

УДК 629.7.054.001

О.Г. ГОРДІН, Є.А. ГУБА

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Україна

ВИМІРЮВАЛЬНИЙ БЛОК БЕЗКАРДАННОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

Головний показник якості системи навігації рухомих об'єктів – точність отримання навігаційних параметрів. Для інерціальних систем навігації цей показник в значній мірі визначається точністю інерціальних вимірювачів, які входять в систему. В безкарданних інерціальних навігаційних системах традиційно використовують прецизійні акселерометри для отримання інформації про компоненти вектора уявного прискорення корпусу рухомого об'єкта. Для отримання інформації про уявне прискорення об'єкта (уявну швидкість) використовують також гіроскопічні інтегратори лінійного прискорення. В роботі показана можливість отримання інерціальної інформації за допомогою вимірювального блоку безкарданної навігаційної системи, який містить три гіроскопічних датчика кутової швидкості і три гіроскопічних інтегратора лінійних прискорень при орієнтації їх осей чутливості певним чином відносно системи координат, зв'язаної з рухомих об'єктом. Розроблені відповідні алгоритми визначення інерціальних параметрів для вимірювального блоку, який представлений.

Ключові слова: безкарданна навігаційна система, інерціальний вимірювач, датчик кутової швидкості, гіроскопічний інтегратор лінійних прискорень, алгоритм.

Вступ

Система управління будь-яким рухомих об'єктом містить систему навігації, за допомогою якої визначають поточний стан об'єкта з відповідною точністю. Один з класів систем навігації – інерціальні системи [1, 2], в яких використовують вимірювачі компонентів вектора абсолютної кутової швидкості певної платформи та уявного прискорення цієї платформи. В якості останніх використовують акселерометри різних видів. Інерціальні системи навігації містять обчислювальні засоби, за допомогою яких у відповідності до спеціальних алгоритмів вирішується задача визначення навігаційних параметрів. В останній час все більшого розвитку набувають безкарданні інерціальні навігаційні системи, в яких вимірювачі розміщені безпосередньо на корпусі рухомого об'єкта. В цьому випадку необхідно розробляти спеціальне програмно-алгоритмічне забезпечення для вирішення задачі отримання навігаційних параметрів. Традиційно в подібних системах використовують прецизійні акселерометри для отримання інформації про компоненти вектора уявного прискорення корпусу рухомого об'єкта.

Відомі схеми інерціальних систем навігації (наприклад, системи управління дальністю балістичних ракет), в яких в якості вимірювачів широко використовують гіроскопічні інтегратори лінійних прискорень (ГІІП). Основне призначення подібного пристрою – формувати інтеграл від уявного прискорення, тобто – сигнал у вигляді уявної швидкості.

ГІІП є ідеальним фільтром високочастотних завад, обумовлених вібраціями корпусу, він також позбавлений суттєвих методичних похибок, дозволяє спростити обчислювальні алгоритми інерціальної системи. ГІІП у порівнянні з акселерометрами маятникового, струнного та інших типів мають значно більш високу лінійність статичної характеристики та практично необмежений діапазон вимірювання уявного прискорення.

Особливості ГІІП такі, що в якості вимірювача уявних прискорень їх встановлюють на гіростабілізованих платформах, які є ізольованими від будь-яких кутових рухів корпусу об'єкта в цілому [3]. Таким чином, використати в безкарданних інерціальних системах навігації начебто не можливо.

Постановка задачі побудови вимірювального блоку безкарданної інерціальної системи навігації з використанням гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень

Усунути вказане протиріччя можливо шляхом використання трьох гіроскопічних вимірювачів кутової швидкості (двохступеневих гіроскопів) і трьох гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень і розміщення їх осей чутливості певним чином відносно системи координат OXYZ, зв'язаної з рухомих об'єктом. При цьому основна задача – розробка спеціального алгоритму обробки інформації з вимірю-

вачів кугової швидкості і гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень з урахуванням розміщення останніх на корпусі, який здійснює кутовий рух відносно усіх осей зв'язаної з ним системи координат.

