

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
"КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ"

На правах рукопису

УДК 531.383

ЛИТВИНЕНКО Павло Леонідович

**ДИНАМІЧНО НАСТРОЮВАННЯ ГРАВІМЕТР
АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ**

Спеціальність 05.11.01 - Прилади та методи
вимірювань механічних величин

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т
дисертації на здобуття вченого ступеня
кандидата технічних наук

КИЇВ - 1996



00759797 (1)

Робота виконана на кафедрі прикладів точної механіки національного технічного університету України "Київський політехнічний інститут" (НТУУ "КПІ").

Науковий керівник: доктор технічних наук, професор
БЕЗВЕСІЛЬНА Олена Миколаївна

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор
САМОТЮКІН Борис Борисович

кандидат технічних наук
СЛЮСАР Віктор Михайлович

Провідна установа: Київський державний завод автоматики
ім.Г.І.Петровського

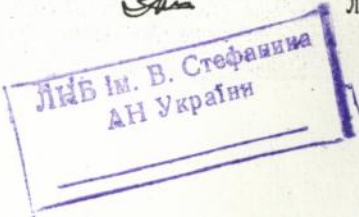
Захист відбудеться " 21 " ТРАВНЯ 1996 р.
о 15 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради
Д.01.02.14 в Національному технічному університеті України
"КПІ" за адресою: 252056, м. Київ-56, проспект Перемоги, 37
корп. 1, ауд. 244.

З дисертацією можна ознайомитись у бібліотеці НТУУ "КПІ"

Автореферат розісланий " 17 " КВІТНЯ 1996 р.
Відгук на автореферат просимо переслати вченому секретарю
спеціалізованої ради Д.01.02.14, д.т.н. Гельману Л.М. за
адресою: м.Київ, пр.Перемоги, 37, корпус 1.

Вчений секретар
спеціалізованої ради
д.т.н.

Л.М.Гельман



ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність роботи. Гравіметрична інформація використовується для вирішення широкого кола питань у геодезії, геофізиці, геології (дослідження будови та фігури Землі, новітніх зрушень її кори, пошук корисних копалин), у навігації, авіаційній та ракетно-космічній техніці (корекція інерціальних навігаційних систем, орбіт та траєкторій рухомих об'єктів), у метрології (відтворення еталонів фізичних величин) та інше.

Найбільш перспективним методом отримання гравіметричних даних вважається використання авіаційних гравіметричних систем (АГС), що дозволяє проводити широкомасштабні вимірювання практично у будь якій точці Земної кулі значно швидше та дешевше, ніж за допомогою сухопутних та морських засобів. Реалізація цих переваг можлива лише за наявності у складі АГС високоточних бистродіючих засобів та систем отримання та обробки вимірювальної інформації. Цим вимогам в першу чергу повинен відповідати основний чутливий елемент АГС – гравіметр.

Аналіз теоретичних та практичних робіт у галузі авіаційної гравіметрії показав, що найбільш вагомі є роботи виконані у СРСР: під керівництвом Є.І.Попова з гравіметрами типу ГАЛ-С; під керівництвом спочатку А.М.Лозинської, а зараз В.О.Баграмянца та Л.Г.Полякова зі струнними гравіметрами типу ГСД, під керівництвом О.М.Безвесільної з гіроскопічними гравіметрами. У США подібні роботи виконувались з гравіметрами різних типів (Bell, Autonetics, Arma, RIGA та інші).

Розвиток авіаційних гравіметричних систем (АГВ) вимагає постійного підвищення технічних характеристик АГС і зокрема їх чутливих елементів – гравіметрів. Тому, створення високоточних бистродіючих гравіметрів нових типів для АГС є актуальним у науковому та практичному плані.

Дослідження показали, що одним з ефективних шляхів є створення гравіметрів на основі прецизійних високочутливих елементів навігаційних систем. Одними з найбільш перспективних серед них зараз вважаються динамічно настроєвані гіроскопи, які мають низький поріг чутливості, високу точність, стабільність параметрів та технологічність. Але можливість

використання їх у АГС як гравіметрів ще ніким не досліджувалась.

Мета роботи. Розробка теорії та принципів побудови динамічно настроюваного гравіметра авіаційної гравіметричної системи.

