

## **АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ АЛГОРИТМІВ ІНТЕГРОВАНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНО–СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ**

### **Вступ**

Останнім часом багато уваги приділяється дослідженням та розробці відносно дешевих та малогабаритних навігаційних систем (НС) для використання в автомобілях, водних суднах, безпілотних літальних апаратах (БПЛА) тощо. Згідно з концепцією міжнародної організації цивільної авіації ІКАО (з англ. International Civil Aviation Organization, ICAO) глобальні навігаційні супутникові системи (ГНСС) найближчим часом стануть одним із основних засобів навігації в авіації [1, 2]. Проте самостійно ці системи не завжди задовольняють вимогам цілісності та надійності, а також мають недостатньо високу частоту поновлення навігаційної інформації для ефективного виконання задач керування об'єктом. Тому значний інтерес дослідників та конструкторів викликає інтеграція інерціальних та супутникових навігаційних систем завдяки підвищеній ефективності, надійності та доступності інтегрованої системи, про що свідчить досить велика кількість публікацій з даної тематики [3–7].

### **Постановка задачі**

Для успішної реалізації НС безпілотного літального апарату (БПЛА) потрібно дві основні складові: елементна база та алгоритмічна. В НС БПЛА зараз широко використовується інтеграція інерціальних датчиків низької вартості, що базуються на MEMS–технології, зі супутниковими навігаційними системами [3–5].

В роботі ставиться задача з дослідження та аналізу алгоритмів інтегрованої інерціально–супутникової навігаційної системи (ІНС) з врахуванням використання малогабаритної недорогої елементної бази, в результаті аналізу якої потрібно зробити висновки щодо ефективності даних алгоритмів.

### **Опис основних алгоритмів інтегрованої ІНС**

Роботу ІНС можна поділити на дві основні складові: автономне функціонування БІНС та періодична корекція БІНС за сигналами ГНСС. На рис. 1 представлено блок–схему алгоритму сумісної обробки даних в інтегрованій системі.

