

А.М. Зарубін, О.О. Новиков

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

ІНСТРУМЕНТАЛЬНІ ПОХИБКИ ВИЗНАЧЕННЯ НАВІГАЦІЙНИХ ПАРАМЕТРІВ БЕЗПЛАТФОРМНОЮ ІНЕРЦІАЛЬНОЮ НАВІГАЦІЙНОЮ СИСТЕМОЮ

У статті виконано аналіз алгоритмів числення навігаційних параметрів безплатформною інерціальною навігаційною системою. Як інструмент використано візуальне моделювання у середовищі Matlab. За допомогою Simulink моделі одноканальної системи оцінено вплив систематичних інструментальних похибок датчиків первинної інформації на точність визначення вертикалі місця та абсолютної швидкості повітряного судна. Встановлено, що кінцеві похибки визначення навігаційних параметрів безплатформною інерціальною навігаційною системою обумовлені інструментальними похибками датчиків первинної інформації та мають один порядок з платформною системою. Отримані результати можна застосувати при розробці та експлуатації навігаційних систем.

Ключові слова: інерціальна навігаційна система; безплатформна інерціальна навігаційна система; датчик кутової швидкості; літальний апарат; антитерористична операція; повітряне судно.

Вступ

Застосування повітряних суден (ПС) в антитерористичних операціях (АТО) передбачає оперативність, точність та раптовість дій, що накладає певні вимоги на пілотажнонавігаційне обладнання [1].

Провідними засобами навігації сучасних ПС є інерціальні навігаційні системи (ІНС), які відрізняються автономністю, скритністю, безперервністю дії, незалежністю від погодних умов та пори доби, захищеністю від перешкод, але потребують підвищення точності числення швидкості польоту та координат місцеположення [2]. Особливо це стосується безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС), позитивними якостями яких є менші розміри, маса та енергоємність; значне спрощення механічної частини системи та її компоновки; відсутність обмежень з кутів повороту; скорочення часу початкового виставлення; визначення навігаційних параметрів за допомогою алгоритмів; спрощення вирішення завдань резервування і контролю працездатності системи та її елементів. Ці характеристики набувають особливої важливості в умовах АТО. Але на сучасному етапі розвитку БІНС не розв'язане повною мірою питання їх точності.

Проблема точного визначення місцеположення у повітряному просторі є найголовнішою при вирішенні завдань навігації ПС [3].

У відомих авторам публікаціях [6–9] кількісний аналіз впливу похибок датчиків первинної інформації на точність визначення навігаційних параметрів не проводився, тому метою статті є оцінка таких функціональних зв'язків шляхом математичного моделювання.

Основний матеріал

Набір датчиків первинної інформації у БІНС може містити [6]:

- три акселерометри та три позиційних гіроскопи;
- три акселерометри та три датчики кутової швидкості;
- шість акселерометрів.

Визначимо вплив похибок першого з варіантів набору датчиків на точність визначення вертикалі та складових абсолютної швидкості на прикладі одноканальної системи. Для цього розглянемо зміну положення опорного тригранника $O\xi\zeta$ під час руху ПС навколо земної поверхні (рис. 1).

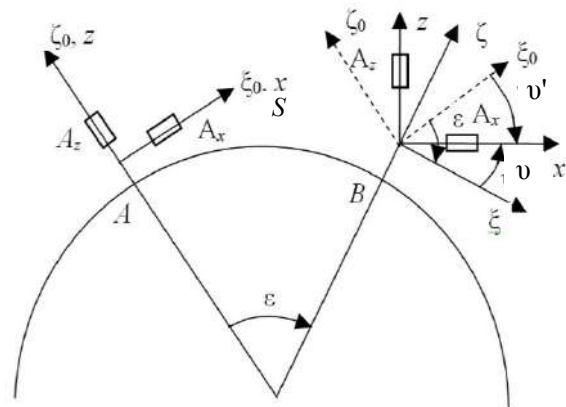


Рис. 1. Зміна положення навігаційних тригранників під час руху повітряного судна

Приладовий тригранник $Oxyz$ у БІНС являє собою зв'язану систему координат, і його кутові положення обумовлені положеннями самого об'єкта – повітряного судна.

