

Технические науки

УДК 681.5

Паршин Анатолий Павлович

кандидат технічних наук,

доцент кафедри систем управління літальними апаратами,

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського

"Харківський авіаційний інститут"

Паршин Анатолий Павлович

кандидат технических наук,

доцент кафедры систем управления летательными аппаратами,

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского

"Харьковский авиационный институт"

Parshyn Anatolii

Candidate of Engineering Sciences,

Associate Professor of Department of Control System by Aircrafts

National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute"

РОЗРОБКА І ДОСЛІДЖЕННЯ БІНС З НЕОРТОГОНАЛЬНИМ

РОЗТАШУВАННЯМ ВИМІРЮВАЧІВ

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ БИНС С НЕОРТОГОНАЛЬНЫМ

РАСПОЛОЖЕНИЕМ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ

DEVELOPMENT AND RESEARCH OF SINS WITH UNORTOGONAL

LOCATION OF MEASURING DEVICES

***Анотація.** Стаття присвячена вирішенню проблеми підвищення точності і відмовостійкості безплатформової навігаційної системи (БІНС) безпілотного літального апарату за рахунок створення функціональної*

надмірності на підставі використання неортогонального розташування чутливих елементів. На підставі проведеного дослідження пропонується модель БІНС з використанням комплексованого вимірювального блоку. Ил.: 6. Библиогр.: 15 назв.

Ключові слова: акселерометр, безпілотний літальний апарат, безплатформова інерціальна навігаційна система, система орієнтації, гіроскоп, неортогональної розташування, функціональна надмірність.

Аннотація. Стаття посвячена решению проблемы повышения точности и отказоустойчивости безплатформової навігаційної системи(БІНС) беспілотного летательного апарата за счет создания функціональної избыточности на основании использования неортогонального расположения чувствительных элементов. На основании проведенного исследования предлагается модель БІНС с использованием комплексованого измерительного блока. Ил.: 6. Библиогр.: 15 названий.

Ключевые слова: акселерометр, беспілотный летательный апарат, безплатформенная інерціальная навігаційная система, система орієнтації, гіроскоп, неортогональное расположение, функціональная избыточность.

Summary. The article is sanctified to the decision of problem of increase of exactness and fault-tolerance of безплатформової of navigational(БІНС) of pilotless aircraft due to creation of functional surplus on the basis of the use of unortogonal location of pickoffs. On the basis of undertaken a study the model of БІНС is offered with the use of measuring complex block. Il.: 6. Bibliogr: 15 names.

Key words: accelerometer, pilotless aircraft, strapdown inertial navigation system, system of orientation, gyroscope, unortogonal location, functional surplus.

Постановка проблеми. Алгоритм навігації служить для визначення положення центру мас рухомого об'єкту відносно земної системи координат. Для вирішення завдання навігації використовуються дані про прискорення об'єкта, виміряні акселерометрами в зв'язаній системі координат. Основна ідея інерціальної навігації - це дворазове інтегрування вимірюваних прискорень. Способом побудови БІНС є розміщення інерційних датчиків акселерометрів і гіроскопів безпосередньо на борту рухомого об'єкту, а функції гіростабілізованої платформи, прив'язаною до земної системи координат, виконує бортовий обчислювач.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Реалізація вимог до надійності безплатформенної інерціальної навігаційної системи (БІНС) може бути досягнута за рахунок надмірної комплектації блоку системи орієнтації (БСО) і відповідним вибором орієнтації осей чутливості датчиків. Крім того, за рахунок вибору раціональної конфігурації функціонально-надмірного БСО і розробки особливих алгоритмів побудови навігаційного рішення точність може бути підвищена на 30-40% [1].

Формулювання цілей статті (постановка завдання). Ці алгоритми часто містять велику кількість чисельних параметрів, оптимальні значення яких істотним чином залежать від динаміки носія, на борту якого передбачається експлуатація навігаційної системи. Відладка алгоритмів, підвищення їх надійності і точності виявляються можливі лише після вивчення і обробки великого масиву показників датчиків, отриманих при їх льотних випробуваннях. Висока складність і вартість таких випробувань привели до ідеї імітаційного моделювання сигналів інерціальних датчиків, приймачів супутникових навігаційних систем(СНС) і на їх основі блоків орієнтації і навігації БІНС.

Таким чином створення моделі БІНС, що дозволяє у процесі обробки вимірювальної інформації, досліджувати різні алгоритми, способи її комплексування значно прискорюють процес розробки таких систем. Особливо для систем з функціональною надмірністю.

Виклад основного матеріалу. Алгоритми роботи БІНС докладно описані в роботах як вітчизняних, так і зарубіжних авторів, наприклад, [2-7] і засновані на кінематичних рівняннях руху об'єкта в земній системі координат:

$$\begin{aligned}\omega_{Xg} &= U \cos \varphi + \frac{V_{Zg}}{R}; \\ \omega_{Yg} &= U \sin \varphi + \tan \varphi V_{Zg}/R; \\ \omega_{Zg} &= -\frac{V_{Xg}}{R},\end{aligned}\tag{1}$$

де V_{Zg} , V_{Xg} – складові лінійної швидкості об'єкта відповідно уздовж осі Zg і Xg географічної системи координат; U - кутова швидкість обертання Землі; φ - широта місця розташування об'єкта; R - середній радіус земної еліпсоїда.

