УДК 629.7.054.001

О.Г. ГОРДІН, В.О. ЗЕКІНА

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

ФУНКЦІОНАЛЬНО НАДЛИШКОВИЙ ІНЕРЦІАЛЬНИЙ ВИМІРЮВАЛЬНИЙ БЛОК

Забезпечення надійності та відмовостійкості систем управління, зокрема, систем навігації рухомих об'єктів є виключно актуальною задачею. Оскільки інерціальні системи навігації містять вимірювальні (апарати) і програмно-алгоритмічні засоби, необхідно забезпечити надійність і відмово стійкість і тих, і інших. Сучасні обчислювальні засоби характеризуються достатньою надійністю, тому є актуальною задача забезпечення надійності та відмовостійкості вимірювальних засобів систем навігації. В статті розглядаються функціонально надлишковий вимірювальний блок без карданної інерціальної навігаційної системи, що містить в якості вимірювачів чотири однокомпонентних гіроскопічних датчика кутової швидкості, чотири однокомпонентних маятникових акселерометри та систему обробки інформації, а осі чутливості всіх вимірювачів розташовані по твірній конуса та мають спільний початок на осі конуса. Представлені схема вимірювального блока та алгоритми обробки його інформації, які забезпечують відмовостійкість в разі відмови одного з датчиків кутової швидкості або акселерометра.

Ключові слова: *навігація, без карданна навігаційна система, датчик кутової швидкості, акселерометр, функціонально надлишковий вимірювальний блок, алгоритм.*

Введение

Основні задачі систем курування рухомими об'єктами – навігація, наведення, стабілізація. Задача навігації – отримання навігаційної інформації на основі вимірювання інерціальних фізичних параметрів, є однією з найважливіших, тому що інформація про поточний стан об'єкта необхідна для систем стабілізації, наведення та інших систем. Вирішення задачі навігації можливо з використанням вимірювальних (апаратних) і програмно-алгоритмічних засобів.

Інерціальні системи – один з найдосконаліших класів автономних систем навігації. Відповідно до критерію «тип інерціального вимірювального блоку» інерціальні системи можна розділити на два класи: «карданні» системи, що містять у своєму складі гіростабілізовану платформу (ГСП), яка несе інерціальні вимірювачі, і безкарданні (БІНС) – з інерціальними вимірювачами, розташованими на корпусі рухомого об'єкта [1].

Основними перевагами БІНС в порівнянні з платформеними системами є менші розміри і маса елементів і системи в цілому, більша надійність системи, менші споживання електроенергії, та вартість, простота експлуатації і ремонту [2].

Головний показник якості системи навігації рухомих об'єктів – точність отримання навігаційних параметрів. Однак існує другий виключно важливий показник якості системи навігації – надійність або відмовостійкість. Надійність виконання польоту рухомого об'єкта з необхідною точністю залежить від технічної надійності навігаційних засобів. Узагальнені показники точності навігації (а значить – і стабілізації і наведення рухомого об'єкта) залежать від узагальнених показників надійності системи цілому та окремих її функціональних ланок. Будь-яка утрата надійності або відмово стійкості хоча б одного функціонального елемента системи призводить до погіршення в більший або меншій мірі її точності.

Оскільки інерціальні системи навігації, зокрема БІНС, включають вимірювальні (апаратні) і програмно-алгоритмічні засоби, необхідно забезпечити надійність і відмовостійкість і тих, і інших. Сучасні програмно-алгоритмічні (обчислювальні) засоби характеризуються достатньою надійністю, тому є актуальною задача забезпечення надійності та відмовостійкості вимірювальних засобів БІНС.

Задачу забезпечення надійності або відмовостійкості вимірювальних засобів БІНС традиційно вирішують шляхом резервування на рівні вимірювальних елементів. В цьому випадку використовують дублювання або троірування вимірювачів інерціальних параметрів в кожному вимірювальному блоці з ортогональним розміщенням осей чутливості. Осі чутливості вимірювальних приладів, які об'єднані в дубль або триаду, є паралельним [1,3]. Хоча дублювання і троірування вимірювальних приладів в ортогональному базису відноситься до числа усталених

© О.Г. Гордін, В.О. Зекіна

технічних рішень, воно характеризується низкою суттєвих недоліків. Зокрема, в подібних системах далеко не оптимальним чином використовуються можливості, які випливають з факта застосування вимірювальних приладів в кількості, яка перевищує мінімально необхідну для реалізації вимірювання векторних параметрів. Системи, вимірювальні блоки в яких застосовують принцип дублювання та троїрування і для яких характерно, що відповідні одиночні вектори, зв'язані з осями чутливості вимірювачів, паралельні і, відповідно, лінійно залежні, є структурно надлишковими. Системи, в яких вимірювальні прилади розміщені таким чином, що орти кожної трійки приладів лінійно незалежні і утворюють базис, в загальному випадку не ортогональний, є функціонально надлишковими [1,3,4].

В даній роботі досліджується функціонально надлишковий інерціальний вимірювальний блок БІНС, що містить в якості вимірювачів чотири однокомпонентних гіроскопічних датчика кутової швидкості, чотири однокомпонентних маятникових акселерометри та систему обробки інформації, а осі чутливості всіх вимірювачів розташовані по твірних конуса та мають спільний початок на осі конуса.

Постановка задачі забезпечення надійності вимірювального блока

Надійність функціонально надлишкового інерціального вимірювального блока визначається наявністю можливості ідентифікувати вимірювальний прилад, який відмовив, виключити його з процесу обробки інформації і отримувати вихідну інформацію використовуючи вимірювачі, які є справними. При цьому можливі відмови одного вимірювача кутової швидкості і одного акселерометра.

