

МОДЕЛЮВАННЯ ПЕРВИННИХ ВИМІРЮВАНЬ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ДЛЯ ІНТЕГРАЦІЇ ЗІ СУПУТНИКОВОЮ СИСТЕМОЮ НАВІГАЦІЇ

У роботі експериментально обґрунтована необхідність інтеграції глобальної супутникової системи навігації з інерціальною у транспортних системах. Наведено основні системи відліку, які використовуються в інтеграції. Також розглянуто моделювання первинних вимірювань (окремо для акселерометрів та гіроскопів) безплатформної інерціальної навігаційної системи, що є важливим етапом при подальшому дослідженні схем інтеграції.

Вступ. Останнім часом усе більше зростають потреби у точних навігаційних системах (НС), що, у свою чергу, спричиняє активні дослідження у сфері їх покращення та розвитку. Зокрема, міжнародна організація ICAO створила спеціальний комітет FANS, що займається майбутніми аеронавігаційними системами і на який покладено завдання розробки та впровадження програми організації повітряного руху (ATM) [1]. Комітет FANS запропонував більше використовувати цифрові технології, до яких належать глобальні навігаційні супутникові системи (ГНСС) з різними ступенями автоматизації, з метою створення оптимальної глобальної ATM.

Оскільки ГНСС повинні стати основними засобами навігації, то до них ставляться підвищені вимоги з точності, доступності, цілісності та безперервності обслуговування, які викладені у новій концепції потрібних навігаційних характеристик (RNP) [2]. З метою покращення цих характеристик ведуться активні дослідження у сфері функціональних доповнень ГНСС (SBAS, GBAS, LAAS) та їх інтеграції з іншими НС.

Експериментально підтвержене обґрунтування необхідності комплексування інформації від інерціальних та супутникових систем навігації

Відомо, що хоча ГНСС є високоточною, проте вона дуже чутлива до перешкод, навмисних чи природних, а також містить багато шумів у вимірюваннях [3, 15,16].

З метою виявлення „слабких” місць ГНСС та підтвердження необхідності комплексування інформації було проведено експеримент, де використовувалось таке обладнання: одночастотні „Навігатор” на базі GPS приймача SuperstarII та „Геодезичний прилад” на базі GPS приймача Novatel OEM VI, двочастотний GPS приймач Novatel DL-4, двочастотна антена GPS-600-LB, спліттер та джерело живлення. Траєкторію маршруту зображено на рис. 1.



Рис. 1. Загальний вигляд траєкторії в Google Earth

Дана траєкторія руху включає також шлях повз декілька мостів, що позначені на рис. 1 – 2 таким чином: 1 – Петрівський міст, 2 – залізничний міст, 3 – міст Патона, 4 – міст метро, 5 – парковий міст. Зеленим трикутничком позначені координати базової станції Національного авіаційного університету (НАУ). Положення, обраховані зазначеними вище приймачами, були записані та проаналізовані за допомогою програмного забезпечення. З рис. 2 видно, що при проходженні під мостами спостерігаємо або „розриви” в даних, або значні зміщення координат.

