

О. В. Борщова, П. Г. Хорольський

МЕТОД АВТОНОМНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ПОЧАТКОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ РАКЕТИ ПІД ЧАС ПІДГОТОВКИ ДО ПУСКУ

Для розв'язання задач навігації (визначення позірних прискорень і кутових швидкостей, розрахунок кутів орієнтації ракети) в ракетній техніці використовують дані чутливих елементів – датчиків кутових швидкостей і акселерометрів. На точність отриманих навігаційних даних у процесі польоту істотним чином впливає точність визначення початкової орієнтації ракети у сталому режимі (на старті). Як навігаційний прилад розглянуто безплатформну інерціальну навігаційну систему, що побудована на базі інерціальних MEMS-датчиків класу Industry, а саме: трьох датчиків кутової швидкості та трьох акселерометрів. У класичному варіанті основою роботи безплатформної інерціальної навігаційної системи є інтегрування показань акселерометрів і датчиків кутових швидкостей, що призводить до нагромадження похибок під час розв'язання задач навігації (зокрема, за рахунок інтегрування даних датчиків кутових швидкостей). Зважаючи на це, запропоновано альтернативний метод визначення початкової орієнтації ракети під час підготовки до пуску, який не використовує математичні операції інтегрування. Запропонований метод є автономним. Як вихідну інформацію використовують первинні дані, що отримані від безплатформної інерціальної навігаційної системи. За цими даними визначають початкове положення ракети, а саме орієнтацію приладової (зв'язаної з об'єктом) системи координат у географічній системі координат, у сталому режимі. Визначають кути орієнтації без використання операції інтегрування для даних, отриманих від датчиків кутових швидкостей. Проведено порівняльний аналіз ефективності оброблення первинної інформації навігаційного приладу під час визначення кутів орієнтації у сталому режимі запропонованим методом і шляхом інтегрування методом Рунге-Кутта. Отримані результати показали, що точність визначення початкової орієнтації за запропонованим методом вища. Таким чином, запропонований метод допоможе зменшити похибку визначення початкової орієнтації ракети у сталому режимі, що у подальшому підвищить точність визначення навігаційних параметрів під час польоту ракети.

Ключові слова: навігаційна система, MEMS-датчики, акселерометри, датчики кутових швидкостей, початкове положення.

To solve the navigation tasks (determination of the apparent accelerations and angular velocities and calculation of rocket orientation angles) in the rocket engineering, the data from the sensing elements (angular velocity sensors and accelerometers) is used. Accuracy of reference attitude determination of the rocket in the steady mode (at lift-off) has great influence on accuracy of the received navigation data during the flight. Gimballess inertial navigation system, built on the basis of inertial MEMS-sensors of Industry class (three angular velocity sensors and three accelerometers), is taken as the navigation device. In the classical version, the integration of data from angular velocity sensors and from accelerometers is the basis of gimballess inertial navigation system operation. It results in accumulation of errors when solving the navigation task (in particular due to the integration of data from angular velocity sensors). Taking it into consideration, the alternative method of rocket's reference attitude determination during the pre-launch processing is offered. This method does not use mathematical operations of integration and is autonomous. Initial data, received from the gimballess inertial navigation system, is used as the output data. This data is used to determine the rocket's reference attitude (orientation of object-centered coordinates in the geographical reference system) in the steady mode. Orientation angles are determined without the integration of data picked up from the angular velocity sensors. The comparative analysis to define the processing efficiency of the navigation device initial data was held during the determination of the rocket's orientation angles in the steady mode, using the proposed method and Runge-Kutta method. The received results showed that accuracy of the reference attitude determination with the proposed method is higher. Thus, the proposed method will help reduce the errors in determination of the rocket's reference attitude in the steady mode that in the future will improve the accuracy in determination of navigational parameters during the rocket's flight.

Key words: navigation system, MEMS-sensors, accelerometers, angular velocity sensors, reference attitude.