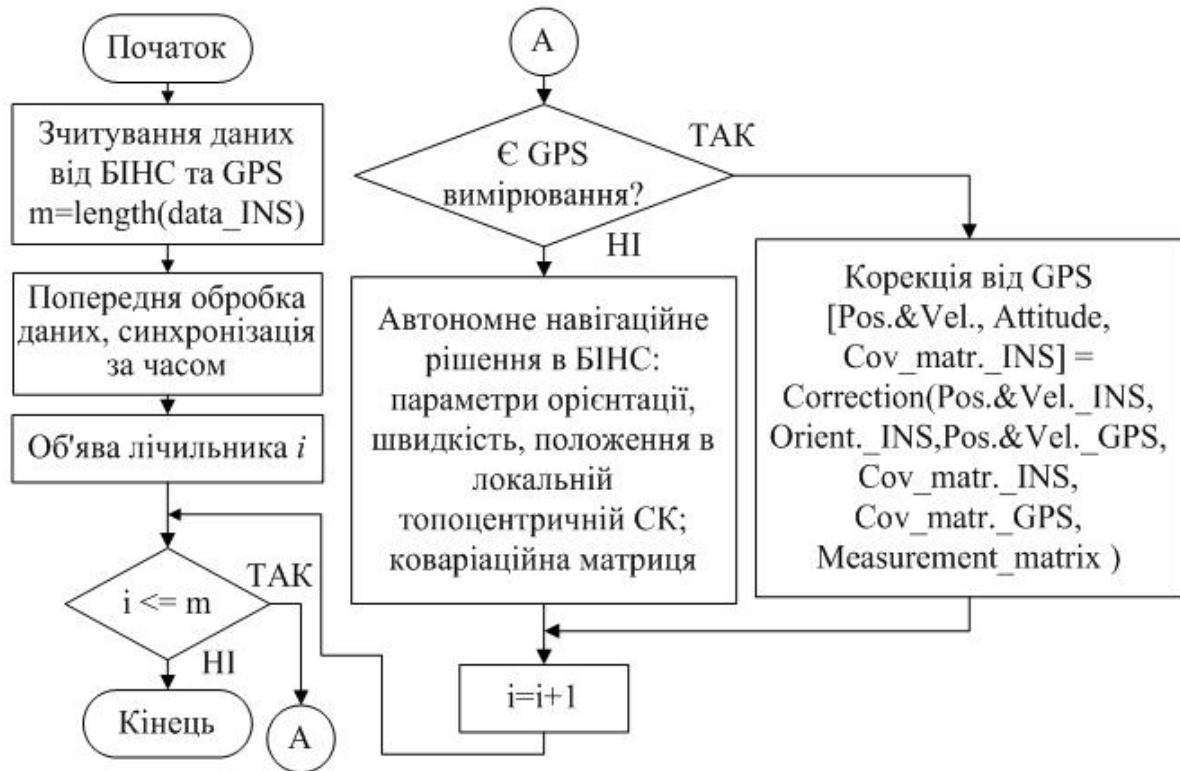


Рис. 1. Алгоритм сумісної обробки даних в ІНС

Спочатку дані датчиків імпортуються в програмне середовище, наприклад Matlab, де спочатку визначається розмір файлу даних за допомогою підрахунку кількості вимірювань від інерціального вимірювального блоку (ІВБ), оскільки зазвичай частота дискретизації в нього більша. Після цього дані синхронізуються за часом та проходять попередню обробку, яка включає в себе перевірку на цілісність даних, усунення так званих «викидів» та зведення до єдиної системи координат. Тут під викидами розуміємо такі дані, що значно (на порядки) відрізняються від сусідніх даних, а за єдину систему координат обираємо локальну топоцентричну систему координат (СК) NED (з англ. North/East/Down). Далі встановлюється лічильник для обліку порядкового номеру кожного вимірювання. Потім іде перевірка на належність поточної ітерації рамкам файлу. У разі належності проводиться перевірка наявності даних від ГНСС, в іншому випадку алгоритм завершується. Якщо даних від ГНСС немає, то програма обраховує навігаційне рішення, враховуючи дані тільки від ІВБ.

Розглянемо алгоритми інтегрованої обробки даних в інерціально-супутникових навігаційних системах, що описаний в роботі Ларіна В. Б. [6]. Дані алгоритми привабливі тим, що вони використовують готові рішення у квадратурах, що значно зменшує навантаження на обчислювальні ресурси.

## Автономне функціонування БНС

Робота блоку, де проходить автономний обрахунок навігаційного рішення в БНС, описана більш детально в роботах [6–9], проте для цілісності сприйняття інформації наведемо тут основні формули.

Обрахунок квазікоординат ( $\nabla \bar{\theta}_i$ ):

$$\nabla \bar{\theta}_i = \frac{\Delta t}{12} (5\bar{\omega}(t_i) + 8\bar{\omega}(t_{i-1}) - \bar{\omega}(t_{i-2})), \quad (1)$$

де  $\Delta t$  – проміжок часу,  $\bar{\omega}(t)$  – вектор кутової швидкості.

Розрахунок кватерніона, що відповідає малому повороту твердого тіла ( $\delta q(t_i)$ ):

$$\delta q(t_i) = \begin{bmatrix} 1 - \frac{1}{12} \|\nabla \bar{\theta}_i\|^2 \\ \frac{1}{2} \nabla \bar{\theta}_i - \frac{1}{24} (\nabla \bar{\theta}_i \times \nabla \bar{\theta}_{i-1}) \end{bmatrix}, \quad (2)$$

де  $\|\cdot\|$  – норма вектору.

Визначення поточної орієнтації тіла (значення кватерніона) за допомогою послідовного перемноження «елементарних» кватерніонів:

$$q(t_i) = \begin{bmatrix} \delta q_0(t_i) & -\delta q_1(t_i) & -\delta q_2(t_i) & -\delta q_3(t_i) \\ \delta q_1(t_i) & \delta q_0(t_i) & \delta q_3(t_i) & -\delta q_3(t_i) \\ \delta q_2(t_i) & -\delta q_3(t_i) & \delta q_0(t_i) & \delta q_1(t_i) \\ \delta q_3(t_i) & \delta q_2(t_i) & -\delta q_2(t_i) & \delta q_0(t_i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0(t_{i-1}) \\ q_1(t_{i-1}) \\ q_2(t_{i-1}) \\ q_3(t_{i-1}) \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Знаходження матриці обертання з локальної топоцентричної СК у фіксовану з тілом СК [6]:

$$\mathbf{R}_{earth-fixed}^{body-fixed} = \begin{bmatrix} 1 - 2(q_2^2 + q_3^2) & 2(q_1 \cdot q_2 - q_3 \cdot q_0) & 2(q_3 \cdot q_1 + q_2 \cdot q_0) \\ 2(q_3 \cdot q_0 + q_1 \cdot q_2) & 1 - 2(q_3^2 + q_1^2) & 2(q_2 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_1) \\ 2(q_3 \cdot q_1 - q_2 \cdot q_0) & 2(q_2 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_1) & 1 - 2(q_1^2 + q_2^2) \end{bmatrix}. \quad (4)$$

За властивістю ортогональності при транспонуванні матриці (4) отримуємо матрицю обертання з фіксованої з тілом СК у локальну топоцентричну СК. З матриці  $\mathbf{R}_{body-fixed}^{earth-fixed}$  або безпосередньо з оновленого кватерніону розраховуємо поточні значення кутів Ейлера [4]:

$$\begin{aligned}\varphi &= \arctan\left(\frac{2(q_2 \cdot q_3 + q_0 \cdot q_1)}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) = \arctan\left(\frac{r(3,2)}{r(3,3)}\right), \\ \theta &= \arcsin\left(-2(q_1 \cdot q_3 - q_0 \cdot q_2)\right) = -\arctan\left(\frac{r(3,1)}{\sqrt{1 - r(3,1)^2}}\right), \\ \psi &= \arctan\left(\frac{2(q_1 \cdot q_2 + q_3 \cdot q_0)}{q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2}\right) = \arctan\left(\frac{r(2,1)}{r(1,1)}\right).\end{aligned}\quad (5)$$

де  $r(i, j)$  означає відповідний елемент матриці  $\mathbf{R}_{body-fixed}^{earth-fixed}$ .

