

О.М. Безвесільна, д.т.н, проф.
Національний технічний університет України "КПІ"
Н.П. Коротченко, студент III-й курс, гр. ПМ-01, ПБФ
Національний технічний університет України "КПІ"

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ АВІАЦІЙНОЇ ГРАВІМЕТРИЧНОЇ СИСТЕМ

У літературі з авіаційної гравіметрії відсутні відомості про рівняння руху і блок-схему основного компоненту авіаційної гравіметричної системи для визначення аномалій прискорення сили ваги, що враховують всі поправки та забезпечують високу точність гравіметричних вимірювань.

Мета роботи – знайти рівняння руху і побудувати блок-схеми системи визначення аномалій прискорення сили ваги, навігації.

Рівняння руху АГС для визначення аномалій прискорення сили ваги має вигляд:

$$\Delta g = f_z + E + A - \ddot{h} - \gamma_0, \quad (1)$$

де f_z – вихідний сигнал гравіметра (третього акселерометра, встановленого на ГСП, вісь чутливості якого збігається з довідковою вертикаллю); E – поправка Етвеша; A – поправка за висоту; γ_0 – довідкове прискорення сили ваги;

$$E = \frac{v^2}{r} \left\{ 1 - 2e \cdot \left[1 - \cos^2 \varphi \cdot \left(1 - \frac{\sin^2 k}{2} \right) \right] \right\} + 2\omega_3 v \sin k \cos \varphi - 2\dot{h} \frac{e}{r} v \cos k \sin 2\varphi;$$

$$A = 2 \frac{\gamma_0 h}{r} + \omega_3^2 h \cos^2 \varphi; \gamma_0 = 9,78049 (1 + 0,0052884 \sin^2 \varphi - 0,0000059 \sin^2 2\varphi);$$

v – швидкість літака; r – радіус місцезнаходження літака; e – стиск еліпсоїда; φ – географічна широта; k – курс літака; ω_3 – кутова швидкість обертання Землі; h – висота літака над еліпсоїдом; \dot{h} – вертикальна швидкість літака; \ddot{h} – вертикальне прискорення літака; γ_0 – довідкове прискорення сили ваги.

Добуте рівняння руху АГС (3.1) відрізняється від відомих такими додатковими членами:

- $2\dot{h} e r^{-1} v \cos k \sin 2\varphi$, похибка від неврахування впливу яких становить близько 1 мГл;
- $\omega_3^2 h \cos^2 \varphi$, похибка неврахування впливу яких становить близько 2,67 мГл.

Вплив указаних додаткових членів слід урахувувати в разі вимірювання Δg із точністю 0,1..1 мГл.

Математичну модель АГС можна реалізувати блок-схемою (рис. 1). При побудованні блок-схеми було враховано такі співвідношення:

$$\begin{aligned} v &= r \dot{\lambda} \cos \varphi (\sin k)^{-1}; \\ v_N &= v \cos k = r \dot{\varphi}; \\ v_E &= v \sin k = r \dot{\lambda} \cos \varphi, \end{aligned} \quad (2)$$

де v_N , v_E – відповідно північна та східна складові шляхової швидкості літака.

Отже, поставлені задачі розв'язано: добуто рівняння руху, побудовано блок-схему визначення аномалій прискорення сили ваги, тобто розроблено математичну модель здобуття інформації про аномалії прискорення сили ваги.

Рівняння руху і блок-схеми системи навігації АГС

Розрізняють три основні типи навігаційних систем для літаків: 1) що вимірюють прискорення або швидкість об'єкта і таким чином визначають поточне положення (системи інерціальної навігації, доплерівські навігаційні системи); 2) в яких положення об'єкта визначається безпосередньо за допомогою зовнішніх джерел інформації (наземні або супутникові радіонавігаційні системи); 3) які є комбінацією двох попередніх типів систем. Точнісні вимоги сучасних СІН цілком задовольняють вимоги авіаційної гравіметрії. Тому за джерело навігаційної інформації АГС у подальшому вважатимемо СІН. Розглянемо рівняння руху і побудуємо блок-схему такої СІН (рис. 2).