Наукова новизна:

- запропонована нова принципова схема гравіметра з динамічним настроюванням, (надалі по тексті - ГДН або гравіметр), захищена позитивним рішенням про винахід № 94041076 від 18.03.1993.
- отримана уточнена математична модель ГДН з урахуванням умов використання його у складі АГС;
- створена нова методика розрахунку та дослідження ГДН. Оцінені статичні та динамічні похибки;
- проведено математичне моделювання на БОМ поведінки ГДН і виявлені найбільш несприятливі умови його роботи;
- проведені експериментальні дослідження та розроблена методика виконання АГВ з використанням ГДН.

Практична цінність. Дисертаційна робота виконана згідно з планом науково-дослідних робіт (НДР) НТУУ "Київського політехнічного інституту", підприємств Міністерства машинобудування, ВПК і конверсії, Національного космічного агентства України, Міністерства оборони України, Міністерства освіти України. Основні результати роботи узагальнені у звітах по НДР "Дослідження гравіметричних засобів вимірювань на нових фізичних принципах" та "Дослідження математичних моделей АГС", виконуваних за участю автора.

Практична цінність результатів роботи полягає у:

- а) створенні високоточних бистродіючих динамічно настроюваних гравіметрів та акселерометрів з використанням розробленої у дисертації теорії та принципів їх побудови;
- б) розрахунках параметрів та оцінці точності чутливих елементів, побудованих за схемою ГДН, з використанням створених методик та рекомендацій;
- в) розробці алгоритмів для побудови систем автоматизованої обробки вимірювальної інформації;
- г) створенні методик та обладнання для досліджень експери-

ментальних зразків ГДН;

д) методиці проведення АГВ з застосуванням ГДН та запропонованих для цього навігаційних систем та авіаційного обладнання.

На захист виносяться:

1. Нова принципова схема динамічно настроюваного гравіметра.
2. Уточнена математична модель ГДН, та результати її аналізу.
3. Методика розрахунків, таблиці та графіки по оцінці статичних та динамічних похибок ГДН.
4. Алгоритми, програма та результати математичного моделювання на ЕОМ поведінки ГДН.
5. Методика проведення та результати експериментальних досліджень ГДН.

Реалізація роботи. Результати роботи були використані при визначенні похибок та дослідженні шляхів підвищення тактико-технічних характеристик існуючих виробів при виконанні науково-дослідної роботи "Релікт-2МО" у Московському інституті електромеханіки та автоматики, а також при проведенні експериментальних досліджень на Київському державному заводі автоматики ім.Г.І.Петровського.

Використані наступні результати роботи:

- розроблені алгоритми по дослідженню ГДН в різних динамічних режимах, графіки, таблиці по аналізу точності;
- побудований лабораторний комплекс для автоматизованих досліджень ГДН в полі прискорення сили тяжіння;
- розроблені методики та алгоритми отримання характеристик ГДН при автоматизованих дослідженнях;
- розроблена конструкторська документація на запропонований ГДН.

Апробація роботи. Основні результати роботи доповідалися і обговорювалися на п'яти міжнародних науково-технічних конференціях та на наукових семінарах кафедри приладів точної механіки Київського політехнічного інституту.

Публікації. Основні результати роботи опубліковані в десяти друкованих працях (у тому числі одне позитивне рішення за

заявкою про винахід).

Методи досліджень. Об'єктом досліджень є чутливий елемент АГС - гравіметр. Для побудови математичної моделі гравіметра використані методи прикладної теорії гіроскопів. При аналізі динамічних похибок застосовано метод послідовних наближень. Чисельне моделювання на ЕОМ проведене за методом Рунге-Кутта четвертого порядку. Експериментальні дослідження проводились з використанням методу осереднення з подальшою статистичною обробкою виміральної інформації.

Достовірність результатів дослідження підтверджена вибором опробованих методів досліджень, цифровим моделюванням на ЕОМ та експериментально.

Структура та обсяг роботи. Дисертація складається з вступу, чотирьох глав, основних результатів роботи, списку літератури та додатку. Робота містить 117 машинописних сторінок основного тексту, 44 рисунки, 13 таблиць. Список літератури має 83 найменування. Загальний обсяг дисертації складає 177 сторінок.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтована актуальність теми дисертації, сформульовані мета роботи, головні завдання дослідження та основні положення, що виносяться на захист.

У першому розділі розглянуті основні питання АГВ та сформульовані головні завдання дослідження.

