

АВТОМАТИКА ТА ІНФОРМАЦІЙНО-ВИМІРЮВАЛЬНА ТЕХНІКА

УДК 621.317.08

А. В. Рудик¹

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ПОХИБОК АКСЕЛЕРОМЕТРІВ БЕЗПЛАТФОРМНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ

¹Національний авіаційний університет, Київ

Показано, що модель похибок безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) дозволяє оцінити загальну похибку БІНС за заданими похибками акселерометрів та гіроскопів або розв'язати зворотну задачу — висунути вимоги до інерціальних сенсорів за умови заданої точності БІНС. Отримано модель похибок БІНС, яка складається з рівнянь похибок для визначення швидкості та координат місцезнаходження об'єкта. Модель похибок БІНС необхідна при розробці структури фільтра Калмана для розв'язання задач комплексування БІНС з іншими навігаційними пристроями. Наведено узагальнену блок-схему формування похибок БІНС під час визначення параметрів руху об'єкта, згідно з якою на точність визначення лінійних швидкостей та координат місцезнаходження об'єкта впливають похибки орієнтації, а величина похибок БІНС залежить від динаміки руху об'єкта.

Ключові слова: безплатформна інерціальна навігаційна система, акселерометр, модель похибок, прискорення, швидкість, система координат.

Вступ та постановка задачі

Ідеальним режимом (алгоритмом) роботи безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) є такий режим, в якому всі її елементи та пристрої ідеальні, тобто не мають інструментальних похибок, а початкові умови функціонування системи точно відповідають початковим умовам переміщення об'єкта. Дослідження такого режиму роботи доцільно проводити під час реалізації алгоритмів функціонування БІНС, які зв'язують показання ідеальних сенсорів (акселерометрів та гіроскопів) на вході системи з навігаційними параметрами на виході. В реальних умовах інерціальні сенсори мають похибки різного роду, а зазначені вище умови виконуються тільки з деяким наближенням [1]. Збуреним режимом (алгоритмом) роботи БІНС є такий режим, за якого її елементи функціонують з похибками, а початкові умови функціонування системи не відповідають початковим умовам переміщення об'єкта. Такий режим роботи БІНС відрізняється від алгоритму ідеальної роботи, тому навігаційні параметри визначаються системою з похибками.

Рівняннями похибок (або рівняннями помилок) є рівняння для відхилення змінних, що описують стан БІНС, від їх значень, що визначаються рівняннями ідеального режиму роботи, а їх властивості визначають точність роботи системи. Дані рівняння визначають стійкість роботи системи в цілому та встановлюють взаємозв'язок між похибками елементів системи та неточностями задавання початкових умов і похибками визначення навігаційних параметрів.

На рис. 1а показана структурна схема формування моделі похибок БІНС. Збурений алгоритм роботи БІНС відрізняється від ідеального наявністю таких додаткових дій: похибок гіроскопів $\Delta\omega$ та похибок акселерометрів δa .

На рис. 1а показана структурна схема формування моделі похибок БІНС. Збурений алгоритм роботи БІНС відрізняється від ідеального наявністю таких додаткових дій: похибок гіроскопів $\Delta\omega$ та похибок акселерометрів δa .

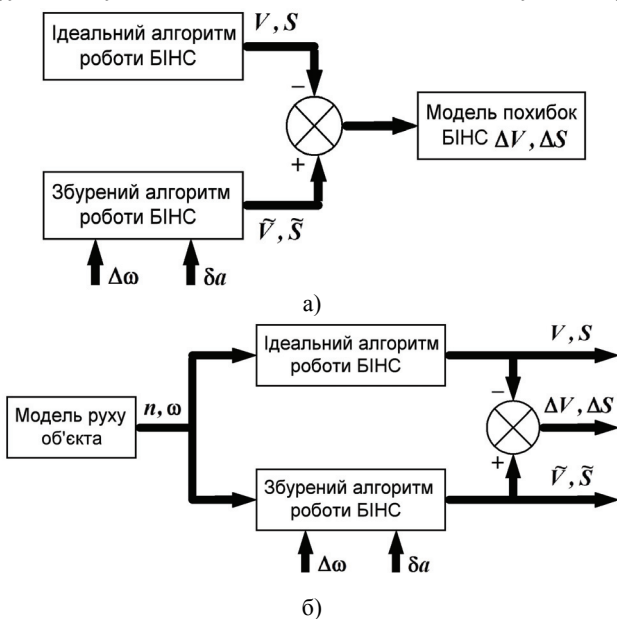


Рис. 1. Структурні схеми: а — формування моделі похибок БІНС; б — оцінки похибок БІНС