Під відмовою вимірювального приладу мають на увазі катастрофічні (повні), часткові і поступові відмови. Відмова будь-якого типу має бути ідентифікована, вимірювальний прилад, який відмовив, має бути виключений з процесу обробки інформації. Процес обробки інформації реалізується з використанням вимірювальних приладів, які є справними.

Для функціонально надлишкового інерціального вимірювального блоку, що містить чотири датчика кутової швидкості та чотири акселерометри, необхідно розробити алгоритми функціонування та ідентифікації вимірювачів, які відмовили.

Схема функціонально надлишкового інерціального вимірювального блока

Кінематична схема інерціального вимірювального блока представлена на рис. 1 [5], де OXYZ – зв'язана з об'єктом ортогональна система координат; $\bar{\omega}$ - вектор абсолютної кутової швидкості системи OXYZ; $\bar{W}$ - вектор уявного прискорення точки O; $\bar{e}_i (i = 1,2,..,8)$ - орти, які визначають положення осей чутливості інерціальних вимірювачів на поверхні конуса; $O_i (i = 1,2,..,8)$ - точки розміщення інерціальних вимірювачів; 1,2,3,4 – положення осей чутливості датчиків кутової швидкості ДКШ1, ДКШ2, ДКШ3, ДКШ4; 5,6,7,8 – положення осей чутливості акселерометрів А1, А2, А3, А4; $\bar{e}$ - орт, зв'язаний з віссю симетрії конуса.

Структурно – функціональна схема інерціального вимірювального блоку наведена на рис.2. Схема містить чотири однокомпонентних датчики кутової швидкості ДКШ1, ДКШ2, ДКШ3, ДКШ4, чотири однокомпонентні акселерометри А1, А2, А3, А4, керовані ключі К1,…,К8, систему обробки інформації датчиків кутової швидкості і систему обробки інформації акселерометрів. Структурно – функціональна схема інерціального вимірювального блоку наведена на рис. 2. Схема містить чотири однокомпонентних датчики кутової швидкості ДКШ1, ДКШ2, ДКШ3, ДКШ4, чотири однокомпонентні акселерометри А1, А2, А3, А4, керовані ключі К1,…,К8, систему обробки інформації датчиків кутової швидкості і систему обробки інформації акселерометрів.

Структурно – функціональна схема системи обробки інформації датчиків кутової швидкості наведена на рис. 3. Структурно - функціональна схема системи обробки інформації акселерометрів наведена на рис. 4. Схема систем обробки інформації містить : обчислювальні пристрої ОП1,…,ОП8; блоки ідентифікації відмов БІВ1,…,БІВ6; блоки оцінки компонентів БОК1,…,БОК6 векторів кутової швидкості та уявного прискорення; керовані ключі К9, К10,…,К38; логічні елементи ЛЕ1, ЛЕ2,…,ЛЕ14; системи індикації відмов вимірювачів та резервування СІР1, СІР2.

Структурно – функціональна схема блоку ідентифікації відмов інерціальних вимірювачів наведена на рис. 5. Схема містить допускові компаратори ДК1,…,ДК6, логічні елементи ЛЕ15,…,ЛЕ19.

Алгоритми функціонування надлишкового інерціального вимірювального блоку

Розташування ортів $\bar{e}_j (j = 1,2,...,8)$, а отже і осей чутливості датчиків кутової швидкості ДКШ1,…, ДКШ4 та акселерометрів А1,…, А4, тобто інерціальних вимірювачів 1,2,…,8 (див.рис.1), в базовій системи координат OXYZ незмінно та задається за допомогою матриці направляючих косинусів, яка описує взаємний стан систем координат,

зв'язаних з вимірювачами, та системи OXYZ:

$$M_{ki} = \begin{pmatrix} m^{ki}_{11} & m^{ki}_{12} & m^{ki}_{13} \\ m^{ki}_{21} & m^{ki}_{22} & m^{ki}_{23} \\ m^{ki}_{31} & m^{ki}_{32} & m^{ki}_{33} \end{pmatrix} \quad (i = 1,2,...,8) \ , \ (1)$$

де $m^{ki}_{\nu\mu}(\nu,\mu = 1,2,3; i = 1,...,8)$ – елементи матриці направляючих косинусів M_{ki}.

Враховуючи взаємне положення системи координат OXYZ та систем координат, зв'язаних з кожним інерціальним вимірювачем, можна отримати диференціальні рівняння динаміки вимірювачів, розв'язання яких дає змогу визначити компоненти вектора кутової швидкості

$$\bar{\omega} = \left[\omega_X \omega_Y \ \omega_Z\right]^T \quad (2)$$

та вектора уявного прискорення корпусу об'єкта

$$\bar{W} = \left[W_X W_Y \ W_Z\right]^T \quad (3)$$

Рівняння, які описують динаміку гіроскопічного датчика кутової швидкості у сталому режимі:

$$\begin{aligned} c_i\beta_i = (I_{Xi} - I_{Yi})\Big\{\Big[\left(m^{ki}_{21}\omega_X + m^{ki}_{22}\omega_Y + m^{ki}_{23}\omega_Z\right)^2 - \\ -\left(m^{ki}_{11}\omega_X + m^{ki}_{12}\omega_Y + m^{ki}_{13}\omega_Z\right)^2\Big]\sin\beta_i\cos\beta_i + \\ (m^{ki}_{11}\omega_X + m^{ki}_{12}\omega_Y + m^{ki}_{13}\omega_Z)\left(m^{ki}_{21}\omega_X + m^{ki}_{22}\omega_Y + \right. \\ \left. + m^{ki}_{23}\omega_Z\right)\cos 2\beta_i\Big\} - H_i(m^{ki}_{11}\omega_X + m^{ki}_{12}\omega_Y + \\ + m^{ki}_{13}\omega_Z)\cos\beta_i - H_i\left(m^{ki}_{21}\omega_X + m^{ki}_{22}\omega_Y + m^{ki}_{23}\omega_Z\right)\sin\beta_i - \\ -I_{Zi}\left(m^{ki}_{31}\dot{\omega}_X + m^{ki}_{32}\dot{\omega}_Y + m^{ki}_{33}\dot{\omega}_Z\right) \quad (i = 1,2,3,4), \end{aligned} \quad (4)$$