Проведений аналіз існуючих методів та засобів гравіметривань і зокрема авіаційних показав, що найбільш ефективні роботи ведуться по створенню АГС з використанням струнних та гіроскопічних гравіметрів.

На основі розгляду руху АГС навколо Землі, отримано рівняння для визначення аномалії прискорення сили тяжіння Δg (надалі в тексті - аномалія), що відрізняється од відомих наявності додаткових членів, нехтування котрими вносить похибку у кінцевий результат вимірювань у десятки, а то і сотні мілігал, залежно від швидкості польоту. З аналізу цього

рівняння виявлені необхідні компоненти для побудови АГС, отримана її блок-схема та визначені припустимі похибки вимірювання навігаційних параметрів та висоти при проведенні АГВ.

Виходячи з аналізу особливостей АГВ, визначені основні вимоги, яким повинен відповідати гравіметр АГС: спроможність протистояти навантаженням вібраційного характеру, стабільність характеристик, точність до десятих і менше часток мілігал.

На основі проведеного у першій главі аналізу сформульовані головні завдання дослідження: запропонувати схему гравіметра нового типу, розробити його математичну модель, провести її аналіз, математичне моделювання та експериментальні дослідження з метою обґрунтування можливості його практичної реалізації і використання у складі АГС.

Другий розділ присвячений розробці теорії та принципів побудови ГДН. За принциповою схемою (рис.1) гравіметр виконаний, як роторний вібраційний гіроскоп з тією різницею, що центр мас ротора 1 знаходиться не на осі його обертання 2, а зміщений вздовж осі у. Схема захищена позитивним рішенням про винахід [5].

Принцип дії гравіметра наступний. Під дією прискорення W вздовж осі z виникає момент інерції M_u , що примушує ротор відхилитися відносно осі x . Протидіє цьому моменту момент пружності підвіса M_y та відцентровий момент M_u , що виникає від швидкого обертання ротора з кутовою швидкістю $\dot{\gamma}$.

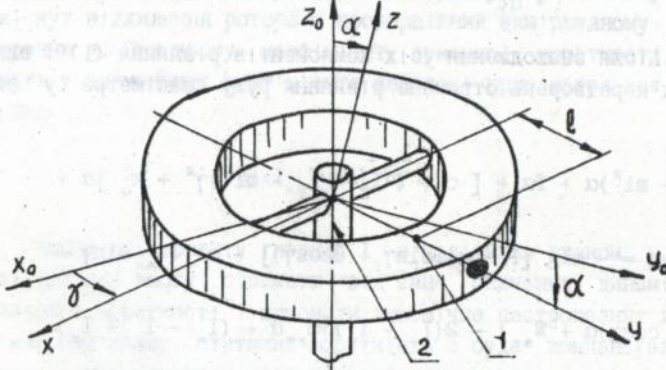


Рис.1. Принципова схема гравіметра

2

Кут відхилення α установиться, коли момент M_u зрівняється з моментами M_y та M_u . Величина кута α при малих відхиленнях ротора ($\alpha \ll 1$ рад) в сталому режимі визначиться рівнянням

$$\alpha = \frac{ml}{c + I\dot{\gamma}^2} W,$$

де m - маса ротора,

l - величина зміщення центру мас ротора,

c - статична жорсткість пружного підвіса,

I - момент інерції ротора.

Завдяки наявності у знаменнику коефіцієнта передачі гравіметра динамічної складової жорсткості $I\dot{\gamma}^2$, яка при певних умовах може приймати від'ємні значення, можливо виконати динамічне настроювання, тобто досягти рівності статичної і динамічної жорсткості і тим самим отримати великий коефіцієнт передачі гравіметра. Крім того, пружний підвіс дозволяє, завдяки відсутності сухого тертя, мати дуже низький поріг чутливості.

Для виведення рівняння руху гравіметра використана теорема про зміну момента кількості руху. Для системи зі зміщеним відносно центру обертання центром мас рівняння взяте у вигляді

$$\frac{d\vec{K}^{\omega}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} = M - m(\vec{\rho} \times \vec{W}). \quad (1)$$