На основі (1) кутова швидкість руху об'єкта відносно Землі визначається наступними співвідношеннями:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} &= \frac{V_{Xg}}{R}; \\ \dot{\lambda} &= V_{Zg}/(R \cos \varphi); \\ \dot{h} &= V_{Yg}.\end{aligned}\tag{2}$$

Для отримання координат об'єкту φ , λ , h в географічній системі необхідно мати інформацію про лінійні швидкості об'єкта V_{Xg} , V_{Yg} , V_{Zg} . Цю інформацію отримують шляхом інтегрування відповідних прискорень. У БІНС датчики прискорень - акселерометри встановлюють по осях пов'язаної системи

координат, вони вимірюють кажуче прискорення. Слід зазначити, що абсолютне прискорення має такі складові:

$$a^p + a^k + a^o, \quad (3)$$

де a^p , a^k , a^o – складові прискорення відповідно переносного, каріолісово, відносного.

Каріолісово прискорення виникає при взаємодії переносний кутовий швидкості обертання Землі і лінійної швидкості об'єкту. Проекції каріолісова прискорення на осі $OX_g Y_g Z_g$ мають вигляд:

$$\begin{aligned} a_{Xg}^k &= 2UV_{Zg} \sin \varphi; \\ a_{Yg}^k &= -2UV_{Zg} \cos \varphi; \\ a_{Zg}^k &= 2(UV_{Yg} \cos \varphi - UV_{Xg} \sin \varphi). \end{aligned} \quad (4)$$

Відносне прискорення виникає при русі об'єкта навколо Землі і при зміні лінійної швидкості, його складові на осі $OX_g Y_g Z_g$ визначаються співвідношеннями:

$$\begin{aligned} a_{Xg}^o &= \dot{V}_{Xg} + \frac{V_{Zg}^2}{R} \cdot \tan \varphi + \frac{V_{Xg}V_{Yg}}{R}; \\ a_{Yg}^o &= \dot{V}_{Yg} + V_{Zg}^2/R - V_{Xg}^2/R; \\ a_{Zg}^o &= \dot{V}_{Zg} + \frac{V_{Zg}V_{Yg}}{R} + V_{Xg}V_{Zg} \tan \varphi. \end{aligned} \quad (5)$$

Переносне прискорення викликано кутовий швидкістю обертання Землі, і його складові в перерахунку в земну систему координат визначаються відповідно до виразів:

$$\begin{aligned} a_{Xg}^p &= U^2 R \sin \varphi \cos \varphi; \\ a_{Yg}^p &= -U^2 R \cos \varphi^2; \end{aligned} \quad (6)$$

$$a_{Zg}^p = 0.$$

Акселерометри, жорстко встановлені в зв'язаній системі координат, вимірюють проекції кажучого прискорення, в яких враховуються всі три складові: каріолісово, відносно і прискорення сили тяжіння. Шляхом перерахунку цього прискорення в географічну систему координат отримують складові n_{Xg} , n_{Yg} , n_{Zg} :

$$\begin{aligned} n_{Xg} &= \dot{V}_{Xg} + \frac{V_{Zg}^2}{R \tan \varphi} + \frac{V_{Xg}V_{Yg}}{R} + 2UV_{Zg} \sin \varphi; \\ n_{Yg} &= \dot{V}_{Yg} + \frac{V_{Zg}^2}{R} - \frac{V_{Xg}^2}{R} - 2UV_{Zg} \cos \varphi + g; \\ n_{Zg} &= \dot{V}_{Zg} + \frac{V_{Zg}V_{Yg}}{R} + \frac{V_{Xg}V_{Zg}}{R \tan \varphi} + 2U(V_{Yg} \cos \varphi - V_{Xg} \sin \varphi). \end{aligned} \quad (7)$$

де \dot{V}_{Zg} , \dot{V}_{Yg} , \dot{V}_{Xg} – складові прискорення об'єкта відповідно по осях Z_g , Y_g , X_g географічної системи координат.

Отже, для використання в навігаційному алгоритмі БІНС показань акселерометрів з них необхідно витягти \dot{V}_{Zg} , \dot{V}_{Yg} , \dot{V}_{Xg} - складові прискорення об'єкта відповідно по осях Z_g , Y_g , X_g географічної системи координат шляхом видалення з них шкідливих складових: прискорення Каріоліса, відносного прискорення і прискорення сили тяжіння:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{Xg} &= n_{Xg} - \Delta n_{Xg}; \\ \dot{V}_{Yg} &= n_{Yg} - \Delta n_{Yg}; \\ \dot{V}_{Zg} &= n_{Zg} - \Delta n_{Zg}, \end{aligned} \quad (8)$$

