



УКРАЇНА

(19) UA (11) 46952 (13) U  
(51) МПК (2009)  
G01P 9/04МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ  
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ  
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ  
ВЛАСНОСТІОПИС  
ДО ПАТЕНТУ  
НА КОРИСНУ МОДЕЛЬвидається під  
відповідальність  
власника  
патенту

## (54) ІНЕРЦІАЛЬНИЙ ВИМІРЮВАЛЬНИЙ БЛОК

1

(21) u200907792

(22) 24.07.2009

(24) 11.01.2010

(46) 11.01.2010, Бюл.№ 1, 2010 р.

(72) ГОРДІН ОЛЕКСАНДР ГРИГОРОВИЧ, ТАМБОВА ОЛЬГА СЕРГІЇВНА

(73) НАЦІОНАЛЬНИЙ АЕРОКОСМІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМ. М.Є. ЖУКОВСЬКОГО "ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ"

(57) Інерціальний вимірювальний блок, що містить три однокомпонентних гіроскопічних датчики кутової швидкості, який **відрізняється** тим, що в нього введено три гіроскопічних інтегратори лінійних прискорень з міжрамочною корекцією, осі чутливості яких паралельні осям зв'язаної з об'єктом ортогональної системи координат, при цьому осі чут-

2

ливості гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень взаємоортогональні та кожна з них паралельна відповідній осі зв'язаної з об'єктом ортогональної системи координат, а осі чутливості відповідних пар однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень паралельні, крім того, виходи однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень з'єднані з обчислювальним пристроєм таким чином, що вхідні сигнали обчислювального пристрою є вихідними сигналами датчиків кутів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та датчиків кутів повороту зовнішньої рами гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень.

Корисна модель відноситься до вимірювальної техніки і може бути використана в системах керування рухомими об'єктами та в безкарданних інерціальних системах навігації для визначення інерціальних параметрів.

Відомий найбільш близький та вибраний в якості прототипу інерціальний вимірювальний блок (патент України на винахід № 37386, М.кл.<sup>7</sup>. G01P902, Інерціальний вимірювальний блок, Бюл. № 3, 2006р), що містить три однокомпонентних гіроскопічних датчика кутової швидкості та три однокомпонентних маятникових акселерометра, які зорієнтовані на об'єкті таким чином, що осі підвісу рухомих елементів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та однокомпонентних маятникових акселерометрів взаємоортогональні та кожна з них паралельна відповідній осі зв'язаної з об'єктом ортогональної системи координат, осі підвісу рухомих елементів однокомпонентних маятникових акселерометрів паралельні відповідним осям підвісу рухомих елементів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості, виходи всіх шести вимірювачів кінематичних параметрів з'єднані з обчислювальним пристроєм.

Недоліками цього інерціального вимірювального блоку є те, що з його допомогою формується інформація про кутові швидкості та компоненти вектора уявного прискорення корпусу, тобто, уявну швидкість треба отримувати за допомогою спеціальних алгоритмів і обчислювальних засобів. Для багатьох типів об'єктів управління потрібно використовувати саме компоненти вектора уявної швидкості. Використання додаткових алгоритмів і обчислювальних засобів знижує точність отримання інерціальних параметрів, зокрема компонентів вектора уявної швидкості. Крім того, використання вимірювачів різного типу (гіроскопів і акселерометрів) ускладнює обслуговування інерціального вимірювального блоку.

Задачею корисної моделі є збільшення точності визначення навігаційних параметрів рухомого об'єкта, спрощення загальної структури обчислювальних алгоритмів за рахунок безпосереднього отримання компонентів вектора уявної швидкості об'єкта, та уніфікація типів інерціальних вимірювачів, які використовуються.

Поставлена задача вирішується тим, що відповідно до корисної моделі інерціальний вимірювальний блок містить три однокомпонентних гіроскопічних датчика кутової швидкості та три

(19) UA (11) 46952 (13) U

гіроскопічні інтегратори лінійних прискорень з міжрамочною корекцією, при цьому осі чутливості гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень взаємо ортогональні та кожна з них паралельна відповідній осі зв'язаної з об'єктом ортогональної системи координат, а осі чутливості відповідних пар однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень паралельні. Виходи однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень з'єднані з обчислювальним пристроєм таким чином, що вхідні сигнали обчислювального пристрою є вихідними сигналами датчиків кутів однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та датчиків кутів повороту зовнішньої рами гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень.

