстрації та обробки даних з відповідним пакетом програм (рисунок 1.3.).

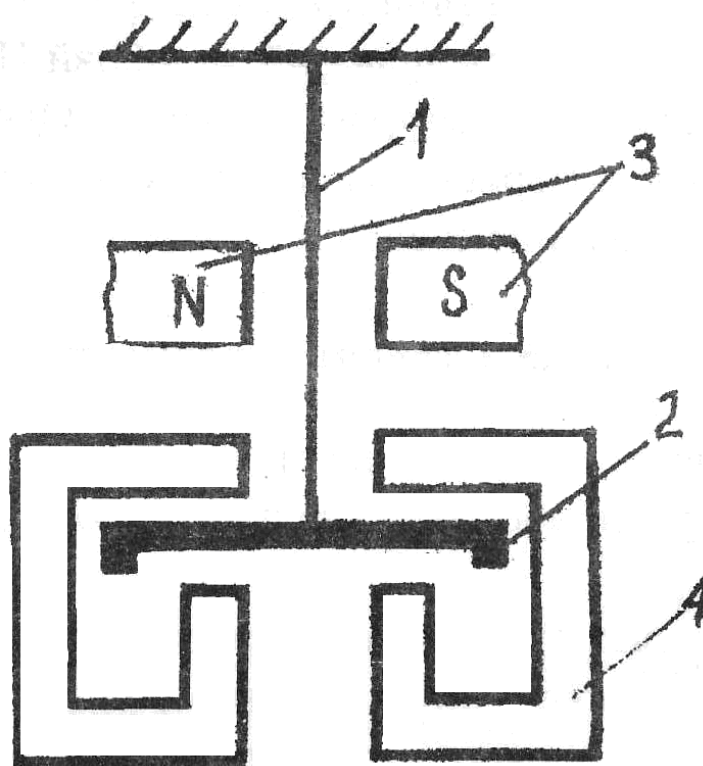


Рисунок 1.2 - Струнний гравіметр ГСД-М [4-6, 11-14, 20, 53]: 1 - струна, 2 - маса, 3 - магніт, 4 - демпферний магніт

Комплекс пройшов випробування на вертольотах Мі-8, Ка-32 і на літаках Ан-30, Ан-12. Вертолiтні зйомки над морем показали точність 6-5 мГал [4-6, 11-14, 20], що недостатньо на сьогоднішній день.

Перевагами струнних гравіметрів є малість сталої часу, що важливо при вимірюваннях прискорення ГП на літаку; майже необмежений діапазон вимірювання вхідних величин без перебудови приладу; частотно-модульований



вихідний сигнал. Серед недоліків – можливість виникнення великих системних похибок, схильність до резонансів, невраховані похибки при деяких частотах вібрації.

Відомі на сьогоднішній день гіроскопічні гравіметри, що містять гіроскопічний маятник, зв'язаний з рамою за допомогою горизонтального осевого підвісу, перпендикулярного осі обертання гіроскопа, є одними із найточніших гравіметрів АГС.



**Рисунок 1.3 - Гравіметричний комплекс
“ГРАВІТОН-М” [4-6, 11-14, 20]**



Гравіметри типу PIGA, розроблені Массачусетським технологічним інститутом, мають відносно високу чутливість та використовуються, як гравіметри АГС та акселерометри систем навігації (точність 3 мГал) [1, 4]. Однак, такий гравіметр має одну вісь чутливості, паралельну осі обертання гіроскопа щодо платформи, і вимірює проекцію гравітаційного прискорення на цю вісь. Для визначення напрямку гравітаційної вертикалі потрібна дуже точна стабілізація осі чутливості гравіметра у напрямку гравітаційного поля Землі. Крім того, обертання гіроскопа навколо осі зовнішньої рамки обумовлює появу інструментальних похибок PIGA [1, 4].

На кафедрі приладобудування КПІ ім. Ігоря Сікорського під керівництвом Безвесільної О.М. розроблено та досліджено гіроскопічні гравіметри одноканальні (1 мГал) та двоканальні нових типів (0,5 мГал) (ДНГ, ГЛУ), точність яких в умовах вимірювання на борту ЛА складає 2 мГал [1, 4].

Як показує наведений огляд літератури по відомим типам авіаційних гравіметрів, всі вони мають недостатню точність 2-5 мГал. Сьогодні вона має бути до 0,5 мГал. Це спонукає до пошуку та дослідження нових більш перспективних типів авіаційних гравіметрів. Таким є запропонований новий двоканальний трансформаторний гравіметр (ДТГ) [27-31].

1.2. Трансформаторний гравіметр

Розглянуті узагальнені недоліки існуючих гравіметрів АГС повністю або частково усуваються за рахунок того, що у якості гравіметра АГС застосовується трансформаторний гравіметр.

Чутливий елемент ТГ автоматизованої АГС складається із трансформаторного перетворювача (ТрП), що працює на основі закону електромагнітної індукції. ТрП мають значні переваги перед іншими типами перетворювачів (струнними, п'єзоелектричними та ін.): лінійність вихідної характеристики, більшу точність, потужний вихідний сигнал, надійність [56]. Під дією ГП якір рухається всередині магнітопроводу вниз і викликає зміну



електромагнітного потоку.

При дії зовнішнього електромагнітного потоку перешкоди, цей потік буде наводити дві ЕРС перешкоди у двох секціях, які включено послідовно-зустрічно. Сумарна дія цих похибок на вихідний сигнал трансформаторного гравіметра буде рівна нулю. Тобто, таке зустрічне з'єднання секцій забезпечує скасування похибок від впливу зовнішніх електромагнітних потоків, які можуть бути значними при встановленні гравіметра на такому рухомому об'єкті, як літак. Так само працює пристрій при дії основної перешкоди для авіаційних гравіметрів, вертикального прискорення ЛА, похибки від впливу якого скасовуються у двоканальному трансформаторному гравіметрі (ДТГ). У ДТГ скасовуються залишкові інструментальні похибки, оскільки вони будуть з протилежними знаками у двох вимірювальних каналах двох секцій вторинної обмотки, що з'єднані зустрічно.

Відмінність нового двоканального трансформаторного гравіметра полягає у тому, що дві секції вторинної обмотки з'єднані послідовно-зустрічно, а рухомий якір з'єднано з двигуном, який щосекунди послідовно опускає якір вниз та вверх по магнітопроводу, при чому двигуном керує пристрій перемикачання, який підключено до джерела напруги управління, а вихідний сигнал з вторинної вихідної обмотки подається на вхід пристрою обчислення вихідного сигналу, на виході якого сигнал, що пропорційний подвоєному значенню ГП та не має у своєму складі похибок від впливу вертикального прискорення ЛА, інструментальних похибок, похибок від проєкцій горизонтальних перехресних прискорень та похибок, спричинених впливом зовнішніх електромагнітних потоків, щоб забезпечити підвищення точності вимірювань ГП g до 0,5 мГал [27-31].

Таким чином, новий ДТГ має значно більшу точність, ніж відомі авіаційні гравіметри за рахунок скасування похибок від впливу основної перешкоди вертикального прискорення ЛА (воно у 10^3 разів перевищує корисний сигнал ГП) [1, 4], впливу зовнішніх електромагнітних полів (вони значні на ЛА), впливу залишкових інструментальних похибок.



Висновки до розділу 1

1. Показано, що високоточні вимірювання гравітаційного прискорення є надзвичайно актуальними і необхідні для багатьох галузей науки і техніки;

2. Надано основні характеристики відомих авіаційних гравіметрів.

Встановлено, що відомі авіаційні гравіметри мають недостатню на сьогоднішній день точність (2-10 мГал);

3. Показано, що новий ДТГ має значно більшу точність, ніж відомі авіаційні гравіметри за рахунок скасування похибок від впливу вертикального прискорення ЛА, від впливу зовнішніх електромагнітних полів, від впливу залишкових інструментальних похибок;

4. Перспективами подальших досліджень у даному напрямку є визначення отримання та дослідження математичної моделі ДТГ, основних похибок ДТГ, моделювання поведінки ДТГ при можливих резонансних режимах на ЛА.



CHAPTER 2 / РОЗДІЛ 2 DESIGN AND MATHEMATICAL MODEL OF TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER

КОНСТРУКЦІЯ ТА МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВІМЕТРА

У розглянутій літературі [1-26, 32-73] немає опису конструкції та математичної моделі нового двоканального трансформаторного гравіметра АГС [27-31]. Також, не вирішена проблема фільтрації вихідного сигналу ДТГ від високочастотних завад.

Метою даного розділу є: отримати математичну модель ДТГ відповідно до запропонованої конструкції, та надати способи вирішення проблеми фільтрації вихідного сигналу ДТГ.

Задачі розділу: розглянути склад та принцип дії автоматизованої АГС із ДТГ для вимірювання аномалій ПСТ [1, 4]; вивести основне робоче рівняння руху АГС із ДТГ; викласти механічну та математичну моделі ДТГ; розробити структурну схему ДТГ; описати конструкцію та принцип роботи нового ДТГ; вирішити проблему фільтрації вихідного сигналу ДТГ від високочастотних завад.

Вирішення поставлених задач відображено у публікаціях авторів [27-31].

2.1. Рівняння руху ДТГ в умовах установки на Землі

Розглянемо коливальну систему одного трансформаторного гравіметра (ТГ), представлену на рисунку 2.1, де позначено: ємність – C , інерційна маса (IM), коефіцієнт пружності k та демпфуючий елемент (DE). У якості демпфуючого елемента виступає повітря, що створює опір рухові IM . Елемент жорсткості характеризується пружними властивостями ТГ.

Запропонована схема є справедливою за наступних умов:

– рух IM розглядається в інерціальній системі відліку і відбувається лише в одному напрямку – вздовж осі $0-z$, перпендикулярної площині встановлення



ТГ;

- опора, ІМ та інші складові ТГ є недемпфованими;
- маса пружного елемента набагато менша за ІМ;
- у межах можливих коливань, сила пружності пропорційна деформації пружного елемента.

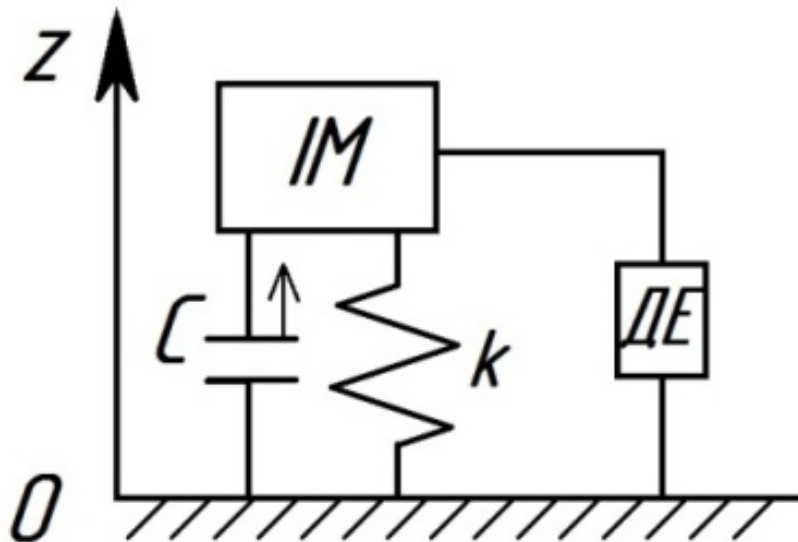


Рисунок 2.1 - Коливальна система ТГ

Під час руху ІМ на неї діють інерційна сила від дії вертикального прискорення ЛА (F_i), сила опору руху ІМ (F_{op}) та сила пружності (F_{np}):

$$F_i = m \frac{d^2 x}{dt^2}, \quad (2.1)$$

$$F_{op} = -n \frac{dx}{dt}, \quad (2.2)$$

$$F_{np} = -\kappa x, \quad (2.3)$$

де n – коефіцієнт затухання;

κ – коефіцієнт пружності пружного елемента;

x – зміщення ІМ ТГ відносно положення рівноваги.

Відповідно із другим законом Ньютона, рух ІМ із прискоренням g_z забезпечує сила:



$$G = mg_z, \quad (2.4)$$

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

Кінцеве рівняння руху ТГ із врахуванням (2.1) – (2.4) матиме вигляд:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} + n \frac{dx}{dt} + \kappa x = -mg_z. \quad (2.5)$$

Зважаючи на інерційність конструкції ТГ, двома першими складовими у рівнянні (2.5) будемо нехтувати.

Отримаємо

$$\kappa x = -mg_z. \quad (2.6)$$

Отже, рівняння руху одноканального ТГ в умовах установки на Землі, буде:

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

Вихідна напруга одноканального ТГ u_1 буде пропорційна зміщенню ІМ x . Вихідний електричний сигнал одноканального ТГ буде

$$u_1 = k(mg_z).$$

Для двоканального трансформаторного гравіметра або ДТГ на чутливі елементи обох каналів діє прискорення сили тяжіння g_z . Для ДТГ вихідні сигнали двох ТГ будуть:

$$u_1 = k(mg_z); \quad (2.7)$$

$$u_2 = k(mg_z), \quad (2.8)$$

де u_1 – вихідний електричний сигнал трансформаторного елемента ТГ1 одного каналу,

u_2 – вихідний електричний сигнал трансформаторного елемента ТГ2 другого каналу,

m_i – інерційна маса у кожному каналі.

Вихідні електричні сигнали u_1 та u_2 трансформаторних елементів обох каналів сумуються у суматорі. Отже, додавши (2.7) та (2.8) матимемо:



$$u_{\Sigma} = u_1 + u_2 = 2km g_z, \quad (2.9)$$

де u_{Σ} – вихідний сигнал підсилювача.

Тобто, з врахуванням (2.9) та (2.6) для ДТГ рівняння руху в умовах установки на Землі, буде:

$$kx = -2mg_z. \quad (2.10)$$

2.2. Рівняння руху вихідного сигналу АГС із ДТГ у загальному випадку руху основи

У роботі [1, 4] отримано рівняння руху для АГС з одним гравіметром:

$$f_z = g_z - \frac{v^2}{r} + 2e \frac{v^2}{r} \left[1 - 2 \cos^2 \phi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] - 2\omega_3 v \sin k \cos \phi + \\ + 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\phi - 2 \frac{\gamma_0 h}{r} - \omega_3^2 h \cos^2 \phi + \ddot{h} + \Delta_3, \quad (2.11)$$

де f_z – вихідний сигнал ДТГ; g_z – ПСТ вздовж осі чутливості ДТГ; v – швидкість ЛА; r – радіус місцезнаходження ЛА; e – стиск еліпсоїда; ϕ – географічна широта; k – курс ЛА; ω_3 – кутова швидкість обертання Землі; h – висота ЛА над еліпсоїдом; \dot{h} – вертикальна швидкість ЛА; \ddot{h} – вертикальне прискорення ЛА; γ_0 – довідкове ПСТ.

Усі члени рівняння (2.11), за винятком g_z , – перешкоди.

Перепишемо рівняння (2.11) в іншій формі:

$$g_z = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \phi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \phi - \\ - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\phi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \phi - \ddot{h} + \Delta_3. \quad (2.12)$$

Рівняння руху АГС для визначення аномалії ПСТ Δg з урахуванням того, що аномалія ПСТ дорівнює різниці ПСТ вздовж осі чутливості ДТГ та довідковим значенням ПСТ, набуває вигляду:



$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \phi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \phi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\phi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \phi - \ddot{h} - \gamma_0 + \Delta_3. \quad (2.13)$$

ДТГ (з двома трансформаторними гравіметрами) у складі АГС є одночасно і чутливим елементом і фільтром основного збурення, вертикального прискорення (це буде обґрунтовано далі). Тому рівняння руху АГС із ДТГ для визначення аномалії ПСТ матиме вигляд:

$$\Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \phi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \phi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\phi + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \phi - \gamma_0 + \Delta_3. \quad (2.14)$$

Оскільки в АГС використано ДТГ, який скасовує вплив вертикального прискорення, то у рівнянні (2.14) відсутнє вертикальне прискорення \ddot{h} . У відомих гравіметрах необхідно обов'язково враховувати вплив вертикального прискорення, яке у 10^3 разів перевищує корисний сигнал ПСТ.

Перепишемо рівняння руху АГС із ДТГ (2.14) у більш стислому вигляді

$$\Delta g = f_z + E + A - \gamma_0 + \Delta_3, \quad (2.15)$$

де f_z – вихідний сигнал ДТГ АГС;

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

поправка Етвеша;

$$A = 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \phi \quad - \text{ поправка за висоту;}$$

$\gamma_0 = \gamma_{0e} (1 + 0,0053024 \sin^2 \phi - 0,0000059 \sin^2 2\phi)$ – довідкове значення ПСТ прийняте на Генеральній Асамблеї Міжнародного Союзу та у міжнародній гравіметричній системі IGSN71;

$\gamma_{0e} = 9,780318 \text{ м/с}^2$ – довідкове екваторіальне значення ПСТ;

$$\Delta_3 = K_{\text{сг}} \left(\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \omega_3 \sin \bar{\varphi} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1} \sin \bar{\varphi} \right). \quad - \text{ похибка від}$$



впливу кутової швидкості обертання Землі [1, 4].

Аналіз рівняння (2.15) показує, що АГС має складатися із підсистем, які виконують такі функції: вимірюють ПСТ (гравіметр), стабілізують вісь чутливості ДТГ у положення вертикалі (ГСП), визначають координати місцезнаходження і швидкості (ІНС), вимірюють висоту (висотомір), здійснюють обчислювальні операції (БЦОМ). Вираз (2.15) можна представити функціональною схемою, зображеною на рисунку 2.2.

В умовах установки ДТГ на ЛА повне рівняння руху АГС із ДТГ з врахуванням (2.10) та (2.15) матиме вигляд:

$$\begin{aligned}
 kx = & 2mg_z + \underbrace{\frac{v^2}{r} - 2e\frac{v^2}{r} \cdot \left[1 - 2\cos^2\phi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2}\right)\right]}_E + 2\omega_3 v \sin k \cos \phi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\phi + \\
 & + \underbrace{2\frac{\gamma_0 h}{r}}_A + \omega_3^2 h \cos^2 \phi - \underbrace{\gamma_{0e} (1 + 0,0053024 \sin^2 \phi - 0,0000059 \sin^2 2\phi)}_{\gamma_0} + \\
 & + \underbrace{K_{дег} \left(\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \omega_3 \sin \bar{\phi} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1} \sin \bar{\phi} \right)}_{\omega_3}.
 \end{aligned} \tag{2.16}$$

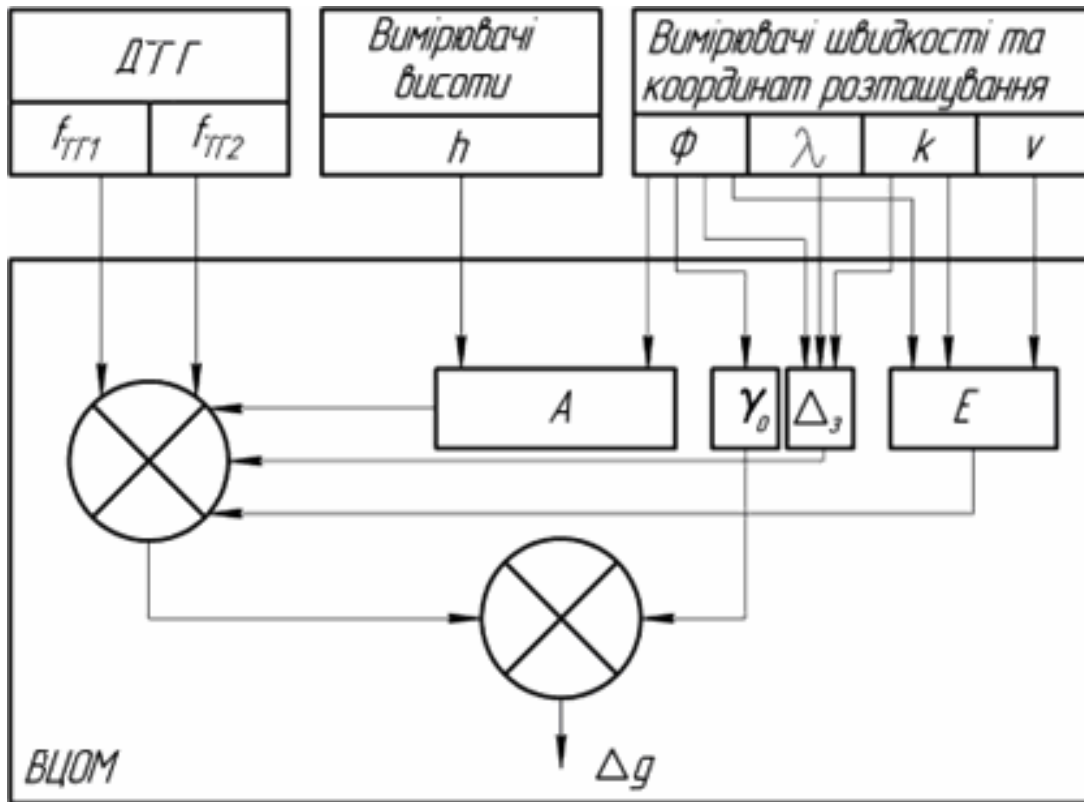


Рисунок 2.2 - Функціональна схема автоматизованої АГС із ДТГ



На відміну від відомих гравіметрів АГС і, зокрема, одноканального ТГ, двоканальний трансформаторний гравіметр не вимірює вертикальне прискорення, яке є найбільшою перешкодою. Це є перевагою ДТГ.

2.3. Рівняння руху ДТГ для моделювання на ЕОМ

Застосувавши до виразу (2.5) перетворення Лапласа, отримаємо:

$$mp^2x(p) + npx(p) + \kappa x(p) = -2mg_z(p), \quad (2.17)$$

де $x(p)$ – зображення по Лапласу зміщення ІМ; $g_z(p)$ – зображення по Лапласу ПСТ уздовж осі чутливості ДТГ.

Знаходимо передатну функцію $W(p)$ ДТГ по каналу ПСТ – зміщення ІМ:

$$W(p) = \frac{x(p)}{g_z(p)} = \frac{-2m}{mp^2 + np + \kappa}. \quad (2.18)$$

Оскільки вихідна напруга ДТГ прямо пропорційна зміщенню ІМ, використовуючи вираз (2.18), можна записати передатну функцію ДТГ по каналу ПСТ для вихідної напруги:

$$W_{cr}(p) = \frac{K_{cr}}{T_1p^2 + T_2p + 1},$$

де K_{cr} – статичний коефіцієнт передачі ДТГ; T_1 і T_2 – коефіцієнти, що визначають постійні часу об'єкта другого порядку.

Якщо розділити рівняння руху ДТГ (2.17) на m , то отримаємо [27-31]:

$$\ddot{x} + 2 \cdot \xi \omega_0 \dot{x} + \omega_0^2 x = -2g_z, \quad (2.19)$$

де ξ – коефіцієнт демпфування; ω_0 – власна частота ДТГ.

Враховуючи, що у реальній конструкції будь-якого гравіметра (у тому числі, і ДТГ) будуть мати місце залишкові інструментальні похибки із-за температурних впливів, зміни тиску середовища та інших факторів, а також залишкові похибки від впливу вертикального прискорення, які можуть призвести до нелінійності рівняння руху нашого ДТГ, перепишемо рівняння (2.19) у вигляді [4]:



$$m\ddot{x} + \dot{x}[2n - L \sin(\omega t + \varepsilon)] + \omega_0^2 x = N \sin \omega t, \quad (2.20)$$

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

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

$$\ddot{x} + \dot{x}M(t) + D(t)x = 0, \quad (2.21)$$

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

Рівняння вигляду (2.21) без зміни характеристик показників можна звести до аналогічного, де $M(t) = \text{const}$.

Нехай

$$\int_0^t M(t_1) dt_1 = \Psi t + M_1(t), \quad (2.22)$$

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

Змінюючи

$$x = e^{-\frac{1}{2}M_1(t)} \quad x' = e^{-\frac{1}{2}\frac{L}{\omega} \cos(\omega t + \varepsilon)} x', \quad (2.23)$$

дістанемо:

$$\ddot{x}' + 2nx' + F(t)x' = 0, \quad (2.24)$$

в якому:

$$F(t) = \omega_0^2 + v_0 \sin(\omega t + e + \sigma_8), \quad (2.25)$$

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

Вираз (2.25) із урахуванням (2.20) і (2.24) можна записати у вигляді

$$\ddot{x}' + 2nx' + [\omega_0^2 + v_0 \sin(\omega t + e + \sigma_8)]x' = N \sin \omega t, \quad (2.26)$$

або з урахуванням параметрів: $m = 0,005 \text{ кг}$, $\varepsilon + \sigma_8 = 0$:

$$\ddot{x}' + 2\xi\omega_0 \dot{x}' + (\omega_0^2 + v_1 w_b \sin \omega t)x' = 0,005 w_a \sin \omega t, \quad (2.27)$$

$$\text{де } v_1 = \frac{v_0}{w_b}.$$



Отже, отримано рівняння (2.27) типу Матьє - Хілла, яке є зручним для моделювання на ЕОМ.

2.4. Рівняння руху і блок-схема системи навігації АГС

Розрізняють три основні типи навігаційних систем для ЛА:

- 1) системи інерціальної навігації, що вимірюють прискорення або швидкість об'єкта і таким чином визначають поточне положення;
- 2) наземні або супутникові радіонавігаційні системи - положення об'єкта визначається безпосередньо за допомогою зовнішніх джерел інформації;
- 3) комбіновані.

Точносні 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 (рисунок 2.3).

Чутливі елементи СІН встановлюють на ГСП. Із рисунку 2.3 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:

$$\omega_x = -r\ddot{\varphi}_c, \quad (2.28)$$

$$\omega_y = -r\dot{\lambda} \cos \varphi_c. \quad (2.29)$$

Помноживши ω_y на $\sec \varphi$ і проінтегрувавши результат, дістанемо довготу λ (з урахуванням заданого початкового значення довготи). Проінтегрувавши ω_x та з урахуванням заданого початкового значення широти, дістанемо широту φ .

Добутки ω_y , ω_x на r відповідають північній та східній складовим швидкості літака.