де Δn_{Zg} , Δn_{Yg} , Δn_{Xg} – шкідливі складові: прискорення Каріоліса, відносного прискорення і прискорення сили тяжіння відповідно по осях Z_g , Y_g , X_g географічної системи координат:

$$\begin{aligned}\Delta n_{Xg} &= \frac{V_{Zg}^2}{R \tan \varphi} + \frac{V_{Xg}V_{Yg}}{R} + 2UV_{Zg} \sin \varphi ; \\ \Delta n_{Yg} &= \frac{V_{Zg}^2}{R} - \frac{V_{Xg}^2}{R} - 2UV_{Zg} \cos \varphi + g; \\ \Delta n_{Zg} &= \frac{V_{Zg}V_{Yg}}{R} + \frac{V_{Xg}V_{Zg}}{R \tan \varphi} + 2(V_{Yg}U \cos \varphi - UV_{Xg} \sin \varphi).\end{aligned}\tag{9}$$

Навігаційний алгоритм БІНС при інтегруванні співвідношень (8) обчислює складові лінійних швидкостей:

$$\begin{aligned}V_{Xg} &= V_{Xg}(t_0) + \int_{t_0}^t (n_{Xg} - \Delta n_{Xg}) dt; \\ V_{Yg} &= V_{Yg}(t_0) + \int_{t_0}^t (n_{Yg} - \Delta n_{Yg}) dt; \\ V_{Zg} &= V_{Zg}(t_0) + \int_{t_0}^t (n_{Zg} - \Delta n_{Zg}) dt.\end{aligned}\tag{10}$$

де $V_{Zg}(t_0)$, $V_{Yg}(t_0)$, $V_{Xg}(t_0)$ – складові вектору швидкості в початковий момент часу t_0 .

Кутові координати об'єкта і висота визначаються при вторинному інтегруванні (2) з урахуванням початкових значень координат і висоти:

$$\begin{aligned}\varphi &= \varphi_0 + \int_{t_0}^t \frac{V_{Xg}}{R} dt; \\ \lambda &= \lambda_0 + \int_{t_0}^t \frac{V_{Zg}}{R \cos \varphi} dt; \\ h &= h_0 + \int_{t_0}^t V_{Yg} dt.\end{aligned}\tag{11}$$

де φ_0 , λ_0 , h_0 – складові координат об'єкту в початковий момент часу t_0 .

Навігаційний алгоритм БІНС, заснований на наведених співвідношеннях, представлений на рис. 1 у вигляді структурної схеми [3].

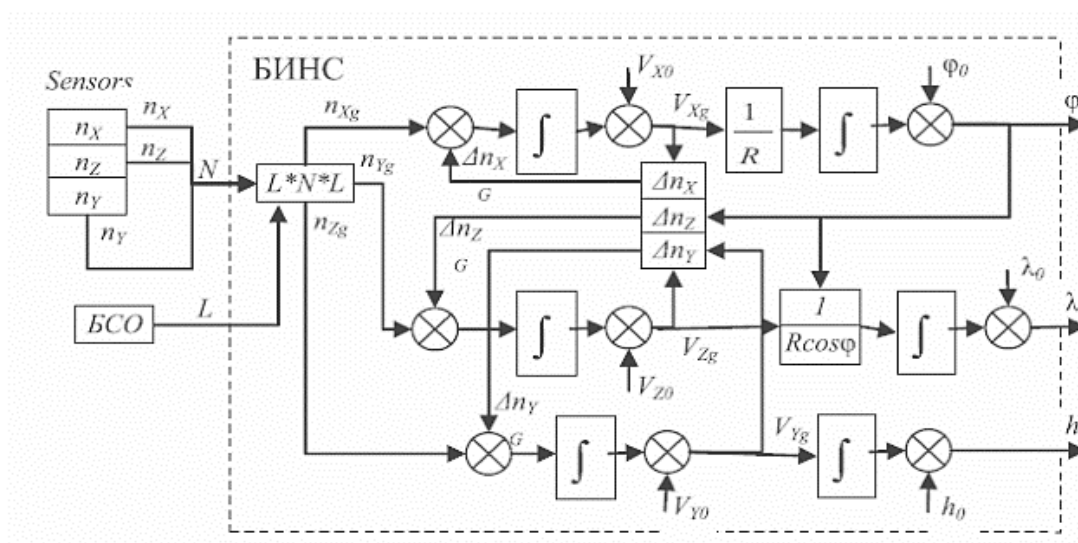


Рис. 1. Структурна схема алгоритма БІНС

Математична модель блоку системи орієнтації (БСО), хоча і не включена в схему, є складовою частиною алгоритму БІНС, тому що визначення кутової орієнтації рухомого об'єкта необхідно для вирішення завдання навігації. Ця модель досить докладно розглянута в [8-15].

Модель БІНС в середовищі Matlab Simulink представлена на рис. 2. На схемі в якості основних датчиків представлені ДУС і акселерометри, які відіграють основну роль у роботі БІНС, а також магнітометри, що дозволяють реалізувати комплексування БСО [14, 15].