де I_{Xi}, I_{Yi}, I_{Zi} - моменти інерції рухомих елементів гіроскопа і-того ДКШ; H_i - кінетичний момент ротору гіроскопа; c_i - коефіцієнт пружності підвіса рами гіроскопа; $\dot{\omega}_X = \dfrac{d\omega_X}{dt}$.

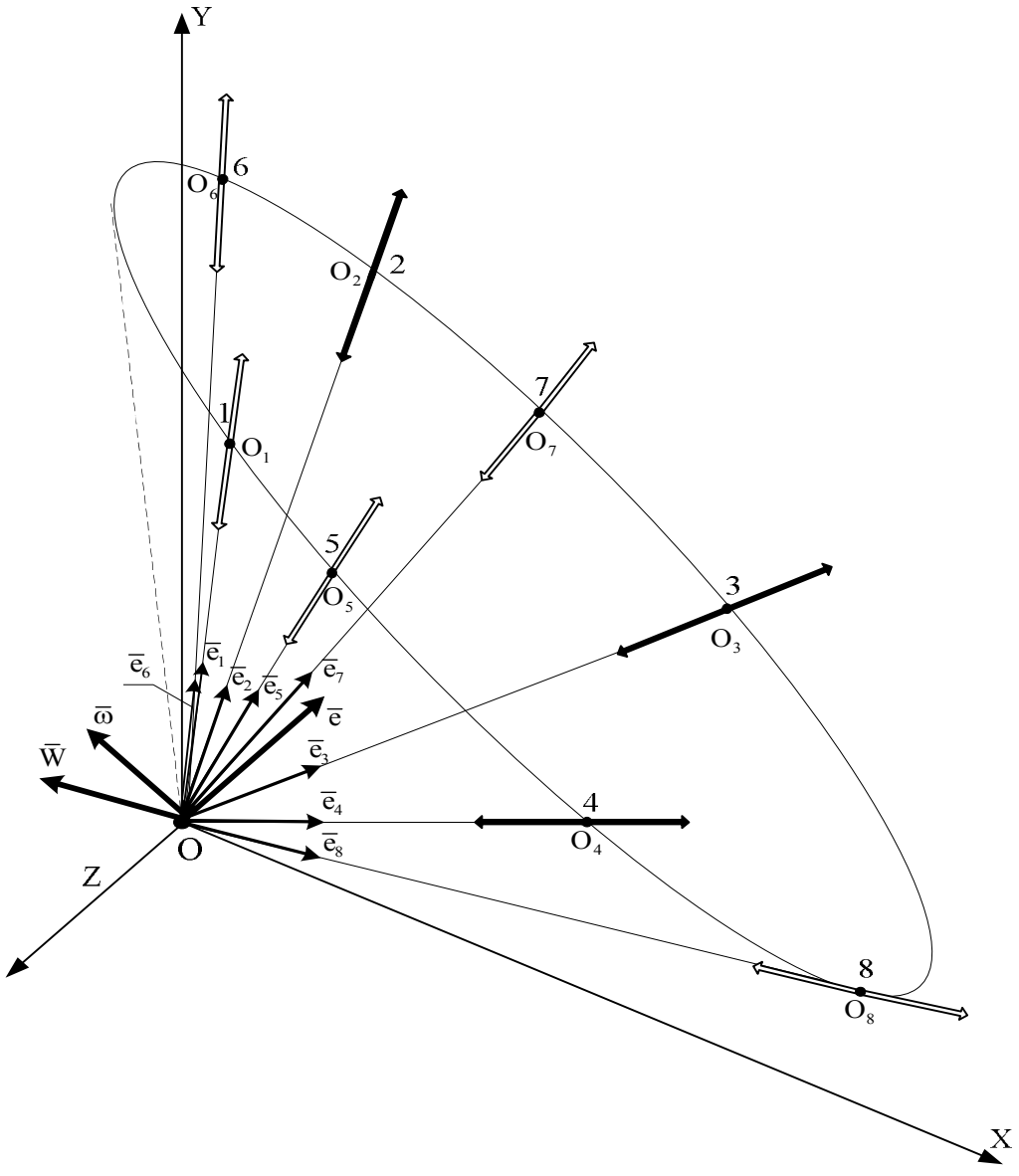

Рис. 1. Кінематична схема інерціального вимірювального блока

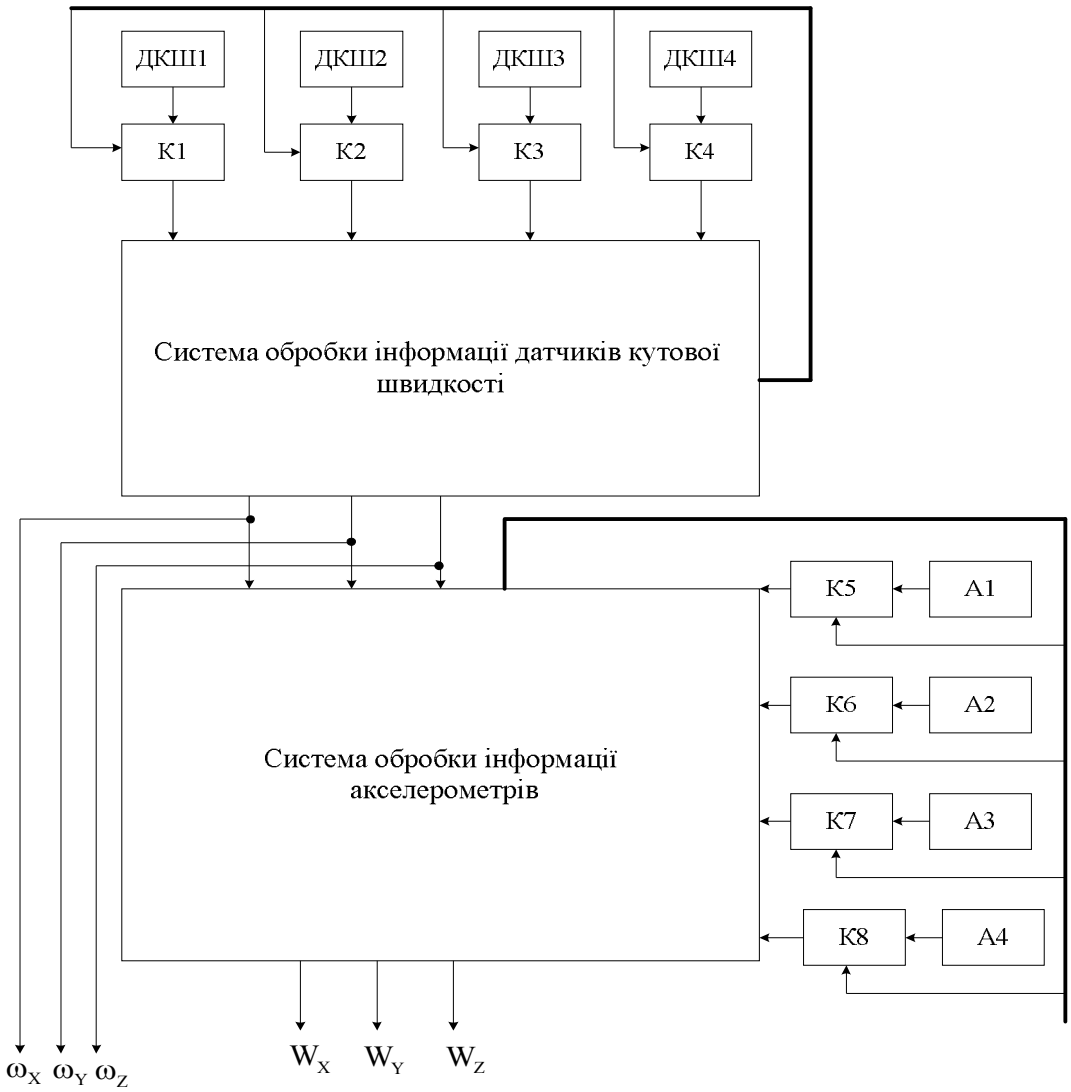

Рис. 2. Структурно-функціональна схема інерціального вимірювального блока:
$\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ – компоненти вектора абсолютної кутової швидкості системи OXYZ;
W_X, W_Y, W_Z – компонетни вектора уявного прискорення точки O

Рівняння, які описують динаміку маятникового акселерометру у сталому режимі:

$$k_{yi}\varphi_i = -(m_{11}^{ki}W_X + m_{12}^{ki}W_Y + m_{13}^{ki}W_Z)m_i l_i \cos\varphi_i -$$
$$-(m_{21}^{ki}W_X + m_{22}^{ki}W_Y + m_{23}^{ki}W_Z)m_i l_i \sin\varphi_i -$$
$$-I_{ZZi}\left(m_{31}^{ki}\dot{\omega}_X + m_{32}^{ki}\dot{\omega}_Y + m_{33}^{ki}\dot{\omega}_Z\right) - \quad (5)$$