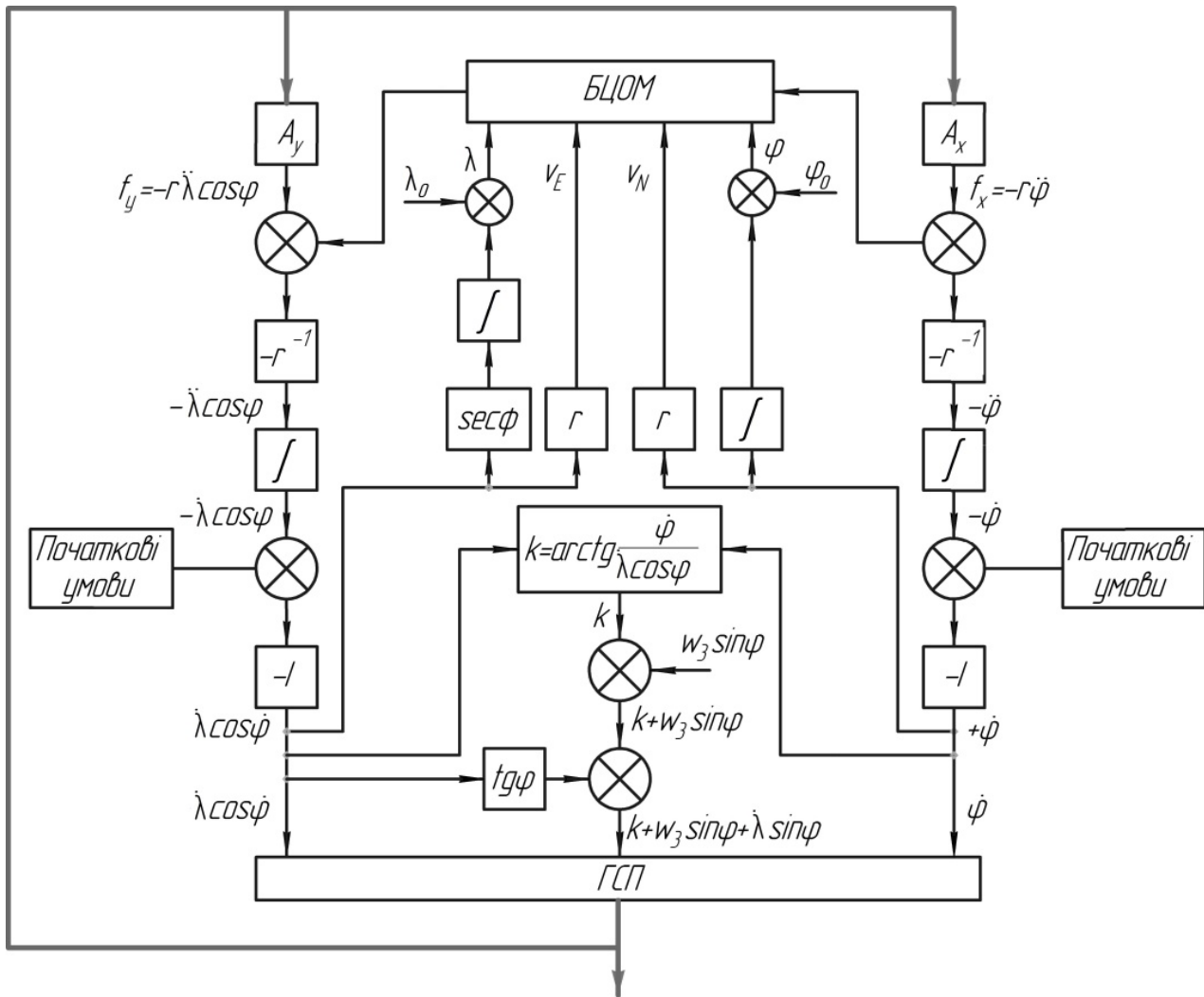


Рисунок 2.3 - Блок-схема системи інерціальної навігації АГС

2.5. Рівняння руху і блок-схема системи стабілізації АГС

Система стабілізації АГС призначена для того, щоб забезпечувати збіг вимірювальної осі нового ДТГ із довідковою вертикаллю. Для цього ДТГ встановлюється на горизонтальній стабілізованій платформі, яка має у своєму складі два лінійні акселерометри та виконавчі механізми у вигляді спеціальних двигунів [1, 4].

Система стабілізації працює наступним чином. Вихідні сигнали лінійних акселерометрів f_y, f_x , установлених на ГСП, орієнтованій у географічній системі координат, осі чутливості яких спрямовані на північ та на схід відповідно,



матимуть вигляд [4]:

$$f_x = -(2\dot{r}\dot{\varphi}_c + r\ddot{\varphi}_c) \cos \chi + (\ddot{r} - r\dot{\varphi}_c^2) \sin \chi - 2r\omega_3\dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi - r\dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi + \aleph g; \quad (2.30)$$

$$f_y = 2r\dot{\varphi}_3\omega_3 \sin \varphi_c + 2r\varphi_c\dot{\lambda} \sin \varphi_c - 2\dot{r}\dot{\lambda} \cos \varphi_c - r\ddot{\lambda} \cos \varphi_c - 2\dot{r}\omega_3 \cos \varphi_c - v g, \quad (2.31)$$

де \aleph , v – кути між нормаллями до еліпсоїда і геоїда відповідно у меридіональному перерізі та у площині перерізу, перпендикулярного площині меридіана; φ , φ_c – географічна та геоцентрична широта відповідно; χ – відхилення від вертикалі; λ – довгота місця.

Отримані сигнали надходять до БЦОМ, де формується керуючий сигнал та надходить до двигунів, які, у свою чергу, вирівнюють ГСП у нульове положення.

Якщо ГСП виставлена абсолютно точно у положення вертикалі, то горизонтальні компоненти прискорення сили тяжіння дорівнюють нулю. Вважаючи, що $\aleph g = -v g = 0$, запишемо складові, які буде компенсувати БЦОМ:

$$f_x \Rightarrow 0 = 2r\omega_3\dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi - r\dot{\lambda} \cos \varphi_c \sin \varphi; \quad (2.32)$$

$$f_y \Rightarrow 0 = 2r\dot{\varphi}_3\omega_3 \sin \varphi_c + 2r\varphi_c\dot{\lambda} \sin \varphi_c - 2\dot{r}\dot{\lambda} \cos \varphi_c - 2\dot{r}\omega_3 \cos \varphi_c. \quad (2.33)$$

Якщо знехтувати складовими другого порядку та прийняти відхилення від вертикалі рівним нулю, то дістанемо:

$$f_x = -r\ddot{\varphi}_c; \quad (2.34)$$

$$f_y = -2r\dot{\lambda} \cos \varphi_c. \quad (2.35)$$

Якщо кожний із сигналів f_y і f_x помножити на r^{-1} , проінтегрувати і помножити на (-1), то на виході відповідних каналів дістанемо $\dot{\varphi}$ та $\dot{\lambda} \cos \varphi$ (рисунок 2.4). Сигнал $\dot{\varphi}$ буде використовуватися для керування ГСП відносно осі x , спрямованої на північ, а сигнал $\dot{\lambda} \cos \varphi$ - для керування відносно осі y , спрямованої на схід. Якщо сигнали швидкості зміни широти і довготи ще раз проінтегрувати, а потім підсумкові значення широти і довготи ввести в БЦОМ для обчислення прискорень, що компенсуються за сигналами акселерометрів, то дістанемо систему інерціальної навігації.

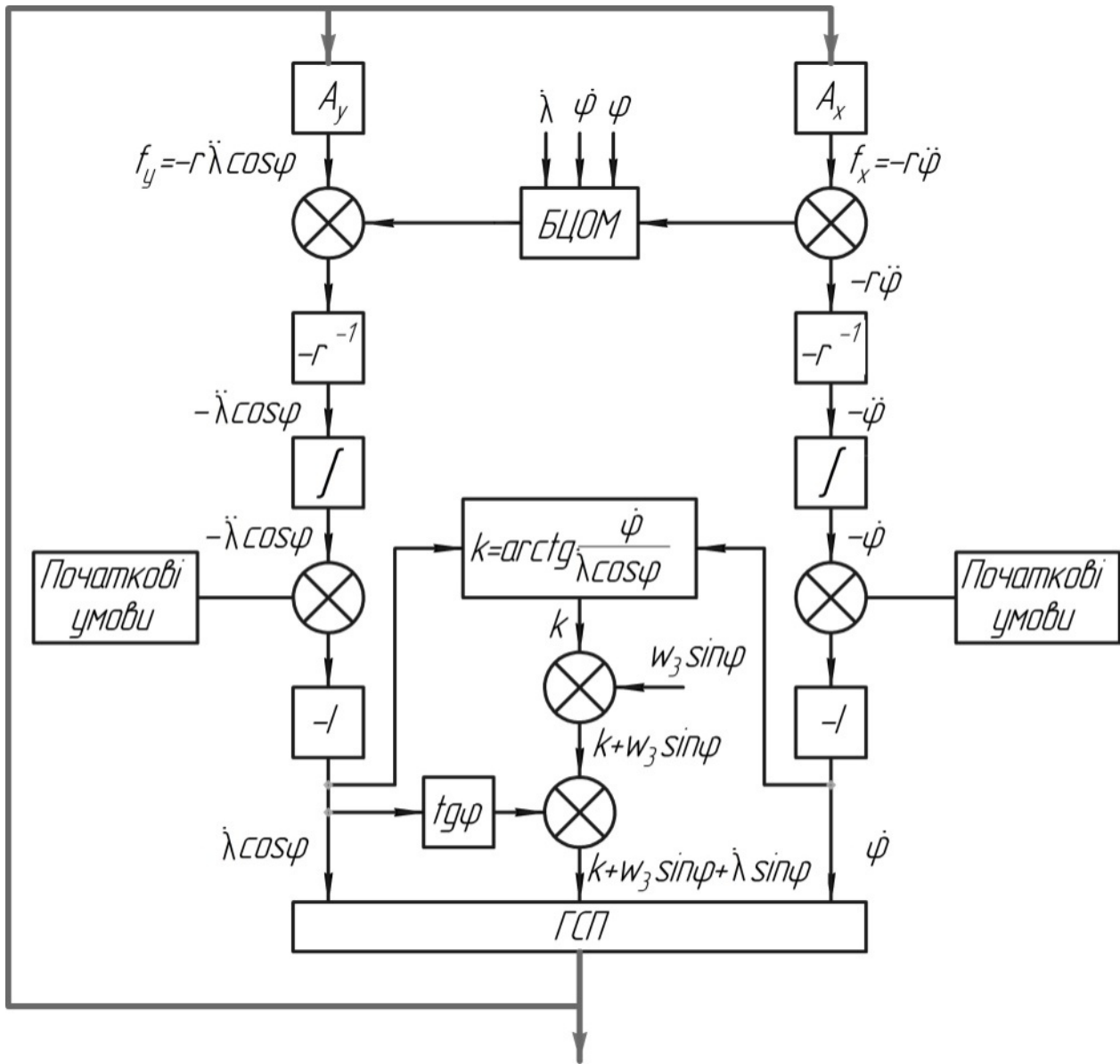


Рисунок 2.4 - Блок-схема системи стабілізації АГС

2.6. Розробка структурної схеми АГС для вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння

У (2.2.) було отримано рівняння руху АГС для визначення аномалій ПСТ (2.15)

Добуте рівняння руху АГС (2.16) відрізняється від відомих такими додатковими членами: $2\dot{h}er^{-1}v \cos k \sin 2\varphi$, 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 враховувати у разі вимірювання Δg із точністю 1..3 мГал.

Математичну модель АГС можна реалізувати блок-схемою (рисунок 2.5). При побудуванні блок-схеми було враховано такі співвідношення:

$$\begin{aligned} v &= r\dot{\lambda} \cos \varphi (\sin k)^{-1}; \\ v_N &= v \cos k = r\dot{\varphi}; \\ v_E &= v \sin k = r\dot{\lambda} \cos \varphi, \end{aligned} \quad (2.36)$$

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

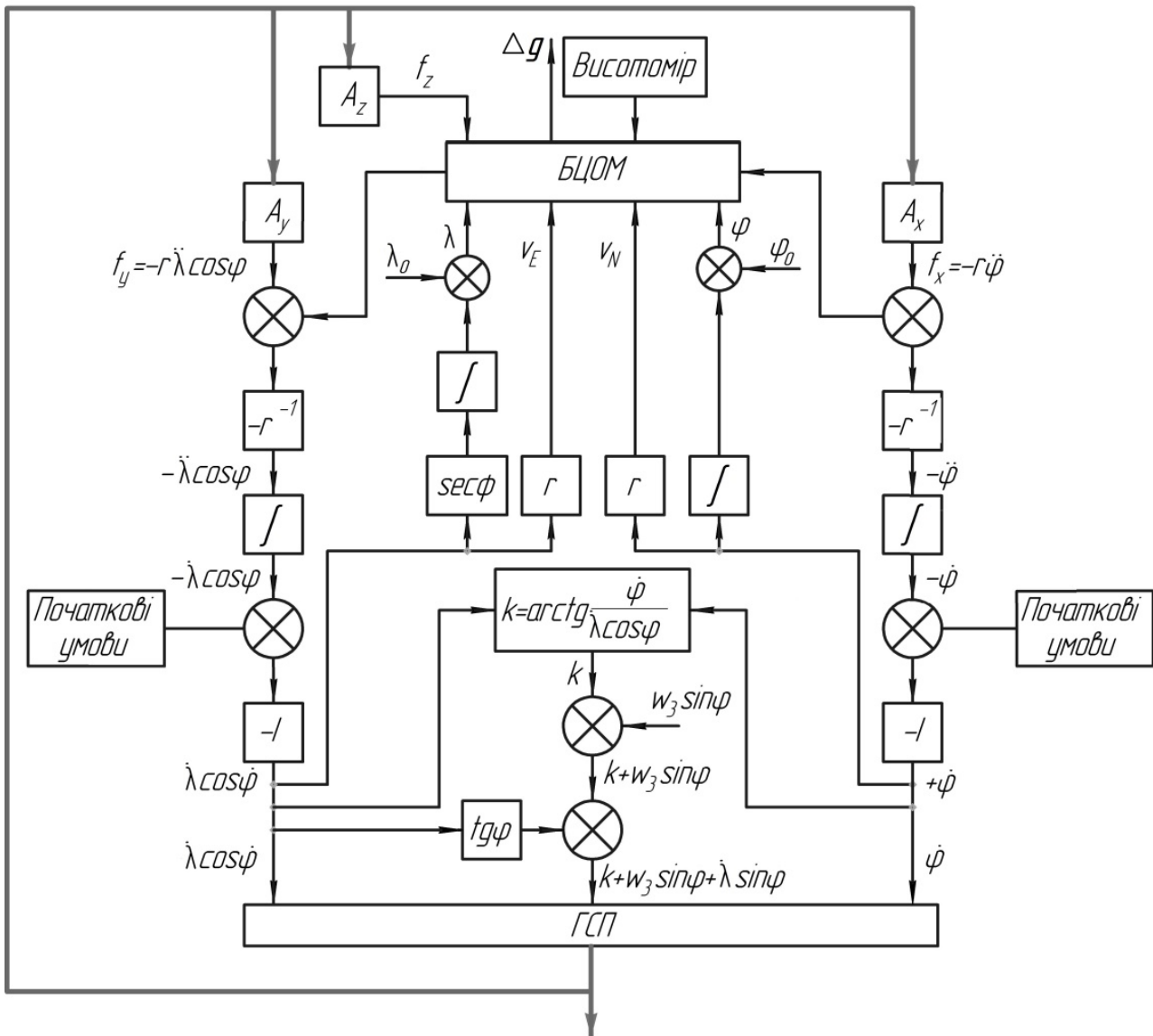


Рисунок 2.5 - Блок-схема системи визначення аномалій ПСТ



До складу системи на рисунку 2.5 входить також система стабілізації АГС та система навігації АГС, яка визначає положення ЛА.

2.7. Розробка структурної схеми ДТГ

Відповідно до математичних викладок, можна побудувати структурну схему ДТГ (сила тяжіння g діє по кожному каналу окремо):

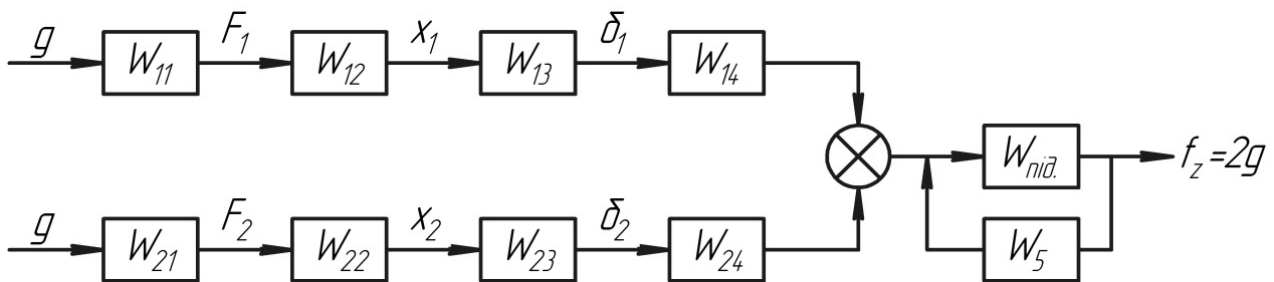


Рисунок 2.6 - Структурна схема ДТГ: W_{i1} – дія ПСТ на інерційну масу; W_{i2} – сила інерції діє на пружні підвіси; W_{i3} – зміна відстані відносно точки електромагнітної симетрії; W_{i4} – зміна переміщення перетворюється у вихідний сигнал; сумується, підсилюється, W_{i5} – фільтрується зворотним кільцем

Загальне передатне відношення записується у вигляді:

$$W = (W_{11} \cdot W_{12} \cdot W_{13} \cdot W_{14} + W_{21} \cdot W_{22} \cdot W_{23} \cdot W_{24}) \cdot \frac{W_{nid.}}{1 + W_{nid.} \cdot W_5}. \quad (2.37)$$

Висновки до розділу 2

1. Отримано математичну модель трансформаторного гравіметра.
2. Отримано рівняння руху та побудовано блок – схеми основних компонентів АГС.
3. Розроблено структурну схему ДТГ.



CHAPTER 3 / РОЗДІЛ 3

METHODS OF REDUCING THE MAIN ERRORS OF DTG

МЕТОДИ ЗМЕНШЕННЯ ОСНОВНИХ ПОХИБОК ДТГ

У відомій літературі [32-73] відсутній аналіз та пропозиції по зменшенню основних похибок двоканального трансформаторного гравіметра АГС. Тому задача даного розділу – надати такий аналіз та пропозиції.

3.1. Вибір власної частоти коливань гравіметра

Основні похибки відомих гравіметрів викликані тим, що гравіметр вимірює проекцію сукупності сигналів на вісь чутливості: корисного сигналу ПСТ та сигналу перешкоди, який викликаний, в основному, вертикальним прискоренням, що перевищує корисний сигнал ПСТ у 10^3 [1, 4].

Необхідно вирішити проблему фільтрації вихідного сигналу гравіметра автоматизованої АГС.

Вихідний сигнал гравіметра АГС після обчислення і введення поправок E , A , γ_0 можна записати у вигляді:

$$T = f_z = g_z + \ddot{h}, \quad (3.1)$$

де \ddot{h} – похибка від впливу вертикального прискорення ЛА.

У відомих гравіметрів, як правило, використовують низькочастотні фільтри для фільтрації \ddot{h} . Наявність фільтра низьких частот у складі гравіметра суттєво зменшує надійність гравіметра та його точність [1, 4]. З часом робота електронних компонентів фільтра стає нестабільною: фільтр буде пропускати завади на вихід гравіметра або не пропускати частину корисного сигналу.

Пропонується інший підхід.

Аналітичні вирази спектральних щільностей корисного сигналу ПСТ $G_{\Delta g}(\omega)$ та основної перешкоди вертикального прискорення ЛА $G_{\ddot{h}}(\omega)$ та їх графіки (рисунок 3.1) отримано у роботі [1].

Із рисунка 3.1 видно, що графіки спектральних щільностей корисного



сигналу ПСТ та основної перешкоди перетинаються в одній точці $\omega = 0,1$ рад/с. Запропоновано спосіб фільтрації вихідного сигналу гравіметра шляхом обрання частоти власних коливань гравіметра $0,1$ рад/с, що дорівнює частоті перетину двох графіків на рисунку 3.1.

За допомогою низькочастотної фільтрації з частотою зрізу $0,1$ рад/с, можна відокремлювати ПСТ g від вертикального прискорення \ddot{h} із точністю 1 мГал. У вихідному сигналі гравіметра усуваються й такі збурення, переважна частота яких більша за $0,1$ рад/с [1]:

- поступальні віброприскорення (переважна частота яких 3140 рад/с);
- кутові віброприскорення (переважна частота яких понад $0,1$ рад/с).

Отже, обираємо частоту власних коливань гравіметра $0,1$ с⁻¹.

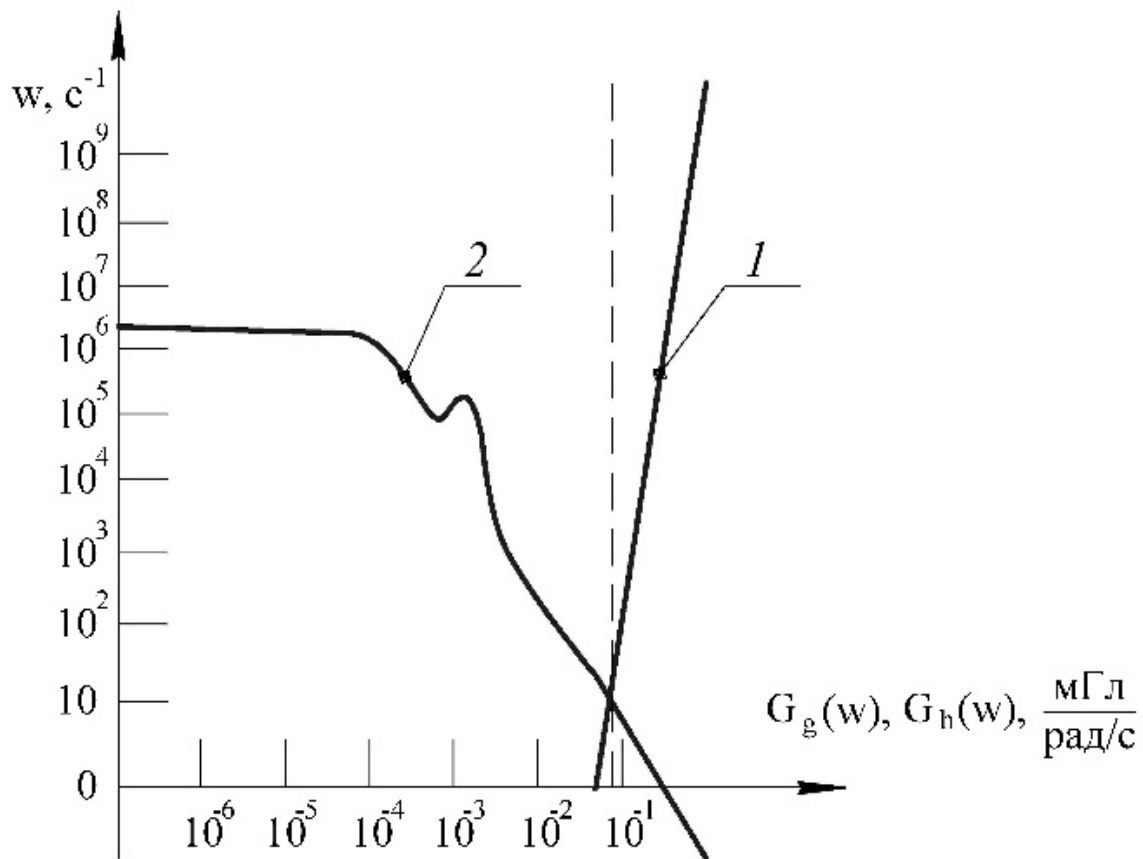


Рисунок 3.2 - Залежності від частоти: 1 – спектральної щільності вертикального прискорення ЛА, 2 – спектральної щільності корисного сигналу ПСТ [1]

У результаті отримуємо вихідний сигнал T' гравіметра, який містить лише



корисний сигнал ПСТ. У ньому відсутні вказані вище похибки, переважна частота яких більша за 0,1 рад/с [1].

Рівняння руху АГС із гравіметром для визначення Δg буде [1]:

$$\begin{aligned} \Delta g = f_z + \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + \\ + 2\omega_3 v \cos \varphi \sin k - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + \\ + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \gamma_0. \end{aligned} \quad (3.2)$$

У рівнянні (3.2), на відміну від відомих робіт, відсутній вплив вертикального прискорення \ddot{h} .

Вибір власної частоти гравіметра рівною 0,1 с⁻¹ забезпечує відсутність впливу вертикального прискорення на роботу гравіметра АГС і відсутність необхідності використання додаткових електронних фільтрів.

Також запропоновано вирішення проблеми фільтрації впливу вертикального прискорення на вихідні покази шляхом використання двоканального методу вимірювання.

3.2. Використання методу двоканальності для побудови трансформаторного гравіметра АГС

При побудові гравіметра будь-якого типу доцільно використовувати метод двоканальності (метод інваріантності), який дозволяє скасувати ряд суттєвих похибок:

- від впливу вертикального прискорення;
- інструментальні похибки від впливу залишкової неідентичності конструкцій чутливих елементів;
- інструментальні похибки від впливу змін температур, вологості, тиску навколишнього середовища та інших факторів.



Розглянемо узагальнену схему побудови двоканального трансформаторного гравіметра (рисунок 3.2).

На інерційну масу M діє прискорення сили тяжіння g , вертикальне прискорення \ddot{h} літака та сумарні інструментальні похибки Δi зазначені вище. Чутливі елементи розташовані так, що вертикальні прискорення в них діють зустрічно [27-31].

Рівняння сил уздовж осі O_z чутливості двоканального трансформаторного гравіметра, спрямованої уздовж географічної вертикалі, буде мати вигляд:

$$f_z = f_1 + f_2 = mg_z + m\Delta\ddot{h} + \Delta i + mg_z - m\Delta\ddot{h} - \Delta i = 2mg_z, \quad (3.3)$$

де f_1 – вихідний сигнал з чутливого елемента 1; f_2 – вихідний сигнал з чутливого елемента 2; f_z – вихідний сигнал двоканального трансформаторного гравіметра; m – вага інерційної маси M .

З рівняння (3.3) видно, що вихідний сигнал двоканального гравіметра містить подвоєне значення корисного сигналу ПСТ і не містить вертикального прискорення \ddot{h} ЛА та сумарних інструментальних похибок Δi .

Вихідний сигнал f_z двоканального трансформаторного гравіметра подається у БК, куди також подаються вихідні сигнали від системи визначення навігаційних параметрів та вимірювача висоти. У БК обчислюється значення аномалії Δg прискорення сили тяжіння за формулою [1]:

$$\Delta g = f_z + E + A - \gamma_0, \quad (3.4)$$

де f_z – вихідний сигнал двоканального трансформаторного гравіметра; E – поправка Етвеша; A – поправка за висоту; γ_0 – довідкове значення прискорення сили тяжіння.

З рівняння (3.4) видно, що у ньому відсутня складова найбільшої похибки \ddot{h} . Одно каналні трансформаторні гравіметри вимірюють \ddot{h} одночасно з g . Це приводить до великих похибок (величина \ddot{h} у 10^3 більша g).

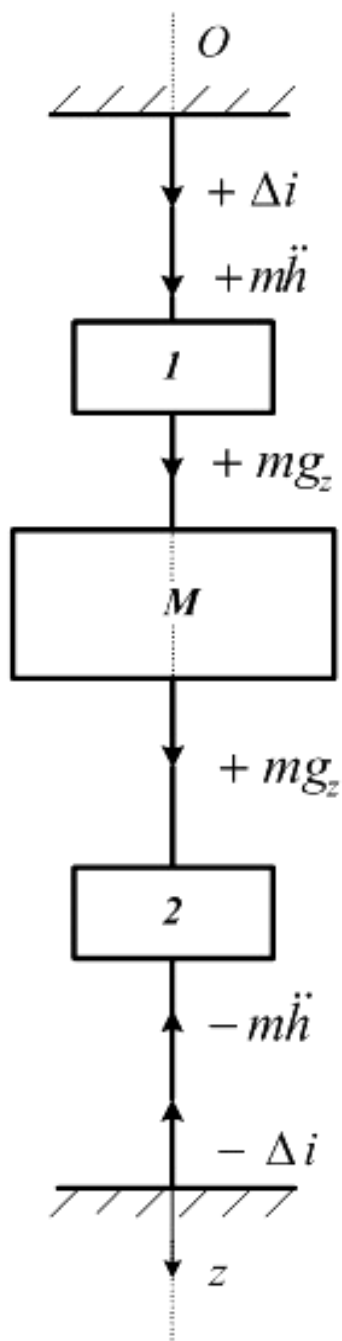


Рисунок 3.2 - Узагальнена схема побудови двоканального трансформаторного гравіметра: 1, 2 – чутливі елементи двоканального гравіметра, М – інерційна маса [27-31]

Таким чином, у двоканальному трансформаторному гравіметрі забезпечується суттєве підвищення точності вимірювань шляхом компенсації дії вертикального прискорення \ddot{h} літака та сумарних інструментальних похибок Δi .