Таким чином, вирішення поставленої задачі обумовлює збільшення точності визначення навігаційних параметрів рухомого об'єкта, спрощення загальної структури обчислювальних алгоритмів за рахунок безпосереднього отримання компонентів вектора уявної швидкості об'єкта та можливість уніфікації типів інерціальних вимірювачів, які використовуються.

Схема вимірювального блоку

На рис. 1 наведена структурно-кінематична схема вимірювального блоку, на рис. 2 – його структурно-функціональна схема [4].

Інерціальний вимірювальний блок містить три однокомпонентних гіроскопічних датчика кугової

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

Кожна з осей триєдрів $O_iX_iY_iZ_i$ ($i=1,\dots,6$), зв'язаних з кожним із однокомпонентних гіроскопічних датчиків кугової швидкості 1, 2, 3 та гіроскопічним інтегратором 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 кугової 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 кугової швидкості 1, 2, 3 також входять датчики 14,15,16 кутів відхилення рухомих елементів і датчики моментів 17,18,19.

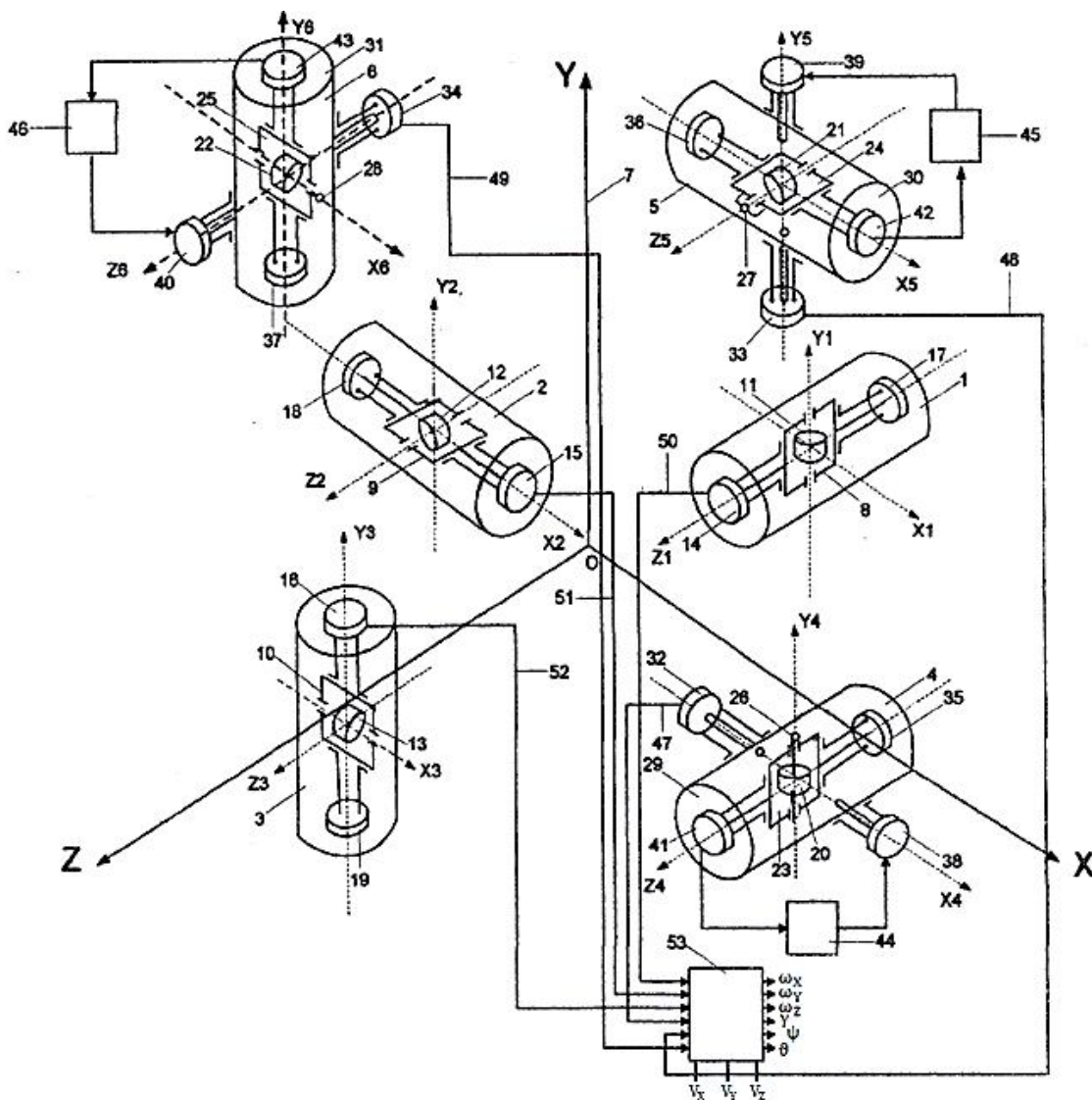


Рис. 1. Структурно-кінематична схема вимірювального блоку

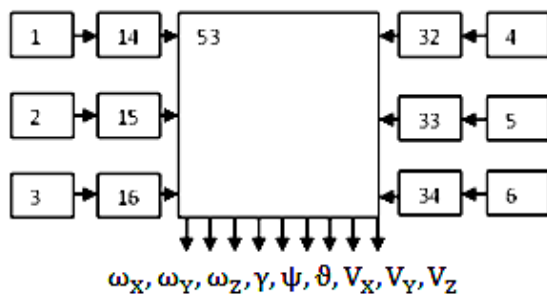


Рис. 2. Структурно-функціональна схема вимірювального блоку

Кожний гіроблок гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень 4, 5, 6 включає в себе ротор 20, раму 29, 30, 31. На рамах гіроблоків розмішені датчики кутів 32, 33, 34, датчики моментів 35, 36, 37, 21, 22 внутрішню раму 23, 24, 25, яка характеризується зміщенням центра мас 26, 27, 28 та зовнішню 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

рів 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 рам 8, 9, 10 однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості 1, 2, 3 та кути відхилення рам 29, 30, 31 гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень 4, 5, 6.

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.

Алгоритми функціонування вимірювального блоку