$$-(I_{YYi} - I_{XXi})\left\{\left[\left(m_{21}^{ki}\omega_X + m_{22}^{ki}\omega_Y + m_{23}^{ki}\omega_Z\right)^2 -\right.\right.$$
$$\left.\left.-\left(m_{11}^{ki}\omega_X + m_{12}^{ki}\omega_Y + m_{13}^{ki}\omega_Z\right)^2\right]\sin\varphi_i\cos\varphi_i +\right.$$
$$+(m_{11}^{ki}\omega_X + m_{12}^{ki}\omega_Y + m_{13}^{ki}\omega_Z)\left(m_{21}^{ki}\omega_X + m_{22}^{ki}\omega_Y +\right.$$
$$\left.\left.+m_{23}^{ki}\omega_Z\right)(1 - 2\sin^2\varphi_i)\right\} \quad (i = 5,6,7,8),$$

де $I_{XXi}, I_{YYi}, I_{ZZi}$ - осьові моменти інерції рухомого елемента акселерометра; k_{yi} - коефіцієнт пружності підвісу рухомої частини акселерометра; m_i - величина інерційної маси; l_i - плече зміщення інерційної маси; φ_i - кут відхилення рухомого елементу маятникового акселерометра.

В інерційному вимірювальному блоці використовуються триади вимірювачів для визначення проекції вектора $\bar{\omega}$ кутової швидкості та вектора $\bar{W}$ уявного прискорення на осі системи координат OXYZ (табл.1, 2).

