

КУРСОВА СИСТЕМА РУХОМОГО ОБ'ЄКТА

Корисна модель відноситься до приладобудування й може бути використана для визначення орієнтації в азимуті об'єктів, що рухаються.

Відома безплатформна курсовертикаль LCR-88, побудована на двох динамічно налагоджуваних гіроскопах і трьох акселерометрах, що забезпечує вимірювання кутів курсу, крену й тангажу, яка має корекцію по магнітному полю Землі (проспект фірми LITEF, Німеччина, 1989).

Недолік такої системи - висока складність і вартість.

Найбільш близькою є курсова система типу ГМК-1, у якій гіроскопічний агрегат являє собою гіроскоп напрямку, побудований на вільному гіроскопі. Гіроагрегат може працювати як гіроскоп напрямку і як гіроагрегат, коректований від магнітного датчика (Див. кн. Аппаратура измерения курса и вертикали. /Ю.А. Акиндеев і ін., Машинобудування, 1980 р., 64-88).

Недоліки такої системи: відносно велика маса й габарити гіроагрегату, великі похибки при виконанні рухомим об'єктом маневру, викликані кардановими похибками гіроагрегату.

Задачею корисної моделі є спрощення конструкції й підвищення точності вимірювань при виконанні рухомим об'єктом маневрів.

Поставлена задача вирішується тим, що в курсовій системі рухомого об'єкта, що містить гіроскопічний чутливий елемент та пристрій перетворення й обробки інформації, новим є те, що в якості гіроскопічного чутливого елемента на борту жорстко встановлений динамічно налагоджуваний гіроскоп, вісь кінетичного моменту якого спрямована по поздовжній вісі рухомого об'єкта, а також пристрій обробки його сигналів для визначення курсу.

Корисна модель пояснюється схемами на фіг.1, 2.

На фіг. 1 показано взаємну орієнтацію зв'язаної з об'єктом системи координат $OXYZ$ і земної ортодромічної системи $O\xi\eta\zeta$, що визначається системою трьох вісей, на яких вісь $O\xi$ спрямована перпендикулярно ортодромії, вісь $O\eta$ — по ортодромії, вісь $O\zeta$ — по вертикалі місця.

У системі $OXYZ$ вісь OY — поздовжня вісь об'єкта, вісь OZ — нормальна вісь, вісь OX — поперечна вісь.

Взаємне положення вісей задано кутами ψ — курсу, ϑ — тангажу, γ — крену. На фіг.1 показано наступні кутові швидкості: $\dot{\psi}$ — кутова швидкість ристання об'єкта, $\dot{\vartheta}$ — кутова швидкість зміни тангажу, $\dot{\gamma}$ — кутова швидкість зміни крену.

Курсова система рухомого об'єкта, зображена на фіг. 2, складається з гіроскопічного чутливого елемента 1, що представляє собою двохвісний датчик кутової швидкості, пристрою обробки сигналів 2, у який подається інформація про кути крену γ і тангажу ϑ об'єкта, початковий курс об'єкта ψ_0 , з якого виходять сигнали про гіроскопічний курс ψ , індукційного компаса 3, пристрою перетворення й обробки сигналів 4, який видає гіромагнітний курс $\psi_{ГМК}$, а також видає початкове значення курсу при запуску. На фіг. 2 також зображено ω_x, ω_z — вимірювані ДНГ проекції абсолютної кутової швидкості обертання об'єкта відносно поперечної й нормальної осей об'єкта відповідно.

Запропонована курсова система працює наступним чином.

Представимо абсолютну кутову швидкість руху об'єкта, як суму переносної кутової швидкості (проекції $\omega_\xi, \omega_\eta, \omega_\zeta$) і відносної кутової швидкості (проекції $\dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\gamma}$). Сума проекцій на вісь OU має вигляд:

$$\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma = \left(-\dot{\psi} + \omega_\zeta \right) \cos \vartheta - \left(\omega_\eta + \omega_\xi \sin \psi \right) \sin \vartheta \quad (1)$$

$$\partial e \omega_{\xi} = -u \cos \varphi \sin \chi - \frac{V}{R},$$

$$\omega_{\eta} = u \cos \varphi \sin \chi,$$

$$\omega_{\zeta} = u \sin \varphi,$$

R — радіус Землі,

χ — шляховий кут ортодромії,

V — швидкість руху об'єкта.

