

УДК 528.837

DOI: 10.15587/2313-8416.2015.49183

ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМАТИЧНИХ ПОХИБОК ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ПРИ АЕРОФОТОЗНІМАННІ З БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

© Р. В. Шульц, П. Д. Крельштейн, І. А. Маліна

Виконано аналіз сучасного стану аерофотознімання з використанням безпілотних літальних апаратів. Встановлено доцільність використання мініатюрних інерціальних навігаційних систем. Побудовано комп'ютерну модель мініатюрної електромеханічної інерціальної навігаційної системи. За допомогою розробленої моделі виконано дослідження впливу систематичних похибок акселерометрів та гіроскопів на точність визначення місцеположення інерціальною навігаційною системою при аерофотозніманні з безпілотних літальних апаратів

Ключові слова: безпілотний літальний апарат, аерофотознімання, інерціальна навігаційна система, систематичний зсув акселерометра, систематичний зсув гіроскопа, точність місцеположення

The analysis of the status of aerial photography using unmanned aerial vehicles was performed. The feasibility of the use of miniature inertial navigation systems is proved. The computer model of a miniature electro-mechanical inertial navigation system was built. With the help of the developed model study of systematic errors of accelerometers and gyroscopes for position accuracy inertial navigation system at aerial photography using unmanned aerial vehicles was carried out

Keywords: unmanned aerial vehicle, aerial photography, inertial navigation system, systematic shift of accelerometer, systematic shift of gyroscope, position accuracy

1. Вступ

Останні 25 років у світі спостерігається стійке підвищення вимог до геопросторових даних. Ці вимоги відрізняються між собою однак загалом це бажання постійного підвищення точності та детальності даних, підвищення швидкості збирання та зменшення вартості робіт. В традиційному варіанті з метою картографування та створення ГІС-проектів дані збиралися за допомогою традиційних наземних методів, або аерофотознімання. Наземні технології є складними та енергоємними і не дуже підходять для швидкого та детального збирання та оновлення даних. З іншого боку при традиційному аерофотозніманні велика відстань від камери до об'єкту не дозволяє відобразити повністю всі його характеристики, а результати сильно залежать від погодних умов. Обидві технології є дорогими і як наслідок не дуже підходять для частого оновлення даних. Великою популярністю користується метод збирання даних за допомогою ГНСС (Глобальних навігаційних супутникових систем). Однак такий метод є фактично продовженням традиційного наземного знімання, оскільки вимагає безпосереднього визначення кожної точки і таким чином несуттєво знижує вартість робіт та затрати часу на збирання даних.

Альтернативою існуючим методам збирання даних є використання технологій, які в комплексі

використовують різні навігаційні технології та технології дистанційного зондування. До таких технологій належить аерофотознімання з використанням безпілотних літальних апаратів (БПЛА). Найбільша перевага цієї технології це одночасне зниження вартості та часу на збирання даних. У порівнянні з аерофотозніманням, знімальна апаратура БПЛА є значно простішою, відстані знімання меншими, а оперативність знімання є значно вищою [1]. Одразу визначимо, що в подальшому, для аерофотознімання ми будемо розглядати легкі БПЛА, згідно з класифікацією, що наведена у [2]. Звичайно аерофотознімання з БПЛА має свої недоліки, наприклад низька точність при великих висотах знімання. Однак у багатьох проєктах переваги БПЛА є більш суттєвими в порівнянні з недоліками. Аерофотознімання з БПЛА забезпечує точність якої вимагають більшість робіт, насамперед топографічне знімання. Однак досягнення необхідного рівня точності є складним завданням. До основних проблем, що виникають при отриманні даних, слід віднести навігаційне забезпечення аерофотознімання, оскільки навігаційний блок БПЛА представляє складну систему з великою кількістю датчиків, які мають абсолютно різну природу представлення інформації. Навігаційне обладнання БПЛА може включати: ГНСС-апаратуру, барометричний датчик, магнітний

компас, датчики нахилу, системи гіроскопів, системи акселерометрів, інерціальну навігаційну систему (ІНС). Найкращим варіантом для аерофотознімання з БПЛА є використання комплексованого навігаційного блоку ГНСС/ІНС. Через високу вартість та громіздкість точних інерціальних навігаційних систем, у БПЛА використовують мініатюрні електромеханічні навігаційні системи [3]. Ці ІНС мають беззаперечні переваги з позицій вартості та габаритних розмірів. Проте точність таких інерціальних систем бажає кращого [4, 5]. Акселерометри та гіроскопи, що входять до складу мініатюрних навігаційних систем мають низьку вимірювальну точність. Оскільки визначення місцеположення та орієнтації у просторі ІНС базується на подвійному інтегруванні вимірювань прискорень та інтегруванні кутових швидкостей, то навіть незначні похибки на початку інтегрування з часом зростають дуже швидко. Для корегування похибок ІНС використовують два підходи:

– дослідження конкретної моделі ІНС та побудова математичних залежностей, що описують похибки системи;

– корегування ІНС через певні інтервали часу з використанням даних ГНСС.

Перший підхід придатний для високоточних ІНС, для яких похибки є стабільними і не змінюються протягом тривалого часу. Для дешевих ІНС раціональним є використання ГНСС для періодичного коригування. Вибір інтервалу, через який виконується коригування ІНС залежить від того, як швидко накопичуються систематичні похибки і чи достатньою є точність ІНС у інтервалах між коригуванням. Врешті від цього залежить з якою точністю буде визначено положення БПЛА і положення та орієнтація аерофотознімального обладнання на ньому. Тому актуальним є завдання дослідження систематичних похибок ІНС та встановлення на основі таких досліджень інтервалів коригування ІНС з використанням ГНСС.

2. Аналіз літературних даних та постановка проблеми

Особливої популярності недорогі, мініатюрні ІНС набули на в кінці 90-х років ХХ ст., при створенні систем для навігації рухомих об'єктів на поверхні Землі. Відмітимо одразу, що з математичної та технологічної точки зору ІНС для навігації на поверхні Землі та навігації у повітряному просторі не відрізняються між собою. Загальні рекомендації, щодо використання ІНС при зніманні з БПЛА викладені в роботі [6].

ІНС можна розглядати без конкретного зазначення сфери застосування (наземна, морська або повітряна навігація), оскільки принцип функціонування ІНС не змінюється. З цих позицій слід відмітити роботу виконану в університеті Калгарі (Канада) Е.-Н. Shin [7]. Дослідження направлені якраз в сферу розробки ІНС для наземного використання на основі інтегрування низько точних ІНС та ГНСС. Важливим в праці [7] є розробка нової методики калібрування систематичних похибок низькоточних ІНС. Загалом робота лише підтверджує вже відомі факти. Більш серйозні дослідження виконані в роботі [8], де окрім

уже відомої методики корегування систематичних похибок, запропоновано додаткові вдосконалення методики оброблення інформації інтегрованої системи ІНС та ГНСС. Пропонується включення до оброблення додаткових штучних обмежень на коливання швидкості руху транспортного засобу. Також запропоновано оригінальний фільтр для обчислення поправок в показання ІНС. Результати роботи стосуються навігації об'єктів тільки в режимі реального часу і відсутні рекомендації при використанні результатів в режимі камерального оброблення. Питання дослідження точності дешевих ІНС та їх систематичних похибок представлено в роботі С. М. Ellum [9]. Однак відсутній загальний підхід до розрахунку точності. За запропонованими автором методиками неможливо виконати розрахунок точності роботи ІНС. Важливо відмітити праці А. О. Salytcheva, М. С. Багрової [10, 11], що присвячені розробці систем на основі недорогих МЕМС (Мікро електромеханічних систем). Нажаль запропоновані системи призначені для вирішення задач навігації лише в режимі реального часу. Загалом в Університеті Калгарі (Канада) вже більше 20-ти років функціонує потужна наукова школа з проблем дослідження ІНС та їх інтегрування з іншими навігаційними засобами та системами. Всі роботи вчених присвячені використанню ІНС для наземної навігації.

Вчені Університету Огайо (США) С. К. Toth, D. A. Grejner-Brzezinska [12] працюють над розробкою систем ІНС/ГНСС, для потреб не лише наземних користувачів а й аерознімання. Запропонований авторами комплекс містить апаратуру ГНСС, для виключення систематичних похибок та точну ІНС, що відбивається на вартості комплексу, його доступності та вазі, що робить його непридатним для легких БПЛА, що використовуються при аерофотозніманні.

Спроби дослідження систематичних похибок ІНС були виконані вітчизняними вченими [13]. Завдання вирішувалось для навігації наземного об'єкту, тільки для системи гіроскопічних датчиків.

На сьогоднішній день дослідження дешевих, мініатюрних ІНС, що побудовані за принципом МЕМС, в контексті їх використання для БПЛА відсутні. Відомі роботи досліджують ІНС [1, 3, 6, 14], не як самостійний вимірювальний засіб, а як допоміжний засіб при аерофотозніманні.

Як ми раніше зазначали дешеві ІНС, побудовані за принципом МЕМС технологій, відрізняються дуже високою швидкістю накопичення систематичних похибок. Водночас такі ІНС є найсучаснішим напрямком у розвитку навігаційних технологій. Тому природно, що існує значна кількість проблем в експлуатації таких систем. Аналіз літературних джерел показує, що при аерофотозніманні з БПЛА проблема дослідження впливу систематичних похибок ІНС є вкрай важливим і недостатньо дослідженим питанням на сьогоднішній день.