3.3. Результати досліджень основних похибок АГС з ДТГ

3.3.1. Аналіз методичних похибок АГС

Для визначення допустимих похибок вимірювання параметрів руху ЛА компонентами АГС скористаємося методикою, викладеною в [1].

$$\Delta g = f_z + D, \quad (3.5)$$

де D – сумарна похибка АГС:

$$\begin{aligned} D = & \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + \\ & + 2\omega_3 v \cos \varphi \sin k - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi + \\ & + 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi - \gamma_0. \end{aligned} \quad (3.6)$$

Окремими підсистемами АГС визначають параметри, що входять у рівняння (3.6).

Повний диференціал функції D визначає зв'язок між абсолютними значеннями похибок підсистем АГС вимірювання параметрів: Δv швидкості, Δk курсу, $\Delta \varphi$ широти, Δh висоти, $\Delta \dot{h}$ вертикальної швидкості [1]:

$$\begin{aligned} \Delta D = & \left(\frac{dD}{dv} \right) \Delta v + \left(\frac{dD}{dk} \right) \Delta k + \\ & + \left(\frac{dD}{d\varphi} \right) \Delta \varphi + \left(\frac{dD}{dh} \right) \Delta h + \left(\frac{dD}{d\dot{h}} \right) \Delta \dot{h}, \end{aligned} \quad (3.7)$$

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

чутливості АГС до похибок вимірювання швидкості;

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

до похибок вимірювання курсу;

$\frac{dD}{d\varphi} = 2\omega_3 v \sin k \sin \varphi - \omega_3^2 h \sin 2\varphi - 4e \frac{v^2}{r} \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \sin 2\varphi -$
 $- 4\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \cos 2\varphi - \gamma_{0e} \cdot 5,3 \cdot 10^{-3} \left(1 - 2 \frac{h}{r} \right) \sin 2\varphi$ – коефіцієнт чутливості АГС



до похибок вимірювання широти; $\frac{dD}{dh} = \omega_3^2 \cos^2 \varphi + 2 \frac{\gamma_{0e}}{r}$ – коефіцієнт чутливості

АГС до похибок вимірювання висоти; $\frac{dD}{dh} = -2 \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi$ – коефіцієнт чутливості АГС до похибок вимірювання вертикальної швидкості.

Максимально допустимі похибки вимірювання основних параметрів компонентами АГС можна визначити за даними таблиці 3.1. Параметрам: $h=5 \cdot 10^3$ м, $e=3,4 \cdot 10^{-3}$, $r=6,4 \cdot 10^6$ м, $\omega_2=7,3 \cdot 10^{-5}$ с⁻¹, $\gamma_{0e}=9,78049$ м/с² відповідають числові значення коефіцієнтів чутливості, наведені у таблиці 3.2.

Таблиця 3.1 - Значення максимальних коефіцієнтів чутливості похибки вихідного сигналу авіаційної гравіметричної системи до похибок вимірювання параметрів

Максимальні коефіцієнти чутливості похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання параметрів			
v , м/с	260	140	85
h , м/с	45	28	19
$\frac{dD}{dv}$, мГал/м·с ⁻¹	22,67	17,68	16,47
$\frac{dD}{dk}$, мГал/кут.хв	1,08	0,65	0,39
$\frac{dD}{d\varphi}$, мГал/кут.хв	2,29	1,93	1,77
$\frac{dD}{dh}$, мГал/м	0,29	0,29	0,29
$\frac{dD}{dh}$, мГал/м·с ⁻¹	$2,8 \cdot 10^{-2}$	$1,9 \cdot 10^{-2}$	$1,03 \cdot 10^{-2}$

Максимальні значення похибок вимірювання параметрів АГС наведено в таблиці 3.2.

З таблиці 3.2 видно, з якою точністю потрібно вимірювати навігаційні параметри руху ЛА з АГС для забезпечення заданої точності вимірювань.



Таблиця 3.2 - Максимальні значення похибок вимірювання досліджуваних параметрів АГС

Похибки вимірювання	Максимальне значення похибки вимірювання гравітаційної аномалії (Δg)	
	1 мГал	3 мГал
Шляхова швидкість v , м/с	0,05	0,15
Курс k , кут. хв.	1,43	3,0
Географічна широта φ , кут. хв.	0,5	1,
Висота h , м	3,3	10,0
Вертикальна швидкість $\Delta \dot{h}$, м/с	$0,5 \cdot 10^{-2}$	$1 \cdot 10^{-2}$
Шлях s , м	1,5	4,5
Похибка стабілізації осі чутливості гравіметра, кут.	5	15

3.3.2. Врахування похибок ДТГ АГС від переносної (відносно приладу) кутової швидкості обертання Землі

В [1, 4] наведено формули обчислення похибки від переносної (відносно гравіметра) кутової швидкості ω_z обертання Землі:

$$\Delta_3 = K_r \omega_3, \quad (3.8)$$

$$\delta_3 = \frac{\Delta_3}{\alpha_{кор}} \cdot 100\%, \quad (3.9)$$

де K_r – коефіцієнт передачі гравіметра; ω_3 – швидкість обертання Землі; $\alpha_{кор}$ – корисний сигнал гравіметра.

Вертикальна складова переносної кутової швидкості головної осі $xOyz$, зумовлена обертанням Землі і власним рухом ЛА:

$$\omega_z = \omega_3 \sin \varphi + \frac{v_y}{r} \operatorname{tg} \varphi; \quad (3.10)$$

$$v_y = r \dot{\lambda} \cos \varphi; \quad (3.11)$$

$$\frac{v_y}{r} \operatorname{tg} \varphi = \dot{\lambda} \sin \varphi; \quad (3.12)$$

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



Запишемо формулу (3.10) із урахуванням (3.12):

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi. \quad (3.13)$$

З урахуванням, що ЛА повертається навколо осі Oz з кутовою швидкістю \dot{k} у випадку руху:

$$\omega_z = (\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi + \dot{k}. \quad (3.14)$$

де k – курсовий кут у площині горизонту, що відлічується за рухом годинникової стрілки від напрямку на північ до повздовжньої осі об'єкта.

Запишемо формулу (3.8) із урахуванням (3.14):

$$\Delta_3 = K_r [(\omega_3 + \dot{\lambda}) \sin \varphi + \dot{k}] \quad (3.15)$$

За інтервал усереднення $(t_2 - t_1)$ отримаємо середнє значення абсолютної похибки $\bar{\Delta}_3$ [1, 4]:

$$\begin{aligned} (t_2 - t_1) \bar{\Delta} &= K_r [k(t_2) - k(t_1)] + \\ &+ K_r \int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin \varphi(t) dt + K_r \int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda} \sin \varphi(t) dt. \end{aligned} \quad (3.16)$$

Максимальне значення $K_r \omega_3 \sin \varphi = 2,92 \cdot 10^{-5}$ рад. Воно відповідає $\varphi = 90^\circ$ та швидкості обертання Землі $\omega_3 = 7,29 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ [1].

Похибка обчислення $K_r \omega_3 \sin \varphi$ при заданому K_r і сталому значенні ω_3 залежить від похибки визначення φ . Похибка визначення широти має бути меншою $0,5^\circ$, якщо похибка обчислення $K_r \omega_3 \sin \varphi$ не більше за $2,92 \cdot 10^{-7}$ рад (це складає 0,01 %) [1].

Якщо замінити $\int_{t_1}^{t_2} \sin \varphi(t) dt$ середнім значенням $\overline{\sin \varphi}$ для інтервалу усереднення $(t_2 - t_1)$, то похибка визначення широти не перевищить $0,5^\circ$. Середнє значення $\bar{\varphi}$ відповідає середині інтервалу $(t_2 - t_1)$ і $\overline{\sin \varphi}$ несуттєво відрізняється від $\sin \bar{\varphi}$ за умови, що польоти відбуваються зі сталою швидкістю [1]:

$$K_r \int_{t_1}^{t_2} \omega_3 \sin \varphi(t) dt = K_r \omega_3 \sin \bar{\varphi} (t_2 - t_1). \quad (3.17)$$

Під час руху ЛА у середніх широтах (при $\varphi = 65^\circ$ і $v_y = 234 \text{ м/с}$, $r = 6,4 \cdot 10^6 \text{ м}$)



чутливість АГС до похибок вимірювання широти максимальна. Отримаємо значення $\dot{\lambda}(t)\sin\varphi$ [1]:

$$\dot{\lambda}(t)\sin\varphi = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}. \quad (3.18)$$

Для коротких інтервалів часу, які можна вважати сталими, інтеграл від $\dot{\lambda}(t)$ і φ вибирається як середина інтервалу усереднення [1]:

$$K_r \int_{t_1}^{t_2} \dot{\lambda}(t)\sin\varphi(t)dt = K_r [\lambda(t_2) - \lambda(t_1)]\sin\bar{\varphi}. \quad (3.19)$$

Маршрут польоту під час випробувальної програми необхідно прокладати вздовж паралелі (значення широти є практично постійним і при розрахунках можна використовувати задане φ) або вздовж меридіана (можна застосовувати розкладання у ряд для відносно грубої апроксимації $\sin\bar{\varphi}$). Для обчислення $\bar{\varphi}$ при зведенні польотних даних необхідно вибирати середину інтервалу $(t_2 - t_1)$ [1].

Формула (3.8) має кінцевий вигляд:

$$\Delta_3 = K_{cr} \left(\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \omega_3 \sin\bar{\varphi} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1} \sin\bar{\varphi} \right). \quad (3.20)$$

Розрахуємо значення $\bar{\Delta}_3$ та $\bar{\delta}_3$, коли $\dot{k} = 0$ для $\varphi = 65^\circ$ і $v_y = 234$ м/с, $r = 6,4 \cdot 10^6$ м:

$$\bar{\Delta}_3 = 5,8 \cdot 10^{-5} \text{ рад} = 584 \text{ мГал},$$

$$\bar{\delta}_3 = 2,92 \cdot 10^{-2} \text{ \%}.$$

Можна зробити висновок, що похибка гравіметра $\bar{\Delta}_3 = 584$ мГал, спричинена переносною (відносно приладу) кутовою швидкістю обертання Землі ω_z дуже велика у порівнянні з іншими похибками. Для її врахування необхідно введення поправки в рівняння руху (3.20) АГС.

Рівняння руху АГС із гравіметром будь-якого типу необхідно записувати з врахуванням похибки від впливу ω_z [1]:



$$\begin{aligned} \overline{\Delta g} = & \frac{1}{S} \left\{ \frac{\alpha(t_2) - \alpha(t_1)}{t_2 - t_1} + \frac{K_r}{k_2} \left[\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1} \sin \bar{\varphi} + \omega_3 \sin \bar{\varphi} \right] \right\} + \\ & + \frac{\bar{V}^2}{r} \left\{ 1 - 2e \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \left(1 - \frac{\sin^2 \bar{k}}{2} \right) \right] \right\} + 2\bar{V}\omega_3 \sin \bar{k} \cos \bar{\varphi} - \\ & - 2\bar{h} \frac{e}{r} \bar{V} \cos \bar{k} \sin 2\bar{\varphi} + 2 \frac{\bar{\gamma}_0 \bar{h}}{r} + \omega_3^2 \cos^2 \bar{\varphi} \bar{h} - \ddot{\bar{h}} - \bar{\gamma}_0. \end{aligned} \quad (3.21)$$

Вплив похибки від ω_z , надзвичайно великий (584 мГал), тому поправку від впливу кутової швидкості обертання Землі треба обов'язково враховувати при аналізі роботи гравіметра. У відомих гравіметрах вплив цієї похибки не враховується. Тому можна вважати їх точність недостатньою.

Висновки до розділу 3

1. Обґрунтовано, що вибір власної частоти гравіметра рівною $0,1 \text{ с}^{-1}$ забезпечує відсутність впливу найбільших збурень (вертикального прискорення та інших прискорень, частота яких більша $0,1 \text{ с}^{-1}$) на роботу гравіметра АГС і відсутність необхідності використання додаткових електронних фільтрів.

2. Показано доцільність використання методу двоканальності для побудови гравіметра АГС, адже цей метод дозволяє компенсувати залишкові інструментальні похибки.

3. Проведено аналіз методичних похибок АГС, з якого сформульовано точнісні вимоги до компонентів АГС за умови, що точність вимірювань ПСТ 1–2 мГал.

4. Обґрунтовано важливість врахування поправки від впливу кутової швидкості обертання Землі (вона неприпустимо велика $\bar{\Delta}_3 = 584 \text{ мГал}$ у порівнянні з іншими похибками). Для її врахування необхідно обов'язкове введення відповідної поправки $\Delta_3 = K_{cr} \left(\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \omega_3 \sin \bar{\varphi} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1} \sin \bar{\varphi} \right)$

у рівняння руху АГС. Отримано кінцеве рівняння АГС з даною поправкою:



$$\begin{aligned} \overline{\Delta g} = & \frac{1}{S} \left\{ \frac{\alpha(t_2) - \alpha(t_1)}{t_2 - t_1} + \frac{K_r}{k_2} \left[\frac{k(t_2) - k(t_1)}{t_2 - t_1} + \frac{\lambda(t_2) - \lambda(t_1)}{t_2 - t_1} \sin \bar{\varphi} + \omega_3 \sin \bar{\varphi} \right] \right\} + \\ & + \frac{\bar{V}^2}{r} \left\{ 1 - 2e \left[1 - 2 \cos^2 \varphi \left(1 - \frac{\sin^2 \bar{k}}{2} \right) \right] \right\} + 2\bar{V} \omega_3 \sin \bar{k} \cos \bar{\varphi} - \\ & - 2\dot{h} \frac{e}{r} \bar{V} \cos \bar{k} \sin 2\bar{\varphi} + 2 \frac{\bar{\gamma}_0 \bar{h}}{r} + \omega_3^2 \cos^2 \bar{\varphi} \bar{h} - \ddot{h} - \bar{\gamma}_0. \end{aligned}$$



CHAPTER 4 / РОЗДІЛ 4
USE AS A SENSITIVE ELEMENT OF AGS OF THE NEW TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER
ВИКОРИСТАННЯ В ЯКОСТІ ЧУТЛИВОГО ЕЛЕМЕНТА АГС НОВОГО ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВІМЕТРА

З аналізу роботи сучасних гравіметрів, що застосовуються в АГС, можна зробити висновок, що всі вони мають свої недоліки та особливості застосування. Основним недоліком п'єзоелектричного гравіметра є його висока інерційність. Струнні гравіметри схильні до резонансів та часто мають нелінійну вихідну характеристику. Малопотужний вихідний сигнал є недоліком ємнісних гравіметрів, а його підсилення зменшує надійність системи. Точність таких гравіметрів складає близько 2-8 мГал, що є недостатнім в сучасних АГС. Саме тому є необхідність у розробці нових гравіметрів для АГС, що засновані на нових принципах роботи та мають принципово іншу будову [27].

Враховуючи недоліки існуючих гравіметрів, необхідно запропонувати та дослідити нову конструкцію гравіметра, що буде позбавлений вище зазначених недоліків відомих гравіметрів і матиме вищу точність у порівнянні з існуючими гравіметрами.

Запропоновано [27-31] новий трансформаторний гравіметр (ТрГ), який має значні переваги перед відомими гравіметрами: він має лінійну характеристику у широкому діапазоні роботи і має потужний вихідний сигнал порівняно з ємнісним гравіметром, у нього не така велика інерційність як у п'єзоелектричного гравіметра, він не схильний до резонансів як струнний гравіметр, дає змогу отримати уніфікований електричний сигнал, пропорційний до результатів вимірювань в аналоговій або цифровій формі та ін.

В основу нового ТрГ покладено трансформаторний перетворювач (ТрП), схему якого зображено на рисунку 4.1.



4.1. Трансформаторний перетворювач

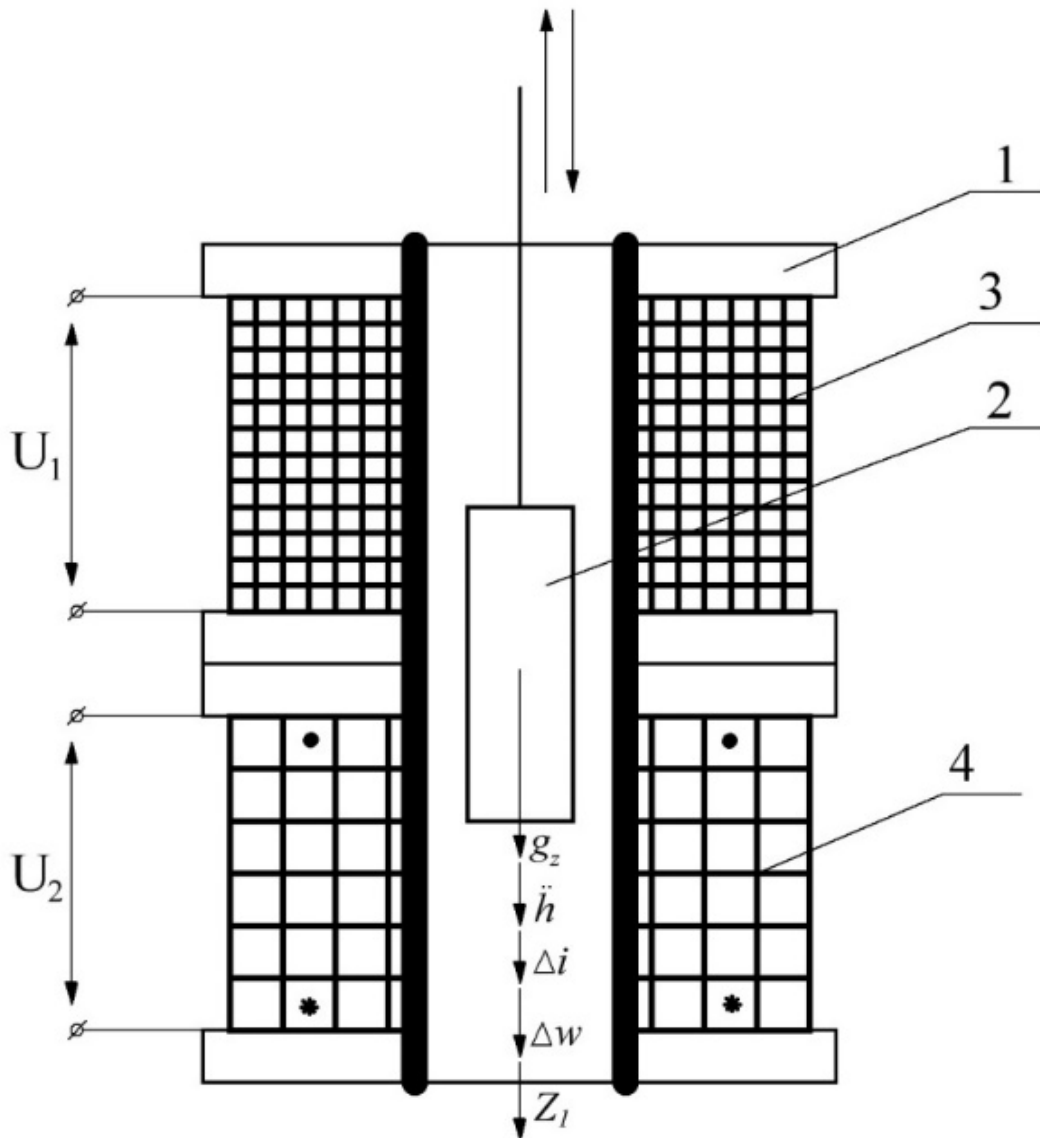


Рисунок 4.1 - Трансформаторний перетворювач, де 1 – магнітопровід, 2 – якір, 3 – обмотка збудження W_1 , 4 – вторинна обмотка W_2

ТрП містить чутливий елемент, який складається із магнітопроводу, рухомого якоря, первинної обмотки збудження та вторинної вихідної обмотки, яка має дві однакові секції.

Основним недоліком трансформаторного перетворювача є послідовно-узгоджене (початок-кінець однієї секції, початок-кінець іншої секції) підключення двох секцій вторинної обмотки 4 W_2 . Вихідна обмотка 4 W_2 є



суцільною. У результаті такого підключення дія горизонтальних прискорень буде викликати значні похибки вимірювання, при встановленні ТП на літальний апарат.

Під дією прискорення сили тяжіння g_z , яке діє вздовж осі чутливості трансформаторного перетворювача Oz , виникає сила тяжіння $G = mg_z$. Обмотка збудження 3 W_1 під'єднана до напруги U_1 і утворює електромагнітний потік збудження Φ_1 . Згідно закону електромагнітної індукції, цей потік наводить ЕРС E_2 в обмотці 4 W_2 . Під дією прискорення сили тяжіння якір 2 рухається у середині магнітопроводу 1 вниз і викликає зміну електромагнітного потоку Φ_1 . Тоді електрорушійна сила E_2 в обмотці 4 W_2 буде змінюватись пропорційно прискоренню сили тяжіння g_z : $E_2 = mg_z$. Вихідний електричний сигнал U_2 буде пропорційний g_z : $U_2 = mg_z$.

При дії зовнішнього електромагнітного потоку перешкоди (на рухомих об'єктах: літальних апаратах, надводних та підводних човнах виникають значні сторонні електромагнітні потоки), наводитиметься ЕРС E_n перешкоди у вихідній обмотці 4 W_2 : $E_2 = mg_z + E_n$. Відповідно, вихідний сигнал буде $U_2 = mg_z + U_n$.

Вертикальне прискорення \ddot{h} , при встановленні ТП на літаках, буде діяти вздовж осі чутливості ТрП, тоді: $E_2 = mg_z + m\ddot{h}$. Величина вертикального прискорення \ddot{h} у 10^3 разів перевищує значення g_z , тобто значення похибки значною мірою перевищує корисний сигнал.

4.2. Двоканальний трансформаторний гравіметр

Підвищення точності вимірювання ПСТ у новому трансформаторному гравіметрі (ТрГ) забезпечується шляхом вмикання двох секцій вторинної обмотки послідовно-зустрічно. Рухомий якір з'єднується з двигуном для



щосекундного послідовного опускання та піднімання якоря по магнітопроводу. Двигуном керує пристрій перемикачання, який підключено до джерела напруги управління, а вихідний сигнал з вторинної вихідної обмотки подається на вхід пристрою обчислення вихідного сигналу. В результаті отримується сигнал, що пропорційний подвоєному значенню прискорення сили тяжіння. Цей сигнал не має у своєму складі похибок від впливу вертикального прискорення ЛА, залишкових інструментальних похибок, залишкових похибок від проєкцій горизонтальних перехресних прискорень та похибок, спричинених впливом зовнішніх електромагнітних потоків. Це, в свою чергу, забезпечує підвищення точності вимірювань прискорення сили тяжіння.

При дії зовнішнього електромагнітного потоку перешкоди, цей потік буде наводити дві ЕРС перешкоди у двох секціях W_2 , які включено послідовно-зустрічно $E_{2П}$ та $-E'_{2П}$. Сумарно ці похибки компенсуються [56].

На рисунку 4.2 представлено конструкцію трансформаторного гравіметра та суть його роботи.

Чутливий елемент ТрГ, як і у трансформаторного перетворювача, складається із магнітопроводу 1, рухомого якоря 2, первинної обмотки 3 збудження та вторинної вихідної обмотки 4, яка має дві однакові секції. Рухомий якорь 2 з'єднано з двигуном 5, який щосекунди послідовно опускає якорь 2 вниз та вверх по магнітопроводу 1. Двигуном 5 керує пристрій перемикачання 6, який підключено до джерела 7 напруги управління. Вихідний сигнал з вторинної вихідної обмотки 4 подається на вхід пристрою 8 обчислення вихідного сигналу.

Принцип роботи ТрГ аналогічний до ТрП і полягає у зміні електромагнітного потоку збудження Φ_1 в обмотці збудження W_1 та відповідно двох ЕРС E_2 та $-E'_2$ у двох секціях обмотки W_2 під дією прискорення сили тяжіння g_Z . Під дією сили тяжіння якорь 2 рухається в середині магнітопроводу 1 вниз і викликає зміну електромагнітного потоку Φ_1 та відповідно E_2 та $-E'_2$.

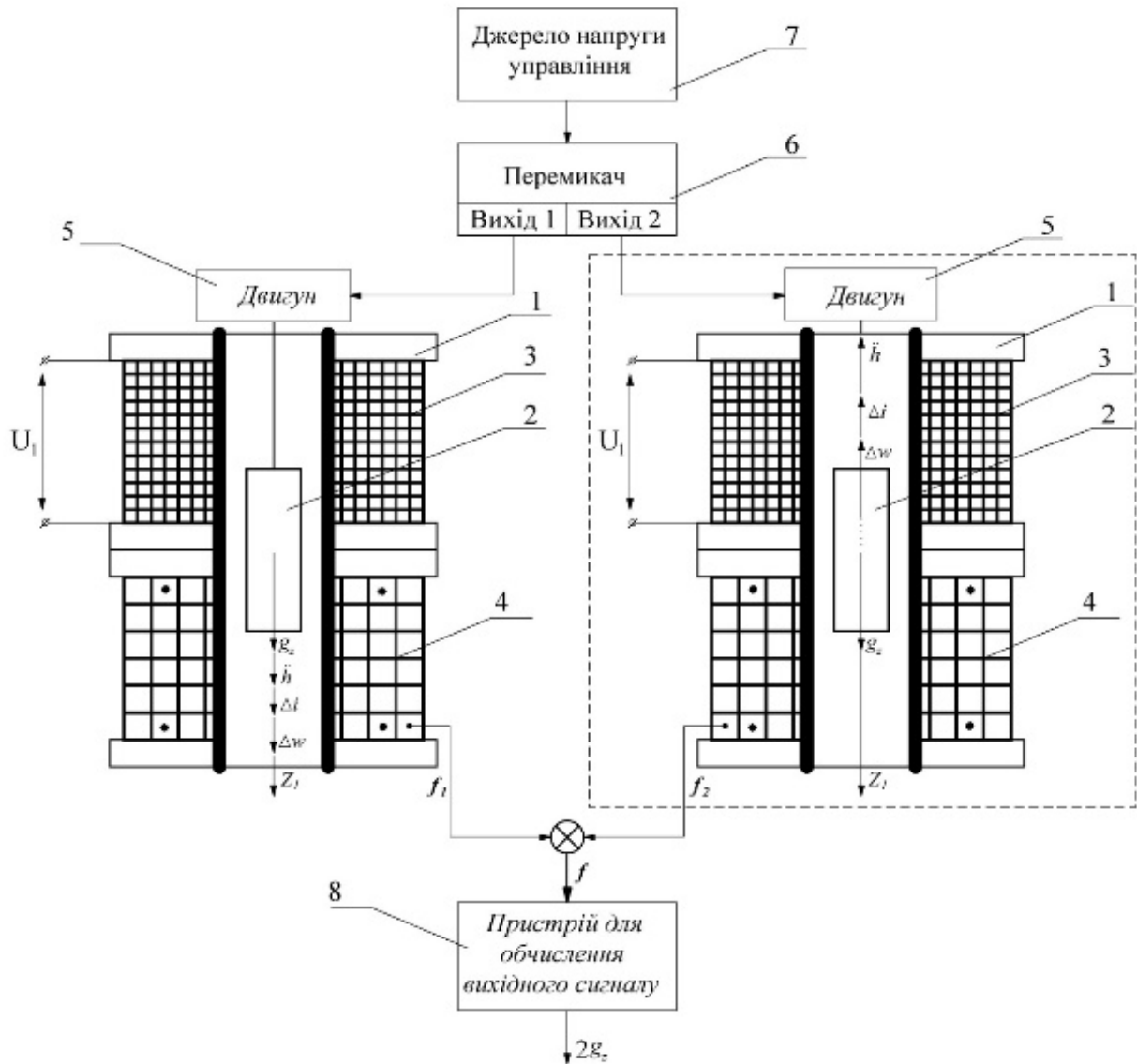


Рисунок 4.2 - Двоканальний трансформаторний гравіметр: 1 – магнітопровід, 2 – рухомий ярко, 3 – обмотка збудження W_1 , 4 – вторинна обмотка W_2 , 5 – двигун, 6 – перемикаючий пристрій, 7 – джерело напруги управління, 8 – пристрій обчислення вихідного сигналу

У точці електромагнітної симетрії ТрГ отримаємо $E_2 = |-E'_2|$ і вихідний сигнал $U_2 = 0$.