Після знаходження усіх компонентів рівняння (1) і виконаних перетворень отримане рівняння руху гравіметра у вигляді

$$\begin{aligned} & (I_x + ml^2)\alpha + f\alpha + [c + (I_z - I_y + ml^2)\dot{\gamma}^2 + k_u] \alpha + \\ & + k_0 \dot{\gamma} \alpha = -mlg [1 - \alpha(\psi \sin \gamma + \theta \cos \gamma)] - ml[(W_{Ax} \sin \gamma - \\ & - W_{Ay} \cos \gamma)\alpha + W_{Az}] - 2(I_z - I_y)\dot{\gamma} \omega_{z0} \alpha + (I_x - I_y + I_z) \times \\ & \times (\omega_{x0} \sin \gamma - \omega_{y0} \cos \gamma) \dot{\gamma} - I_x (\dot{\omega}_{x0} \sin \gamma + \dot{\omega}_{y0} \cos \gamma) + M_x^{\text{вс}}, \quad (2) \end{aligned}$$

- де I_x, I_y, I_z - складові моменту інерції ротора по відповідних осях,
 f - коефіцієнт вязкого тертя,
 m - маса ротора,
 k_u - коефіцієнт передачі каналу вимірювання,
 k_0 - коефіцієнт аеродинамічного моменту,
 ϕ, θ - кути крену та тангажу літака відповідно
 W_{Ax}, W_{Ay}, W_{Az} - складові абсолютного лінійного прискорення літака,
 $\omega_{x_0}, \omega_{y_0}, \omega_{z_0}$ - складові переносної кутової швидкості,
 $\dot{\omega}_{x_0}, \dot{\omega}_{y_0}$ - складові переносного кутового прискорення,
 M_x^{nc} - моменти інших зовнішніх сил.

Виходячи з умови використання ГДН у складі АГС, в рівняння руху введений додатковий член $mlg(\phi \sin \gamma + \theta \cos \gamma)$, що враховує відхилення осі чутливості z від вертикалі та у розгорнутому вигляді отримані вирази складових абсолютного лінійного прискорення літака.

Аналіз рівняння руху гравіметра (2) показує, що відхилення ротора визначається як корисним сигналом, так і сигналами перешкод, викликаними лінійними та кутовими рухами літака.

Якщо відкинути у правій частині рівняння (2) моменти перешкод, то виявиться, що у першому наближенні розглядувана схема описується рівнянням другого порядку і у сталому режимі кут відхилення ротора α пропорційний вимірюваному прискоренню g . При цьому коефіцієнт сумарної жорсткості, що стоїть у знаменнику коефіцієнта передачі гравіметра має вигляд

$$c + (I_x - I_y + ml^2) \gamma^2. \quad (3)$$

Наявність моменту інерції I_y з від'ємним знаком у виразі (3) дає змогу отримати від'ємне значення динамічної складової жорсткості і виконати динамічне налаштування даної схеми. При цьому, статична жорсткість c буде компенсуватися перекидаючим моментом відцентрових сил інерції ротора.

Досягнення цієї умови можливе за рахунок відповідного

розрахунку геометричних параметрів ротора і, швидкості його обертання $\dot{\gamma}$. Наприклад, для варіанту ротора у вигляді кільця, його висота h визначиться рівнянням

$$h = \sqrt{3(R^2 + r^2 + 8l^2) + \frac{12c}{m\dot{\gamma}^2}}, \quad (4)$$

де R , r - зовнішній та внутрішній радіуси ротора відповідно.

Виходячи з умов виконання динамічного настроювання та забезпечення усталеності системи, отримані розрахункові значення параметрів гравіметра для оцінки статичних та динамічних похибок.

Оцінка методичних статичних похибок проведена виходячи з рівняння

$$\alpha_c = k^{-1} \left[-ml(g + \alpha W_{Ax} \sin \dot{\gamma}t + \alpha W_{Ay} \cos \dot{\gamma}t + W_{Az}) + M\omega_{x0} \sin \dot{\gamma}t - M\omega_{y0} \cos \dot{\gamma}t - I_x \dot{\omega}_{x0} \cos \dot{\gamma}t - I_x \dot{\omega}_{y0} \sin \dot{\gamma}t - N\omega_{z0} \right], \quad (5)$$

де α_c - кут відхилення ротора у сталому режимі,

$$k = c + (I_x - I_y + ml) \dot{\gamma}^2 + k_u,$$

$$M = (I_x - I_y + I_z) \dot{\gamma},$$

$$N = 2(I_x - I_y) \dot{\gamma}.$$

Похибки визначалися методом суперпозиції.