Виходом алгоритму ідеальної роботи БІНС є вектори дійсної швидкості V та координат місцезнаходження об'єкта S в земній системі координат, а виходом збуреного алгоритму, відповідно, вектори \tilde{V} та \tilde{S} з наявними похибками. За результатами порівняння вихідних сигналів алгоритмів формуються похибки БІНС ΔV та ΔS .

Для оцінювання (та моделювання) похибок БІНС використовується схема, показана на рис. 1б, на якій символами n та ω позначені вектори уявного прискорення та абсолютної кутової швидкості об'єкта, які подаються на «ідеальний» та «збурений» алгоритми роботи БІНС.

Розв'язання рівнянь похибок дозволяє ставити вимоги до характеристик акселерометрів БІНС, якщо вона має забезпечити задану точність або розрахувати точність визначення навігаційних параметрів, якщо задані характеристики елементів. Дослідження рівнянь похибок дозволяє обґрунтовано провести вибір алгоритму роботи БІНС та обґрунтувати допустимість тих або інших спрощень. Крім того, тільки за результатами вивчення властивостей рівнянь похибок можна робити висновки про ефективність роботи БІНС та необхідність корегування її параметрів [2].

До складу БІНС, як правило, входить велика кількість різних елементів та пристроїв, кожен з яких вносить похибку в роботу системи. Однак, складаючи рівняння похибок, намагаються не вводити до їх складу якомога більшу кількість похибок окремих елементів, а звести (за можливостю) похибки всіх елементів до декількох найхарактерніших. Такими характерними інструментальними похибками в БІНС є інструментальні похибки її сенсорів — акселерометрів та гіроскопів. Якщо структура БІНС незмінна, то похибки інших її елементів і пристроїв можна звести до деяких еквівалентних похибок первинної інформації, тобто до похибок чутливих елементів (сенсорів).

Акселерометри, що використовуються в БІНС, є сенсорами інерційного класу, вибираючи характеристики яких, необхідно враховувати вимоги до точнісних характеристик системи.

Аналіз похибок БІНС базується на розв'язанні рівнянь похибок, часто записаних у формі рівнянь у варіаціях [3], що є лінеаризованими рівняннями першого наближення відносно збурень, які діють на систему. Такі рівняння виводять або формальною варіацією алгоритмів ідеальної роботи БІНС, або підстановкою до алгоритмів замість незалежних змінних суми самої змінної та її похідної. З отриманих співвідношень віднімають алгоритм ідеальної роботи (рис. 1) та нехтують квадратами похідних та їх добутками (як величинами другого порядку малості).

В загальному випадку отримують неоднорідні лінійні диференціальні рівняння дев'ятого порядку зі змінними коефіцієнтами, тому що в результаті розв'язання навігаційної задачі має бути визначений розширений вектор стану мобільного об'єкта Π , який в інерціальній геоцентричній системі координат можна представити у вигляді [4]

$$\Pi = \left\| x \quad y \quad z \quad \alpha \quad \beta \quad \chi \quad t \quad V_x \quad V_y \quad V_z \right\|^T,$$

де x, y, z — координати мобільного об'єкта; α, β, χ — кути курсу, тангажу та крену; V_x, V_y, V_z — складові вектора швидкості мобільного об'єкта; t — поточний час (в деякій часовій шкалі).

Елементи вектора стану Π не можна безпосередньо виміряти за допомогою радіоелектронних засобів. Якщо для навігації використовуються параметри радіосигналу (час затримки або доплерівський зсув частоти), то вимірюваний для навігації параметр сигналу носить назву радіонавігаційного, а відповідний йому геометричний параметр — навігаційного [5].

Метою статті є розробка математичної моделі та узагальненої блок-схеми формування похибок БІНС для визначення параметрів руху об'єкта з урахуванням чинників, що впливають на точність визначення параметрів руху.

