

ТЕОРІЯ ТА ПРАКТИКА СУЧАСНОГО ПРЕЦИЗІЙНОГО ПРИЛАДОБУДУВАННЯ

УДК 621.317

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІЧНО-НАСТРОЮВАНОВОГО ГРАВИМЕТРА*Безвесільна О.М., Киричук Ю.В., Нечай С.О., Національний технічний університет України “Київський політехнічний інститут”, м. Київ, Україна**Проведення іспитів макету розроблюваного гравіметра й обґрунтування можливості його застосування в складі авіаційної гравіметричної системи***Вступ**

В роботі [1] запропоновано новий динамічно-настроюваний гравіметр, переваги якого перед відомими є більші точність та швидкодія, малі габарити та вартість. Однак, на тепер в літературі [2, 3 тощо] немає відомостей щодо експериментальних досліджень характеристик динамічно-настроюваного гравіметра.

Проведення експериментальних досліджень дозволяє на практиці оцінити вірогідність отриманих теоретичних положень, виявити шляхи поліпшення технічних характеристик розроблюваного приладу, а також зробити остаточний висновок про можливість і доцільність його використання.

Метою цього дослідження є проведення іспитів макету розроблюваного гравіметра й обґрунтування можливості його застосування в складі авіаційної гравіметричної системи (АГС).

У межах цього дослідження необхідно вирішити наступні задачі: скласти робоче рівняння руху гравіметра з урахуванням застосування його в складі АГС; провести іспити макетного зразка гравіметра; запропонувати методику і засоби проведення авіаційних гравіметричних вимірів при експериментальних дослідженнях.

1. Рівняння руху гравіметра у складі АГС

Для складання робочого рівняння руху скористаємося для визначення аномалії прискорення сили ваги Δg [1], яке можна записати у вигляді

$$\Delta g = f_z + E + A - \ddot{h} - \gamma_o, \quad (1)$$

де f_z - вихідний сигнал гравіметра, E - поправка Етвеша, A - поправка за висоту, \ddot{h} - вертикальна складова лінійного інерційного прискорення літака, γ_o - довідкове значення гравітаційного прискорення.

При визначенні аномалії прискорення сили ваги використовують метод осереднення, що аналітично можна представити у вигляді

$$\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} \Delta g dt = \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} (f_z + E + A - \ddot{h} - \gamma_o) dt, \quad (2)$$

де $(t_2 - t_1)$ - інтервал часу осереднення.

З огляду на, те що

$$\int_{t_1}^{t_2} \ddot{h} dt = \dot{h}(t_2) - \dot{h}(t_1),$$

вираз (2) запишемо у виді

$$\Delta \bar{g}(t_1, t_2) = \bar{f}_z(t_1, t_2) + \bar{E}(t_1, t_2) + \bar{A}(t_1, t_2) - \bar{\gamma}_o(t_1, t_2) - \frac{\dot{h}(t_2) - \dot{h}(t_1)}{t_2 - t_1}. \quad (3)$$

У сталому режимі одержимо

$$\begin{aligned} \Delta \bar{g}(t_1, t_2) = & \frac{K}{ml} \bar{\alpha} + 2V\omega_3 \sin \bar{k} \cos \bar{\alpha} + \frac{\bar{V}^2}{r} - 2e \left[1 - \cos^2 \bar{\varphi} \left(1 - \frac{\sin^2 \bar{k}}{2} \right) \right] \frac{\bar{V}^2}{r} - \\ & 2\bar{h} e r^{-1} \bar{V} \cos \bar{k} \sin^2 \bar{\varphi} + 2\bar{\gamma}_o \frac{\bar{h}}{r} + \bar{h} \omega_3^2 \cos^2 \bar{\varphi} + \\ & + \gamma_s (1 + 0,0052884 \sin^2 \bar{\varphi} - 0,0000059 \sin^2 2\bar{\varphi}) - \frac{\dot{h}(t_2) - \dot{h}(t_1)}{t_2 - t_1}, \end{aligned} \quad (4)$$

де рисою позначено середні значення відповідних параметрів на інтервалі осереднення (t_2, t_1) .

