

3. Markley, F. L. Quaternion attitude estimation using vector measurements [Text] / F. L. Markley, D. Mortari // The Journal of the Astronautical Sciences. – 2000. – Vol. 48, № 2–3. – p. 359–380.
4. Shuster, M. D. Three-axis attitude determination from vector observations[Text] / M. D. Shuster, S. D. Oh //Journal of Guidance and Control. –1981. – Vol. 4, №1.– p. 70–77.
5. Markley, F. L. Attitude determination using vector observations and the singular value decomposition[Text] / F. L. Markley // The Journal of the Astronautical Sciences. – 1988. – Vol. 36, № 3. – p. 245–258.
6. Markley, F. L. Attitude determination using vector observations: a fast optimal matrix algorithm[Text] / F. L. Markley // The Journal of the Astronautical Sciences. – 1993. – Vol. 41, № 2. – p. 261–280.
7. Bruccoleri, C. Single-point optimal attitude determination using modified Rodrigues parameters [Text] / C. Bruccoleri, Deok-Jin Lee, D. Mortari : Proceedings of the University at Buffalo, State University of New York / AAS Malcolm D. Shuster Astronautics Symposium, June 12-15, 2005, Grand Island, New York. – p.137–148.
8. Rogers Robert M., Applied mathematics in integrated navigation systems, 2-nd ed.- 2003. - 330p.
9. Рижков, Л. М. Вплив похибки навігаційної системи мікросупутника та точність визначення орієнтації [Текст] / Л. М. Рижков, І. В. Дорошенко, Д. І. Степуренко // Інформаційні системи, механіка та керування. 2012. Випуск 8. – С.34–40.
10. Mortari, D. Multiplicative measurement model [Text] / D. Mortari, Majji Manoranjan // Journal of the Astronautical Sciences. – 2009. – Vol. 57, №1–2. – p. 47–60.
11. Рижков, Л. М. Порівняння похибок алгоритму TRIAD обчислених на основі моделі вимірювань та моделі вимірювачів [Текст] / Л. М. Рижков, Д. І. Степуренко, А. В. Семешко : матеріали ІХ міжнар. наук.-техн. конф. "Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки", 17-18 квітня 2013р. Київ. – Київ, 2013. – С.300–302.

УДК 629.05

КОМПЛЕКСНА СИСТЕМА ВИМІРЮВАННЯ НАВІГАЦІЙНОЇ ІНФОРМАЦІЇ ДЛЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ПОЛЬОТОМ

К. В. Пономаренко

Аспірант*

E-mail: kostantino@ukr.net

Л. М. Рижков

Доктор технічних наук, професор*

*Кафедра приладів та систем керування літальними

апаратами

Національний технічний університет України

«Київський політехнічний інститут»

пр-т Перемоги, 37, м. Київ, Україна, 03056

E-mail: lev_ryzhkov@rambler.ru

Викладені основні результати дослідження роботи сильно зв'язаної комплексної БИНС-GPS навігаційної системи в умовах прийому сигналів від одного, двох та трьох супутників. При дослідженні аналізувалася похибка визначення горизонтальних координат. Визначено умови, що впливають на точність системи, та проаналізовано характер їх впливу

Ключові слова: БИНС, СНС, сильно зв'язана комплексна навігаційна система, математична модель

Изложены основные результаты исследования работы сильно связанной комплексной БИНС-GPS навигационной системы в условиях приема сигналов от одного, двух и трех спутников. Во время исследования анализировалась погрешность определения горизонтальных координат. Определены условия, влияющие на точность системы, проанализирован характер их влияния

Ключевые слова: БИНС, СНС, сильно связанная комплексная навигационная система, математическая модель

1. Вступ

У авіаційній промисловості все більшого розвитку та розповсюдження набувають безпілотні літальні апарати (БпЛА). Сьогодні більшість з них уже не потребують дистанційного керування, а здатні виконувати досить складні польотні завдання, наприклад летіти по заданому маршруту та одночасно здійснюва-

ти фотографування, радіозондування, зрошення території, розвідку тощо. Для забезпечення польоту по заданому маршруту бортова система керування повинна отримувати інформацію про параметри руху, такі як координати, швидкість, кутова орієнтація. Від точності вимірювання цих параметрів залежить величина відхилення БпЛА від заданого маршруту та якість виконання поставленого польотного завдання.

Існують різні системи вимірювання параметрів польоту для таких БПЛА – інерціальні, радіонавігаційні, оглядово-порівняльні тощо. Всі вони відрізняються точністю, вартістю, складністю реалізації, надійністю. Найбільшого розповсюдження набули інерціальні навігаційні системи (ІНС) через свою автономність, а також глобальна позиційна система (GPS) через відсутність накопичення похибки в часі, компактність та дешевизну бортової частини обладнання, що складається з приймача радіосигналів з антеною та обчислювача. Але ІНС характеризуються суттєвим накопиченням похибок в часі, зменшити які можна лише шляхом підвищення точності і вартості інерціальних датчиків, точності їх установки та початкової виставки системи. А система GPS здатна вимірювати параметри руху лише при наявності сигналів від 4 і більше супутників. У разі ж наявності природних або штучних перешкод кількість супутників у полі зору може бути меншою [1].

Саме тому актуальною є розробка та вдосконалення систем вимірювання навігаційної інформації, необхідної для керування польотом, підвищення їх точності без суттєвого збільшення їх вартості.

Одним із способів досягнення цієї мети є комплексна обробка інформації (КОІ) від GPS та ІНС. При цьому досягти підвищення точності в умовах отримання радіосигналу від не повного сузір'я супутників можна лише при сильно зв'язаному або глибоко інтегрованому комплексуванні [2 – 4].

2. Аналіз досліджень і публікацій

Можливість зникнення деяких супутників з поля зору наземного приймача сигналів супутникової навігаційної системи (СНС) може бути підтверджена наступними дослідженнями. Російські вчені Інституту сонячно-земної фізики РАН Ішин А. Б. та Ясюкевич Ю. В. проводили дослідження кутових характеристик радіосигналу GPS в рамках проекту IV.12 «Современные проблемы радиофизики» [5]. На основі даних щільної регіональної мережі GEONET станцій GPS в Японії проведений аналіз кількості спостережаних збоїв на частоті L2 GPS залежно від кута між магнітним полем Землі і променем супутник – приймач.

При цьому оброблено дані від більш ніж 1200 GPS приймачів мережі GEONET. Виявлено, що розсіяння трансіоносферного радіосигналу виникає при його розповсюдженні як вздовж магнітної силової лінії, так і уперек. Для окремого супутника кількість не працюючих приймачів в окремі моменти часу досягла 30%, що абсолютно неприпустимо для стабільної роботи GPS.

Окрім природних перешкод, робота GPS може бути повністю або частково заблокована під впливом штучних радіозавад. Як зазначається в матеріалах [6], перешкоди системі GPS можна поставити на відстані до 100 км як наземними засобами, так і з повітря, застосовуючи БПЛА, аеростати, спецлітаки та вертольоти. У разі застосування перерахованих засобів постановки радіозавад кількість супутників, сигнал від яких уловлюється бортовим приймачем СНС, може знову ж таки бути меншою, ніж чотири, в результаті чого СНС не здатна визначити навігаційні параметри БПЛА.

Для розв'язання цієї проблеми доцільно застосувати методи і алгоритми комплексування СНС з іншою вимірювальною системою, що забезпечує вимірювання параметрів руху при дії вказаних вище завад. У літературі останніх років все частіше починають з'являтися матеріали, що описують методики підвищення точності інерціальних навігаційних систем завдяки визначенню похибок ІНС шляхом їх комплексування з GPS. Такі дослідження проводяться як в Україні [7], так і за кордоном [2 – 4, 6 – 8].

Наприклад, в [7] показано, що при застосуванні алгоритмів субоптимального комплексування ІНС та GPS на основі схеми компенсації спільно зі схемами позиційної та швидкісної корекції БІНС існує можливість отримати середню оцінку інструментальних похибок датчиків первинної інформації, яку потім можна використовувати для польотного калібрування інерціальних датчиків у період автономної роботи БІНС.

При моделюванні складова систематичної похибки ДКШ задавалася в діапазоні $\pm 0,3$ °/с, а складова систематичної похибки акселерометра задавалася у розмірі $\pm 0,002$ м/с². Прийнято, що починаючи з 1000 с СНС не працювала, наприклад, внаслідок впливу завад, і визначення координат здійснювалося тільки за допомогою БІНС, яка працювала в автономному режимі.

Після відключення СНС спостерігається незначне зростання похибок визначення координат до 300 м за 0,5 год автономної роботи відкаліброваної за період роботи схеми компенсації БІНС. В той же час при відсутності польотного калібрування датчиків БІНС похибки місцезнаходження склали б за цей час приблизно 7 км. Таке поліпшення точності БІНС в автономному режимі забезпечується польотним калібруванням (оцінкою) і компенсацією, у першу чергу, похибок датчиків кутової швидкості.

Дослідження щодо калібрування інерціальних датчиків в польоті за допомогою комплексування з GPS також проводилися і за кордоном. У [8] приводиться порівняння похибки визначення горизонтальних координат при сильно зв'язаному і слабо зв'язаному комплексуванні для різних характеристик інерціальних датчиків, що входять до складу ІНС. Досліджувалися 4 варіанти ІНС, що відрізняються точністю ДПП і характеризуються 4 значеннями навігаційної похибки після 1 години автономної роботи: 10, 1, 0,5 і 0,2 морських миль.