При зміщенні ярка 2 відносно точки симетрії вниз (рисунок 4.2) або вгору (рисунок 4.2, обведено пунктиром) $E_2 \neq |-E'_2|$, вихідний сигнал гравіметра буде пропорційний:

$$U_2 \equiv |E_2 - E'_2| \equiv mg_z \quad (4.1)$$



У ТрГ пристрій-перемикач (ПП) 6, який живиться від джерела напруги управління 7, через рівні інтервали часу в 1 с перемикає подачу вертикального руху якоря 2 вниз (рисунок 4.2) та вгору (рисунок 4.2, обведено пунктиром) через двигун 5.

При подачі від ПП 6 імпульсу руху вниз якорю 2, вихідний сигнал f_1 чутливого елементу подається у пристрій обчислення вихідного сигналу 8. Через 1с подається імпульс руху вгору якорю 2 і до пристрою обчислення вихідного сигналу 8 надходить сигнал f_2 .

У пристрої обчислення вихідного сигналу 7 формується кінцевий вихідний сигнал:

$$f = f_1 + f_2 = g_z + \ddot{h} + \Delta i + \Delta w + g_z - \ddot{h} - \Delta i - \Delta w = 2g_z, \quad (4.2)$$

де $f_1 = g_z + \ddot{h} + \Delta i + \Delta w$ – вихідний сигнал при русі якоря 2 вниз; $f_2 = g_z - \ddot{h} - \Delta i - \Delta w$ – вихідний сигнал при русі якоря 2 вгору; \ddot{h} – вертикальне прискорення літака; Δi – залишкові інструментальні похибки; Δw – залишкові похибки від впливу проєкцій горизонтальних перехресних прискорень на вісь чутливості винаходу.

Тобто, у пристрої 8 обчислення вихідного сигналу ТрГ формується вихідний сигнал, який рівний подвоєному значенню $2g_z$. На відміну від трансформаторного перетворювача, у вихідному сигналі ТрГ відсутні такі похибки вимірювань, які спричинені впливом вертикального прискорення \ddot{h} , залишкові інструментальні похибки Δi та залишкові похибки від впливу горизонтальних перехресних прискорень Δw . Таким чином, показано, що ТрГ має більшу точність порівняно з відомими гравіметрами. Вплив зовнішніх електромагнітних потоків перешкоди, яких є значним на ЛА, в ТрГ також скасовується завдяки зустрічному з'єднанню вторинних обмоток (на відміну від трансформаторного перетворювача, де цей вплив значний і не знешкоджується).

Подвоєний сигнал ТрГ входить до складу вихідного сигналу АГС.



4.3. Різновиди трансформаторного гравіметра

Відомі наступні різновиди трансформаторного гравіметра [56]:

1. ТрП з рухомим якорем;
2. ТрП з рухомим ротором;
3. ТрП з рухомою рамкою.

Розглянемо всі різновиди.

4.3.1. ТрП з рухомим якорем

В свою чергу ТрП з рухомим якорем поділяються на три основних типи: з Ш-подібним статором (представлено на рисунку 4.3), двокоординатні (представлено на рисунку 4.4) або чотири полюсні та багатопольюсні, соленоїдні або плунжерні (представлено на рисунку 4.5) [56].

ТрП з Ш-подібним статором

Представлено на рисунку 4.3.

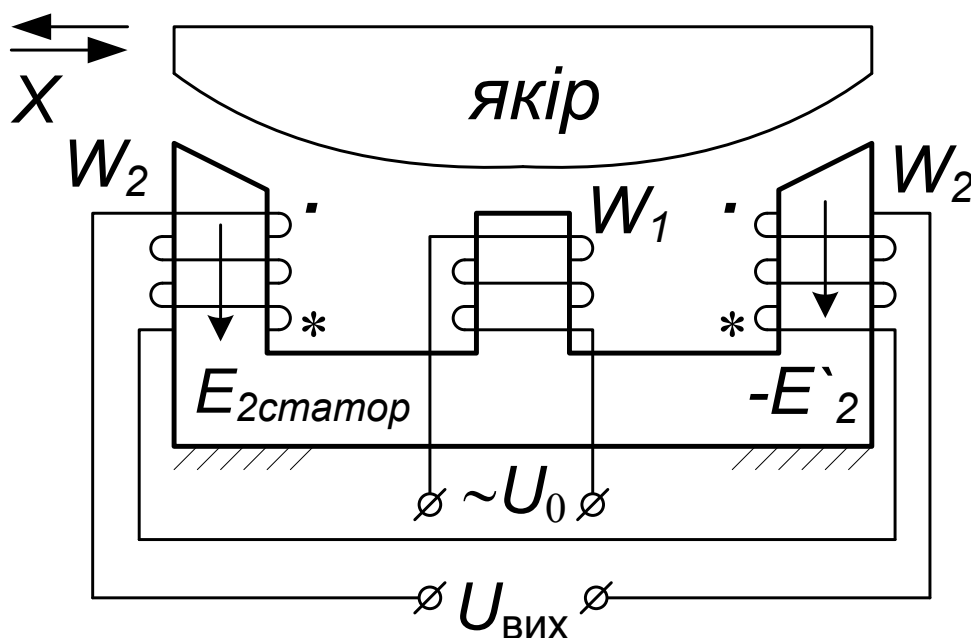


Рисунок 4.3 - ТрП з Ш-подібним статором, диференційний по напрузі [56]



Принцип дії

ТрП – це нерухомий магнітопровід (статор), рухомий якір і дві обмотки на статорі W_1 і W_2 . Первинна або збудження W_1 і вторинна або вихідна (сигнальна) W_2 . Трансформаторний метод перетворення полягає в зміні вихідного сигналу в залежності від переміщення рухомого елемента – якоря (лінійного x чи кутового переміщення φ).

Магнітопровід (статор) має Ш-подібну форму. Якір виконується у вигляді магнітопровідного сектору або сегменту без обмоток. Обмотка W_1 підключається до джерела живлення змінної напруги $\sim U_0$ і створює змінний магнітний потік збудження $\sim \Phi_1$, який, відповідно до закону електромагнітної індукції наводить ЕРС в двох секціях вторинної обмотки W_2 , які з'єднані послідовно-зустрічно.

При середньому положенні якоря ці ЕРС рівні і протилежно направлені. При цьому $U_{\text{вих}} = E_2 - E'_2 \approx 0$.

При зміщенні якоря на величину x або φ дві ЕРС в обмотках будуть не рівні, $U_{\text{вих}} \neq 0$ і буде пропорційна зміщенню якоря x або φ .

При дії зовнішнього магнітного потоку перешкоди він наводить ЕРС перешкоди рівні та протилежно направлені в двох секціях обмотки W_2 і результуюча ЕРС=0. Тому такій схемі включення (як на рисунку 4.3) на практиці віддають перевагу (можливе інше включення обмоток: W_2 розташовано на середньому стрижні статора, а дві секції обмотки W_1 , які включені послідовно узгоджено, - на крайніх стрижнях магнітопровода; при дії зовнішнього магнітного потоку перешкоди він наводить ЕРС перешкоди прямо в вихідній обмотці W_2 , що не припустимо; ця схема включення не використовується).

Двокоординатний ТрП (представлено на рисунку 4.4)

На практиці використовується двокоординатний ТрП для вимірювання переміщення якоря в двох взаємо-перпендикулярних напрямках.

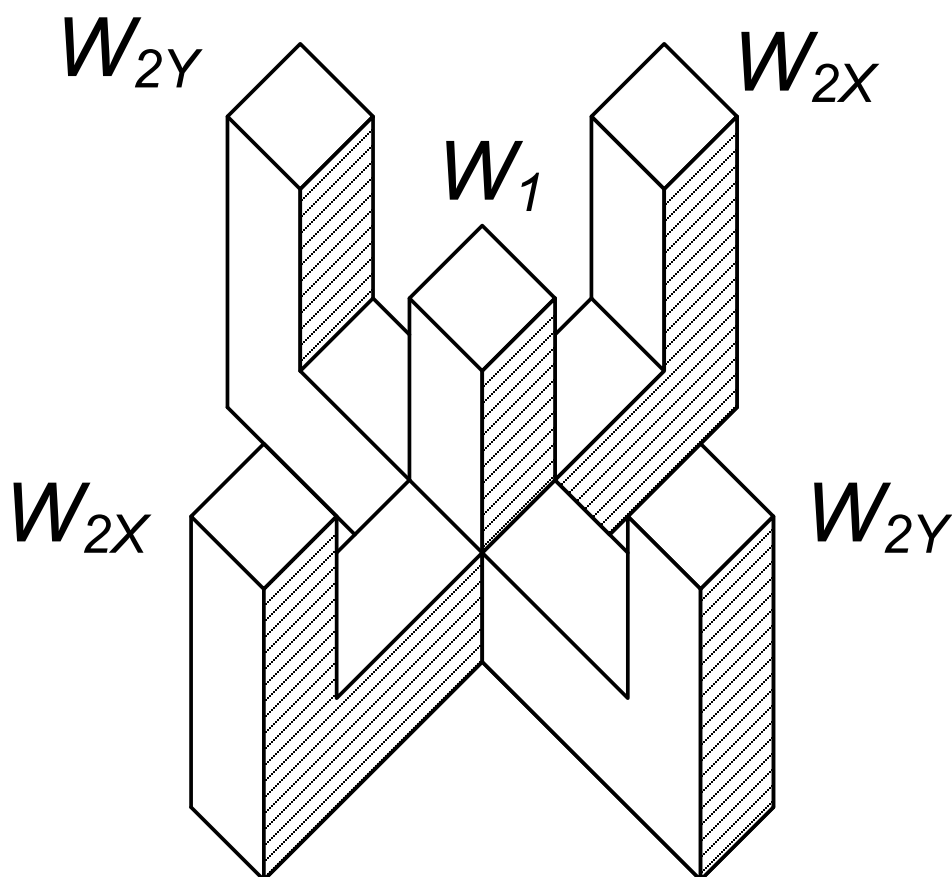


Рисунок 4.4 - Двокоординатний ТрП [56]

Двокоординатний ТрП називають 4 полюсним. Використовують у промисловості [6, 12 та інш.] - полюсні ТрП.

ТрП соленоїдного типу (плунжерний)

При необхідності вимірювань великих лінійних переміщень використовують ТрП соленоїдного типу (рисунок 4.6). У даній лабораторній роботі по дослідженню характеристик ТрП використовується саме ця конструкція.

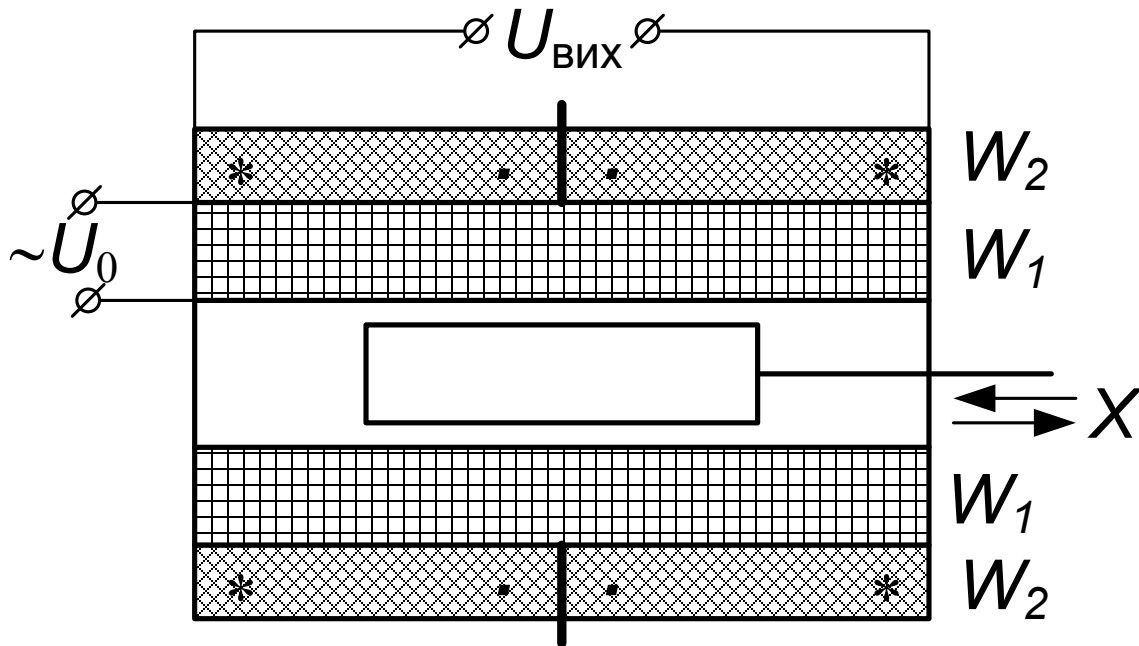


Рисунок 4.6 - ТрП соленоїдного типу (плунжерний) [56]

Підключення обмоток W_1 і W_2 таке ж, як і на рисунку 4.6. Принцип дії ТрП соленоїдного типу такий же, як і принцип дії ТрП з рухомих якорем на рисунку 4.6.

4.3.2. ТрП з рухомих ротором

Вихідна обмотка W_2 виконується у вигляді рамки, жорстко змонтованої на роторі (рисунку 4.7), який виконано у вигляді циліндра, що може обертатись у кільцевому зазорі магнітопроводу [56].

Обмотка збудження W_1 підключена до змінної напруги живлення U_0 і створює змінний магнітний потік збудження $\Phi_1(t)$, який наводить ЕРС в обмотці W_2 .

Ротор жорстко пов'язаний з попереднім рухомих елементом вимірювальної системи (наприклад, з ротором гіроскопа).

Якщо ротор з рамкою займе горизонтальне положення, потокощеплення магнітного потоку $\Phi_1(t)$ з витками рамки W_2 буде мінімальним і наведена ЕРС в W_2 $E_2=0$ (відповідає положенню точки 1 на рисунку 4.7).

Якщо рамка W_1 займе перпендикулярне положення, потокощеплення



магнітного потоку $\Phi_1(t)$ з витками рамки W_2 буде максимальним (відповідає положенню точки 2 або точки 3 на рисунку 4.7).

З рисунку 4.7 видно, що наведена ЕРС E_2 може знаходитись в області від'ємних (точка 3) і в області позитивних значень (точка 2).

Якщо необхідно щоб E_2 знаходилась тільки в області позитивних значень, то на статорі розташовується додаткова обмотка W_3 , яка послідовно поєднується з обмоткою W_2 (чим забезпечується W_2+W_3). Тим самим число витків збільшується (W_2+W_3). Коефіцієнт трансформації $K_w = \frac{W_2+W_3}{W_1}$ збільшується. І графік характеристики ТрП E_2+E_3 переміщується в область позитивних значень (рисунок 4.7).

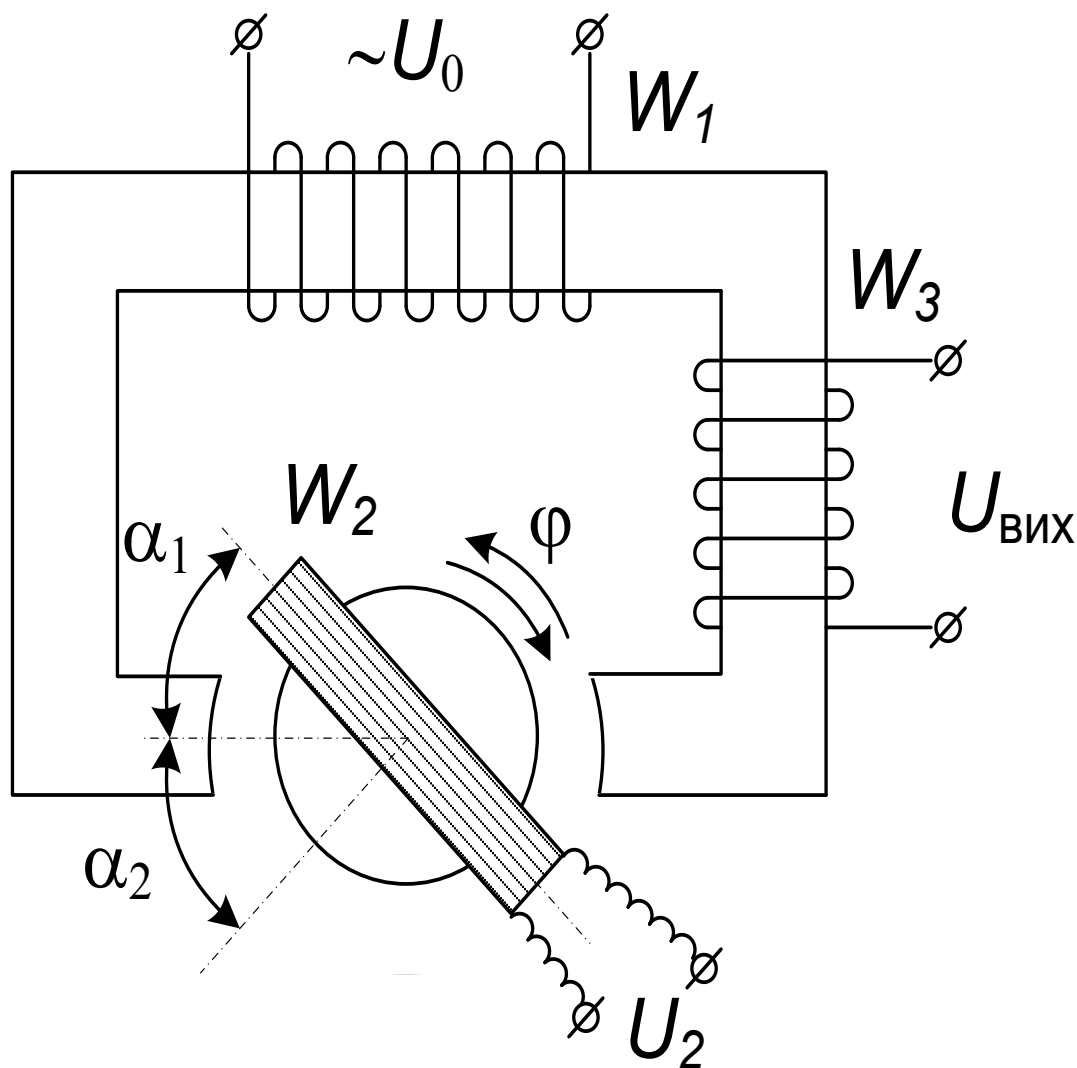


Рисунок 4.7 - ТрП з рухомих ротором [56]

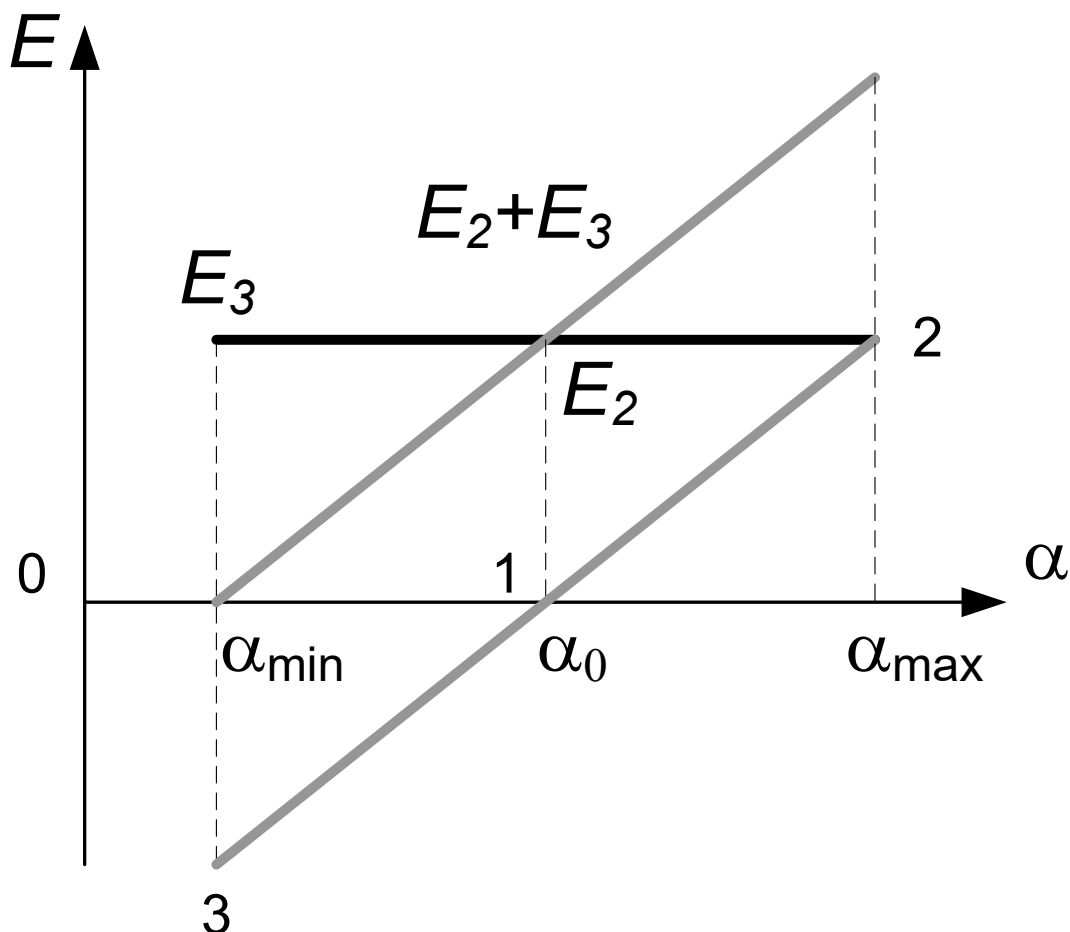


Рисунок 4.8 - Графік залежності ТрП з рухомим ротором [56]

4.3.3. ТП з рухомою рамкою

ТП з рухомою рамкою наведений на рисунку 4.10. Обмотка W_2 виконана в вигляді рамки, яка переміщується в зазорі пропорційно вхідній механічній величині x . Обмотка W_1 підключена до змінної напруги U_0 і створює змінний магнітний потік збурення $\Phi_1(t)$, який наводить ЕРС в двох секціях обмотки W_2 , з'єднаних послідовно-зустрічно [56].

При симетричному положенні рамки відносно магнітопроводу, коли переміщення її $x=0$, вихідний сигнал з рамки W_2 буде дорівнювати $E_2-E_1=0$.

У випадку, коли рамка W_2 зміщується на величину x відносно осі симетрії магнітопроводу, вихідний сигнал з рамки W_2 буде дорівнювати $E_2-E_1 \neq 0$,
 $U_{\text{вих}} \neq 0 \equiv x$.

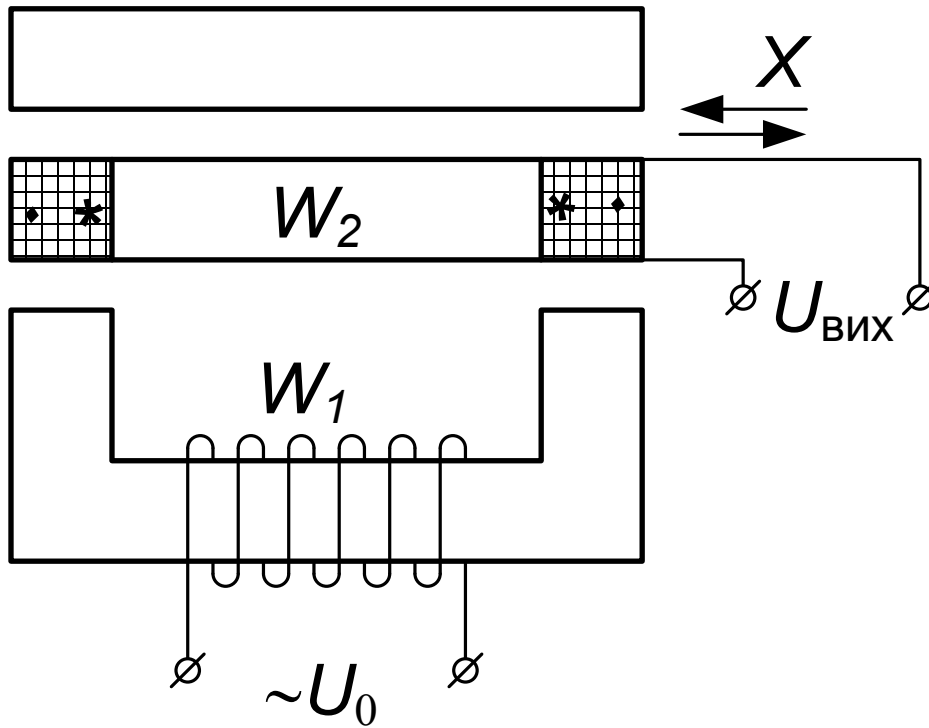


Рисунок 4.9 - ТрП з рухомою рамкою і розподіленою вихідною обмоткою W_2 [56]

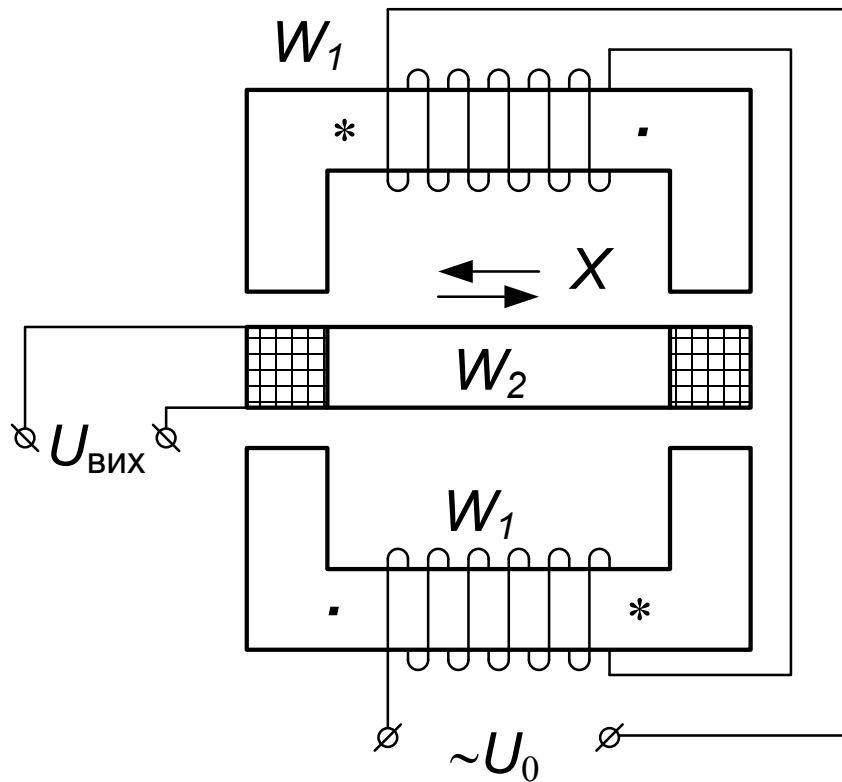


Рисунок 4.10 - ТрП з рухомою рамкою і розподіленою обмоткою живлення W_1 [56]



Різновидів конструкцій ТрП з рухомою рамкою багато (наприклад, на риунку 4.10 зображено конструкцію з розподіленою обмоткою живлення).