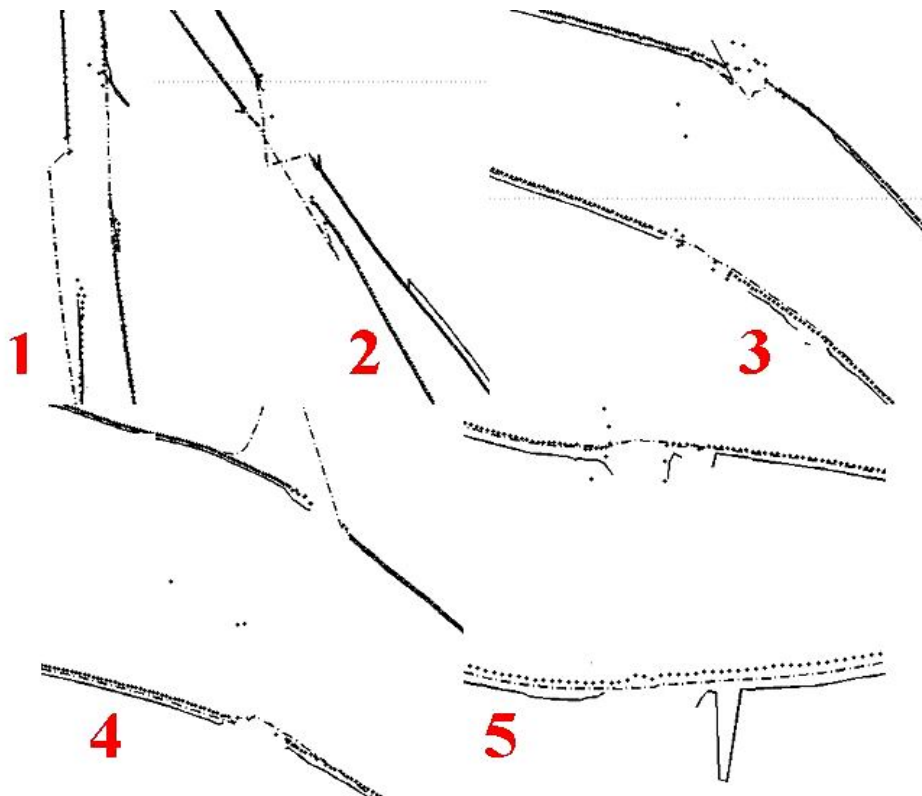


Рис. 2. Погіршене позиціонування при проходженні під мостами

На рис. 2 пунктирною лінією відображаються дані з „Геодезичного приладу”; штрихпунктирною – з „Навігатора”; суцільною – еталонна траєкторія, розрахована за допомогою GrafNav/GrafNet на основі вимірювань псевдовідстаней та ефемеридних даних двочастотного приймача Novatel DL-4 і базової станції НАУ. Необхідно зазначити, що приймачі були налаштовані приймати також повідомлення EGNOS, що є однією із SBAS систем [4], проте навігаційне рішення GPS/SBAS було отримано лише два рази під час експерименту та й то на декілька секунд.

З даного експерименту та подібних (на автомобілі під час руху у місті) видно, що самостійно ГНСС не відповідає вимогам до постійного точного позиціонування, а тому потребує додатково інтеграції з іншим навігаційним засобом. Серед різних НС найбільш очевидним вибором для інтеграції є інерціальні навігаційні системи (ІНС), що обґрунтовується їх різною фізичною природою, характеристиками похибок та вимірюваними сигналами. Така інтеграція широко використовується у сучасних НС [5, 6], оскільки їх комплементарна ефективність переважає недоліки окремих систем. ІНС є автономною і забезпечує хорошу точність на коротких часових інтервалах, проте її самостійне використання обмежене за рахунок збільшення з часом зсуву інерційних сенсорів. Проте якщо ці систематичні зсуви калібрувати за допомогою GPS, то ІНС може використовуватись впродовж довгих періодів без погіршення характеристик. Тому їхнє спільне використання дозволяє, з одного боку, обмежити зростання похибок ІНС, а з іншого – знизити шумову складову похибок супутникових НС, підвищити темп видачі інформації бортовим споживачам, істотно підняти рівень завадостійкості [7]. Це є головним обґрунтуванням для інтеграції ГНСС/ІНС.

Огляд останніх досліджень і публікацій. Комплексуванню інформації ГНСС/ІНС присвячено багато публікацій. Зокрема, у роботах [8 – 11] висвітлюються питання схем інтеграції, їх принципу дії та ефективності. Потрібно сказати, що останнім часом особливу цікавість викликають дуже щільно інтегровані схеми із застосуванням інерціальних датчиків малої вартості [9 – 10]. Що стосується робіт, де розглядаються питання моделювання ІНС, то до них можна віднести [12 – 14], де в основному розглянуто моделювання похибок ІНС та алгоритмізація навігаційних рівнянь. У [13, 14] розглядається моделювання первинних вимірювань інерціально-супутникових навігаційних систем (ІНС).

Завдання досліджень включає в себе детальне вивчення схем інтеграції ІНС та їх алгоритмізацію. Проте перед тим, як переходити до схем інтеграції, потрібно спочатку промодельовати самі системи окремо, верифікувати їх моделі. Оскільки на даний час приймачі ГНСС є у нас у наявності, а ІНС знаходиться на стадії проектування, то моделювання почнемо з ІНС. Воно складається з трьох основних частин: а) моделювання первинних вимірювань (raw measurements), б) моделювання похибок системи, в) алгоритмізація навігаційних рівнянь [13, 14]. **Метою даної статті** є формування моделей первинних вимірювань ІНС, що потрібні для більш детального вивчення схем інтеграції.