У цій роботі описано результати моделювання польоту бомбардувальника, що повинен доставити бомбу до цілі, біля якої розташований постановник перешкод. Згідно з програмою польоту, літак після злету піднімається на висоту 40 000 футів для уникнення ракет протиповітряної оборони, потім спускається до висоти біля 200 футів для уникнення радару і радіоперешкод для GPS. При наблизенні до цілі він підіймається на декілька тисяч футів для локалізації цілі і випуску бомби. При цьому через радіоперешкоди зникає сигнал GPS. Час між втратою сигналу і випуском бомби складає 153 с для сильно зв'язаної системи і 159 с для слабо зв'язаної системи. Це час, коли ІНС працює у автономному режимі.

Похибка визначення координати при сильно зв'язаному і слабо зв'язаному комплексуванні з GPS за 153 і 159 с автономної роботи ІНС відповідно зменшилася для системи, що характеризується ростом похибки

- до 10 морських миль за годину – з 833 м до 32 м (сильно зв'язана);
- до 1 морської милі за годину – з 83 м до 43 м (слабо зв'язана);
- до 1 морської милі за годину – з 83 м до 16 м (сильно зв'язана);
- до 0,5 морських миль за годину – з 42 м до 15 м (сильно зв'язана);
- до 0,2 морських миль за годину – з 17 м до 8 м (сильно зв'язана).

У розглянутих роботах приведено аналіз роботи комплексної навігаційної системи (КНС) в умовах, коли сигнали від СНС отримуються на початковій ділянці польоту, а потім повністю зникають. Однак не вказано, від скількох супутників отримувався сигнал, а також не проаналізовано геометричну картину, яка описує положення видимих супутників відносно БПЛА і орієнтацію траєкторії польоту відносно супутників.

Також не показано, яку точність забезпечує КНС при отриманні сигналів менше ніж від 4х супутників в різних умовах польоту.

З метою заповнити цей провіт проведено дослідження впливу перерахованих факторів на точність КНС. Дана стаття присвячена результатам цього дослідження.

3. Формування цілей і задач

Приведені вище результати досліджень дозволяють зробити висновок про актуальність і можливість здійснення польотного калібрування ІНС і її складових, що дозволяє підвищити точність розв'язання навігаційної задачі при дії радіозавад без збільшення

точності бортових датчиків, тобто без підвищення вартості інформаційно-вимірювальної системи.

В даній роботі ставиться мета дослідити точність визначення координат БПЛА при застосуванні сильно зв'язаної комплексної ІНС-GPS навігаційної системи в умовах прийому сигналів від 1, 2 та 3 супутників, тобто коли автономно СНС не може виміряти координати і швидкості БПЛА. Крім того, ставиться задача оцінити вплив розташування видимих супутників і характеру руху на точність такої системи.

Для досягнення поставленої мети на даному етапі для проведення імітаційного моделювання необхідно розробити комп'ютерну модель, в яку повинна бути закладена математична модель просторового руху БПЛА, математична модель БІНС, математична модель СНС, математична модель похибок КНС і алгоритм комплексування БІНС та СНС.

4. Викладення основного матеріалу

4. 1. Опис досліджуваної системи

Основні результати по розробці математичної моделі просторового руху БПЛА описані у [9]. Для застосування у даному дослідженні цю модель адаптовано до випадку руху об'єкта відносно сферичної поверхні Землі, яка обертається навколо своєї осі, а кінематичні рівняння у кутах Ейлера замінено на кінематичне рівняння у кватерніонах. Математична модель БІНС на акселерометрах і датчиках кутової швидкості (ДКШ) з одним кінематичним рівнянням у кватерніонах розроблена на основі моделей горизонтальних і вертикальних каналів БІНС, описаних у [2]. Ці дві моделі поєднано у одну просторову модель. Функціональна схема такої БІНС показана на рис. 1.

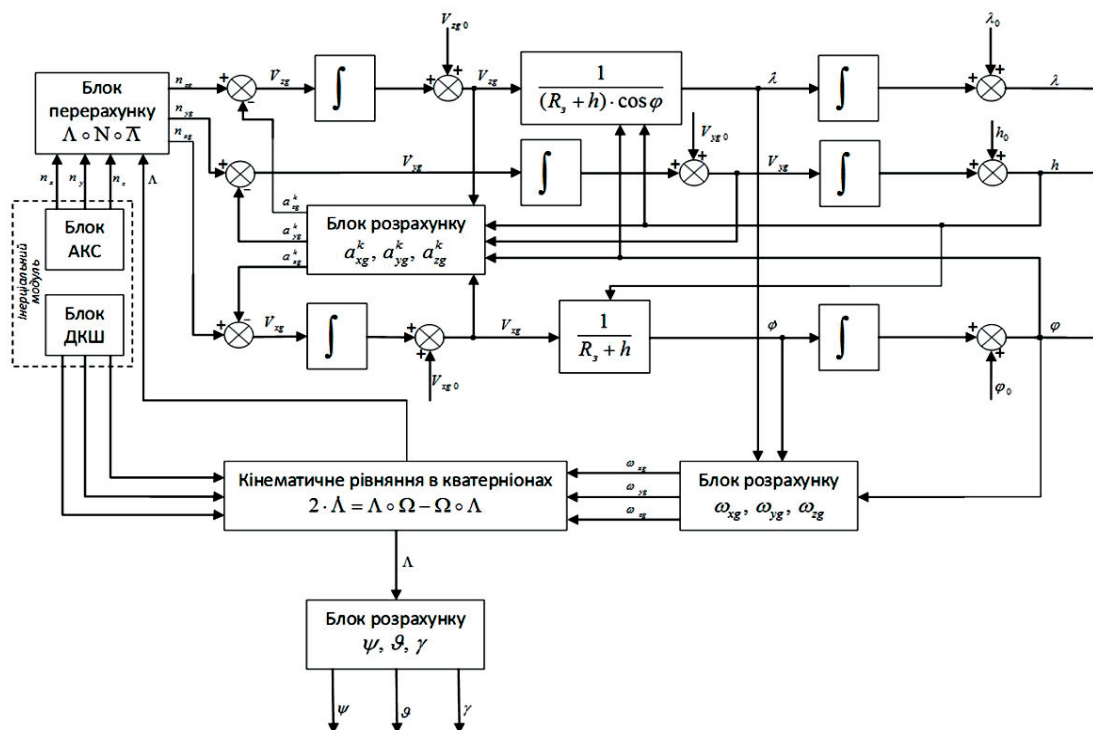


Рис. 1. Функціональна схема БІНС на акселерометрах і ДКШ із застосуванням одного рівняння у кватерніонах

Як видно з рис. 1, БІНС має 3 групи вхідних параметрів.

Це **константи** (R_3 – Радіус Землі; U – кутова швидкість обертання Землі навколо своєї осі; g – гравітаційне прискорення);

початкові умови ($\lambda_{00}, \lambda_{10}, \lambda_{20}, \lambda_{30}$ – початкові значення елементів кватерніона орієнтації зв’язаної системи координат (СК) об’єкта відносно географічного супроводжуючого тригранника (ГСТ) [2]; ϕ_0, λ_0, h_0 – початкові географічні координати об’єкта; $V_{xg0}, V_{yg0}, V_{zg0}$ – проекції початкового значення відносної швидкості об’єкта на осі ГСТ);

вимірювання (вектор \vec{p} , компонентами якого є проекції уявного прискорення на вимірювальні осі акселерометрів; вектор $\vec{\omega}$, компонентами якого є проекції абсолютної кутової швидкості на вимірювальні осі ДКШ).

Вихідні величини алгоритму БІНС - параметри кутового та лінійного руху: кути Ейлера ψ, ϑ, γ ; географічні координати ϕ, λ, h ; проекції відносної швидкості на осі ГСТ V_{xg}, V_{yg}, V_{zg} .

Математична модель алгоритму БІНС приведена нижче (1).

Це модель ідеальної роботи БІНС. Але частина вхідних величин, а саме вимірювання $\vec{p}, \vec{\omega}$, поступають в цю модель із похибками.

В даній роботі враховано похибки установки датчиків, систематична складова зміщення нулів, випадкова складова зміщення нулів (дрейф нульового сигналу в пуску), а також білошумна складова.