4.4. Основи розрахунку ТрП

Використовуючи закон електромагнітної індукції в формі Максвела, отримаємо [56]:

$$\psi = W_2 \Phi_1(t) f(\varphi), \quad (4.3)$$

де $f[\varphi(t)]$.

Вихідний сигнал ТрП

$$U_2 = -\frac{d\psi}{dt}, \quad (4.4)$$

$$\text{або } U_2 = -\left[\underbrace{\frac{d\Phi_1(t)}{dt} W_2 f(\varphi)}_I + \underbrace{\Phi_1(t) W_2 \frac{d}{d\varphi} f(\varphi) \frac{d\varphi}{dt}}_{II} \right], \quad (4.5)$$

де I – ЕРС трансформації – корисний сигнал, II – ЕРС «різання» або похибка, яку необхідно будь-якими методами скасувати.

Вихідна напруга ТрП [56]

$$U_2 = K_W K_X U_1, \quad (4.6)$$

де K_W - коефіцієнт трансформації,

$$K_W = \frac{W_2}{W_1}; \quad (4.7)$$

K_X - коефіцієнт, який визначається геометрією магнітної системи та величиною переміщення рухомого елемента конструкції ТрП

$$K_X = \frac{G_1 - G_2}{G_1 + G_2} = \frac{\frac{Q}{\delta_1} - \frac{Q}{\delta_2}}{\frac{Q}{\delta_1} + \frac{Q}{\delta_2}} = \frac{Q\delta_2 - Q\delta_1}{\delta_1\delta_2} = \frac{\delta_2 - \delta_1}{\delta_2 + \delta_1}; \quad (4.8)$$

U_1 - напруга збудження;

G_1 і G_2 – провідності зазорів магнітопровода ТрП, що змінюються при переміщенні якоря (рисунок 4.11).

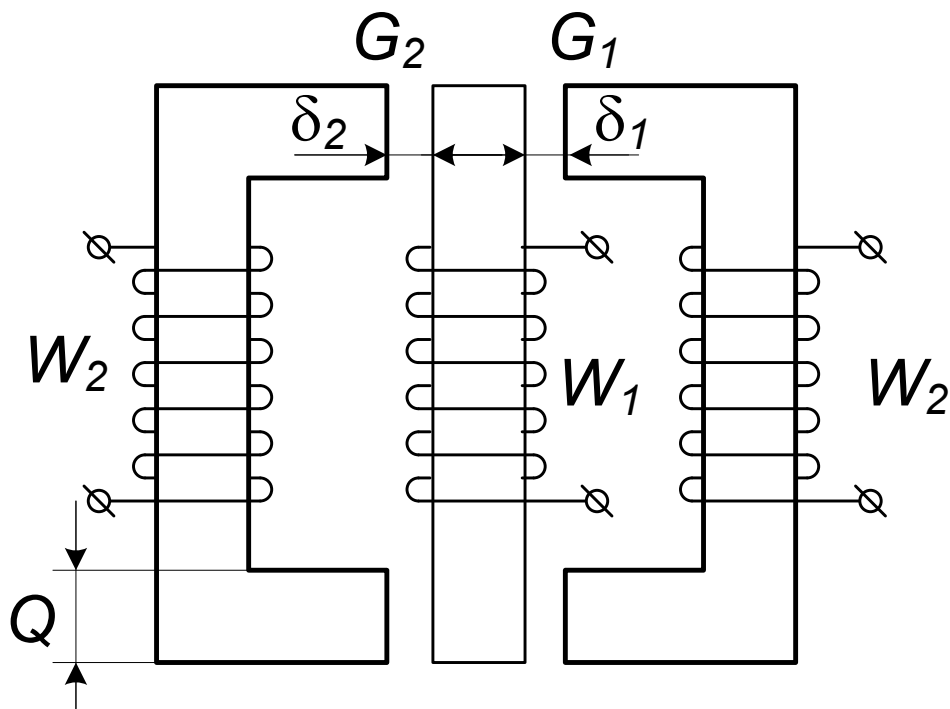


Рисунок 4.11 - Геометрія магнітної системи ТрП [56]

Врахуємо, що $G_{1,2} = \frac{Q}{\delta_{1,2}}$. (4.9)

Тоді

$$K_x = \frac{\delta_2 - \delta_1}{\delta_2 + \delta_1} = \frac{x}{\delta_0}, \quad (4.10)$$

де

$$\delta_1 = \delta_0 - x, \quad \delta_2 = \delta_0 + x. \quad (4.11)$$

Пояснимо отримання формули (4.11):

$$G_1 - G_2 = \frac{Q}{\delta_0 - x} - \frac{Q}{\delta_0 + x} = \frac{Q \cdot 2x}{\delta_0^2 - x^2},$$

$$G_1 + G_2 = \frac{Q}{\delta_0 - x} + \frac{Q}{\delta_0 + x} = \frac{Q \cdot 2\delta_0}{\delta_0^2 - x^2},$$

При підстановці цих значень в формулу (4.10) отримаємо $K_x = \frac{x}{\delta_0}$.

Напряга збудження

$$U_1 = I_1 \omega \mu_0 W_1^2 G. \quad (4.12)$$

де μ_0 - магнітна проникність вакууму.



Провідність зазорів для потоку обмотки збудження W_1 [56]

$$G = k(G_1 + G_2). \quad (4.13)$$

Кутова частота струму джерела живлення.

$$\omega = 2\pi f. \quad (4.14)$$

Після підстановок формул (2.10-2.12) у формулу (2.4) отримаємо знаходження вихідної напруги прийме вигляд [56]

$$U_2 = K\mu_0 I_1 \omega W_1 W_2 (G_1 - G_2) \quad (4.15)$$

Площа поперечного перерізу полюсного наконечника (рисунок 4.11) розраховується

$$Q \geq \frac{U_1 \cdot 10^8}{4,44 B W_1 f}, \quad (4.17)$$

де B - амплітудне значення магнітної індукції.

За звичай, частота напруги живлення складає $f = 50 \text{Гц} \div 50 \text{кГц}$.

У різновидах ТрП з Ш-подібним статором і зміною зазору величина $\delta = 0,15 \div 0,30$ мм (для ТрП соленоїдного типу $\delta = 3 \div 30$ мм і більше).

Використовуються спеціальні матеріали магнітопроводів ТрП [56]: феррити, які мають магнітну проникненість 100...2000 Гн/м, гарну температурну стабільність; шихтовані електротехнічні сталі; пермалі і деякі інші матеріали.

Висновки до розділу 4

1. Надано принцип дії трансформаторного перетворювача в якості гравіметра.
2. Обґрунтовано, що використання нового двоканалного трансформаторного гравіметра забезпечує необхідне підвищення точності АГС.
3. Надано основні різновиди трансформаторного гравіметра.
4. Викладено основи розрахунку трансформаторного гравіметра.



CHAPTER 5 / РОЗДІЛ 5

SIMULATION OF THE INFLUENCE OF DISTURBANCE PARAMETERS ON THE OPERATION OF A TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER

МОДЕЛЮВАННЯ ВПЛИВУ ПАРАМЕТРІВ ЗБУРЕНЬ НА РОБОТУ ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВІМЕТРА

В аналізованій літературі [5-26 та ін.] відсутня інформація щодо дослідження та моделювання впливу параметрів збурюючої дії на роботу ДТГ за допомогою ЕОМ. Тому, **метою** п'ятого розділу й буде вирішення даного питання.

Задачі розділу: розробити програмне забезпечення та з його допомогою дослідити вплив частот ω , амплітуд w_a, w_b , та коефіцієнту демпфування збурюючих дій для найнесприятливіших резонансних випадків: $\omega = \omega_0$, $\omega = 2\omega_0$, $2\omega = \omega_0$, $\omega = 3\omega_0$, $3\omega = \omega_0$, де ω_0 – частота власних коливань ДТГ. За допомогою моделювання уточнити коефіцієнт пружності складчастого підвісу

Вирішення поставлених задач відображено у публікаціях авторів [27-31 та ін.].

5.1. Дослідження стійкості двоканального трансформаторного 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 [27-31].

Стійкість систем автоматичного керування (САК) або, як у нашому випадку, стійкість ДТГ – це здатність системи не допускати нескінченного відхилення регульованої величини від заданого значення при будь-якому реальному збуренні.

Досліджувана система є нелінійною, як і більшість систем у природі та техніці. Однак, оскільки нелінійність є незначною, то припустимо, що функція



передачі ДТГ носить лінійний характер.

У параграфі 2.7. даної роботи було отримано загальне передатне відношення системи (2.37). Поділимо (2.37) на m та введемо змінні $\omega_0 = \sqrt{k/m}$, $2\xi\omega_0 = n/m$. Тоді рівняння (2.37) матиме вигляд:

$$W_{ДТГ}(p) = \frac{K_{ДТГ}}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2}. \quad (5.1)$$

$$W_{дег}(p) = \frac{K_{дег}}{p^2 + 2\xi\omega_0 p + \omega_0^2} = \frac{K_{дег}}{p^2 + 2 \cdot 0,1 \cdot \xi p + 0,1^2} \quad (5.2)$$

Значення $\omega_0 = 0.1$ рад/с – власна частота ДТГ, а ξ – коефіцієнт демпфування $\xi = 0.705$, $K_{дег} = 0,4$ [53, 54]:

Отже, отримано рівняння коливального процесу інерційної маси.

$$W_{дег}(p) = \frac{0,4}{p^2 + 2 \cdot 0,1 \cdot 0,705 p + 0,1^2}. \quad (5.3)$$

А передатна функція прямого перетворення сигналу ПСТ у напругу матиме вигляд:

$$W_{дег}(p) = \frac{0,4}{0,01(100p^2 + 14p + 1)} = \frac{40}{100p^2 + 14p + 1}. \quad (5.4)$$

У стійкої системи ДТГ при будь-якому реальному збуренні на неї регульована величина при перехідному процесі не буде нескінченно відхилятися від заданого значення. Існує багато критеріїв стійкості, як аналітичних, так і графічних. Найпоширенішими є критерії Найквіста та Гурвіца. Тому саме за цими критеріями оцінимо стійкість системи ДТГ.

5.1.1. Стійкість системи за критерієм Гурвіца

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 ДТГ:

$$D(p) = T^2 p^2 + 2 \cdot \xi \cdot T \cdot p + (1 + K_{\text{дег}}) = 100 p^2 + 14 p + (1 + 40) \quad (5.5)$$

Критерій стійкості Гурвіца: для того щоб 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 [61].

Таким чином, необхідною і достатньою умовою стійкості для системи другого порядку є додатність коефіцієнтів характеристичного рівняння. В нашій системі спостерігаємо наступне:

$$\begin{aligned} a_0 &= T^2 = 100 > 0 \\ a_1 &= 2 \cdot \xi \cdot T = 14 > 0 \\ a_2 &= 1 + K = 40 > 0 \end{aligned} \quad (5.6)$$

Отже, робимо висновок, що за критерієм стійкості Гурвіца, система ДТГ є стійкою.

5.1.2. Стійкість за критерієм Найквіста

Для дослідження ДТГ на стійкість за критерієм Найквіста використаємо передатну функцію ДТГ:

$$W_{\text{дег}}(p) = \frac{40}{100 p^2 + 14 p + 1}.$$

У рівність підставимо $p = j\omega$ та отримаємо частотну функцію передачі ДТГ:

$$W(j\omega) = \frac{40}{-100\omega^2 + 14j\omega + 1} = \frac{40(1 - 100\omega^2 + 14j\omega)}{(1 - 100\omega^2)^2 + j(-14\omega)^2} = X(\omega) + jY(\omega), \quad (5.7)$$

де $X(\omega), Y(\omega)$ — дійсна та уявна частини частотної функції передачі ДТГ відповідно.



Виділимо із рівності (5.7) дійсну та уявну частину і знайдемо точку перетину амплітудно-фазової характеристики (АФХ) дійсну вісь $X(\omega)$:

$$\begin{cases} X(\omega) = \frac{40(1-100\omega^2)}{(1-100\omega^2)^2 + j(-14\omega)^2}; \\ Y(\omega) = \frac{40 \cdot 14\omega}{(1-100\omega^2)^2 + j(-14\omega)^2}; \\ X(0) = 40. \end{cases} \quad (5.8)$$

На основі розрахованих даних будуюмо АФХ (рисунку 5.2) в програмному середовищі MatLab (годограф Найквіста).

Для того, щоб система ДТГ була стійкою необхідно та достатньо, щоб годограф Найквіста не охоплював точку з координатами $(-1 ; j0)$. Як бачимо з рисунка 4.1, точка не охоплена, отже, система ДТГ стійка.

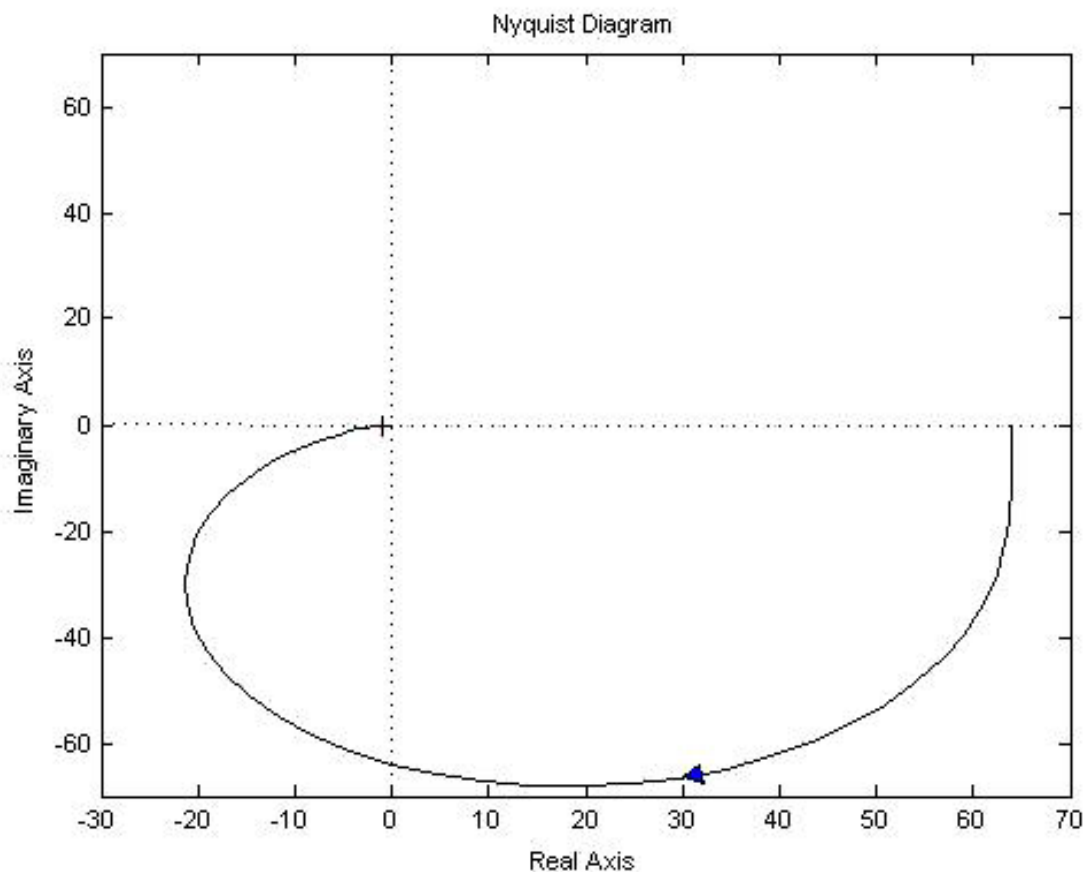


Рисунок 5.2 - Амплітудно-фазова характеристика ДТГ



5.2. Розробка програми на ЕОМ для моделювання роботи двоканального трансформаторного гравіметра під дією зовнішніх збурень

У параграфі 2.3. даної роботи було отримано рівняння (2.26) типу Мат'є - Хілла, із врахуванням залишкових похибок від впливів інструментальних похибок та \ddot{h} , яке є зручним для моделювання на ЕОМ [62]

$$m\ddot{x} + \dot{x}[2n - L \sin(\omega t + \varepsilon)] + \omega_0^2 x = N \sin \omega t, \quad (5.9)$$

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

Вважаємо в (5.9), що $M(t) = 2n - L \sin(\omega t + \varepsilon)$, а $D(t) = \omega_0^2$ тоді:

$$\ddot{x} + \dot{x}M(t) + D(t)x = 0, \quad (5.10)$$

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

Рівняння (5.10) без зміни характеристичних показників можна призвести до аналогічного, де $M(t) = \text{const}$.

Нехай

$$\int_0^t M(t_1) dt_1 = \Psi t + M_1(t), \quad (5.11)$$

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

Після всіх математичних перетворень (5.11) рівняння руху ДТГ можна записати у вигляді:

$$\ddot{x}' + 2\xi\omega_0\dot{x}' + (\omega_0^2 + v_1 w_b \sin \omega t)x' = 0,005w_a \sin \omega t, \quad (5.12)$$

$$\text{де } v_1 = \frac{v_0}{w_b}.$$

Таким чином, отримано рівняння (5.12) типу Мат'є - Хілла, з врахуванням залишкових помилок від впливу інструментальних помилок та \ddot{h} , яке є зручним для моделювання на ЕВМ [1, 9, 10].

Розроблено програмне забезпечення для моделювання роботи ДТГ під дією зовнішніх збурень у програмній середовищі C#. Microsoft Research (при



фірмі Microsoft).

Синтаксис C# близький до C++ та Java. Мова має сувору статичну типізацію, підтримує поліморфізм, перевантаження операторів, указівники на функції-члени класів, атрибути, події, властивості, винятки, коментарі у форматі XML. Переїнявши багато від своїх попередників — мов C++, Delphi, Модула і Smalltalk — C#, спираючись на практику їх використання, виключає деякі моделі, що зарекомендували себе як проблематичні при розробці програмних систем, наприклад, множинне спадкування класів (на відміну від C++) [63].

5.2.1. Опис структури та інтерфейсу розробленого програмного забезпечення

Програмний продукт складається із одного робочого вікна (рисунок 5.3), в якому задаються параметри для моделювання та відображаються його результати у вигляді таблиці та графіків.

В таблиці 5.1. приведемо всі параметри, які фігурують у розрахунках та інтерфейсі програми.

Після введення даних у відповідні поля програми, для розрахунку (або перерахунку) необхідно натиснути на кнопку «Обрахувати» - графіки зміняться. Щоб отримати числові значення екстремумів слід натиснути на кнопку «Таблиця екстремумів». Вікно програми розшириться (рисунок 5.4) і з правого боку з'явиться необхідна таблиця а також, схематичне зображення структури ДТГ.

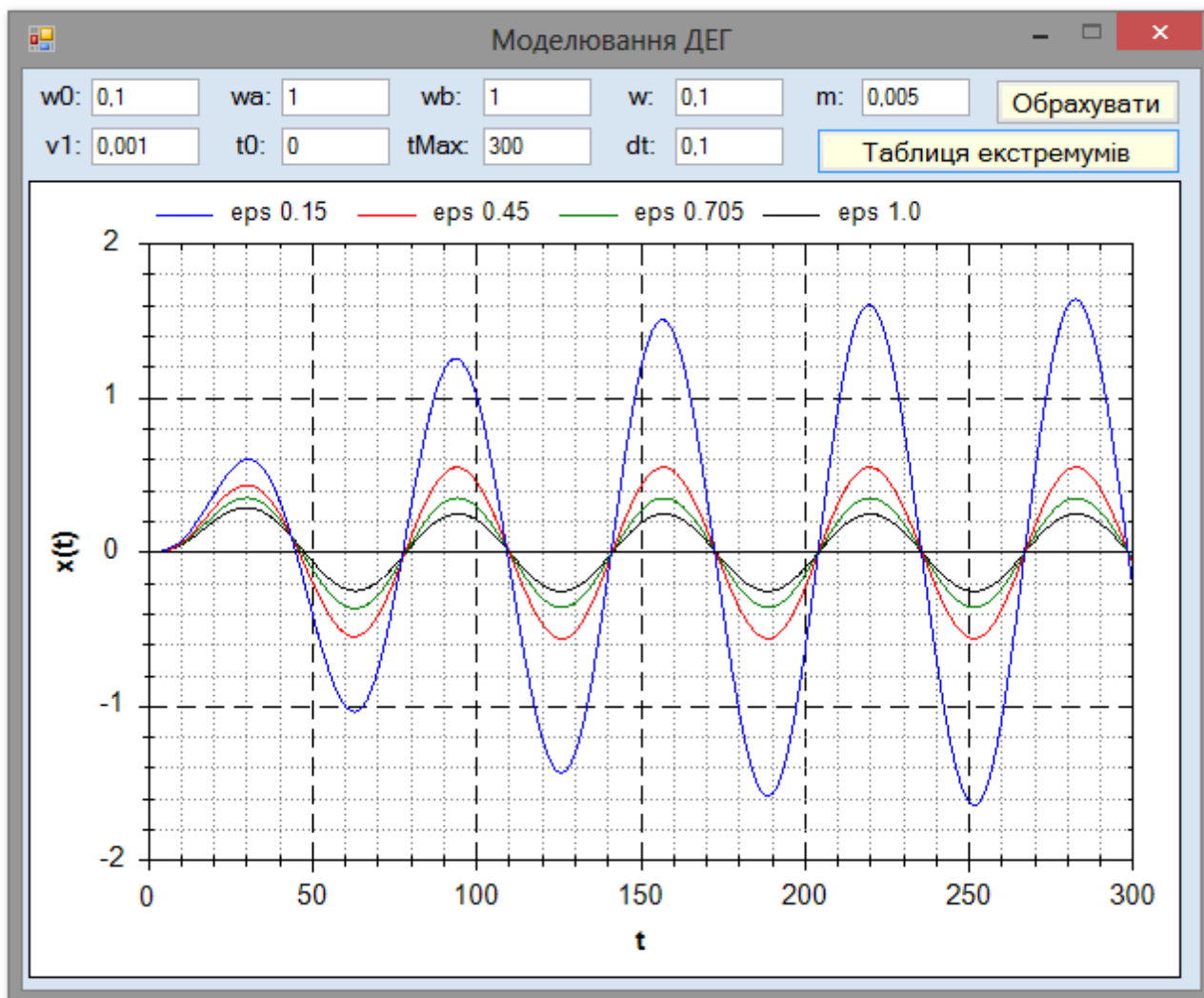


Рисунок 5.3 - Інтерфейс програми на ЕОМ для моделювання роботи ДТГ під дією зовнішніх збурень

Таблиця 5.1 - Список використаних параметрів

№ п/п	Умовне позначення	Назва
1	ξ (eps)	Коефіцієнт демпфування ДТГ
2	w	Частота коливань
3	w0	Власна частота ДТГ
4	w _a	Амплітуда збурюючого впливу по осі Oz
5	w _b	Амплітуда збурюючого впливу по осі Oy
6	t0	Початковий час
7	tmax	Межа інтегрування (кінцевий час)
8	dt	Крок інтегрування
9	m	Маса чутливого елемента ДТГ

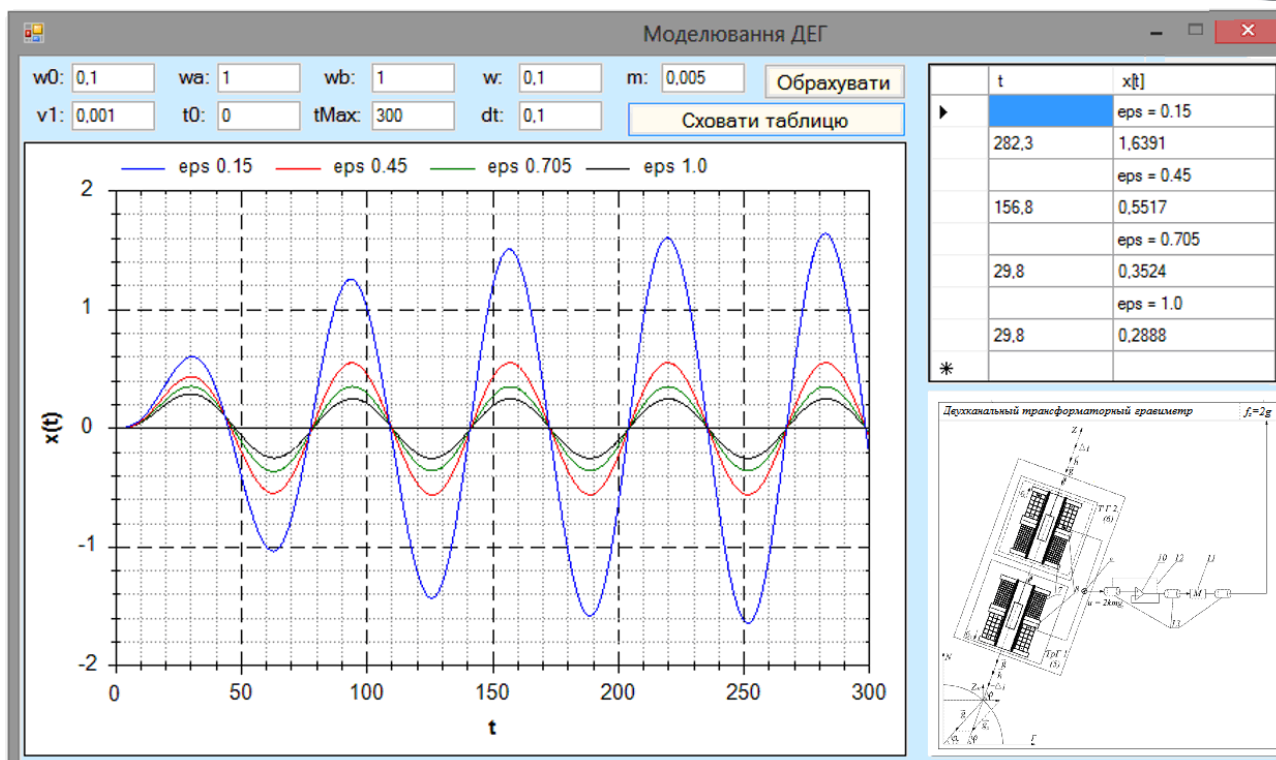


Рисунок 5.4 - Розширений інтерфейс програми на ЕОМ для моделювання роботи ДТГ під дією зовнішніх збурень