Системи відліку. Перед тим, як проводити дослідження з інтеграції названих НС, необхідно означити основні системи відліку (СВ), що будуть використовуватись, оскільки правильний їх вибір може спростити навігаційні обрахунки, дати менший набір необхідних датчиків.

Земна система відліку (*Earth Frame*, позначаємо індексом e), також відома під назвою *Геоцентрична земна система відліку* (*Earth Centred Earth Fixed, ECEF*) або *Всесвітня геодезична система відліку* (*World Geodetic System, WGS-84*) – це тривимірна координатна СВ, центр якої збігається з центром мас Землі, вісь Z спрямована вздовж осі обертання Землі. Осі X та Y розташовані в площині екватора, вісь X проходить через Грінвічський меридіан, вісь Y доповнює трійку до правої.

Система відліку, що пов'язана з тілом (Body Frame, позначаємо індексом b) – це тривимірна координатна СВ, центр якої збігається з центром мас транспортного засобу (ТЗ). Звичайно вісь X направлена перпендикулярно вліво (іноді вправо) до повздовжньої осі, вісь Y збігається з повздовжньою віссю ТЗ, а вісь Z спрямована донизу.

Навігаційна система відліку (Navigation Frame, позначаємо індексом n) – це система, яка використовується для чисельної інтеграції навігаційних диференціальних рівнянь. У даній роботі під навігаційною СВ (НСВ) розуміємо локальну систему відліку *Північ, Схід, Донизу* (*North East Down, NED*). Це тривимірна СВ, вісь X якої спрямована вздовж локальної Півночі, вісь Y – вздовж локального Сходу, а Z – вздовж місцевої вертикалі в напрямку вниз. Початок системи відліку збігається з центром мас ТЗ.

Інерціальна система відліку (Inertial Frame, позначаємо індексом i) – це тривимірна СВ, початок якої збігається з центром мас Землі, і припускається, що її осі не обертаються відносно фіксованих зірок. Вісь Z спрямована вздовж осі обертання Землі. Оскільки планета обертається, то вважаємо, що інерціальна СВ збігається із земною на час початку руху ТЗ, а різниця між ними є лінійною функцією від часу і кутової швидкості обертання Землі.