На фіг.1 наведена структурно-кінематична схема інерціального вимірювального блоку. На фіг.2 наведена структурно-функціональна схема інерціального вимірювального блоку. На фіг.3 наведена структурна схема алгоритму визначення навігаційних параметрів, який реалізується за допомогою обчислювального пристрою.

Інерціальний вимірювальний блок містить три однокомпонентних гіроскопічних датчика кутової швидкості 1,2,3 і три гіроскопічних інтегратори лінійних прискорень 4, 5, 6, які нерухомо встановлені на корпусі об'єкта 7. З корпусом об'єкта нерухомо з'єднана ортогональна система координат OXYZ.

Кожна з осей триєдрів  $O_iX_iY_iZ_i$  ( $i=1, 2, 3, 4, 5, 6$ ), зв'язаних з кожним із однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості 1, 2, 3 та гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень 4, 5, 6, розміщена паралельно кожній з осей зв'язаної з об'єктом ортогональної системи координат OXYZ відповідно. Кожний з однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості 1, 2, 3 містить рухомі елементи - рами 8, 9, 10, які відхиляються на певні кути. У кожній рамі 8, 9, 10 розташовані ротори 11, 12, 13 відповідно. До складу однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості 1, 2, 3 також входять датчики 14,15,16 кутів відхилення рухомих елементів і датчики моментів 17,18,19.

Кожен гіроблок гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень 4, 5, 6 включає в себе ротор 20, 21, 22 внутрішню раму 23, 24, 25, яка характеризується зміщенням центра мас 26,27,28 та зовнішню раму 29, 30, 31. На рамах гіроблоків розміщені датчики кутів 32, 33, 34, датчики моментів 35, 36, 37, датчики моментів системи міжрамочної корекції 38, 39, 40, датчики кутів системи міжрамочної корекції 41, 42, 43. Система міжрамочної корекції вміщує підсилювачі-перетворювачі 44, 45, 46. Виходи 47, 48, 49, 50, 51, 52 кожного з датчиків кутів, гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень та датчиків кутової швидкості відповідно, з'єднані з обчислювальним пристроєм 53, за допомогою якого реалізується алгоритм визначення інерціальних параметрів на основі інформації про кути відхилення рамок 8, 9, 10 однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості 1, 2, 3 та

кути відхилення рамок 29,30,31 гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень 4, 5, 6.

За допомогою алгоритму, який реалізується обчислювальним пристроєм, визначають три складові вектора кутової швидкості  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  та три складові вектора уявної швидкості  $V_x, V_y, V_z$  корпусу об'єкта. Обчислювальний

пристрій 53 має виходи 54, 55, 56 сигналів кутової швидкості 57, 58, 59 сигналів уявної швидкості, 60, 61, 62 сигналів кутів  $\gamma, \psi, \nu$  ортогональної системи координат  $\gamma$  OXYZ відносно інерціальної системи координат.

Рівняння динаміки двухстепеневих гіроскопів як однокомпонентних датчиків кутової швидкості можна представити наступним чином:

$$I_{z1}\ddot{\beta}_1 + B_1\dot{\beta}_1 + C_1\beta_1 = (I_{x1} - I_{y1})[(\omega_{ky}^2 - \omega_{kx}^2) \sin \beta_1 \cos \beta_1 + \omega_{kx}\omega_{ky} \cos 2\beta_1] - H_1\omega_{kx} \cos \beta_1 - H_1\omega_{ky} \sin \beta_1 - I_{xz}\dot{\omega}_{kz}; \quad (1)$$

