

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ З ВИКОРИСТАННЯМ ГІРОСКОПІЧНОГО ГРАВІМЕТРА

Представлено результати експериментальних досліджень авіаційної гравіметричної системи з використанням гіроскопічного гравіметра

Ключові слова: гіроскопічний гравіметр, похибка, гравітаційна аномалія

Постановка проблеми. Сьогодні у літературі відсутні відомості про експериментальні дослідження авіаційної гравіметричної системи (АГС), чутливим елементом якої є гіроскопічний гравіметр.

Тому надання відомостей щодо проведення таких експериментальних досліджень є актуальним.

У статті представлено деякі результати проведених льотних і наземних випробувань АГС з використанням гіроскопічного гравіметра.

Аналіз досліджень. Проведений аналіз літератури показав, що великий внесок у теорію і практику наземних гравіметричних вимірювань було зроблено видатними вченими: В.О. Багрянцом, Ю.Д. Буланже, К.Е. Веселовим, А.М. Лозинською, А.А. Михайловим, С.А. Піддубним, Є.І. Поповим, В.А. Туліним, В.В. Фединським, М.Є. Хейфецом та іншими. Велику роль у розробці гравітаційних вимірювань відіграли роботи закордонних вчених: Л. Ла-Кости, Д. Гаррисона, А. Графа, Ю. Томоди, М. Гольвані та інших.

Інтенсивно проводять гравіметричні дослідження у багатьох великих науково-технічних центрах: ННЦ "Інститут метрології" (м Харків) під керівництвом Г.С. Сидоренка; ЦНДІ "Азимут" (м. Санкт-Петербург) під керівництвом Л.П. Несенюка, Г.Б. Вольфсона, Б.А. Блажнова; ВВІАУ ім. професора М.Є. Жуковського (м. Москва) під керівництвом А.А. Красовського, А.І. Сороки; РВ ВІАУ (м. Рига) під керівництвом А.А. Веселова. Однак, у відомих публікаціях та літературних джерелах немає відомостей, щодо експериментальних досліджень АГС з гіроскопічним гравіметром.

Мета роботи: викласти відомості про результати проведених експериментальних досліджень АГС з використанням гіроскопічного гравіметра.

Основна частина. Під час експериментальних досліджень авіаційної гравіметричної системи з гіроскопічним гравіметром на літаку ІЛ-18 (полігон "Анапа") використовувались такі компоненти авіаційної гравіметричної системи:

1. Чутливий елемент АГС (гравіметр) – модифікований гіроінтегратор лінійних прискорень (ГІП)[1].

2. Бортова цифрова обчислювальна машина "Орбіта 20701" (розробка – НПО "Електроавтоматика", Санкт-Петербург; виготовлення – м. Уфа).

3. Запис усіх реєстраційних параметрів записуючий пристрій "БАКСИ" (виготовлення – ІРЕ, Санкт-Петербург).

4. Вимірювання навігаційних параметрів – комплексне використання інерціальної навігаційної системи І-21 (розробка МІЕіА, Москва) і доплерівської системи РДС-2.

Вимірювання висоти – комплексне використання барометричного висотоміра УВІД-30 і радіовисотоміра РВ-20.

Використовували вимірювальний комплекс висотно-швидкісних параметрів ІКВСП І-7 зі складу бортового аеронавігаційного обладнання літака ІЛ-18, який, за експериментальними дослідженнями, задовольняє всі точнісні вимоги авіаційної гравіметричної системи [1]. До складу ІКВСП І-7 входить система автономної навігації А-826 Н-101.

5. Організація авіаційних гравіметричних вимірювань: проведення над квадратами

поверхонь $2,5' \times 2,5'$ і $5' \times 5'$. Маршрути польотів пролягали здебільшого уздовж паралелей заданої широти і меридіанів заданої довготи. Середня довжина лінії польоту становила 450...650 км; відстань між лініями польоту близько 30 кут. хв. по широті і довготі.

Всі польоти виконувались з використанням автопілота, на однакових курсах і висоті.