Для аналізу точнісних характеристик БІНС приймемо такі припущення:

- повітряне судно рухається у площині рисунка на постійній висоті ($V_{\eta}=0$, $V_{\zeta}=0$, $\omega_{a\zeta}=0$, $\omega_{a\eta}=0$);
- починаючи рух з точки А, ПС переміститься у точку В, пройшовши при цьому відстань S;

– гравітаційне поле центральне ($g_{\xi}=0, g_{\zeta}=-g=-9,81 \text{ м/с}^2$);
 – кутова швидкість обертання місцевої вертикалі $\dot{\epsilon} = \frac{V_{\xi}}{R} = \omega_{a\eta}, \epsilon(0) = \epsilon_0$.

Якщо після початкового виставлення безплатформної системи тригранника у кутовому положенні співпадали, то у точці В напрямки осей O_{ξ} та O_x відрізняються на кут тангажа ϑ , який визначається вільним гіроскопом (ВГ).

З рис. 1 випливає, що прискорення вздовж осей опорного тригранника через показання акселерометрів визначаються як

$$\begin{aligned} a_{\xi} &= a_x \cos \vartheta - a_z \sin \vartheta; \\ a_{\zeta} &= a_x \sin \vartheta + a_z \cos \vartheta. \end{aligned} \quad (1)$$

З теорії інерціальних навігаційних систем відомі рівняння трійки акселерометрів, згідно з якими [3]

$$\begin{aligned} a_{\xi} &= \dot{V}_{\xi} + \omega_{a\eta} V_{\zeta} - \omega_{a\zeta} V_{\eta} - g_{\xi}; \\ a_{\zeta} &= \dot{V}_{\zeta} + \omega_{a\zeta} V_{\eta} - \omega_{a\eta} V_{\xi} - g_{\zeta}. \end{aligned} \quad (2)$$

де $V_{\xi}, V_{\eta}, V_{\zeta}$ – складові абсолютної швидкості повітряного судна вздовж відповідних осей опорного тригранника;

$\omega_{a\xi}, \omega_{a\eta}, \omega_{a\zeta}$ – складові його абсолютної кутової швидкості навколо цих осей;

g_{ξ}, g_{ζ} – складові вектора інтенсивності гравітаційного поля Землі.

Підставивши вирази (1) у рівняння (2) і розв'язавши ці рівняння відносно похідних від складових абсолютної швидкості повітряного судна з урахуванням умов польоту (припущень), отримаємо:

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\xi} &= a_x \cos \vartheta - a_z \sin \vartheta - \frac{V_{\xi} V_{\zeta}}{R}; \\ \dot{V}_{\zeta} &= a_x \sin \vartheta + a_z \cos \vartheta + \frac{V_{\xi}^2}{R} - g. \end{aligned} \quad (3)$$

За цими рівняннями побудуємо структурну схему одноканальної БІНС (рис. 2), яка містить датчики первинної інформації (акселерометри A_x, A_z та вільний гіроскоп ВГ), функціональні перетворювачі та інтегратори.