Для розв'язання рівнянь (4) і (5) та визначення проекції векторів $\bar{\omega}_{123}, \bar{\omega}_{234}, \bar{\omega}_{134}, \bar{\omega}_{124}$ кутової швидкості та векторів $\bar{W}_{567}, \bar{W}_{678}, \bar{W}_{578}, \bar{W}_{568}$ уявного прискорення на осі системи координат OXYZ служать обчислювальні пристрої ОП1,…,ОП8, кожний з яких споживає інформацію, що формується відповідними трійками датчиків кутової швидкості і акселерометрами.

Таблиця 1

Варіанти використання ДКШ

Варіант	Номер ДКШ
1	1,2,3
2	2,3,4
3	1,3,4
4	1,2,4

Таблиця 2

Варіанти використання акселерометрів

Варіант	Номер акселерометрів А
1	5,6,7
2	6,7,8
3	5,7,8
4	5,6,8

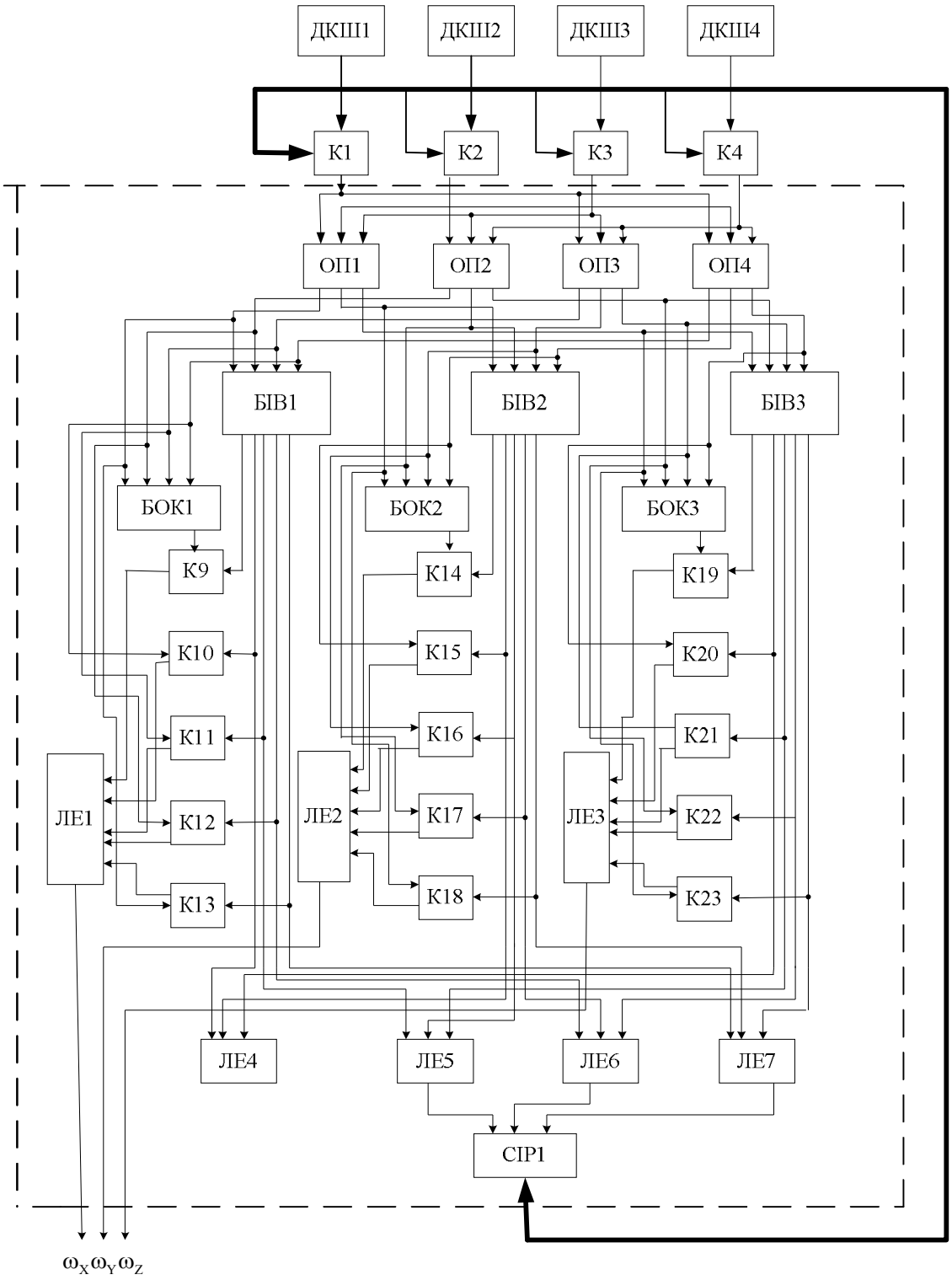

Рис. 3. Структурно- функціональна схема системи обробки інформації датчиків кутової швидкості