Проведене дослідження методичних статичних похибок дає змогу зробити наступні висновки:

- сигнал від інерційного вертикального прискорення W_{Az} сприймається однаково, як і корисний сигнал і повинен бути вимірюваний неінерційними методами і враховуватись при обробці результатів вимірювань;

- похибка від дії перехресних кутових та лінійних рухів основи змінюється з частотою $\dot{\gamma}$ по відношенню до корисного сигналу і може бути легко відфільтрована;

- інструментальні похибки обумовлюють непостійність коефіцієнта передачі гравіметра. Головними причинами їх є несталість у процесі вимірювання величини зміщення центру

мас ротора 1, кутової швидкості $\dot{\gamma}$ та неідеальність пружного підвіса. Для зменшення цих похибок необхідно використовувати терморегуляцію, жорстку (до 0,01% і вище) стабілізацію частоти живлення приводного двигуна, проводити ретельні розрахунки та якісне виконання елементів конструкції, особливо пружного підвіса.

Аналіз методичних динамічних похибок гравіметра, проведений для випадку гармонійної зміни збурюючих факторів, окремо для лінійних прискорень, кутових швидкостей та при їх сумісній дії. Використовувачи метод послідовних наближень, отримане рівняння для визначення систематичної складової динамічної похибки ГДН у вигляді

$$\begin{aligned} \Delta\alpha = & - \frac{m^2 l^2 \sin 2\alpha_0}{4k^2 D(\nu)} \left\{ (G^2 + Z^2) \cos \varepsilon + GZ [\cos(\varepsilon - \delta_3) + \cos(\varepsilon + \delta_3)] + \right. \\ & + (X^2 + Y^2) \cos \varepsilon + XY [\sin(\varepsilon + \delta_1 - \delta_2) + \sin(\varepsilon - \delta_1 + \delta_2)] \left. \right\} + \\ & + \frac{ml(I_x - I_y + I_z) \sin \alpha_0}{4k^2 D(\nu)} [X\Omega_x \cos(\delta_x - \delta_1 + \varepsilon) + Y\Omega_y \cos(\delta_y - \delta_2 + \varepsilon)] + \\ & + \frac{ml(I_x - I_y) \dot{\gamma} \cos \alpha \cos 2\alpha}{2k^2 D(\nu)} [\Omega_z G \cos(\delta_z + \varepsilon) + Z\Omega_z \cos(\delta_z - \delta_3 + \varepsilon)] + \\ & + \frac{(I_x - I_y)^2 \dot{\gamma}^2 \sin 4\alpha_0}{8k^2 D(\nu)} \Omega_z^2 \cos \varepsilon, \quad (6) \end{aligned}$$

де α_0 - середнє значення вимірюваного прискорення,

$$D(\nu) = \frac{D}{\omega_0^2} = \sqrt{(1 - \nu^2)^2 + 4\xi^2 \nu^2},$$

$$\nu = \frac{\omega}{\omega_0} - \text{відносна частота,}$$

$$\xi = \frac{h}{\omega_0} - \text{відносний коефіцієнт згасання,}$$

ω_0 - частота власних незгасаючих коливань,

X, Y, Z, G - амплітуди лінійних прискорень,

$\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$ - амплитуди кутових швидкостей,

ε, δ_i ($i = 1, 2, 3, x, y, z$) - зсуви фаз.

Відповідно до рівняння (5) зроблені розрахунки та отримані таблиці та графіки по оцінці динамічних похибок. Дослідження показали, що на виході гравіметра, при дії гармонійного вхідного збурення, виникає постійна складова, що буде вказувати на присутність уявного прискорення.

Характер зміни постійної складової $\Delta\alpha_w$ від дії лінійних прискорень для різних значень відносної частоти коливань ν та відносного коефіцієнта згасання ξ зображено на рис.2.

На рис.3 зображено характер зміни постійної складової $\Delta\alpha_w$ від амплитуди Ω та частоти ω кутових рухів основи.

Сумісна дія кутових та лінійних збурень викликає зміну постійної складової за характером, зображеним на рис.4, де W - амплітуда лінійних прискорень.

Розроблені методика розрахунків, графіки та таблиці дозволяють проводити оцінку основних параметрів гравіметра і можуть бути застосовані при розробці чутливих елементів, побудованих за подібною схемою.