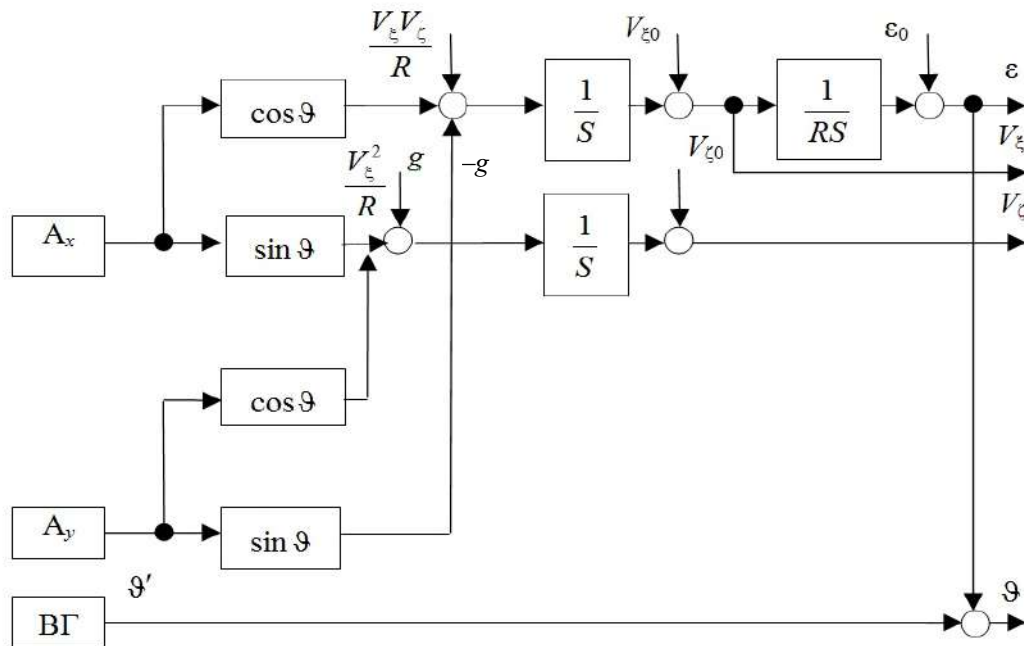


Рис. 2. Структурна схема одноканальної БІНС

Таким чином, маючи у розпорядженні інформацію про прискорення a_x, a_z об'єкта з БІНС на борту у проекціях на осі зв'язаної системи координат, а також про кут ϑ' розузгодження осей зв'язаної системи координат відносно вихідного положення, можна розв'язати задачу визначення координат місцеположення ПС, складових його абсолютної швидкості V_{ξ}, V_{ζ} та кутової орієнтації ϑ .

За структурною схемою (рис. 2) для отримання числових характеристик точності визначення верти-

калі та складових абсолютної швидкості побудуємо *Simulink* модель [5] одноканальної БІНС в робочому режимі (рис. 3).

На рисунку зображені:

A_x, A_z – акселерометри з осями чутливості, спрямованими вздовж осей x та z приладового тригранника відповідно;

M_z – джерело зовнішнього збурювального моменту, що діє на гіроскоп;

Trigonometric Function – тригонометричні функції у рівняннях (3);

Product – пристрої операцій множення у рівняннях (1);

Integrator, Integrator 1 – інтегратори для отримання складових абсолютної швидкості V_{ξ} , V_{ζ} повітряного судна;

Integrator 3 – інтегрувальна ланка гіроскопа;

Gain, Gain 1, Gain 2 – масштабні підсилювачі з коефіцієнтами $1/R$, де $R = 6\,371\,000$ м – радіус Землі в геоцентричній системі координат;

g – константа для завдання вектора інтенсивності гравітаційного поля Землі (прискорення сили земного тяжіння);

E , V_{ksi} , V_{dz} , Θ – осцилографи для спостереження досліджуваних процесів – похибок у визначенні напрямку вертикалі, горизонтальної V_{ksi} та вертикальної V_{dz} складових абсолютної швидкості повітряного судна і кута тангажа Θ ;

E_0 , V_{ksi0} – похибки уведення положення вертикалі та значення горизонтальної складової абсолютної швидкості при початковому виставленні БНС (при дослідженнях робочих режимів не задіяні).