3. Ціль та задачі дослідження

Проблему досягнення необхідної точності визначення місцеположення БПЛА з використанням ІНС можна розділити на дві окремі складові: моде-

лювання систематичних похибок вимірювань ІНС та оцінка похибок визначення місцеположення ІНС. Метою представленої роботи є дослідження систематичних похибок ІНС шляхом математичного моделювання. Для досягнення вказаної мети пропонується реалізувати наступні етапи:

- використовуючи математичну модель ІНС розробити комп'ютерну модель функціонування ІНС;
- прийнявши задані моделі систематичних похибок вимірювань ІНС виконати моделювання роботи системи та отримати навігаційні рішення у вигляді координат місцеположення БПЛА;
- маючи еталонні дані, без впливу систематичних похибок, оцінити величини похибок визначення місцеположення БПЛА за допомогою ІНС.

4. Методи і моделі дослідження систематичних похибок інерціальної навігаційної системи при аерофотозніманні з безпілотних літальних апаратів

4.1. Підходи до навігації при аерофотозніманні з безпілотних літальних апаратів

При аерофотозніманні з БПЛА постає задача визначення просторової орієнтації апарату, оскільки він є носієм цифрової камери. Необхідним є визначення трьох складових вектору місцеположення та трьох кутів орієнтації в залежності від прийнятої системи відліку. В даний час активно розвивається технологія сумісного використання інерціальних та супутникових навігаційних систем ІНС/ГНСС.

Супутникова навігаційна система дозволяє з більш високою точністю визначати координати місцеположення та лінійні швидкості об'єкта, ніж ІНС. У зв'язку з цим роль інерціальної системи при навігаційному забезпеченні в загальному випадку зво-

диться до визначення навігаційних параметрів на інтервалах між сусідніми вимірами приймача супутникової навігації або рішенням задач орієнтації та видачі навігаційної інформації в моменти відсутності супутникового радіосигналу. Іншими словами, від інерціальної системи вимагається тільки короткочасна точність визначення навігаційних параметрів. Тому останнім часом особливу увагу приділяють можливості комплексування ГНСС з інерціальними приладами низького та середнього класів точності. Це суттєво скорочує матеріальні затрати на дорогі інерціальні системи.

Традиційно для рішення задач навігації на борту об'єкту реалізується навігаційна система координат. МЕМС відносяться до класу безплатформених ІНС [4, 15]. У такому випадку образ навігаційного тригранника реалізується в обчислювальному блоці за реальними показаннями чутливих елементів (гіроскопів і акселерометрів) і має назву «розрахункової платформи» [16]. Через власні похибки акселерометрів та гіроскопів у складі інерціальної системи «розрахункова платформа» співпадає з навігаційною системою координат з точністю до малих кутів розходження [17].

Точність вимірювань ІНС можна суттєво підвищити використовуючи позиційну та швидкісну інформацію ГНСС. Ефективне сумісне використання двох систем обумовлене різними характеристиками, що приведені у табл. 1.

Дані табл. 1 вказують на необхідність дослідження систематичної складової похибок ІНС. При умові відомого закону накопичення систематичних похибок ІНС підвищується ефективність корегування ІНС за допомогою ГНСС. Відтак визначення місцеположення та орієнтації БПЛА має стабільну точність і високу надійність.

Таблиця 1

Порівняльні характеристики ІНС та ГНСС

Система	Переваги	Недоліки
ІНС	<ol style="list-style-type: none"> 1. Повна автономність. 2. Висока частота видачі навігаційної інформації від 20 Гц до 200 Гц. 3. Похибки повільно змінюються в часі, мають коливальний характер, не піддаються впливу зовнішніх факторів. 4. Можливість вимірювання кутів орієнтації. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Точність визначення навігаційних параметрів відносно невисока. 2. Похибки у визначенні координат накопичуються з часом. 3. Складна та достатньо дорога система.
ГНСС	<ol style="list-style-type: none"> 1. Висока точність визначення навігаційних параметрів (2÷20 см у диференційному режимі при вимірюванні за фазою несучої частоти). 2. Незалежність похибок у визначенні навігаційних параметрів від часу. 3. Малі габарити та вага. 4. Відносно дешева апаратура. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Система неавтономна. 2. Низька частота видачі навігаційної інформації від 1 Гц до 10 Гц. 3. Точність навігаційних вимірів залежить від стану атмосфери, сузір'я супутників та зовнішніх перешкод для антени.

4.2. Основні системи координат та координатні перетворення в інерціальній навігації, які є необхідними при дослідженні ІНС

Основні координатні системи, що використовуються в інерціальній навігації включають [8, 16, 17]: робочу інерціальну систему (і-система); стандартну земну систему (з-система); локальну горизонтальну навігаційну систему (н-система); систему коор-

динат тіла (т-система). Дамо основні визначення та математичні зв'язки між системами координат [8].

Робоча інерціальна система (і-система)

Важливість цієї системи полягає в тому що кінематичні моделі використані при побудові систем, що використовують в якості датчиків визначення координат акселерометри та гіроскопи базуються на законах механіки Ньютона які встановлюються в си-

стемі, що рухається без прискорень і не обертається. Вимірювання виконані гіроскопами та акселерометрами відносяться до цієї системи. Початок інерціальної системи знаходиться в центрі мас Землі, вісь X напрямлена в напрямку точки весняного рівнодення, вісь Z – паралельна до миттєвої осі обертання Землі, вісь Y – доповнює систему до правої (рис. 1).

Стандартна земна геоцентрична система (z-система)

Початок земної системи в центрі мас Землі, вісь X напрямлена в напрямку середнього положення Гринвіцького меридіану, вісь Z – паралельна середній осі обертання Землі, вісь Y – доповнює систему до правої. Зауважимо, що строго кажучи вісь z з-системи і і-системи не одне і те саме. Однак при прийнятих наближеннях вони співпадають і дві системи відрізняються тільки на постійну кутову швидкість, що дорівнює середній швидкості обертання Землі навколо спільної осі. Система WGS-84 яка використана в GPS є однією з реалізацій стандартної земної системи. Місцеположення БПЛА звичайно дається в з-системі, яка представлена Декартовими координатами (X, Y, Z) або криволінійними координатами (B, L, H) відносно центру мас Землі.

Локальна горизонтальна навігаційна система (n-система)

Початок локальної системи знаходиться в початку системи координат сенсору, вісь Y – доповнює систему до правої, вісь Z – ортогональна до референс-еліпсоїду направлена вниз, вісь X – вказує напрямком на геодезичну Північ, тобто північний напрямком геодезичного меридіану. n-система є реалізацією системи Північ, Схід, Вниз. Швидкість БПЛА звичайно дається в цій системі.

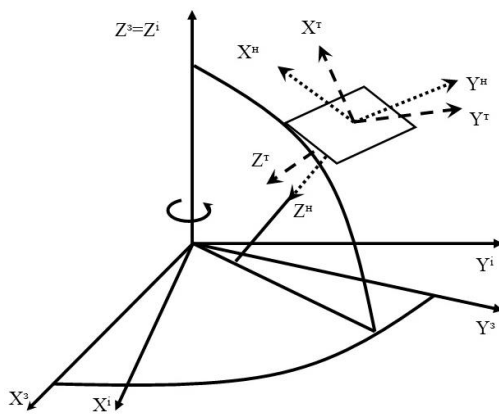


Рис. 1. Основні системи координат

Система координат тіла (t-система)

Система координат тіла є ортогональна система, орієнтування осей якої є довільним відносно Землі. Спосіб встановлення системи є довільним, вона може бути як правосторонньою так і лівосторонньою. Часто встановлюється таким шляхом, щоб реалізувати осі ІНС, що встановлена на БПЛА, як вперед X, трансверсально Y та вниз Z. Орієнтування БПЛА встановлюється трьома кутами (φ – кут крену, θ – кут тангажу, ψ –

кут курсу), що необхідні для зв'язку вектору в t-системі з вектором в n-системі в тій самій точці простору. Визначення кутів орієнтації представлене на рис. 2.

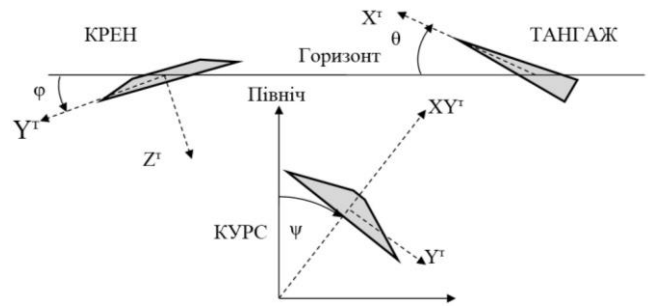


Рис. 2. Визначення кутів орієнтації

Перехід від t-системи в n-систему виконують за допомогою матриці:

$$P_T^H = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \theta + \cos \psi \sin \theta \sin \varphi & \sin \psi \sin \theta \sin \varphi + \cos \psi \sin \theta \cos \varphi \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \theta + \sin \psi \sin \theta \sin \varphi & -\cos \psi \sin \theta \sin \varphi + \sin \psi \sin \theta \cos \varphi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix}, \quad (1)$$

а зворотне перетворення знаходять, як:

$$\begin{aligned} \varphi &= \arctan \frac{\Pi_{32}}{\Pi_{33}}; \\ \theta &= \arcsin(-\Pi_{31}) = \arctan \frac{-\Pi_{31}}{\sqrt{\Pi_{32}^2 + \Pi_{33}^2}}; \\ \psi &= \arctan \frac{\Pi_{21}}{\Pi_{11}}. \end{aligned} \quad (2)$$

Зв'язок між n-системою координат та з-системою можна встановити використовуючи поняття переносної швидкості, яке зрозуміле з рис. 3.