Перепроєктування уявних прискорень в СК NED:

$$\mathbf{R}_{body-fixed}^{earth-fixed} \cdot \mathbf{a}_m(t_i) = \mathbf{a}_m^{Earth-fixed}(t_i). \quad (6)$$

Рівняння, що відображають теорему Коріоліса про додавання прискорень при складному русі точки і описують зміну координат тіла в СК NED [6]:

$$\begin{aligned}\tilde{\mathbf{a}} &= \mathbf{a}_m + \vec{g}^l - \vec{\Omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{r} - 2\vec{\Omega} \times \vec{V}; \\ \mathbf{a}_m &= \mathbf{a} - \vec{g}^l + \vec{\Omega} \times \vec{\Omega} \times \vec{r};\end{aligned}\quad (7)$$

де  $\mathbf{a}$ ,  $\vec{V}$  – відносні прискорення та швидкість об'єкту,  $\vec{\Omega}$  – кутова швидкість обертання Землі,  $\vec{r}$  – радіус-вектор в геоцентричній системі координат,  $\mathbf{a}_m$  – вектор вимірювань на виході акселерометрів. Вектор нормальної сили тяжіння  $\vec{g}^l$  у локальній топоцентричній СК NED на вказаній геодезичній широті та висоті над еліпсоїдом обраховується наступним чином [5]:

$$\begin{aligned}\vec{g}^l &= [0, 0, \gamma]^T; \\ \gamma &= a_1 \cdot (1 + a_2 \cdot \sin^2 \phi + a_3 \cdot \sin^4 \phi) + (a_4 + a_5 \sin^2 \phi) \cdot h + a_6 \cdot h^2,\end{aligned}\quad (8)$$

де  $a_1 \dots a_6$  – константи з наступними значеннями:  $a_1 = 9.7803267715$ ,  $a_2 = 0.0052790414$ ,  $a_3 = 0.0000232718$ ,  $a_4 = -0.0000030876910891$ ,  $a_5 = 0.0000000043977311$ ,  $a_6 = 0.00000000000007211$ .

Наближений обрахунок поточних значень швидкості  $\vec{v}(t_i)$  та положення  $\vec{r}(t_i)$  через значення  $\tilde{\mathbf{a}}$  з рівняння (7) в моменти часу  $t_{i-2}, t_{i-1}, t_i$  [6]:

$$\vec{v}(t_i) = \vec{v}(t_{i-1}) + \int_0^{\Delta t} \tilde{\mathbf{a}} dt = \vec{v}(t_{i-1}) + (5\tilde{\mathbf{a}}(t_i) + 8\tilde{\mathbf{a}}(t_{i-1}) - \tilde{\mathbf{a}}(t_{i-2})) \cdot \frac{\Delta t}{12}, \quad (9)$$

$$\begin{aligned}\vec{r}(t_i) &= \vec{r}(t_{i-1}) + \vec{v}(t_{i-1}) \cdot \Delta t + \int_0^{\Delta t} \vec{v}(t_i) dt = \\ &= \vec{r}(t_{i-1}) + (3\tilde{a}(t_i) + 10\tilde{a}(t_{i-1}) - \tilde{a}(t_{i-2})) \cdot \frac{\Delta t^2}{24} + \Delta t \cdot \vec{v}(t_{i-1}).\end{aligned}\quad (10)$$

Таким чином, обрахунок автономного навігаційного рішення в БІНС завершено. Якщо є в наявності GPS вимірювання, то в цей момент відбувається корекція. В даній роботі для цього використовуються рівняння калманівської фільтрації, які найчастіше приміняються при інтеграції інерціально–супутникових систем.

### Корекція БІНС за сигналами ГНСС

Вхідними даними блоку коригування є дані про положення, швидкість та орієнтацію від БІНС, дані про положення та швидкість від ГНСС, коваріаційна матриця похибок БІНС, коваріаційна матриця похибок ГНСС, матриця вимірювань.

Запишемо спочатку рівняння фільтра Калмана. Вектори похибок ІНС позначимо наступним чином:  $\boldsymbol{\mu}$ – вектор малого повороту похибки визначення орієнтації,  $\delta \mathbf{v}$ ,  $\delta \mathbf{r}$ – вектори похибок визначення швидкості та положення об’єкта. Вектор повного прискорення в СК NED позначимо як  $\tilde{\mathbf{a}} = [\tilde{a}_1, \tilde{a}_2, \tilde{a}_3]^T$ .