$$\begin{aligned} \dot{V}_{xg} &= (2\lambda_0^2 + 2\lambda_1^2 - 1)n_x + 2(\lambda_1\lambda_2 - \lambda_0\lambda_3)n_y + 2(\lambda_1\lambda_3 + \lambda_0\lambda_2)n_z - \frac{V_{zg}^2}{R_7+h} \operatorname{tg}\phi - \frac{V_{xg}V_{yg}}{R_7+h} - 2UV_{zg} \sin\phi, \\ \dot{V}_{yg} &= 2(\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2)n_x + (2\lambda_0^2 + 2\lambda_2^2 - 1)n_y + 2(\lambda_2\lambda_3 - \lambda_0\lambda_1)n_z + \frac{V_{zg}^2}{R_7+h} + \frac{V_{xg}^2}{R_7+h} + 2UV_{zg} \cos\phi - g, \\ \dot{V}_{zg} &= 2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2)n_x + 2(\lambda_0\lambda_1 + \lambda_2\lambda_3)n_y + (2\lambda_0^2 + 2\lambda_3^2 - 1)n_z - \frac{V_{zg}V_{yg}}{R_7+h} + \frac{V_{xg}V_{zg}}{R_7+h} \operatorname{tg}\phi - 2UV_{yg} \cos\phi + 2UV_{xg} \sin\phi, \\ \dot{\phi} &= \frac{V_{xg}}{R_7+h}, \\ \dot{\lambda} &= \frac{V_{zg}}{(R_7+h)\cos\phi}, \\ \dot{h} &= V_{yg}; \\ \dot{\lambda}_0 &= \frac{1}{2} \left[\lambda_1 \left(U \cos\phi + \frac{V_{zg}}{R_7+h} - \omega_x \right) + \lambda_2 \left(U \sin\phi + \frac{V_{zg}}{R_7+h} \operatorname{tg}\phi - \omega_y \right) + \lambda_3 \left(-\frac{V_{xg}}{R_7+h} - \omega_z \right) \right], \\ \dot{\lambda}_1 &= \frac{1}{2} \left[\lambda_0 \left(\omega_x - U \cos\phi - \frac{V_{zg}}{R_7+h} \right) + \lambda_2 \left(\omega_z - \frac{V_{xg}}{R_7+h} \right) - \lambda_3 \left(\omega_y + U \sin\phi + \frac{V_{zg}}{R_7+h} \operatorname{tg}\phi \right) \right], \\ \dot{\lambda}_2 &= \frac{1}{2} \left[\lambda_0 \left(\omega_y - U \sin\phi - \frac{V_{zg}}{R_7+h} \operatorname{tg}\phi \right) - \lambda_1 \left(\omega_z - \frac{V_{xg}}{R_7+h} \right) + \lambda_3 \left(U \cos\phi + \frac{V_{zg}}{R_7+h} + \omega_x \right) \right], \\ \dot{\lambda}_3 &= \frac{1}{2} \left[\lambda_0 \left(\omega_z + \frac{V_{xg}}{R_7+h} \right) + \lambda_1 \left(\omega_y + U \sin\phi + \frac{V_{zg}}{R_7+h} \operatorname{tg}\phi \right) - \lambda_2 \left(\omega_x + U \cos\phi + \frac{V_{zg}}{R_7+h} \right) \right], \end{aligned} \quad (1)$$

де $n_x, n_y, n_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z$ – компоненти векторів вимірювань відповідно \vec{p} і $\vec{\omega}$.

Модель вихідного сигналу акселерометрів має вигляд:

$$\begin{pmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{pmatrix} = \underbrace{\begin{pmatrix} a_{11n} & a_{12n} & a_{13n} \\ a_{21n} & a_{22n} & a_{23n} \\ a_{31n} & a_{32n} & a_{33n} \end{pmatrix}}_{\vec{p}_1} \cdot \begin{pmatrix} n_{xi} \\ n_{yi} \\ n_{zi} \end{pmatrix} + \underbrace{\begin{pmatrix} n_{x7<0} \\ n_{y7<0} \\ n_{z7<0} \end{pmatrix}}_{\vec{p}_{048B}} + \underbrace{\begin{pmatrix} n_{x4\oplus 0} \\ n_{y4\oplus 0} \\ n_{z4\oplus 0} \end{pmatrix}}_{\vec{p}_{048B}} + \begin{pmatrix} n_{xH} \\ n_{yH} \\ n_{zH} \end{pmatrix}, \quad (2)$$

де \vec{p}_1 – вектор, компонентами якого є проекції ідеальних значень уявного прискорення об’єкта на вимірювальні осі ДПП;

n_{xi}, n_{yi}, n_{zi} – проекції ідеальних значень уявного прискорення об’єкта на осі зв’язаної СК;

\vec{p}_{048B} – адитивна складова похибки акселерометрів;

$n_{x7<0}, n_{y7<0}, n_{z7<0}$ – некалібровані зміщення нульових сигналів; $n_{x4\oplus 0}, n_{y4\oplus 0}, n_{z4\oplus 0}$ – випадковий дрейф нульового сигналу в пуску;

n_{xH}, n_{yH}, n_{zH} – шумові складові вихідного сигналу;

$a_{11n}, a_{12n}, \dots, a_{33n}$ – коефіцієнти перехресної чутливості блоку акселерометрів, що відображають не точність орієнтації вимірювальних осей відносно зв’язаної СК $Ox_{3B}y_{3B}z_{3B}$.

Коефіцієнти перехресної чутливості розраховуються за формулами:

$$\begin{aligned} a_{11n} &= \cos\beta_{nx} \cdot \cos\alpha_{nx}, a_{12n} = \sin\alpha_{nx}, a_{13n} = -\sin\beta_{nx} \cdot \cos\alpha_{nx}, \\ a_{21n} &= -\sin\alpha_{ny} \cdot \cos\gamma_{ny}, a_{22n} = \cos\alpha_{ny} \cdot \cos\gamma_{ny}, a_{23n} = \sin\gamma_{ny}, \\ a_{31n} &= \sin\beta_{nz} \cdot \cos\gamma_{nz}, a_{32n} = -\sin\gamma_{nz}, a_{33n} = \cos\beta_{nz} \cdot \cos\gamma_{nz}, \end{aligned} \quad (3)$$

де кути $\alpha_{nx}, \alpha_{ny}, \beta_{nx}, \beta_{nz}, \gamma_{ny}, \gamma_{nz}$ – кути відхилення вимірювальних осей ДПП від відповідних осей зв’язаної СК, що відкладаються як показано на рис. 2.

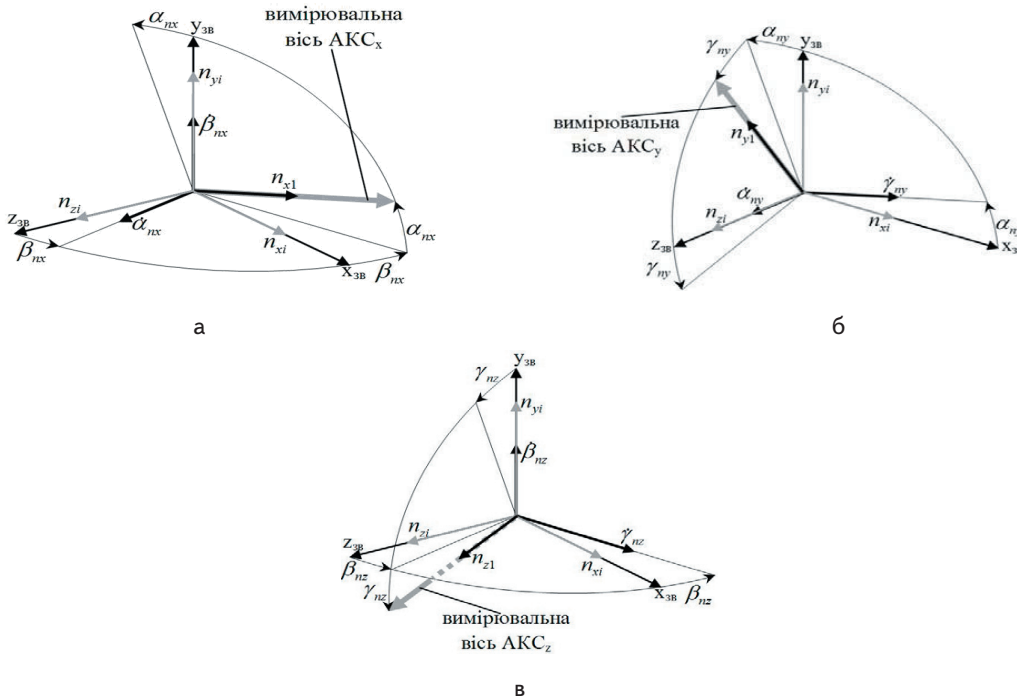


Рис. 2. Орієнтація вимірювальних осей (ВО) акселерометрів відносно осей зв'язаної СК $Ox_{зв}y_{зв}z_{зв}$: а – орієнтація ВО акселерометра, встановленого по осі $Ox_{зв}$; б – орієнтація ВО акселерометра, встановленого по осі $Oy_{зв}$; в – орієнтація ВО акселерометра, встановленого по осі $Oz_{зв}$

Модель вихідного сигналу ДКШ аналогічна моделі вихідних сигналів акселерометрів.

В даній роботі досліджується робота навігаційної системи в умовах грубої початкової виставки та установки датчиків на ЛА. Тому прийнято похибки орієнтації вимірювальних осей датчиків відносно відповідних осей зв'язаної системи координат близько 1° , похибки початкової виставки по кутам тангажу, ристання і крену – 2° , по координатам – 100 м , а по швидкості – 1 м/с . Систематична складова зміщення нуля для акселерометра – $0,1\text{ м/с}^2$, для ДКШ – $0,3\text{ }^\circ/\text{с}$, випадкова шумова складова похибки для акселерометра (СКВ) – $0,025\text{ м/с}^2$, ДКШ – $0,5\text{ }^\circ/\text{с}$, випадковий дрейф нульового сигналу в пуску (120 с) для акселерометра складає $0,01\text{ м/с}^2$, а для ДКШ – $0,02\text{ }^\circ/\text{с}$. Способи отримання випадкового дрейфу інерціальних датчиків для симуляції приведені у [10]. Адитивна похибка ДПП складається з випадкових дрейфів, до яких додається постійне зміщення нуля і шум.

Для розрахунку псевдодальностей і псевдошвидкостей, що вимірюються за допомогою СНС, під час моделювання обчислювалися координати і швидкості ЛА і супутників у геоцентричній СК $O\xi\eta\zeta$ [2]. На основі цих даних, з урахуванням зміщення годинників супутників і приймача і шумової складової, визначалися приладові значення псевдодальностей і псевдошвидкостей кожного супутника відносно приймача, з урахуванням руху рухомого об'єкта.