Вступ

Безплатформні інерціальні навігаційні системи (БІНС) з чутливими елементами,

які виконані за MEMS-технологією, найліпше дозволяють забезпечити виконання вимог, які ставлять до розроблення сучасних навігаційних систем (забезпечуючи,

зокрема, зменшення габаритних, вагових і вартісних характеристик).

БІНС використовують для автономного визначення положення ракети під час підготовки до пуску та в процесі польоту [1–4]. Для сучасних навігаційних систем необхідно використовувати у складі БІНС чутливі елементи високої точності. Проте спостерігається повна відсутність конкурентоспроможної бази вітчизняного виробництва чутливих елементів високої точності, а елементи, які виробляють за кордоном, мають високу вартість і певні обмеження для продажу. Альтернативою чутливих елементів високої точності є застосування електронних компонентів широкого використання класу Industry, що мають знижені точнісні характеристики, і як наслідок, отримуємо зниження точнісних характеристик БІНС.

Оснoву роботи БІНС становить інтегрування показань акселерометрів і датчиків кутових швидкостей, а точність отриманих результатів залежить від початкових даних (орієнтації на старті). Використання додаткових математичних операцій (інтегрування) під час визначення початкових даних призводить до нагромадження похибок БІНС [5–8], що впливають на точність вирішення навігаційного завдання в польоті. Отже, виникає необхідність у розробленні методів, що дозволяють підвищити точність початкових даних (за рахунок виключення інтегрування даних акселерометрів і датчиків кутових швидкостей) і відповідно сприяють підвищенню точності визначень БІНС у польоті.

Поставлення завдання

Розглянуто БІНС (далі навігаційний прилад), побудований на базі інерціальних MEMS-датчиків класу Industry: три датчики кутової швидкості та три акселерометри.

У роботі запропоновано метод автономного визначення початкової орієнтації ракети під час підготовки до пуску з використанням даних зазначеного навігаційного приладу.

Метою цієї роботи є розроблення методу визначення орієнтації виробу у сталому режимі з мінімізацією нагромадження похибок за рахунок визначення початкових кутів орієнтації ракети без операції інтегрування даних датчиків кутових швидкостей.

Виклад основного матеріалу

Метод передбачає використання даних, отриманих за результатами проведення точнісних випробувань навігаційного приладу на трьохосьовому стенді. Орієнтацію осей навігаційного приладу, що встановлений на платформі трьохосьового стенда, наведено у табл. 1–3. Напрямок осей стенда збігається з напрямком осей географічної системи координат.

У табл. 1–3 використовують такі системи координат:

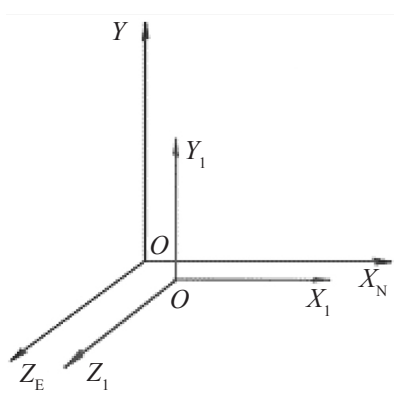
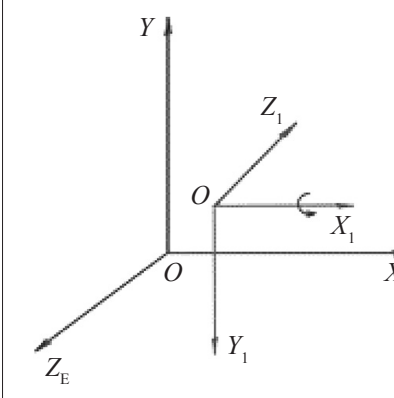
– географічна система координат (ГСК) $OX_N YZ_E$ – вісь OX_N лежить у площині горизонту й направлена на північ, вісь OY направлена вздовж істинної вертикалі угору, вісь OZ_E направлена на схід;

– приладова система координат (ПСК) $OX_1 Y_1 Z_1$ – жорстко зв'язана з корпусом приладу.