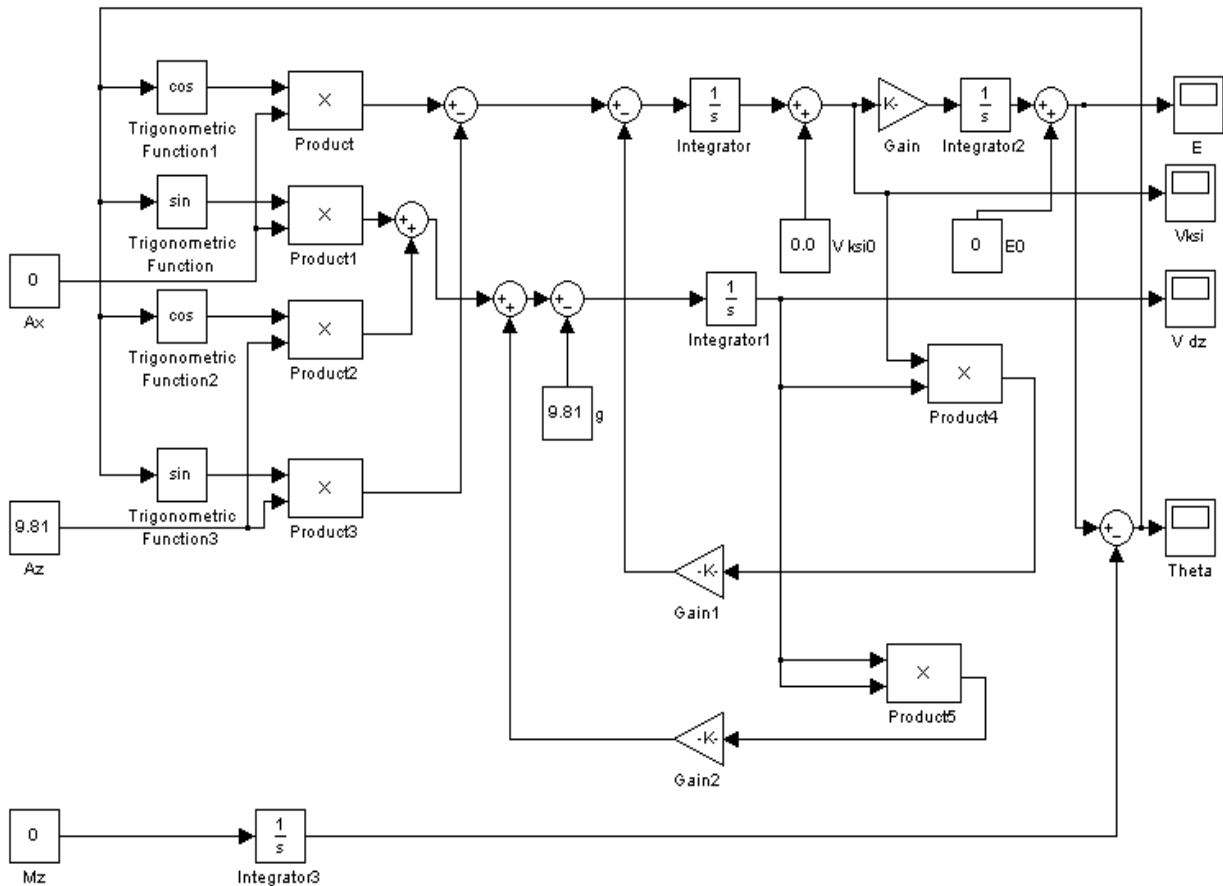


Рис. 3. S-модель одноканальної БНС в робочому режимі

Зсув нуля акселерометрів A_x та A_z і зовнішній момент збурення гіроскопа прийемо рівними характеристикам сучасних приладів [6]:

$$\Delta a_x = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2, M_z = 0,25 \cdot 10^{-6} \text{ Н}\cdot\text{м}.$$

Отримані результати моделювання (похибки у визначенні вертикалі, горизонтальної та вертикальної складових швидкості повітряного судна) наведені на рис. 4–6.

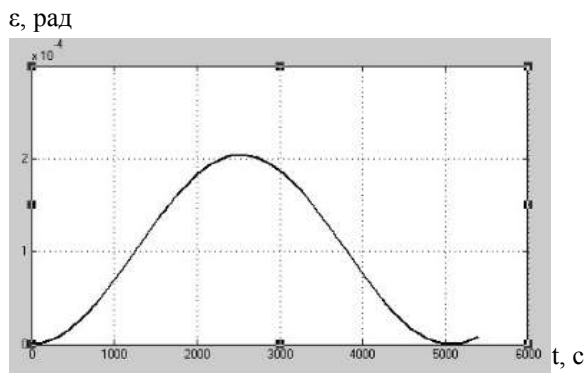
З графічних залежностей випливає:

- а) зсув нуля акселерометра A_x викликає:
 - похибку у визначенні вертикалі, яка містить постійну та косинусоїдну складові;
 - похибку у визначенні горизонтальної швидкості синусоїдного характеру;

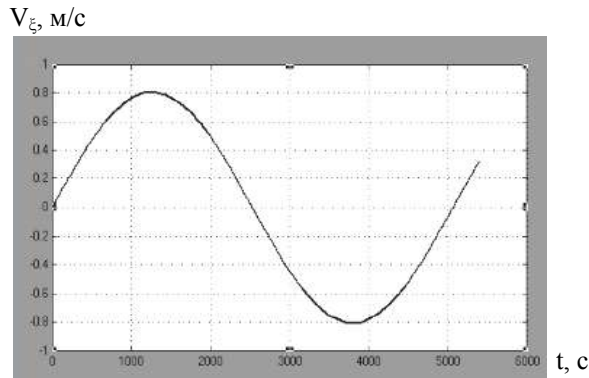
- інтенсивно зростаючу з часом за синусоїдним законом похибку вертикальної швидкості;

б) зсув нуля акселерометра A_z призводить до зростаючої за лінійним законом вертикальної складової швидкості і не впливає на точність визначення інших параметрів;

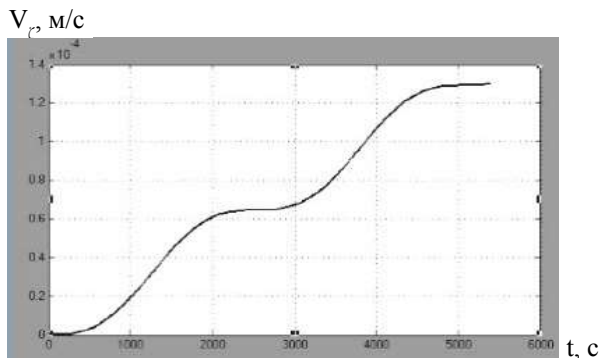
- в) дрейф гіроскопа обумовлює:
 - похибку у визначенні вертикалі, яка містить постійну та косинусоїдну складові;
 - синусоїдну складову горизонтальної швидкості;
 - зростаючу за абсолютною величиною похибку числення вертикальної швидкості.