Випробувальна програма складалась з таких основних етапів: передльотна перевірка і калібрування приладів; калібрування висотоміра під час польоту; виведення літака у режим прямолінійного рівномірного польоту за допомогою автопілота; реєстрація аномалій прискорення сили ваги; повороти; післяльотна перевірка приладів і калібрування.

Середній час випробувальних польотів становив 5 год.

Під час передльотної перевірки і калібрування протягом двох годин гірографіметр було відкалібровано, контрольні годинники включено, фотокамеру заряджено й перевірено, стабілізовану платформу перевірено й виставлено, астронавігаційну систему виставлено у вихідне положення, відкалібровано всі акселерометри, перевірено всю взаємодію.

Після польоту перевірку і калібрування приладів було здійснено у зворотній послідовності, реєстратор запису повернено у вихідне положення і відмарковано, все обладнання виставлене у неробоче положення, відімкнені джерела живлення.

Система гірографіметра перебувала у робочому стані від зльоту до посадки. Коли літак набував положення прямолінійного рівномірного польоту, було ввімкнено решту обладнання.

Треба було, щоб під час підйому літака кут тангажу не перевищував 15° , під час поворотів кут крену не перевищував 20° .

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

Деякі результати експериментальних досліджень

Задачами експериментальних досліджень були наступні:

- виміряти прискорення сили ваги за допомогою гіроскопічного гравіметра;
- апробувати можливість використання аеронавігаційного обладнання літака ІІ-18 для авіаційних гравіметричних вимірювань.

Наведемо деякі результати проведених досліджень.

Вимоги до стабілізації приладу залежать деякою мірою від маршруту і, зокрема, від курсу літака. У табл. 1 зведено максимальні похибки чутливості, обчислені при моделюванні тривісної місцевої вертикальної платформи, у разі польотів літака за певними маршрутами (рис. 1).

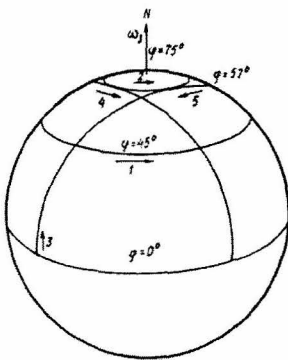


Рис. 1 Навігаційні маршрути ($v = 150 \text{ м/с}$) при ϕ , град: 1 – 45; 2 – 75; 3 – 0...75 і 45; 4, 5 – 57...75 і 0

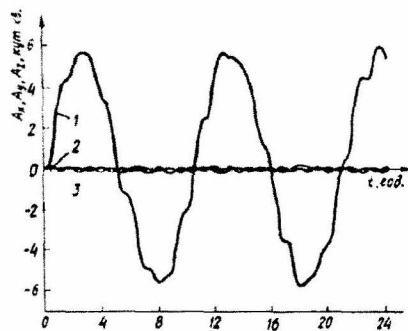


Рис. 2 Кутові відхилення платформи унаслідок дрейфу північного гіроскопа ($\phi = 75^\circ$, $v_y = 153 \text{ м/с}$): 1 – A_z ; 2 – A_x ; 3 – A_y .

У табл. 1 показано кутові похибки відхилення вертикалі від напрямків на північ і схід і кутові швидкісні похибки відносно азимутальної осі, які особливо важливі, оскільки вихідний сигнал гірогравіметра, що знімається з вхідної осі, пропорційний сигналу питомої сили по вхідній осі. Тому похибки азимутальної кутової швидкості дуже небажані, коли гіроакселерометр використовують, як гравіметр.

На рис. 2 показано зміну кутових відхилень стабілізованої платформи, зумовлених сталою швидкістю дрейфу північного гіроскопа, для польоту на схід уздовж паралелі $\phi = 75^\circ$. Висока широта підсилює азимутальний дрейф.