Для цього необхідно:

- 1) отримати модель похибок БІНС на основі рівнянь похибок для визначення швидкості та координат місцезнаходження об'єкта;
- 2) розробити узагальнену блок-схему формування похибок БІНС для визначення параметрів руху об'єкта та виявити чинники, що впливають на точність визначення лінійних швидкостей та координат місцезнаходження об'єкта.

Розв'язання поставленої задачі

В інерціальній навігації використовуються такі системи координат:

1. Інерціальна система координат i (*inertial frame*), початок якої збігається з центром Землі, а площина $O^i X^i Y^i$ лежить в площині екватора Землі. Вісь $O^i X^i$ спрямована до точки весняного рівно-

дення, вісь O^iZ^i спрямована до північного полюсу, а вісь O^iY^i доповнює дві попередні до правої системи координат.

2. Земна система координат e , центр якої розташований в центрі Землі, а площина $O^eX^eY^e$ збігається з площиною екватора. Вісь O^eX^e спрямована в площині Гринвіцького меридіану, вісь O^eZ^e — вздовж осі обертання Землі до північного полюсу, а вісь O^eY^e доповнює дві попередні до правої системи координат. Система координат $O^eX^eY^eZ^e$ обертається відносно інерціальної системи $O^iX^iY^iZ^i$ з кутовою швидкістю добового обертання Землі. Проекції вектора кутової швидкості добового обертання Землі на осі інерціальної земної системи координат визначаються таким чином:

$$\omega_{ie}^i = \omega_{ie}^e = \begin{bmatrix} 0 & 0 & U \end{bmatrix}^T.$$

У такій індексній формі запису векторів [6] верхній індекс позначає найменування системи координат, в якій задані проекції цього вектора, а два нижніх, відповідно, визначають рух однієї системи координат (другий індекс) відносно другої (перший індекс). Символом C_i^e позначимо матрицю напрямних косинусів при переході від системи координат i до системи координат e .

3. Географічна система координат g (інша назва — нормальна система координат, в англійській літературі — *Local Navigation Frame*) OX^gYZ^g орієнтована таким чином: вісь OX^g спрямована за дотичною до меридіану на північ, вісь OY^g — вздовж дійсної вертикалі доверху, вісь OZ^g — за дотичною до паралелі на схід. Початок системи координат O збігається з центром мас мобільного об'єкта, тому таку систему координат ще називають супровідною.

Матриця переходу від земної системи координат e до географічної g має вигляд

$$C_e^g = \begin{bmatrix} -\sin B \cos L & -\sin B \sin L & \cos B \\ \cos B \cos L & \cos B \sin L & \sin B \\ -\sin L & \cos L & 0 \end{bmatrix},$$

де B та L — відповідно, широта та довгота.

4. Зв'язана система координат $OXYZ$ позначається символом b (від англійського терміну “body”) і є рухомою системою координат, осями якої є повздовжня вісь OX , нормальна вісь OY та поперечна вісь OZ , зафіксовані відносно мобільного об'єкта. Матрицю переходів від географічної системи координат до зв'язаної позначають символом C_g^b .

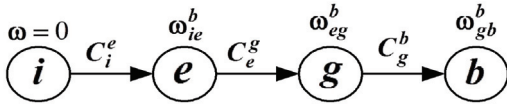


Рис. 2. Схема переходів між системами координат

Схема переходів між розглянутими чотирма системами координат показана на рис. 2, за яким можна

скласти такі співвідношення:

$$\omega_{ie}^i = \omega_{ie}^e; \quad \omega_{ie}^g = C_e^g \omega_{ie}^e; \quad \omega_{eg}^b = C_g^b \omega_{eg}^g; \quad \omega_{ie}^b = C_g^b C_e^g \omega_{ie}^e; \quad \omega_{ib}^b = C_g^b C_e^g \omega_{ie}^e + C_g^b \omega_{eg}^g + \omega_{gb}^b, \quad (1)$$

при цьому останнє з цих рівнянь характеризує показання ідеальних гіроскопів [7].