Таким чином, отримано рівняння (4) для визначення аномалії прискорення сили ваги Δg за допомогою динамічно-настроюваного гравіметра, яке може бути використане, як робоче при проведенні авіаційних гравіметричних вимірювань (АГВ).

2. Методика осереднення даних при визначенні аномалії

Вірогідність одержуваної при авіаційних вимірюваннях гравітаційних аномалій інформації залежить від правильності вибору інтервалів часу осереднення відповідних параметрів. Збільшення інтервалу осереднення понад 2 хвилини навіть при мінімальних швидкостях польоту літака призводить до одержання сильно згладжених результатів вимірів [2, 3]. Зменшення ж інтервалів осереднення призводить до збільшення вимог до точності визначення відповідних параметрів польоту, що може перевищити реально досягнути. Тому, ґрунтуючись на дослідженнях [2,3], оптимальним можна вважати інтервал часу осереднення 30–60 с.

Аналізуючи характер зміни окремих параметрів, що входять у рівняння (4), встановимо необхідні для них інтервали осереднення. Розглядаючи рівняння для поправки Етвеша E видно, що її зміна визначається швидкістю зміни параметрів польоту V, K, φ [2, 3]. Позаяк авіаційні вимірювання проводяться в умовах практично рівномірного прямолінійного польоту, то можна вважати $V, K = \text{const}$, отже, час осереднення поправки E буде, в основному визначатися швидкістю зміни широти φ . Очевидно, що остання буде різною в залежності від напрямку польоту (курсу K) і буде мати найбільше значення при польоті уздовж меридіана. При цьому величина її може бути визначена виразом

$$\varphi = \frac{V}{r}. \quad (5)$$

Підставивши в (5) прийнятні значення швидкості і висоти польоту, одержимо $\varphi = (1-3) \cdot 10^{-5}$ рад·с⁻¹. З огляду на те, що для досягнення точності виміру Δg порядку 1 мГл,

широту необхідно визначати з точністю біля однієї кутової хвилини, одержимо, що максимальний час осереднення φ , а отже й E , складе близько 30 с.

Аналіз рівняння (4) свідчить, що зміна поправки за висоту A визначається параметрами h , γ_0 , і φ . Зважаючи на умови проведення АГВ, можна вважати висоту h постійною. Тоді час осереднення поправки A буде в основному визначатись швидкістю зміни широти, тому що γ_0 також є функцією φ . Це дозволяє прийняти час осереднення поправки A таким же, як і для поправки E , тобто 30 с.

Отже, осереднення параметрів, які входять у вирази для визначення E і A (швидкості V , курсу K , висоти h), необхідно проводити за такі ж проміжки часу.

Осереднення вихідної інформації гравіметра f_z необхідно робити за можливо менш короткі інтервали часу, що визначається в кожному конкретному випадку, як інерційністю самого гравіметра (постійною часу T), так і швидкістю польоту і необхідною масштабністю зйомки. У даному випадку інтервал осереднення обраний 1 с ($\approx 3T$). Відповідно такий же інтервал обраний і для осереднення вертикальної швидкості польоту \dot{h} .

3. Конструктивне виконання і результати досліджень макета гравіметра

За основу для створення макета динамічно-настроюваного гравіметра був використаний динамічно-настроюваний гіроскоп ГВК-6, що випускається серійно. Він являє собою (рис. 1) конструкцію, у якій ротор 1 консольно закріплений на валу приводного двигуна 2 за допомогою монолітного двокільцевого пружного підвісу 3. Двигун - синхронний гістерезисний. Вал двигуна встановлений у шарикопідшипникових опорах 4. Пружину 5 призначено для створення необхідного осьового зусилля в опорах.

Його основні технічні характеристики: маса ротора без пружного підвісу - 60 г; частота обертання ротора - $180 \text{ рад}\cdot\text{с}^{-1}$; максимальний кут відхилення ротора ± 7 кут. хв.; масштабний коефіцієнт датчика моменту - $11,6 \pm 1,2$ кут.град./г·мА; систематична складова дрейфу -1,5 кут.град./г; габаритні розміри: $\varnothing 54 \times 46$ мм; маса не більш 0,35 кг.