В схемі є блок імітації вихідних даних для завдання кутів ψ, ν, γ і параметрів прискорення об'єкта в земній системі координат (в даному випадку по синусоїдальним законам в дозволених межах). Завдання інших необхідних параметрів для функціонування БСО і БІНС здійснюється у відповідних блоках моделі.

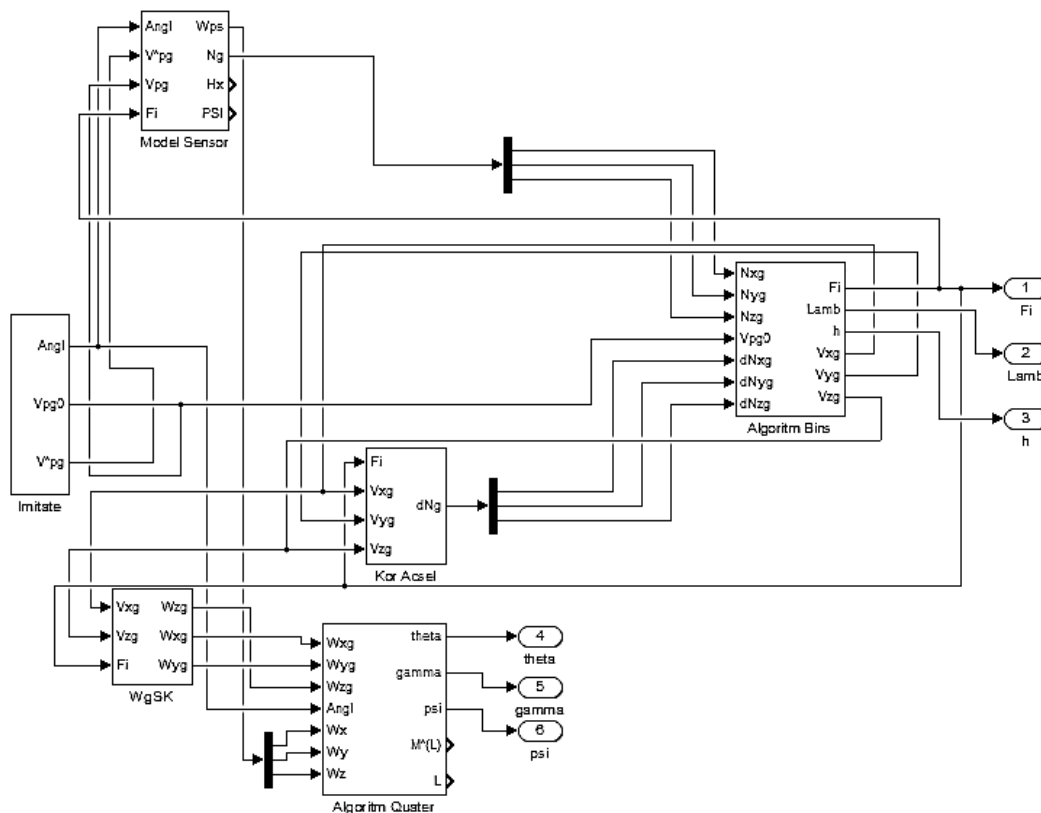


Рис. 2. Модель БНС середовище Matlab Simulink

Схема моделі БНС містить наступні блоки:

Блок *Imitate* імітує кутовий рух БПЛА з урахуванням зміни кутів тангажу, крену і ристання по синусоїдальним законам і з урахуванням руху апарату вздовж Землі з лінійною швидкістю. Крім того, блок імітує абсолютне прискорення апарату за синусоїдальним законом в географічній системі координат.

Блок *Model Sensor* включає датчики вимірювального модуля ІМУ (ДУС, акселерометр і магнітометр) і формує три складові абсолютної кутової швидкості ($\omega_{XS}, \omega_{YS}, \omega_{ZS}$), три компоненти уявного прискорення в зв'язаній системі координат (n_X, n_Y, n_Z), а також проєкції вектору напруженості магнітного поля Землі (m_X, m_Y, m_Z) на осі зв'язаної системи координат.

Блок моделювання прискорень *Acselemete*, що входить до складу блоку *Model Sensor* працює на основі даних про складові прискорення об'єкта відповідно по осях географічної системи координат, даних про вугілля широти місця ϕ і значень прискорення вільного падіння.

Спочатку в блоці виробляються сигнали по відомим формулам (7) [4]. Потім вони перераховуються в дані для виходів акселерометрів - Nk за допомогою матриці напрямних косинусів Ao .

Вираз (7) містить всі складові уявного прискорення в земній системі координат: $Ng=[n_{Xg}, n_{Yg}, n_{Zg}]$. Далі, перерахувавши компоненти n_{Xg}, n_{Yg}, n_{Zg} в пов'язану систему координат, отримаємо компоненти уявного прискорення безпосередньо з виходів датчиків - акселерометрів (n_x, n_y, n_z).

Блок *Algorithm Quter* системи орієнтації, здійснює рішення кінематичного рівняння Пуассона в кватерніонах кутового руху БПЛА на основі інформації, одержуваної з ДУС і додаткових датчиків. Схема блоку представлена на рис. 3.