$$I_{x2}\ddot{\beta}_2 + B_2\dot{\beta}_2 + C_2\beta_2 = (I_{y2} - I_{z2})[(\omega_{kz}^2 - \omega_{ky}^2) \sin \beta_2 \cos \beta_2 + \omega_{ky}\omega_{kz} \cos 2\beta_2] - H_2\omega_{ky} \cos \beta_2 - H_2\omega_{kz} \sin \beta_2 - I_{xz}\dot{\omega}_{kx};$$

$$I_{y3}\ddot{\beta}_3 + B_3\dot{\beta}_3 + C_3\beta_3 = (I_{z3} - I_{x3})[(\omega_{kx}^2 - \omega_{kz}^2) \sin \beta_3 \cos \beta_3 + \omega_{kx}\omega_{kz} \cos 2\beta_3] - H_3\omega_{kx} \cos \beta_3 - H_3\omega_{kz} \sin \beta_3 - I_{yz}\dot{\omega}_{ky};$$

де  $I_{z1}, I_{x2}, I_{y3}$  - сумарні моменти інерції рами та ротора гіроскопа відносно осі підвісу рами першого, другого та третього двухстепеневих гіроскопів відповідно;

$I_{x1}, I_{y2}, I_{z3}$  - сумарні моменти інерції рами та ротора гіроскопа відносно осі чутливості першого другого та третього двухстепеневих гіроскопів відповідно;

$I_{y1}, I_{z2}, I_{x3}$  - сумарні моменти інерції рами та ротора гіроскопа відносно полярній осі ротора першого другого та третього двухстепеневих гіроскопів відповідно;

$H_1, H_2, H_3$  - кінетичні моменти ротора першого другого та третього двухстепеневих гіроскопів відповідно;

$B_1, B_2, B_3$  - коефіцієнти демпфірування відносно осі підвісу рами першого другого та третього двухстепеневих гіроскопів відповідно;

$C_1, C_2, C_3$  - коефіцієнти пружності відносно осі підвісу першого другого та третього двухстепеневих гіроскопів відповідно;

$\beta_1, \beta_2, \beta_3$  - кути відхилення рами відносно їх осей підвісу першого другого та третього двухстепеневих гіроскопів відповідно;

$\omega_{kx}, \omega_{ky}, \omega_{kz}$  - проекції вектора абсолютної кутової швидкості корпусу об'єкта на осі, зв'язаної з ним ортогональної системи координат OXYZ.

У сталому режимі стан двухстепеневих гіроскопів можна описати рівняннями у такому вигляді:

$$\dot{\omega}_{kx} = \frac{1}{I_{z2}} [-H_2\omega_{ky} \cos \beta_2 - H_2\omega_{kz} \sin \beta_2 - C_2\beta_2 + (I_{y2} - I_{z2})(\omega_{kz}^2 - \omega_{ky}^2) \sin \beta_2 \cos \beta_2 + (I_{y2} - I_{z2})\omega_{ky}\omega_{kz} \cos 2\beta_2];$$

$$\dot{\omega}_{ky} = \frac{1}{I_{y3}} [-H_3\omega_{kx} \cos \beta_3 - H_3\omega_{kz} \sin \beta_3 - C_3\beta_3 + (I_{z3} - I_{x3})(\omega_{kx}^2 - \omega_{kz}^2) \sin \beta_3 \cos \beta_3 + (I_{z3} - I_{x3})\omega_{kx}\omega_{kz} \cos 2\beta_3];$$

$$\dot{\omega}_{kz} = \frac{1}{I_{x1}} [-H_1\omega_{kx} \cos \beta_1 - H_1\omega_{ky} \sin \beta_1 - C_1\beta_1 + (I_{x1} - I_{y1})(\omega_{ky}^2 - \omega_{kx}^2) \sin \beta_1 \cos \beta_1 + (I_{x1} - I_{y1})\omega_{kx}\omega_{ky} \cos 2\beta_1];$$