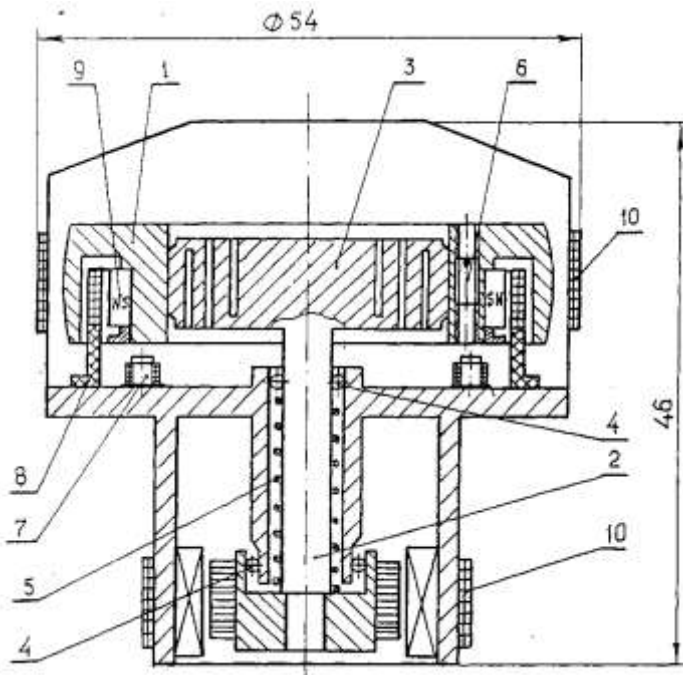


Рисунок 1 - Конструктивна схема макета гравіметра

Необхідний зсув центра мас ротора щодо осі його обертання в радіальному напрямку забезпечується за рахунок наявних у конструкції важелів 6 балансування. Знімання вимірювальної інформації забезпечується датчиком кута 7 індуктивного типу. Створення протидіючого моменту забезпечується датчиком моменту електромагнітного типу, статор 8 якого закріплений на корпусі, а ярмір 9 являє собою кільцевий магніт, встановлений у роторі. Ярмір виконаний зі сплаву ЮНДК-24 і має велику коерцитивну силу ($H_c > 32 \text{ кА/м}$).

Для зниження випадкової складової дрейфу в конструкції передбачено обігрів 10 з терморегуляцією. Для зменшення аеродинамічних утрат внутрішня порожнина герметизується і заповнюється воднево-гелієвою сумішшю і створюється розрідження 0,8 - 1,07 кПа (6-8 мм.рт.ст.). Іспити макета проводились на стенді, структурну схему якого зображено на рис. 2.

Стенд складається з загального пульта керування ЗПК, пульта керування вібростендом ПКВ, вібростенда ВР із установленою на ньому термобарокамерою ТБК, задаючого генератора ЗГ і вимірювальних приладів ВП. Гравіметр встановлюється в термобарокамеру ТБК, у якій відкачують повітря до тиску 1,33 -13,3 кПа (0,01 - 0,1 мм.рт.ст.) і заповнюють гелієм до 3,99 - 5,3 кПа (30 - 40 мм.рт.ст.). Після прогріву протягом однієї години і стабілізації на рівні 60°C проводились іспити.

По конструктивним та міцностним міркуванням іспити проводились при малих значеннях маятниковості. Збільшення маятниковості призводить до збільшення вібраційних навантажень, викликаних зсувом центра мас від осі обертання і необхідністю спеціального балансування підвісу, а також застосування динамічних гасителів коливань, що в умовах наявної конструкції виконати неможливо.