Рівняння зміни похибок ІНС в дискретному вигляді має наступний вигляд [6, 7]:

$$\begin{aligned}\mathbf{x} &= \begin{bmatrix} \boldsymbol{\mu} \\ \delta \mathbf{v} \\ \delta \mathbf{r} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & -\tilde{a}_3 & \tilde{a}_2 \\ \tilde{a}_3 & 0 & -\tilde{a}_1 \\ -\tilde{a}_2 & \tilde{a}_1 & 0 \end{bmatrix}; \\ \mathbf{x}_{k+1} &= \boldsymbol{\Phi}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{n}_k; \quad \boldsymbol{\Phi}_k = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 \\ C \cdot \Delta t & I & 0 \\ C \cdot \frac{(\Delta t)^2}{2} & I \cdot \Delta t & 0 \end{bmatrix},\end{aligned}\quad (11)$$

де  $\mathbf{n}_k$ – вектор випадкових похибок роботи ІНС, нижній індекс  $k$  відповідає моменту часу  $k\Delta t$ , а  $0, I$  – нульова та одинична матриці розмірністю  $3 \times 3$ .

В момент часу, коли від GPS надходить інформація про оцінку положення та швидкості об'єкта, має місце наступний процес вимірювань:

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}\mathbf{x}_k + \boldsymbol{\xi}_k; \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & I \end{bmatrix}, \quad (12)$$

де  $\mathbf{z}_k$  – поточне вимірювання від GPS,  $\mathbf{H}$  – матриця вимірювань,  $\mathbf{x}_k$  – вектор стану,  $\boldsymbol{\xi}_k$  – вектор похибок вимірювань.

Якщо коригування похибок ІНС відбувається на цьому ж такті, то відповідне рівняння похибок має наступний вигляд:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \boldsymbol{\Phi}_k \mathbf{x}_k + \boldsymbol{\Gamma}_k \mathbf{u}_k + \mathbf{n}_k, \quad (13)$$

де  $\mathbf{u}_k$  – коригувальний сигнал, а матриця  $\boldsymbol{\Gamma}_k$  визначає процес корекції.

Рішення задачі корекції ІНС має наступний вигляд:

$$\mathbf{u}_k = -\mathbf{D}_k \hat{\mathbf{x}}_k, \quad \hat{\mathbf{x}}_k = \bar{\mathbf{x}}_k + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}\bar{\mathbf{x}}_k), \quad \bar{\mathbf{x}}_{k+1} = \boldsymbol{\Phi}_k \hat{\mathbf{x}}_k + \boldsymbol{\Gamma}_k \mathbf{u}_k, \quad (14)$$

де матриця  $\mathbf{D}_k$  коефіцієнтів ланцюга зворотного зв'язку визначається виглядом оптимального функціонала. Оскільки в даній роботі розглядається лише навігаційна задача, то матриці  $\boldsymbol{\Gamma}_k$  і  $\mathbf{D}_k$  у рівняннях (13–14) є нульовими. Матриця коефіцієнтів підсилення фільтра  $\mathbf{K}_k$ , що генерує вектор оптимальної оцінки  $\hat{\mathbf{x}}_k$ , визначається наступним чином:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{M}_k \mathbf{H}^T (\mathbf{H}\mathbf{M}_k \mathbf{H}^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \quad (15)$$

$$\mathbf{M}_{k+1} = \boldsymbol{\Phi}_k \mathbf{P}_k \boldsymbol{\Phi}_k' + \mathbf{Q}_k^T, \quad (16)$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{M}_k - \mathbf{K}_k (\mathbf{H}\mathbf{M}_k \mathbf{H}^T + \mathbf{R}_k) \mathbf{K}_k^T. \quad (17)$$

Тут матриці  $\mathbf{Q}_k$ ,  $\mathbf{R}_k$  є коваріаційними матрицями шумів  $\mathbf{n}_k$ ,  $\boldsymbol{\xi}_k$ , що фігурують у рівняннях (11–12). Коваріаційна матриця  $\mathbf{M}_0$  початкової оцінки вектора стану  $\mathbf{x}$  вважається заданою. Зазвичай корекція похибок ІНС відбувається через  $j > 1$  тактів. Між моментами корекції зміна похибок ІНС відбувається згідно рівняння (11), а їх коваріаційної матриці – згідно рівняння (16) (на цих тактах  $\mathbf{H}=0$ ). На такті з корекцією зміна коваріаційної матриці описується рівнянням (17).

### Дослідження алгоритмів роботи інтегрованої ІНС

Перевірку запропонованих алгоритмів ІНС було виконано з використанням ІБ ADIS16362 фірми Analog Device, що включає в себе три ортогонально розташованих акселерометри і три датчика кутової швидкості (ДКШ) та плати GPS приймача OEM-V1 фірми Novatel.

