



УКРАЇНА

(19) **UA** (11) **100760** (13) **U**
(51) МПК (2015.01)
G01C 21/00
G01C 21/10 (2006.01)
G01S 19/00

ДЕРЖАВНА СЛУЖБА
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА КОРИСНУ МОДЕЛЬ

(21) Номер заявки: u 2015 01420	(72) Винахідник(и): Харченко Володимир Петрович (UA), Мухіна Марина Петрівна (UA)
(22) Дата подання заявки: 19.02.2015	
(24) Дата, з якої є чинними права на корисну модель: 10.08.2015	(73) Власник(и): НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ, пр. Комарова, 1, м. Київ, 03680 (UA)
(46) Публікація відомостей про видачу патенту: 10.08.2015, Бюл.№ 15	

(54) ГІРОАКСЕЛЕРОМЕТРИЧНИЙ СПОСІБ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ

(57) Реферат:

Гіроакселерометричний спосіб визначення параметрів кутової орієнтації включає вимірювання проєкцій абсолютного лінійного прискорення та вимірювання проєкцій вектора земної швидкості, складових коріолісового та відносного прискорення. Значення крену та тангажа обчислюють за інформацією акселерометрів, що має високочастотну похибку, потім обробляють за схемою компенсації.

UA 100760 U

Корисна модель належить до галузі навігаційної техніки і може бути використаний при проектуванні інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем (ІІСН) для різноманітних транспортних засобів, в тому числі і безпілотних авіаційних систем (БАС).

Відомий спосіб визначення параметрів кутової орієнтації за [1], заснований на використанні сигналів блока акселерометрів і гіроскопічних датчиків кутових швидкостей і полягає в наступному. Проводять розрахунок матриці направляючих косинусів між зв'язаною і навігаційною системами координат, компенсують похибки акселерометрів за рахунок обліку обертання зв'язаної системи, здійснюють перерахунок показань акселерометрів із зв'язаної в навігаційну систему координат і їх інтегрування для розрахунку поточних швидкостей і прирощення координат. При цьому враховуються різні режими руху об'єкта, які характеризуються параметрами крену, похідною курсу та прискоренням в площині горизонту. Далі ці параметри використовують для обчислення коефіцієнтів підсилення систем, що реалізують індивідуальні закони управління паралельно до обчислюваних матриць направляючих косинусів між зв'язаною і навігаційною системами координат по одних і тих же показаннях акселерометрів і датчиків кутових швидкостей. Для кожної обчислювальної матриці направляючих косинусів визначають власні навігаційні параметри, що мають різний частотний характер помилок. Помилки обчислення кожної з матриць також мають різний частотний спектр залежно від режимів руху носія. Навігаційні параметри для кожної обчислювальної матриці направляючих косинусів подають на входи фільтра, що формує оптимальну комбінацію навігаційних рішень в залежності від частотного діапазону їх помилок, а також від параметрів руху. Недоліком пропонованого методу є необхідність враховувати різні режими руху.

Відомий спосіб визначення параметрів кутової орієнтації [2] полягає в удосконаленні інерціально-супутникової системи з комбінованим використанням супутникових даних шляхом заміни дорогих високоточних інерціальних датчиків на більш "грубі" та дешеві, що базуються на MEMS-технології, а також введення додатково блока магнітометра та блока вимірювання висоти, що містить барометричний та ультразвуковий висотоміри. Його недоліком є використання значною мірою інформації супутникової навігаційної системи (СНС), що може бути недоступною в зоні радіомовчання, або коли сигнал супутника навмисно блокується.