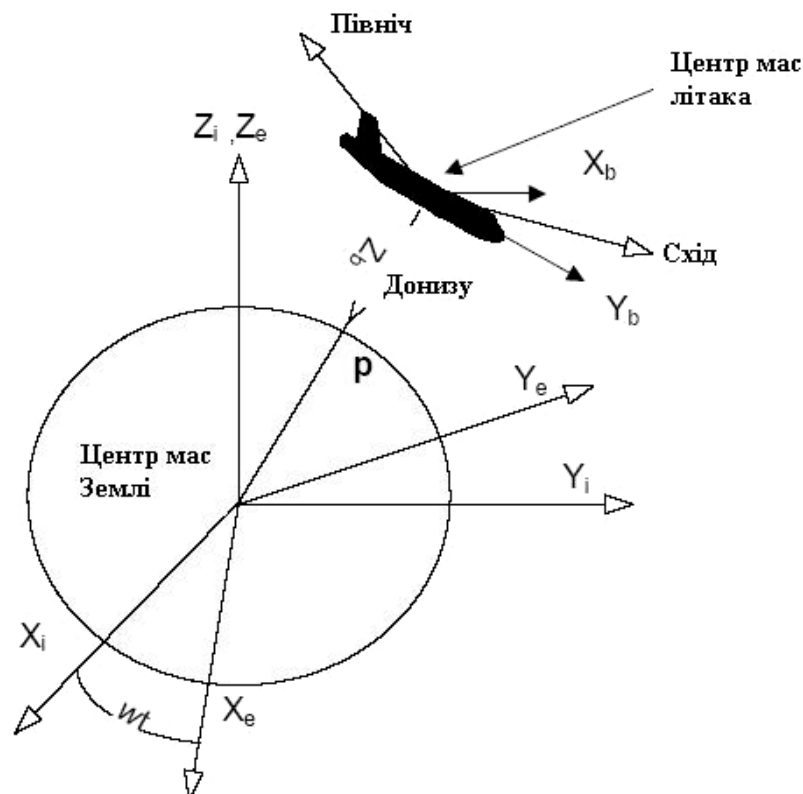


Рис. 3. Системи відліку

У роботі розглядається **отримання первинних вимірювань ІНС**. Для таких розрахунків за основу можна брати реальні GPS дані про просторове положення (широта, довгота, висота, або X, Y, Z ECEF) об'єкта в часі, що накопичені під час експерименту, згладивши їх та доповнивши даними про швидкість та кутові швидкості. Усю траєкторію розбиваємо на частини з постійними швидкостями, а ці частини поєднуємо між собою сегментами з поворотом, які містять зміни швидкостей. Для цього беремо дані початкової та кінцевої швидкостей сусідніх сегментів. Щоб сегменти поворотів були плавними, беремо постійні величини прискорення на них.

Вимірювання ІНС складаються з вимірювань акселерометрів та гіроскопів. Розглянемо спочатку **первинні вимірювання акселерометрів**.

Рівняння для акселерометра має вигляд [15, 16]

$$f = a + g, \quad (1)$$

де f – сила, що показується на виході акселерометра;

a – прискорення ТЗ;

g – гравітаційне прискорення.

Оскільки акселерометр не може відрізнити інерційне прискорення від прискорення гравітаційного походження, то останнє розраховуємо для кожного місцеположення ТЗ вздовж траєкторії (рис. 4) за допомогою рівняння [9]:

$$g(h) = \frac{9.780318 \cdot (1 + 5.3024 \times 10^{-1} \cdot \sin^2 \varphi - 5.9 \times 10^{-1} \cdot \sin^2 2\varphi)}{\left(1 + \frac{h}{R}\right)^2}, \quad (2)$$

де φ , h – поточні широта і висота;

R – радіус Землі.

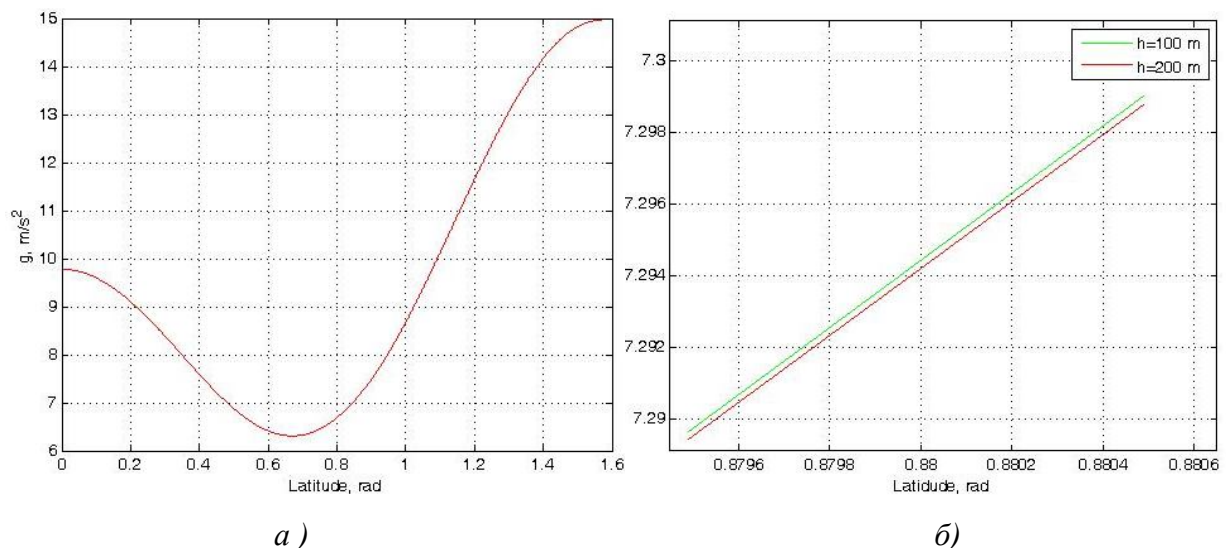


Рис. 4. Графіки залежностей гравітаційного прискорення від широти та висоти:
а) широта 0 – 90°, б) широта 50.390992536-50.473232713 ° (min-max з експерименту)