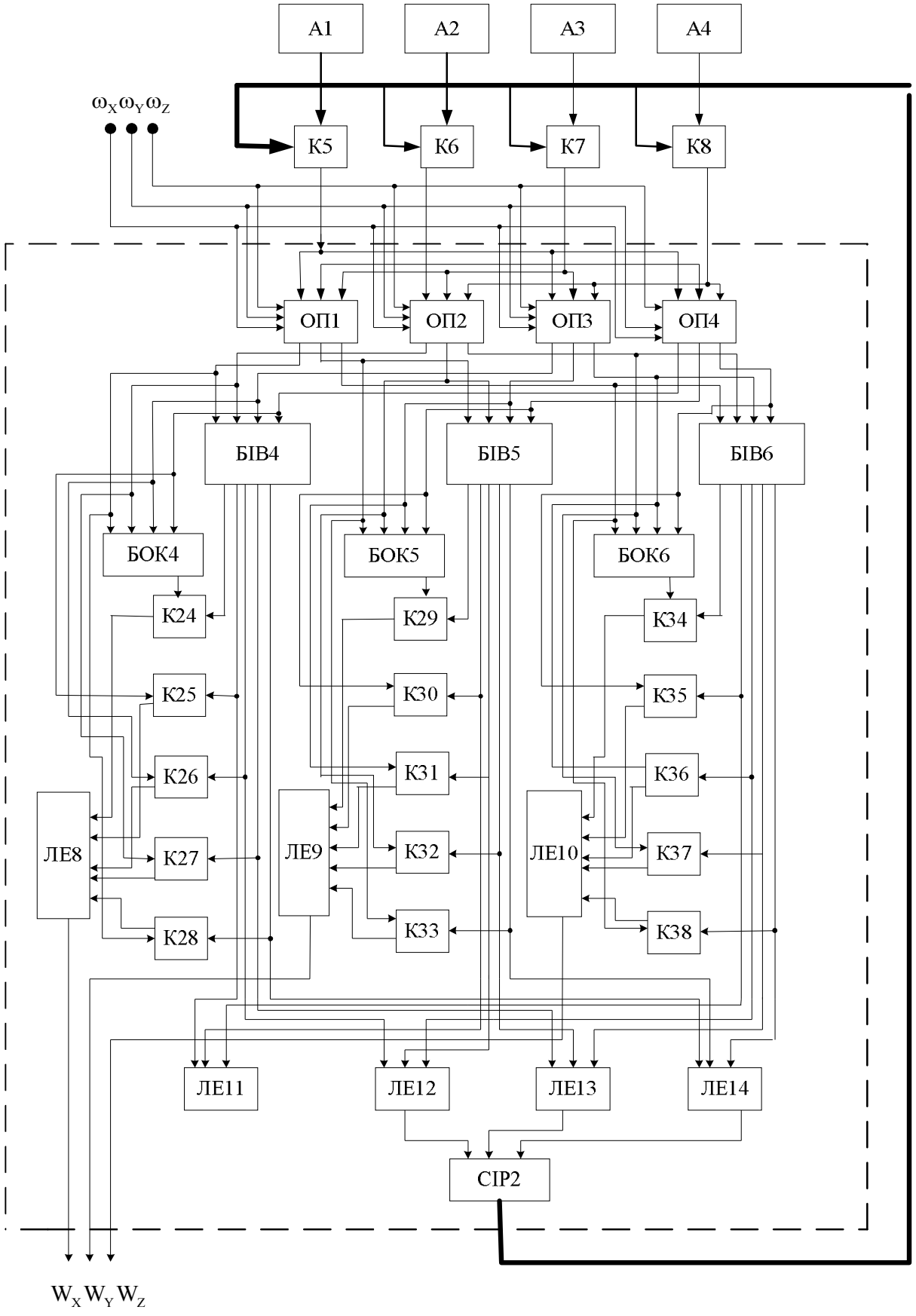

Рис. 4. Структурно – функціональна схема
системи обробки інформації акселерометрів