Відомий спосіб визначення навігаційних параметрів за [3] включає інерціальну систему орієнтації (ІСО) на "грубих" чутливих елементах, яка підключена до обчислювальної платформи і має розташовані по трьох ортогональних осях ІСО три акселерометри і три датчики кутових швидкостей. Обчислюють кути орієнтації шляхом розрахунку матриці направляючих косинусів між зв'язаною і навігаційною системами координат, виконують компенсацію похибок сигналів прискорень акселерометрів, виконують перерахунок прискорень із зв'язаної системи координат в навігаційну систему і визначають поточні швидкості і прирощення координат. Недолік полягає в тому, що помилки у визначенні орієнтації однозначно визначаються точністю датчиків кутових швидкостей (ДКШ) і акселерометрів, тоді як помилки у визначенні координат зростають з плином часу пропорційно швидкості дрейфу ДКШ. Тому через деякий час автономної роботи (це залежить від точності чутливих елементів) обчислена на борту навігаційна система буде відрізнятися від істинної навігаційної системи на великі кути, що фактично веде до непрацездатності способу навігації. Обмеженість цього традиційного методу полягає в тому, що помилки інерціальної системи невіддільні від корисного сигналу (тобто істинних навігаційних параметрів). Цей висновок ґрунтується на тому факті, що помилки інерціальної системи мають низькочастотний характер, так звані шулерівські коливання, які невіддільні від реальних рухів носія, на якому встановлена система.

Задачею корисної моделі є збільшення точності визначення навігаційних параметрів шляхом корекції параметрів кутової орієнтації шляхом компенсації похибок, які з'являються за рахунок дрейфу гіроскопічних датчиків кутової швидкості.

Поставлена задача вирішують тим, що гіроакселерометричний спосіб визначення параметрів кутової орієнтації включає вимірювання проекцій абсолютного лінійного прискорення з використанням акселерометрів вимірювання проекцій вектора земної швидкості та складових коріолісового та відносного прискорення, з використанням гіроскопічних датчиків кутових швидкостей, згідно з корисною моделлю, значення крену та тангажа обчислюють за інформацією акселерометрів, що має високочастотну похибку, потім обробляють за схемою компенсації.

Якщо єдиною силою, що діє на об'єкт, є сила земного тяжіння, то акселерометр, вимірюючи проекцію вектора гравітації на власну вісь чутливості $A_x = g \sin(\alpha)$, використовують як інклінометр для визначення статичного кута нахилу акселерометра.

$$\alpha = \arcsin(A_x / g)$$

На практиці на рухомий об'єкт, крім сили гравітації, діють ще й інші сили, викликані прискореннями, обертаннями, трясінням і т. д. Зокрема у польоті до прискорень, що характеризують зміну вектора відносної швидкості V_r , додають коріолісове прискорення $(\omega + 2\Omega) \times V_r$, переносне прискорення та прискоренням сил земного тяжіння. Тоді прискорення

5 А, що вимірюються акселерометром, має вигляд:

$$A = (\dot{V}_r)_3 + (\omega + 2\Omega) \times V_r + \Omega \times (\Omega \times R) - g_0(R).$$

Зазвичай, переносне прискорення, обумовлене обертанням Землі $[\Omega \times (\Omega \times R)]$, векторне підсумовують з прискоренням сил земного тяжіння $g_0(R)$, утворюючи прискорення сили ваги

$$g = g_0(R) - \Omega \times (\Omega \times R).$$

10 Тоді рівняння уявних прискорень центра мас об'єкта, вимірюваних акселерометром, набувають вигляду

$$A = (\dot{V}_r)_3 + (\omega + 2\Omega) \times V_r - g. \quad (1)$$

15 У вище наведених формулах V_r - вектор відносної швидкості ЛА; R - вектор, що характеризує поточне місце розташування об'єкта у вибраній системі координат (СК); ω - кутова швидкість, яка виникає при обльоті сферичної поверхні Землі, яка, у свою чергу, обертається з кутовою швидкістю Ω .

В алгоритмах робочих режимів безплатформенної інерціальної навігаційної системи (БІНС) для того, щоб одержати значення вектора земної швидкості шляхом інтегрування сигналів акселерометрів, спроектованих на осі прямокутної географічної СК OLHB, необхідно з цих проєкцій (a_L , a_H , a_B) відняти складові проєкцій коріолісового прискорення і складові проєкцій прискорення сили ваги. Тоді проєкції вектора земної швидкості на осі СК OLHB одержують, інтегруючи рівняння

$$\dot{V}_L = a_L - (V_B \omega_{H_z} - V_H \omega_{B_z}) + g_L;$$

$$25 \quad \dot{V}_H = a_H - (V_L \omega_{B_z} - V_B \omega_{L_z}) + g_H;$$

$$\dot{V}_B = a_B - (V_H \omega_{L_z} - V_L \omega_{H_z}) + g_B.$$

де $\omega_{B_z} = \omega_{B_v} + 2\Omega_B$, $\omega_{H_z} = \omega_{H_v} + 2\Omega_H$, $\omega_{L_z} = \omega_{L_v} + 2\Omega_L$ - складові проєкцій $(V_B \omega_{H_z} - V_H \omega_{B_z})$, $(V_L \omega_{B_z} - V_B \omega_{L_z})$, $(V_H \omega_{L_z} - V_L \omega_{H_z})$ - проєкцій коріолісового прискорення;