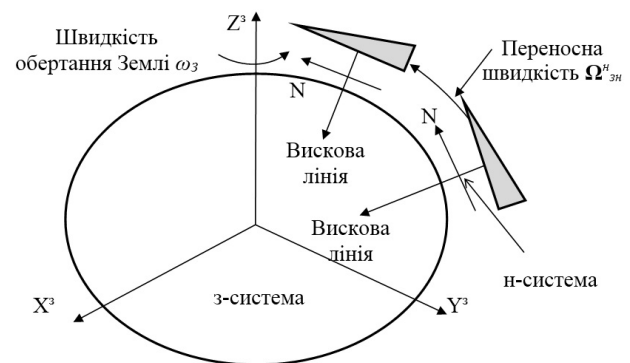


Рис. 3. Зв'язок між земною та навігаційною системами координат

Переносна швидкість Ω_{zn}^H – зміна положення навігаційної n-системи відносно земної геоцентричної системи z-системи і може бути обчислена як:

$$\Omega_{zn}^H = \begin{pmatrix} \dot{L} \cos B \\ -\dot{B} \\ -\dot{L} \sin B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{v_E}{N+H} \\ -\frac{v_N}{M+H} \\ -\frac{v_E \operatorname{tg} B}{N+H} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \omega_{zn_x}^H \\ \omega_{zn_y}^H \\ \omega_{zn_z}^H \end{pmatrix}, \quad (3)$$

де B, L, H – геодезичні координати: v_E, v_N – східна та північна складові швидкості; M, N – радіуси кривини земного еліпсоїда. Зв'язок між змінною навігаційною системою та орієнтацією її осей можна реалізувати за допомогою земної геоцентричної системи. Це реалізується двома послідовними обертами, що містять геодезичні координати. Загальний поворот із з-системи в н-систему задається матрицею:

$$\mathbf{\Pi}_3^H = \begin{pmatrix} -\sin B \cos L & -\sin B \sin L & \cos B \\ -\sin L & \cos L & 0 \\ -\cos B \cos L & -\cos B \sin L & -\sin B \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Наведені вирази (1)–(4) є базовими при розробленні математичних моделей функціонування ІНС. Вони будуть використані в подальшому при створенні комп'ютерної моделі функціонування ІНС.

4.3. Теоретичні основи функціонування інерціальних навігаційних систем

Для функціонування ІНС існує велика кількість різних варіантів обчислення навігаційних параметрів [8, 16]. Для досліджень руху БПЛА найбільш доцільно обрати схему механізації ІНС, що реалізована в навігаційній системі координат [8]. Рівняння обчислення навігаційних параметрів у матричній формі мають наступний вигляд [8]:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{r}}^H \\ \dot{\mathbf{v}}^H \\ \dot{\mathbf{\Pi}}^H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{D}^{-1} \cdot \mathbf{v}^H \\ \mathbf{\Pi}_T^H \cdot \mathbf{a}^T - (2\mathbf{\Omega}_{I3}^H + \mathbf{\Omega}_{3H}^H) \times \mathbf{v}^H + \boldsymbol{\gamma}^H \\ \mathbf{\Pi}_T^H (\mathbf{\Omega}_{IT}^T + \mathbf{\Omega}_{IH}^T) \end{bmatrix}. \quad (5)$$

У приведених рівняннях прийняті наступні позначення:

$$\mathbf{\Omega}_{I3}^3 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_3 \end{pmatrix} \quad \mathbf{\Omega}_{I3}^H = \mathbf{\Pi}_3^H \mathbf{\Omega}_{I3}^3 = \begin{pmatrix} \omega_3 \cos B \\ 0 \\ -\omega_3 \sin B \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{\Omega}_{3H}^H = \begin{pmatrix} \dot{L} \cos B \\ -\dot{B} \\ -\dot{L} \sin B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{v_E}{N+H} \\ -\frac{v_N}{M+H} \\ -\frac{v_E \operatorname{tg} B}{N+H} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{\Omega}_{IH}^H = \mathbf{\Omega}_{I3}^H + \mathbf{\Omega}_{3H}^H = \begin{pmatrix} \omega_3 \cos B + \frac{v_E}{N+H} \\ -\frac{v_N}{M+H} \\ -\omega_3 \sin B - \frac{v_E \operatorname{tg} B}{N+H} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{D}^{-1} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ M+H & 1 & 0 \\ 0 & (N+H) \cos B & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}.$$

В рівняннях вище: ω_{I3} – швидкість обертання Землі, \mathbf{a} – вектор прискорення, що вимірюваний акселерометром в т-системі, $\mathbf{\Omega}_{IT}^T$ – вектор кутових швидкостей, вимірюваний гіроскопом, $(2\mathbf{\Omega}_{I3}^H + \mathbf{\Omega}_{3H}^H) \times \mathbf{v}^H$ – вектор поправок за вплив Кориолісова та відцентрового прискорення, $\boldsymbol{\gamma}^H$ – вектор прискорення нормальної сили тяжіння.

У виразах верхній індекс вказує на систему координат, в якій представлено параметри, а нижній показує вихідну систему координат. Для кутових швидкостей, нижній індекс показує відносно яких, двох систем координат відбувається обертання.

Процедура обчислень ІНС залежить від вибору системи координат в якій реалізована ІНС. Обчислювальна модель ІНС, що реалізована в навігаційній системі координат представлена на рис. 4. Обчислення в такій схемі виконують за рівняннями (5).

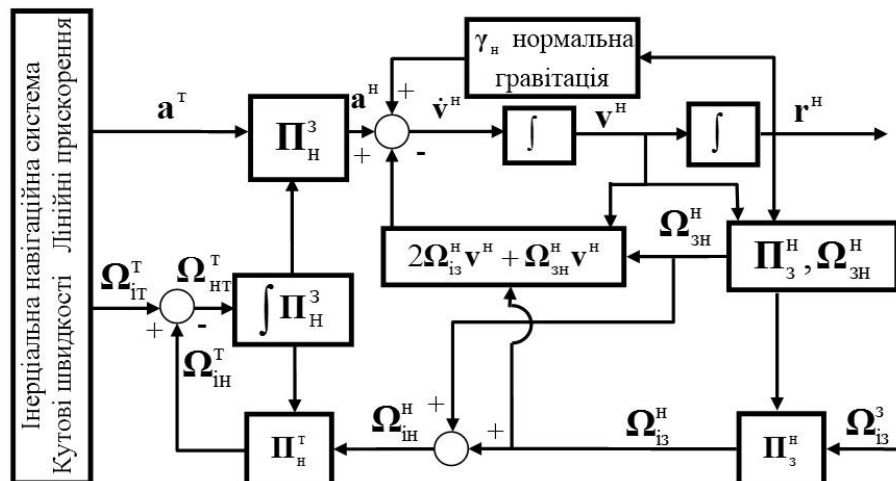


Рис. 4. Обчислювальна модель ІНС

Як відомо основними вимірювальними елементами ІНС є гіроскопічні датчики та акселерометри. Ці елементи є джерелом специфічних похибок, що залежать від їх конструкції. Тому для подальшого моделювання важливим є прийняття правильної моделі похибок ІНС.

4.4. Моделі похибок інерціальних навігаційних систем

Загальне рівняння вимірювання прискорення у матричній формі для тріади акселерометрів яке дається в джерелах [16, 17] має вид:

$$\tilde{\mathbf{a}} = \mathbf{a} + \delta\mathbf{a} + \mathbf{h}\mathbf{a} + \mathbf{N}\mathbf{a} + \boldsymbol{\gamma} + \delta\boldsymbol{\gamma} + \boldsymbol{\varepsilon}_a,$$

або в розгорнутому вигляді

$$\begin{bmatrix} \tilde{a}_x \\ \tilde{a}_y \\ \tilde{a}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta a_x \\ \delta a_y \\ \delta a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} h^x & \Delta\Psi & -\Delta\Theta \\ -\Delta\Psi & h^y & \Delta\Phi \\ \Delta\Theta & -\Delta\Phi & h^z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\gamma\sin\Theta \\ \gamma\cos\Theta\sin\Phi \\ \gamma\cos\Theta\cos\Phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta\gamma_x \\ \delta\gamma_y \\ \delta\gamma_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_{a_x} \\ \varepsilon_{a_y} \\ \varepsilon_{a_z} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

де $\tilde{\mathbf{a}}$ – вектор вимірюваного прискорення; \mathbf{a} – вектор ідеального прискорення; $\delta\mathbf{a}$ – вектор зсуву акселерометру; \mathbf{h} – матриця, що представляє лінійну складову масштабного коефіцієнту; \mathbf{N} – матриця, що представляє не ортогональність осей акселерометрів; $\boldsymbol{\gamma}$ – вектор прискорення нормальної сили тяжіння; $\delta\boldsymbol{\gamma}$ – вектор варіації прискорення нормальної сили тяжіння; $\boldsymbol{\varepsilon}_a$ – вектор шуму.