5.2.2. Алгоритм розв'язання на ЕОМ диференційного рівняння руху двоканального трансформаторного гравіметра

Математичну модель ДТГ описує параметричне рівняння вигляду:

$$\ddot{x}' + 2\xi\omega_0\dot{x}' + (\omega_0^2 + v_1w_b \sin \omega t)x' = 0.005w_a \sin \omega t, \quad (5.13)$$

$$v_1 = \frac{V_0}{w_b}.$$

Параметри досліджуваних найбільш несприятливих резонансних режимів подаємо у вигляді таблиці 5.2

Запишемо рівняння (5.13) у вигляді, зручному для обчислення:

$$\begin{aligned} \dot{x}' &= \dot{Y}; \\ \dot{Y} &= 0,005w_a \sin \omega t - 2\xi\omega_0\dot{x}' - (\omega_0^2 + v_1w_b \sin \omega t)x'. \end{aligned} \quad (5.14)$$

Задамо початкові умови:

$$x \emptyset = 10^{-5}, Y \emptyset = 10^{-4}. \quad (5.15)$$



Таблица 5.2 - Параметри вивчаситх резонансних процесів

№ П/П	ω, c^{-1}	w_a	w_b	ξ			
		M/c ²		0,15	0,45	0,75	1
1		1	1	Резонанс	0,110000	0,0661010	0,0496894
2		3	3		0,329914	0,1981360	0,1487170
3	$\omega_0=0,1$	3	10		0,329782	0,1979630	0,1485420
					1,099710	0,6604540	0,4957240
4		10	3				
5		3	15		0,329687	0,1978360	0,1484160
6		15	3				
7		1	1	0,130020	0,110905	0,0941927	0,0793500
8		3	3	0,389417	0,332314	0,2819150	0,2373970
9	$\omega_0/2=0,05$	3	10	0,387163	0,339915	0,2796080	0,2352390
10		10	3	1,298060	1,140430	0,9397170	0,7913230
11		3	15	0,386474	0,338340	0,2779130	0,2338590
12		15	3	1,947090	1,710650	1,4095000	1,1869800
13		1	1	0,110504	0,109731	0,1004580	0,0932015
14	$\omega_0/3=0,03$	3	3	0,331016	0,328430	0,3005490	0,2783220
15		3	10	0,329287	0,325772	0,2976650	0,2743310
16		10	3	1,103390	1,094770	1,0018300	0,9277410
17		3	15	0,328061	0,323891	0,2956390	0,2725110
18		15	3	1,65508	1,642150	1,5027400	1,3916100
19		1	1	Резонансу немає. Биття	0,0273533	0,0235304	0,0200020
20		3	3		0,0822427	0,0707352	0,0601209
21		3	10		0,0828793	0,0712361	0,0605205
					0,2741720	0,2357840	0,2004030
22	$2\omega_0=0,2$	10	3				
23		3	15		0,0833300	0,0715904	0,6080320
				0,4112140	0,3536760	0,3006050	
24		15	3				
25		1	1	Резонансу немає.	0,0120460	0,0105930	0,0097958
26		3	3		0,0362657	0,0316432	0,0294926
27		3	10		0,0367120	0,0320451	0,0298588
					0,1208850	0,1054780	0,0983086
28	$3\omega_0=0,3$	10	3				
29		3	15		0,0370285	0,0323305	0,0301188
30		15	3	0,1813280	0,1582160	0,1474630	

Визначимо константи: $p = 2$, $w\emptyset = 0.1$, $m = 0.001$, $q = 0.001$. Введемо машинні змінні: $z = \xi$, $w = \omega$, $wA = w_a$, $wB = w_b$, час спостереження $T = x'(t)$, межа інтегрування $t_{end} = T_{max}$, крок інтегрування $dt = \Delta t$, змінний аргумент $T = t$



Тоді вирази (5.15) можна записати у вигляді

$$\begin{aligned} \dot{X}' &= Y; \\ \dot{Y} &= \sin(\omega * T) * (AA - BB * X') - CC * Y - \omega\omega * X'. \end{aligned} \quad (5.16)$$

Для інтегрування системи диференціальних рівнянь (5.16) застосуємо метод Рунге-Кутта четвертого порядку [62]. Дістанемо розв'язки системи (5.17):

$$\begin{aligned} X'(T + H) &= X'(T) + \frac{1}{6} * [X1 + X4 + 2 * (X2 + X3)]; \\ Y(T + H) &= Y(T) + \frac{1}{6} * [Y1 + Y2 + 2 * (Y2 + Y3)], \end{aligned} \quad (5.17)$$

де коефіцієнти $X1, X2, X3, X4, Y1, Y2, Y3, Y4$ можна визначити таким чином:

$$\begin{aligned} X1 &= H * Y; \quad Y1 = H * [\sin(\omega * T) * (AA - BB * X) - CC * Y - \omega\omega * X]; \quad X2 = H * (Y - 0,5 * Y1); \\ Y2 &= H * \left\{ \begin{array}{l} \sin[\omega * (T + 0,5 * H)] * [AA - BB * (X + 0,5 * X1)] - CC * [Y + 0,5 * Y1] - \\ - \omega\omega * (X + 0,5 * X1) \end{array} \right\}; \\ X3 &= H * (Y + 0,5 * Y2); \\ Y3 &= H * \left\{ \begin{array}{l} \sin[\omega * (T + 0,5 * H)] * [AA - BB * (X + 0,5 * X2)] - CC * (Y + 0,5 * Y2) - \\ - \omega\omega * (X + 0,5 * X2) \end{array} \right\}; \\ X4 &= H * (Y + Y3); \\ Y4 &= H * \{ \sin[\omega * (T + H)] * [AA - BB * (X + X3)] - CC * (Y + Y3) - \omega\omega * (X + X3) \}. \end{aligned}$$

5.3. Цифрове моделювання та аналіз руху двоканального трансформаторного гравіметра під дією зовнішніх збурень

Наведемо отримані графіки результатів моделювання резонансних режимів у вигляді рисунки 5.5-5.7.

1. Проаналізуємо найнесприятливіший, щодо можливості виникнення резонансу, випадок $\omega = \omega_0 = 0.1$ рад/с. Цифровим моделюванням параметричного рівняння (5.13) ДТГ на ЕОМ добуто графіки функціональної залежності $x = f(t)$ для випадку, коли основа, на якій встановлено розглядуваний ДТГ, підпадає під дію збурюючих впливів, для яких $\omega_a = \omega_b =$



$1\text{m}/\text{c}^2$ відповідно по осях Oz і Oy . Задано значення відносного коефіцієнта згасання ξ : 0.15; 0.45; 0.705; 1.

Експериментально визначено, що при малому демпфуванні $\xi = 0.15$ можливий резонанс. У разі збільшення демпфування зменшується амплітуда усталених вимушених коливань (таблиця 5.2, в якій наведено результати, рисунок 5.5).

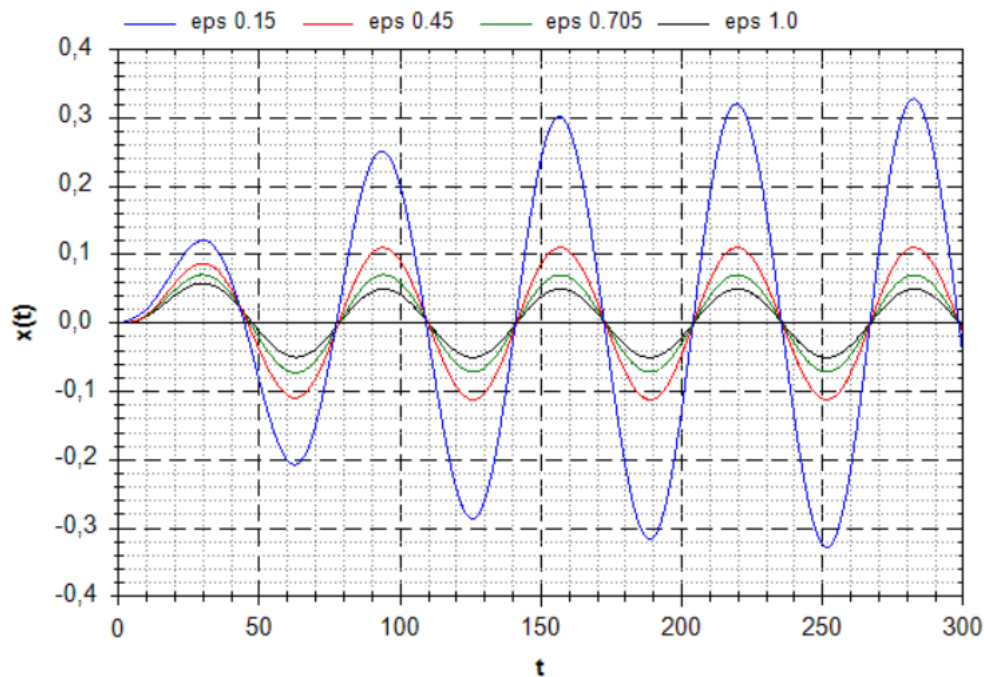


Рисунок 5.5 - Типовий графік зміни амплітуди вихідного сигналу $x = x^*(t)$ при $\omega = \omega_0 = 0.1$ рад/с для $\xi = 1; 0.705; 0.45; 0.15$

2. Аналіз добутих залежностей $x = f(t)$ для $\omega = \omega_0 = 0,1$ рад/с $w_a = w_b = 5 \text{ м}/\text{с}^2$, $\xi: 0.15; 0.45; 0.705; 1$ показав, що у цьому разі амплітудні значення усталених вимушених коливань ДТГ у п'ять разів більші, ніж у попередньому випадку для відповідних ξ .

Резонанс можливий при малому демпфуванні $\xi = 0.15$ як і у попередньому випадку (таблиця 5.2).

3. Визначено залежності $x = f(t)$, коли амплітудне збурення по осі Oz $w_a = 5\text{м}/\text{с}^2$, а по осі Oy в 4 рази більше, ніж у попередньому випадку $w_b = 20\text{м}/\text{с}^2$ ($\omega = \omega_0 = 0.1$ рад/с). Такі амплітудні значення усталених вимушених коливань незначно відрізняються від попередніх відповідних коливань $x = f(t)$. Це



підтверджує висновок, зроблений унаслідок аналізу статичних похибок ДТГ про те, що на його роботу не впливають горизонтальні прискорення. Характер впливу демпфування такий самий, як і у попередніх випадках (таблиця 5.2).

4. Добуто залежності $x = f(t)$, коли амплітудне збурення по осі Oz у 4 рази більше, ніж у другому випадку, $w_a = 20 \text{ м/с}^2$, а по осі Oy $w_b = 5 \text{ м/с}^2$, ξ : 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 п'ять разів більші, ніж у другому випадку (таблиця 5.2).

5. Проаналізуємо роботу ДТГ 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 унаслідок збільшення демпфування коливання ДТГ вирівнюються і прямують до ідеальних усталених коливань. Зі зростанням ξ амплітуда усталених вимушених коливань ДТГ зменшується. Резонанс не виникає навіть при малому демпфуванні, наприклад, при $\xi = 0.15$ (таблиця 5.2, рисунок 5.5).

Як видно із графіків на рисунок 5.5, коливання ДТГ входять в усталений режим за час $t \leq 50 \text{ с}$, що є також цілком задовільно.

6. Добуто залежності $x = f(t)$, коли $w_a = w_b = 5 \text{ м/с}^2$, $\omega = 2\omega_0 = 0.2 \text{ рад/с}$ для таких самих ξ . Як і в разі п. 5, навіть при малому демпфуванні $\xi = 0.15$ резонансу немає. В разі збільшенні ξ коливання вирівнюються і прямують до ідеальних усталених вимушених коливань, амплітуди усталених вимушених коливань зменшуються, однак вони в 5 раз більші за амплітуди, відповідні до п.5.

7. Із аналізу залежностей з параметрами $w_a = 5 \text{ м/с}^2$, $w_b = 20 \text{ м/с}^2$, $\omega = 2\omega_0 = 0.2 \text{ рад/с}$ (у 4 рази більші, ніж у випадку п. 6), видно, що навіть при малому демпфуванні $\xi = 0.15$ резонанс не виникає, однак, як і у попередніх випадках, є коливання, що при збільшенні ξ вирівнюються і прямують до усталених коливань. Амплітудні значення вимушених коливань ДТГ несуттєво відрізняються від відповідних значень для випадку п. 6 (таблиця 5.2, рисунок 5.6).

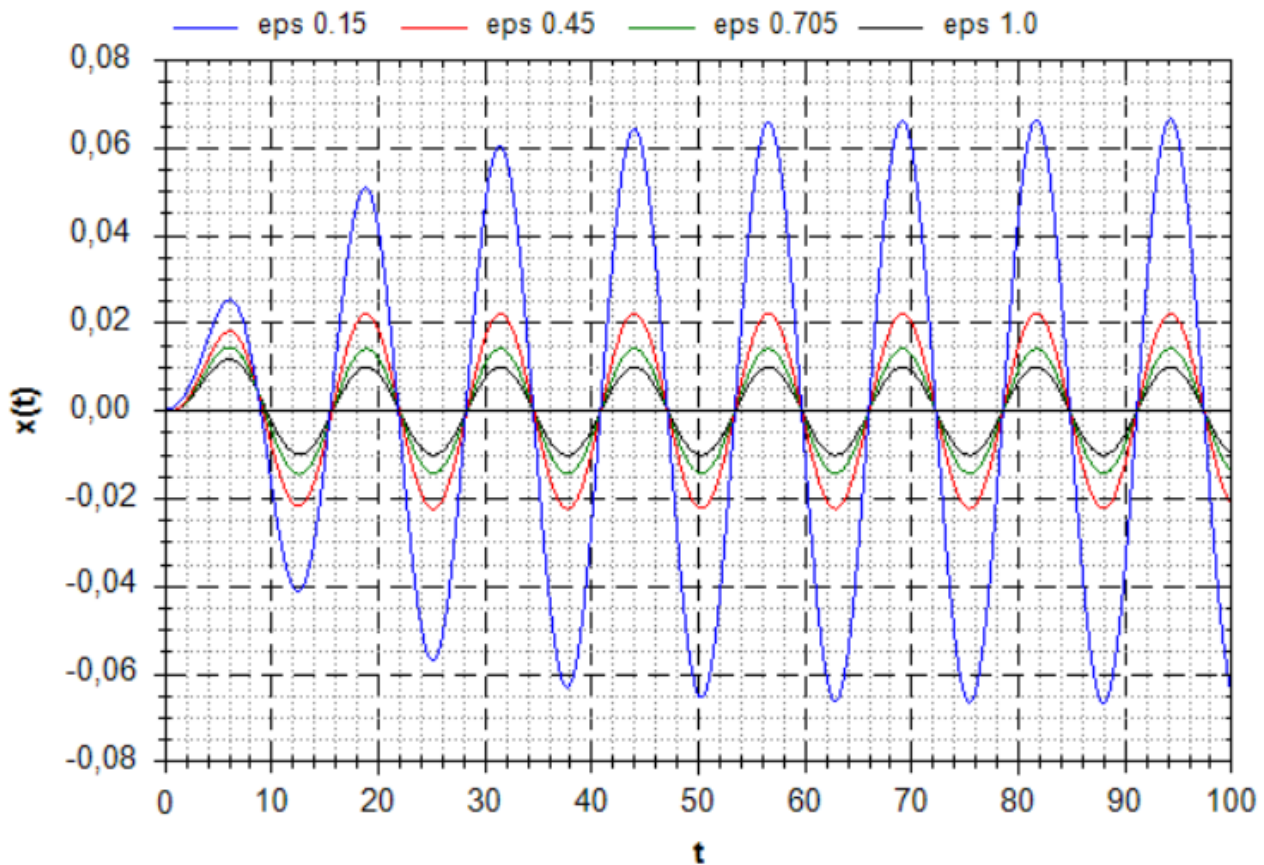


Рисунок 5.6 - Типовий графік зміни амплітуди вихідного сигналу $x = x'(t)$ при $\omega = 5\omega_0 = 0.5$ рад/с для: $\xi = 1; 0.705; 0.45; 0.15$

8. З аналізу залежності $x = f(t)$ для $w_a = 20$ м/с² (в 4 рази більші, ніж у випадку п. 6), $w_b = 5$ м/с², $\omega = 2\omega_0 = 0.2$ рад/с видно, що амплітудні значення вимушених коливань ДТГ приблизно в три рази більші, ніж для п. 6 при відповідних ξ . Зі збільшенням ξ амплітуда вимушених коливань приладу зменшується. Резонанс не виникає навіть при малих ξ , наприклад, $\xi = 0.15$, однак мають місце коливання, які вирівнюються і прямують до усталених значень вимушених коливань при збільшенні ξ , починаючи з $\xi = 0.45$ (таблиця 5.2, рисунок 5.6).

9. Проаналізуємо результати для співвідношення частот $\omega = \omega_0/2 = 0.05$ рад/с. Добуто залежність $x = f(t)$ для $w_a = w_b = 1$ м/с². Відносний коефіцієнт демпфування ξ становив: 0.15; 0.45; 0.705; 1.

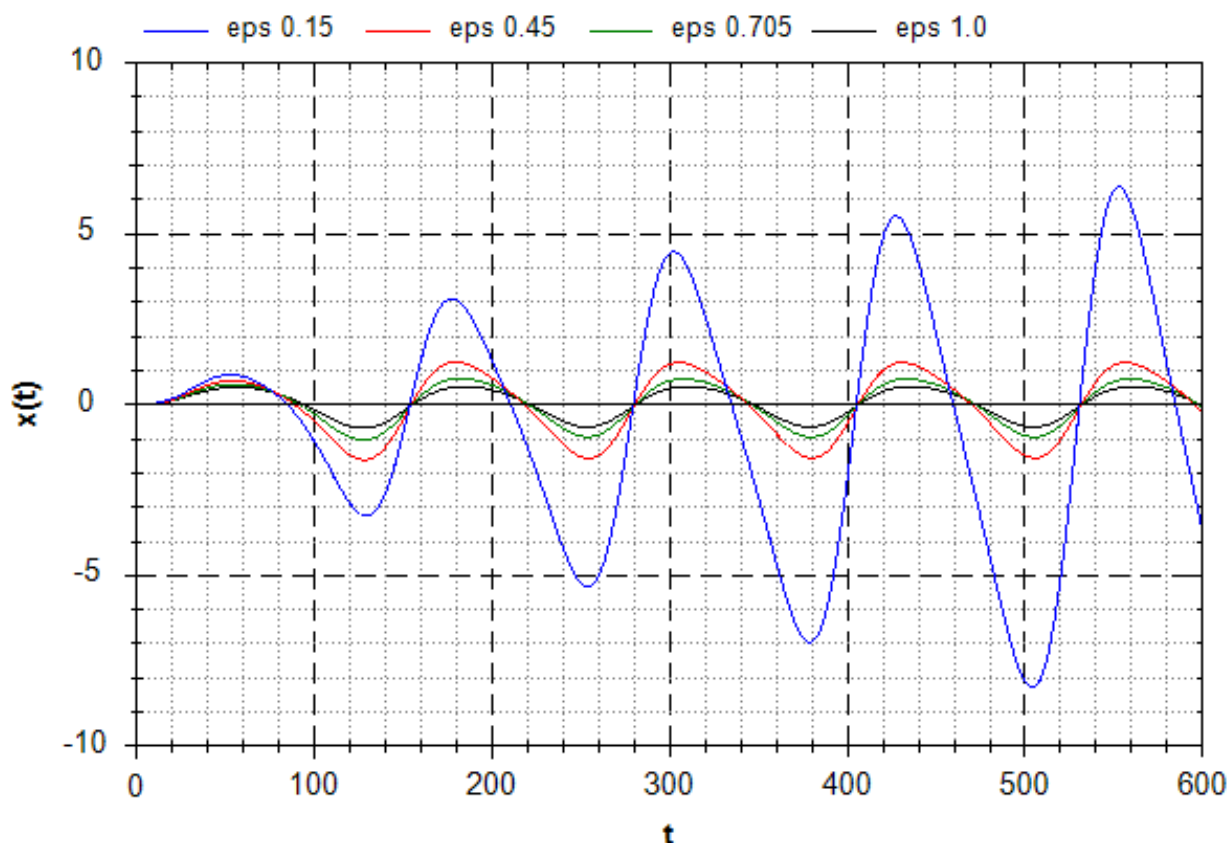


Рисунок 5.7 - Типовий графік зміни амплітуди вихідного сигналу $x = x'(t)$ при $2\omega = \omega_0 = 0.05$ рад/с для: $\xi = 1; 0.705; 0.45; 0.15$

Визначено, що навіть для дуже малого демпфування $\xi=0.15$ виникає резонанс ДТГ. У разі збільшення ξ прилад швидко входить у режим усталених вимушених коливань, спостерігається зменшення амплітуди коливань вихідного сигналу приладу (таблиця 5.2, рисунок 5.7).

10. Розглянемо випадок $w_a = w_b = 3\text{м/с}^2$, $\omega = \omega_0/2 = 0.05$ рад/сі таких самих значень ξ , що і в попередніх варіантах. Тут, як і для п. 9, можна бачити, що при малому демпфуванні $\xi = 0.15$ резонансу є. Амплітуди усталених вимушених коливань зменшуються, однак вони в 3 рази більші за амплітуди, відповідні до п. 9.

11. Проаналізуємо залежності $x = f(t)$ при $w_a = 3\text{м/с}^2$, $w_b = 15\text{м/с}^2$ (у 5 раз більших, ніж у випадку п. 10). Зі зростанням ξ амплітуди вимушених коливань вихідного сигналу ДТГ зменшуються. Амплітудні значення вимушених коливань приладів незначно відрізняються від відповідних амплітудних значень



для п. 10 (таблиця 5.2, рисунок 5.7).

12. Добуто залежності $x = f(t)$ для $w_a = 15 \text{ м/с}^2$, $w_b = 3 \text{ м/с}^2$ ($\omega = \omega_0/2 = 0.05 \text{ рад/с}$). Амплітудні значення вимушених коливань ДТГ у цьому разі приблизно в три рази більші, ніж у випадку п. 10. Зі збільшенням відносного коефіцієнта затухання ξ амплітуда вимушених коливань ДТГ зменшується (таблиця 5.2, рисунок 5.7).

Висновки до розділу 5

1. Дослідженням стійкості нового двоканального ТГ, відповідно до критеріїв Найквіста та Гурвіца, показано, що ДТГ є стійким;

2. В результаті проведеного моделювання найбільш небезпечних резонансних режимів отримано графіки зміни вихідного сигналу $x(t)$ двоканального трансформаторного гравіметра для різних значень частоти збурень ω і різних значень амплітуд вібраційних прискорень, що збурюють w_a , w_b та різних значень коефіцієнта демпфування в найбільш небезпечних резонансних режимах. Встановлено, що найнебезпечнішим є лише випадок головного резонансу $\omega = \omega_0$. Може виникнути резонанс при малому коефіцієнті демпфування. Показано, що зі збільшенням коефіцієнта демпфування до 0,705 резонанс зникає. При інших співвідношеннях частот резонанс не виникає навіть при малому коефіцієнті демпфування.

3. Цифровим моделюванням впливу на ДТГ параметрів вібраційних прискорень, а також власних параметрів підтверджено основну перевагу ДТГ перед відомими гравіметрами – його більш висока точність.

4. Отримано наступні нові результати: вперше проведено моделювання та отримано відповідні графіки найнебезпечніших резонансних режимів нового двоканального трансформаторного гравіметра. Показано, що резонанс можливий тільки в тому випадку, коли частота вібраційних прискорень, що збурюють, дорівнює частоті власних коливань приладу. Показано, що резонанс



усувається зі збільшенням коефіцієнта демпфування до 0,705. В інших випадках резонансу не виникає.

5. Практична цінність отриманих результатів полягає в тому, що обґрунтовано доцільність практичного використання нового двоканального трансформаторного гравіметра, оскільки він має більшу точність порівняно з відомими гравіметрами, є стійким, має просту конструкцію та потужний подвійний вихідний сигнал, на його роботу не впливають горизонтальні перехресні прискорення з співвідношенням їх частоти і частоти власних коливань двоканального трансформаторного гравіметра.



CHAPTER 6 / РОЗДІЛ 6 EXPERIMENTAL STUDIES OF THE TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВІМЕТРА

У розглянутій літературі [5-26 та ін.] відсутні будь-які експериментальні дослідження ДТГ. Тому **метою** даного розділу є здійснення такого дослідження.

Задачами розділу є: створити експериментальну установку для дослідження основних характеристик ДТГ та обґрунтувати доцільність його застосування у складі АГС; зробити описи кожної складової експериментальної установки; проаналізувати програмне забезпечення для відображення результатів досліджень на ЕОМ; провести експериментальні дослідження та побудувати графіки основних необхідних залежностей.

6.1. Опис експериментальної установки для досліджень трансформаторного гравіметра

Для проведення експериментальних досліджень ТГ була створена експериментальна установка, принципова схема якої зображена на рисунку 6.1. До її складу входять наступні прилади: 1 – генератор механічних коливань ГМК-1 (вібростенд) із вбудованими в нього двома індукційними перетворювачами електричного сигналу в механічний, 2 – трансформаторний гравіметр, який розташований безпосередньо на вібростенді, 3 – підсилювач змінного струму з регульованими вхідним опором та ємністю, 4 – вольтметри, 5 – осцилограф, 6 – генератор змінної напруги, 7,8 – вольтметри для реєстрації напруги генератора та напруги індукційного перетворювача відповідно [56-57].

Основою частиною експериментальної установки (рисунку 6.1) є вібростенд ГМК - 1 або генератор механічних коливань, конструктивно



виконаний у вигляді двох магнітопроводів 8, 10 (рисунку 6.2). Ці магнітопроводи жорстко скріплені й утворюють єдину конструкцію соленоїдного типу. Стрижень 7 може рухатись в середині соленоїда, створеного двома магнітопроводами 8, 10.

Рухливу силу для переміщень стрижня 7 створюють індукційні перетворювачі 1, 3 з обмотками 1, 2 та 3, 4. Обмотки 1, 3 виконують функції збудження, а 2, 4 – управління.

Індукційні перетворювачі в схемі призначені для перетворення вхідного електричного сигналу збудження у вихідний механічний сигнал.

У схемі може використовуватися підсилювач – пристрій, який призначений для перетворення електричного заряду в напругу, а також для підсилення вібраційного сигналу по потужності.