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

$$\begin{aligned}
 & I_{Z1}\ddot{\beta}_1 + b_1\dot{\beta}_1 + c_1\beta_1 = \\
 & = (I_{X1} - I_{Y1})[(\omega_Y^2 - \omega_X^2)\sin\beta_1 \cos\beta_1 + \omega_X\omega_Y \cos 2\beta_1] - H_1\omega_X \cos\beta_1 - H_1\omega_Y \sin\beta_1 - I_Z\dot{\omega}_Z; \\
 & I_{X2}\ddot{\beta}_2 + b_2\dot{\beta}_2 + c_2\beta_2 = \\
 & = (I_{Y2} - I_{Z2})[(\omega_Z^2 - \omega_Y^2)\sin\beta_2 \cos\beta_2 + \omega_Y\omega_Z \cos 2\beta_2] - H_2\omega_Y \cos\beta_2 - H_2\omega_Z \sin\beta_2 - I_{X2}\dot{\omega}_X; \\
 & I_{Y3}\ddot{\beta}_3 + b_3\dot{\beta}_3 + c_3\beta_3 = \\
 & = (I_{Z3} - I_{X3})[(\omega_X^2 - \omega_Z^2)\sin\beta_3 \cos\beta_3 + \omega_X\omega_Z \cos 2\beta_3] - H_3\omega_Z \cos\beta_3 - H_3\omega_X \sin\beta_3 - I_{X3}\dot{\omega}_Y;
 \end{aligned} \tag{1}$$

де I_{Z1}, I_{X2}, I_{Y3} – сумарні моменти інерції рами та ротора гіроскопа відносно осі підвісу рами першого, другого, третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

I_{X1}, I_{Y2}, I_{Z3} – сумарні моменти інерції рами та ротора гіроскопа відносно осі чутливості першого, другого та третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

I_{Y1}, I_{Z2}, I_{X3} – сумарні моменти інерції рами та ротора гіроскопа відносно полярної осі ротора першого, другого та третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

H_1, H_2, H_3 – кінетичні моменти ротора першого другого та третього двохступеневих гіроскопів;

b_1, b_2, b_3 – коефіцієнти демпфірування відносно осі підвісу рами першого, другого та третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

c_1, c_2, c_3 – коефіцієнти пружності відносно осі підвісу рами першого, другого та третього двохступеневих гіроскопів відповідно;

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

$\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ – проекції вектора абсолютної кутової швидкості корпусу об'єкта на осі, зв'язаної з ним ортогональної системи координат OXYZ.