Блок ADIS16362 є функціонально завершеним інерціальним датчиком з 6–ма степенями вільності, де діапазон вимірювань кутових швидкостей обирається з  $\pm 75$ ,  $\pm 150$  або  $\pm 300^\circ/\text{с}$ , діапазон вимірювань прискорень знаходиться в межах  $\pm 1.7 \text{ g}$  ( $\sim \pm 17 \text{ м/с}^2$ ). На виході прилад видає 14–ти розрядні дані, що відповідають кутовим швидкостям та прискоренню за трьома осями. Обмін інформацією здійснюється через інтерфейс SPI.

Плата OEM–V1 має наступні технічні характеристики: конфігурація каналів – 14 GPS L1, 2 SBAS; гарячий старт – 35 с, холодний – 60 с; час для відновлення захоплення сигналу після блокування до 10 с – 0.5 с; частота оновлення інформації – до 20 Гц; точність горизонтального позиціонування (СКВ) – 1.5 м, точність визначення швидкості (СКВ) – 0.1 м/с; є можливість прийому SBAS, WAAS та EGNOS корекцій.

На рис. 2 представлено схему зчитування та пост–обробки даних від ІВБ та GPS приймача. Дані з датчиків надходять на персональний комп'ютер (ПК) у двійковому форматі \*.dat, де вони за допомогою розробленої на C++ програми конвертуються у текстові формати \*.txt, причому для кожного з датчиків створюється окремий файл, де дані представлені в десятковому вигляді. Кожний новий параметр представлено стовпчиком, а нове вимірювання – рядочком. Файл даних ІВБ містить час, кутові швидкості та уявні прискорення за трьома осями вимірювання, файл даних GPS приймача містить час, XYZ координати та лінійні швидкості за трьома осями в СК ECEF (з англ. Earth Centered Earth Fixed). В такому вигляді вони поступають на подальшу обробку в програмному середовищі Matlab.

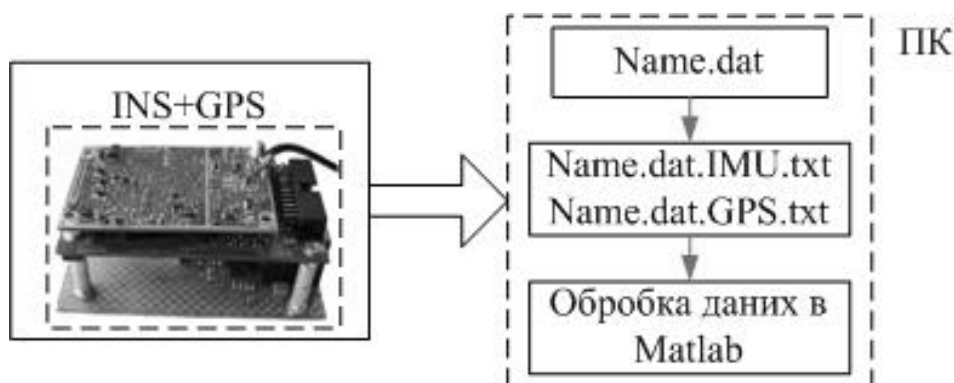


Рис. 2. Схема зчитування та обробки експериментальних даних

Усі обрахунки було виконано в СК NED, яка орієнтована наступним чином: вісь  $x$  – північ, вісь  $y$  – схід,  $z$  – донизу. За початок СК було обрано точку на даху одного з корпусів Національного авіаційного університету:  $50.4391181288^\circ$  північної широти,  $30.4301208368^\circ$  східної довготи і 215.909 м висоти над еліпсоїдом WGS–84. Під час експерименту об'єкт знаходився в нерухомому стані, тобто без будь–яких змін свого положення

та орієнтації. Інформація з ІВБ зчитувалась з частотою 100 Гц, тобто з інтервалом часу  $\Delta t = 10^{-2} \text{ с}$ . Вимірювання акселерометрів та ДКШ містили похибки, математичні сподівання яких нульові, а середньоквадратичні відхилення (СКВ) мали наступні значення: у ДКШ – не більше 0.1 °/с, у акселерометрів – не більше 0.5 м/с<sup>2</sup>. Вимірювання від GPS приймача були з наступними похибками визначення координат та швидкості об'єкта: математичні сподівання – не більше 0.3 м та 10<sup>-3</sup> м/с, СКВ – не більше 0.1 м та 0.03 м/с.

Була проведена обробка вибірки даних з вище вказаними характеристиками загальною тривалістю в 300 с, яка поділялась на три частини: перша – 60 с, де БІНС функціонувала в автономному режимі, друга – 120 с, тут кожну 1 с БІНС коригувалась за сигналами від GPS приймача, назвемо його інтегрованим режимом, і третя частина – 120 с знову автономного режиму роботи БІНС. Результати обробки даних в СК NED наведені на рис. 3–5.