Загальне рівняння вимірювання кутової швидкості у матричній формі для тріади гіроскопів яке дається в джерелах [16, 17] має вид:

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\omega} + \delta\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{N}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\varepsilon}_\omega$$

або

$$\begin{bmatrix} \tilde{\omega}_x \\ \tilde{\omega}_y \\ \tilde{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta\omega_x \\ \delta\omega_y \\ \delta\omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} h^x & \Delta\Psi & -\Delta\Theta \\ -\Delta\Psi & h^y & \Delta\Phi \\ \Delta\Theta & -\Delta\Phi & h^z \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_{\omega_x} \\ \varepsilon_{\omega_y} \\ \varepsilon_{\omega_z} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

де $\tilde{\boldsymbol{\omega}}$ – вектор вимірюваної кутової швидкості; $\boldsymbol{\omega}$ – вектор ідеальної кутової швидкості; $\delta\boldsymbol{\omega}$ – вектор зсуву гіроскопу; \mathbf{h} – матриця, що представляє масштабні коефіцієнти гіроскопу; \mathbf{N} – матриця, що представляє не ортогональність тріади гіроскопів; $\boldsymbol{\varepsilon}_\omega$ – вектор шумів вимірювання кутової швидкості.

Випадкові та систематичні похибки акселерометрів та гіроскопів можна представити використовуючи рівняння (6) та (7).

Звичайно випадкова складова представляє суму білого шуму та додаткових компонентів

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}_w + \boldsymbol{\varepsilon}_c + \boldsymbol{\varepsilon}_r + \boldsymbol{\varepsilon}_q + \boldsymbol{\varepsilon}_d,$$

де п'ять компонентів визначають шуми: білий, кореляційний, випадковий ухід, квантування та тремтіння відповідно. У виконаному дослідженні ми не розглядали випадкову складову похибок вимірювань.

Для демонстрації розробленої нами методики дослідження, ми прийняли до розгляду тільки два типи систематичних похибок, це відхилення або зсув акселерометрів і гіроскопів та взаємна неортогональність їх вісей.

5. Результати досліджень систематичних похибок інерціальної навігаційної системи при аерофотозніманні з безпілотних літальних апаратів

Як зазначалося у постановочній частині, підхід до дослідження систематичних похибок ІНС базується на дослідженні конкретних зразків ІНС. Отримані при дослідженнях дані порівнюють з ідеальними заводськими показниками. В нашому випадку пропонується піти іншим шляхом. Використавши математичну модель ми створили модель ІНС до якої включені на вході можливі джерела похибок. Моделювання роботи ІНС виконано в програмі Matlab Simulink. Нашою метою є оцінка визначення координат по трьох координатних осях.

За відомими даними [4, 5, 14, 15], величини систематичних похибок були прийняті відповідно до табл. 2.

На рис. 5 представлено розроблену структурну модель ІНС в програмі Matlab Simulink.

При дослідженні роботи ІНС прийнято прямолінійну у горизонтальній площині траєкторію руху БПЛА (рис. 6).

У вертикальній площині прийнято модель руху із поступовим зниженням, як показано на рис. 7.

Таблиця 2

Основні систематичні похибки ІНС

Тип	Величина
Відхилення акселерометрів δa	50 μg , 100 μg , 150 μg , 250 μg , 500 μg (1 $\mu\text{g}=9.81 \times 10^{-6} \text{m/s}^2$)
Не ортогональність акселерометрів та гіроскопів Δ	10"
Зсув гіроскопів $\delta\omega$	1°/год, 1,5°/год, 2°/год, 2,5°/год 5°/год

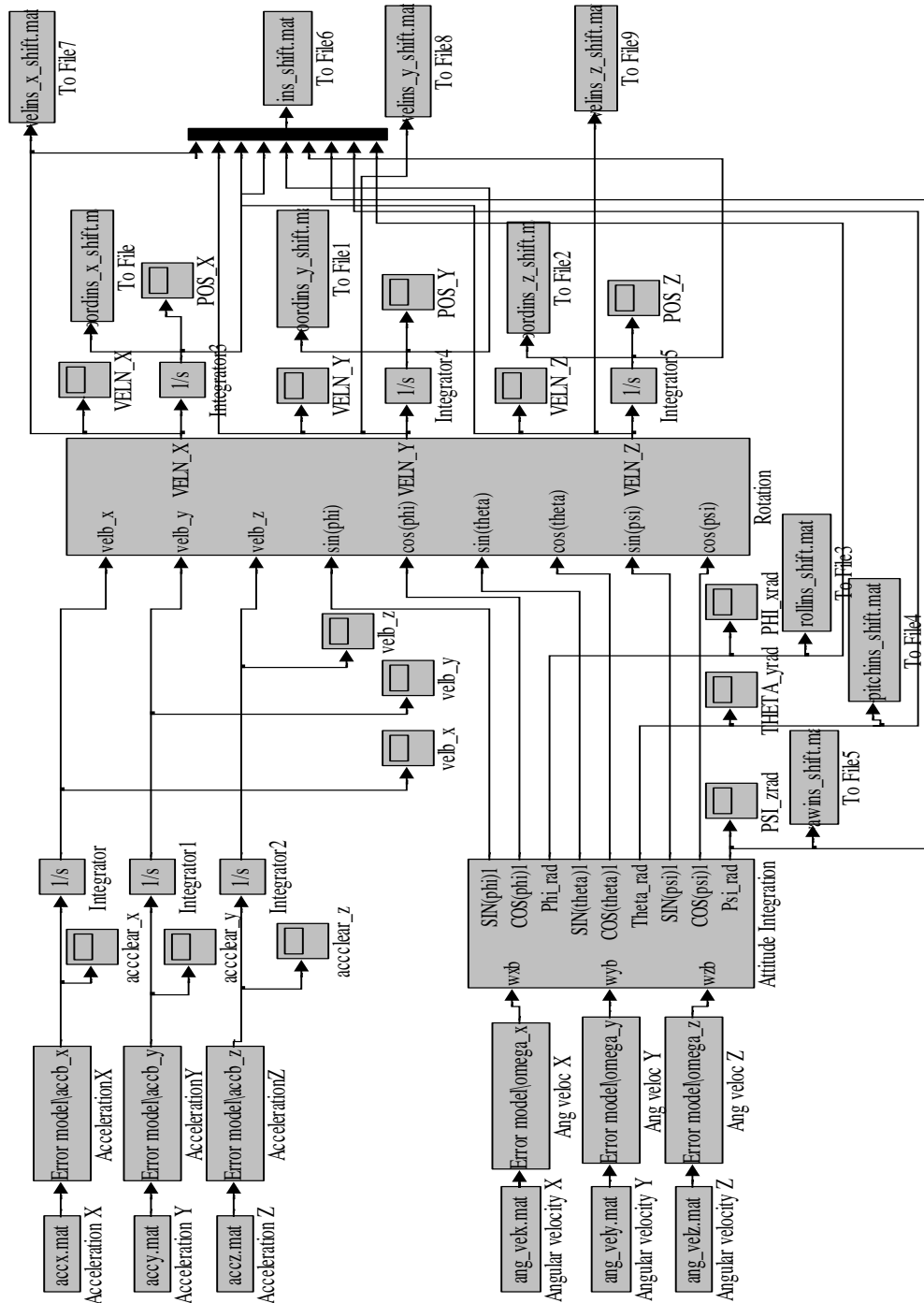


Рис. 5. Структурна модель ІНС створена в системі Matlab Simulink

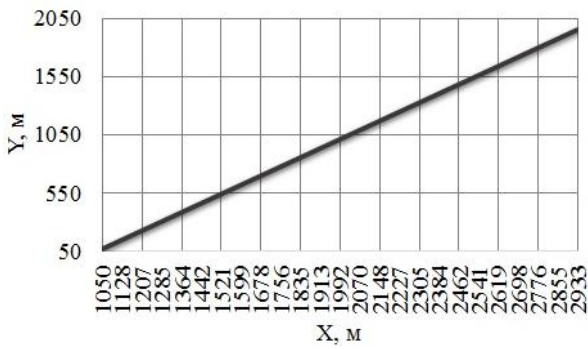


Рис. 6. Проекція траєкторії БПЛА у горизонтальній площині XOY

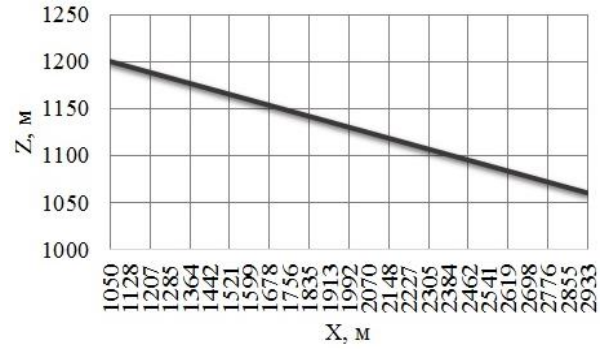


Рис. 7. Проекція траєкторії БПЛА у вертикальній площині XOZ

Рух БПЛА на якому встановлено ІНС прийнято рівномірним, із постійною швидкістю 80 км/год.