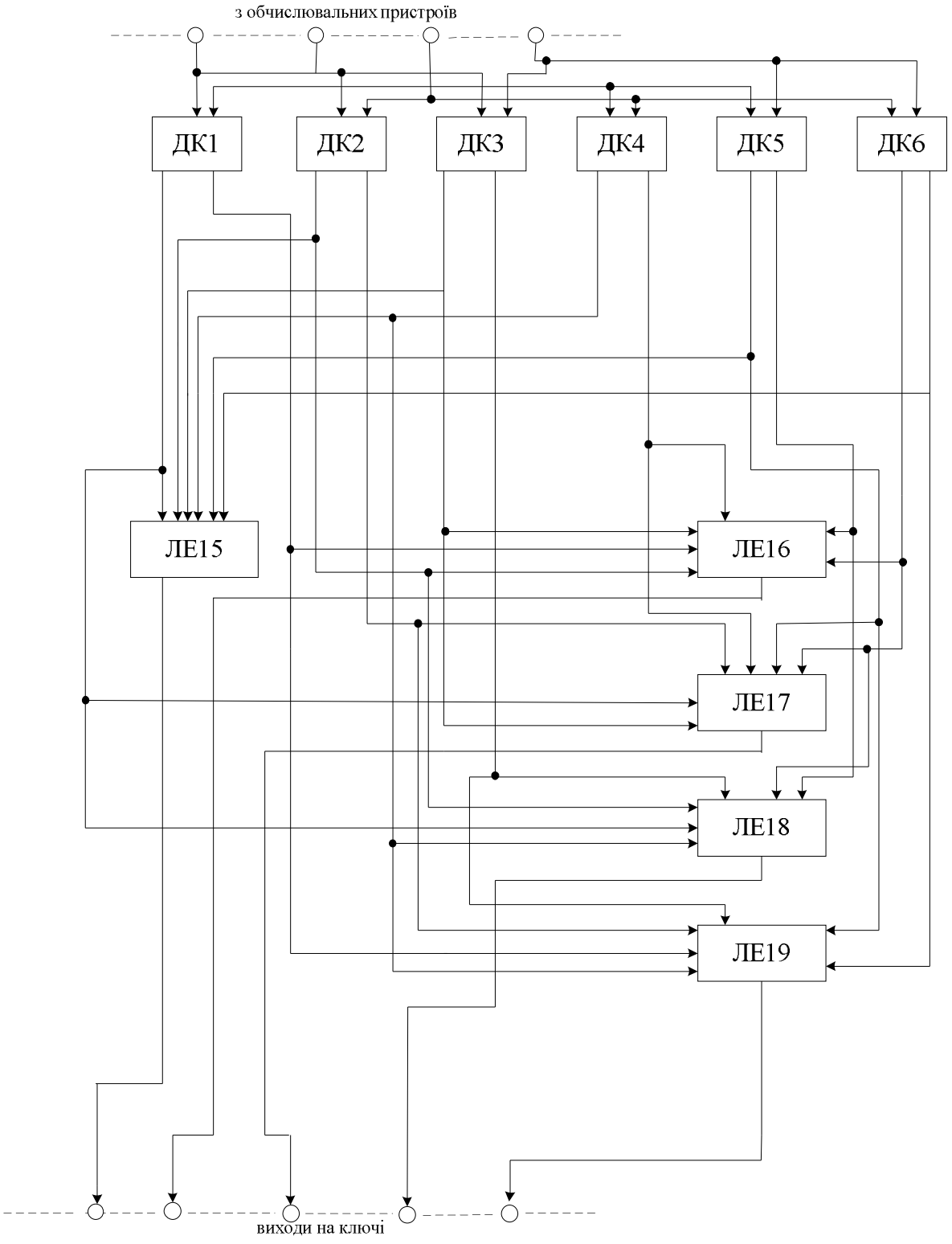

Рис. 5. Структурно-функціональна схема
блоку ідентифікації відмов інерціальних вимірювачів

При наявності відмов одного з інерціальних вимірювачів шляхом співставлення компонентів векторів кутової швидкості та уявного прискорення можна представити слідуючи співвідношення:

1) відмова ДКШ1:

$$\begin{aligned} &|\omega_{S123}-\omega_{S234}|>\varepsilon_\omega; && |\omega_{S234}-\omega_{S134}|>\varepsilon_\omega;\\ &|\omega_{S123}-\omega_{S134}|\le\varepsilon_\omega; && |\omega_{S234}-\omega_{S124}|>\varepsilon_\omega;\\ &|\omega_{S123}-\omega_{S124}|\le\varepsilon_\omega; && |\omega_{S134}-\omega_{S124}|\le\varepsilon_\omega; \end{aligned} \quad (6)$$

2) відмова ДКШ2:

$$\begin{aligned} &|\omega_{S123}-\omega_{S234}|\le\varepsilon_\omega; && |\omega_{S234}-\omega_{S134}|>\varepsilon_\omega;\\ &|\omega_{S123}-\omega_{S134}|>\varepsilon_\omega; && |\omega_{S234}-\omega_{S124}|\le\varepsilon_\omega;\\ &|\omega_{S123}-\omega_{S124}|\le\varepsilon_\omega; && |\omega_{S134}-\omega_{S124}|>\varepsilon_\omega; \end{aligned} \quad (7)$$

3) відмова ДКШ3:

$$\begin{aligned} &|\omega_{S123}-\omega_{S234}|\le\varepsilon_\omega; && |\omega_{S234}-\omega_{S134}|\le\varepsilon_\omega;\\ &|\omega_{S123}-\omega_{S134}|\le\varepsilon_\omega; && |\omega_{S234}-\omega_{S124}|>\varepsilon_\omega;\\ &|\omega_{S123}-\omega_{S124}|>\varepsilon_\omega; && |\omega_{S134}-\omega_{S124}|>\varepsilon_\omega; \end{aligned} \quad (8)$$

4) відмова ДКШ4:

$$\begin{aligned} &|\omega_{S123}-\omega_{S234}|>\varepsilon_\omega; && |\omega_{S234}-\omega_{S134}|\le\varepsilon_\omega;\\ &|\omega_{S123}-\omega_{S134}|>\varepsilon_\omega; && |\omega_{S234}-\omega_{S124}|\le\varepsilon_\omega;\\ &|\omega_{S123}-\omega_{S124}|>\varepsilon_\omega; && |\omega_{S134}-\omega_{S124}|\le\varepsilon_\omega; \end{aligned} \quad (9)$$

5) відмова акселерометра А1:

$$\begin{aligned} &|W_{S567}-W_{S678}|>\varepsilon_W; && |W_{S678}-W_{S578}|>\varepsilon_W;\\ &|W_{S567}-W_{S578}|\le\varepsilon_W; && |W_{S678}-W_{S568}|>\varepsilon_W;\\ &|W_{S567}-W_{S568}|\le\varepsilon_W; && |W_{S578}-W_{S568}|\le\varepsilon_W; \end{aligned} \quad (10)$$

6) відмова акселерометра А2:

$$\begin{aligned} &|W_{S567}-W_{S678}|\le\varepsilon_W; && |W_{S678}-W_{S578}|>\varepsilon_W;\\ &|W_{S567}-W_{S578}|>\varepsilon_W; && |W_{S678}-W_{S568}|\le\varepsilon_W;\\ &|W_{S567}-W_{S568}|\le\varepsilon_W; && |W_{S578}-W_{S568}|\le\varepsilon_W; \end{aligned} \quad (11)$$

7) відмова акселерометра А3:

$$\begin{aligned} &|W_{S567}-W_{S678}|\le\varepsilon_W; && |W_{S678}-W_{S578}|>\varepsilon_W;\\ &|W_{S567}-W_{S578}|\le\varepsilon_W; && |W_{S678}-W_{S568}|>\varepsilon_W;\\ &|W_{S567}-W_{S568}|>\varepsilon_W; && |W_{S578}-W_{S568}|>\varepsilon_W; \end{aligned} \quad (12)$$

8) відмова акселерометра А4:

$$\begin{aligned} &|W_{S567}-W_{S678}|>\varepsilon_W; && |W_{S678}-W_{S578}|\le\varepsilon_W;\\ &|W_{S567}-W_{S578}|>\varepsilon_W; && |W_{S678}-W_{S568}|\le\varepsilon_W;\\ &|W_{S567}-W_{S568}|>\varepsilon_W; && |W_{S578}-W_{S568}|\le\varepsilon_W; \end{aligned} \quad (13)$$

У співвідношеннях (6) – (13) ε_ω та ε_W прийняті допускові межі для компонентів вектора кутової швидкості та компонентів вектора уявного прискорення відповідно; індекс S послідовно приймає позначення осей X, Y, Z базової системи координат.