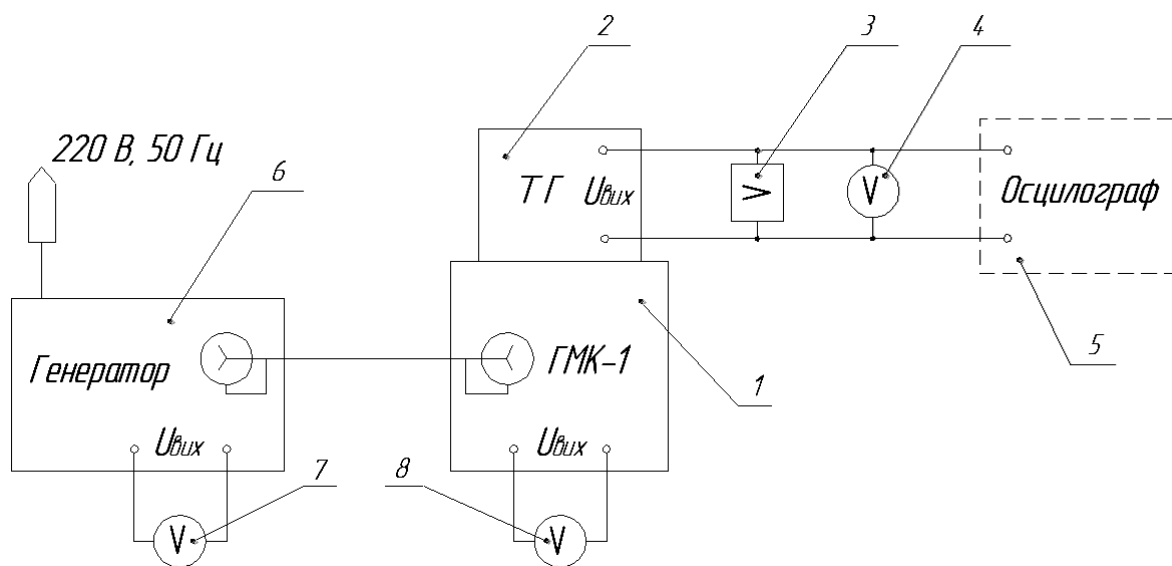


Рисунок 6.1 - Принципова схема дослідної установки експериментальних досліджень трансформаторного гравіметра [56-57]:

**1 – генератор механічних коливань; 2 – трансформаторний гравіметр (ТГ);
3 – підсилювач; 4 – вольтметр; 5 – осцилограф; 6 – генератор змінної напруги живлення; 7 – вольтметр для реєстрації напруги генератора; 8 – вольтметр для реєстрації напруги індукційного перетворювача**

Стрижень 7 з обмотками 1, 2 та 3, 4 утримується гнучкими опорами у вигляді мембран 6 і 9 спеціального типу, 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 повздовжньою 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 пересування стрижня.

Таким чином, вібростенд ГМК-1, створюючи коливальні прискорення стрижня, діє на робочий стіл 5, де і знаходиться трансформаторний гравіметр.

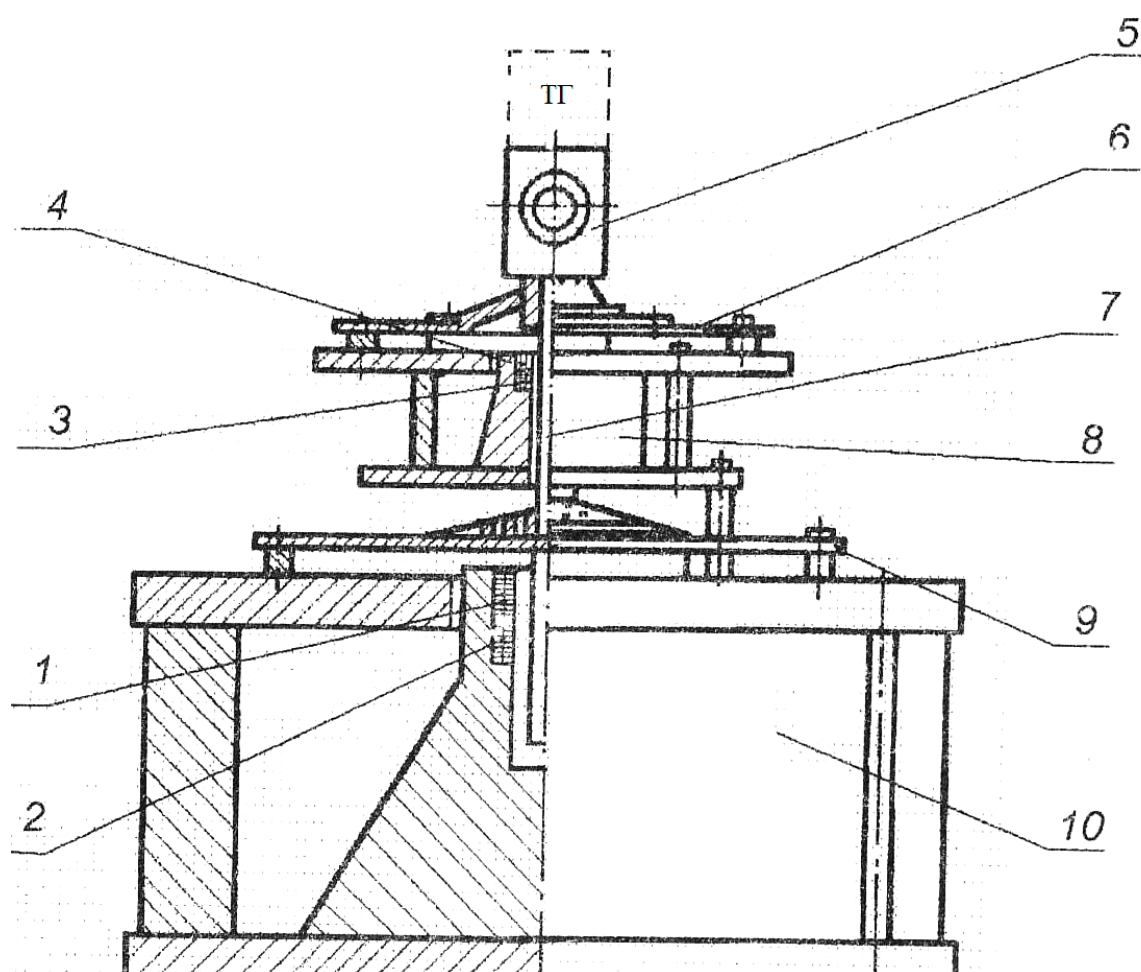


Рисунок 6.2 - Генератор механічних коливань [56-57]:

**1,3 – генераторні обмотки (збудження); 2,4 – обмотки управління (вихідні);
5 – робочий стіл; 6,9 – гнучкі мембрани; 7 – стрижень; 8,10 –
магнітопроводи**



6.2. Дослідження трансформаторного гравіметра

Досліджуваний ТГ, принципова [56] схема якого наведена на рисунок 6.3, розташований на робочому столику генератора механічних коливань. Власна частота коливань досліджуваного датчика складає 800 Гц, а діапазон коливань вібростенда ГМК-1 – (20÷20000 Гц).

Проведено цикл вимірювань з метою дослідження залежності амплітуди вихідної напруги, знятої з трансформаторного гравіметра $U_{ТГ}$ та індукційного перетворювача $U_{ВП}$, від частоти f коливань вібростенда для різних значень напруги генератора, результати наведено у таблицях 6.1 – 6.2 і на рисунках 6.4 – 6.5.

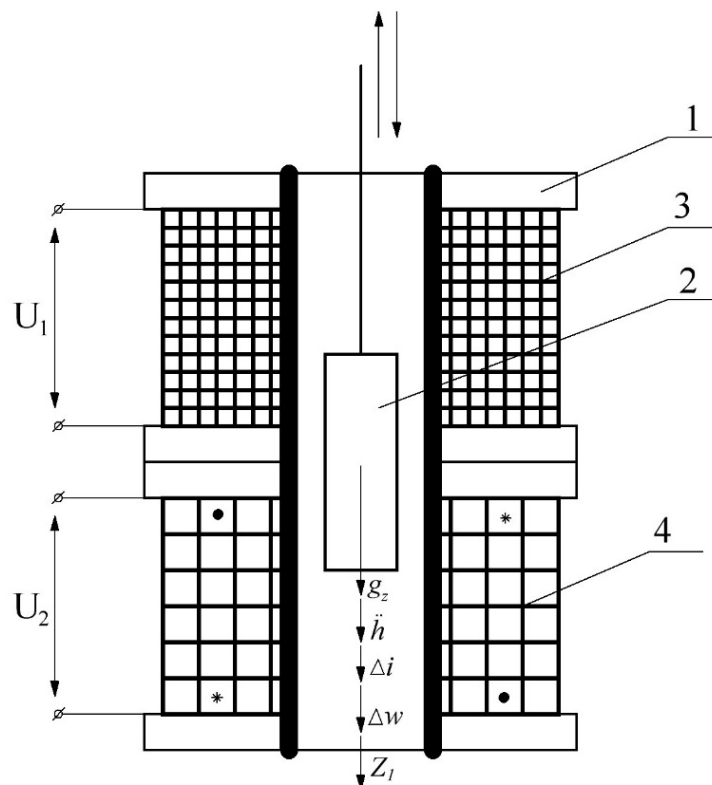


Рисунок 6.3 - Принципова схема трансформаторного гравіметра [56]:

1 – магнітопровід; 2 – якір; 3 – обмотка збудження w_1 ; 4 – вторинна обмотка w_2

Таблиця 6.1 - Залежність вихідної напруги ТГ від частоти коливань вібростенда при різних напругах збудження



$f, \text{Гц}$		200	400	600	800	1000	1200	1400	1600	1800	2000
$U_{\text{ТГ}}, \text{мВ}$	при $U_{\text{ген}} = 5\text{В}$	52,4	56,7	74	121,9	53,8	87	89,6	6,1	40,0	9,8
	при $U_{\text{ген}} = 7\text{В}$	71	75,5	107,1	174,1	70,7	125,8	113	10,8	72,6	13,2
	при $U_{\text{ген}} = 8\text{В}$	79	81,3	118	192	77,8	154,6	143	14	65,2	17

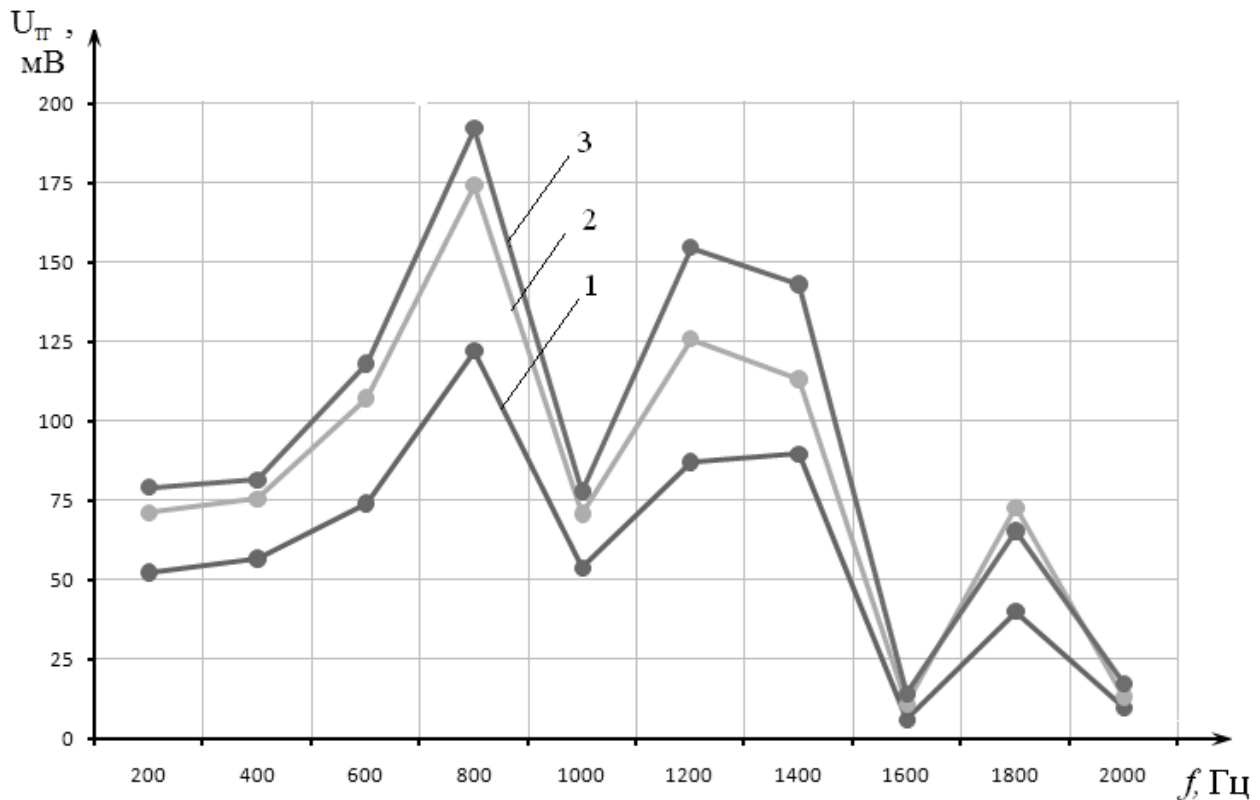


Рисунок 6.4 - Залежність вихідної напруги ТГ від частоти коливань вібростенда при різних напругах збудження: 1 - $U_{\text{ТГ}}=\psi(f)$ при $U_{\text{ген}} = 5\text{В}$; 2 - $U_{\text{ТГ}}=\psi(f)$ при $U_{\text{ген}} = 7\text{В}$; 3 - $U_{\text{ТГ}}=\psi(f)$ при $U_{\text{ген}} = 8\text{В}$

6.3. Дослідження індукційного перетворювача

Проведемо дослідження характеристик індукційного перетворювача трансформаторного гравіметра від частоти коливань вібростенда при різних напругах збудження. Результати дослідження відображено у таблиці 2.



Таблиця 6.1 - Залежність вихідної напруги індукційного перетворювача від частоти коливань вібростенда при різних напругах збудження

$f, \text{Гц}$		200	400	600	800	1000	1200	1400	1600	1800	2000
$U_{\text{ВП}}, \text{В}$	при $U_{\text{ген}} = 5\text{В}$	2,120	1,820	1,780	1,782	1,786	1,785	1,779	1,784	1,782	1,787
	при $U_{\text{ген}} = 7\text{В}$	2,480	1,920	1,850	1,830	1,829	1,822	1,821	1,818	1,819	1,813
	при $U_{\text{ген}} = 8\text{В}$	2,50	2,250	2,240	2,230	2,230	2,240	2,240	2,240	2,240	2,240

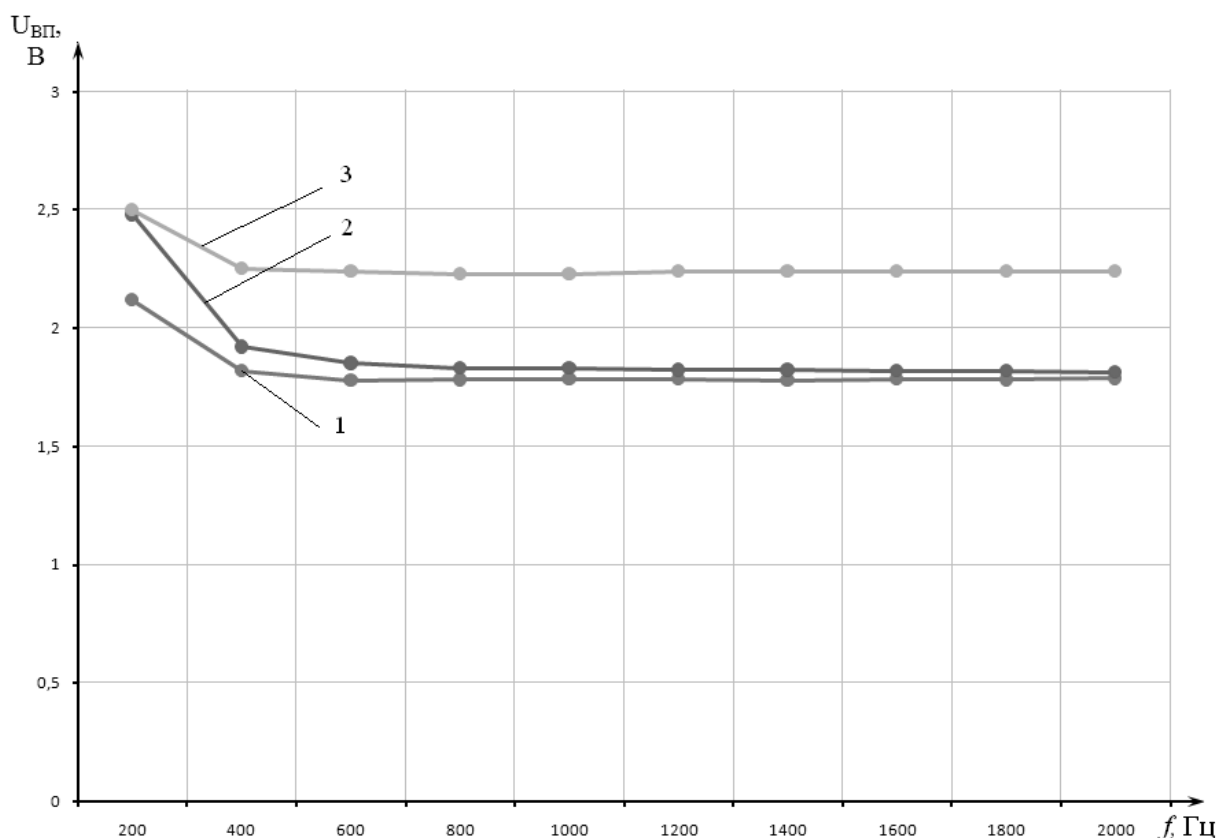


Рисунок 6.5 - Залежність вихідної напруги УВП від частоти коливань вібростенда при різних напругах збудження: 1 – $U_{\text{ВП}} = \psi(f)$ при $U_{\text{ген}} = 5\text{В}$; 2 – $U_{\text{ВП}} = \psi(f)$ при $U_{\text{ген}} = 7\text{В}$; 3 – $U_{\text{ВП}} = \psi(f)$ при $U_{\text{ген}} = 8\text{В}$

Висновки до розділу 6



1. Побудовано вимірювальну схему, що дозволяє виконувати еспериментальні дослідження трансформаторного гравіметра;

2. Встановлено, що при збільшенні частоти f коливань вібростенду амплітуда вихідної напруги трансформаторного гравіметра $U_{ТГ}$ зменшується;

3. Показано, що максимальна амплітуда вихідної напруги трансформаторного гравіметра $U_{ТГ}$ має місце при значеннях частоти коливань вібростенду $f = 800$ Гц для всіх значень $U_{ген}$, що дорівнює частоті власних коливань досліджуваного ТГ. Це випадок так званого “головного резонансу” (рисунок 6.4);

4. Встановлено, що напруга генераторної обмотки $U_{ген}$ прямо пропорційно впливає на зміну напруги трансформаторного гравіметра $U_{ТГ}$;

5. Із досліджень залежності амплітуд індукційного перетворювача $U_{ВП}$ (рисунок 6.5) від частоти f коливань вібростенду встановлено, що при будь-якій $U_{ген}$ характеристики мають лінійний характер за умови, що $f \geq 500$ Гц, при меншій частоті спостерігається нелінійність, яка обумовлена технологічними похибками виготовлення вимірювального перетворювача.



CHAPTER 7 / РОЗДІЛ 7 STUDY OF METROLOGICAL CHARACTERISTICS OF TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER

ДОСЛІДЖЕННЯ МЕТРОЛОГІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВОКАНАЛЬНОГО ТРАНСФОРМАТОРНОГО ГРАВІМЕТРА

Оскільки у відомій літературі [42-47 та ін.] відсутні відомості щодо дослідження метрологічних характеристик трансформаторного гравіметра, то задачами даного розділу будуть наступні: провести дослідження градуювальної характеристики трансформаторного гравіметра; визначити базові параметри роботи макету ТГ; визначити метрологічні характеристики ТГ.

7.1. Градуювальна характеристика двоканального трансформаторного гравіметра

Градування – це метрологічна операція, за допомогою якої засіб вимірювань (ДТГ) забезпечується шкалою або градуювальною таблицею (кривою) [46 та ін.]. Для цього використаємо установку (рисунок 7.1), яка складається із оптичної ділильної головки 1, ДТГ 2, встановленого на кронштейні 3, блоку підсилення 4, модуля введення-виведення 5 та ЕОМ 6

Градування ДТГ відбувається при нахиленні його вимірювальної осі OZ за допомогою оптичної ділильної головки на деякий кут α_z (рисунок 7.2). Градування ДТГ реалізується за допомогою поворотної ручки 7 оптичної ділильної головки 1. При цьому повертається вал 8, кронштейн 3, а також закріплений на кронштейні ДТГ 2. Кут повороту α_z керується по відліковій шкалі 9. Вихідний сигнал ДТГ 2 відображається на ЕОМ 6.

Отримані результати $g_{zЕКСП}$ градування ДТГ експериментальним шляхом відобразимо у таблиці 7.1 та порівняємо їх із аналітичними розрахунками ($g_{zТЕОР} = g \cdot \cos \alpha_z$). Побудуємо графіки залежностей сигналу ДТГ g_z від кута повороту α_z (рисунок 7.3).

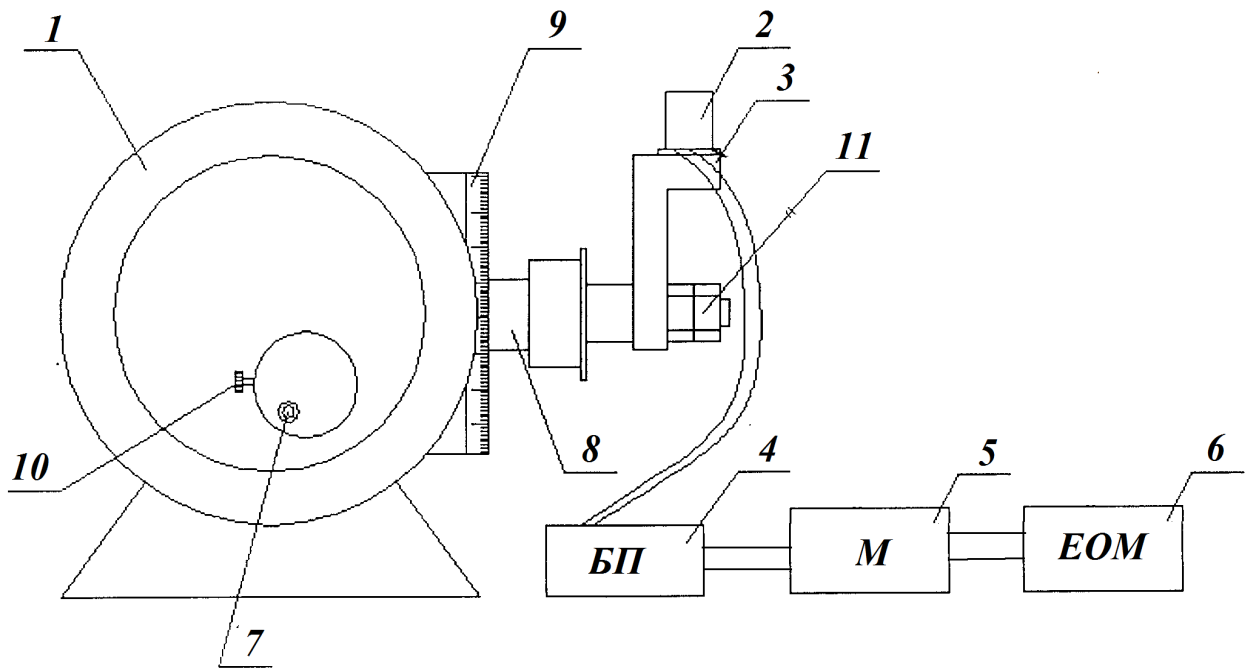


Рисунок 7.1 - Експериментальна установка для градуювання ДТГ:
 1 – оптична ділильна головка; 2 – ДТГ; 3 – кронштейн; 4 – блок підсилення; 5 – модуль введення-виведення; 6 – ЕОМ; 7,10 – поворотні ручки; 8 – вал; 9 – відлікова шкала; 11 – прижимні гайки

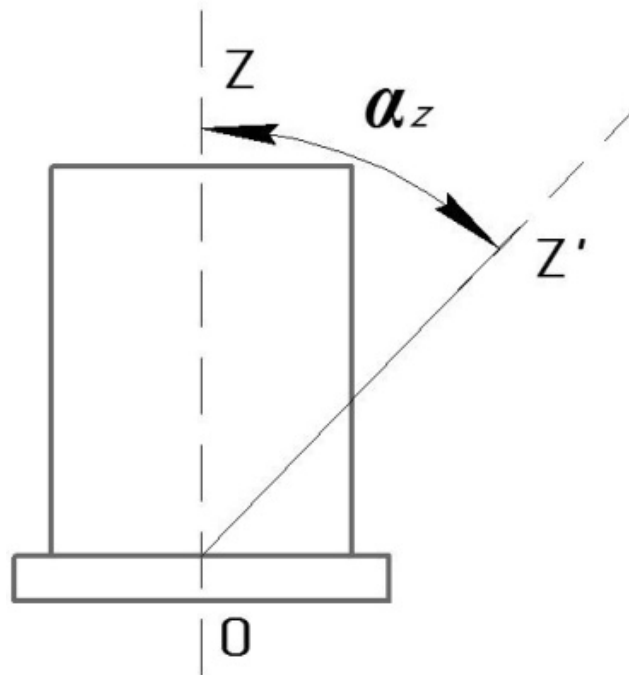


Рисунок 7.2 - Кут нахилу ДТГ АГС

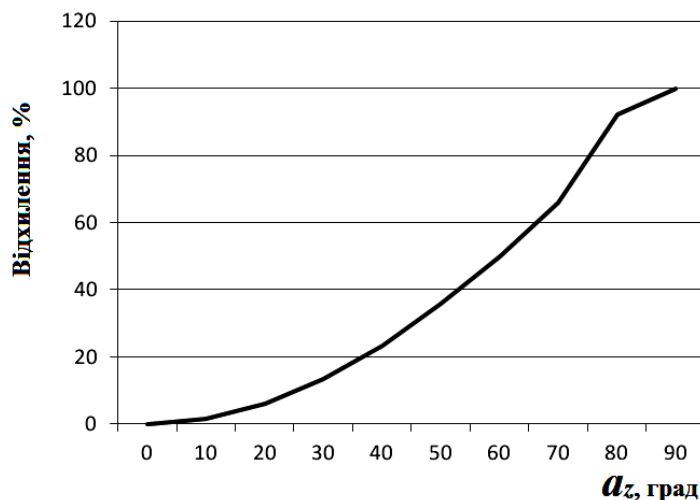


Рисунок 7.3 - Графік залежності відхилення вимірювальної осі ДТГ α_z від відхилення від поточного значення прискорення сили тяжіння

Таблиця 7.1 - Градувальна таблиця ДТГ АГС

№	α_z , град	$g_{zEKСП}$, мГал	$g_{zТЕОР}$, мГал	Відхилення експерт. від теорет. по модулю, мГал	Відхилення від поточного значення, %
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

Як бачимо із таблиці 7.1, різниця між відхиленнями вимірювальної осі ДТГ автоматизованої АГС на кут α_z обчисленими аналітично та отримані експериментально не перевищує 0,5 мГал. Кут повороту його вимірювальної осі відносно довідкової вертикалі впливає прямо пропорційно на його вихідні покази та величину його похибки.