При дослідженні було створено m-файл, який одночасно запускав моделювання роботи двох ІНС, з впливом систематичних похибок і без. Під час моделювання автоматично одночасно утворювались різниці координат місцеположення між двома ІНС. Різниці координат отримано для трьох осей X, Y, Z. Всього було виконано 15 модельних пусків ІНС. П'ять пусків було виконано із припущенням, що похибки гіроскопів відсутні, а похибки акселерометрів послідовно приймають значення 50 μg , 100 μg , 150 μg , 250 μg , 500 μg . Наступні п'ять пусків ІНС було виконано із припущенням, що похибки акселерометрів відсутні, а похибки гіроскопів послідовно приймають значення 1°/год, 1,5°/год, 2°/год, 2,5°/год, 5°/год. Метою цих досліджень було встановити вплив окремо вплив гіроскопів та акселерометрів.

Остаточо було виконано п'ять варіантів досліджень, які передбачали наявність систематичних похибок гіроскопів і акселерометрів у наступних варіантах: варіант 1 – 50 $\mu\text{g}/1^\circ/\text{год}$; варіант 2 – 100 $\mu\text{g}/1,5^\circ/\text{год}$; варіант 3 – 150 $\mu\text{g}/2^\circ/\text{год}$; варіант 4 – 250 $\mu\text{g}/2,5^\circ/\text{год}$; варіант 5 – 500 $\mu\text{g}/5^\circ/\text{год}$. Інтервал роботи ІНС прийнято рівним 2 хв.

Представимо результати дослідження впливу систематичних похибок на точність роботи МЕМС ІНС. Використаємо характеристики ІНС з табл. 2. Найбільш зручно представити поведінку похибок в графічному вигляді.

Визначимо вплив систематичних похибок прискорень та кутових швидкостей на точність місцеположення вздовж осі X. Отримані похибки місцеположення наведено на рис. 8–11.

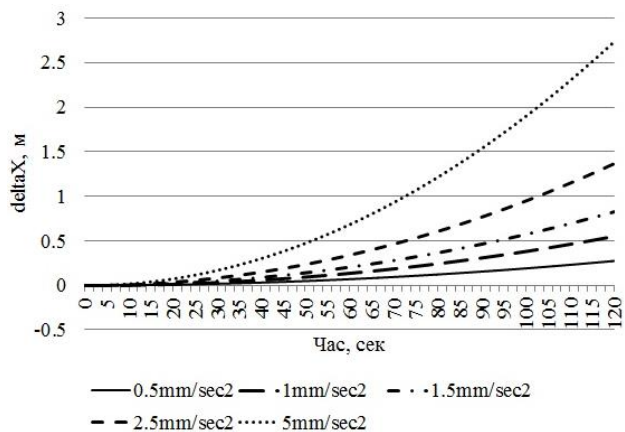


Рис. 8. Накопичення систематичних похибок акселерометрів ІНС, вісь X

При частоті отримання рішень від ГНСС 1 Гц в середині інтервалу похибки координат вздовж осі X не перевищує 0,015 м.

Визначимо вплив систематичних похибок на точність місцеположення вздовж осі Y. От-

римані похибки місцеположення наведено на рис. 12–15.

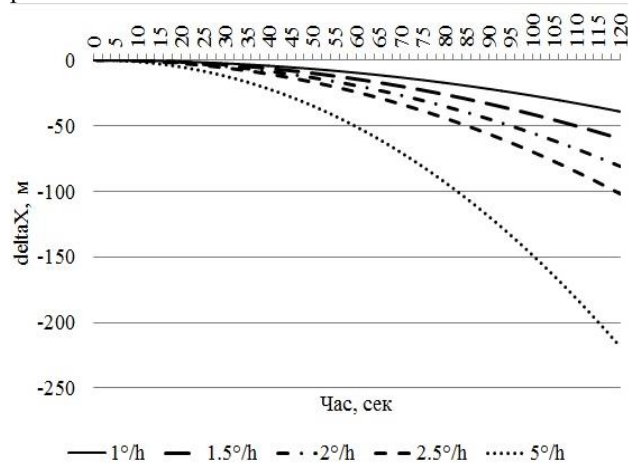


Рис. 9. Накопичення систематичних похибок гіроскопів ІНС, вісь X

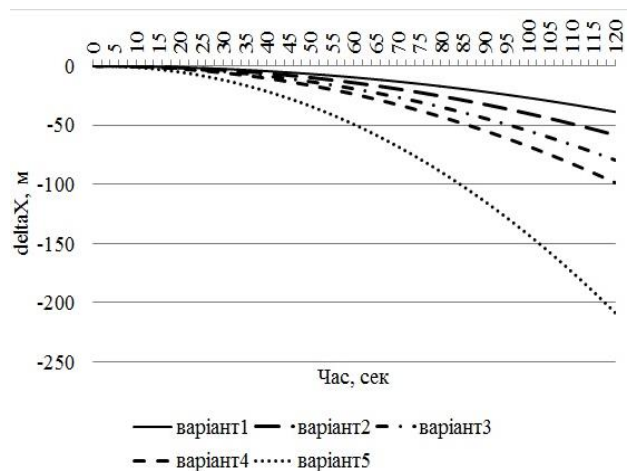


Рис. 10. Накопичення систематичних похибок ІНС за сумісний вплив акселерометрів і гіроскопів, вісь X

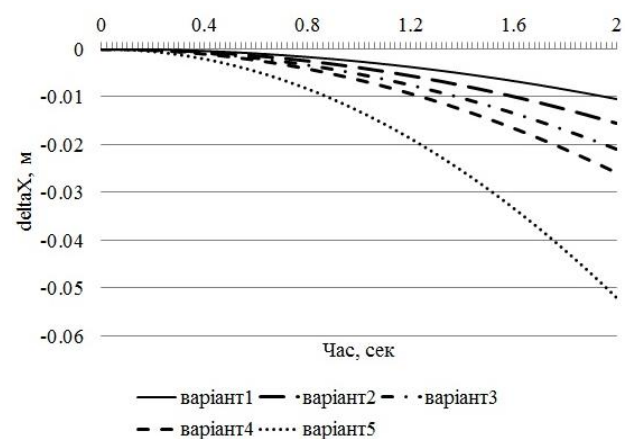


Рис. 11. Накопичення систематичних похибок ІНС за сумісний вплив акселерометрів і гіроскопів на інтервалі 2 сек., вісь X

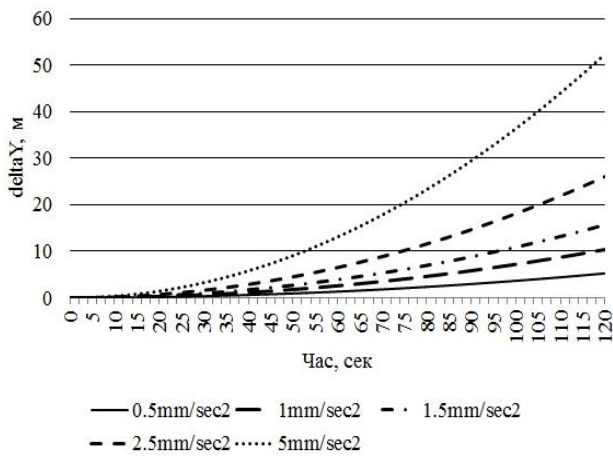


Рис. 12. Накопичення систематичних похибок акселерометрів ІНС, вісь Y

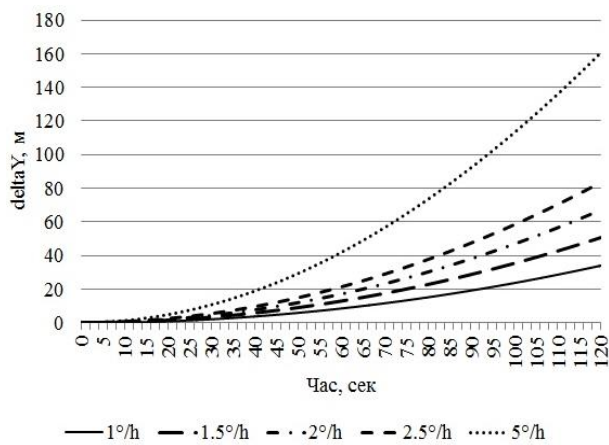


Рис. 13. Накопичення систематичних похибок гіроскопів ІНС, вісь Y

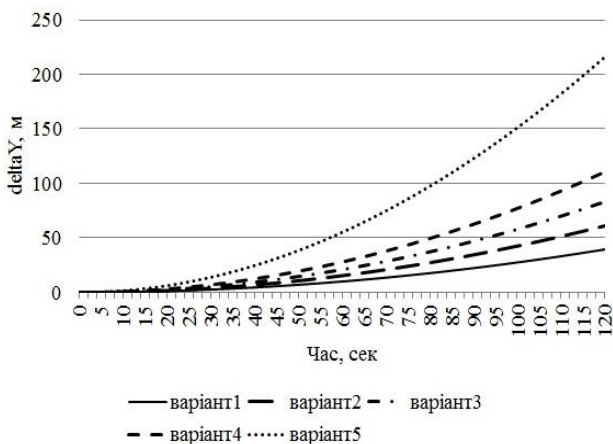


Рис. 14. Накопичення систематичних похибок ІНС за сумісний вплив акселерометрів і гіроскопів на інтервалі 2 хв., вісь Y

При частоті отримання рішень від ГНСС 1 Гц в середині інтервалу похибки координат вздовж осі Y не перевищує 0,02 м.