Третя глава присвячена дослідженню поведінки гравіметра за допомогою ЕОМ. Для моделювання використовувалось рівняння (2), яке було перетворено до вигляду, зручного для обчислення на ЕОМ. Чисельне інтегрування проводилося за методом Рунге-Кутта четвертого порядку. У відповідності з отриманим рівнянням розроблено алгоритм і складена програма обчислення та отримані графіки. Початкові умови та вхідні дані для моделювання були ті ж самі, що і при аналітичному дослідженні для можливості порівняння результатів.

Аналіз результатів проведеного моделювання дозволяє зробити наступні висновки:

- гармонійно змінюваний вхідний сигнал викликає появу на виході гравіметра постійної складової, величина якої найбільша на частотах близьких до ω_0 та $\dot{\gamma}$ при малому значенні коефіцієнта ξ і зростає пропорційно з ростом амплитуд вхідних сигналів при зменшенні коефіцієнта ξ ;

- перехресні сигнали переходять викликають появу на виході ГДН сигналу модульованого частотой $\dot{\gamma}$, що дозволяє виділити корисний сигнал за допомогою частотної фільтрації;

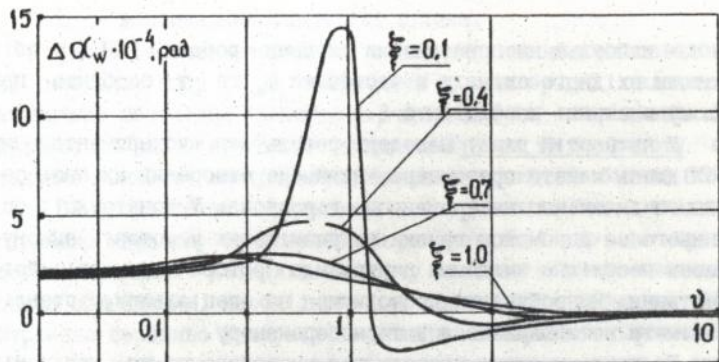


Рис.2. Динамічна похибка від дії лінійних збурень

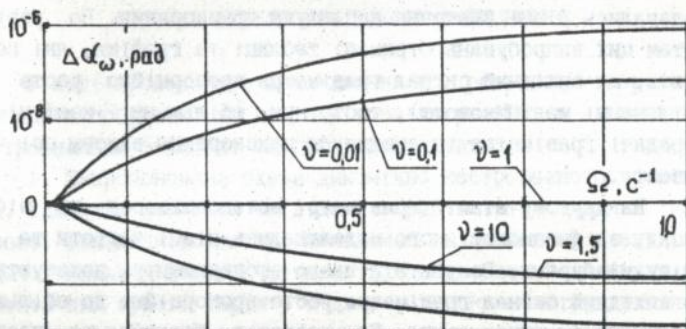


Рис.3. Динамічна похибка від дії кутових збурень

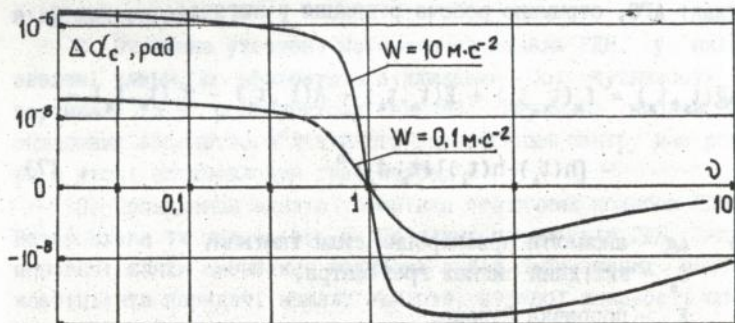


Рис.4. Динамічна похибка у загальному випадку руху основи

- найбільш несприятливими умовами роботи ГДН є збіг частоти вхідного сигналу з частотами ω_0 та $\dot{\gamma}$ особливо при малому значенні коефіцієнта ξ .

У четвертій главі наведені результати експериментальних досліджень макета гравіметра, який був створений на базі серійного динамічно настроюваного гіроскопа. У конструкції останнього за допомогою грузиків, розміщених у роторі виконувалось необхідне зміщення центру мас ротора від осі його обертання. Випробування проводилися на спеціальному стенді. Гравіметр встановлювався у термобарокамеру.