7.2. Організація авіаційних гравіметричних вимірювань

Під час експериментальних досліджень авіаційної гравіметричної системи з ДТГ на літаку, наприклад ІЛ-18 можуть використовуватись такі компоненти авіаційної гравіметричної системи [1,4 та ін.]:

1. Чутливий елемент АГС (гравіметр) – ДТГ, описаний у п. 1.2.
2. Бортова цифрова обчислювальна машина, наприклад “Орбіта 20701”.
3. Запис усіх реєстраційних параметрів — записуючий пристрій “БАКСИ”.
4. Вимірювання навігаційних параметрів — комплексне використання інерціальної навігаційної системи “И-11” 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 автопілоту, 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 автопілоту; 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 ДТГ 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 гравіметра 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 перевищує 15° , під час поворотів кут крену не перевищує 20° .

Під час польоту реєструються показання вертикального і горизонтального акселерометрів. Під час поворотів і вирівнювання літака для проведення вимірювань на наступній лінії вимірювань реєстратор і фотокамера відключалися.

7.3. Визначення базових параметрів роботи макету трансформаторного гравіметра

GPS координати розташування установки: довгота: 28.637409^0 ; широта: 50.244460^0 .

За цими координатами, згідно [11, 12]:

$$\gamma_0 = \gamma_{0e} (1 + 0.0052884 \sin^2 \varphi - 0.0000059 \sin^2 2\varphi),$$

знаходимо довідкове значення прискорення сили тяжіння $\gamma_{ждтв}$:



$$\begin{aligned} \gamma_{\text{ЖДТУ}} &= 9.78049(1 + 0.0052884 \sin^2(50.244460)) - \\ &- 0.0000059 \sin^2(2 \cdot 50.244460) = 9.81100376 \text{ м/с}^2. \end{aligned}$$

Досліджуваний гравіметр встановлювався вертикально. Випробування проводились на вібростенді.

7.4. Проведення експерименту

Дані, які фіксувались й оброблювались у ЕОМ, а також результати їх обробки представлені у таблиці 7.4. Через приблизно 50 с спостереження проводилась обробка на ЕОМ.

Розраховано для кожного випадку систематичну похибку Δ_g :

$$\Delta_g = \left| \overline{g_{\text{експ}}(t)} - \gamma_{\text{ЖДТУ}} \right|, \quad (7.1)$$

де $\overline{g_{\text{експ}}(t)}$ – середнє значення вихідного сигналу ДТГ отримане у ході експерименту за період спостереження 50 с:

$$\overline{g_{\text{експ}}(t)} = \frac{1}{N_{\text{експ}} + 1} \sum_{i=0}^{N_{\text{експ}}} \overline{g(t_i)}, \quad (7.2)$$

де $N_{\text{експ}}$ – кількість вимірів за 50 с; $g(t_i)$ – i -те значення вихідного сигналу ДТГ.

Абсолютна похибка експериментальних вимірювань $\Delta_{g_{\text{експ}}}$:

$$\begin{aligned} \Delta_{g_{\text{експ}}} &= \frac{\sigma_{\overline{g_{\text{експ}}}}}{\sqrt{N_{\text{експ}}}} t_p; \\ \sigma_{\overline{g_{\text{експ}}}} &= \sqrt{\frac{1}{N_{\text{експ}}} \sum_{i=0}^{N_{\text{експ}}} [\overline{g(t_i)} - \overline{g_{\text{експ}}}]^2}; \\ t_p &= qt(p, d), \end{aligned} \quad (7.3)$$

де $\sigma_{\overline{g_{\text{експ}}}}$ – середньоквадратичне відхилення $\overline{g_{\text{експ}}(t)}$; $t_p = qt(p, d)$ – коефіцієнт оберненого розподілу Стюдента за довірчою імовірністю p та числом ступенів вільності $d = N_{\text{експ}}$.

З таблиці 7.2 встановлено, що:



– при нульових установках вібростенду вихідний сигнал ДТГ співпадає з довідниковим значенням ПСТ $\Delta_g = 0.00006$ мГал;

– для поступальних вібрацій вібростенду до 10 рад/с ДТГ забезпечує точність вимірювань $\Delta_{g_{експ}} = 0,5$ мГал.

Таблиця 7.2 - Похибки ДТГ, зумовлені вібраціями основи при $\rho=0,90$

ω , рад/с	$\overline{g_{експ}(t)}$, мГал	$\Delta_{g_{експ}}$, мГал	Δ_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

Згідно з [27-31] та результатами моделювання (див. розділ 4), резонансний режим може виникати на частотах: $\omega_0 = 0.033; 0.05; 0.1; 0.2; 0.3$ 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 таблиці 7.3.

Таблиця 7.3 - Похибки ДТГ, зумовлені резонансними режимами роботи

ω , рад/с	$\overline{g_{експ}(t)}$, мГал	$\Delta_{g_{експ}}$, мГал	Δ_g , мГал
0	981100.3761	0.001136	0.000060
0.033	981100.5046	0.171160	0.128636
0.05	981100.5798	0.278130	0.203863
0.1	981101.1799	0.562309	0.803863
0.2	981101.5961	0.311891	1.220125
0.3	981102.4886	0.284961	2.112581

З таблиці 7.3 робимо висновок, що навіть при найнесприятливіших резонансних режимах роботи ДТГ забезпечує точність $\Delta_{g_{експ}} = 0,5$ мГал.

Встановлено, що результати експериментальних досліджень співпадають із



результатами цифрового моделювання.

7.5. Визначення метрологічних характеристик ДТГ

За відсутності лінійних та кутових вібрацій, ДТГ може функціонувати як наземний гравіметр. Теоретична та експериментальна оцінка похибки ДТГ за відсутності збурень є 0.00006 мГал.

Отже, статична характеристика ДТГ, як наземного гравіметра:

$$\bar{g}_{ПГ} = \overline{g_{експ}} \mp 6 \cdot 10^{-5} \text{ мГал.} \quad (7.4)$$

За наявності динамічних збурень, ДТГ функціонує як гравіметр АГС із точністю:

$$\bar{g}_{ПГАГС} = \overline{g_{експ}} \mp 0,5 \text{ мГал.} \quad (7.5)$$

Відносна похибка ПГ АГС:

$$\delta_g = \frac{\Delta_g}{g_{експ}} \cdot 100\% = \frac{1}{981100.37556} \cdot 100\% = 1.019 \cdot 10^{-4}\%. \quad (7.6)$$

ДТГ у складі АГС реєструє зміну аномалії Δg у реальному часі та обмежується лише можливостями сучасних ЕОМ.

Умови експлуатації ДТГ АГС:

- температура навколишнього середовища ($-20\dots+50$) °С;
- атмосферний тиск (90000...110000) Па;
- відносна вологість $50 \pm 25\%$;

Клас точності ДТГ АГС: у лабораторних умовах абсолютна похибка ДТГ склала $\Delta_g = 0.00006$ мГал, а на ЛА абсолютна похибка становить 0,5 мГал, що відповідає найвищому класу точності.



Висновки до розділу 7

1. Побудовано градуювальну характеристику ДТГ АГС та встановлено, що кут повороту вимірювальної осі трансформаторного гравіметра АГС відносно довідкової вертикалі впливає прямо пропорційно на його вихідні покази та величину його похибки.
2. Описано організацію авіаційних гравіметричних вимірювань за допомогою АГС із новим трансформаторним гравіметром.



Conclusions / Висновки

Необхідність досліджень, спрямованих на підвищення точності вимірювання величини вектора ПСТ обумовлена тим, що існуючі на сьогоднішній день авіаційні гравіметричні системи, 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 0,5 мГал.

Викладені у монографії дослідження дозволили вирішити актуальну і складну науково-технічну задачу, що має важливе значення, – підвищити точність вимірювань величини ПСТ шляхом створення двоканального трансформаторного гравіметра авіаційної гравіметричної системи. Здобуто такі нові результати:

1. Розроблено принципову схему нового двоканального трансформаторного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи, що забезпечує підвищення точності вимірювання ПСТ у 2 рази (0,5 мГал).

2. Розроблено математичну модель нового двоканального трансформаторного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи.

3. Запропоновано нову автоматизовану АГС із двоканальним трансформаторним гравіметром у якості чутливого елемента, яка забезпечує вищу точність вимірювання аномалій ПСТ, аніж відомі системи за рахунок усунення необхідності вимірювати з великою точністю вертикальне прискорення, яке перевищує корисний сигнал у 10^3 разів.

4. Вирішено проблему фільтрації вихідного сигналу двоканального трансформаторного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи шляхом використання у якості чутливого елемента із частотою власних коливань рівною частоті перерізу характеристик спектральних



щільностей корисного сигналу прискорення сили тяжіння та сигналу основної завади вертикального прискорення рухомої основи ДТГ у просторі.

5. Ідентифіковано та досліджено основні похибки двоканалного трансформаторного гравіметра, надано відповідні рекомендації по їх зменшенню.

6. Досліджено роботу двоканалного трансформаторного гравіметра на ЕОМ та встановлено, що при частоті збурень $\omega = \omega_0 = 0.1$ рад/с виникає головний резонанс, найбільш небезпечний для ДТГ; збільшення амплітуд горизонтальних прискорень не впливає на амплітуду вимушених коливань ДТГ; ДТГ забезпечує точність вимірювання ПСТ 0,5 мГал.

8. Розроблено новий алгоритм та методику досліджень двоканалного трансформаторного гравіметра у складі автоматизованої авіаційної гравіметричної системи.

9. Створено нову експериментальну установку та уперше проведено на ній експериментальні дослідження нового двоканалного трансформаторного гравіметра.

10. Підтверджено точність вимірювань двоканалного трансформаторного гравіметра 0,5 мГал збіжністю результатів аналітичних розрахунків, експериментальних досліджень та результатів моделювання на ЕОМ (у найбільш небезпечних, з точки зору можливості виникнення резонансу, випадках).



References / Література

1. Безвесільна, О. М. Вимірювання гравітаційних прискорень [Текст] / О. М. Безвесільна. – Житомир : ЖІТІ, 2002. – 264 с.
2. Пантелеев, В. Л. Измерение силы тяжести на подвижном основании. Учебное пособие по курсу “ Теория измерения силы тяжести (дополнительные главы)” [Текст] / В. Л. Пантелеев, А. А. Булычев. – М., 2003. – 80 с .
3. Торге В., Гравиметрия [Текст]: монография / В. Торге; Пер. Г. А. Шануров, Ред. А. П. Юзефович. – М.: Мир, 1999. – 428 с.
4. Безвесільна, О. М. Авіаційні гравіметричні системи та гравіметри [Текст]: монографія / О. М. Безвесільна. – Житомир : ЖДТУ, 2007. – 604 с.
5. Безвесільна, О. М. Вимірювання прискорень [Текст] / О. М. Безвесільна. – К.: Либідь, 2001. – 261 с.
6. Быковский, А. В. Аэрогравиметрический метод измерения гравитационных аномалий [Текст] / Быковский А. В., Полинков А. В., Арсеньев В. Д. // Авиакосмическое приборостроение – 2013. №12. – С. 11–19.
7. Gramert, W. R. Third generation aerogravity system [Text] / W.R. Gramert // International Association of Geodesy Symposium G4, IUGG XXI General Assembly.– Boulder, Colorado, 1995.
8. The LST Airborne Gravity System [Text] / J. C. Harrison, J. D. MacQueen, A. C. Rauhut, J. Y. Cruz // International Association of Geodesy Symposium G4, IUGG XXI General Assembly, – Boulder, Colorado, 1995.
9. Wei, M. Analysis of GPS-derived acceleration from airborne tests [Text] / M. Wei, K. Schwarz // International Association of Geodesy Symposium G4, IUGG XXI General Assembly, – Boulder, Colorado, 1995.
10. Современные проблемы метрологического обеспечения статистических гравиметров В.А. Войтенко [Текст] / Новосибирск, 2007
11. Сагитов, М. У. Гравиинерциальные исследования [Текст] / М. У. Сагитов.



- М. : Наука, 1983. – 260 с.
12. Мудрецова, Е. Н. Гравирозвідка [Текст]: справочник геофізика / Е. Н. Мудрецова– М. : Недра, 1990. – 456 с.
13. Гравиметр CG-5 AutoGrav [Електронний ресурс] / Геоцентр-Москва. – Режим доступа: <http://geocentr-msk.ru/content/view/441/137> - 18.07.2015 - Загл. с екрана.
14. Струнний аэрогравиметр «Гравитон-М» [Електронний ресурс] / АО «ГНПП Аэрогеофизика». – Режим доступа: http://www.aerogeo.ru/index.php?option=com_content&view=category&layout=blog&id=25&Itemid=17&lang=ru - 18.07.2015 - Загл. с екрана.
15. Аэрогравиметр GT-2A [Електронний ресурс] / АО «ГНПП Аэрогеофизика». – Режим доступа: http://www.aerogeo.ru/index.php?option=com_content&view=category&layout=blog&id=25&Itemid=17&lang=ru - 18.07.2015 – Загл. с екрана.
16. Инерциально-гравиметрический комплекс МАГ-1А [Електронний ресурс] / Федеральное государственное унитарное научно-производственное предприятие «Геологоразведка». – Режим доступа: <http://geolraz.com/page/GSA-2010/> - 18.07.2015 - Загл. с екрана.
17. Мобильный гравиметр “Чекан-АМ” [Електронний ресурс] / ОАО “Концерн “ЦНИИ “Электроприбор”. – Режим доступа: \www/ URL: <http://www.elektroprigor.spb.ru/ru/rprod6-1.html> – 26.01.2015 г. – Загл. с екрана.
18. TAGS-6 [Електронний ресурс] / Режим доступа: <http://www.microglacoste.com/tags-6.php> . – 13.06.2015 – Загл. с екрана.
19. П'езогравіметр: Патент України на винахід 99084, МПК G 01 V 7/00 / О.М. Безвесільна, Ю.О. Подчашинський, А.Г. Ткачук № а201113894; Заявл. 25.11.2011; Опубл. 10.07.2012. Бюл. № 13.
20. Безвесільна О.М. Аналіз основних типів гравіметрів АГС [Текст]/ О.М. Безвесільна, Л.О. Чепюк // ВІСНИК ЖДТУ. 2013. № 3 (66), с. 52-61.
21. Korobiichuk I. Piezoelectric gravimeter of the aviation gravimetric system \



- Korobiichuk I., Bezvesilna O., Tkachuk A., Nowicki M., Srewczyk R., 2016
Advances in Intelligent Systems and Computing
- 22.Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння: Патент України на винахід 109746, МПК G 01 V 7/00 / О.М. Безвесільна, Л.О. Чепюк, А.Г. Ткачук № а201408137; Заявл. 18.07.2014; Опубл. 25.09.2015. Бюл. № 18.
- 23.Гіронапівкомпас: Опис до патенту на корисну модель 54313, МПК G 01 C 19/00 / В. В. Мелешко, В.В. Корнійчк, О.В. Скуднєва, А.Ю. Ячевський № а2010103414; Заявл. 24.03.2010 Опубл. 10.11.2010. Бюл. № 21.
- 24.Двороторний інтегруючий гіроскопічний гравіметр з контрольованими параметрами: Патент України на винахід 88473, МПК G 01 V 7/00 / О.М. Безвесільна, О.О. Добржанський № а200700745; Заявл. 24.01.2010 Опубл. 26.10.2009. Бюл. № 20.
- 25.Авіаційна гравіметрична система для вимірювання аномалій прискорення сили тяжіння: патент України на винахід 105122, МПК G01V 7/00. / О.М. Безвесільна, А.Г. Ткачук, К.С. Козько – № а2013 04061; Заявл. 01.04.13; Опубл. 25.12.13, Бюл. № 24.
- 26.Гравіметр авіаційної гравіметричної системи нового типу: патент України на винахід, МПК G01V 7/00. / О.М. Безвесільна, К.С. Козько.
- 27.Безвесільна О. М., Гриневич М.С. Особливості гравіметрів у сучасних гравіметричних системах / О. М. Безвесільна, М.С. Гриневич // Вісник Хмельницького національного університету, №6, Том 1, 2022 (315) С. 28-32. DOI: <https://www.doi.org/10.31891/2307-5732-2022-315-6-28-32>
- 28.Безвесільна О. М., Гриневич М.С. Експериментальні дослідження трансформаторного гравіметра / О. М. Безвесільна, М.С. Гриневич // Таврійський науковий вісник № 6 С. 3-9. DOI <https://doi.org/10.32851/tnv-tech.2022.6.1>
- 29.Безвесільна О. М., Коломієць Л. В., Гриневич М. С., Толочко Т. О. Авіаційна гравіметрична система з трансформаторним гравіметром / О. М. Безвесільна // Збірник наукових праць ОДАТРЯ № 1(20) 2022 С. 17-28.



- DOI <https://www.doi.org/10.32684/2412-5288-2022-1-20-17-28>
30. Безвесільна О.М., Гриневич М.С., Толочко Т.О. Increasing the accuracy of the aviation gravimetric system with a transformer gravimeter as a sensitive element / Bezvesilna O.M., Hrynevych M.S., Tolochko T.A. // SWorldJournal Issue 17, Part 1 P. 54-73.
<https://www.sworldjournal.com/index.php/swj/article/view/swj17-01-013>
31. Безвесильная Е.Н., Киричук Ю.В., Толочко Т.А., Гриневич М.С. Filtering of the output signal of the two-channel transformer gravimeter // Modern engineering and innovative technologies Выпуск №25 DOI: 10.30890/2567-5273
32. Пат. 1121639 РФ, МПК G 01 V 7/12. Гравиметр / Е.И. Попов, В.П. Матюнин, А.Б. Манукин, В.Н. Конешов, Л.К. Железняк, Г.А. Гусев. – заяв. 22.06.82; опубл. 30.10.84.
33. К вопросу о разработке малогабаритного аэрогравиметра / А.В. Быковский, А.В. Полинков / Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2013.
34. Going beyond silicon MEMS with EFAB technology // White paper – 2004. Microfabrica. Inc.
35. С. Сысоева Автомобильные акселерометры. Часть 5. Перспективная элементная база поверхностных кремниевых ёмкостных MEMC - акселерометров [Электронный ресурс] / Режим доступа: http://www.kite.ru/articles/sensor/2006_4_28.php – 15.06.2016 – Загл. с экрана.
36. Современные МЭМС-гироскопы и акселерометры [Электронный ресурс] / Режим доступа: <http://www.sovtest.ru/news/publications/sovremennye-mems-giroskopy-i-akselerometry/> – 21.09.2016 – Загл. с экрана.
37. Осадчий, Е. П. Проектирование датчиков для измерения механических величин [Текст] / Е. П. Осадчий. – М.: Машиностроение, 1979. – 480 с.
38. Аш, Ж. Датчики измерительных систем [Текст] / Ж Аш . Книга 2. – М.: Мир, 1992. – 424 с.
39. Заявка на винахід №а2012 11163 Україна, МПК G01V 7/06. Авіаційна гравіметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили



- тяжіння / Безвесільна О.М., Ткачук А.Г. – заяв. 26.09.2012.
40. Веселов, К. Е. Гравиметрическая разведка [Текст] / К. Е. Веселов. – М.: Недра, 1968.– 512 с.
41. Безвесільна, О. М. П'єзоелектричний гравіметр авіаційної гравиметричної системи [Текст]: монографія / О.М. Безвесільна, А.Г. Ткачук. – Житомир: ЖДТУ, 2013. – 240 с.
42. Нетлтон, Л. Испытание аэрогравиметра [Текст] / Л. Нетлтон, Л. ЛаКост, Дж. Харрисон // Геодезическая серия. – М., 1961. – № 12. – С. 25–29.
43. Попов, Е. И. Определение силы тяжести на подвижном основании [Текст] / Е. И. Попов. – М. : Наука, 1987. – 218 с.
44. Accelerometer. US Patent 5345 823. Опубл. 13.09.1994 (Texas Instruments Inc.)
45. Патент Франції N 2564593, МКИ 4; G 01 P 15/125, H 01 C 13/00, дата подачі заявки 19.03.85; пріоритет США, 18.03.84, N 06/611765, опублікований в Офіційному бюлетені промислової власності (ВОПІ), N 47, 22.11.1985
46. Датчики: Справочное пособие [Текст] / Шарапов В. М., Полищук Е. С., Кошевой Н. Д. и др.; под ред. В. М. Шарапова, Е. С. Полищука. – М.: Техносфера, 2012.– 624 с.
47. Data Sheet: Technical Data; 3-Axis, 12-bit/8-bit Digital Accelerometer; Freescale Semiconductor, Inc., 2010, 2011. Document Number: MMA8452Q Rev 4.1, 08/2011
48. Авіаційна гравиметрична система для вимірювань аномалій прискорення сили тяжіння [Текст] / Рішення про видачу патенту №20030/3А/16 від 27.09.2016р. / Безвесільна О. М., Ткачук А. Г., Хильченко Т. В. Заявка на винахід № а 2015 12205 від 09.12.2015
49. Трикоординатний п'єзоелектричний гравіметр авіаційної гравиметричної системи [Текст] / Рішення про видачу патенту №19957/3А/16 від 26.09.2016р. / Безвесільна О. М., Ткачук А. Г., Хильченко Т. В., Бичук Р. В. Заявка на винахід № а 2015 09858 від 12.10.2015



- 50.Браславский Д.А., Логунов С.С. Авиационные приборы. М. Оборонгиз.1941. - 248 с.
- 51.Коваленко, І. О. Метрологія та вимірювальна техніка [Текст] : навч. посібник / І.О. Коваленко, А. М. Коваль. – Житомир : ЖІТІ, 2001. – 652 с.
- 52.Головко, Д. В. Метрологія та основи вимірювань [Текст] / Д. В. Головко, К. Г. Рого, Ю. О. Скрипник – К.: Либідь, 2001. – 407 с.
- 53.Лозинская, А. М. Измерение силы тяжести на борту самолета [Текст] / А. М. Лозинская. – М. : ВИЭМС, 1978. – 70 с.
- 54.Попов, Е. И. Определение силы тяжести на подвижном основании [Текст] / Е. И. Попов. – М. : Наука, 1987. – 218 с.
- 55.Земельман, М. А. Метрологические основы технических измерений [Текст] / М. А. Земельман. – М. : Изд-во стандартов, 1991. – 227 с.
- 56.Безвесільна, О. М. Технологічні вимірювання та прилади. Перетворюючі пристрої приладів [Текст]: підручник / О. М. Безвесільна, Г. С. Тимчик. – Житомир: ЖДТУ, 2012. – 812 с.
- 57.Безвесільна, О. М. Наукові дослідження в галузі вимірювання механічних величин [Текст]: Підручник / Безвесільна О. М., Тимчик Г. С., Подчашинський Ю.О. – Житомир: ЖДТУ, 2011.– 976 с.
- 58.Липтон, А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании / М., издательство "Наука", 1971 г., стр. 146-147
- 59.Способ измерения малых угловых скоростей гиросtabilизированной платформы / Григорьев Л. П., Виноградов Е. И., Юрасов В. В. [Электронный ресурс] / Режим доступа: <http://www.findpatent.ru/patent/184/1840665.html> 21.11.2016 – Загл. с экрана.
- 60.Ориентация и навигация подвижных объектов. Современные информационные технологии / под. ред. Б.С. Алегина, К.К. Верененко, А.И. Черномор / М. / Физмат 2006
- 61.Самотокін Б. Б. Лекції з теорії автоматичного керування / Б. Б. Самотокін. – Житомир : ЖІТІ, 2001. – 508 с.



62. Деккер К. Устойчивость методов Рунге-Кутты для жестких нелинейных дифференциальных уравнений / К. Деккер, Я. Вервер. – М. : Мир, 1988. – 334 с.
63. C# Programming Guide, Updated: July 20, 2015, [Электронный ресурс] / Режим доступа: <https://msdn.microsoft.com/en-us/library/67ef8sbd.aspx> – 21.11.2016 – Загл. с экрана.
64. Безвесільна О. М. Використання нейронної мережі у комплексі орієнтації і навігації авіаційної гравіметричної системи / О. М. Безвесільна // Вісник інженерної академії України. – 2012. – № 2. – С. 46–53.
65. Засоби вимірювання екологічних параметрів: підручник / [Безвесільна О. М., Войницький А. П., Сльнікова Т. О. та ін.]. – Житомир: ЖДТУ, 2009. – 508с.
66. Data Sheet: Technical Data; 3-Axis, 12-bit/8-bit Digital Accelerometer; Freescale Semiconductor, Inc., 2010, 2011. Document Number: MMA8452Q Rev 4.1, 08/2011
67. Підсилювач INA116 [Електронний ресурс] / Texas Instruments. – Режим доступу : <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/ina116.pdf>. – Назва з екрану.
68. Розробка нового двоканального гравіметра для вимірювань прискорення сили тяжіння / О.М. Безвесільна, Т. В. Хильченко, А.Г. Ткачук, / Технологічний аудит та резервиробництва №1/2(27), 2016
69. Авіаційна гравіметрична система із вібраційним низькочастотним гравіметром / О.М. Безвесільна, Т. В. Хильченко, А.Г. Ткачук, Чепюк Л. // Міжнародний науковий журнал «Технологічні комплекси» 2015. № 1/2(12). С. 46-51
70. Design of piezoelectric gravimeter for automated aviation gravimetric system / I. Korobiichuk, O. Bezvesilna, T. Khylychenko, A. Tkachuk, M. Nowicki, R. Szewczyk // Journal of Automation, Mobile Robotics & Intelligent Systems (JAMRIS); Volume 10, Number 1, 2016.
71. Низькочастотний п'єзоелектричний гравіметр автоматизованої гравіметричної системи для вимірювань аномалій прискорення сили



- тяжіння / О.М. Безвесільна, Т. В. Хильченко, А.Г. Ткачук // Збірник тез доповідей Всеукраїнської науково-практичної конференції «СТАНДАРТИЗАЦІЯ, СЕРТИФІКАЦІЯ, МЕТРОЛОГІЯ І МЕНЕДЖМЕНТ» / МОНУ, ДП«УкрНДНЦ». – Київ. 2015, с. 55-56
72. Визначення похибок низькочастотного гравіметра автоматизованої авіаційної гравіметричної системи / О.М. Безвесільна, Т. В. Хильченко, А.Г. Ткачук, В.В. Пономаренко // Вісник інженерної академії України, №3, 2015, С. 20-25
73. Компенсація інструментальних похибок низькочастотного гравіметра авіаційної гравіметричної системи шляхом використання методу двоканальності / О.М. Безвесільна, Т. В. Хильченко, А.Г. Ткачук, В.В. Пономаренко // Вісник інженерної академії України, №3, 2015, С. 26-30



SCIENTIFIC EDITION

MONOGRAPH

AVIATION GRAVIMETRIC SYSTEM WITH TWO-CHANNEL TRANSFORMER GRAVIMETER

*АВІАЦІЙНА ГРАВІМЕТРИЧНА СИСТЕМА З ДВОКАНАЛЬНИМ
ТРАНСФОРМАТОРНИМ ГРАВІМЕТРОМ*

Authors:

Bezvesilna Ylena, Hrynevych Mariia, Tolochko Tetiana

Monograph published in the author's edition

The monograph is included in
International scientometric databases

500 copies
March, 2023

Published:
ScientificWorld-Net Aviation
Lußstr 13,
Karlsruhe, Germany



e-mail: editor@promonograph.org
<https://de.promonograph.org>