У відповідності до рівнянь Пуассона, формулюються рівняння для кутів  $\gamma, \psi, \nu$  повороту корпусу об'єкта (ортогональної системи координат OXYZ) відносно відповідних осей зв'язаної системи координат OXYZ:

$$\dot{\gamma} = \omega_{kx} = \frac{\sin \gamma \sin \psi}{\cos \psi} \omega_{ky} + \frac{\sin \psi \cos \gamma}{\cos \psi} \omega_{kz};$$

$$\dot{\psi} = \cos \gamma \omega_{ky} - \sin \gamma \omega_{kz}; \quad (3)$$

$$\dot{\upsilon} = \frac{\cos \gamma}{\cos \psi} \omega_{ky} + \frac{\sin \gamma}{\cos \psi} \omega_{kz},$$

де  $\gamma$  - кут крену;

$\psi$  - кут рискання;

$\upsilon$  - куттангажа;

Гіроскопічний інтегратор лінійних прискорень видає сигнал, пропорційний уявній швидкості. Вихідним сигналом є кут повороту рами відносно корпусу.

Уявна швидкість корпусу об'єкта знаходиться за допомогою рівнянь:

$$V_{kx} = \frac{1}{k_1} (\alpha_{d1} + \gamma);$$

$$V_{ky} = \frac{1}{k_2} (\alpha_{d2} + \psi); \quad (4)$$

$$V_{kz} = \frac{1}{k_3} (\alpha_{d3} + \upsilon),$$

де  $\alpha_{d1}$ ,  $\alpha_{d2}$ ,  $\alpha_{d3}$  - сигнали з датчиків кутів 32, 33, 34 на осях підвісу зовнішніх рам гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень 4, 5, 6 відповідно, пропорційні кутам повороту зовнішніх рам відносно корпусу об'єкта.

При постійних масах  $m_{BP4}$ ,  $m_{BP5}$ ,  $m_{BP6}$ , відхиленнях центра мас від осі  $\varepsilon_{BP3}$ ,  $\varepsilon_{BP4}$ ,  $\varepsilon_{BP5}$  та кінетичних моментах гіроінтеграторів  $H_4, H_5, H_6$ , можна представити в такому вигляді:

$$k_1 = \frac{m_{BP4} \varepsilon_{BP4}}{H_4};$$

$$k_2 = \frac{m_{BP5} \varepsilon_{BP5}}{H_5}; \quad (6)$$

$$k_3 = \frac{m_{BP6} \varepsilon_{BP6}}{H_6}.$$

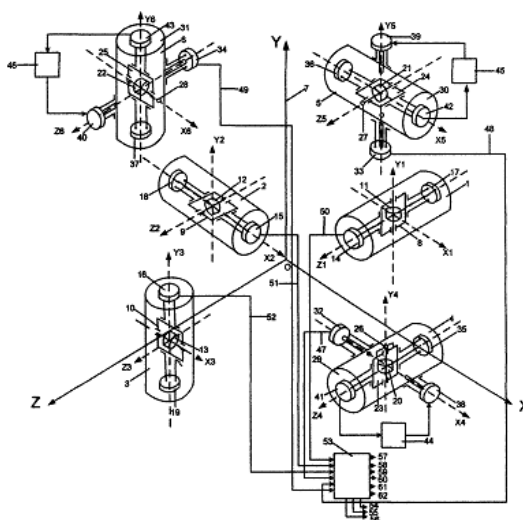
У результаті розв'язання диференціальних рівнянь системи (2) відносно абсолютної кутової швидкості корпусу об'єкта, системи (3) відносно кутів повороту корпусу об'єкта та системи (4)

відносно уявної швидкості корпусу об'єкта формується система вихідних параметрів  $\omega_{kx}$ ,  $\omega_{ky}$ ,  $\omega_{kz}$ ,  $V_{kx}$ ,  $V_{ky}$ ,  $V_{kz}$ ,  $\gamma$ ,  $\psi$ ,  $\upsilon$ .

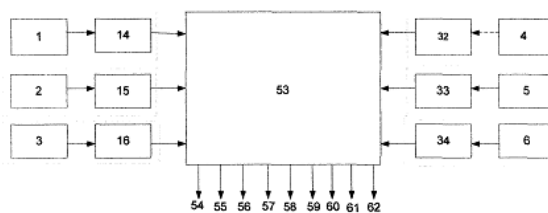
Параметри датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень визначаються після калібровки приборів і задаються в обчислювальній схемі як постійні числа. Початкові умови для вирішення диференціальних рівнянь визначаються на момент розташування гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень. При цьому початкові умови для кутових швидкостей визначаються за допомогою системи початкової виставки інерціальної навігаційної системи. Для кутів  $\gamma$ ,  $\psi$ ,  $\upsilon$  початкові умови нульові в будь-якому випадку.

