

**О.М. Безвесільна, д.т.н, проф.**  
*Національний технічний університет України "КПІ"*  
**Ю.В. Киричук, к.т.н., докторант**  
*Національний технічний університет України "КПІ"*

## УДОСКОНАЛЕННЯ ГРАВІМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМИ

У роботі вирішено науково-технічну проблему, що має важливе народногосподарське значення, – підвищення точності вимірювання навігаційних параметрів (широти, курсу, прискорення, швидкості та інших) навігаційної системи авіаційної гравіметричної системи.

Добуто такі нові результати:

1. Розвинено та узагальнено теорію і принципи побудови АГС.

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

1.2. Проведено аналіз знайденого рівняння руху АГС, унаслідок чого визначено функціональну схему АГС. Добуто аналітичні вирази, визначено чисельні значення коефіцієнтів чутливості сумарної похибки вихідного сигналу АГС до похибок вимірювання параметрів руху літака.

Обчислено такі допустимі значення похибок визначення 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, вертикально прискорення  $(1...3) \cdot 10^{-5}$  м/с<sup>2</sup>, шляху 1,5...4,5 м.

1.3. Визначено вимоги до умов проведення польоту літака, що забезпечують вимірювання аномалій прискорення сили ваги з заданою точністю. Встановлено, що при польоті вздовж меридіана належить точніше вимірювати курс, уздовж паралелі – швидкість, у середніх широтах – широту.

1.4. Запропоновано і досліджено одноканальну схему АГС, захищену авторським свідоцтвом на винахід, яка відрізняється від відомих тим, що забезпечує вищу точність вимірювань  $\Delta g$  за рахунок уточненого алгоритму роботи, а також одногіроскопного гравіметра вищої точності, ніж відомі, підключеного до ЦОМ поряд із системою визначення навігаційних параметрів і вимірювачем висоти.

1.5. Запропоновано і досліджено двоканальну схему АГС, захищену авторським свідоцтвом на винахід, яка забезпечує більшу точність вимірювань, ніж відомі системи, за рахунок усунення похибок від перехресних кутових швидкостей основи і кутової швидкості обертання Землі (тільки остання похибка становить 584 мГл), вимірювання повного вектора прискорення сили ваги (а не одного компонента, як у випадку ГАЛ-С або ГС).

АГС з одногіроскопним і АГС з двогіроскопним гравіметрами має більшу швидкодію, ніж відомі системи, оскільки обидві запропоновані системи забезпечують безперервний процес вимірювань  $\Delta g$  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.

1.6. Розроблено математичну модель авіаційної гравіметричної системи, яка відрізняється вищою точністю. Добуто рівняння руху, визначено блок-схеми основних компонентів АГС. Розроблено і успішно апробовано алгоритм здобуття інформації про аномалії прискорення сили ваги за допомогою ЦОМ. Розроблено математичну модель, яка дає змогу забезпечити автоматизований процес обчислень аномалій прискорення сили ваги безпосередньо під час польоту літака, що набагато підвищує швидкодію АГС.

1.7. Досліджено аспекти побудови АГС на практиці. Розроблено методику застосування засобів визначення навігаційних параметрів і висоти літака, що здійснює вимірювання  $\Delta g$ , залежно від рельєфу місцевості, над якою пролітає літак.

2. Розвинено та узагальнено теорію і принципи побудови прецизійних гіроскопічних гравіметрів.

3. Встановлено, що відомі системи керування (СК) навігаційних систем (НС) АГС забезпечують виявлення та розпізнавання об'єктів на незначній дальності (до 5000 м), мають невисоку точність керування (до 60"), обмежені максимальні кути наведення (до  $\pm 55^\circ$ ), обмежені швидкості наведення (до 3 %/с) і швидкості переключення лінії візування (до 10 %/с), працюють в обмеженому діапазоні температур (від  $-20^\circ\text{C}$  до  $+40^\circ\text{C}$ ), при обмежених амплітудах вібрацій (до 0,5 g).

Визначено, що актуальною і недостатньо розробленою проблемою є підвищення точності СК інерціальної НС при авіаційних гравіметричних вимірюваннях сучасних рухомих об'єктів.

4. Запропоновано новий підхід збільшення системи керування НС АГС, заснований на: побудові базової структури системи керування НС АГС на основі аналізу відомих закордонних і вітчизняних рішень в області НС АГС; формуванні гранично допустимих вимог до систем керування на основі аналізу функціональних можливостей складових частин системи керування, характеристик елементів і пристроїв;

5. Визначено перелік і зміст вимог до показників точності елементів і пристроїв НС АГС. Розроблено методи та спрощені алгоритми визначення координат об'єктів локації у СПК на підставі багаторазового вимірювання кута візування об'єкта за курсом з рухомого носія.

Отримано формульні оцінки середньоквадратичних похибок, що викликані неточністю кутів візування за курсом.

6. Підтверджено практичну доцільність використання розробленої системи ударо - вібраційного захисту (СУВ) для покращення експлуатаційного захисту гіростабілізатора НС АГС від ударів з гарантуванням заданої точності.

Доведено, що неточність розміщення амортизаторів та їх різна жорсткість на амплітуду лінійних коливань при ударі не впливають, а амплітуда кутових коливань складає 20". Підтверджено, що неточність розміщення плоскої пружини на амплітуду лінійних коливань при ударі не впливає, а амплітуда кутових коливань складає надзвичайно малу величину 17".

Отримано амплітудно-частотну характеристику СУВ, з якої випливає, що розроблена СУВ обмежує коливання тіла, яке необхідно захистити від резонансу, частотним діапазоном з 37 Гц до 57 Гц.

Викладено методику і рекомендації проведення експериментальних досліджень СУВ. Проведено експериментальні дослідження макета СУВ;

7. Обґрунтовано, що досягнуто підвищення точності вимірювання навігаційних параметрів НС АГС сучасних рухомих об'єктів (РО) у 3 рази шляхом:

- удосконалення системи керування НС АГС, яка забезпечує похибку стабілізації лінії візування до 20";

- використання запропонованого нового підходу забезпечення точності елементів, пристроїв і систем керування НС АГС;

- використання розробленого графічного методу визначення вимог до параметрів СК;

- використання запропонованої базової функціональної схеми СК лінією візування з використанням двоступеневих зустрічно спрямованих гіроскопів, з компенсацією похибок по третій осі;

- використання розробленої СУВ для покращення експлуатаційного захисту гіростабілізатора НС від ударів з гарантуванням заданої точності;

- використання нового прецизійного вимірювача кутів для попередньої високоточної наземної виставки навігаційних елементів НС АГС.