Відмова одного з чотирьох датчиків кутової швидкості або акселерометрів проявляється у відхиленні його вихідного сигнала від істинного значення, що обумовлює викривлення відповідного вхідного сигналу трьох з чотирьох обчислювальних пристроїв ОП1,…,ОП4 (або ОП5,…,ОП8). При цьому тільки один обчислювальний пристрій отримує на вході істинну інформацію від трьох справних вимірювачів та формує невикривлену вихідну інформацію про три компоненти вектора $\bar{\omega}$ кутової швидкості або вектора $\bar{W}$ уявного прискорення.

Висновки

В статті представлені схема і алгоритми роботи функціонально надлишкового вимірювального блока безкарданної інерціальної навігаційної системи, який містить чотири однокомпонентних гіроскопічних датчика кутової швидкості, чотири однокомпонентних акселерометра та систему обробки інформації. При цьому осі чутливості всіх вимірювачів розташовані по твірній конуса та мають спільний початок на осі конуса. Показано, що використання подібного функціонально надлишкового блока та спеціальних алгоритмів обробки інформації датчиків кутової швидкості та акселерометрів обумовлює можливість ідентифікації вимірювача, який відмовив, з кожної групи і виключення його з процеса визначення інерціальних параметрів.

Література

1. Дмитроченко, Л.А. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы [Текст] / Л.А. Дмитроченко, В.П. Гора, Г.Ф. Савинов. - М.: МАИ, 1984. - 64 с.

2. Помыкаев, И.И. Инерциальный метод измерения параметров движения летательных аппаратов [Текст] / И.И. Помыкаев. -М.: Машиностроение, 1969. - 215 с.

3. Епифанов, А.Д. Избыточные системы управления летательными апаратами [Текст] / А.Д. Епифанов. - М.: Машиностроение, 1978. - 145 с.

4. Гордин, А.Г. Математические модели и измерительные средства бескарданных инерциальных навигационных систем [Текст]: учеб. пособие / А.Г. Гордин. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1997. - 113 с.

5. Пат.55276 Україна, МПК G01c21 / Інерціальний вимірювальний блок [Текст] / Гордін О.Г., Пономарьов В.С, Кописов О.Е.; заявник Нац. аерокосм. ун-т ім. М.Є. Жуковскького «ХАІ». - №201006607; заява 31.05.2010; опубл. 10.12.2010, Бюл. №23.-18с.

Поступила в редакцію 4.06.2012

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

ФУНКЦИОНАЛЬНО ИЗБЫТОЧНЫЙ ИНЕРЦИАЛЬНЫЙ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ БЛОК

А.Г. Гордин, В.О. Зекина

Обеспечение надежности и отказоустойчивости систем управления, в частности, систем навигации подвижных объектов является исключительно актуальной задачей. Поскольку инерциальные системы навигации содержат измерительные (аппаратное) и программно-алгоритмические средства, необходимо обеспечить надежность и отказоустойчивость и тех, и других. Современные вычислительные средства характеризуются достаточной надежностью, поэтому является актуальной задача обеспечения надежности и отказоустойчивости измерительных средств систем навигации. В статье рассматриваются функционально избыточный измерительный блок бескарданной инерциальной навигационной системы, содержащей в качестве измерителей четыре однокомпонентных гироскопических датчика угловой скорости, четыре однокомпонентных маятниковых акселерометра и систему обработки информации, а оси чувствительности всех измерителей расположены по образующей конуса и имеют общее начало на оси конуса . Представлены схема измерительного блока и алгоритмы обработки его информации, которые обеспечивают отказоустойчивость в случае отказа одного из датчиков угловой скорости или акселерометра.

Ключевые слова: навигация, бескарданная навигационная система, датчик угловой скорости, акселерометр, функционально избыточный измерительный блок, алгоритм.

FUNCTOINAL REDUNDANCY INERTIAL MEASUREMENT BLOCK

A.G. Gordin, V.O. Zekina

Ensuring reliability and fault tolerance of control systems, in particular, the navigation systems of mobile objects is a very actual task. Since the inertial navigation system include measuring (equipment), software and algorithmic tools necessary to ensure the reliability and fault tolerance, and of those, and others. Modern computational tools are sufficiently reliable, and therefore is an urgent task of ensuring the reliability and fault tolerance of the measuring systems of navigation. The article deals with a functionally redundant test set strapdown inertial navigation system, comprising a four-component measuring instruments gyroscopic angular velocity sensors, four-component pendulum accelerometer and data processing system, and the axis of sensitivity of all measuring devices are located along the generatrix of the cone and have a common origin on the axis of the cone. The scheme of the measuring unit and its information processing algorithms, which provide fault tolerance in case one of the angular velocity sensor or accelerometer.

Keywords: navigation, strapdown navigation system, an angular velocity sensor, an accelerometer is functionally redundant test set, an algorithm.

Гордін Олександр Григорович – канд. техн. наук, доцент каф. «Системи управління літальних апаратів», Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Зекіна Вікторія Олегівна – магістрант кафедри «Системи управління літальних апаратів», Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.