На першому етапі проводилися випробування на нерухомій основі. Визначався вихідний сигнал гравіметра у полі сили тяжіння для різних значень маятниковості m_l . Методом нахилу задавались різні значення амплитуди прискорення. По результатах цих випробувань отримані таблиці та графіки, які показують, що вихідний сигнал гравіметра пропорційно росте при збільшенні маятниковості, тобто при збільшенні коефіцієнта передачі гравіметра та амплитуди прискорення вздовж осі чутливості.

На другому етапі гравіметр встановлювався на вібростенді, за допомогою якого моделювались різні частоти та амплітуди збурень. Результати цього експерименту, показують, що вихідний сигнал гравіметра росте пропорційно до збільшення амплитуди прискорення. На частотах більших за частоту власних коливань амплітуда вихідного сигналу зменшується.

Для проведення вимірювань аномалії за допомогою ГДН у складі АГС, отримано робоче рівняння у вигляді

$$\Delta \bar{g}(t_1, t_2) = \bar{f}_z(t_1, t_2) + \bar{E}(t_1, t_2) + \bar{A}(t_1, t_2) - \bar{\gamma}_0(t_1, t_2) - \\ - [\bar{h}(t_2) - \bar{h}(t_1)](t_2 - t_1)^{-1} \quad (7)$$

де Δg - аномалія прискорення сили тяжіння,

f_z - вихідний сигнал гравіметра,

E - поправка Етвеша,

A - поправка за висоту,

γ_0 - довідкове значення прискорення сили тяжіння,

\dot{h} - вертикальна швидкість літака.

Риска означає осереднені значення відповідних складових на інтервалі часу (t_1, t_2). Виходячи з аналізу цих складових, визначена необхідна тривалість інтервалу їх осереднення. Доведено, що час осереднення поправки Етвеша та за висоту при заданій точності вимірювань повинен складати не більше 30 с.

За результатами проведених експериментальних досліджень отримано методику та розроблені рекомендації що до проведення вимірювань аномалії на борту літака, а також наведено склад обладнання, необхідного для практичної побудови АГС. Отримана середньо квадратична похибка вимірювань близько 0,1 мГал, що ґрунтується на співставленні отриманих даних з даними наземних вимірювань.

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ РОБОТИ І ВИСНОВКИ

У ході проведеного дослідження по розробці теорії та принципів побудови нового типу гравіметра АГС з динамічним настроюванням отримані наступні результати:

1. Запропонована схема динамічно настроюваного гравіметра. ГДН відрізняється од відомих гравіметрів: завдяки можливості динамічного настроювання має великий коефіцієнт передачі, низький поріг чутливості, обумовлений відсутністю момента сил сухого тертя у підвісі, високу бистродію (постійна часу $T = 0,05$ с); перехресні прискорення та кутові швидкості у такій схемі викликають появу на виході сигналу, що відрізняється від корисного за частотою і може бути легко відфільтрований.

2. Отримана уточнена математична модель ГДН, у якій введені члени, що враховують відхилення осі чутливості од вертикалі та у розгорнутому вигляді отримані вирази для складових абсолютного лінійного прискорення центру мас ротора в місці встановлення гравіметра.

3. Проведений аналіз та оцінка статичних похибок ГДН. Встановлена їх залежність від власних параметрів ГДН. Запропоновані шляхи зменшення похибок: вибір оптимальних значень коефіцієнта передачі каналу вимірів, кутової швидкості обертання та геометричних параметрів ротора, фільтрація.

4. Досліджені динамічні похибки ГДН для гармонійно змі-

ливаних лінійних та кутових рухів основи. Встановлена їх залежність від параметрів збурень та власних параметрів ГДН. Отримано таблиці та графіки по їх оцінці. Запропоновані шляхи зменшення цих похибок: встановлення гравіметра на амортизаторах; автокомпенсація згідно з розробленими алгоритмами.

5. Проведено математичне моделювання поведінки ГДН за допомогою ЕОМ. Розроблені алгоритм та програма обчислення. Результати моделювання підтвердили аналітичні висновки: найбільш несприятливим є випадок, коли частота збурень близька до частоти власних коливань при малому демпфюванні; гармонійно змінювані збурення викликають появу постійної складової відхилення ротора.

6. Проведені експериментальні дослідження. Створено макет ГДН і проведено його дослідження, результати якого представлені у вигляді графіків і таблиць. Отримане робоче рівняння для визначення за допомогою ГДН аномалії прискорення сили тяжіння за умов використання його у складі АГС. Розроблена методика та наведено склад обладнання, необхідного для проведення АГВ. Підтверджені практично основні висновки, що сформульовані у теоретичному дослідженні.