Швидкості та координати в БНС визначаються інтегруванням сигналів акселерометрів, перерахованих до географічної системи координат g . Відповідно до теореми Кориоліса абсолютне прискорення об'єкта в географічній системі координат має вигляд

$$a_{ig}^g = a_{ie}^g + a_{eg}^g + c^g, \quad (2)$$

де $a_{ie}^g = \left[\omega_{ie}^g \times \right] \left[\omega_{ie}^g \times \right] r_{ig}^g$ — переносне прискорення; $a_{eg}^g = \dot{v}_{eg}^g + \left[\omega_{eg}^g \times \right] v_{eg}^g$ — відносне прискорення; $c^g = 2 \left[\omega_{ie}^g \times \right] v_{eg}^g$ — кориолісове прискорення; v_{eg}^g — вектор лінійної швидкості географічної системи координат, заданий своїми проекціями в географічній системі координат; r_{ig}^g — радіус-вектор вершини системи координат g ; $\left[\omega_{ie}^g \times \right]$ та $\left[\omega_{eg}^g \times \right]$ — кососиметричні матриці, які відповідають проекціям векторів абсолютної кутової швидкості земної e та географічної g систем координат.

$$\omega_{ie}^g = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_{ie,z}^g & \omega_{ie,y}^g \\ \omega_{ie,z}^g & 0 & -\omega_{ie,x}^g \\ -\omega_{ie,y}^g & \omega_{ie,x}^g & 0 \end{vmatrix}; \quad \omega_{eg}^g = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_{eg,z}^g & \omega_{eg,y}^g \\ \omega_{eg,z}^g & 0 & -\omega_{eg,x}^g \\ -\omega_{eg,y}^g & \omega_{eg,x}^g & 0 \end{vmatrix}. \quad (3)$$

Переносне прискорення a_{ie}^g складається з прискоренням сили тяжіння Землі g'^g , в результаті чого утворюється вектор прискорення сили тяжіння $g^g = a_{ie}^g + g'^g$.

Якщо скласти вектори абсолютного прискорення та прискорення сили тяжіння, отримуємо вектор уявного прискорення в географічній системі координат:

$$n_{ig}^g = \dot{v}_{eg}^g + [\omega_{eg}^g \times] v_{eg}^g + 2[\omega_{ie}^g \times] v_{eg}^g + g^g. \quad (4)$$

Напрямок відхилення чутливого елемента вертикального акселерометра під дією позитивно спрямованого доверху прискорення руху та прискорення сили тяжіння збігаються, тому й знаки абсолютного прискорення мобільного об'єкта та прискорення сили тяжіння однакові. Якщо знехтувати відхиленнями ліній схилу, то вектор прискорення сили тяжіння спрямований вздовж геодезичної вертикалі, а його проекції визначаються співвідношенням $g^g = \left\| \begin{matrix} 0 & g_y^g & 0 \end{matrix} \right\|^T$.

Зі співвідношення (4) можна виразити лінійне прискорення (похідну за часом від лінійної швидкості) переміщення вершини географічного тригранника g відносно земної системи координат e :

$$n_{eg}^g = \dot{v}_{eg}^g = C_b^g n_{ig}^b - \left([\omega_{eg}^g \times] + 2[\omega_{ie}^g \times] \right) v_{eg}^g - g^g, \quad (5)$$

де C_b^g — матриця переходів від зв'язаної системи координат b до географічної системи координат g ; $n_{ig}^b = C_e^g n_{ie}^e + n_{eg}^g$; C_e^g — матриця переходів від земної системи координат до географічної.

Якщо взяти до уваги, що величини, які входять до рівняння (5), обчислюються з похибками, то це рівняння можна записати таким чином:

$$\tilde{n}_{eg}^g = \dot{\tilde{v}}_{eg}^g = C_b^{\tilde{g}} \tilde{n}_{ig}^b - \left([\tilde{\omega}_{eg}^g \times] + 2[\tilde{\omega}_{ie}^g \times] \right) \tilde{v}_{eg}^g - \tilde{g}^g. \quad (6)$$

Якщо з рівняння (6) відняти рівняння ідеальної роботи (5), отримуємо:

$$\Delta \tilde{n}_{eg}^g = \Delta \dot{\tilde{v}}_{eg}^g = C_b^{\tilde{g}} \tilde{n}_{ig}^b - C_b^g n_{ig}^b - \left([\Delta \omega_{eg}^g \times] + 2[\Delta \omega_{ie}^g \times] \right) v_{eg}^g - \left([\omega_{eg}^g \times] + 2[\omega_{ie}^g \times] \right) \Delta v_{eg}^g - \Delta g^g. \quad (7)$$