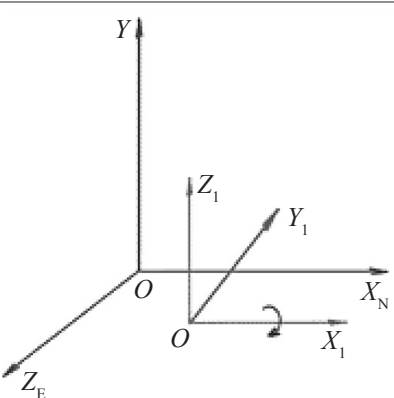
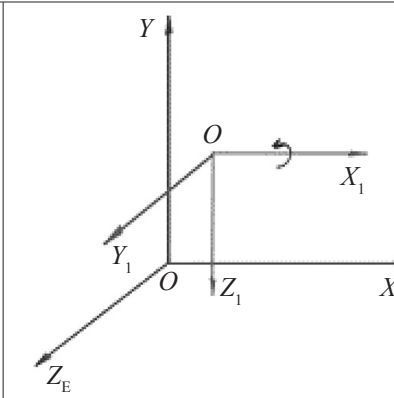
Таблиця 1

Орієнтація осей приладу (робоча вісь X_1)	
Вісь X_1 протилежна напрямку дії сили тяжіння	
Кути орієнтації приладу $\varphi = 0^\circ$ $\psi = 0^\circ$ $\vartheta = 90^\circ$	
Вісь X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння	
Кути орієнтації приладу $\varphi = 0^\circ$ $\psi = 0^\circ$ $\vartheta = -90^\circ$	

Таблиця 2

Орієнтація осей приладу (робоча вісь Y_1)			
Вісь Y_1 протилежна напрямку дії сили тяжіння		Вісь Y_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння	
Кути орієнтації приладу $\varphi = 0^\circ$ $\psi = 0^\circ$ $\vartheta = 0^\circ$		Кути орієнтації приладу $\varphi = -180^\circ$ $\psi = 0^\circ$ $\vartheta = 0^\circ$	

Таблиця 3

Орієнтація осей приладу (робоча вісь Z_1)			
Вісь Z_1 протилежна напрямку дії сили тяжіння		Вісь Z_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння	
Кути орієнтації приладу $\varphi = -90^\circ$ $\psi = 0^\circ$ $\vartheta = 0^\circ$		Кути орієнтації приладу $\varphi = 90^\circ$ $\psi = 0^\circ$ $\vartheta = 0^\circ$	

Метод автономного визначення початкового кутового положення ракети у сталому стані

Метод передбачає виконання таких операцій.

1. Отримання даних з навігаційного приладу, які є вхідною інформацією для проведення подальших розрахунків, а саме:

- проєкції позірного прискорення за трьома взаємно перпендикулярними осями a_{X_g} , a_{Y_g} , a_{Z_g} , отримані з акселерометрів навігаційного приладу;

- проєкції абсолютної кутової швидкості за трьома взаємно перпендикулярними осями ω_{X_g} , ω_{Y_g} , ω_{Z_g} , отримані з датчиків кутової швидкості навігаційного приладу.

Дані для кожної із осей навігаційного приладу отримані шляхом послідовного запису інформації чутливих осей у положеннях робочої осі приладу, яка протилежна або збігається з напрямком дії сили тяжіння, у статичному положенні. Дані з навігаційного приладу мають некомпенсовані похибки.

На рис. 1–3 наведено проєкції позірного прискорення за трьома взаємно перпендикулярними осями для положення навігаційного приладу, коли напрямок робочої осі X_1 приладу збігається з напрямком дії сили тяжіння.

На рис. 4–6 наведено проєкції абсолютної кутової швидкості за трьома взаємно перпендикулярними осями для положення навігаційного приладу, коли напрямок робочої осі X_1 приладу збігається з напрямком дії сили тяжіння.