Таблиця 1

Максимальна похибка чутливості вертикальності платформи

Джерело похибок чутливості	A_x	A_y	A_z
Неточність виставлення платформи, кут. хв.			
A_{x0}	1	1	1
A_{y0}	1	1	1
A_{z0}	0,1	0,1	0,1
Неточність визначення швидкості, $\frac{\text{кут. хв.}}{\text{м/с}}$	0,4	0,4	0,4
V_{x0}	0,44	0,44	0,44
V_{y0}	0,4	0,4	0,4
Дрейф гіроскопа, кут. хв.:			
ω_x	0,2	0,2	0,2
ω_y	0,2	0,2	0,2
ω_z	0,02	0,2	0,2
Відхилення гіроскопа, кут. хв./Гл:			
w_x	0,0069	0,0034	0,0063
w_y	0,0034	0,0069	0,0063

На рис. 3 і 4 показано зміни азимутальної похибки, зумовленої сталою швидкістю дрейфу азимутальною гіроскопа для маршрутів польотів літака по великих колах, що пролягають у 15° від полюса. В даному випадку також очевидне зростання азимутальної похибки зі збільшенням широти.

Для гірогравіметра у звичайному виконанні з передаточним коефіцієнтом $0,75 \frac{\text{рад/с}}{g}$ азимутальна швидкість дрейфу гіроскопа 1 кут. хв. за 1 год. польоту може спри-

чинити похибку близько 0,8 мГл у вихідному сигналі гірогравіметра для відрізків зображеного курсу (рис. 3). Після того, як передаточний коефіцієнт гірогравіметра збільшено під час експерименту, похибка у вихідному сигналі гірогравіметра набагато зменшується.

Похибки чутливості виставлення платформи, наведені у табл. 1, не є жорстко сталими і залежать від керування польотом. Потрібні сигнали швидкості належить утримувати на заданому рівні вказаної точності, оскільки зміна швидкості в 2 м/с спричиняє нахил платформи майже 1 кут. хв.

Попередній аналіз передбачає орієнтацію платформи уздовж напрямків: північ, схід і вертикаль.

На рис. 5 зображено експериментальну азимутальну характеристику польоту літака. Очевидно, що мінімальна чутливість системи до зміни азимута становить 20 кут. хв. Деякі порівняння астрокомпасного визначення азимута з визначенням азимута за допомогою АГС підтвердили доцільність застосування в цьому разі АГС.

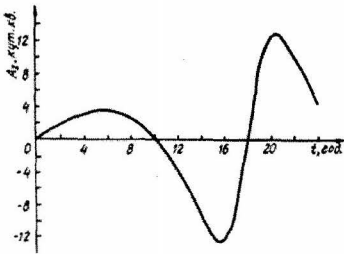


Рис. 3 Азимутальна похибка платформи унаслідок дрейфу азимутального гіроскопа (політ за маршрутом на схід: $\phi = 0...57^\circ$, $\lambda = 0...155^\circ$, $v = 153 \text{ м/с}$)

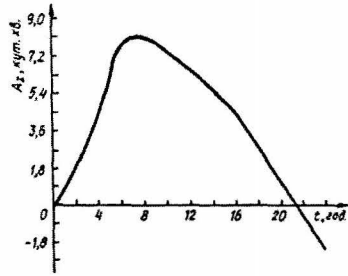


Рис. 4 Азимутальна похибка платформи унаслідок дрейфу (політ за маршрутом на захід: $\phi = 0...57^\circ$, $\lambda = 0...155^\circ$, $v = 153 \text{ м/с}$)

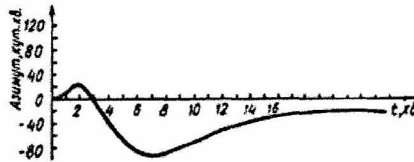


Рис. 5. Експериментальна азимутальна характеристика польоту літака

Експериментальні дослідження калібрування, або градування (перед кожним польотом на літаку, що перебуває на Землі), показали, що амплітуда вихідного сигналу гірогравіметра за інтервал реєстрації, що дорівнює десяти обертам приладу, у п'ять разів менша за амплітуду вихідного сигналу гірогравіметра за інтервал реєстрації, що дорівнює двом обертам приладу.

Отже, варіації вихідного сигналу гірогравіметра при калібруванні обернено пропорційні інтервалу калібрування.