ω_{B_v} , ω_{H_v} , ω_{L_v} - проєкції кутової швидкості обертання навігаційної СК OLHB, яка виникає при обльоті сферичної поверхні Землі; $\Omega_B = \Omega_3 \cos B$, $\Omega_H = \Omega_3 \sin B$, $\Omega_L = 0$ - проєкції кутової швидкості обертання Землі Ω_3 на осі навігаційної СК OLHB; V_B , V_L , V_H - проєкції вектора швидкості на осі СК OLHB; g_L , g_B , g_H - проєкції прискорення сили ваги, які при малих значеннях висоти ($H \leq 100$ км), зберігаючи лише члени порядку малості 10^{-2} , розраховують за формулами:

$$35 \quad g_L = 0, \quad g_B = 0,$$

$$g_H = -g \left(1 + 5,2884 \cdot 10^{-3} \sin^2 B \right) \left[1 - \frac{2H}{a} (1 - e \sin^2 B) \right];$$

B - географічна широта; H - висота польоту; g - прискорення сили ваги на екваторі; a - велика піввісь земного еліпсоїда; e - ексцентриситет земного еліпсоїда.

40 При застосуванні акселерометричного способу визначення параметрів кутової орієнтації застосовують аналогічний підхід. З показань акселерометрів (1) віднімають проєкції складових відносного $(\dot{V}_r)_3$ та коріолісового $(\omega + 2\Omega) \times V_r$ прискорень центра мас на осі зв'язаної СК, залишивши тільки складові прискорення сили ваги.

$$A = -g.$$

45 За величинами цих незбурених іншими силами проєкцій прискорення сил ваги й визначають кути крену та тангажа за алгоритмами інклінометра.

Складові коріолісового та відносного прискорення в ІССН розраховують або за оціненими з використанням методу компенсації навігаційними параметрами. Отримані параметри кутової орієнтації піддають додатковій обробці із застосуванням інформації від ДКШ, які входять до складу БІНС.

Структурна схема вимірника кутової орієнтації гіроакселерометричного (ВГА) представлена на кресленні.

Тут за даними ІССН про складові вектора земної швидкості та складові коріолісового та відносного прискорення розраховують їхні проекції на осі зв'язаної СК. Отримані складові віднімають від показань горизонтальних акселерометрів, а за інформацією про незбурені складові прискорення сили ваги, використовуючи матрицю напрямних косинусів та поточне значення прискорення сили ваги, які обчислюють за алгоритмами БІНС, розраховують поточні значення кутів крену та тангажа.

Обчислені за інформацією акселерометрів значення крену та тангажа мають високочастотну похибку (шум датчика), тому цю інформацію піддають додатковій обробці з використанням схеми компенсації. При цьому комплексують покази БІНС, з низькочастотною змінною похибкою і показання ВГА з високочастотною сталою похибкою. Отримані оцінки використовують для корекції параметрів кутової орієнтації, які обчислюють за алгоритмами БІНС.

Гіроакселерометричний спосіб вимірювання параметрів кутової орієнтації розглядають в алгоритмах роботи двокомпонентної БІНС, які описують тільки поздовжній рух БПЛА, що здійснює політ вздовж екватору.