а

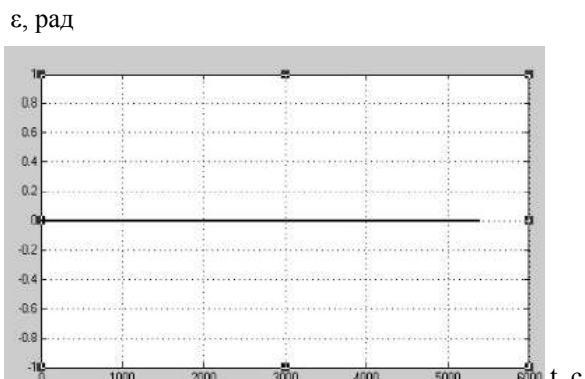


б



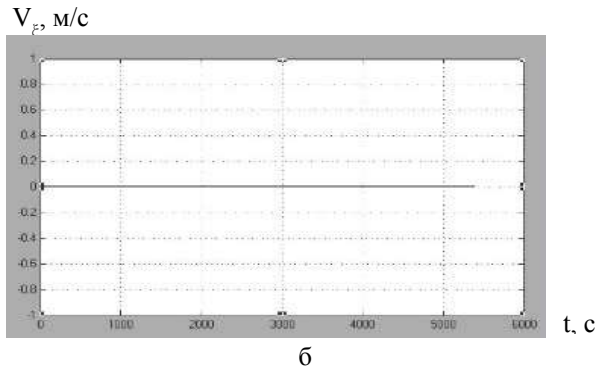
в

Рис. 4. Похибки у визначенні навігаційних параметрів від зсуву нуля акселерометра A_x : а – напрямку вертикалі; б – горизонтальної швидкості; в – вертикальної швидкості ПС

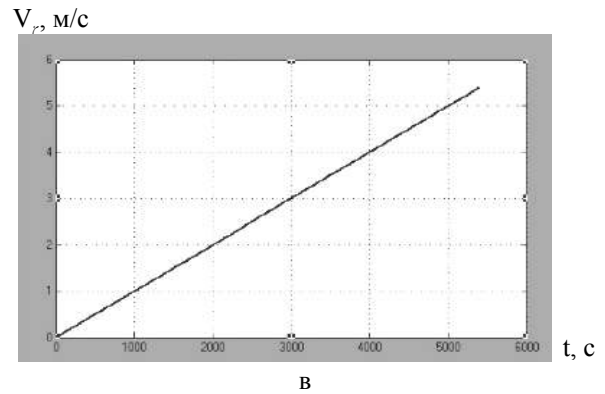


а

Рис. 5. Похибки у визначенні навігаційних параметрів від зсуву акселерометра A_z (початок): а – напрямку вертикалі

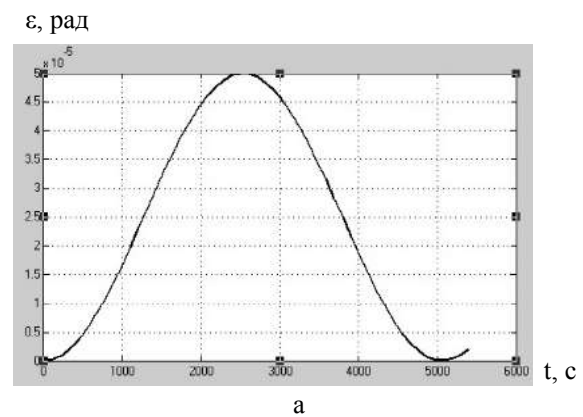


б

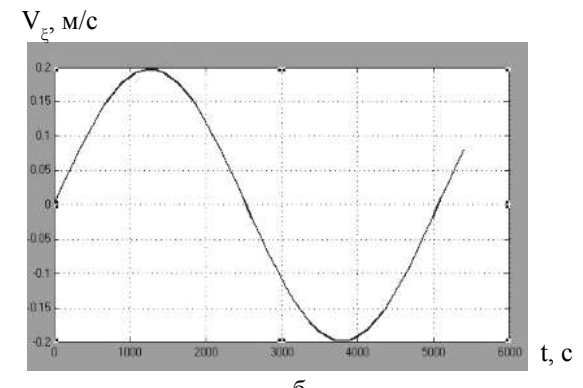


в

Рис. 5. Похибки у визначенні навігаційних параметрів від зсуву акселерометра A_z (закінчення): б – горизонтальної швидкості; в – вертикальної швидкості ПС