Було також знайдено апроксимований спектр даних гірогравіметра під час випробувального польоту (час спостереження – 10 обертів). Спектр має максимум, відповідний $0,0015 \text{ с}^{-1}$. Встановлено, що цей максимум зумовлений впливом системи термоконтролю. Після зміни ланцюга живлення системи термоконтролю цей недолік було усунуто.

Зареєстровані під час польоту дані про вертикальне прискорення для турбулентних і спокійних умов польоту показали, що в спокійних умовах, типових для проведення авіаційних гравіметричних вимірювань, вертикальне прискорення не перевищує $5 \cdot 10^{-3} g = 5 \text{ Гал} = 5 \cdot 10^{-2} \text{ м/с}^2$. Зміни спектральної густини, що відповідає кореляційній функції вертикального прискорення, добутої під час польоту протягом однієї години в спокійних умовах, лежать в інтервалі між $0,01$ і $0,10 \text{ с}^{-1}$, потім цей показник повільно зменшується до деякого значення. У цьому разі найтипівіше вертикальне прискорення було близько 3600 мГл .

Дослідження кореляційної функції вертикального прискорення, добутої під час польоту протягом однієї години в турбулентних умовах і відповідної спектральної густини

показало, що в цьому разі спектр досягає максимуму швидше, чіткіше між $-0,04...0,05 \text{ c}^{-1}$. Це характеризує систему автопілота літака, яка досить сильно реагує на турбулентність повітря. У цьому разі переважало вертикальне прискорення близько 9400 мГл . Однак, як уже зазначалося, турбулентні умови польоту не є типовими для проведення авіаційних гравіметричних вимірювань.

Результати експериментальних визначень аномалій прискорення сили ваги, оброблені з допомогою ЦОМ (розв'язання основного робочого рівняння руху АГС)

У разі експериментальних вимірювань аномалій прискорення сили ваги так само, як і під час теоретичних досліджень, було застосовано розроблену математичну модель [1] АГС з використанням гіроскопічного гравіметра. У практиці гравіметричних вимірювань подібну проблему ще не було проаналізовано.

Було проведено дослідження за допомогою ЦОМ, спрямоване на вирішення такого науково-технічного завдання: вивчення впливу різних параметрів (курсу, широти, швидкості, висоти польоту літака) на результати вимірювань аномалій прискорення сили ваги з метою визначення деяких закономірностей і розробки рекомендацій з методики проведення авіаційних гравіметричних вимірювань.

Розглянемо результати дослідження – таблиці обчислених значень аномалій прискорення сили ваги за експериментальними даними для маршрутів польоту літака, різних за такими параметрами: курс (польоти уздовж меридіанів); широта (польоти уздовж паралелей); висота літака; швидкість літака.

Відповідно до програми дослідження аномалій прискорення сили ваги і відповідних алгоритмів, було здобуто певні закономірності.

На рис. 6 зображено залежності аномалій прискорення сили ваги від широти місцезнаходження літака для висоти $h = 5000 \text{ м}$, швидкості польоту $v = 258 \text{ м/с}$, вертикальної швидкості $\dot{h} = 40 \text{ м/с}$ у разі польотів літака уздовж меридіанів (курс $k = \text{const}$).

На рис. 7 показано залежності аномалій прискорення сили ваги від курсу місцезнаходження літака для висоти $h = 5000 \text{ м}$, швидкості польоту $v = 258 \text{ м/с}$, вертикальної швидкості $\dot{h} = 40 \text{ м/с}$ і польотів літака уздовж паралелей ($k = \text{const}$).

На рис. 8 наведено залежності аномалій прискорення сили ваги, здобуті під час руху літака на різних висотах h : $3000, 5000, 9000, 12\ 000 \text{ м}$ зі швидкістю $v = 258 \text{ м/с}$, вертикальною швидкістю $\dot{h} = 40 \text{ м/с}$ у разі руху літака уздовж меридіанів (курс $k = \text{const}$). З рис. 8 видно, що під час руху літака за одним і тим самим курсом, коли літак перебуває на одній і тій самій широті, аномалії прискорення сили ваги тим більші, чим більша висота польоту, тобто збільшення висоти польоту літака сприяє зростанню аномалій прискорення сили ваги. Тому гравіметричні вимірювання здійснювали здебільшого на однаковій висоті польоту h : 3000 або 5000 м .