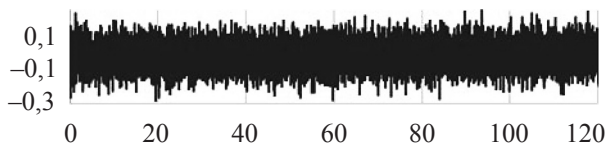


Рис. 1. Проекції позірного прискорення на вісь a_{xg} (напрямок осі X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

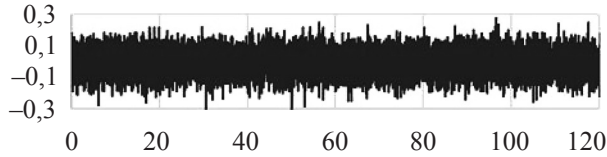


Рис. 2. Проекції позірного прискорення на вісь a_{yg} (напрямок осі X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

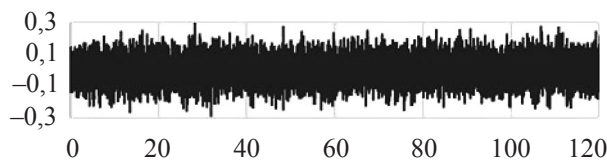


Рис. 3. Проекції позірного прискорення на вісь a_{zg} (напрямок осі X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

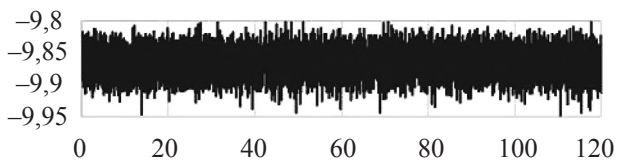


Рис. 4. Проекції абсолютної кутової швидкості на вісь ω_{xg} (напрямок осі X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

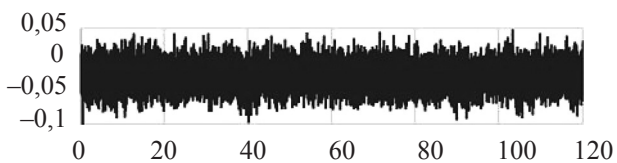


Рис. 5. Проекції абсолютної кутової швидкості на вісь ω_{yg} (напрямок осі X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

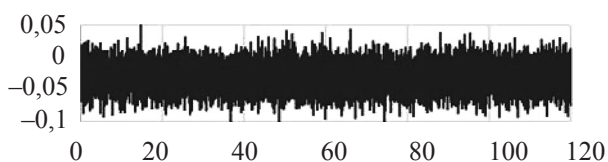


Рис. 6. Проекції абсолютної кутової швидкості на вісь ω_{zg} (напрямок осі X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

2. Упродовж 10 с знаходимо математичні сподівання [9] для даних з акселерометрів і датчиків кутової швидкості для виключення впливу на результати розрахунків випадкових зсувів нуля чутливих елементів навігаційного приладу під час запуску.

3. Отримані значення математичних сподівань потрібно відняти від відповідних даних, отриманих від акселерометрів та датчиків кутової швидкості.

4. Формується матриця напрямних косинусів від ГСК до ПСК [10] для визначення проєкцій вектора прискорення сили тяжіння на осі ПСК шляхом поворотів на кути:

– «рискання–тангаж–крен», якщо вісь X_1 протилежна або збігається з напрямком дії сили тяжіння;

– «рискання–крен–тангаж», якщо осі Y_1 , Z_1 протилежні або збігаються з напрямком дії сили тяжіння.

5. Визначаємо орієнтацію ракети в каналі крену та тангажу із використанням даних, отриманих із акселерометрів навігаційного приладу.

Визначення кутів крену та тангажу для послідовності поворотів «рискання–тангаж–крен» відбувається за формулами:

$$\varphi_0 = -\arcsin \frac{\hat{a}_z}{\sqrt{\hat{a}_x^2 + \hat{a}_y^2 + \hat{a}_z^2}}; \quad (1)$$

$$\vartheta_0 = \arctg \frac{\hat{a}_x}{\hat{a}_y}, \quad (2)$$

де \hat{a}_x , \hat{a}_y , \hat{a}_z – значення проєкцій позірного прискорення на осі ПСК, усереднені на інтервалі часу нагромадження даних.