Кінематика обертального руху літака за кутом тангажа в алгоритмах роботи такої БІНС описують наступним чином:

$$\omega_z = \omega_{z_{\text{дус}}} + (\dot{L} + \Omega_3); \quad \vartheta = \vartheta_0 + \int_0^t \omega_z dt,$$

а кінематику поступального руху центра мас - руху у вертикальній площині описують рівняннями:

$$\dot{V}_H = a_H - a_H^{\text{кор}} - g; \quad \dot{V}_L = a_L - a_L^{\text{кор}}; \quad \dot{L} = \dot{V}_L / R_3,$$

$$\text{де } \Omega_3 = 7,27 \cdot 10^{-5} \text{ /сек}; \quad R_3 = 6378388 \text{ м};$$

$$a_H = a_x \sin \vartheta + a_y \cos \vartheta; \quad a_L = a_x \cos \vartheta - a_y \sin \vartheta;$$

$$a_L^{\text{кор}} = -V_H(\dot{L} + 2\Omega_3); \quad a_H^{\text{кор}} = -V_L(\dot{L} + 2\Omega_3).$$

(2)

Вхідною інформацією для БІНС є сигнали інерціальних датчиків $\omega_{z_{\text{дус}}}$, a_x , a_y , які з урахуванням їх похибок ($\Delta\omega_z$, Δa_x , Δa_y), що містять детерміновані і білошумні складові, описують наступними рівняннями:

$$\omega_{z_{\text{дус}}} = \omega_{z_{\text{ман}}} - (\dot{L}_i + \Omega_{3i}) + \Delta\omega_z, \quad (3)$$

$$a_x = a_{x_{\text{ман}}} + g_i \sin \vartheta_i + (a_{H_i}^{\text{кор}} \sin \vartheta_i - a_{L_i}^{\text{кор}} \sin \vartheta_i) + \Delta a_x, \quad (4)$$

$$a_y = a_{y_{\text{ман}}} + g_i \cos \vartheta_i + (a_{H_i}^{\text{кор}} \cos \vartheta_i - a_{L_i}^{\text{кор}} \cos \vartheta_i) + \Delta a_y. \quad (5)$$

Тут враховують, що ДКШ, крім кутової швидкості $\omega_{z_{\text{ман}}}$, яка характеризує маневр БАС, вимірює також кутову швидкість обертання Землі Ω_{3i} та кутову швидкість \dot{L}_i , обумовлену обльотом БАС сферичної Землі (індекс "i" свідчить, що це є істинні, а не розраховані значення).

Аналогічно враховують, що акселерометри, крім прискорень $a_{x_{\text{ман}}}$, $a_{y_{\text{ман}}}$, які характеризують маневр, вимірюють складові коріолісового прискорення, а також складові прискорення сили ваги.

Для реалізації гіроакселерометричного методу вимірювання кута тангажа з показань поздовжнього акселерометра a_x віднімають розраховані складові коріолісового прискорення $(a_H^{\text{кор}} \sin \vartheta - a_L^{\text{кор}} \cos \vartheta)$, а також розраховані поздовжні прискорення центру мас БАС $a_{x_{\text{ман}}}$, що викликані керуючими впливами. Тоді сигнал поздовжнього акселерометра, що залишився, містить тільки проекцію вектора гравітації на власну вісь чутливості, а також детерміновану й білошумну складову помилки цього датчика $A_x = g \sin(\vartheta) + \Delta a_x$.

Складові коріолісового прискорення обчислюють за формулами (2), використовуючи оцінену інформацію про складові вектора земної швидкості (V_H , V_L) й швидкості зміни довготи \dot{L} , а

також відому величину кутової швидкості обертання Землі Ω_3 . Для перепроєктування цих складових на осі зв'язаної СК використовують скоректоване (гіроакселерометричне) значення кута тангажа ϑ .

Складову $a_{x_{\text{ман}}}$ розраховують за формулою

$$5 \quad a_{x_{\text{ман}}} = \frac{a_L^{\Phi} - a_L^{\text{кор}} + a_y \sin \vartheta}{\cos \vartheta} - g \sin \vartheta - (a_H^{\text{кор}} \sin \vartheta - a_L^{\text{кор}} \cos \vartheta).$$

Тут складові коріолісового прискорення також обчислюють з використанням оціненої інформації й скоректованого значення кута тангажа. При проектуванні на поздовжню вісь зв'язаної СК горизонтальної складової прискорення центра мас БАС з неї віднімають складову нормального прискорення $a_y \sin(\vartheta)$ і відновлюють раніше виключену складову коріолісового

10 прискорення $a_L^{\text{кор}}$. Прискорення сили ваги на екваторі - g задають рівним $9,8 \text{ м/сек}^2$.