На рис. 9 зображено залежності аномалій прискорення сили ваги, добуті під час руху літака з різною швидкістю v : $75, 150, 258 \text{ м/с}$ на висоті $h = 5000 \text{ м}$ при $\dot{h} = 40 \text{ м/с}$. З рис. 9 видно, що у разі руху літака за одним і тим самим курсом та його перебуванні на одній і тій самій широті й висоті, аномалії прискорення сили ваги тим більші, чим більша швидкість польоту, тобто збільшення швидкості польоту літака сприяє зростанню вимірюваних аномалій прискорення сили ваги. Тому гравіметричні вимірювання здійснювали переважно при однаковій швидкості польоту літака $v = 150 \text{ м/с}$.

Аналіз залежностей (рис. 6 – 9) дає змогу зробити такі висновки: експериментально підтверджено висновки добуті з аналітичного дослідження методичних похибок АГС [1]. Показано: якщо при проведенні авіаційних гравіметричних вимірювань уздовж земного меридіана ($k = \text{const}$) потрібно точно визначити курс, то в разі руху уздовж земної паралелі ($\phi = \text{const}$) важливо точно визначити швидкість.

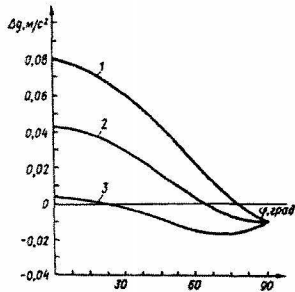


Рис. 6. Залежність аномалій прискорення сили ваги від широти місцеположення об'єкта для $h = 5000 \text{ м}$, $\dot{h} = 40 \text{ м/с}$, $v = 258 \text{ м/с}$ у разі польоту літака уздовж меридіанів за сталим курсом k , град: 1 – 90; 2 – 0, 180, 360; 3 – 270

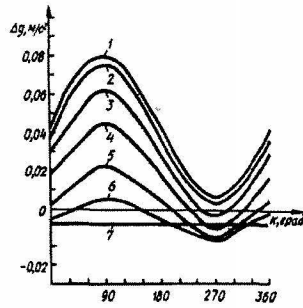


Рис. 7. Залежність аномалій прискорення сили ваги від курсу місцеположення об'єкта $h = 5000 \text{ м}$, $\dot{h} = 40 \text{ м/с}$, $v = 258 \text{ м/с}$ у разі польоту літака уздовж паралелей при ϕ , град: 1 – 0, 2 – 15; 3 – 30; 4 – 45; 5 – 60; 6 – 75; 7 – 90

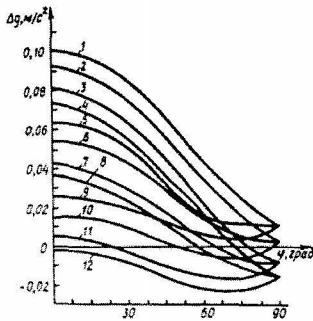


Рис. 8 Залежність аномалій прискорення сили ваги від висоти польоту літака, коли $\dot{h} = 40 \text{ м/с}$, $v = 258 \text{ м/с}$; курс k дорівнює в одному випадку 90° , в другому – 0° , 180° і 360° для висоти h , м, відповідно: 1, 5 – 12 000; 2, 6 – 9 000; 3, 7 – 5 000; 4, 8 – 3 000

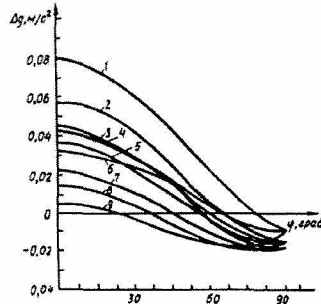


Рис. 9 Залежність аномалій прискорення сили ваги від швидкості польоту літака, коли $h = 5000 \text{ м}$, $\dot{h} = 40 \text{ м/с}$; курс k , град: 1) 90° ; 0, 180, 360; 3) 270 для швидкості польоту v , м/с відповідно: 1, 4, 9 – 258; 2, 5, 8 – 150; 3, 6, 7 – 75

Експериментально підтверджено, що чутливість АГС до похибок вимірювання швидкості максимальна для східного і західного курсів при широті місця $\phi = 0^\circ$, мінімальна для руху літака за північним і південним курсом і при $\phi = 90^\circ$ незалежно від курсу.