а



б

Рис. 6. Похибки у визначенні навігаційних параметрів від дрейфу гіроскопа (початок): а – напрямку вертикалі; б – горизонтальної швидкості ПС;

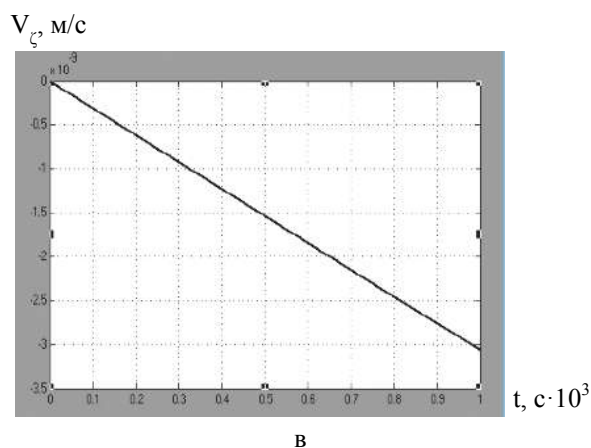


Рис. 6. Похибки у визначенні навігаційних параметрів від дрейфу гіроскопа (закінчення):
в – вертикальної швидкості

ВИСНОВКИ

На основі теорії руху репера в геоцентричній системі координат побудована математична модель одноканальної БІНС і виконано аналіз її похибок.

Результати свідчать, що точність числення навігаційних параметрів залежить від інструментальних похибок датчиків первинної інформації.

Похибки датчиків первинної інформації взяті ідентичними характеристикам сучасних приладів:

для акселерометра – $\Delta a_x = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$, для гіроскопа – $M_z = 0,25 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}$.

Зсув нуля акселерометра у горизонтальному каналі викликає похибку у визначенні вертикалі місця, яка містить постійну складову та таку, що змінюється за косинусоїдним законом і не перевищує 0,1 градуса; синусоїдну похибку у визначенні швидкості не більшу 1 м/с за модулем і постійну та коливальну похибки у визначенні вертикальної швидкості, яка значно зростає з часом, що обумовлено нестійкістю вертикального каналу БІНС, як і у платформних системах.

Акселерометр вертикального каналу зовсім не впливає на точність визначення вертикалі та горизонтальної складової швидкості і вносить похибку у визначення вертикальної швидкості зростаючого характеру, яка досягає 15 км/год. за годину польоту.

Дрейф гіроскопа обумовлює похибку у визначенні вертикалі місця, яка змінюється за синусоїдним законом і не перевищує тисячних часток градуса; постійну та косинусоїдну складові похибки визначення абсолютної швидкості, не більші 1 км/год., а також зростаючу з часом за лінійним законом похибку вертикальної швидкості.

Отже, точнісні характеристики БІНС, обумовлені датчиками первинної інформації, мають один порядок з платформними системами.