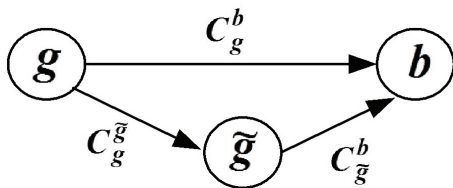


Рис. 3. Взаємне розташування систем координат

Положення системи координат \tilde{g} відносно g задається за допомогою кутів Ейлера α, β, χ та матриці напрямних косинусів $C_g^{\tilde{g}}$ (рис. 3), звідки отримують матричне рівняння, що зв'язує матрицю перетворення в «ідеальному» режимі роботи з розрахунковою матрицею, яка використовується в алгоритмах БІНС [1]:

$$C_g^{\tilde{g}} = C_b^{\tilde{g}} C_g^b. \quad (8)$$

Продиференціювавши співвідношення (8) за часом, отримуємо рівняння:

$$\dot{C}_g^{\tilde{g}} = \dot{C}_b^{\tilde{g}} C_g^b + C_b^{\tilde{g}} \dot{C}_g^b = C_g^{\tilde{g}} [\Delta \omega_{ib}^g \times] - [\Delta \omega_{ig}^g \times] C_g^{\tilde{g}} + C_g^{\tilde{g}} [\omega_{ig}^g \times] - [\omega_{ig}^g \times] C_g^{\tilde{g}},$$

яке характеризує динаміку похибок алгоритму орієнтації БІНС за будь-яких значень похибок інерціальних чутливих елементів, у тому числі й мікромеханічних гіроскопів та акселерометрів.

Якщо врахувати співвідношення (8), то з рівняння (6) отримуємо:

$$\Delta n_{eg}^g = \Delta \dot{v}_{eg}^g = \left(C_g^{\tilde{g}} - E \right) n_{ig}^g + C_g^{\tilde{g}} \Delta n_{ig}^g - \Delta w^g, \quad (9)$$

де Δw^g — вектор похибок компенсації швидкісних членів та прискорення сили тяжіння; Δn_{ig}^g — похибки акселерометрів, перераховані до географічної системи координат; E — діагональна одинична матриця.

Якщо кути α, β, χ відхилення розрахункової системи координат \tilde{g} від дійсної системи координат g (кути Ейлера) мають малі значення (за використання інерціальних чутливих елементів на обмеженому інтервалі часу), різницю в дужках у співвідношенні (9) можна наближено представити такою кососиметричною матрицею:

$$C_{\tilde{g}}^g - E = -[\Psi \times] = - \begin{vmatrix} 0 & -\beta & \alpha \\ \beta & 0 & -\chi \\ -\alpha & \chi & 0 \end{vmatrix},$$

а рівняння (9) записати таким чином:

$$\Delta n_{eg}^g = \Delta \dot{v}_{eg}^g = -[\Psi \times] n_{ig}^g + C_{\tilde{g}}^g \Delta n_{ig}^g - \Delta w^g, \tag{10}$$

де $\Psi = \|\chi \ \alpha \ \beta\|^T$ — вектор кінцевого повороту; $C_{\tilde{g}}^g = \begin{vmatrix} 1 & \beta & -\alpha \\ -\beta & 1 & \chi \\ \alpha & -\chi & 1 \end{vmatrix}$.

Знехтувавши похибками компенсації швидкісних членів та прискорення сили тяжіння, отримаємо векторне рівняння похибок БІНС для визначення швидкості та координат об'єкта:

$$\Delta \dot{r}_{eg}^g = \Delta \dot{v}_{eg}^g = n_{ig}^g \times \Psi + C_{\tilde{g}}^g \Delta n_{ig}^g; \quad \Delta \dot{r}_{eg}^g = \Delta v_{eg}^g,$$

де $\Delta \dot{r}_{eg}^g$ — вектор похибок БІНС для обчислення координат.

Блок-схема формування похибок БІНС для визначення параметрів руху об'єкта показана на рис. 4. Вона показує формування похибок БІНС в географічній системі координат і може бути трансформована у будь-яку іншу з розглянутих систем координат.