Експериментально підтверджено, що чутливість похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання широти максимальна у разі руху літака на схід і мінімальна, коли літак рухається на захід. Чутливість похибки вихідного сигналу системи до похибок вимірювання широти максимальна, коли літак рухається в середніх широтах $\phi = 45..60^\circ$, і близька до нуля для всіх курсів у разі роботи АГС на екваторі, а для літака, що рухається за курсом 180° або 360° – при $\phi = 90^\circ$.

Отже, в разі руху літака за північним або південним курсом чутливість похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання курсу найбільша; для східного або західного курсу цей показник найменший.

Висновки:

1. Підтверджено доцільність використання у АГС гіроскопічного гравіметра; пока-

зано, що похибка вимірювання аномалій прискорення сили ваги в разі використання гірогравіметра не перевищує 0,1 мГл за найнесприятливіших умов експерименту;

2. Апробовано й підтверджено доцільність використання розробленої математичної моделі авіаційної гравіметричної системи, математичних алгоритмів і програм для визначення аномалій прискорення сили ваги, оцінки роботи гірогравіметра системи, що наведено у [1];

3. Підтверджено можливість використання аеронавігаційного обладнання літака ІЛ-18 та обладнання авіаційної гравіметричної системи [1];

4. Експериментальні дослідження продемонстрували точність 0,1 мГл, оснований на збігу даних випробувальних вимірювань з даними попередніх наземних вимірювань; на збігу даних повторних вимірювань, проведених для одних і тих самих маршрутів;

5. Експериментально підтверджено всі основні переваги гіроскопічного гравіметра АГС над іншими типами гравіметрів: значно менші похибки в гірогравіметра, незбурюваність горизонтальними перехресними прискореннями тощо;

6. Для подальшого зменшення похибок АГС з використанням гіроскопічного гравіметра було запропоновано й успішно апробовано цілу низку змін (наприклад, збільшено передаточний коефіцієнт гірогравіметра);

7. Експериментально підтверджено висновок зроблений на підставі аналітичного дослідження методичних похибок авіаційної гравіметричної системи [1]: під час авіаційних гравіметричних вимірювань уздовж земного меридіана треба точно визначати курс, у разі руху уздовж земної паралелі важливо точно вимірювати швидкість, для середніх широт – широту.

Література

1. Безвесільна О.М. Авіаційні гравіметричні системи та гравіметри: Монографія. – Житомир: ЖДТУ, 2007. – 604с.

References

1. Bezvesilna AM Aviation gravimetric ratio quod gravimeters: Monograph. - Zhytomyr: ZSTU, MMVII. - 604s.

Коваль А.В., Коваль Т.Л., Безвесильная Е.Н. Экспериментальные исследования авиационной гравиметрической системы с использованием гироскопического гравиметра

Представлены экспериментальные исследования испытания авиационной гравиметрической системы с использованием гироскопического гравиметра.

Ключевые слова: гироскопический гравиметр, погрешность, гравитационная аномалия.

Koval A.V., Koval T.L., Bezvesilna A.M. Experimental studies of aircraft gravitometric system using gyroscopic gravimeter.

Experimental studies of testing aviation gravimetric system using gyroscopic gravimeter are introduced.

Keywords: gyroscopic gravimeter, accuracy, gravity anomaly.

Безвесільна Олена Миколаївна, професор кафедри приладобудування Національного технічного університету України “Київський політехнічний інститут”, доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України

Коваль Антон Валерійович, доцент кафедри автоматизації і комп’ютеризованих технологій Житомирського державного технологічного університету

Коваль Тетяна Леонідівна, доцент кафедри вищої математики та прикладної механіки житомирського національного агроекологічного університету, кандидат фізико-математичних наук, доцент

Рецензент: **Квасніков В.П.**, доктор технічних наук, професор