З фіг. 1 можна отримати співвідношення

$$\dot{\psi} = \omega_{\zeta} - \operatorname{tg} \vartheta \left(\omega_{\eta} \cos \psi + \omega_{\xi} \sin \psi \right) - \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma). \quad (2)$$

Використовуючи вирази для ω_{η} , ω_{ξ} , отримаємо:

$$\omega_{\eta} \cos \psi + \omega_{\xi} \sin \psi = u \cos \varphi \cos 2\chi - \frac{V \sin \chi}{R}.$$

Після підстановки (2) в (1) запишемо:

$$\dot{\psi} = u \sin \varphi - \operatorname{tg} \vartheta \left(u \cos \varphi \cos 2\chi - \frac{V \sin \chi}{R} \right) - \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma). \quad (3)$$

З (3) видно, що для визначення кутової швидкості $\dot{\psi}$ (або після інтегрування кута ψ) необхідна інформація про складові абсолютної кутової швидкості ω_z , ω_x , про кути тангажу ϑ й крену γ , а також про широту φ і лінійну швидкість руху V .

Для нульових кутів ϑ і γ :

$$\dot{\psi} = u \sin \varphi - \omega_z.$$

Ортодромічний курс визначається шляхом інтегрування:

$$\psi = \int_0^t \dot{\psi} dt + \psi_0.$$

Розглянемо похибки інтегрування $\dot{\psi}$ із-за похибок вимірювання крену $\Delta\gamma$ й тангажу $\Delta\vartheta$, похибки введення широти $\Delta\varphi$, похибки вимірювання швидкості ΔV , проєкцій кутової швидкості $\Delta\omega_x$, $\Delta\omega_y$ ($\Delta\omega$).

Похибку першого наближення вимірювання локсодромічного курсу одержимо шляхом варіювання виразу (3)

$$\Delta \dot{\psi} = \frac{d\dot{\psi}}{d\varphi} \Delta\varphi + \frac{d\dot{\psi}}{d\vartheta} \Delta\vartheta + \frac{d\dot{\psi}}{d\gamma} \Delta\gamma + \frac{d\dot{\psi}}{d\omega_x} \Delta\omega_x + \frac{d\dot{\psi}}{d\omega_z} \Delta\omega_z + \frac{d\dot{\psi}}{dV} \Delta V. \quad (4)$$

Запишемо вирази для частинних похідних:

$$\begin{aligned} \frac{d\dot{\psi}}{d\varphi} &= U \cos \varphi + \frac{V_E}{R \cos^2 \varphi} + U \sin \varphi \cdot \operatorname{tg} \vartheta \cos \psi, \\ \frac{d\dot{\psi}}{d\vartheta} &= -\frac{U \cos \varphi \cos \psi}{\cos^2 \vartheta} - \frac{\sin \vartheta}{\cos^2 \vartheta} (\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma), \\ \frac{d\dot{\psi}}{d\gamma} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_z \sin \gamma + \omega_x \cos \gamma), \\ \frac{d\dot{\psi}}{d\omega_x} &= \frac{\sin \gamma}{\cos \vartheta}, \quad \frac{d\dot{\psi}}{d\omega_z} = -\frac{\cos \gamma}{\cos \vartheta}, \quad \frac{d\dot{\psi}}{dV_E} = \frac{\operatorname{tg} \varphi}{R}. \end{aligned}$$

У результаті одержимо

$$\begin{aligned} \Delta \dot{\psi} &= \left(U \cos \varphi + \frac{V_E}{R \cos^2 \varphi} + U \sin \varphi \cdot \operatorname{tg} \vartheta \cos \psi \right) \Delta\varphi + \frac{\operatorname{tg} \varphi}{R} \Delta V_E - \\ &- \frac{1}{\cos^2 \vartheta} \left(U \cos \varphi \cos \psi + \sin \vartheta \cdot (\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma) \right) \Delta\vartheta + \\ &+ \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_z \sin \gamma + \omega_x \cos \gamma) \Delta\gamma + \frac{1}{\cos \vartheta} (\Delta\omega_x \sin \gamma - \Delta\omega_z \cos \gamma). \end{aligned} \quad (5)$$

Оцінімо величину похибок у двох режимах польоту.