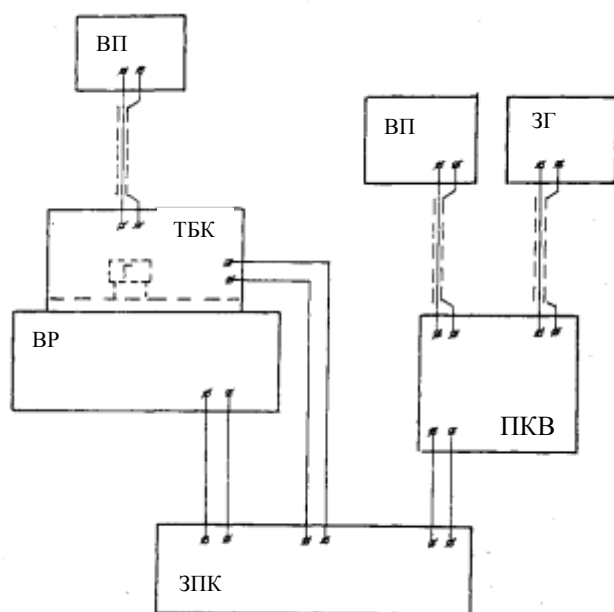


Рисунок 2 - Структурна схема іспитового стенда

Експеримент проводився в два етапи. На першому етапі проводились іспити в статичному режимі. При цьому задавались різні значення прискорення уздовж осі чутливості гравіметра методом нахилу і визначався масштабний коефіцієнт каналу виміру.

Крім того, за рахунок важелів балансування виміри проводились

для різних значень маятниковості ml у діапазоні $(1-15) \cdot 10^{-7}$ кг·м. Вимірювальна інформація знімалась у виді амплітуди вихідної напруги на вимірювальному приладі і по осцилографу. Серії вимірів, проведених у різний час, показали гарну повторюваність результатів.

У табл. 1 і на рис. 3 представлені усереднено результати проведених іспитів у статичному режимі.

Таблиця 1. Результати статичних іспитів $U_{вих}$, мВ

W, g	0,1	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0	Позн. на рис. 3
$ml \cdot 10^{-6}$, кг·м	0,1	11,2	12,7	15,8	18,9	22,0	1
	0,5	25,5	27,5	31,5	35,5	39,5	2
	1	40,1	42,3	46,8	51,4	55,9	3

	1,5	55,0	57,7	63,3	68,8	74,4	79,9	4
--	-----	------	------	------	------	------	------	---

Як видно з представлених графіків, зі збільшенням маятниковості вихідний сигнал гравіметра пропорційно росте. Такий же результат виходить зі збільшенням прискорення по осі чутливості.

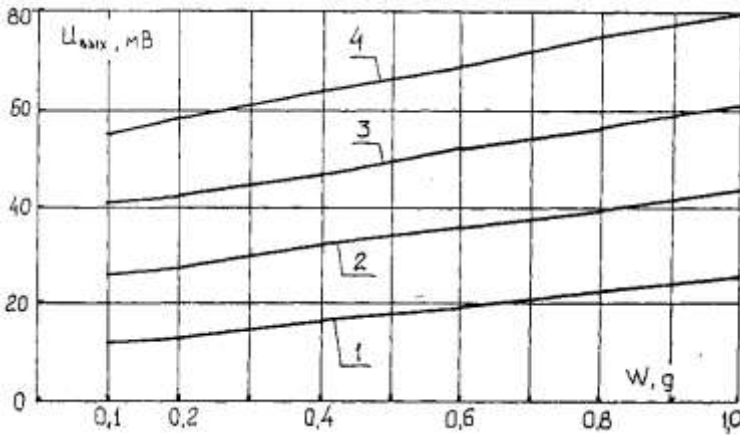


Рисунок 3 – Залежність вихідного сигналу гравіметра від прискорення

На другому етапі проводились іспити гравіметра в динамічному режимі. При цьому вісь чутливості встановлювалась по вертикалі місця. Таким чином, створювалось постійне прискорення уздовж осі чутливості, рівне прискоренню сили ваги в даному місці Землі. Крім того, за допомогою вібростенду задавалися коливання в діапазоні частот 5 – 200 Гц і амплітуд віброприскорень від 0,1g до 2g.

Величина маятниковості при цьому залишалася постійною і складала $1 \cdot 10^{-6}$ кг·м.

Результати цих іспитів представлено в табл. 2. Аналіз отриманих даних показує, що найбільше значення вихідний сигнал має при частотах 10 - 20 Гц, близьких до частоти власних коливань системи. Зі збільшенням частоти коливань, амплітуда вихідного сигналу зменшується.