Визначимо вплив систематичних похибок на точність місцеположення вздовж осі Z. Отримані похибки місцеположення наведено на рис. 16–19.

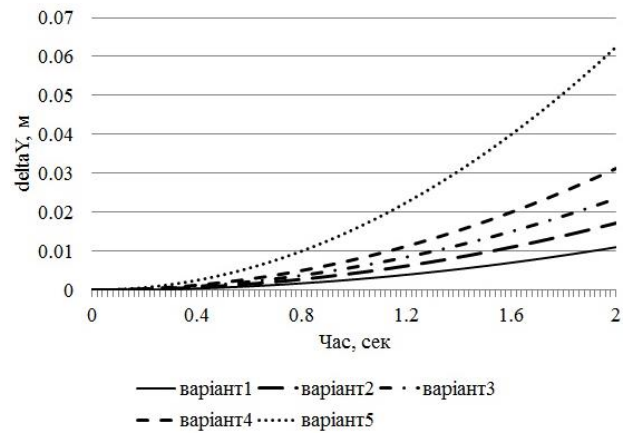


Рис. 15. Накопичення систематичних похибок ІНС за сумісний вплив акселерометрів і гіроскопів на інтервалі 2 сек., вісь Y

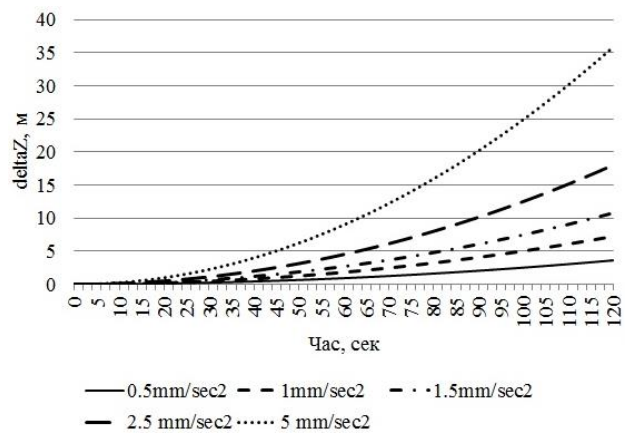


Рис. 16. Накопичення систематичних похибок акселерометрів ІНС, вісь Z

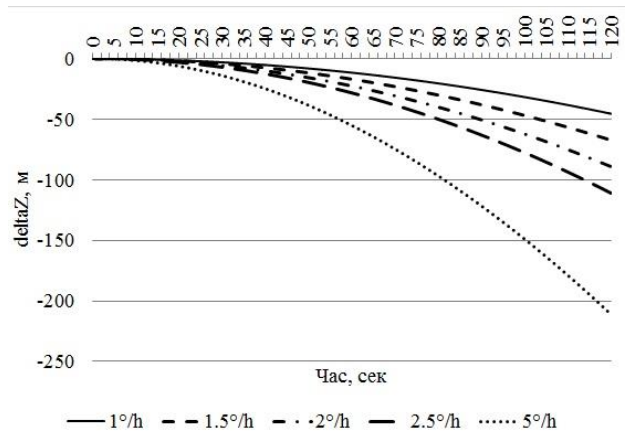


Рис. 17. Накопичення систематичних похибок гіроскопів ІНС, вісь Z

При частоті отримання рішень від ГНСС 1 Гц в середині інтервалу похибки координат вздовж осі Z не перевищує 0,02 м.

Загалом з результатів моделювання очевидно, що МЕМС ІНС не може бути використана, як основне джерело навігаційної інформації при відсутності постійної корекції від ГНСС. Вже через 30 сек відхилення фактичного місцеположення

БПЛА від істинного перевищують 10 м по кожній з координатних осей.

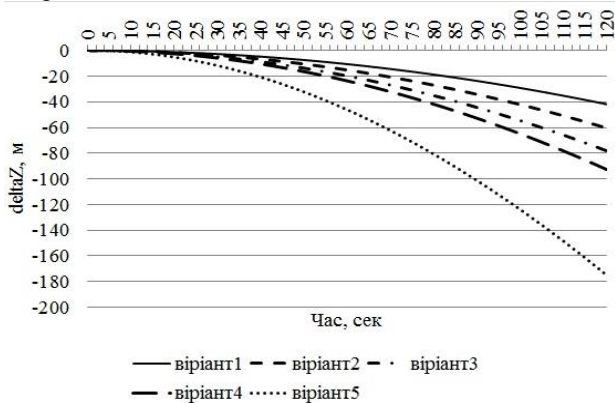


Рис. 18. Накопичення систематичних похибок ІНС за сумісний вплив акселерометрів і гіроскопів на інтервалі 2 хв., вісь Z

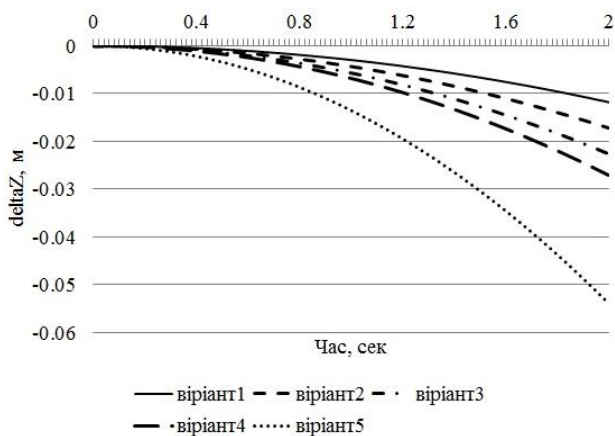


Рис. 19. Накопичення систематичних похибок ІНС за сумісний вплив акселерометрів і гіроскопів на інтервалі 2 сек., вісь Z

6. Аналіз результатів дослідження систематичних похибок інерціальної навігаційної системи при аерофотозніманні з безпілотних літальних апаратів

Для виконання аналізу отриманих результатів необхідно з'ясувати, яким чином систематичні похибки ІНС впливають на похибки визначення координат за матеріалами аерофотознімання з БПЛА. Найбільш логічним є визначити якими є допустимі похибки і порівняти їх з отриманими за результатами моделювання ІНС.

В геодезії прийнято вважати, що якщо похибка окремого джерела не перевищує 1/5 величини загальної похибки, то її впливом можна знехтувати. При цьому у фотограмметрії розглядають очікувані зміщення точок у масштабі аерофотознімка. В такому випадку ми можемо записати:

$$\frac{\delta_{x_{ИНС}}}{m} \leq \frac{1}{5} \delta_x; \quad \frac{\delta_{y_{ИНС}}}{m} \leq \frac{1}{5} \delta_y; \quad \frac{p \delta_{z_{ИНС}}}{H} \leq \frac{1}{5} \delta_p, \quad (8)$$

де $\delta_{x_{ИНС}}, \delta_{y_{ИНС}}, \delta_{z_{ИНС}}$ – похибки визначення координат ІНС (за результатами моделювання); $\delta_x, \delta_y, \delta_p = \delta_z$ – похибки вимірювання координат і паралаксів на знімку; m – масштаб фотографування (при фокусі 50 мм та висоті 200 м = 4000); p – повздовжній паралакс (при перекритті 80 % поперечний паралакс дорівнюватиме 19 м – 5 мм в масштабі знімка).

Якщо прийняти масштабний ряд топографічних планів 1:500, 1:1000, 1:2000, 1:5000, то нормативну похибку у визначенні положення визначають:

$$\delta_x, \delta_y = \frac{0,4 \times M}{\sqrt{2}}, \quad (9)$$

де M – масштаб топографічного плану.

Для визначення допустимої похибки по висоті використовують вираз

$$\delta_z = \frac{1}{3} h, \quad (10)$$

де h – висота перерізу рельєфу топографічного плану, яку приймемо для вказаних масштабів 0,5 м, 1,0 м, 1,0 м, 2,0 м.

Використовуючи вказані вище значення за виразами (9-10) розрахуємо допустимі зміщення точок. Далі за виразами (8) розрахуємо допустимі зміщення точок на знімку та зміщення точок на знімку викликані максимальними систематичними похибками ІНС на інтервалі у 2 секунди (варіант 5). Від допустимих зміщень переходимо до величин, якими можна знехтувати і ці величини порівнюємо з систематичними похибками ІНС.

Виконані таким чином розрахунки зведемо до таблиць. У табл. 3 наведено розрахунки допустимих та очікуваних зміщень точок на аерофотознімку в плані у напрямку осі X.

Таблиця 3

Порівняльний аналіз допустимих та розрахованих похибок ІНС (вісь X)

Масштаб плану	Похибка в плані δ_x , м	Похибка в плані в масштабі аерофотознімку δ_x , мм ($0,2\delta_x$ мм)	Похибки визначення координат ІНС $\delta_{x_{ИНС}}$ на аерофотознімку, мм на інтервалі 2 сек
500	0,14	0,035 (0,007)	0,013
1000	0,28	0,070 (0,014)	0,013
2000	0,57	0,140 (0,028)	0,013
5000	1,43	0,350 (0,070)	0,013

У табл. 4 наведено розрахунки допустимих та очікуваних зміщень точок на аерофотознімку в плані у напрямку осі Y.