У сталому режимі стан двохступеневих гіроскопів можна описати рівнянням у такому вигляді:

$$\begin{aligned}
 \dot{\omega}_X &= \frac{1}{I_{X2}} \left[-H_2\omega_Y \cos\beta_2 - H_2\omega_Z \sin\beta_2 - c_2\beta_2 + (I_{Y2} - I_{Z2}) \times (\omega_Z^2 - \omega_Y^2) \sin\beta_2 \cos\beta_2 + (I_{Y2} - I_{Z2}) \omega_Y\omega_Z \cos 2\beta_2 \right]; \\
 \dot{\omega}_Y &= \frac{1}{I_{Y3}} \left[-H_3\omega_Z \cos\beta_3 - H_3\omega_X \sin\beta_3 - c_3\beta_3 + (I_{Z3} - I_{X3}) \times (\omega_X^2 - \omega_Z^2) \sin\beta_3 \cos\beta_3 + (I_{Z3} - I_{X3}) \omega_X\omega_Z \cos 2\beta_3 \right]; \\
 \dot{\omega}_Z &= \frac{1}{I_{Z1}} \left[-H_1\omega_X \cos\beta_1 - H_1\omega_Y \sin\beta_1 - c_1\beta_1 + (I_{X1} - I_{Y1}) \times (\omega_Y^2 - \omega_X^2) \sin\beta_1 \cos\beta_1 + (I_{X1} - I_{Y1}) \omega_X\omega_Y \cos 2\beta_1 \right].
 \end{aligned} \tag{2}$$

У відповідності до рівняння Пуассона формуються співвідношення для кутів γ, ψ, ν повороту корпусу об'єкта (ортогональної системи координат OXYZ) відносно відповідних осей зв'язаної системи координат OXYZ:

$$\begin{aligned}\dot{\gamma} &= \omega_X + \frac{\sin \gamma \sin \psi}{\cos \psi} \omega_Y + \frac{\sin \psi \cos \gamma}{\cos \psi} \omega_Z; \\ \dot{\psi} &= \cos \gamma \omega_Y - \sin \gamma \omega_Z; \\ \dot{\nu} &= \frac{\cos \gamma}{\cos \psi} \omega_Z + \frac{\sin \gamma}{\cos \psi} \omega_Y,\end{aligned}\quad (3)$$

де γ – кут крену, ψ – кут рискання, ν – кут тангажа.

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

Уявна швидкість корпусу об'єкта знаходиться за допомогою рівнянь:

$$\begin{aligned}V_X &= \frac{1}{k_1} (\alpha_{d1} + \gamma); \\ V_Y &= \frac{1}{k_2} (\alpha_{d2} + \psi); \\ V_Z &= \frac{1}{k_3} (\alpha_{d3} + \nu),\end{aligned}\quad (4)$$

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 $m_{BP4}, m_{BP5}, m_{BP6}$ внутрішніх рам, відхилення 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:

$$\begin{aligned}k_1 &= \frac{m_{BP4} \varepsilon_{BP4}}{H_4}; \\ k_2 &= \frac{m_{BP5} \varepsilon_{BP5}}{H_5}; \\ k_3 &= \frac{m_{BP6} \varepsilon_{BP6}}{H_6}.\end{aligned}\quad (5)$$

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:

$$\omega_X, \omega_Y, \omega_Z, \gamma, \psi, \nu, V_X, V_Y, V_Z.$$

Параметри датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень визначаються після калібровки пристрою 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 γ, ψ, ν , початкові умови нульові в будь-якому випадку.