Таблиця 2. Результати динамічних іспитів $U_{вих}$, мВ

f , Гц		5	25	50	100	150	200	Позн. на рис. 4
W , g	0,1	45,2	44,7	37,5	29,9	23,5	21,8	1
	0,5	53,0	52,0	46,1	37,2	32,0	30,1	2
	1	67,4	66,3	61,5	55,0	50,1	44,5	3
	2	91,3	90,5	85,0	72,5	67,1	63,9	4

4. Проведення гравіметричних досліджень на літаку

Для забезпечення авіаційних гравітаційних вимірювань в авіаційній гравіметричній системі, наряду з динамічно-настроюваним гравіметром, використовувались наступні компоненти: інерційна навігаційна система И-21 (розробка МИЭИА, м. Москва) разом з доплерівською системою РДС-2 для вимірів навігаційних параметрів; барометричний висотомір УВИД-30 у комплексі з радіовисотоміром РВ-20 для виміру висоти польоту; вимірювальний комплекс висотно-швидкісних параметрів ИКВСП-1-7 зі складу бортового аеронавігаційного устаткування літака АН-30 із системою автономної навігації А-826; бортова цифрова обчислювальна машина для збору й обробки інформації по розробленому алгоритму; реєструючий пристрій для запису інформації.

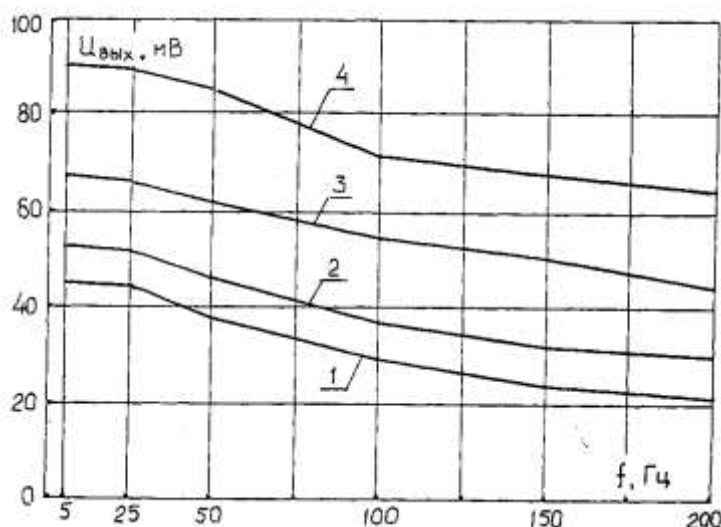


Рисунок 4 – Залежність вихідного сигналу гравіметра від частоти

Авіаційні гравіметричні виміри проводились над квадратами поверхні Землі $2,5^{\circ} \times 2,5^{\circ}$ і $5^{\circ} \times 5^{\circ}$. Маршрути польотів вибирались уздовж паралелей заданої широти й уздовж меридіанів заданої довготи. Середня довжина лінії польоту порядку 450 - 650 км, відстань між лініями - порядку 30 кут.хв по широті і довготі.

Польоти проводились з використанням автопілоту постійним курсом і висотою протягом 5 годин.

Іспитова програма складалась з наступних основних етапів: передпольотна підготовка, перевірка і калібрування приладів і систем; виведення літака на задані режими польоту з включенням автопілоту; польотна перевірка і калібрування устаткування; реєстрація вимірювальної інформації; післяпольотна перевірка і калібрування приладів і обробка результатів вимірів.

Передпольотна підготовка, перевірка і калібрування складала дві години. За цей час приводились в робочий стан контрольний годинник, фотокамера, перевірялись і виставлялись у вихідне положення гіростабілізована платформа й астронавігаційна система, робився вивід на режим і калібрування гравіметра й акселерометрів, перевіряється взаємодія всіх компонентів АГС.

Після проведення експерименту і посадки літака у зворотному порядку робиться перевірка і калібрування приладів. Потім устаткування встановлюється в неробочий стан, відключаються джерела живлення.

