

О.М. Безвесільна, д.т.н, проф.
Національний технічний університет України "КПІ"
С.О. Нечай к.т.н., докторант
Національний технічний університет України "КПІ"

ДИНАМІЧНО НАСТРОЮВАНИЙ ГРАВИМЕТР

Викладені в роботі дослідження дозволили вирішити важливу науково-технічну задачу, що має важливе народногосподарське значення, – підвищити точність і швидкодію авіаційної гравіметричної системи (АГС) з використанням модифікованого динамічно-настроюваного гравіметра (ГД) з цифровою обробкою інформації. Здобуто такі нові результати:

1. Розвинено й узагальнено теорію і принципи побудови АГС з динамічно настроюваним гравіметром.

1.1. Приведено рівняння руху АГС з ГД у загальному випадку руху основи, яке відрізняється од відомих додатковими поправками. Показано, що вираз поправки Етвеша відрізняється наявністю додаткового члена $2\dot{h}e^{-1}V \cos k \sin 2\phi$, вплив якого треба враховувати в разі можливих великих значень вертикальних швидкостей літака. Похибка від неврахування впливу цього додаткового члена становить 1 мГл, тобто неприпустимо велика. Показано, що вираз поправки за висоту відрізняється від відомих додатковим членом $\omega_3^2 \cos^2 \phi h$. Похибка від неврахування впливу цього додаткового члена становить 2,67 мГл, тобто неприпустимо велика, тому такий вплив також слід враховувати.

1.2. Проведено аналіз знайденого рівняння руху АГС з модифікованим динамічно-настроюваним гравіметром, унаслідок чого визначено функціональну схему АГС з ГД. Наведено чисельні значення коефіцієнтів чутливості сумарної похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання параметрів руху літака. Визначено допустимі значення похибок вимірювання параметрів польоту літака: швидкості 0,05...0,15 м/с, курсу 1,43...3 кут.хв., широти 0,5...1,5 кут.хв., висоти 3,3...10 м, вертикальної швидкості $(0,5...1) \cdot 10^2$ м/с, вертикального прискорення $(1...3) \cdot 10^{-5}$ м/с², шляху 1,5...4,5 м.

1.3. Запропоновано і досліджено нову схему АГС з ГД, захищену авторським свідоцтвом на винахід, яка відрізняється од відомих тим, що забезпечує вищу точність вимірювань Δg за рахунок використання уточненого алгоритму роботи, а також динамічно-настроюваного гравіметра більш високої точності, ніж відомі, підключеного до ЦОМ поряд із системою визначення навігаційних параметрів і вимірювачем висоти.

1.4. АГС з динамічно-настроюваним гравіметром має більшу швидкодію, ніж відомі системи, оскільки запропонована система забезпечує безперервний процес вимірювань Δg на борту літака під час польоту на відміну від відомих, у яких всю обробку результатів (визначення поправок, усереднення, обчислення аномалій прискорення сили ваги) здійснюють на Землі після польоту протягом місяців часу.

2. Розвинено й узагальнено теорію і принципи побудови прецизійних динамічно-настроюваних гравіметрів АГС.

Запропоновано принципovu схему нового динамічно-настроюваного гравіметра.

Показано, що, на відміну від відомих, така схема гравіметра дозволяє, завдяки можливості здійснення динамічної настройки, отримати більший коефіцієнт передачі і низький поріг чутливості при високій швидкодії (стала часу $T=0,05$ с), а також - відділити корисний сигнал від сигналу перешкод;

3. Складено уточнену математичну модель ГД, у яку введено члени, що враховують відхилення осі чутливості від вертикалі і прискорення, виникаючі в умовах польоту у складі АГС, проведено її аналіз. Отримано аналітичні вирази і розраховано числові значення методичних статичних і динамічних похибок, що наведено у вигляді графіків і таблиць.

Показано, що, на відміну од відомих типів гравіметрів, в ГД перехресні лінійні і кутові збурення викликають появу на виході сигналу, що змінюється з частотою обертання ротора, по відношенню до корисного сигналу. Це дозволяє ефективно використовувати фільтрацію сигналів перешкод. Надано рекомендації по способам зменшення методичних похибок;

4. Розроблено алгоритм, проведено дослідження на ЦОМ поведінки ГД для різних співвідношень значень збурюючих факторів і власних параметрів гравіметра, які наведено у вигляді графіків.