Відповідно до рис. 3 структурна схема алгоритму визначення інерціальних параметрів на основі інформації від однокомпонентних гіроскопічних датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів уявного прискорення, який реалізується за допомогою обчислювача, містить блоки дії (функції «синус», «косинус», додавання, множення, ділення, возведення в квадрат), блоки-коефіцієнти рівнянь, що реалізують константи (моменти інерції, кінетичні моменти, коефіцієнти пружності, масові характеристики, параметри відхилення центра мас інтегратора уявних прискорень), блоки-інтегратори, блоки-початкові умови.

Висновки

В роботі показана можливість побудови вимірювального блоку безкарданної інерціальної навігаційної системи з використанням гіроскопічних датчиків кутової швидкості та гіроскопічних інтеграторів лінійного прискорення. Всі вимірювачі розташовані безпосередньо на корпусі рухомого об'єкта. Наведені схеми і алгоритми функціонування інерціального вимірювального блоку. Подібна система дозволяє в значній мірі реалізувати позитивні якості ГЛП. Окрім того в вимірювальному блоці використані гіроскопічні датчики кутової швидкості, які характеризуються порівняно великими кутами відхилення рам. При цьому обчислювальні алгоритми, які представлені в роботі, дозволяють забезпечити необхідну точність визначення інерціальних параметрів.

Схема, яка пропонується, дозволяє використовувати уніфіковані двохступеневі гіроблоки як для датчиків кутової швидкості, так і для гіроскопічних інтеграторів лінійних прискорень.