Список літератури

1. Бойовий досвід застосування військових частин та підрозділів родів військ ПС ЗС України (збір. мат. за результатами участі ПС ЗС України в ході АТО на сході України): збірник матеріалів / С.С. Дроздов, В.В. Коваль, О.С. Котляр та ін.; під заг. кер. Ю.А. Байдака. – Вінниця : Командування ПС ЗС України, 2015. – 245 с.
2. Шамко Є.В. Основні особливості застосування Повітряних Сил в сучасних умовах ведення збройної боротьби / Є.В. Шамко, О.М. Жарик, В.В. Коваль // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2017. – № 2. – С. 15-18. <https://doi.org/10.30748/nitps.2017.27.02>.
3. Зарубін А.М. Системи орієнтації та навігації. Ч. 2. Навігаційні системи літальних апаратів (курс лекцій) / А.М. Зарубін. – Х.: ХУПС, 2012. – С. 37-54.
4. Folded MEMS Pyramid Inertial Measurement Unit / S.A. Zotov, M.C. Rivers, A.A. Trusov, A.M. Shkel // IEEE SENSORS JOURNAL. – Vol. 11, No. 11, NOVEMBER 2011. – Pp. 2780-2789.
5. Черных И.В. Моделирование электротехнических устройств в *MATLAB*, *SimPowerSystems* и *Simulink* / И.В. Черных. – С.-П.: ДМК Пресс, 2008. – С. 143-150.
6. Зарубін А.М. Інерціальні вимірювачі в авіоніці: навч. посіб. / А.М. Зарубін. – Х.: ХУПС, 2014. – 187 с.
7. Kim J. 6DoF SLAM Aided GNSS/INS Navigation in GINS Denied and Unknown Environment / J. Kim, S. Sukkarier // Journal of Global Positioning System. – 2005. – Vol. 4, № 1-2. – P. 120-128.
8. Бранец В.Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1992. – 280 с.
9. Картунов В.И. Наблюдаемость и обнаруживаемость инструментальных ошибок бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.И. Картунов, Г.А. Проскура // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 3 (29). – С. 31-38.
10. Калман Р. Очерки по математической теории систем / Р. Калман, П. Фалб, М. Арбиб. – М.: Изд-во физ.-мат. лит., 1970. – 400 с.
11. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации / П.В. Бромберг. – М.: Наука, 1979. – 294 с.
12. Амеликин Н.И. Кинематика твердого тела / Н.И. Амеликин. – М.: МФТИ, 2000. – 64 с.
13. Groves P.D. Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems / Artech Hous. 2008. 505 p.
14. Babour N.M. Inertial Navigation Sensors / N.M. Babour // NTO RTO Lecture Series, RTOENSET116. LowCost Navigation Sensors and Integration Technology, 2011. – pp. 2.1-2.28.

15. Hou H. Inertial sensors errors modeling using Allan variance / H. Hou, N. EISheimy. ION GPS / GNNS 2003 Proceeding. Portland, 2003. – pp. 2860-2867.
16. Челноков Ю.Н. Дифференциальные уравнения ошибок корректируемой БИНС, функционирующей в нормальной географической системе координат / Челноков Ю.Н., Логинов М.Ю. // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2009. – № 10. – С. 64–72.

References

1. Drozdov, S.S., Koval', V.V., Kotlyar, O.C. and Baydak, Y.A. (2015), "Bojovyy dosvid zastosuvannya viyskovykh chastyn ta pidrozdiliv rodiv viysk PS ZSU Ukrayiny (zbir. mat. za rezultaty uchasti PS ZSU Ukrayiny y hodi ATO na skhodi ukrayiny)" [Combat experience in the use of military units and subunits of the combat arms Air Force of the Ukrainian Armed Force in carrying out ATO in the east of Ukraine (compendium of materials on the result of participation Air Force of the Ukrainian Armed Force in the ATO in the east of Ukraine)], Vinnytsya, Komanduvannya PS ZSU, 245 p.
2. Shamko, E.V. (2017), "Osnovni osoblyvosti zastosuvannya Povytryanih syl v suchasnyh umovah vedennya zbroynoyi borotby" [The main features of the Air Forces in the current conditions of armed struggle], *Science and Technology of the Air Force of Ukraine*, No. 2, pp. 15-18. <https://doi.org/10.30748/nitps.2017.27.02>.
3. Zarubin, A.M. (2012), "Systemy orizhentsiy ta navigatsiyi. Ch. 2. Navigatsiyi systemy lital'nykh aparativ : kurs lektsiy" [Orientation and navigation systems. Part 2. Aircraft navigation system: lecture course], KNAFU, Kharkiv, 236 p.
4. Zotov, S.A., Rivers, M.C., Trusov, A.A. and Shkel, A.M. (2011), Folded MEMS Pyramid Inertial Measurement Unit, *IEEE SENSORS JOURNAL*, Vol. 11, No. 11, pp. 2780-2789.
5. Chernykh, I.V. (2008), "Modelirovanie Yelektrotekhnicheskikh ustroystv v MATLAB, SimPowerSystems i Simulink" [Modeling of electrical devices in MATLAB, SimPowerSystems and Simulink], DMK Press., S.-P., pp. 143-150.
6. Zarubin, A.M. (2014), "Inertsial'ni vymiryuvachi v avionitsi" [Inertial sensors in avionics], Kharkiv University of Air Forces, Kharkiv, 187 p.
7. Kim, J. (2005), 6DoF SLAM Aided GNSS/INS Navigation in GINS Denied and Unknown Environment / J. Kim, S. Sukkarier, *Journal of Global Positioning System*, Vol. 4, No. 1-2, pp. 120-128.
8. Branets, V.N. and Schmyglevsky, I.P. (1992), "Vvedeniya v teoriyu besplatformnykh inertsialnykh navihatsiyonnykh sistem" [Introduction to the theory of platformless inertial navigation systems], Nauka, Moscow, 280 p.
9. Kortunov, V.I. (2006), "Nablyudayemost' I obnaruzhyvaemost' instrumental'nykh oshybok besplatformnykh inertsial'nykh navihatsiyonnykh sistem" [Observe leave and detectability of instrumental errors platformless inertial navigation system], *Aerospace Engineering and Technology*, No. 3(29), pp. 31-38.
10. Kalman, R.M. (1970), "Ocherki po matematicheskoy teorii sistem" [Essays on the mathematical theory of systems], Physical mathematics literature, Moscow, 400 p.
11. Bromberg, P.V. (1979), "Teoriya inercyial'nykh system navigatsiyi" [Theory of inertial navigation systems], Science, Moscow, 294 p.
12. Amel'kin, N.I. (2000), "Kinematika tverdogo tela" [Solid state kinematics], MFTI, Moscow, 64 p.
13. Groves, P.D. (2008), Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems, Artech Hous, 505 p.
14. Babour N.M. (2011), Inertial Navigation Sensors / N.M. Babour // NTO RTO Lecture Series , RTOENSET116. Low-Cost Navigation Sensors and Integration Technology. p. 2.1-2.28.
15. Hou, H. and EISheimy, N. (2003), Inertial sensors errors modeling using Allan variance, ION GPS / GNNS 2003 Proceeding, Portland, pp. 2860-2867.
16. Chelnokov, Y.N. (2009), "Differentsialnyie uravneniya oshibok korrektriruemoi BINS, funktsioniruyushey v normal'noy geograficheskoy sisteme koordinat" [Differential error equations for the corrected BINS operating in a normal geographic coordinate system], *Mechatronics, automation, control*, No. 10, pp. 64-72.