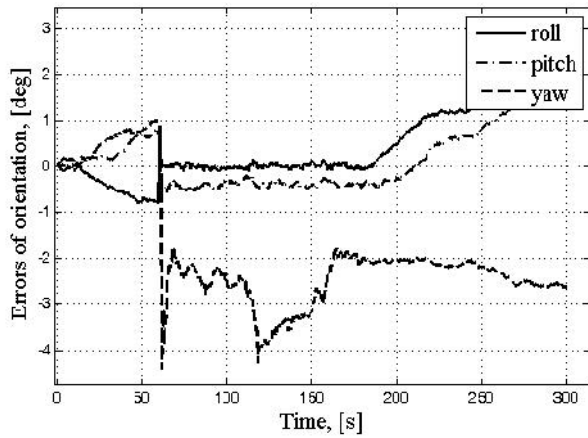
На рис. 3 зображено залежність від часу кутів Ейлера в СК NED, тут суцільною лінією позначається кут крену, штрих–пунктирною – кут тангажу, пунктирною – кут ристання; на рис. 3, *а* дані представлено в натуральну величину, рис. 3, *б* фрагмент з масштабуванням за вертикальною віссю під час інтегрованого режиму роботи ІНС.

На рис. 4 показано залежність від часу лінійних швидкостей в СК NED, тут суцільною лінією позначається лінійна швидкість за прокільною віссю, штрих–пунктирною – за поперечною віссю, пунктирною – за вертикальною; на рис. 4, *а* дані представлено в натуральну величину, рис. 4, *б* фрагмент з масштабуванням за вертикальною віссю під час інтегрованого режиму роботи ІНС.

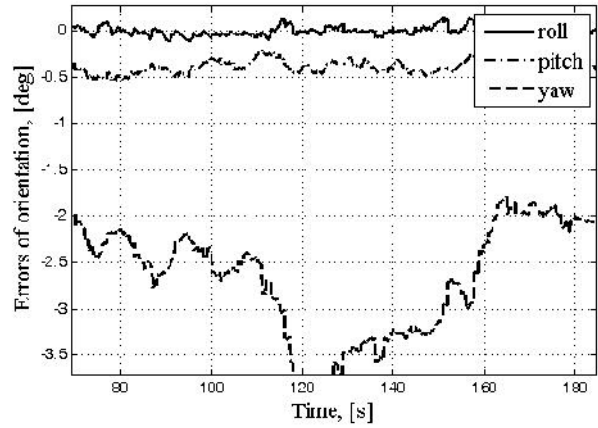
На рис. 5 зображено залежність від часу положення об'єкта, тут суцільною лінією позначається положення по осі *x*, штрих–пунктирною – по осі *y*, пунктирною – по осі *z*; на рис. 5, *а* дані представлено в натуральну величину, рис. 5, *б* фрагмент з масштабуванням за вертикальною віссю під час інтегрованого режиму роботи ІНС.

Як видно з представлених на рис. 3–5 результатів, в загальному запропонований алгоритм корекції ІНС є досить ефективним та успішно працює навіть за наявності великих шумів інерціальних датчиків.



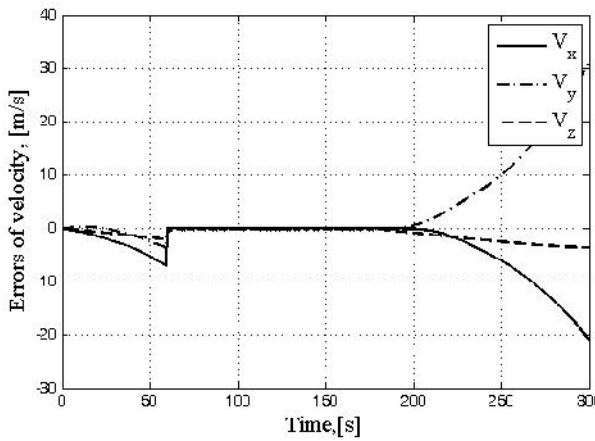


a)

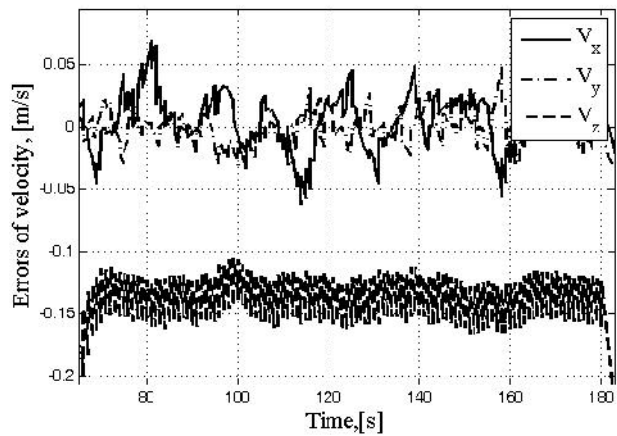


б)