Знаючи географічні координати ЛА r, ϕ, λ , де $r = R_3 + h$, координати об'єкта у геоцентричній СК обчислюються за формулами:

$$\begin{aligned} \xi_{ЛА} &= (R_3 + h) \cdot \cos \phi \cdot \cos \lambda, \\ \eta_{ЛА} &= (R_3 + h) \cdot \sin \phi, \\ \zeta_{ЛА} &= -(R_3 + h) \cdot \cos \phi \cdot \sin \lambda. \end{aligned} \quad (4)$$

Аналогічним чином обчислюються геоцентричні координати i -го супутника $\xi_{si}, \eta_{si}, \zeta_{si}$.

Псевдошвидкість ЛА відносно i -го супутника може бути розрахована через проекції відносної швидкості ЛА і відповідного супутника на осі геоцентричної прямокутної СК $O\xi\eta\zeta$.

При моделюванні швидкість ЛА розраховується у проекціях на осі ГСТ, тому проекції відносної швидкості ЛА на осі геоцентричної СК розраховуються за виразами:

$$\begin{aligned} V_{\xi_{ЛА}} &= -V_{xg} \cdot \sin \phi \cdot \cos \lambda + V_{yg} \cdot \cos \phi \cdot \cos \lambda - V_{zg} \cdot \sin \lambda, \\ V_{\eta_{ЛА}} &= V_{xg} \cdot \cos \phi + V_{yg} \cdot \sin \phi, \\ V_{\zeta_{ЛА}} &= V_{xg} \cdot \sin \phi \cdot \sin \lambda - V_{yg} \cdot \cos \phi \cdot \sin \lambda - V_{zg} \cdot \cos \lambda. \end{aligned} \quad (5)$$

Рух супутників задається через їх географічні циліндричні координати $r_{si}, \phi_{si}, \lambda_{si}$, тому проекції відносної швидкості на осі геоцентричної СК можуть бути знайдені через ці координати та їх похідні:

$$\begin{aligned} V_{\xi_{si}} &= -\dot{\phi}_{si} \cdot (R_3 + h_{si}) \cdot \sin \phi_{si} \cdot \cos \lambda_{si} + \\ &+ \dot{h}_{si} \cdot \cos \phi_{si} \cdot \cos \lambda_{si} - \dot{\lambda}_{si} \cdot (R_3 + h_{si}) \cdot \cos \phi_{si} \cdot \sin \lambda_{si}, \\ V_{\eta_{si}} &= \dot{\phi}_{si} \cdot (R_3 + h_{si}) \cdot \cos \phi_{si} + \dot{h}_{si} \cdot \sin \phi_{si}, \\ V_{\zeta_{si}} &= \dot{\phi}_{si} \cdot (R_3 + h_{si}) \cdot \sin \phi_{si} \cdot \sin \lambda_{si} - \\ &- \dot{h}_{si} \cdot \cos \phi_{si} \cdot \sin \lambda_{si} - \dot{\lambda}_{si} \cdot (R_3 + h_{si}) \cdot \cos \phi_{si} \cdot \cos \lambda_{si}. \end{aligned} \quad (6)$$

Тоді приладові значення псевдодальностей та псевдошвидкостей ЛА відносно i -го супутника розраховуються за виразами:

$$\begin{aligned} D_{in} &= \sqrt{(\xi_{ЛА} - \xi_{si})^2 + (\eta_{ЛА} - \eta_{si})^2 + (\zeta_{ЛА} - \zeta_{si})^2} + D_{cl} + D_{in}, \\ \dot{D}_{in} &= -\frac{V_{i\text{відн}\xi} \cdot \xi_{si} + V_{i\text{відн}\eta} \cdot \eta_{si} + V_{i\text{відн}\zeta} \cdot \zeta_{si}}{\sqrt{r_{si}^2 + r_{\eta}^2 + r_{\zeta}^2}} + \dot{D}_{in}, \end{aligned} \quad (7)$$

де D_{cl} – систематична складова похибки визначення псевдодальності, зумовлена зміщенням годинників приймача та СНС; D_{in} – шумова складова приладового значення псевдодальності до i -го супутника; \dot{D}_{in} – шумова складова приладового значення псевдошвидкості відносно i -го супутника; проекції відносної швидкості приймача СНС відносно i -го супутника на осі геоцентричної СК обчислюються за виразами:

$$\begin{aligned} V_{\text{відн}\xi} &= V_{\xi_{si}} - V_{\xi_{\text{ЛА}}}, V_{\text{відн}\eta} = V_{\eta_{si}} - V_{\eta_{\text{ЛА}}}, \\ V_{\text{відн}\zeta} &= V_{\zeta_{si}} - V_{\zeta_{\text{ЛА}}}, \end{aligned} \quad (8)$$

а компоненти векторів дальності від ЛА до і-го супутника розраховуються:

$$r_{\xi i} = \xi_{si} - \xi_{\text{НА}}, r_{\eta i} = \eta_{si} - \eta_{\text{НА}}, r_{\zeta i} = \zeta_{si} - \zeta_{\text{НА}}. \quad (9)$$

Розташування супутників обрано таким чином, щоб можна було проаналізувати роботу КНС при прийомі сигналу як від близько розташованих супутників, так і при великій відстані між ними. Прийнято наступні початкові координати супутників: $(\varphi_1=34^\circ$ пн. ш., $\lambda_1=103^\circ$ сх. д.), $(\varphi_2=37^\circ$ пн. ш., $\lambda_2=175^\circ$ зх. д.), $(\varphi_3=40^\circ$ пд. ш., $\lambda_3=145^\circ$ сх. д.), $(\varphi_4=46^\circ$ пд. ш., $\lambda_4=146^\circ$ сх. д.). Висота іх супутників прийнята 21 200 000 м.

Зміщення годинника приймача відносно годинника системи супутників складає 10 мкс, що призводить до систематичної похибки визначення псевдодальностей 3 000 м. Але за наявності повного сузір'я супутників ця похибка оцінюється у приймачі GPS з точністю до 60 нс, що відповідає похибці визначення дальності від приймача до супутників близько 20 м. В даній роботі прийнята частота оновлення інформації системи GPS 1 Гц. Випадкова похибка визначення псевдодальностей (СКВ) прийнята 5 м, а псевдшвидкостей – 0,3 м/с.

Це призводить до похибки визначення координат системою GPS, за умови видимості чотирьох супутників, що показана на рис. 3:

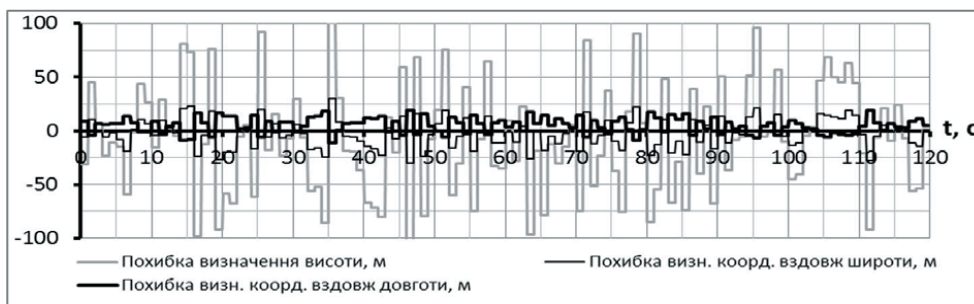


Рис. 3. Зміна в часі t похибок визначення вертикальної і горизонтальних координат GPS, м

Під час проведення даного дослідження застосована сильно зв'язана схема комплексування [2] БІНС та СНС.

Ця схема зображена на рис. 4. Розраховані по БІНС та GPS параметри руху обробляються згідно цієї схеми.

Лінеаризована математична модель комплексної навігаційної системи у дискретному вигляді записується так:

$$\begin{aligned} x_{\text{КНС}}(k+1) &= \Phi(k+1, k)x_{\text{КНС}}(k) + \Gamma(k+1, k)w(k), \\ z_{\text{GPS}}(k+1) &= H(k+1)x_{\text{КНС}}(k+1) + v(k+1), \end{aligned} \quad (10)$$

де $x_{\text{КНС}}(k), x_{\text{КНС}}(k+1)$ – значення n-вимірного вектора стану КНС на k-му і на (k+1)-му кроці процесу оцінювання відповідно; $w(k)$ – p-вимірний вектор збурень, що діють в системі на k-му кроці; $z_{\text{GPS}}(k+1)$ – m-вимірний вектор вимірювань на (k+1)-му кроці; $v(k+1)$ – m-вимірний вектор шумів вимірювання на (k+1)-му кроці; $k=0, 1, \dots$ – дискретний час; $\Phi(k+1, k)$ – перехідна матриця стану розмірності $n \times n$, що пов'язує між собою значення вектора стану на k-му і (k+1)-му кроці; $\Gamma(k+1)$ – перехідна матриця збурень системи; $H(k+1)$ – матриця вимірювань розмірністю $m \times n$, що пов'язує між собою вектор стану і вектор вимірювань на (k+1)-му кроці. Вимоги, котрим повинна задовольняти модель (10) приведені у роботах [2, 11].