Кути крену та тангажу для послідовності поворотів «рискання–крен–тангаж» визначають з використанням таких співвідношень:

$$\varphi_0 = -\arctg \frac{\hat{a}_z}{\hat{a}_y}; \quad (3)$$

$$\vartheta_0 = \arcsin \frac{\hat{a}_x}{\sqrt{\hat{a}_x^2 + \hat{a}_y^2 + \hat{a}_z^2}}. \quad (4)$$

6. Визначаємо орієнтацію ракети в каналі рискання з використанням даних, отриманих із акселерометрів та ДКШ.

Для визначення кута рискання використовують таку формулу:

$$\psi_0 = -\arccos \frac{\hat{\omega}_1}{\sqrt{\hat{\omega}_1^2 + \hat{\omega}_3^2}} \cdot \sin \hat{\omega}_3, \quad (5)$$

де $\hat{\omega}_1, \hat{\omega}_3$ – горизонтальні проекції вектора вимірної кутової швидкості, які визначають за формулами:

$$\hat{\omega}_1 = \cos \vartheta_0 \cdot \hat{\omega}_x - \sin \vartheta_0 \cdot (\cos \varphi_0 \cdot \hat{\omega}_y - \sin \varphi_0 \cdot \hat{\omega}_z), \quad (6)$$

$$\hat{\omega}_3 = \cos \varphi_0 \cdot (\hat{\omega}_y + \hat{\omega}_z), \quad (7)$$

де $\hat{\omega}_x, \hat{\omega}_y, \hat{\omega}_z$ – значення проєкцій абсолютної кутової швидкості на осі ПСК, усереднені на інтервалі часу нагромадження даних.

Отже, для зазначеного вище методу не потрібні початкові дані на відміну від класичного методу Рунге-Кутта [11].

Порівняльний аналіз результатів, які отримано запропонованим методом і методом Рунге-Кутта під час оброблення первинної інформації навігаційного приладу

Дослідження ефективності методу здійснювали з використанням спеціального програмно-математичного забезпечення, розробленого у середовищі Delphi.

Як вхідні дані для перевірки було використано дані вищезазначеного навігаційного приладу. Перевірку проводили шляхом порівняння результатів математичного моделювання. Орієнтацію ракети в каналах крену, рискання та тангажа задавали на початку згідно з кутами орієнтації приладу, що наведені в табл. 1, і далі визначали шляхом інтегрування даних датчиків кутової швидкості за методом Рунге-Кутта [11].

Результати моделювання за методом Рунге-Кутта і ті, що розраховані за запропонованим методом, наведено на рис. 7–24.

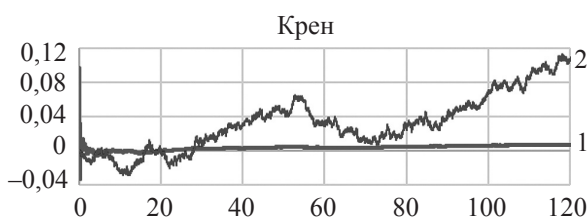


Рис. 7. Кут крену, який отримано згідно з (1) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі X_1 протилежний напрямку дії сили тяжіння)

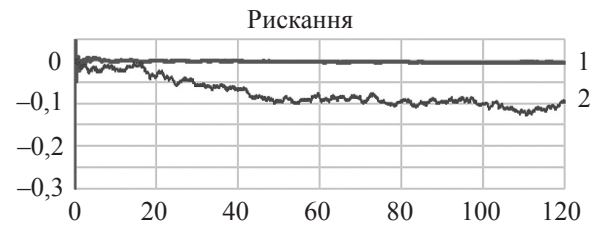


Рис. 8. Кут рискання, який отримано згідно з (5) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі X_1 протилежний напрямку дії сили тяжіння)

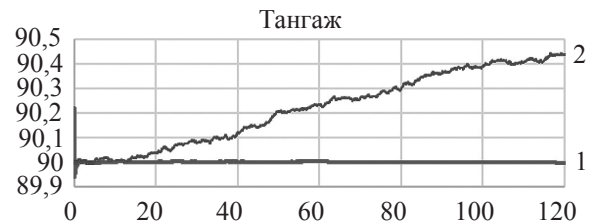


Рис. 9. Кут тангажа, який отримано згідно з (2) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі X_1 протилежний напрямку дії сили тяжіння)