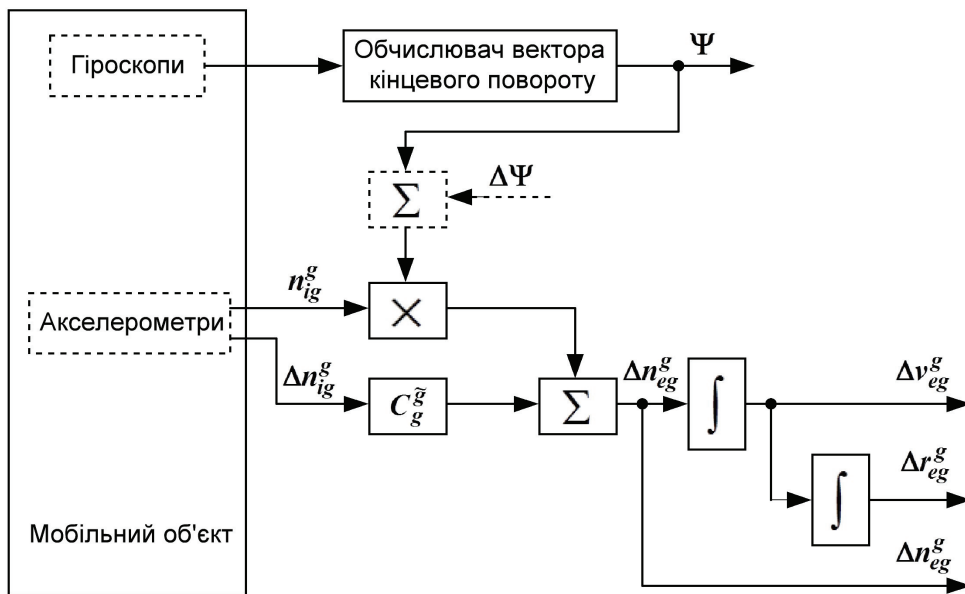


Рис. 4. Блок-схема формування похибок БІНС при визначенні параметрів руху об'єкта

На рис. 4 як $\Delta \Psi = \int_{t_1}^{t_1+\Delta t} \dot{\Psi} dt - \Psi$ введена зміна вектора кінцевого повороту за наявності похибок

гіроскопів $\Delta \omega_{ib}^g$, виражених в проекціях на осі координат g , та похибки визначення кутової швид-

кості географічної системи координат $\Delta\omega_{ib}^b$, яка характеризує вплив похибок орієнтації на точність визначення лінійних швидкостей та координат місцезнаходження об'єкта,

де

$$\dot{\Psi} = \Psi \times \omega_{ig}^g + \Delta\omega_{ig}^g - C_b^g \Delta\omega_{ib}^b \quad (11)$$

векторне рівняння похибок побудови вертикалі та азимутальної похибки, що показує швидкість зміни вектора кінцевого повороту, який характеризує положення системи координат \tilde{g} відносно системи координат g .

Якщо похибки орієнтації розглядати відносно земної та інерційної систем координат, то рівняння (11) буде мати такий вигляд:

$$\dot{\Psi} = \Psi \times \omega_{ie}^e - C_b^g \Delta\omega_{ib}^b; \quad \dot{\Psi} = -C_b^i \Delta\omega_{ib}^b. \quad (12)$$

До першого рівняння (12) не включено член $\Delta\omega_{ie}^e$, тому що кутову швидкість обертання Землі можна врахувати без похибки. Наявність в блок-схемі вектора кутової швидкості ω_{ig}^g та матриці C_b^g (в рівнянні зміни вектора кінцевого повороту), а також вектора уявного прискорення n_{ig}^g говорить про те, що величина похибок БІНС залежить від динаміки руху об'єкта.

Висновки

1. Знання моделі похибок БІНС дозволяє оцінити загальну похибку БІНС за заданими похибками акселерометрів та гіроскопів або розв'язати зворотну задачу — висунути вимоги до інерціальних сенсорів за умови заданої точності БІНС.

2. Отримано модель похибок БІНС, яка складається з рівнянь похибок для визначення швидкості та координат місцезнаходження об'єкта і є необхідною під час розробки структури фільтра Калмана для розв'язання задач комплексування БІНС з іншими навігаційними пристроями.