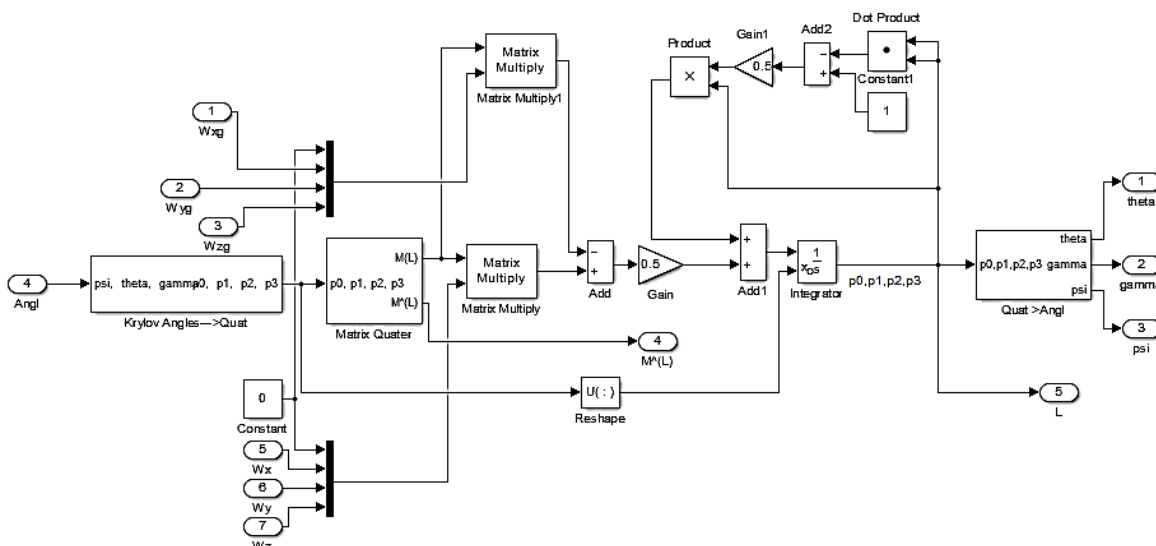


Рис. 3. Схема моделі блока орієнтації в кватерніонах

Блок *Algorithm Bins* здійснює інтегрування скомпенсованих сигналів акселерометрів і видає координати об'єкта у вигляді параметрів ϕ, λ, h . У блок

подається вектор уявного прискорення, отриманий в результаті компенсації помилок в земній системі координат: $N_g = [n_{xg}, n_{yg}, n_{zg}]$, на виході в результаті інтегрування виходить вектор координат $C = [\varphi, \lambda, h]$. Схема блоку представлена на рис. 4.

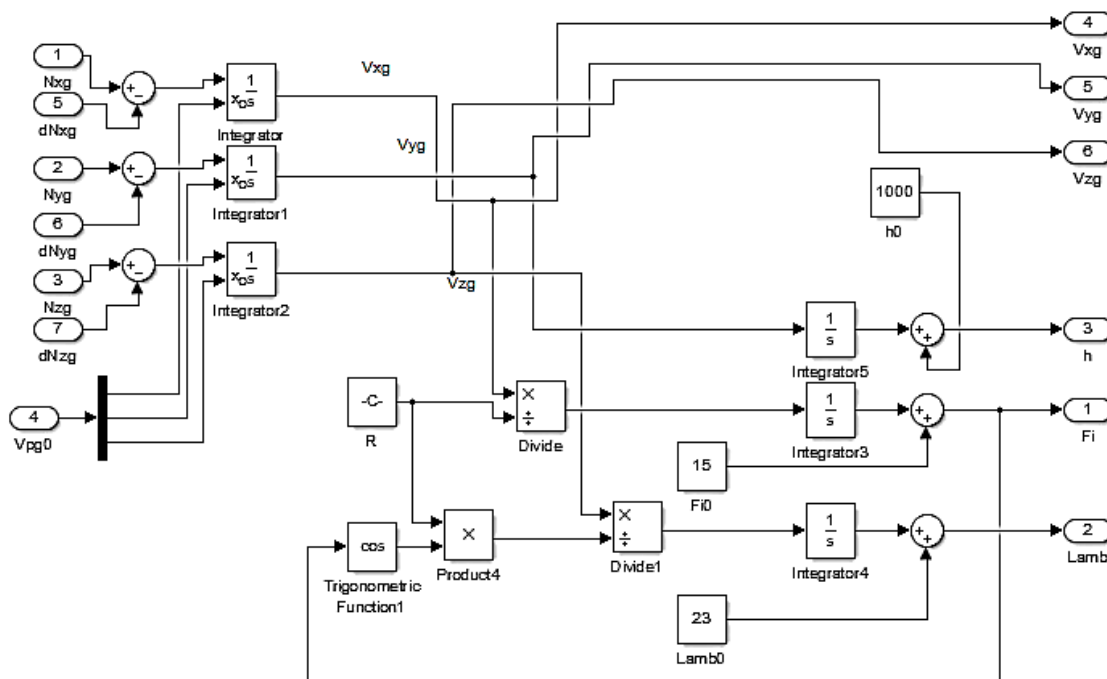


Рис. 4. Блок обчислення координат в земній системі координат

Блок *Kor Aysel* обчислює помилки акселерометрів, пов'язані з уявним прискоренням. Ці помилки у вигляді поправки dN_g компенсуються перед інтеграцією сигналів прискорень - в результаті виходять справжні координати об'єкта. Схема блоку працює на основі формул (9).