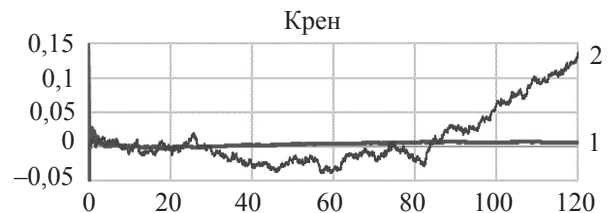


Рис. 10. Кут крену який отримано згідно з (1) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)



Рис. 11. Кут рискання, який отримано згідно з (5) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

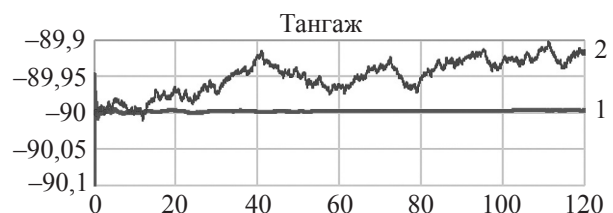


Рис. 12. Кут тангажа, який отримано згідно з (2) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі X_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

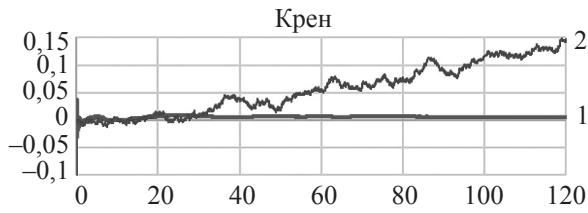


Рис. 13. Кут крену, який отримано згідно з (3) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Y_1 протилежний напрямку дії сили тяжіння)

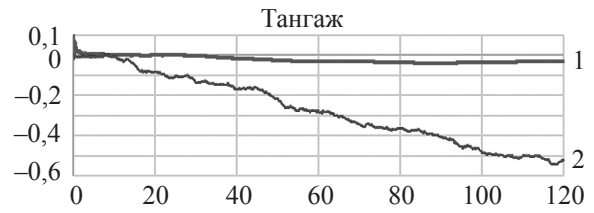


Рис. 18. Кут тангажа, який отримано згідно з (4) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Y_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)



Рис. 14. Кут рискання, який отримано згідно з (5) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Y_1 протилежний напрямку дії сили тяжіння)

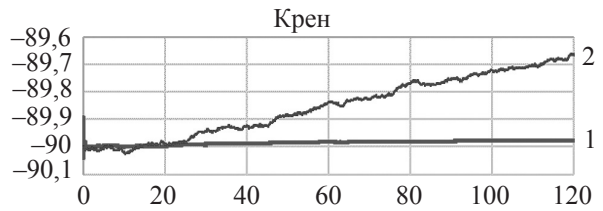


Рис. 19. Кут крену, який отримано згідно з (3) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Z_1 протилежний напрямку дії сили тяжіння)

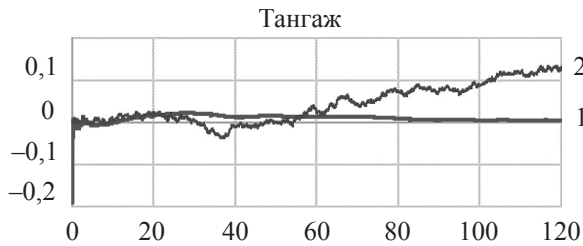


Рис. 15. Кут тангажа, який отримано згідно з (4) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Y_1 протилежний напрямку дії сили тяжіння)



Рис. 20. Кут рискання, який отримано згідно з (5) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Z_1 протилежний напрямку дії сили тяжіння)