У режимі прямолінійного польоту ($\varphi = 60^\circ$, $\Delta\varphi = 0,1^\circ = 1,74 \cdot 10^{-3} \text{ рад}$; $V_E = 200 \text{ м/с}$, $\Delta V_E = 1 \text{ м/с}$; $\omega_z \approx \omega_x \approx 0$, $\Delta\omega = 0,1^\circ / 200 \text{ д} = 0,486 \text{ } 1/\text{с}$ м/с; $\vartheta = \gamma = 0$, $\Delta\vartheta = \Delta\gamma = 0,25^\circ = 4,36 \cdot 10^{-3} \text{ рад}$) одержимо наступні значення:

$$\begin{aligned} \frac{d\dot{\psi}}{d\varphi} &= 16,145 \cdot 10^{-5} \text{ } 1/\text{с}, \quad \frac{d\dot{\psi}}{dV_E} = 0,027 \cdot 10^{-5} \text{ } 1/\text{с}, \quad \frac{d\dot{\psi}}{d\vartheta} = -1,823 \cdot 10^{-5} \text{ } 1/\text{с}, \\ \frac{d\dot{\psi}}{d\gamma} &= 0 \text{ } 1/\text{с}, \quad \frac{d\dot{\psi}}{d\omega_z} = -1 \text{ } 1/\text{с}, \quad \frac{d\dot{\psi}}{d\omega_x} = 0 \text{ } 1/\text{с}. \end{aligned}$$

Якщо прийняти, що знак похибки змінюється випадковим чином, то

$$\dot{\Delta\psi} = \sqrt{\dot{\Delta\psi}_\varphi^2 + \dot{\Delta\psi}_V^2 + \dot{\Delta\psi}_g^2 + \dot{\Delta\psi}_\gamma^2 + \dot{\Delta\psi}_{\omega_z}^2 + \dot{\Delta\psi}_{\omega_x}^2} \approx 0,13 \text{ } \circ / 200 \text{ } \delta.$$

Другий варіант траєкторії — рух по гвинтовій лінії протягом однієї хвилини правим віражем з кутовою швидкістю $\dot{\psi} = 6 \text{ } \circ / c$. При цьому

$$g = \gamma = 20^\circ,$$

$$\omega_z = -\dot{\psi} \cos g \cos \gamma = -6 \text{ } \circ / c \cdot 0,94 \cdot 0,94 = -0,0925 \text{ } 1/c,$$

$$\omega_x = -\dot{\psi} \sin \gamma \cos g = 6 \text{ } \circ / c \cdot 0,34 \cdot 0,94 = 3,37 \cdot 10^{-2} \text{ } 1/c.$$

Для даного випадку $V_E = V \cos \psi t$, середнє значення швидкості за час віражу $V_{E_{cp}} = 0$, при цьому курс зміниться на 360° . Величини похідних будуть (середнє значення за період віражу):

$$\left(\frac{d\dot{\psi}}{d\varphi} \right)_{cp} = 3,65 \cdot 10^{-5} \text{ } 1/c, \quad \left(\frac{d\dot{\psi}}{dg} \right)_{cp} = 7,63 \cdot 10^{-2} \text{ } 1/c, \quad \left(\frac{d\dot{\psi}}{d\gamma} \right)_{cp} = 0,$$

$$\frac{d\dot{\psi}}{d\omega_x} = 0,36 \text{ } 1/c, \quad \frac{d\dot{\psi}}{d\omega_z} = -1 \text{ } 1/c.$$

Значення складових похибки визначення курсу становитимуть:

$$\dot{\Delta\psi}_{\varphi_{cp}} = 6,34 \cdot 10^{-8} \text{ } 1/c, \quad \dot{\Delta\psi}_{g_{cp}} = 33,27 \cdot 10^{-5} \text{ } 1/c, \quad \dot{\Delta\psi}_{\gamma_{cp}} = 0,$$

$$\dot{\Delta\psi}_{\omega_x, cp} = 1,76 \cdot 10^{-7} \text{ } 1/c, \quad \dot{\Delta\psi}_{\omega_z, cp} = -4,84 \cdot 10^{-7} \text{ } 1/c, \quad \dot{\Delta\psi}_{V_{E_{cp}}} = 0.$$

Порівняння величин складових похибки показує, що найбільшою є похибка від неточності врахування кута тангажу $\Delta\psi_{g_{cp}}$. За час віражу $t_g = 60 \text{ } c$ накопичиться похибка $\Delta\psi_{cp} = 33,2 \cdot 10^{-5} \text{ } 1/c \cdot 60 \text{ } c = 1,99 \cdot 10^{-2} \text{ } \text{рад} = 1,14^\circ$.

Оцінки показують, що в прямолінійному польоті точність системи задовільна, вона може працювати в режимі ГПК, а на віражі накопичується значна похибка внаслідок похибок вимірювання тангажу або крену. Після віражу потрібна корекція.