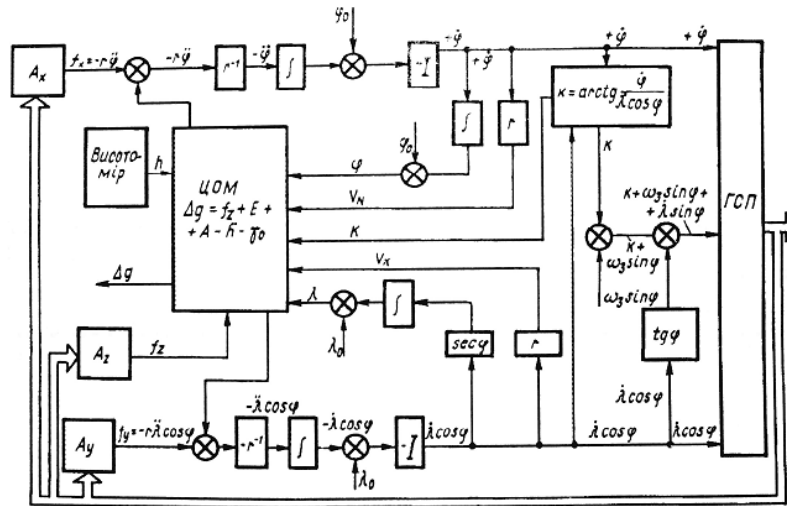


Рис. 1. Блок-схема системи визначення аномалій прискорення сили ваги

Чутливі елементи питомої сили СІН встановлюють на ГСП, роботу якої описано вище. Звернувшись до рис. 2, побачимо, що виміряні вихідні сигнали акселерометрів після ділення на r^{-1} , інтегрування, врахування початкових умов, зміни знаку є кутовими швидкостями відносно північної і східної осей: $\omega_x = \dot{\varphi}_c$; $\omega_y = \dot{\lambda} \cos \varphi_c$. Помноживши ω_y на $\sec \varphi$ і проінтегрувавши результат, дістанемо довготу λ (з урахуванням заданого початкового значення довготи). Проінтегрувавши ω_x , та з урахуванням заданого початкового значення широти дістанемо широту φ . Добутки ω_x , ω_y на r відповідають північній та східній складовим швидкості літака. Результати наведених операцій можна повернути в БЦОМ. Описана функціональна схема є моделлю недемпфированого маятника Шулера з періодом 84,4 хв (різні способи демпфирования власних коливань таких систем описано в спеціальній літературі).

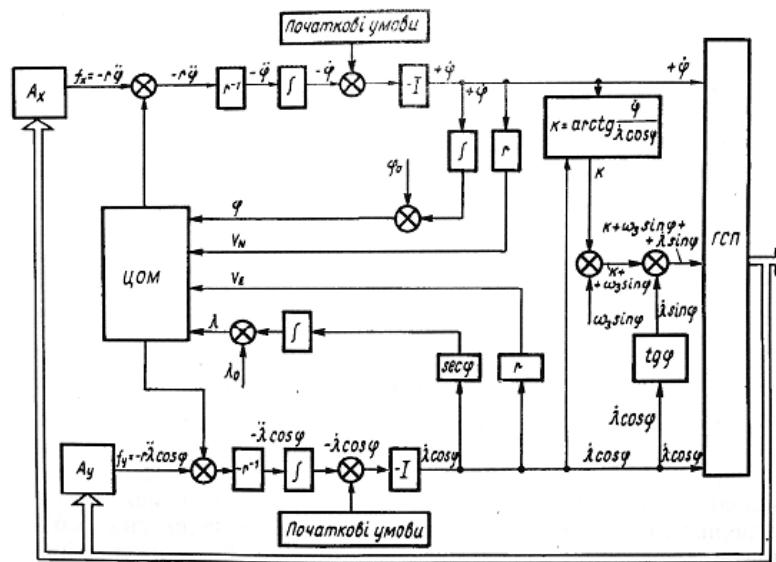


Рис. 2. Блок-схема системи інерціальної навігації АГС