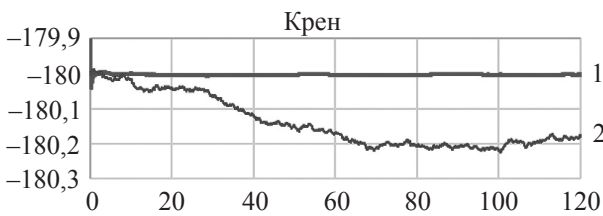


Рис. 16. Кут крену, який отримано згідно з (3) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Y_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

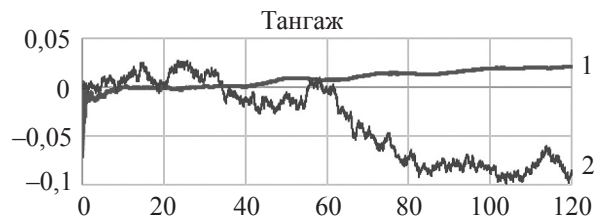


Рис. 21. Кут тангажа, який отримано згідно з (4) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Z_1 протилежний напрямку дії сили тяжіння)



Рис. 17. Кут рискання, який отримано згідно з (5) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Y_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

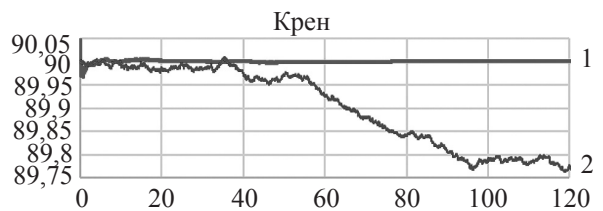


Рис. 22. Кут крену, який отримано згідно з (3) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Z_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

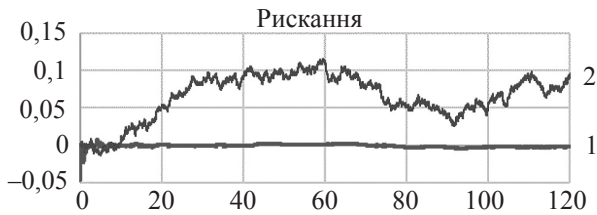


Рис. 23. Кут рискання, який отримано згідно з (5) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Z_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

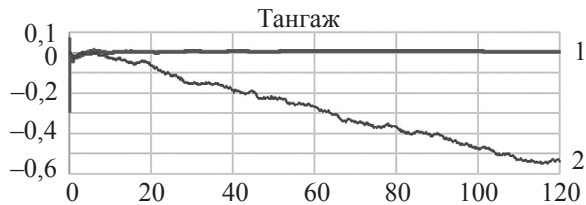


Рис. 24. Кут тангажа, який отримано згідно з (4) (лінія 1) та за методом Рунге-Кутта (лінія 2) (напрямок осі Z_1 збігається з напрямком дії сили тяжіння)

У табл. 4 наведено похибки визначення кутів початкової орієнтації навігаційного приладу запропонованим методом.

Для порівняння в табл. 5 наведено похибки визначення кутів початкової орієнтації навігаційного приладу за методом Рунге-Кутта.

Таблиця 4

Похибки визначення кутів початкової орієнтації навігаційного приладу запропонованим методом

Напрямок осі приладу відносно дії сили тяжіння	Крен	Рискання	Тангаж
Вісь X_1 збігається	0,0057248°	0,0085107°	0,003147°
Вісь X_1 протилежно	0,007396°	-0,0036886°	-0,0030896°
Вісь Y_1 збігається	-0,0025541°	-0,012344°	-0,0311568°
Вісь Y_1 протилежно	0,0053402°	-0,0002384°	0,0047542°
Вісь Z_1 збігається	0,0010508°	-0,00211°	0,0051447°
Вісь Z_1 протилежно	0,0238382°	-1,80E-08°	0,0206323°
Відхилення (σ)	0,009105°	0,006733°	0,017117°