Блок *WgSK* призначений для отримання даних у вигляді вектору N_g шляхом перетворення даних з акселерометрів в земну систему координат.

Для проведення досліджень використана конфігурація БНС з 2-ма інерційними блоками (3-х осьовий гіроскоп, 3-х осьовий акселерометр, 3-х осьовий магнітометр, датчик тиску і датчик температури). Один з вимірювальних модулів розташований неортогонально щодо пов'язаної

системи координат. Неортогонально розташований інерційних блок встановлений на бічній грані усіченого тетраедра. Функціональна схема експериментальної БНС представлена на рис. 5 [15].

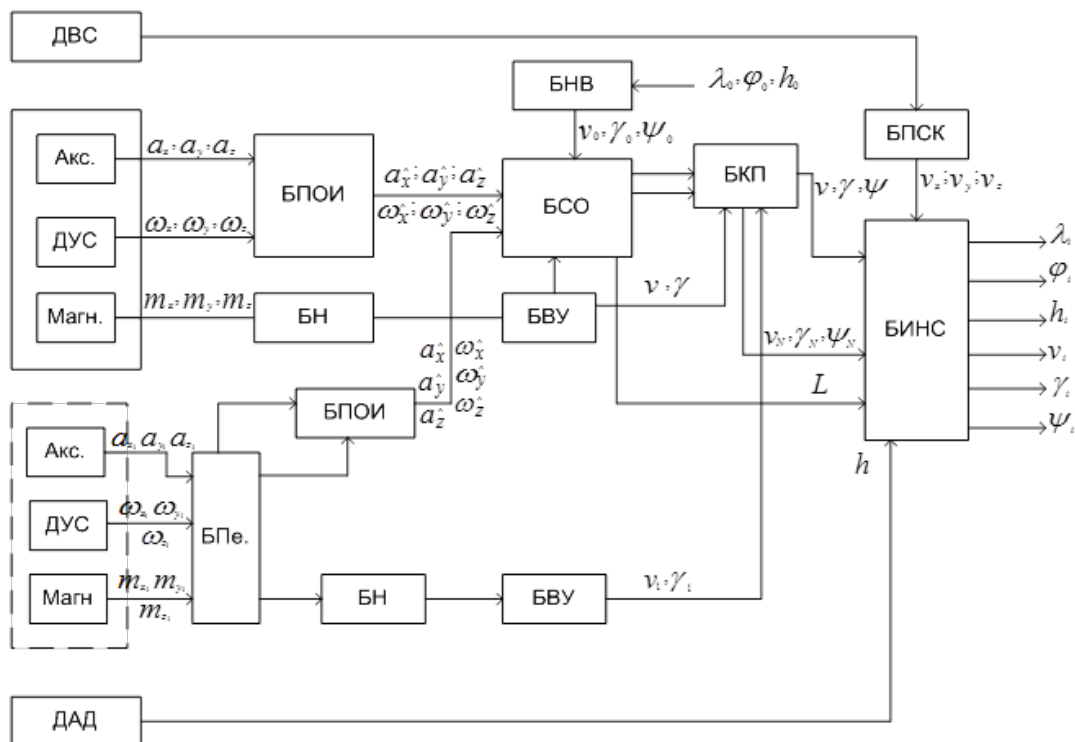


Рис. 5. Функціональна схема експериментальної БНС

Для моделювання показань неортогонального розташованого блоку системи орієнтації в сигнал одного з модулів (гіроскопа, а потім і акселерометра), вносилися додаткова складова (до 10% модульованого сигналу) і шум у межах паспортних даних модуля. Похибки орієнтації визначалися щодо даних ортогональне розташованого вимірювального модуля.

На першому етапі моделювання була використана модель дослідження БНС в середовищі Matlab Simulink, представлена на рис. 6.

На цьому етапі досліджувався алгоритм орієнтації БНС в параметрах Родріго-Гамільтона (в кватерніонах) з метою його використання для вирішення

завдань раціонального управління. Похибки орієнтації за параметрами Родріга-Гамільтона проаналізовано в складі БІНС. Помилки не перевищують 0.05 градуса при усіх варіантах БСО.

На другому етапі моделювання досліджувався поведінку БІНС при різних комбінаціях вимірників. Визначалися параметри орієнтації і результати вирішення навігаційного завдання в разі виходу з ладу гіроскопа одного з модулів і акселерометра.