У табл. 5 наведено розрахунки допустимих та очікуваних зміщень точок на аерофотознімку по висоті у напрямку осі Z.

Порівняльний аналіз допустимих та розрахованих похибок ІНС (вісь Y)

Масштаб плану	Похибка в плані δ_y , м	Похибка в плані в масштабі аерофотознімку δ_y , мм (0,2 δ_y , мм)	Похибки визначення координат ІНС $\delta_{y_{ІНС}}$ на аерофотознімку, мм на інтервалі 2 сек
500	0,14	0,035 (0,007)	0,016
1000	0,28	0,070 (0,014)	0,016
2000	0,57	0,140 (0,028)	0,016
5000	1,43	0,350 (0,070)	0,016

Таблиця 4

Порівняльний аналіз допустимих та розрахованих похибок ІНС (вісь Z)

Масштаб плану	Похибка по висоті δ_z (переріз), м	Похибка по висоті в масштабі аерофотознімку δ_z , мм (0,2 δ_z , мм)	Похибки визначення координат ІНС $\delta_{z_{ІНС}}$ на аерофотознімку, мм на інтервалі 2 сек
500	0,17 (0,5)	0,004 (0,0008)	0,0013
1000	0,33 (1,0)	0,008 (0,0016)	0,0013
2000	0,33 (1,0)	0,008 (0,0016)	0,0013
5000	0,67 (2,0)	0,017 (0,0032)	0,0013

Таблиця 5

Порівняємо отримані при моделюванні результати із допустимими. Якщо вважати, що ГНСС працює з частотою 1 Гц і дозволяє визначати координати з точністю 0,02–0,03 м в плані та 0,5–0,6 м по висоті, то ІНС цілком дозволяє визначити з необхідною точністю положення БПЛА в інтервалах між ГНСС-вимірюваннями. В такому випадку відпадає необхідність у виконанні інтерполяції місцеположення БПЛА між двома епохами ГНСС-вимірювань. На інтервалі спостережень у 2 секунди ІНС може бути використана при створенні топографічних планів масштабу 1:1000 з перерізом рельєфу 1 м і дрібніше. Такі результати відповідають найгіршій за точністю ІНС, що має систематичний зсув акселерометрів/гіроскопів – 500 $\mu\text{g}/5^\circ/\text{год}$. При використанні ІНС з систематичним зсувом акселерометрів/гіроскопів – 100 $\mu\text{g}/1,5^\circ/\text{год}$, точність системи є достатньою для створення топографічних планів масштабу 1:500 з перерізом 0,5 м.

7. Висновки

В роботі представлено дослідження систематичних похибок ІНС при виконанні аерофотознімання з БПЛА. Дослідження виконано методом математичного моделювання роботи інерціальної навігаційної системи. Для цього було розроблено структурну модель ІНС в програмному середовищі Matlab Simulink, яка дозволяє без виконання великого об'єму польових досліджень моделювати вплив різних похибок ІНС. За результатами аналізу існуючих

моделей систематичних похибок вимірювань ІНС було обрано найпростішу модель накопичення систематичних похибок та виконано моделювання роботи системи з отриманням навігаційних рішень у вигляді координат місцеположення БПЛА. Оцінку точності визначення місцеположення БПЛА було виконано через порівняння ідеальної моделі, без систематичних похибок, із створеною впливом систематичних похибок моделлю. В результаті виконаного дослідження вдалося оцінити величини похибок визначення місцеположення БПЛА за допомогою ІНС.

Аналіз отриманих похибок було виконано через порівняння їх з нормативними вимогами до створення топографічних планів за матеріалами аерофотознімання. Доведено, що ІНС побудовані на базі МЕМС-технології забезпечують БПЛА навігаційною інформацією необхідної точності, в інтервалах між ГНСС-вимірюваннями, яка є достатньою для топографічних робіт в крупних масштабах.

Складність сучасних ІНС вимагає більш детального і всебічного дослідження. Відмітимо, що низько точні ІНС окрім систематичних похибок, мають іншу характерну особливість, це високий рівень шумів на вході системи. Завдяки розробленій нами структурній моделі ми маємо можливість дослідити окремо вплив шумів при відсутності систематичних похибок. Актуальним є питання визначення інтервалу в межах якого вплив випадкової та систематичної складової є практично однаковим. Але найбільш важливим є подальше дослідження швидкості накопичення похибок у кутовій орієнтації та визначенні місцеположення при різних швидкостях руху літального апарату та різних прискореннях, які мають місце при русі літального апарату у неоднорідному повітряному середовищі. Таким чином постає завдання цілого комплексу подальших досліджень, які будуть викладені у наступних публікаціях.

літального апарату та різних прискореннях, які мають місце при русі літального апарату у неоднорідному повітряному середовищі. Таким чином постає завдання цілого комплексу подальших досліджень, які будуть викладені у наступних публікаціях.

Література

1. Ai, M. A Robust Photogrammetric Processing Method of Low-Altitude UAV Images [Text] / M. Ai, Q. Hu, J. Li, M. Wang, H. Yuan, S. Wang // Remote Sensing. – 2015. – Vol. 7, Issue 3. – P. 2302–2333. doi: 10.3390/rs70302302
2. Митрахович, М. М. Беспилотные летательные аппараты: Методика сравнительной оценки боевых возможностей [Текст] / М. М. Митрахович, В. И. Силков, А. В. Самков, Х. В. Бурштынская и др.; под об. ред. В. И. Силкова. – К.: ЦНИИ ВВТ ВС Украины, 2012. – 288 с.
3. Colomina, I. Unmanned aerial systems for photogrammetry and remote sensing: A review [Text] / I. Colomina, P. Molina // ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing. – 2014. – Vol. 92 – P. 79–97. doi: 10.1016/j.isprsjprs.2014.02.013
4. Бекмачев, А. МЭМС-гироскопы и акселерометры Silicon Sensing: английские традиции, японские технологии [Текст] / А. Бекмачев // Компоненты и технологии. – 2014. – № 4. – С. 18–26.

5. Желтова, Н. Н. Применение микромеханических гироскопов в навигационных системах [Текст] / Н. Н. Желтова, В. И. Обухов // Труды Нижегородского государственного технического университета им. Р. Е. Алексеева. – 2015. – № 1 (108). – С. 269–273.

6. Secrets of UAV photomapping [Electronic resource] / Available at: http://s3.amazonaws.com/DroneMapper_US/documentation/pteryx-mapping-secrets.pdf

7. Shin, E.-H. Estimation Techniques for Low Cost Inertial Navigation [Text]: a thesis for the degree doctor of philosophy / E.-H. Shin. – Calgary, 2005. – 206 p.

8. Abdel-Hamid, W. Accuracy Enhancement of Integrated MEMS-IMU/GPS Systems for Land Vehicular Navigation Applications [Text]: a thesis for the degree doctor of philosophy / W. Abdel-Hamid. – Calgary, 2005. – 232 p.

9. Ellum, C. M. The Development of a Backpack Mobile Mapping System [Text]: a thesis for the degree of master of science / C. M. Ellum. – Calgary, 2001. – 172 p.

10. Salytcheva, A. O. Medium Accuracy INS/GPS Integration in Various GPS Environments [Text]: a thesis for the degree of master of science / A. O. Salytcheva. – Calgary, 2004. – 247 p.

11. Багрова, М. С. Алгоритмы комплексирования инерциального блока низкого класса точности и системы спутниковой навигации [Текст]: автореф. дис. ... кандидата техн. наук: 05.11.03 / М. С. Багрова. – МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М., 2001. – 17 с.

12. Grejner-Brzezinska, D. A. High-Accuracy Direct Aerial Platform Orientation with Tightly Coupled GPS/INS System [Text]: / D. A. Grejner-Brzezinska, C. K. Toth. – Ohio Department of Transportation, Office of Aerial Engineering, Federal Highway Administration, 2004.

13. Иванов, В. Оцінка впливу власного дрейфу осі гіроскопа на точність визначення координат наземного рухомого об'єкта [Текст] / В. Иванов, В. Корольов, Б. Оліярнік // Сучасні досягнення геодезичної науки та виробництва. – 2005. – Вип. II. – С. 22–25.

14. Сысоева, С. Тенденции рынка High-end МЭМС-датчиков инерции. Новые уровни характеристик и исполнения [Текст] / С. Сысоева // Компоненты и технологии. – 2014. – № 6. – С. 40–46.

15. Дмитриенко, А. Г. Об исследовании возможности создания инерциальных модулей на основе отечественных технологий объемной микромеханики [Текст] / А. Г. Дмитриенко, А. А. Папко, С. И. Торгашин, И. В. Кирянина // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль. – 2013. – № 3 (5). – С. 45–53.

16. Biezad, D. J. Integrated Navigation and Guidance System [Text] / D. J. Biezad. – Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999. – 242 p. doi: 10.2514/4.861994

17. Бромберг, П. В. Теория инерциальных систем навигации [Текст] / П. В. Бромберг. – М.: Наука, 1979. – 296 с.