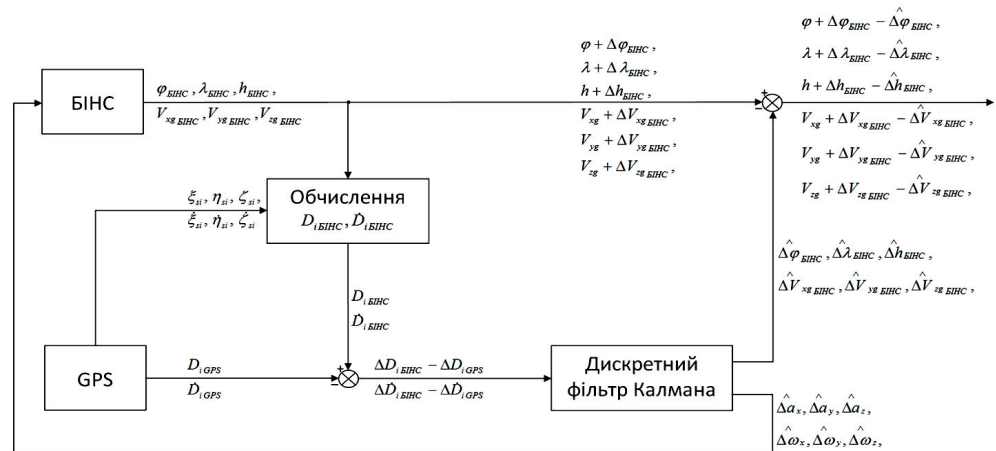


Рис. 4. Функціональна схема КНС, робота якої досліджується

В системі (10) рівняння стану отримуються шляхом лінеаризації рівнянь алгоритму БІНС (1) та додаванням до них диференціальних рівнянь еволюції похибок інерціальних датчиків та СНС. В результаті оцінюються похибки визначення координат і швидкості об'єкта, а також систематичні складові похибок

інерціальних ДПІ та системи СНС, а саме зміщення нульових сигналів акселерометрів і ДКШ в конкретному пуску, а також зміщення годинника системи СНС відносно годинника приймача.

Таким чином, вектор стану КНС має 17 складових:

$$x_{\text{КНС}} = \begin{bmatrix} V_{\text{xg}} & V_{\text{yg}} & V_{\text{zg}} & \phi & \lambda & h & \lambda_0 & \lambda_1 & \lambda_2 & \lambda_3 \times \\ \times n_{\text{xzm0}} & n_{\text{yzm0}} & n_{\text{zxm0}} & \omega_{\text{xzm0}} & \omega_{\text{yzm0}} & \omega_{\text{zxm0}} & D_{\text{cl}} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Перехідна матриця, що описує динаміку системи в дискретному часі, отримується з матриці стану системи в неперервному часі A_{cont} за наступним виразом [12, 13]:

$$\Phi(k+1|k) = e^{A_{\text{cont}}(t_{k+1}-t_k)}, \quad (12)$$

де t_{k+1} і t_k – значення неперервного часу в дискретні моменти $k+1$ і k . В нашому дослідженні це моменти отримання сигналів від СНС. Матричну експоненту можна знайти, застосовуючи степеневий ряд [2, 13] або апроксимації Паде [14].

Друге рівняння системи (10) – рівняння вимірювань. За прийнятої сильно зв'язаної схеми комплексування елементами вектора вимірювань $z_{\text{GPS}}(k+1)$ є псевдо дальності та псевдо швидкості об'єкту відносно відповідного супутника, що розраховуються за виразами (7). Тобто, кількість елементів вектора вимірювань у два рази більша за кількість видимих супутників.

Елементи матриці вимірювань $H(k+1)$ розраховуються як похідні відповідних елементів вектора вимірювань по відповідних елементах вектора стану, тобто

$$\begin{cases} h_{1,1} = \frac{\partial z_{1\text{GPS}}}{\partial x_1}, & \dots & h_{1,n} = \frac{\partial z_{1\text{GPS}}}{\partial x_n}, \\ \dots & \dots & \dots \\ h_{m,1} = \frac{\partial z_{m\text{GPS}}}{\partial x_1}, & \dots & h_{m,n} = \frac{\partial z_{m\text{GPS}}}{\partial x_n}, \end{cases} \quad (13)$$

де m – кількість рядків матриці вимірювань $H(k+1)$, що дорівнює кількості елементів вектора вимірювань, а n – кількість стовпчиків матриці вимірювань, що дорівнює кількості елементів вектора стану. Для того, щоб можна було взяти похідні (13), потрібно мати вирази для вимірювань (псевдодальностей і псевдошвидкостей) через елементи вектора стану. Ці вирази отримуються з формул (4) – (9).

Згідно схеми комплексування (рис. 4), на вхід алгоритму оцінювання подається різниця між вектором вимірювань, отриманим безпосередньо від СНС, та вектором вимірювань, розрахованим по вихідним величинам БІНС. Цей розрахунок здійснюється по виразам (4) – (9).

Тоді вектор вимірювань $z(k+1)$ для алгоритму дискретного фільтра Калмана (ДФК) для різної кількості видимих супутників має вигляд:

$$z(k+1) = \begin{pmatrix} \Delta D_{\text{БІНС}}(k+1) - \Delta D_{\text{ІНС}}(k+1) \\ \dots \\ \Delta D_{\text{БІНС}}(k+1) - \Delta D_{\text{ІНС}}(k+1) \\ \Delta \dot{D}_{\text{БІНС}}(k+1) - \Delta \dot{D}_{\text{ІНС}}(k+1) \\ \dots \\ \Delta \dot{D}_{\text{БІНС}}(k+1) - \Delta \dot{D}_{\text{ІНС}}(k+1) \end{pmatrix}, \quad (14)$$

де i – кількість супутників, вимірювання від яких отримується.

Вихідними величинами алгоритму ДФК є оцінки похибок БІНС та СНС, тобто оцінка різниці між розрахованим по БІНС значеннями перших 10 елементів вектора (11) та їх дійсним значенням, а також оцінка похибок ДПІ БІНС та похибки D_{cl} СНС.

В теорії оцінювання дискретних процесів використовуються позначення з двома аргументами, наприклад $\hat{x}(k|j)$, де k – крок формування оцінки вектора стану, а j – крок прийому вимірювань. Ці позначення застосовуються для опису рекурентного алгоритму оцінювання параметрів системи, котрий полягає у тому, що оцінка параметрів уточнюється на кожному кроці на основі зробленої раніше оцінки та отриманих поточних вимірювань [2, 15].

Алгоритм дискретного фільтра Калмана (ДФК), що реалізований у відповідному блоці на рис. 4, описаний у [2] і має наступний вигляд:

1. Оптимальна поточна оцінка стану $\hat{x}(k+1|k+1)$ на кроці $k+1$ описується рекурентним співвідношенням:

$$\hat{x}(k+1|k+1) = \Phi(k+1,k) \cdot \hat{x}(k|k) + K(k+1) \times \left[z(k+1) - H(k+1) \cdot \Phi(k+1,k) \cdot \hat{x}(k|k) \right], \quad (15)$$

для $k=0, 1, \dots$, де $\hat{x}(0|0)=0$;

2. $K(k+1)$ – матриця коефіцієнтів підсилення фільтра Калмана розмірності $p \times m$, що визначається за допомогою наступних співвідношень:

$$\begin{aligned} K(k+1) &= P(k+1|k)H^T(k+1) \times \\ &\times \left[H(k+1)P(k+1|k)H^T(k+1) + R(k+1) \right]^{-1}, \\ P(k+1|k) &= \Phi(k+1,k)P(k|k)\Phi^T(k+1,k) + \\ &+ \Gamma(k+1,k)Q(k)\Gamma^T(k+1,k), \\ P(k+1|k+1) &= [E - K(k+1)H(k+1)]P(k+1|k), \end{aligned} \quad (16)$$

де $\hat{x}(k|k)$ – оцінка вектора стану на k -му кроці на основі вимірювальної інформації, отриманої на цьому ж кроці; E – одинична матриця розмірності $p \times p$; $R(k+1)$ – матриця дисперсій шумів вимірювань; $Q(k)$ – матриця дисперсій вхідних шумів системи; $P(k+1|k)$ і $P(k+1|k+1)$ – кореляційні матриці гаусівських марківських процесів $\tilde{x}(k+1|k)$ і $\tilde{x}(k+1|k+1)$, що є похибками відповідно передбачення і фільтрації вектора стану; початкові умови для другого рівняння мають вигляд:

$$P(0|0) = P(0), \quad (17)$$

Рівняння (16) описують алгоритм рекурентного обчислення матриці передачі оптимального фільтра $K(k+1)$. Одночасно обчислюються параметри розподілу ймовірностей похибок передбачення і фільтрації. Діагональні елементи матриць $P(k+1|k)$ і $P(k+1|k+1)$ є відповідно дисперсіями компонент векторів похибок передбачення і похибок фільтрації. У зв'язку з цим матрицю $P(k+1|k)$ називають апріорною матрицею похибок оцінювання, а матрицю $P(k+1|k+1)$ – апостеріорною матрицею похибок оцінювання. Тому для аналізу якості процесу оці-

нювання параметрів вектора стану можна аналізувати діагональні елементи апостеріорної матриці похибок оцінювання, що і буде зроблено в даній статті.

4. 2. Дослідження описаної системи

Для аналізу отриманого ефекту від застосування приведеного алгоритму комплексування БНС та СНС проведено моделювання автономної роботи БНС, а також роботи КНС в режимі отримання сигналів від 1, 2 та 3 супутників з метою порівняння похибок визначення координат. Виявлено, що в усіх випадках похибка визначення координат та інших елементів вектора стану залежить не лише від кількості супутників, сигнали від яких отримуються, але й від характеру руху рухомого об'єкта та від взаємного розташування ЛА і супутників.

На рис. 5, а зображено похибки визначення широти і довготи, приведені до лінійних відстаней на висоті об'єкту, а також висоти при автономній роботі БНС за умови здійснення об'єктом прямолінійного руху. На рис. 5, б зображено ті ж похибки, що і на рис. 5, а, за умови руху по колу з радіусом 2 500 м.