3. Наведена узагальнена блок-схема формування похибок БІНС для визначення параметрів руху об'єкта, з якої видно, що на точність визначення лінійних швидкостей та координат об'єкта впливають похибки орієнтації, а величина похибок БІНС залежить від динаміки руху об'єкта.

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Матвеев В. В. Инерциальные навигационные системы : учеб. пос. / В. В. Матвеев. — Тула : изд-во ТулГУ, 2012. — 199 с.
2. Барабанов О. О. Математические задачи дальномерной навигации / О. О. Барабанов, Л. П. Барабанова. — М. : Физматлит, 2007. — 272 с. — ISBN 978-5-9221-0874-4.
3. Анучин О. Н. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / О. Н. Анучин, Г. И. Емельянцеv. — СПб. : изд-во «Государственный Научный Центр Российской Федерации», 1999. — 357 с. — ISBN 5-90780-22-8.
4. Тяпкин В. Н. Методы определения навигационных параметров подвижных средств с использованием спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС : монография / В. Н. Тяпкин, Е. Н. Гарин. — Красноярск : Сибирский федеральный университет, 2012. — 260 с. — ISBN 978-5-7638-2639-5.
5. Перов А. И. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / А. И. Перов, В. Н. Харисов. — М. : Радиотехника, 2010. — 800 с. — ISBN 978-5-88070-251-0.
6. Groves P. D. Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems / P. D. Groves. — Artech House, 2008. — 505 p. — ISBN-13: 978-1-58053-255-6.
7. Woodman O. J. An introduction to inertial navigation / O. J. Woodman // Technical reports published by the University of Cambridge. — 2007. — № 696. — 37 p.

Рекомендована кафедрою теоретичної електротехніки та електричних вимірювань ВНТУ

Стаття надійшла до редакції 21.03.2017

Рудик Андрій Вікторович — канд. техн. наук, доцент, докторант кафедри комп'ютеризованих електротехнічних систем і технологій, e-mail: andrey05011971@mail.ru .

Національний авіаційний університет, Київ

A. V. Rudyk¹

Mathematical Model of Accelerometer Errors Strapdown Inertial Navigation System

¹National Aviation University, Kyiv

The article shows that the model errors of strapdown inertial navigation system (SINS) allows us to estimate the overall accuracy of SINS errors specified accelerometers and gyroscopes or solve the inverse problem — to formulate the requirements for inertial sensors, provided the specified accuracy SINS. There has been received SINS error model, which consists of equations of errors in determining the speed and coordinates of the object location. SINS error model is needed in the development of the Kalman filter to solve the problems of multi-SINS with other navigation devices. There has been shown the generalized block diagram form SINS errors in the determination of the object parameters, according to which the accuracy of determining the linear speed and coordinates of the location where the error affects the orientation and SINS error value depends on the dynamics of motion of the object.

Keywords: strapdown inertial navigation system, accelerometer, model errors, acceleration, speed, coordinate system.

Rudyk Andrii V. — Cand. Sc. (Eng.), Assistant Professor, Doctoral Candidate of the Chair of Computer-Assisted Electrical Engineering Systems and Technologies, e-mail: andrey05011971@mail.ru

A. V. Rudyk¹

Математическая модель погрешностей акселерометров бесплатформенной инерциальной навигационной системы

¹Национальный авиационный университет, Киев

Показано, что модель погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) позволяет оценить общую погрешность БИНС по заданным погрешностям акселерометров и гироскопов или решить обратную задачу — сформулировать требования к инерциальным сенсорам при условии заданной точности БИНС. Получена модель погрешностей БИНС, которая состоит из уравнений погрешностей при определении скорости и координат местоположения объекта. Модель погрешностей БИНС необходима при разработке фильтра Калмана для решения задач комплексирования БИНС с другими навигационными устройствами. Приведена обобщённая блок-схема формирования погрешностей БИНС при определении параметров движения объекта, согласно которой на точность определения линейных скоростей и координат местоположения объекта влияют погрешности ориентации, а величина погрешностей БИНС зависит от динамики движения объекта.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, акселерометр, модель погрешностей, ускорение, скорость, система координат.

Рудык Андрей Викторович — канд. техн. наук, доцент, докторант кафедры компьютеризованных электротехнических систем и технологий, e-mail: andrey05011971@mail.ru