Відповідно до фіг.3 структурна схема алгоритму визначення інерціальних параметрів на основі інформації з однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості, який реалізується за допомогою обчислювача, містить блоки дії, що реалізує функцію синуса (63-67), функцію косинуса (68-75), функцію додавання (76-89), блоки-коефіцієнти рівнянь, що реалізують константи (90-102), моменти інерції (103-111), кінетичні моменти (112-117), коефіцієнти пружності (118-120), масові характеристики (121-124), коефіцієнти відхилення центра мас (125-127), функцію ділення (128-141), інтегратори (142-148), початкові умови (149-154), функцію множення (155-203), функцію возведення до квадрату (204-206).

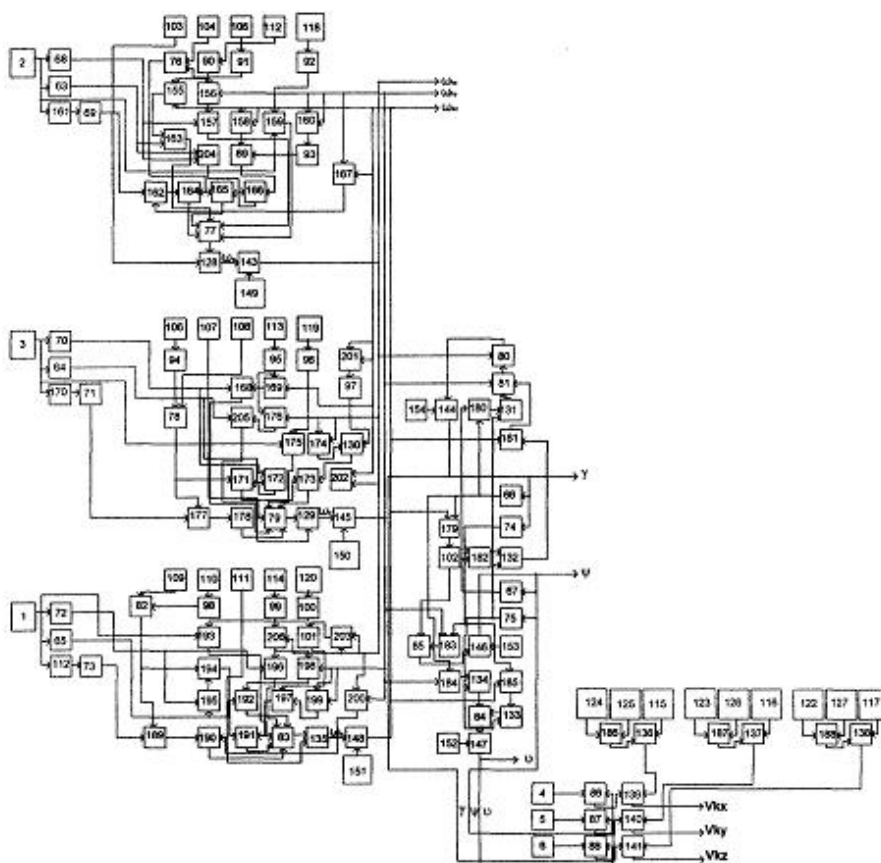
Перевагами даної корисної моделі - це отримання на виході вимірювального блока кутових швидкостей, кутів та уявних швидкостей (а не прискорень), що значно спрощує систему навігації в цілому та її алгоритми, підвищення точності визначення уявної швидкості за рахунок заміни маятникових акселерометрів гіроскопічними інтеграторами лінійних прискорень, виключення впливу прискорення по перехресних осях, використання шести уніфікованих вимірювальних двохступеневих гідроблоків.



Фіг. 1



Фіг. 2



Фіг. 3