Таблиця 5

Похибки визначення кутів орієнтації навігаційного приладу методом Рунге-Кутта

Напрямок осі приладу відносно дії сили тяжіння	Крен	Рискання	Тангаж
Вісь X_1 збігається	0,1327601°	-0,5011032°	0,0859723°
Вісь X_1 протилежно	0,1046278°	-0,093988°	0,436548°
Вісь Y_1 збігається	-0,1787456°	-0,2835969°	-0,5211567°
Вісь Y_1 протилежно	0,1433999°	-0,0814861°	0,1299125°
Вісь Z_1 збігається	-0,2250234°	0,0945438°	-0,53685°
Вісь Z_1 протилежно	0,3370997°	0,0517266°	-0,0855999°
Відхилення (σ)	0,213968°	0,222806°	0,385168°

Із результатів, що наведено на рис. 7–24 та в табл. 4, 5, можна зробити висновок, що визначення кутів орієнтації за запропонованим методом здійснюється без нагромадження похибок на відміну від розрахунків з інтегруванням за методом Рунге-Кутта, що здійснюється з нагромадженням похибок і надалі призводить до похибок розв'язання навігаційної задачі.

Наукова новизна

Вперше, з використанням запропонованого методу, що реалізовано у спеціальних алгоритмах, поліпшено точнісні характеристики навігаційного приладу.

Висновки

Аналіз отриманих результатів дозволяє зробити висновок, що запропонований метод, реалізований у спеціальних алгоритмах, дозволяє поліпшити точнісні характеристики навігаційного приладу.

Необхідно зазначити, що запропонований метод є автономним і для визначення кутів орієнтації навігаційного приладу використовують тільки інформацію від датчиків кутової швидкості й акселерометрів. У методі не використовують математичні операції

інтегрування, що не призводить до нагромадження похибок.

Цей метод визначення початкового кутового положення ракети використано в програмному забезпеченні навігаційної апаратури розроблення ДП «КБ «Південне».

Список використаної літератури

1. Мелешко В. В., Нестеренко О. И. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. Учеб. пособие. Кировоград: ПОЛИМЕД – Сервис, 2011. 164 с.

2. Власик С. Н., Герасимов С. В., Журавльов А. А. Математическая модель бесплатформенной инерциальной навигационной системы и аппаратуры потребителя спутниковой навигационной системы аэробаллистического аппарата. Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. 2013. № 2 (11). С. 166–169.

3. Вальденмайер Г. Г. Процедура початкової виставки бесплатформної інерціальної навігаційної системи з використанням магнітометра та розширеного фільтра Калмана. Аеронавігаційні системи. 2012. С. 8.

4. Корольов В. М., Лучук Е. В., Заєць Я. Г., Корольова О. І., Мірошніченко Ю. В. Аналіз світових тенденцій розвитку систем навігації для сухопутних військ. Розроблення та модернізація ОВТ. 2011. №1 (4). С. 19–29.

5. Аврутов В. В., Рижков Л. М. Про альтернативний метод автономного визначення

широти і довготи рухомих об'єктів. Механіка гіроскопічних систем. 2021. № 41. С. 122–131.

6. Бугайов Д. В., Аврутов В. В., Нестеренко О. І. Експериментальне порівняння алгоритмів визначення орієнтації на базі компліментарного фільтра та фільтра Маджвіка. Автоматизація технологічних і бізнес-процесів. 2020. Т. 12, № 3. С. 10–19.

7. Черняк М. Г., Колесник В. О. Зменшення часових похибок інерціального вимірювального модуля шляхом реалізації його структурної надлишковості на базі тривісних мікромеханічних вимірювачів. Механіка гіроскопічних систем. 2020. № 39. С. 66–80.

8. Рудик А. В. Математична модель похибок акселерометрів бесплатформної інерціальної навігаційної системи. Вісник Вінницького політехнічного інституту. 2017. № 2. С. 7–13.

9. Найко Д. А., Шевчук О. Ф. Теорія ймовірностей та математична статистика: навч. посіб. Вінниця: ВНАУ. 2020. 382 с.

10. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб. ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор». 2009. 280 с.

11. Новаторський М. А. Алгоритми та методи обчислень [Електронний ресурс]: навч. посіб. для студ. КПІ ім. Ігоря Сікорського. Київ. КПІ ім. Ігоря Сікорського. 2019. 407 с.

Стаття надійшла 09.10.2023