Надійшла до редколегії 15.12.2017
Схвалена до друку 16.01.2018

Відомості про авторів:

Зарубін Анатолій Миколайович
кандидат технічних наук доцент
Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-6623-1547>
e-mail: vertex_90@gmail.com

Information about the authors:

Anatoliy Zarubin
Candidate of Technical Sciences
Associate Professor of Ivan Kozhedub of Kharkiv
National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-6623-1547>
e-mail: vertex_90@gmail.com

Новиков Олег Олегович

курсант Харківського національного університету
Повітряних Сил ім. І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8072-883X>
email: novikov19962906@gmail.com

Oleg Novikov

Cadet of the Ivan Kozhedub
Kharkiv National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8072-883X>
email: novikov19962906@gmail.com

**ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫЕ ПОГРЕШНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ
БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМОЙ**

А.Н. Зарубин, О.О. Новиков

В статье выполнен анализ алгоритмов счисления навигационных параметров бесплатформенной инерциальной навигационной системой. В качестве инструмента использована визуальное моделирование в среде Matlab. При помощи Simulink модели одноканальной системы оценено влияние систематических инструментальных погрешностей датчиков первичной информации на точность определения вертикали места и абсолютной скорости воздушного судна. Установлено, что конечные значения погрешностей вычисляемых бесплатформенной инерциальной навигационной системой обусловлены инструментальными погрешностями датчиков первичной информации и имеют один порядок с платформенной системой. Полученные результаты можно использовать при разработке и эксплуатации навигационных систем.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система; бесплатформенная инерциальная навигационная система; датчик угловой скорости; антитеррористическая операция; воздушно судно.

**INVESTIGATION OF INSTRUMENTAL ERRORS IN DETERMINING NAVIGATION
PARAMETERS BY STRAP DOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEM**

A. Zarubin, O. Novikov

The purpose of this article is to analyze the error of the calculation of the strap down inertial navigation system. The research was built in the visual environment of the Simulink interactive Matlab system. The influence of systematic instrumental errors on primary information sensors on the accuracy of determining the vertical position and absolute velocity of the aircraft was explored by Simulink model of a single channel's strap down inertial navigation system. The research results confirm theoretical calculations. It also accurately indicates that the accuracy of the calculation of navigational parameters depends on the instrumental errors of the sensors of the primary information. The results of calculating the navigational parameters of the strap down inertial navigation system have one order with the platform inertial navigation system. It really was completely installed by the scientific research. The results obtained can be applied to the development and operation of navigation systems. This article is intended for the using by the public for future's scientific papers, taking into account the results of this study.

Keywords: platform inertial navigation system; strap down inertial navigation system; angel speed sensor; antiterrorist operation; aircraft.