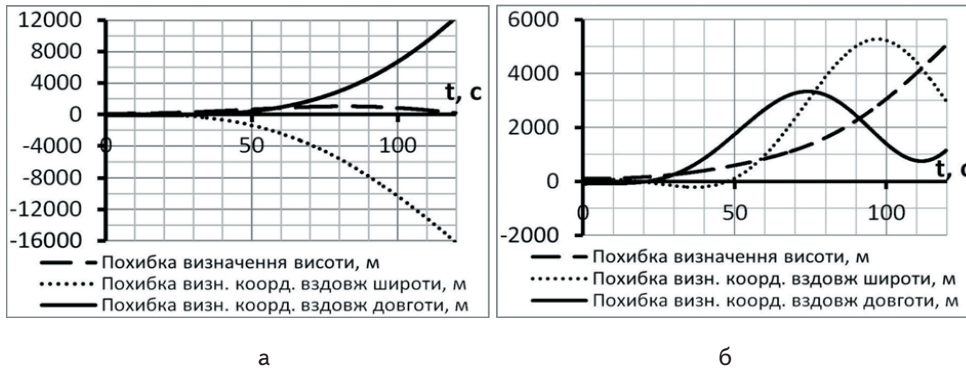


Рис. 5. Зміна в часі t похибок визначення лінійних координат при автономній роботі БНС і русі: а – по прямолінійній траєкторії; б – по круговій траєкторії

З рис. 5 видно, що за 120 с автономної роботи БНС похибки визначення координат досягають 16 000 м, що є неприпустимим при розв'язанні сучасних задач навігації. Крім того, похибка визначення координат при русі по колу менша, ніж при прямолінійному русі.

Для того, щоб усі змінні стану системи (10) могли бути оцінені за допомогою алгоритму (15) – (17), необхідно щоб пара матриць $(\Phi(k+1,k), H(k+1))$ була повністю спостережимою. Нагадаємо, що порядок досліджуваної системи складає 17. Як показує розрахунок, для випадку отримання сигналу від 3 та 2 супутників ранг матриці спостережності становить 14, а при отриманні сигналів від 1 супутника – 9. Це говорить про те, що не всі змінні стану відновлюються. Моделювання показує, що при отриманні сигналів лише від 3 та 2 супутників спостережними є усі елементи вектора стану, окрім похибок акселерометрів, але якість оцінювання змінних стану при цьому суттєво відрізняється.

У ході дослідження виявлено, що при наявності сигналів від 1 та 2 супутників досягається певне підвищення точності, але воно носить не стійкий характер. Похибка наростає з часом, а її величина відрізняється в різних запусках при одних і тих же умовах. Це зумовлено дією випадкових сигналів і наявністю невизначе-

ностей у системі. У випадку ж отримання сигналів від 3х супутників величина похибки також відрізняється в різних запусках при одних і тих же умовах, але з часом вона не наростає. Для прикладу, на рис. 6 показано графіки зміни похибки визначення горизонтальної координати вздовж широти Δ_λ , приведені до лінійних одиниць на висоті об'єкту. Ці графіки отримані шляхом 10 моделювань роботи КНС при одних і тих же умовах для розрахункового випадку, зображеного на рис. 7, ж (рух перпендикулярно до лінії, що з'єднує супутники) показано на рис. 6.

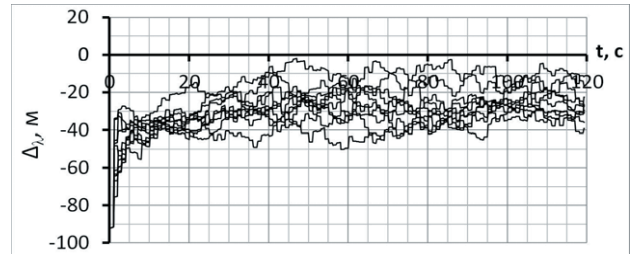


Рис. 6. Зміна похибки визначення координат вздовж широти Δ_λ в часі t

Як видно, при одних і тих же умовах похибка змінюється в часі по-різному від моделювання до моделювання. Але розкид графіків похибки знаходиться в певних межах і відбувається навколо певного середнього значення, що дає змогу розрахувати

дисперсію та середньоквадратичне відхилення у разі наявності вибірки моделювань.

З цієї причини проведено 270 моделювань роботи системи в 27 характерних випадках (рис. 7), по 10 моделювань для кожного випадку з метою статистичної обробки результатів та визначення загальних закономірностей. Результати такої обробки приведено далі.

Ще один важливий висновок, який можна зробити з проведеного дослідження, полягає в наявності залежності між величиною похибки визначення координат і напрямком руху. Для пояснення цієї залежності введемо поняття **основної лінії**. У разі отримання сигналів від одного супутника визначимо її як лінію, що з'єднує ЛА і супутник. У разі ж отримання сигналів від 2 або 3 супутників це лінія, що з'єднує 2 або 3 супутники (рис. 7).

Виявлено, що при отриманні сигналів від 1 супутника найбільше підвищення точності досягається при русі вздовж основної лінії, а найменше – у перпендикулярному напрямі. Аналогічно, при отриманні сигналів від 2 супутників найбільше підвищення точності досягається при русі паралельно основній лінії. При отриманні сигналів від 3 супутників досягається стійке підвищення точності визначення координат без наростання похибки в часі.

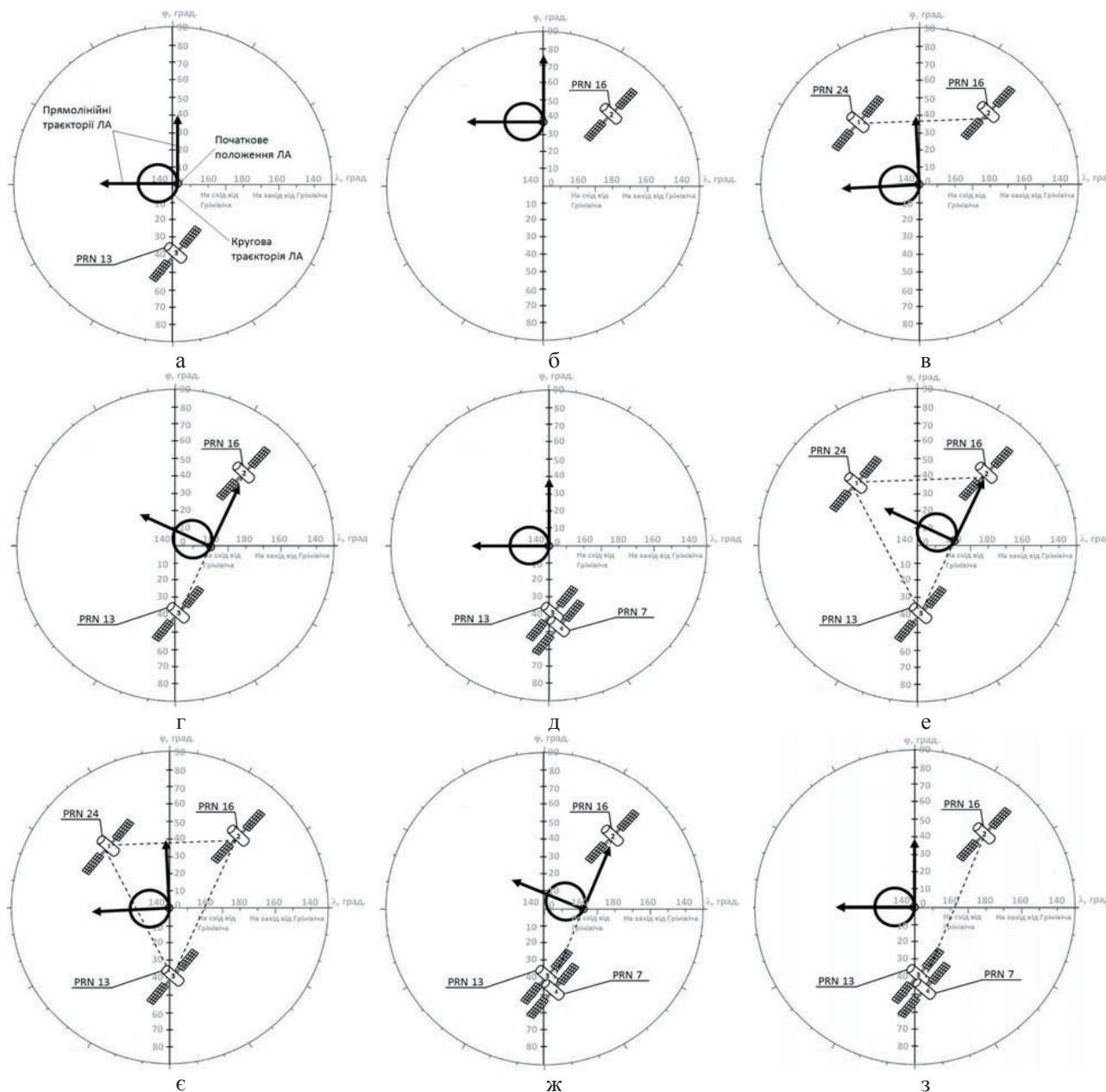


Рис. 7. Розрахункові випадки, для яких проведено моделювання: а – 1 супутник, ОН вздовж меридіана; б – 1 супутник, ОН вздовж паралелі; в – 2 супутники не поруч, ОН вздовж паралелі, траєкторія ЛА віддалена від ОН; г – 2 супутники не поруч, ОН не вздовж меридіана чи паралелі, траєкторія ЛА поблизу ОН; д – 2 супутники поруч, ОН вздовж меридіана; е – 3 супутники не поруч, траєкторія ЛА поблизу ОН; є – 3 супутники, не поруч, траєкторія ЛА віддалена від ОН; ж – 3 супутники, 2 з яких поруч, траєкторія ЛА поблизу ОН; з – 3 супутники, 2 з яких поруч, траєкторія ЛА віддалена від ОН

При цьому точність наближається до точності визначення координат системою GPS, коли вона отримує сигнали від 4 супутників.