У роботі будемо розглядати безплатформну інерціальну навігаційну системау (БІНС). Конфігурація БІНС така, що інерціальні вимірювальні елементи жорстко зафіксовані на тілі ТЗ на відміну від платформної конструкції. Тоді прискорення вимірюємо в СВ тіла і позначаємо як a^b , а перетворення їх між СВ тіла та НСВ здійснюється так:

$$a^b = C_n^b a^n, \quad (3)$$

де a^b – вектор прискорення, виражений у СВ тіла;

a^n – вектор прискорення, виражений у НСВ;

C_n^b – матриця перетворення з НСВ до СВ тіла.

З рівняння (3) видно, що для того, щоб отримати модельоване значення вимірюваного прискорення в БІНС (система відліку тіла), потрібні матриця перетворення та вектор прискорення (у НСВ).

Рівняння прискорення в НСВ записується таким чином [15]:

$$a^n = \dot{v}_e^n + (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times v_e^n, \quad (4)$$

де v_e^n – швидкість ТЗ відносно Землі, виражена в НСВ;

\dot{v}_e^n – швидкість зміни відносної швидкості ТЗ/Земля, виражена в НСВ;

ω_{ie}^n – кутова швидкість обертання планети, подана в НСВ;

ω_{en}^n – кутова швидкість обертання НСВ відносно земної системи відліку (ЗСВ), що зображена в НСВ.

Для обрахунку \dot{v}_e^n застосовуємо закон Коріоліса:

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_n = \left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i - \omega_{in} \times v_e, \quad (5)$$

де індекс e позначає земну геоцентричну СВ, i – інерціальну, n – навігаційну;

v_e – швидкість ТЗ відносно Землі;

ω_{in} – кутова швидкість між НСВ та інерціальною.

Виразивши рівняння (5) у НСВ, отримуємо

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_n = \left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i^n - \omega_{in}^n \times v_e^n. \quad (6)$$

Ліва частина рівняння може бути записана як \dot{v}_e^n , оскільки це і є похідна від вектора v_e відносно НСВ, вираженої у ній же, тобто

$$\dot{v}_e^n = C_i^n \left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i - \omega_{in}^n \times v_e^n, \quad (7)$$

де C_i^n – матриця перетворення між інерціальною СВ та НСВ.

Елементи матриці отримуємо з поширення її похідної з використанням вектора кутових швидкостей ω_{in}^n .

Із застосуванням закону Коріоліса $\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i$ записуємо як

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i = \left. \frac{dv_e}{dt} \right|_e + \omega_{ie} \times v_e. \quad (8)$$

Рівняння (8), що виражене в інерціальній системі відліку, має такий вигляд:

$$\left. \frac{dv_e}{dt} \right|_i = \left. \frac{dv_e}{dt} \right|_e^i + \omega_{ie}^i \times v_e^i \quad (9)$$

або

$$\frac{dv_e}{dt}\Big|_i = C_e^i \frac{dv_e}{dt}\Big|_e + \omega_{ie}^i \times v_e^i, \quad (10)$$

де C_e^i – матриця перетворення з геоцентричної СВ в інерціальну.

Після підстановки рівняння (10) в (7) \dot{v}_e^n має такий вигляд:

$$\dot{v}_e^n = C_i^n \left[C_e^i \frac{dv_e}{dt}\Big|_e + \omega_{ie}^i \times v_e^i \right] - \omega_{in}^n \times v_e^n. \quad (11)$$

У рівнянні (11) похідна $\frac{dv_e}{dt}\Big|_e$ може бути записана як \dot{v}_e^e та апроксимована таким виразом:

$$\dot{v}_e^e = \frac{v_{e,k}^e - v_{e,k-1}^e}{\Delta t}, \quad (12)$$

де k – номер ітерації;

Δt – час вимірювання між двома ітераціями.