Рис. 3. Похибки визначення кутів Ейлера в СК NED: *a* – в натуральну величину, *б* – з масштабуванням під час інтегрованого режиму роботи ІСНС

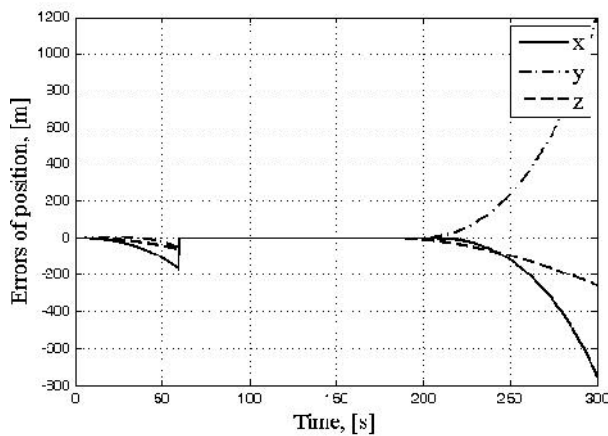


a)

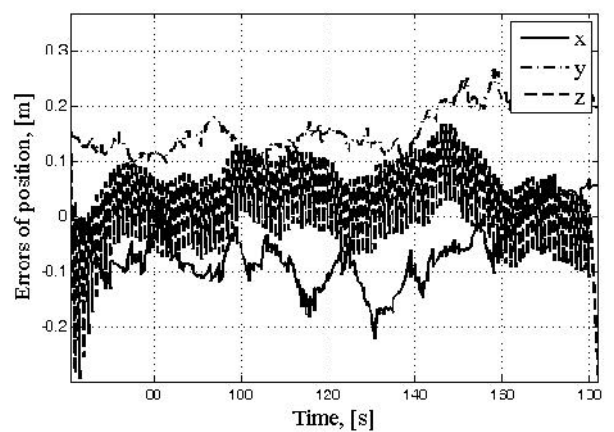


б)

Рис. 4. Похибки визначення швидкості в СК NED: *a* – в натуральну величину, *б* – з масштабуванням під час інтегрованого режиму роботи ІСНС



a)



б)

Рис. 5. Похибки визначення положення в СК NED:  $a$  – в натуральну величину,  $b$  – з масштабуванням під час інтегрованого режиму роботи ІНС

Похибки в стаціонарному режимі мають наступний порядок: похибка визначення орієнтації – не більше  $0.1^\circ$  за кутами крену та тангажу, похибка визначення швидкості – менше  $0.05$  м/с в горизонтальній площині та порядку  $0.15$  м/с за вертикальною віссю, похибка визначення координат – в основному не більше  $0.25$  м.

Зазначимо, що не спостерігається значного покращення у визначенні кута рискання у моменти корекції БІНС за сигналами GPS. Це може пояснюватись тим, що датчик має невисоку чутливість, дрейф гіроскопа перевищує швидкість обертання Землі, а тому для точного визначення кута рискання потрібно здійснювати корекцію не лише за сигналами GPS, а й магнітометра також. Проте це слід додатково дослідити та спробувати провести інтегровану обробку даних з включенням вимірювань магнітометра.

Також слід відмітити, що в інтегрованій ІНС положення визначається більш точно, ніж самостійно в GPS (рис. 6), що свідчить про ефективність алгоритму інтегрованої обробки даних в ІНС.

## **Висновок**

В даній роботі розглядались алгоритми роботи інтегрованої ІНС, що включають в себе автономний режим роботи БІНС та із періодичною корекцією за сигналами від GPS приймача з використанням калманівської фільтрації. Алгоритми було апробовано на реальних вимірюваннях з використанням недорогої елементної бази, зокрема ІВБ типу MEMS та одночастотного GPS приймача. Для стаціонарного режиму роботи алгоритми показали досить непогану ефективність та точність, незважаючи на наявність значних шумових складових у первинних

вимірюваннях датчиків. Отримані результати можуть бути використані у подальшому проектуванні інтегрованих ІСНС для малих БПЛА. При цьому за рахунок перевірки алгоритмів спочатку у стаціонарному режимі роботи значно скорочується час і, відповідно, кошти на проведення експериментів.