На рис. 8, 9 показано результати статистичної обробки значень похибок визначення горизонтальних координат, отриманих при кожному моделюванні у відповідних умовах – *математичне очікування* значення похибки $\Delta_{гор.1s}$, $\Delta_{гор.2s}$, $\Delta_{гор.3s}$ (рис. 8, а, рис. 9, а) і *середньоквадратичне відхилення*, що характеризує відхилення похибки від математичного очікування в різних пусках СКВ_{1s}, СКВ_{2s}, СКВ_{3s} (рис. 8, б рис. 9, б). Для зручності похибки визначення горизонтальних

координат переведено із кутових одиниць у лінійні з урахуванням висоти об'єкта над поверхнею Землі. На рис. 8 показано характеристики похибки визначення горизонтальних координат при русі ЛА вздовж основної лінії, а на рис. 9 – перпендикулярно основній лінії.

При отриманні сигналів від 1 супутника і русі вздовж основної лінії математичне очікування $\Delta_{гор.1s}$ за час моделювання 120 с досягає значення 600 м (рис. 8, а). Але при цьому розкид значень похибки відносно цього середнього значення в різних пусках, тобто СКВ_{1s} зростає до 4500 м (рис. 8, б). Тобто можна говорити про зменшення похибки визначення гори-

зонтальних координат з 16 000 м (при автономній роботі БІНС) до 5 000 м при роботі КНС в режимі отримання сигналів від 1 супутника GPS при русі вздовж основної лінії. В той же час, при русі перпендикулярно основній лінії $\Delta_{гор.1s}$ досягає значень 11 000 м (рис. 9, а), а СКВ_{1s} – 6 000 м (рис. 9, б). Тобто підвищення точності в перпендикулярному до основної лінії напрямку не відбувається.

При отриманні сигналів від 2 супутників і русі паралельно основній лінії $\Delta_{гор.2s}$ спочатку падає зі 100 м (похибка початкової виставки) до значення 10-20 м, а потім, в основному з 90 с польоту, зростає до значення 90 м. СКВ_{2s} за цей час виростає до значення близько 200 м. При русі перпендикулярно основній лінії, $\Delta_{гор.2s}$ виростає до 4 000 м, як і СКВ_{2s}.

При отриманні сигналів від 3 супутників не залежно від характеру руху і розташування супутників досягається стійке підвищення точності без зростання похибки з часом, як це було при наявності 1 та 2 супутників у полі зору. $\Delta_{гор.3s}$ складає 10-20 м, а СКВ_{3s} не перевищує кількох метрів.

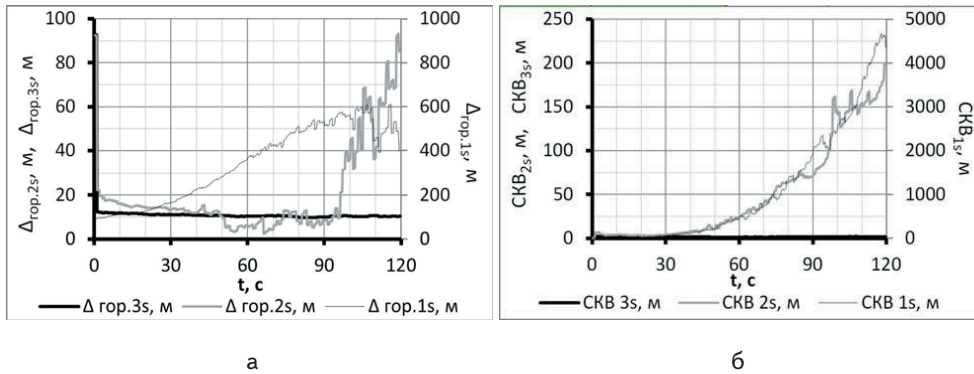


Рис. 8. Характеристики похибки визначення горизонтальних координат КНС і русі вздовж основної лінії: а – МО при отриманні сигналів від 1 ($\Delta_{гор.1s}$), 2 ($\Delta_{гор.2s}$) і 3 ($\Delta_{гор.3s}$) супутників; б – СКВ при отриманні сигналів від 1 (СКВ_{1s}), 2 (СКВ_{2s}) і 3 (СКВ_{3s}) супутників

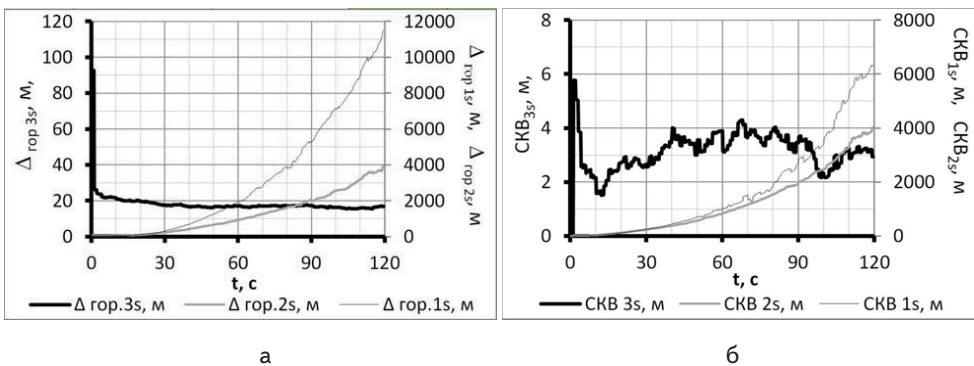


Рис. 9. Зміна в часі t характеристик похибки визначення горизонтальних координат КНС і русі перпендикулярно до основної лінії: а – при отриманні сигналів від 1 ($\Delta_{гор.1s}$), 2 ($\Delta_{гор.2s}$) і 3 ($\Delta_{гор.3s}$) супутників; б – СКВ при отриманні сигналів від 1 (СКВ_{1s}), 2 (СКВ_{2s}) і 3 (СКВ_{3s}) супутників

Для підтвердження достовірності розрахованих статистичних характеристик похибок оцінки горизонтальних координат проаналізовано поведінку кореляційної матриці $P(k+1|k+1)$, що визначається за формулою 21 у процесі польоту. Діагональні елементи цієї матриці є дисперсіями похибок фільтрації відповідних елементів вектора стану ДФК. Із (11) видно, що

4й та 5й елементи є широтою та довготою відповідно. Квадратний корінь 4го та 5го діагональних елементів є середньоквадратичними значеннями похибки фільтрації (СКЗ ПФ) широти та довготи. Для зручності їх перераховано у лінійні відстані, що дорівнюють довжині дуги відповідного кута з урахуванням радіусу Землі і висоти ЛА.

На рис. 10 приведено порівняння СКЗ ПФ координат відповідно вздовж основної лінії (ОН) і перпендикулярно їй з сумою МО та СКВ похибок відповідних координат, зображених на рис. 8 та 9 для випадків отримання сигналів від 1 (рис. 10, а, 10, б), 2 (рис. 10, в, 10, г) та 3 (рис. 10, д, 10, е) супутників.

Рис. 10 підтверджує висновки, зроблені на основі рис. 8 та 9, оскільки порядок і характер зміни відповідних похибок у часі співпадають.

Для більш глибокого дослідження питання у майбутньому необхідно виконати наступні завдання:

1. Розробити аналітичну модель руху, що не містить диференціальних рівнянь і визначає залежність між траєкторією польоту і параметрами куткової

орієнтації, абсолютною кутовою швидкістю та лінійними прискореннями, що є вхідними величинами в алгоритм БІНС. Ця модель необхідна для виключення похибки інтегрування руху і виділити похибки КНС у чистому вигляді.

2. Допрацювати модель ДПІ з метою врахування відцентрових прискорень, що діють на ДПІ при коливаннях ЛА по кутам тангажу і ристання, а також врахувати складові похибок масштабних коефіцієнтів, викликані не лише похибкою установки, а й іншими факторами, що неминує мають місце.

3. Допрацювати модель похибок КНС, включивши до вектора стану а) дрейф частоти годинників СНС (систематичну складову похибки визначення псевдшвидкості ΔD_{cl}); б) похибки куткової орієнтації

ДПІ з метою оцінки можливості їх ідентифікації під час роботи СНС для врахування в алгоритмі БІНС; в) похибки масштабних коефіцієнтів ДПІ.

4. Оскільки для запропонованого алгоритму КНС необхідна принаймні груба початкова виставка БІНС, слід дослідити вплив похибки початкової виставки на точність оцінки елементів вектора стану КНС.