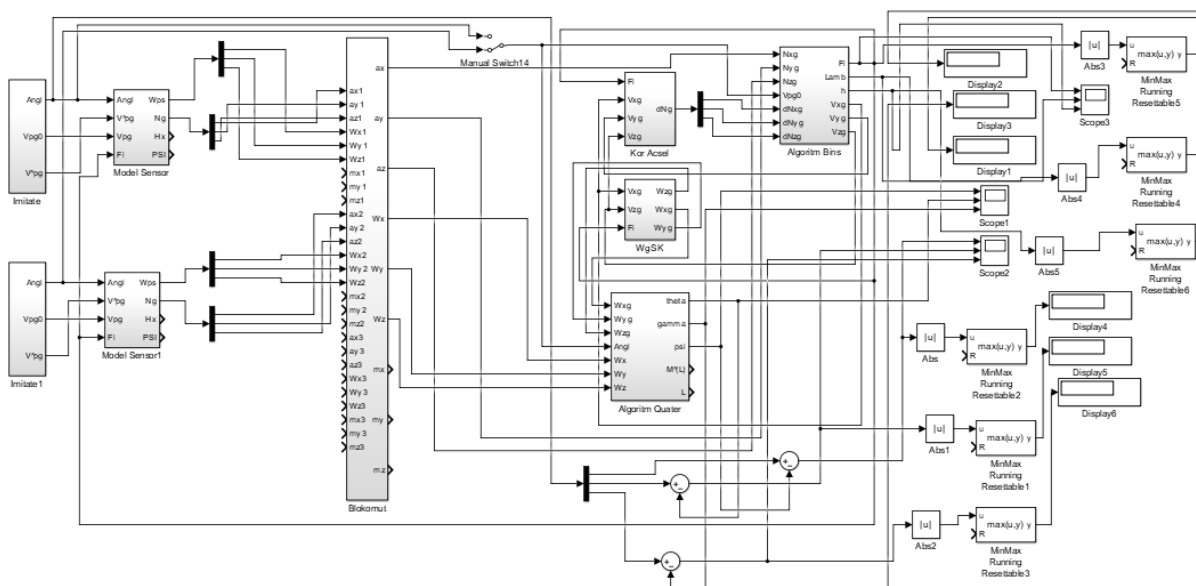


Рис. 6. Модель дослідження БІНС з неортогональне розташованими блоками вимірників

Висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямі. Аналіз отриманих результатів показав, що вихід з ладу гіроскопа практично не впливає на рішення навігаційної завдання, а помилки визначення висоти знаходяться в межах $\delta h_{\max} = 7\%$. Вихід з ладу акселерометра призводить до помилок рішення навігаційної завдання: по широті $\Delta\phi_{\max} = 14.5''$ і $\Delta\lambda_{\max} = 11''$, що відповідає похибки визначення широти в 448 м і довготи в 322 м. При цьому похибки орієнтації значно збільшуються при усіх варіантах комбінацій вимірників.

Експериментальне дослідження розробленої БІНС (рішення навігаційного завдання) проводилося шляхом запису параметрів вимірювальних датчиків з подальшою обробкою на розробленої моделі. Рух здійснювалося по заданому маршруту, вихідні параметри БІНС після обробки відображались на карті.

Як показав аналіз отриманих даних, як і при моделюванні в середовищі Matlab Simulink, не всі комбінації вимірників (варіанти БІНС) можуть бути використані в якості рівноцінних при вирішенні завдань раціонального управління. А частина комбінацій у зв'язку зі значним впливом зовнішніх магнітних полів на роботу магнітометрів, невисокою точністю МЕМС датчиків і їх нестабільною роботою призводить до значних спотворень результатів обчислень.

Похибки орієнтації по всіх кутках майже на порядок вище, ніж ті що отримані при моделюванні роботи БІНС в середовищі Matlab Simulink. Помилки рішення навігаційної завдання за результатами експерименту призводять до відхилень від маршруту по координатним осях до 50 м.

Література

1. Алешин Б. С., Веремеенко К. К., Черноморский А. И. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / под ред. Черноморского А. И. М.: *ФИЗМАТЛИЗ*, 2006. 424 с.
2. Дмитриченко Л.А., Гора В.П., Савинов Г.Ф. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы [Текст] / Уч. пособие. М.: изд-во МАИ, 1984. 62 с.
3. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем [Текст] / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов / Под. общ. ред. д.т.н. В.Я.

- Распопова. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2009. 280 с.
4. Распопов В.Я. Микросистемная авионика: учебное пособие. [Текст]. Тула: «Гриф и К», 2010. 248 с.
 5. Мелешко В.В., Нестеренко О.И. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы: учебное пособие. [Текст]. Кировоград: ПОЛИМЕД-Сервис, 2011. 172 с.
 6. Белочкин П.Е., Кацай Д.А. Особенности моделирования бесплатформенной системы ориентации по уравнениям Эйлера в среде Matlab и Mathcad. [Текст] // Современные наукоемкие технологии. 2014. № 5. С. 18-20.
 7. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов [Текст] / Под. ред. М.Н. Красильщикова, Г.Г. Себрякова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 556 с.
 8. Jafari M. and Roshanian J. Optimal redundant sensor configuration for accuracy and reliability increasing in space inertial navigation systems // Journal of Navigation. 2013. Vol. 66. No. 2. P. 199–208.
 9. Dai X., Zhao L. Optimal sensor fusion in redundant inertial measurement unit // Applied Mechanics and Materials. 2013. Vol. 433-435. P. 250–253.
 10. Cheng J., Dong J., Landry R. J., Chen D. A novel optimal configuration form redundant MEMS inertial sensors based on the orthogonal rotation method // Journal Sensors. 2014. Vol. 14. P. 13661-13678.
 11. Водичева Л.В. Повышение надежности и точности бесплатформенного инерциального измерительного блока при избыточном количестве измерений [Текст] // Гироскопия и навигация. 1997. № 1. С. 55-67.