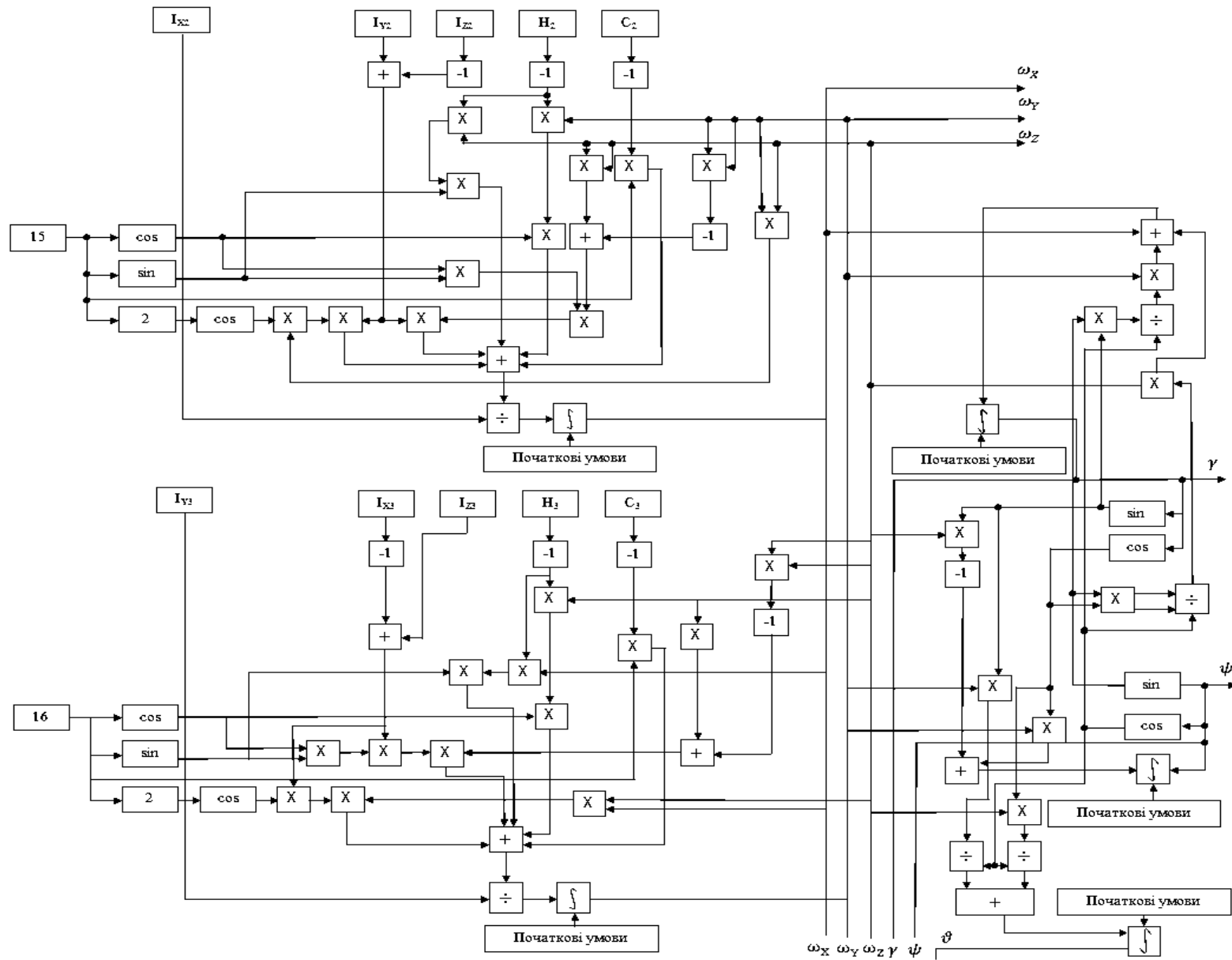


Рис. 3. Структурна схема алгоритму функціонування вимірювального блоку

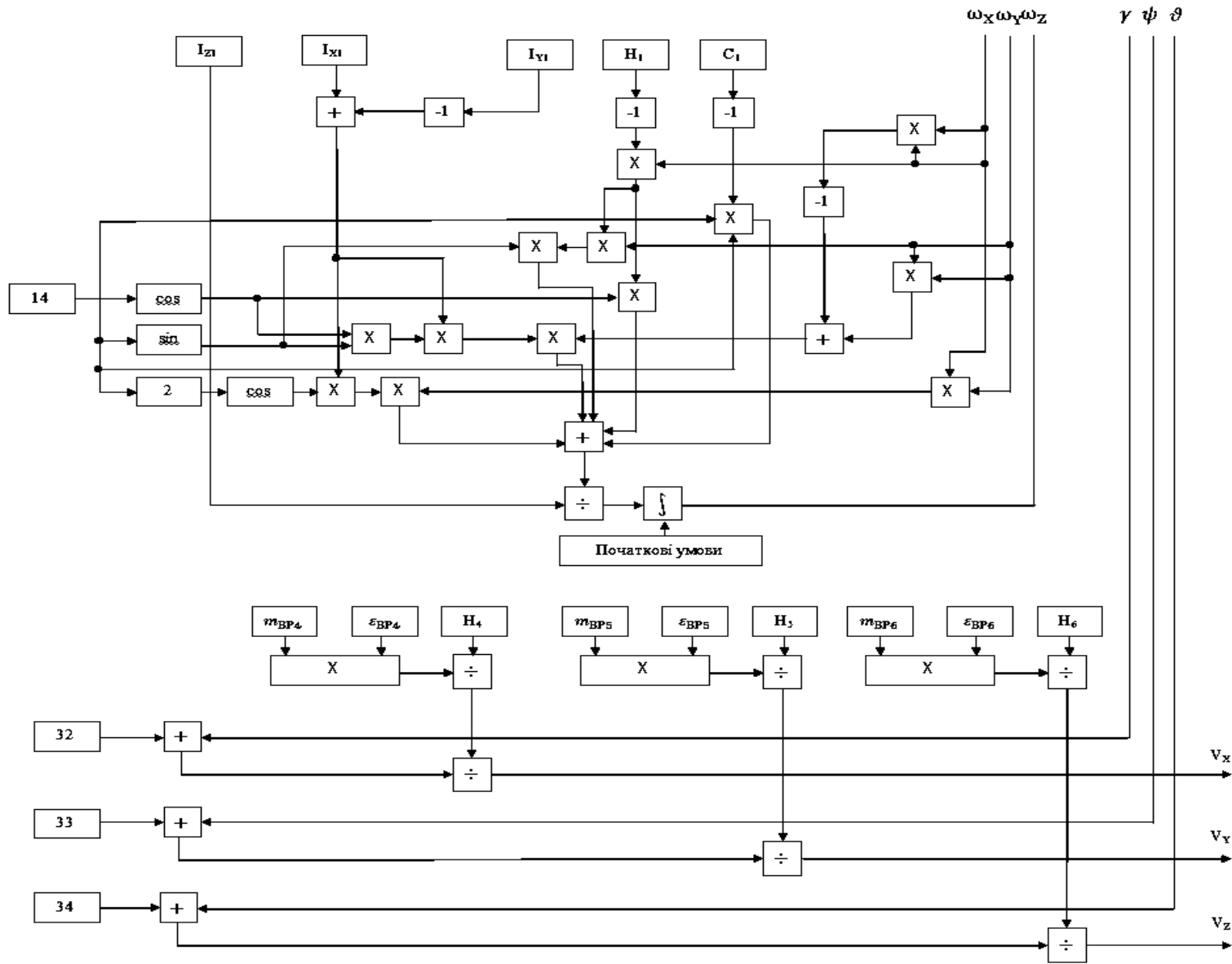


Рис. 3. Структурна схема алгоритму функціонування вимірювального блоку (закінчення)

Література

1. Кавинов, И.Ф. Инерциальная навигация в околоземном пространстве [Текст] / И.Ф. Кавинов. – М.: Машиностроение, 1998. – 142 с.
2. Ишлинский, А.Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация [Текст] / А.Ю. Ишлинский. – М.: Наука, 1976. – 671 с.

3. Карпачев, Ю.А. Некоторые задачи инерциального управления [Текст] / Ю.А. Карпачев, Д.Г. Корневский. – Наук. думка, 1977. – 152 с.
4. Пат. 46952 України, МПК G01P9/04. Инерциальный вимірювальний блок/ Гордін О.Г., Тамбова О.С.; Заявник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковського «ХАІ». – № U200907792 заява 24.07.2009, опубл. 11.01.2010, бюл. № 1. – 6 с.

Надійшла до редакції 18.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрою «Авіаційні прилади та вимірювання» М.Д. Кошевий, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ БЛОК БЕЗКАРДАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

А.Г. Гордин, Е.А. Губа

Главный показатель качества системы навигации подвижных объектов – точность получения навигационных параметров. Для инерциальных систем навигации этот показатель в значительной степени определяется точностью инерциальных измерителей, входящих в систему. В бескарданных инерциальных навигационных системах традиционно используют прецизионные акселерометры для получения информации о компонентах вектора кажущегося ускорения корпуса подвижного объекта. Для получения информации о мнимом ускорении объекта (мнимой скорости) используют также гироскопические интеграторы линейных ускорений. В работе показана возможность получения инерциальной информации с помощью измерительного блока бескарданной навигационной системы, который содержит три гироскопических датчика угловой скорости и три гироскопических интегратора линейных ускорений при ориентации их осей чувствительности определенным образом относительно системы координат, связанной с подвижным объектом. Разработаны соответствующие алгоритмы определения инерциальных параметров измерительного блока, который представлен.