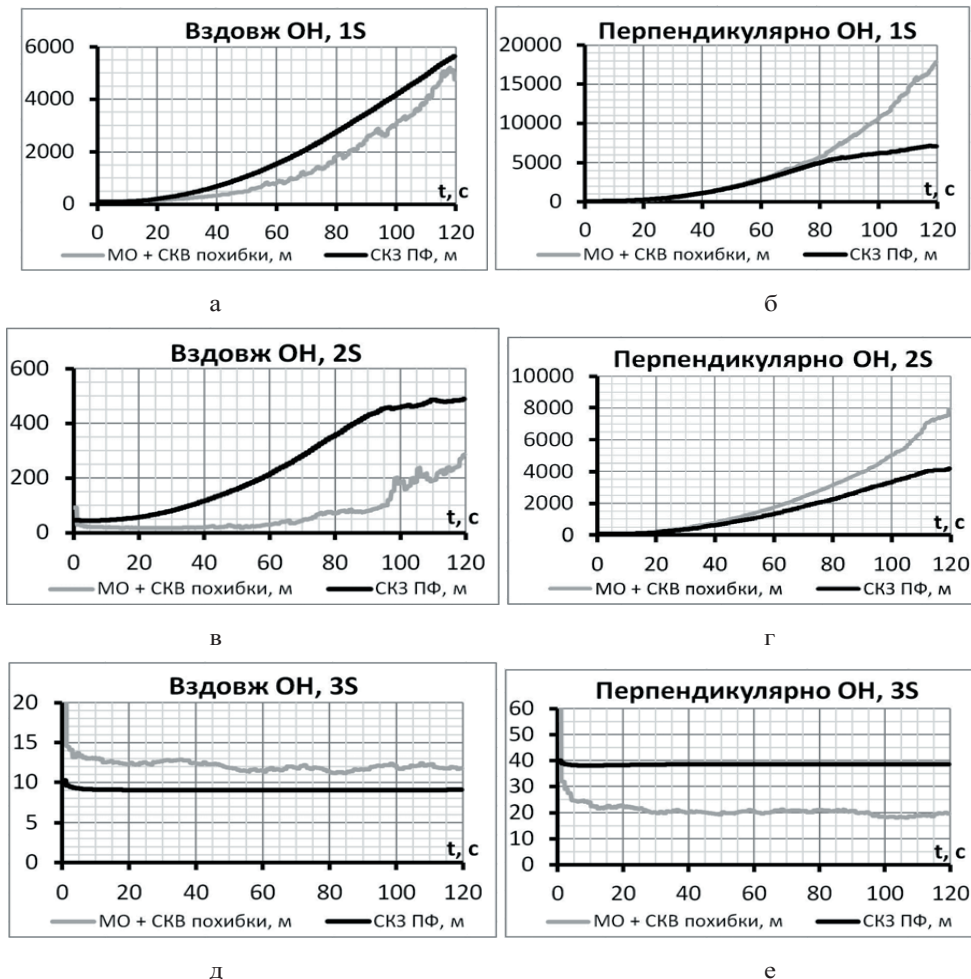


Рис. 10. Порівняння зміни в часі t похибок визначення координат, розрахованих шляхом моделювання (МО + СКВ похибки) і шляхом обробки діагональних елементів кореляційної матриці $P(k+1|k+1)$ (СКЗ ПФ): а – при русі вздовж ОН і отриманні сигналів від 1 супутника; б – при русі перпендикулярно ОН і отриманні сигналів від 1 супутника; в – при русі вздовж ОН і отриманні сигналів від 2 супутників; г – при русі перпендикулярно ОН і отриманні сигналів від 2 супутників; д – при русі вздовж ОН і отриманні сигналів від 3 супутників; е – при русі перпендикулярно ОН і отриманні сигналів від 3 супутників

5. Висновки

1. Під час автономної роботи БІНС похибка визначення координат є більшою при прямолінійному русі (в даному випадку близько 16 000 м), ніж при русі по круговій траєкторії (5200 м).

2. Застосування сильно зв'язаної схеми комплексування БІНС та GPS дає змогу підвищити точність визначення координат рухомого об'єкта при наявності сигналів від не повного сузір'я супутників (менше ніж 4) за умови грубої початкової виставки.

3. Підвищення точності залежить від кількості супутників, від характеру руху, грубості початкової виставки, а також від орієнтації прямолінійної траєкторії відносно лінії, що з'єднує ЛА і супутник(и).

4. При наявності сигналів від 1 супутника підвищується точність визначення координати лише вздовж лінії, що з'єднує ЛА і супутник. Похибка визначення горизонтальних координат зменшується в 2 – 5 разів (в даному випадку з 12 000 – 16 000 м до 1 000 – 5 000 м). У всіх інших напрямках підвищення точності не досягається.

5. При отриманні сигналів від 2 супутників максимальне підвищення точності досягається у випадку пролягання траєкторії ЛА поблизу лінії, що з'єднує 2 супутники, які не знаходяться поруч. Залежно від характеру траєкторії досягається зменшення похибки в 4 – 50 разів (з 12 000 – 16 000 м до 300 – 3 000 м).

6. При отриманні сигналів від 2 супутників, що знаходяться поруч, підвищення точності досягається лише по координаті вздовж лінії, що з'єднує ЛА і супутники.

7. При отриманні сигналів від 2 супутників, що не знаходяться поруч, і довільному розташуванні ЛА відносно них, підвищення точності досягається по всім координатам, але мінімальною є похибка визначення координати по осі, що направлена паралельно лінії, яка з'єднує два супутники.

8. При отриманні сигналів від 1 та 2 супутників підвищення точності визначення координат є нестійким і може суттєво відрізнятися при одних і тих же умовах в різних пусках через дію в системі випадкових сигналів та наявності невизначеностей.

9. При отриманні сигналів від 3 супутників досягається стійке і задовільне для більшості сучасних задач підвищення точності визначення координат при довільному розташуванні ЛА і супутників. Усталене значення максимальної похибки при цьому близьке до похибки початкової виставки по координатам, оскільки саме з точністю до цієї похибки оцінюється систематична похибка визначення псевдодальностей, зумовлена зміщенням годинника приймача відносно годинника системи супутників. В даному випадку, коли похибка початкової виставки складає близько 100 м, усталене значення похибки визначення координат становить від 10 до 40 м. У випадку, коли 3 супутника знаходяться не на одній лінії, похибка визначення висоти збільшується до 95-130 м, а коли 3 супутника лежать на одній лінії, а рухомий об'єкт не лежить на цій прямій, похибка визначення координати у перпендикулярному до лінії напрямку може зростати до 70 – 100 м.

10. При наявності сигналів від 4 супутників досягається **стійке підвищення точності по всім координатам** не залежно від похибок початкової виставки і інших вказаних вище факторів. Підвищення точності визначення горизонтальних координат більш суттєве, ніж висоти.

Література

1. Леонтьев, Б. К. GPS: все что Вы хотели знать, но боялись спросить [Текст] / Б. К. Леонтьев. – М.: ЛА «Бук-Пресс», 2006. – 352 с.
2. Матвеев, В. В. Основы проектирования бесплатформенных инерциальных навигационных систем [Текст]: учеб. пособие / В. В. Матвеев, В. Я. Раслопов. – СПб.: ГИЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.
3. INS/GPS Integration Architectures [Electronic media] / RTO Educational Notes EN-SET-064 “Advances in Navigation Sensors and Integration Technology”. – Access mode : \www/ URL: <http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/EN/RTO-EN-SET-064/EN-SET-064-05.pdf> – 2004.
4. Mohinder, S. Global positioning systems, inertial navigation and integration [Text] / Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill, Angus P. Andrews. – NY: John Wiley & Sons, Inc Publication, 2001. – 392 p.
5. Сбои функционирования системы GPS, вызванные рассеянием сигнала на среднеширотных ионосферных неоднородностях [Электронный ресурс] / Журнал Радиоэлектроники. Спец. вып. Тр. Росс. науч. конф. “Зондирование земных покровов радарми с синтезированной апертурой”. – Режим доступа : \www/ URL: http://jre.cplire.ru/jre/library/Ulan-Ude-2010/pdf/files/s2_8.pdf – 06.09-10.09 2010 г. – Загл. с экрана.
6. INS/GPS Technology Trends [Electronic media] / RTO Educational Notes EN-SET-064 “Advances in Navigation Sensors and Integration Technology”. – Access mode : \www/ URL: <http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/EN/RTO-EN-SET-064/EN-SET-064-01.pdf> – 2004.
7. Захарін, Ф. М. Алгоритмічне забезпечення інерціально-супутникових систем навігації [Текст] : монографія / Ф. М. Захарін, В. М. Синєглазов, М. К. Філяшкін. – К. : НАУ, 2010. – 310 с.
8. INS/GPS integration architecture performance comparison [Electronic media] / RTO Educational Notes EN-SET-064 “Advances in Navigation Sensors and Integration Technology”. – Access mode : \www/ URL: <http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/RTO/EN/RTO-EN-SET-064/EN-SET-064-06.pdf> – 2004.
9. Пономаренко, К. В. Розробка математичної моделі літального апарату, що обертається навколо поздовжньої осі, з урахуванням вітру та її аналіз [Текст] / К. В. Пономаренко, В. В. Попов, Л. М. Рижков // журн. Інформаційні системи, механіка та керування рухом. – 2011. – Вип. 6. – С. 80–88.
10. Roggers, R. M. Applied Mathematics in integrated navigation systems [Text] / Robert M. Roggers. – 2nd ed. – Gainesville, Florida.: Amer. Inst. of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2003. – 334 p.
11. Медич, Дж. Статистически оптимальные линейные оценки и управление [Текст] : пер. с англ. под ред. А.С. Шаталова / Дж. Медич. – М.: Энергия, 1973. – 440 с.
12. Квакернаак, Х. Линейные оптимальные системы управления [Текст] : пер. с англ. – В. А. Васильев, Ю. А. Николаев. / Х. Квакернаак, Р. Сиванн ; М. : Мир, 1977. – 650 с.
13. Lin, Feng. Robust control design: an optimal control approach / Feng Lin. – Chichester: John Wiley & Sons, LTD, 2007. – 364 p.
14. Бейкер, Дж. Аппроксимации Паде [Текст] : пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 502 с.
15. Bergman, N. Recursive Bayesian Estimation: Navigation and Tracking applications [Text] / Nicolas Bergman. – Linköping, Sweden: Linus & Linea AB, 1999. – 205 p.