12. Волков В.Л., Жидкова Н.В. Обработка информации в системе ориентации на основе МЭМС. [Текст] // Труды Нижегородского гос. техн. ун-та им. Р.Е. Алексеева, 2015. №3 (110). С. 279-286.
13. Лазарев Ю.Ф., Бобровицька Я.Г. Розроблення і моделювання алгоритмів безплатформової системи орієнтації [Текст]. К.: НТУУ «КПІ», 2006. 135с.
14. Моделювання відмовостійкого каналу орієнтації безплатформової навігаційної системи в середовищі MATLAB SIMULINK / А.П. Паршин // Вісник НТУ «ХПІ». Серія: «Інформатика і моделювання». Харків: НТУ «ХПІ». 2020. № 3(1). С.74-84.
15. Рациональное управление объектами: теория и приложения [Текст]: монография / Е. В. Гавриленко [и др.]; под общ. ред. А. С. Кулика. Харьков.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьков. авиац. ин-т», 2018. 309 с.

References

1. Aleshin B. S., Veremeenko K. K., Chernomorsky A. I. Orientation and navigation of mobile objects: modern information technologies / ed. Chernomorskogo A. I. M.: FIZMATLIZ, 2006. 424 p.
2. Dmitrichenko L.A., Gora V.P., Savinov G.F. Strapdown inertial navigation systems [Text] / Uch. allowance. M.: publishing house MAI, 1984. 62 p.
3. Basics of building strapdown inertial navigation systems [Text] / V.V. Matveev, V. Ya. Raspopov / Under. total ed. Doctor of Technical Sciences V.Ya. Raspopov. SPb.: State Scientific Center of the Russian Federation OJSC "Concern TsNII" Elektropribor". 2009. 280 p.
4. Raspopov V.Ya. Microsystem avionics: a tutorial. [Text] Tula: "Grif and K", 2010. 248 p.

5. Meleshko V.V., Nesterenko O.I. Strapdown inertial navigation systems: a tutorial. [Text]. Kirovograd: POLYMED-Service, 2011. 172 p.
6. Belochkin P.E., Katsay D.A. Features of modeling a strapdown attitude control system according to the Euler equations in Matlab and Mathcad. [Text] // *Modern high technologies*. 2014. No. 5. P. 18-20.
7. *Modern information technologies in the tasks of navigation and guidance of unmanned maneuverable aircraft* [Text] / Under. ed. M.N. Krasil'shchikova, G.G. Sebryakov. M.: FIZMATLIT, 2009. 556 p.
8. Jafari M. and Roshanian J. Optimal redundant sensor configuration for accuracy and reliability increasing in space inertial navigation systems // *Journal of Navigation*. 2013. Vol. 66. No. 2. P. 199–208.
9. Dai X., Zhao L. Optimal sensor fusion in redundant inertial measurement unit // *Applied Mechanics and Materials*. 2013. Vol. 433-435. P. 250–253.
10. Cheng J., Dong J., Landry R. J., Chen D. A novel optimal configuration form redundant MEMS inertial sensors based on the orthogonal rotation method // *Journal Sensors*. 2014. Vol. 14. P. 13661-13678.
11. Vodicheva L.V. Improving the reliability and accuracy of the strapdown inertial measuring unit with an excessive number of measurements [Text] // *Gyroscopy and navigation*. 1997. No. 1. P. 55-67.
12. Volkov V.L., Zhidkova N.V. Information processing in the MEMS-based attitude control system. [Text] // *Proceedings of the Nizhny Novgorod state. tech. un-ta them. R.E. Alekseeva*, 2015. No. 3 (110). P. 279-286.
13. Lazarev Yu.F., Bobrovitska Ya.G. Breakdown and modeling of algorithms in a platform-free system and organization [Text]. K.: NTUU "KPI". 2006. 135 p.
14. Modeling the communication channel of the platform-free navigation system in the MATLAB SIMULINK middle / A.P. Parshin // *Bulletin of NTU "KhPI"*.

Series: "Computer Science and Modeling" - Kharkiv: NTU "KhPI". 2020. No. 3 (1). P. 74-84.

15. Rational management of objects: theory and applications [Text]: monograph / E.V. Gavrilenko [and others]; under total. ed. A. S. Kulik. Kharkiv.: Nat. aerospace un-t them. N. Ye. Zhukovsky "Kharkov. Aviation in-t ", 2018. 309 p.