У режимі вимірювання ортодромічного курсу можна не вводити інформацію про швидкість, тому що вона необхідна для врахування похибки лише при наявності кута тангажу. Не врахування лінійної швидкості, наприклад, при $\vartheta = 20^\circ$ і $V = 200$ м/с, $\psi^0 = 90^\circ$ може дати похибку:

$$\operatorname{tg} \vartheta \frac{V}{R} = 0,34 \cdot \frac{200 \text{ м/с}}{6,4 \cdot 10^6 \text{ м}} = \frac{6,8 \cdot 10}{6,4 \cdot 10^6} \approx 1 \cdot 10^{-5} \text{ 1/с} = 2 \text{ }^\circ/\text{год}.$$

Якщо врахувати при цьому, що висота в 7000 м досягається в даному випадку приблизно за 100 с, то дрейф гіроагрегату за 60 с становитиме приблизно $0,05^\circ$. Дана складова похибки є несуттєвою.

При використанні звичайного гіроагрегату на базі трьохступеневого гіроскопа (як у прототипі) карданова похибка за чверть віражу за тих самих умов може досягти 5° .

В алгоритмі обчислення $\dot{\psi}$ (3) можна не враховувати доданок $\frac{V \sin \chi}{R}$, тому що при русі з тангажем за реальний проміжок часу похибка від нього не перевищить $0,05^\circ$.

У режимі гіромагнітного компаса система функціонує звичайним чином по різниці між гірокомпасним курсом ψ і магнітним курсом ψ_m , вимірюваним індукційним компасом.

Початкове значення курсу ψ_0 може бути отримано, як суму магнітного курсу, вимірюваного магнітним компасом на стоянці об'єкта, і магнітного відмінювання, що вводиться по карті.

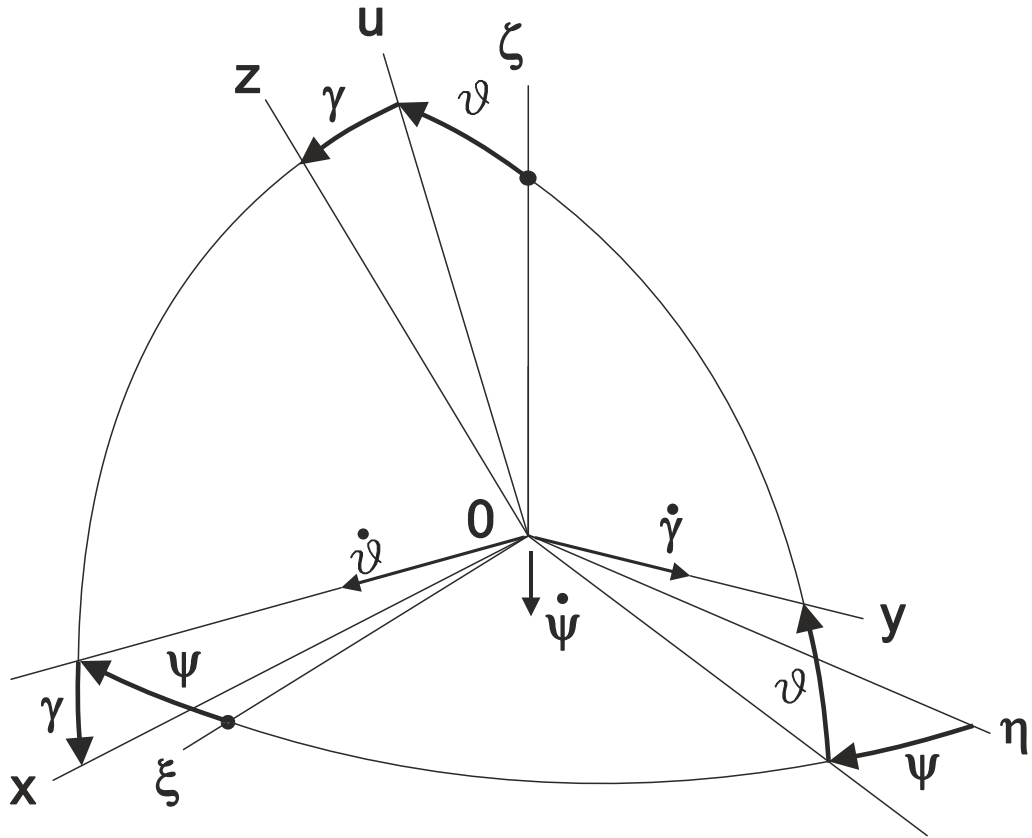
Можливі користувачі корисної моделі – приладобудівні підприємства.