References

1. Ai, M., Hu, Q., Li, J., Wang, M., Yuan, H., Wang, S. (2015). A Robust Photogrammetric Processing Method of Low-Altitude UAV Images. Remote Sensing, 7 (3), 2302–2333. doi: 10.3390/rs70302302

2. Mitrahovich, M. M., Silkov, V. I., Samkov, A. V., Burshtynskaja, H. V. et. al; Silkova V. I. (Ed.) (2012). Bespilotnyie letatelnyie apparaty: Metodika sravnitelnoy otsenki boevyih vozmozhnostey [Unmanned Aerial Vehicles:

Methods of comparative assessment of the combat capabilities]. Kyiv: TsNII VVT VS Ukrainy, 288.

3. Colomina, I., Molina, P. (2014). Unmanned aerial systems for photogrammetry and remote sensing: A review. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 92, 79–97. doi: 10.1015/j.isprsjprs.2014.02.013

4. Bekmachev, A. (2014). MEMS-giroskopyi i akcelerometrii Silicon Sensing: angliyskie traditsii, yaponskie tehnologii [MEMS gyroscopes and accelerometers Silicon Sensing: the British tradition, the Japanese technology]. Journal Components and Technologies, 4, 18–26.

5. Zheltova, N. N., Obuhov, V. I. (2015). Primenenie mikromekhanicheskikh giroskopov v navigatsionnykh sistemah [Application of micromechanical gyroscopes for navigation systems]. Proceedings of the Alekseev Nizhny Novgorod State Technical University, 1 (108), 269–273.

6. Secrets of UAV photomapping. Available at: http://s3.amazonaws.com/DroneMapper_US/documentation/pteryx-mapping-secrets.pdf

7. Shin, E.-H. (2005). Estimation Techniques for Low Cost Inertial Navigation. Calgary, 206.

8. Abdel-Hamid, W. (2005). Accuracy Enhancement of Integrated MEMS-IMU/GPS Systems for Land Vehicular Navigation Applications. Calgary, 232.

9. Ellum, C. M. (2001). The Development of a Backpack Mobile Mapping System. Calgary, 172.

10. Salytcheva, A. O. (2004). Medium Accuracy INS/GPS Integration in Various GPS Environments. Calgary, 247.

11. Bagrova, M. S. (2001). Algoritmyi kompleksirovaniya inertsialnogo bloka nizkogo klassa tochnosti i sistemiyi sputnikovoy navigatsii [Algorithms aggregation inertial unit low grade accuracy and satellite navigation systems]. Bauman Moscow State Technical University. Moscow, 17.

12. Grejner-Brzezinska D. A., Toth, C. K. (2004). High-Accuracy Direct Aerial Platform Orientation with Tightly Coupled GPS/INS System. Project, Ohio Department of Transportation, Office of Aerial Engineering, Federal Highway Administration.

13. Ivanov, V., Korol'ov, V., Oliyarnik, B. (2005). Ocinka vplyvu vlasnogo drejfu osi giroskopa na tochnist' vy'znachennya koordynat nazemnogo ruхомого ob'yekta [Assessing the impact of its own axis gyro drift on accuracy of coordinates of ground moving object]. Modern achievements of geodetic science and industry, II, 22–25.

14. Syisoeva, S. (2014). Tendentsii ryinka High-end MEMS-datchikov inertsi. Novyie urovni harakteristik i ispolneniya [Trends High-end MEMS inertial sensors. New levels of performance and characteristics]. Journal Components and Technologies, 6, 40–46.

15. Dmitrienko, A. G., Papko, A. A., Torgashin, S. I., Kiryanina, I. V. (2013). Ob issledovanii vozmozhnosti sozdaniya inertsialnykh moduley na osnove otechestvennykh tehnologiy ob'emnoy mikromekhaniki [On the investigation of the possibility of creating inertial modules based on domestic technology bulk micromechanics]. Measurement. Monitoring. Management. Control, 3 (5), 45–53.

16. Biezad, D. J. (1999). Integrated Navigation and Guidance Systems. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 242. doi: 10.2514/4.861994

17. Bromberg, P. V. (1979). Teoriya inertsialnykh sistem navigatsii [Theory of inertial navigation systems]. Moscow: Nauka, 296.

Дата надходження рукопису 25.08.2015

Шульц Роман Володимирович, доктор технічних наук, професор, декан факультету ГІС і управління територіями, кафедра інженерно геодезії, Київський національний університет будівництва і архітектури, пр. Повітрофлотський, 31, м. Київ, Україна, 03680
E-mail: r-schultz@mail.ru

Крельштейн Петр Давидович, доцент, кандидат технічних наук, кафедра землеустрою і кадастру, Київський національний університет будівництва і архітектури, пр. Повітрофлотський, 31, м. Київ, Україна, 03680

Маліна Ірина Анатоліївна, кандидат технічних наук, кафедра інженерної геодезії, Одеська державна академія будівництва і архітектури, вул. Дідріхсона, 4, м. Одеса, Україна, 65029

УДК 629.612436

DOI: 10.15587/2313-8416.2015.49339

АНАЛІЗ ЕФЕКТИВНОСТІ СУЧАСНИХ ТА ПЕРСПЕКТИВНИХ МЕТОДІВ І ЗАСОБІВ ЗНИЖЕННЯ ШКІДЛИВИХ ВИКИДІВ АВТОМОБІЛЬНОГО ТРАНСПОРТУ

© В. П. Юдін, А. М. Каплуновська, О. В. Тарасенко, Г. А. Золотарев

У статті розглянуто стан забруднення атмосфери шкідливими викидами автотранспорту, еволюція їх нормування в Європейському союзі, причини відставання за нормами викидів автотранспорту в Україні; проаналізовані конструктивні, організаційні та контролюючі заходи щодо зменшення рівня шкідливих викидів; представлені нестандартні пропозиції по взаємодії власників автотранспортних засобів з контролюючими органами; позитивний досвід Запорізького регіону

Ключові слова: екологія, навколишнє середовище, автотранспорт, бензин, дизельне паливо, викиди, нормування, контроль, зниження, заходи

The article studies the degree of atmosphere pollution with automobile transport exhaust gases, the evolution of their rating in the European Union, and the reasons why Ukrainian automobile transport exhaust gases lag behind in meeting emission standards. Constructive, organizational, and regulating techniques aimed at reducing the amount of exhaust gases are analyzed; non-standard propositions concerning cooperation of motor vehicle owners and regulatory authorities are offered; the examples of successful practices employed in Zaporizhia region are given

Keywords: ecology, environment, automobile transport, petrol, diesel fuel, emissions, limitation, regulation, reduction, technique

1. Вступ

Роль автомобіля у житті сучасної людини постійно зростає. Автомобіль став символом якості життя. За станом на початок 2015 року автомобільний парк світу перевищив 1 мрд одиниць, в тому числі в Україні наближається до 10 млн. Неухильне зростання чисельності автомобілів сприяє розвитку негативних екологічних факторів, перш за все, погіршенню атмосферного повітря. Ця загальнолюдська проблема примушує вчених і виробників автомобільних транспортних засобів шукати як глобальні, так і тимчасові методи і засоби зниження шкідливих викидів у відпрацьованих газах автомобільних двигунів.

2. Аналіз літературних даних про нормування шкідливих викидів автотранспорту

У далекому вже 1992 році країни Євросоюзу ввели на своїй території першу норму Євро-1 ЄЕК ООН, яка встановлювала гранично-допустимий вміст токсичних речовин у відпрацьованих газах автомобілів. На протязі кожних наступних 4–5 років Євросоюз неухильно посилював ці норми. Наприкінці 2015 року у Європі планується введення до дії нормативу Євро-6. Перш за все, йдеться про вміст монооксиду вуглецю (CO), вуглеводнів (HC), оксидів азоту (NO) та твердих частинок [1–3].

Ретельний аналіз динаміки зниження норм шкідливих викидів за 23 роки від Євро-1 до Євро-6 показує, що по дизельним двигунам норми викидів знизилась у 5–6 разів, по бензиновим двигунам – у 2,0–2,5 рази, а по твердим частинкам РМ (сажі) у дизелів – в 28 разів (!). Саме ці частинки можуть бути носіями онкологічно небезпечного бенз(а)пірену [2, 4].

На цей час дизельні автомобілі у Євросоюзі складають більше 50 % усіх нових автомобілів і саме вони є основними джерелами забруднення оксидами азоту. Слід відмітити, що за даними ЄЕК ООН реальний рівень шкідливих викидів автомобілів з дизельними двигунами при переході з Євро-3 на Євро-6 знизився лише на 40 %. Тому ЄЕК ООН готує зараз покращену процедуру сертифікації нових автотранспортних засобів, згідно з якою з 2017 року автовиробники будуть зобов'язані окрім заводських і стендових випробувань проводити реальні дорожні випробування з використанням сучасної портативної системи вимірювання викидів [5].

Більшість вітчизняних (в тому числі російських) автомобілів у віці понад 20 років ледве відповідають нормам Євро-2 по ДСТУ 4276-04 і ДСТУ 4277-04 [6, 7]. З 1-го січня 2014 року в Україні були введені норми викидів на рівні стандарту Євро-4, який діє у Євросоюзі з 2005 року.