Вираз для ω_{in}^n має такий вигляд:

$$\omega_{in}^n = \omega_{en}^n + \omega_{ie}^n, \quad (13)$$

де $\omega_{ie}^n = [\Omega \cos L \quad 0 \quad -\Omega \sin L]^T$ містить компоненти швидкості обертання Землі, що спроектовані на осі НСІ, а ω_{en}^n обраховується у такий спосіб:

$$\omega_{en}^n = \left[\frac{v_E}{R_0 + h} \quad -\frac{v_N}{R_0 + h} \quad -\frac{v_E \tan L}{R_0 + h} \right]^T, \quad (14)$$

де $v_e^n = [v_N \quad v_E \quad v_D]^T$ – вектор швидкості ТЗ відносно Землі;

v_N – компонент швидкості вздовж північного напрямку, v_E – компонент швидкості вздовж східного напрямку;

v_D – компонент швидкості вздовж локальної вертикалі (спрямований до центру мас Землі);

Ω – кутова швидкість обертання Землі;

L, h – поточні широта та висота;

ω_{en}^n – кутова швидкість обертання з НСВ у земну, що виражена в НСВ;

ω_{ie}^n – кутова швидкість обертання із земної системи відліку до інерціальної, що виражена в НСВ;

ω_{in}^n – кутова швидкість обертання з НСВ в інерціальну, що виражена в НСВ.

Величини v_e^n для заданої траєкторії обраховуються з використанням широти, довготи та висоти точок траєкторії за допомогою диференціювання величин положення (в інерціальній СВ) для сусідніх точок та ділення та час вимірювання між двома ітераціями. Це дає вектор швидкості ТЗ відносно Землі, що виражений в інерціальній СВ. Щоб перетворити його в НСВ (v_e^n), використовуємо вектор кутової швидкості обертання між двома СВ (ω_{in}^n). Векторний добуток векторів кутової швидкості та положення віднімається від вектора швидкості (в інерціальній системі відліку), щоб отримати v_e^n .

Таким чином, використовуючи розрахунки, що наведені вище, можна за допомогою рівняння (4) розрахувати a^n , а потім, застосовуючи (3), розрахувати a^b , яке є первинними вимірюваннями акселерометрів.

Первинні вимірювання гіроскопів. Процес отримання кутових швидкостей ТЗ, що є вимірюваннями гіроскопа, починається з даних про його орієнтацію. Кут тангажа отримуємо з відносної висоти між двома сусідніми точками, кут рискання (кут азимута) – з широти та довготи двох сусідніх точок, а кут крену вважаємо постійним під час повороту. Опираючись на ці тривимірні дані про положення та орієнтацію ТЗ, обраховуємо приблизно похідні на відповідній частоті (100 Гц у моделюванні).

Потрібно нагадати, що в наведених вище розрахунках, які стосуються кутів орієнтації, дані були згладжені, тобто було зроблено припущення, що під час перехідного періоду двох послідовних станів ТЗ значного руху не було. Це припущення працює для не дуже маневрених об'єктів.

Вихід закріпленого на ТЗ гіроскопа отримуємо з апроксимованих похідних. Гіроскопи, що вмонтовані на тілі ТЗ, дають вектор кутових швидкостей тіла. Він позначається ω_{ib}^b і є кутовою швидкістю тіла ТЗ відносно інерціальної СВ, що виражена у СВ тіла, і розраховується таким чином:

$$\omega_{ib}^b = \omega_{nb}^b + \omega_{in}^b, \quad (15)$$

де ω_{in}^b – кутова швидкість обертання НСВ відносно інерціальної, що виражена в СВ тіла;

ω_{nb}^b – кутова швидкість обертання СВ тіла відносно навігаційної, що виражена в СВ відліку тіла.

Дві складові рівняння (15) отримуються у такий спосіб. Кутова швидкість ω_{nb}^b в проєкціях на осі записується як

$$\omega_{nb}^b = (\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z)^T, \quad (16)$$

і розраховується таким чином:

$$\begin{pmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + C_3 \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + C_3 C_2 \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix}, \quad (17)$$

де C_1, C_2, C_3 – матриці обертання для поворотів, що позначені відповідно кутами ψ, θ, φ , навколо осей z, y, x . Ці кути описують повороти у просторі. Важливо під час розрахунків зберігати вказаний порядок поворотів (18) [15, 16]. Матриці перетворень для кожного кута (ψ, θ, φ) описані такими рівняннями:

$$C_1 = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, C_2 = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}, C_3 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & \cos \varphi \end{pmatrix}. \quad (18)$$

Потрібно відмітити, що матриця C_1 не використовується в рівнянні (17), проте вона використовується в обрахунку матриці перетворення з навігаційної системи відліку в систему відліку тіла C_n^b , що є добутком трьох матриць, тобто $[C_1 C_2 C_3]$.