7. Доведена доцільність використання ГДН у складі АГС, що ґрунтується на розробленій теорії та принципах побудови, підтверджена моделюванням на ЕОМ та експериментально.

ПУБЛІКАЦІЇ З ОСНОВНИХ ПОЛОЖЕНЬ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Двоступеневий акселерометр. І.В.Балабанов, О.М.Безвесільна, О.В.Збруцький, П.Л.Литвиненко. Позитивне рішення за заявкою № 94041076 від 18.03.1993.

Здобувачем проведено розробку конструктивних варіантів акселерометра.

2. Безвесільна О.М., Литвиненко П.Л., Про вимірювання висоти авіаційної гравіметричної системи: Діп. УкрНДІНТІ.-1990.- № 117-УК-90.- 31с.

Здобувачем проведено аналіз існуючих засобів вимірювання висоти польоту літака.

3. Безвесільна О.М., Литвиненко П.Л., Стефанович Д.Л. Про деякі особливості навігаційного забезпечення аерогравіметричних робіт: Діп. УкрНДІНТІ.- 1991.- № 403-УК-91.- 5с.

Здобувачем проведений аналіз існуючих систем визначення курсу.

4. Литвиненко П.Л. Про вимірювання прискорення сили тяжіння на рухомій основі: Діп. УкрІЕНТІ.- 1992.- № 900-УК-92.- 8с.
5. Литвиненко П.Л. Про деякі особливості аерограміметричних вимірів: Діп. УкрІЕНТІ.- 1992.- № 901-УК-92.- 7с.
6. Безвесільна О.М., Литвиненко П.Л., Хвалеба В.А. Дослідження впливу вібрації на поведінку чутливого елемента системи орієнтації та навігації рухомого об'єкта: Збірн. доп. наук.-техн. конф. Фундаментальні та прикладні проблеми космічних досліджень.- Житомир, 1993.- С.104.

Здобувачем проведено математичне моделювання поведінки чутливого елемента при вібраційних навантаженнях.

7. Безвесільна О.М., Литвиненко П.Л. Про автокомпенсацію похибок гіроскопічного гравіметра за допомогою вимірвального комплексу: Збірн. доп. наук.-техн. конф. Приладобудування-93.- Миколаїв, 1993.- С.26-27.

Здобувачем проведено розробку алгоритмів автокомпенсації похибок гравіметра.

АННОТАЦІЯ

Литвиненко П.Л. Динамічески настраиваемый гравиметр авиационной гравиметрической системы. Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.11.01-приборы и методы измерения механических величин, Национальный технический университет Украины "Киевский политехнический институт", Киев, 1996 г.

В диссертации решена научная проблема исследования теории и принципов построения динамически настраиваемого гравиметра с учетом условий его применения в составе авиационной гравиметрической системы. Показано, что исследуемый гравиметр отличается от известных высокой чувствительностью, способностью разделения по частотному признаку основного сигнала и перекрестных сигналов помех, имеет высокое быстродействие и позволяет достичь точности 10^{-6} м с⁻² и более.

SYNOPSIS

Litvinenko Pavel Leonidovich. The dynamic relocation gravimeter of the aviation gravimetric system. Manuscript.

Dissertation for an anard of degree of candidate of technical science on speciality 05.11.01 - devices and methods of the mechanical magnitude measurements, the Ukraine National Technical University "Kiev Politechnic Institute", Kiev, 1996.

In dissertation the scientific problem of research of theory and principles of dynamic relocation gravimeter building with taking into account the conditions of his exploitation in aviation gravimetric system has been solved. It's shown, that the research gravimeter is differ from known one by highly sensitive, ability to devide on frequency sign of main signal and hindrances crossing signal, posseses highly fast action and permits to acheave accuracy $10^{-6}ms^{-2}$ and more.

Ключові слова: дослідження, гравіметр, динамічне настрівання, авіаційні гравімірвання.



Підп. до друку 27.03.96 Формат 60×84¹/₁₆. Папір
друк. № 1. Друк офсетний. Умовн. друк. арк. 20
Умовн. фарбо-відб. 60 Облік.-вид. арк. 20
Тираж 100 . Зам. № 6-1275.

Фірма «ВІПОЛ».
252151, Київ, вул. Волинська, 60.

445788

AB 34.488

AB 34.488