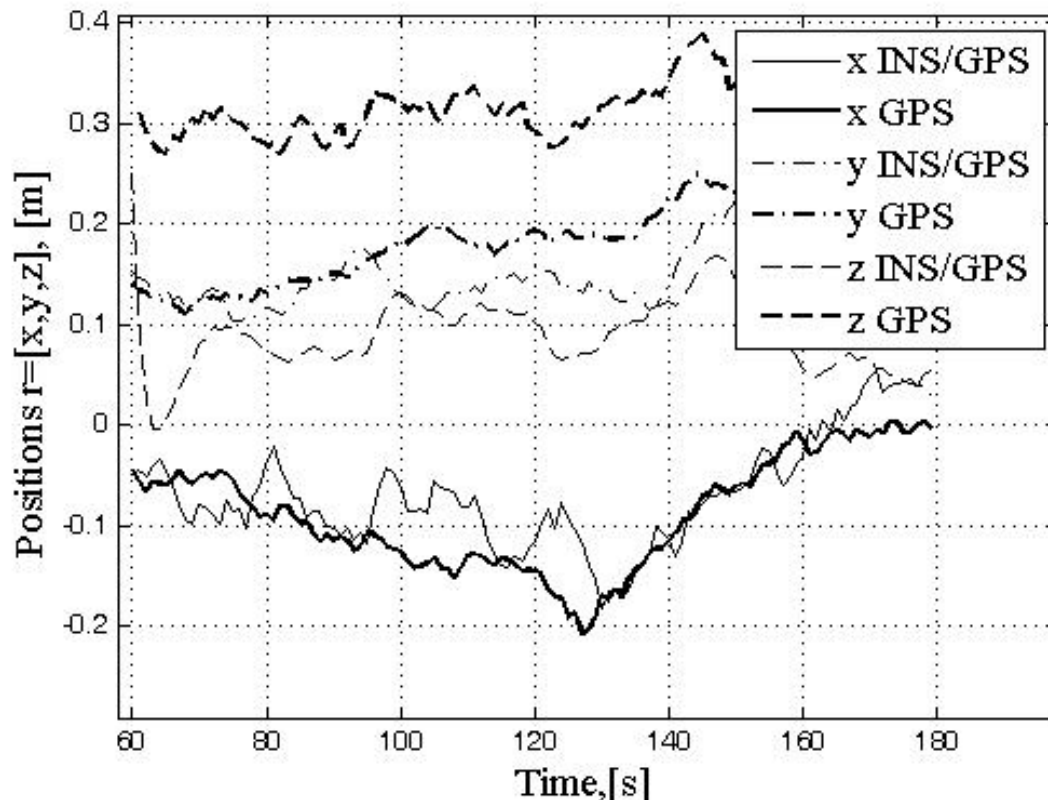


Рис. 6. Похибки визначення положення в СК NED від інтегрованої ІСНС та самостійно GPS

### Список використаної літератури

1. *В. В. Конин, В. П. Харченко.* Системы спутниковой радионавигации //Национальный авиационный университет. – К.: Холтех, 2010. – 520 с.
2. *Hofmann–Wellenhof B.* GNSS – Global Navigation Satellite Systems. GPS, GLONASS, Galileo, and more //Hofmann–Wellenhof B., Lichtenegger H., Wasle E. – Springer–Verlag Wien, 2008. –516 p.
3. *M. S. Grewall, L. P. Weill, A. P. Andrews.* Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. A John Wiley & Sons, Inc. Publ., New York, Chichester, Brisbane, Singapore, Toronto, 2001, 392 p.
4. *Bennett M.* Development of Technologies for Low–cost Oceanographic Unmanned Aeronautical Vehicles: Doct. of Engineer. Thesis. /M. Bennett. – University of Southampton, USA, 2009. – 218 p.

5. *Chiang K. W.* INS/GPS Integration Using Neural Networks for Land Vehicular Navigation Applications: PhD thesis /K.W. Chiang. – Department of Geomatics Engineering. – University of Calgary, Canada, 2004. – 307 p.
6. *Coopmans C., Chao H., Chen Y.* Design and implementation of sensing and estimation software in AGIENAV, a small UAV navigation platform //Proceedings of the ASME 2009 International Design Engineering Technical Conferences & Computers and Information in Engineering Conference. IDETC/CIE 2009, August 30 – September 2, 2009, San Diego, California, USA DETC2009–87675. – P.1 – 6.
7. *Yang, Y.* *Tightly* Coupled MEMS INS/GPS Integration with INS Aided Receiver Tracking Loops: PhD thesis /Yang, Y. – Department of Geomatics Engineering. – University of Calgary, Canada, 2008. – 205 p.
8. *Larin V. B.* Attitude–Determination Problems for a Rigid Body // Int. Appl. Mech. – 2001.– 37, N7. – P. 870 – 898.
9. *Ларін В. Б., Тунік А. А.* О корректировании работы системы инерциальной навигации. //Проблемы управления и информатики. – 2010. – №4. – С. 130–142.
10. *Kharchenko V. P.* Analysis of unmanned aerial vehicle kinematic equations integration algorithms / V. P. Kharchenko, S. I. Ilnytska //Proceedings of the NAU – 2010. – №3 (44). – P. 9–17.
11. *Харченко В. П.* Оцінка алгоритму інтегрування рівнянь обертальних рухів безпілотного літального апарату /В.П. Харченко, С.І. Ільницька //Вісник інженерної академії України. – 2010.–№2.– С. 17–21.