Оцінене значення горизонтальної складової прискорення центра мас a_L^{Φ} одержують шляхом комплексування інформації БІНС і диференційованого сигналу V_L СНС. При диференціюванні зашумленого радіотехнічного сигналу СНС виконують звичайні для таких сигналів процедури фільтрації.

15 За інформацією Δx розраховують поточне значення кута тангажа - акселерометричний кут тангажа

$$\vartheta_{\text{акс}} = \arcsin(Ax/g).$$

20 За різницею поточного значення кута тангажа, яке обчислюють за алгоритмами БІНС, і акселерометричного кута тангажа формують сигнал, що коректує показання ДКШ (списують детерміновану складову похибки датчика).

$$\Delta \omega_{z_{\text{кор}}} = \left[K_{\omega z} + \frac{\tilde{K}_{\omega z}}{p} \right] (\vartheta - \vartheta_{\text{акс}}). \quad (6)$$

Результатом такої корекції є скоректований (гіроакселерометричний) кут тангажа ϑ . Аналогічно обчислюють значення скоректованого (гіроакселерометричного) кута крену.

25 Джерела інформації:

1. Патент РФ № 2348903 Способ определения навигационных параметров бесплатформенной инерциальной навигационной системой, - 2009.

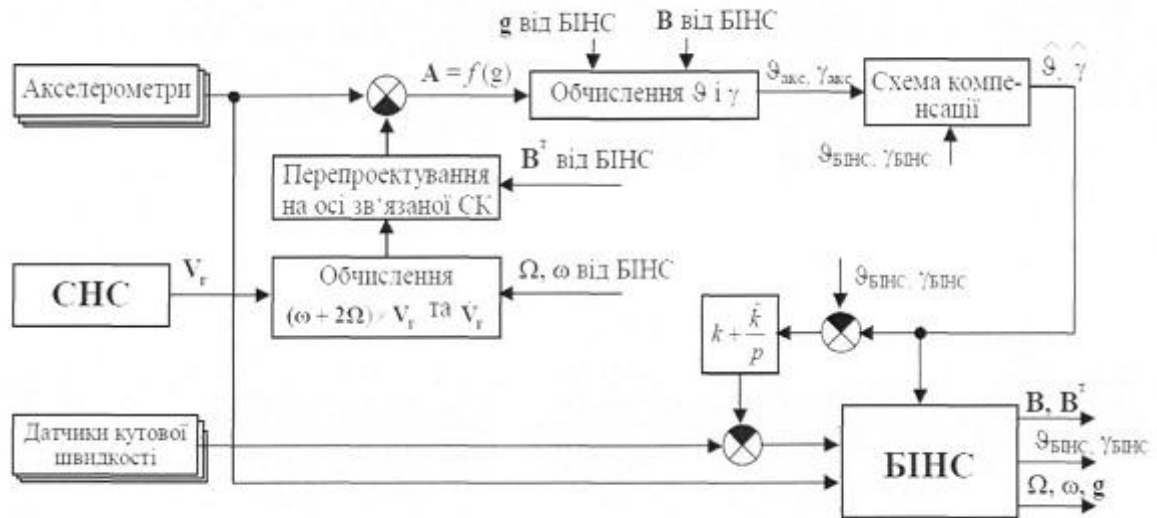
2. Патент України № 79932 Малогабаритна інерціально-супутникова інтегрована навігаційна система, - 2013.

30 3. Патент США № 5422817 Strapdown inertial navigation system using high order correction, - 1995.

ФОРМУЛА КОРИСНОЇ МОДЕЛІ

35 Гіроакселерометричний спосіб визначення параметрів кутової орієнтації, що включає вимірювання проекцій абсолютного лінійного прискорення з використанням акселерометрів та вимірювання проекцій вектора земної швидкості та складових коріолісового та відносного прискорення з використанням гіроскопічних датчиків кутових швидкостей, який **відрізняється**

40 тим, що значення крену та тангажа обчислюють за інформацією акселерометрів, що має високочастотну похибку, потім обробляють за схемою компенсації.



Комп'ютерна верстка М. Шамоніна

Державна служба інтелектуальної власності України, вул. Василя Липківського, 45, м. Київ, МСП, 03680, Україна

ДП "Український інститут інтелектуальної власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601