Ключевые слова: бескарданная навигационная система, инерциальный измеритель, датчик угловой скорости, гироскопический интегратор линейных ускорений, алгоритм.

MEASURING UNIT OF STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

A.G. Gordin, Y.A. Guba

The main index of quality navigation systems of moving objects – getting navigational accuracy of the parameters. For inertial navigation systems, this index is largely determined by the accuracy of the inertial measuring devices in the system. In strapdown inertial navigation systems traditionally used high-precision accelerometers to obtain information about the components of vector of the apparent acceleration of the body of a moving object. For more information about the alleged acceleration of the object (the imaginary speed) use gyroscopic integrators and linear accelerations. The paper shows the possibility of obtaining information through inertial measuring unit strapdown navigation system, which contains three gyroscopic angular velocity sensor and three gyro integrator of linear accelerations in the orientation of their axes of sensitivity in a certain way with respect to the coordinate system associated with the mobility nym object. Develop appropriate algorithms for determining the inertial parameters of the measuring unit, which is presented.

Key words: strapdown navigation system, inertial sensor, angular velocity sensor, gyroscopic integrator of linear accelerations, algorithm.

Гордін Олександр Григорович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри систем управління літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна.

Губа Євген Анатолійович – магістрант кафедри систем управління літальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків, Україна, e-mail: eugene_guba@i.ua.