Заявник:

Національний технічний університет України „Київський політехнічний інститут”

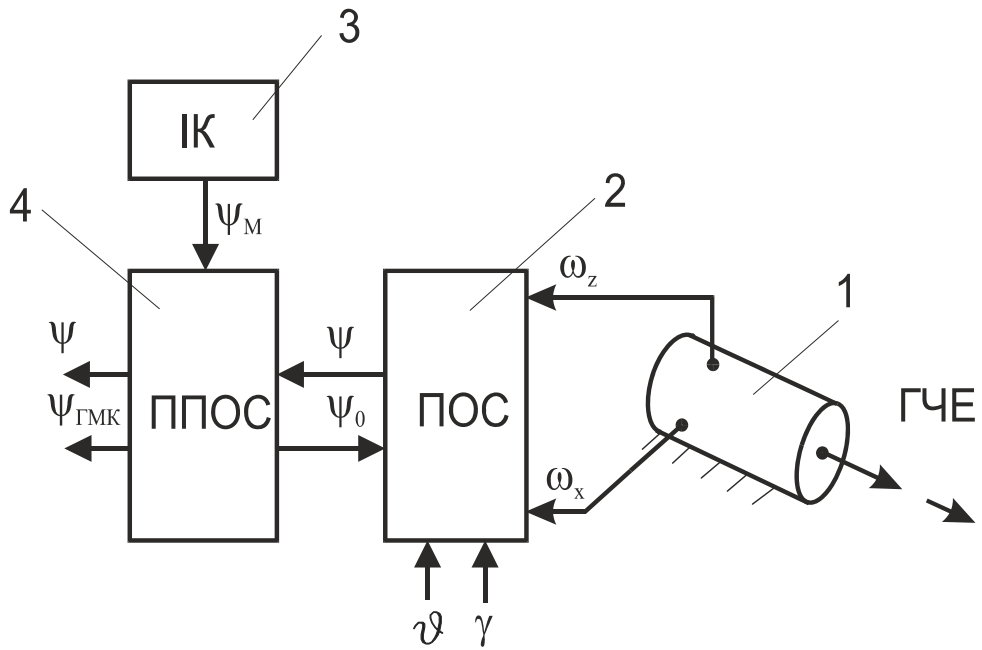
Проректор з наукової роботи _____ М. Ю. Ільченко

ПОЛОЖЕННЯ СИСТЕМ КООРДИНАТ



Фіг.1.

КУРСОВА СИСТЕМА РУХОМОГО ОБ'ЄКТУ



Фіг.2.

Реферат

Корисна модель відноситься до приладобудування й може бути використана для визначення орієнтації в азимуті об'єктів, що рухаються.

Задачею корисної моделі є спрощення конструкції й підвищення точності вимірювань при виконанні рухомим об'єктом маневрів.

Поставлена задача вирішується тим, що в курсовій системі рухомого об'єкта, що містить гіроскопічний чутливий елемент та пристрій перетворення й обробки інформації, новим є те, що в якості гіроскопічного чутливого елемента на борту жорстко встановлений динамічно налагоджуваний гіроскоп, вісь кінетичного моменту якого спрямована по поздовжній вісі рухомого об'єкта, а також пристрій обробки його сигналів для визначення курсу.

Кут ортодромічного курсу визначають зі співвідношень:

$$\psi = \int_0^t \dot{\psi} dt + \psi_0 \quad ,$$

$$\dot{\psi} = u \sin \varphi - \operatorname{tg} \vartheta \left(u \cos \varphi \cos 2\chi - \frac{V \sin \chi}{R} \right) - \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_z \cos \gamma - \omega_x \sin \gamma)$$

де ψ_0 — початкове значення курсу,

U — кутова швидкість обертання Землі,

φ — широта місця,

γ, ϑ — кути крену й тангажу, вимірювані гіровертикаллю,

ω_x, ω_z — вимірювані ДНГ проекції абсолютної кутової швидкості обертання об'єкта відносно поперечної й нормальної осей об'єкта відповідно.

У режимі гіромагнітного компаса система функціонує звичайним чином по різниці між гірокомпасним курсом ψ і магнітним курсом ψ_m , вимірюваним індукційним компасом.

Технічний результат – спрощення конструкції, підвищення точності курсової системи при виконанні об'єктом маневрів.

Можливі користувачі корисної моделі – приладобудівні підприємства.

Формула корисної моделі

Курсова система рухомого об'єкта, що містить гіроскопічний чутливий елемент та пристрій перетворення й обробки інформації, яка **відрізняється тим, що** в якості гіроскопічного чутливого елемента на борту жорстко встановлений динамічно налагоджуваний гіроскоп, вісь кінетичного моменту якого спрямована по поздовжній вісі рухомого об'єкта, а також пристрій обробки його сигналів для визначення курсу.

Заявник:

Національний технічний університет України „Київський політехнічний інститут”

Проректор з наукової роботи

_____ М. Ю. Ільченко