Система гравіметра повинна знаходитися в робочому стані з початку і до кінця експерименту. Кут тангажу літака під час набору висоти не повинний перевищувати 15° , а крен при розворотах - 20° щоб уникнути розлагодження апаратури [2,3 та інш.].

В даний час для підвищення точності навігаційного забезпечення авіаційних гравімірювань можна використовувати літаки АН-30, обладнані пілотажно-навігаційним прицільним комплексом А-820, у який входять система автономної навігації А-826 з ІНС типу І-21-1, барометричний висотомірний комплекс ІКВСП-2-7 і радіовисотомір А-034. Крім того, можна застосувати висотоміри, розроблені КБ МАІ "Гребінь" (абсолютна похибка над суходолом 0,3 м) Каменськ-Уральського приладобудівного заводу (абсолютна похибка вимірів над морем 1,5 м).

У комплексі А-820 застосовується режим комплексної обробки інформації (КОІ) від усіх коригуючих підсистем, що входять у нього: радіолокаційних, астронавігаційних, супутникових. В даний час проводиться доробка літаків в

експлуатації по реалізації комплексу задач третьої черги, у число яких входить супутникова корекція комплексу. Шляхом цього досягається точність навігаційного забезпечення, необхідна для створення дрібно і середньо масштабних гравіметричних карт.

Висновки.

Внаслідок проведених досліджень отримано наступні нові результати:

1. Складено рівняння для визначення аномалії прискорення сили ваги з використанням динамічно-настроюваного гравіметра, а також наведено методику осереднення параметрів, що входять у рівняння руху;

2. Проведено іспити макета гравіметра на стенді. Показано шляхом аналізу результатів іспитів, що вихідний сигнал гравіметра пропорційно зростає зі збільшенням маятниковості ml і амплітуди прискорення. При збільшенні частоти зміни вхідного прискорення більше власної частоти коливань ω_0 , спостерігається зменшення амплітуди вихідного сигналу. Таким чином, результати експерименту цілком співпадають з висновками, отриманими при аналітичному дослідженні поведінки гравіметра [4].

3. Представлено методику проведення гравіметричних вимірів на борту літака і надано рекомендації зі способів підвищення точності вимірів.

На підставі проведеного дослідження, можна зробити висновок, що розглянута схема динамічно-настроюваного гравіметра нового типу практично реалізована і може бути використана разом з викладеними методиками для проведення авіаційних гравіметричних вимірювань.

Врахування отриманих результатів, при подальших дослідженнях динамічно-настроюваного гравіметра, дозволить підвищити точність, швидкодію вимірювань гравітаційного прискорення, підвищити конкурентоспроможність вітчизняних авіаційних гравіметричних систем.

Література

1. Безвесільна О.М., Нечай С.О. Гравіметр. // Деклараційний патент на винахід №53478А, 7G01V7/00. Заявка №2002064813 на винахід.-2002. Опубл. 15.01.2003. Бюл.№1.
2. Буланже Ю.Д. Аппаратура и методы экспериментальных исследований по гравиметрии. - М.: Наука, 1965. - 110с.
3. Лозинская А.М., Фомина З.И., Яшаев И.Л. Аэрогравиметрическая аппаратура на базе струнных датчиков // Прикладная геофизика. - М.: Недра, 1973. - С.175-186.
4. Безвесільна О.М., Киричук Ю.В., Нечай С.О. Аналіз статичних похибок динамічно-настроюваного гравіметра. Вісник Інженерної академії України. – 2004. – №.2. – С.44-53.

Безвесильная Е.Н., Киричук Ю.В., Нечай С.О. Экспериментальные исследования динамически-настраиваемого гравиметра. Проведения испытаний макета разрабатываемого гравиметра и обоснование возможности его применения в составе авиационной гравиметрической системы.	Bezvesilnaya E.N., Kirichuk Y.V., Neshay S.O. Experimental study dinamic-adjusted gravimeter. Undertaking the test the model under development dinamic-adjusted and motivation of the possibility of his using in composition aerogravimeter systems are offered.
--	---

*Надійшло до редакції
15 липня 2004 року*