Показано, що вихідний сигнал ГД - складні коливання, виникаючі при накладенні коливань з частотою збурень на коливання з частотою обертання ротора. При цьому збурення гармонійного характеру викликають появу постійної складової у вихідному сигналі.

Підтверджено висновки, зроблені при аналітичному дослідженні поведінки ГД: найбільш небезпечним з точки зору виникнення резонансу є випадок співпадіння частоти збурень з частотою власних коливань і частотою обертання ротора при малих значеннях коефіцієнта демпфірування; ефективний спосіб усунення перехресних сигналів перешкод - частотна фільтрація.

5. Виконано експериментальні дослідження. Створено макет модифікованого ГД і проведено його іспити, результати яких представлено у вигляді графіків та таблиць.

Складено робоче рівняння для винаходження за допомогою ГД АГС аномалії прискорення сили тяжіння. Наведено склад обладнання, необхідного для проведення авіаційних гравітаційних вимірювань.

Практично підтверджено основні висновки, сформульовані при теоретичних дослідженнях. Отримано середньо квадратичну похибку вимірювань Δg 0,1 мГл, яка ґрунтується на співпадінні даних повторних вимірювань і на співставленні з даними попередніх наземних вимірювань.

Обґрунтовано можливість практичної реалізації ГД і доцільність його застосування в складі АГС, що ґрунтується на розробленій теорії і принципах побудови ГД, підтверджено математичним моделюванням на ЦОМ і експериментально.

6. Розглянуто задачу фільтрації вихідної інформації гравіметра АГС.

6.1. Представлено аналітичні вирази і побудовано графіки зміни спектральних густин аномалій прискорення сили ваги Δg і вертикального прискорення \ddot{h} літака. Визначено, що переважна частота Δg становить 0,00175 рад/с, переважна частота \ddot{h} становить 0,268 рад/с. Криві спектральних густин перетинаються у одній точці $\omega=0,1$ рад/с. Якщо через низькочастотний фільтр з частотою зрізу 0,1 рад/с пропускати сигнал $T = \Delta g + \ddot{h}$, то на виході такого фільтра буде корисний сигнал Δg .

6.2. Показано, що фільтр усуває у вихідному сигналі гравіметра всі компоненти збурень, переважна частота яких перевищує 0,1 рад/с: поступальні віброприскорення, з переважною частотою 3140 рад/с=500 Гц; кутові віброприскорення, з переважною частотою, що дорівнює частоті власних коливань гравіметра АГС 20 рад/с (випадок головного резонансу); кутові віброприскорення, з частотою 40 рад/с і 60 рад/с (коливання на обертонах); кутові віброприскорення, з частотою 6,7 і 10 рад/с (субгармонійні коливання) та інші кутові віброприскорення, частота яких перевищує 0,1 рад/с. Фільтр усуває похибки від поступальних коливань – 50 мГл, від кутових – 1 мГл, від вертикального прискорення – $1,4 \cdot 10^4$ мГл, інструментальні похибки – 4 мГл.

7. Здійснено експериментальні дослідження авіаційної гравіметричної системи з використанням динамічно-настроюваного гравіметра з цифровою обробкою інформації, що продемонстрували середньо квадратичну похибку 0,1 мГл на підставі: збігу даних випробувальних вимірювань з даними попередніх наземних вимірювань, збігу даних повторних вимірювань для одних і тих же маршрутів.

8. На підставі розробленої теорії і принципів побудови авіаційної гравіметричної системи з ГД з цифровою обробкою інформації вирішено проблему підвищення точності і швидкодії АГС з ГД у 10 разів шляхом: використання уточненої математичної моделі АГС з динамічно-настроюваним гравіметром, що відрізняється додатковими поправками і дає змогу здійснювати автоматичну компенсацію відцентрових, коріолісових та інших прискорень безпосередньо під час польоту літака; додержання розроблених методики і вимог до умов польоту; використання запропонованого і дослідженого ГД більшої точності, ніж відомі.