З тією самою частою (100 Гц) обраховуємо кутові швидкості $\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ за допомогою ділення послідовних значень кутів на проміжок часу. Вектор ω_{in}^b визначаємо за допомогою застосування матриці перетворення C_n^b до ω_{in}^n (використовуючи рівняння (13), а ω_{ib}^b потім розраховуємо, використовуючи рівняння (15) – (17).

Висновки та подальші дослідження. У роботі підтверджено експериментально уразливість ГНСС різними перешкодами, а також обґрунтовано необхідність інтеграції НС. Крім того, також розглянуто принципи моделювання первинних вимірювань ІНС (за відсутності самої ІНС) за допомогою використання згладжених даних траєкторії ГНСС. Це є важливим етапом у розробці схем комплексування інформації в інерціально-супутникових системах, оскільки моделювання первинних вимірювань потрібне для більш детального вивчення в подальшому схем інтеграції інерціально-супутникових НС.

Наступним кроком є дослідження моделі похибок та алгоритмізація навігаційних рівнянь безплатформної інерціальної НС.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Terms of Reference for the International Business Aviation Council CNS/ATM Advisory Group [Електронний ресурс]. – Режим доступу : <http://www.ibac.org.pdf>.
2. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Авиационная электросвязь. Т. 1. Радионавигационные средства [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://www.aerohelp.ru.pdf>.
3. Бабак В. П. Супутникова радіонавігація / В. П. Бабак, В. В. Конін, В. П. Харченко. – К. : Техніка, 2004. – 328 с.
4. Що таке EGNOS? [Електронний ресурс]. – Режим доступу : <http://www.esa.int.html>.
5. Янкуш А. Ю. Комплексное высокоточное позиционирование ГНСС+ИНС [Электронный ресурс] / А. Ю. Янкуш – Режим доступа : <http://www.racurs.ru/download/conf/Croatia2008/Presentations/Yankush.pdf>.
6. NAV440 GPS-AIDED MEMS INERTIAL SYSTEM Manual [Електронний ресурс]. – Режим доступу : www.xbow.com/440/UserManual.aspx.
7. Ільницька С. І. Аналіз схем побудови інтегрованих інерціально-супутникових систем навігації / С. І. Ільницька // Матеріали ІХ міжнар. наук.-техн. конф. „Авіа-2009”. – Т. 1. – К., 2009. – С. 29 – 37.
8. Li P. GNSS/Pseudolite Signal Re-Acquisition with the aid of INS in Short Signal Blockage Scenarios [Електронний ресурс] / Li P, Wang J. – Режим доступу : http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/publications/lip_etal2008a.pdf
9. Li Y. Performance of a low-cost field re-configurable realtime GPS/INS integrated system in urban navigation / Li Y., Mumford P., Rizos Ch. // Proceedings of „Position, Location and Navigation Symposium 2008 IEEE/ION”. – Monterey, CA. – 2008. – P. 878 – 885.
10. Li Y. Seamless Navigation through GPS outages – a low-cost GPS/INS solution / Li Y., Mumford P. // Inside GNSS. – 2008. – Vol.3, Issue 5. – P. 39 – 46.
11. Wang J. Integration of GPS/INS/Vision sensors to navigate Unmanned Aerial Vehicles / Wang J., Garratt M., Lambert A. and other // Proceedings of XXI Congress of the Int. Society of Photogrammetry and Remote Sensing. – Beijing, China, 2008. – P. 963 – 970.

12. Михалочкин Н. А. Математическая модель инерциальной навигационной системы / Н. А. Михалочкин, К. А. Махди // Материалы IX міжнар. наук.-техн. конф. „Авіа-2009”. – Т. 1. – К. – 2009. – С. 1 – 6.
13. Smith M. Simulation of GNSS/IMU Measurements / Smith M., Moore T., Hill C.J. and other // Proceedings of international workshop “Theory, Technology and Realities of Inertial/GPS Sensor Orientation”/ – Castelldefels, Spain, 2003. – P. 26 – 35.
14. Bhatti U. I. Improved integrity algorithms for integrated GPS/INS systems in the presence of slowly growing errors: PhD thesis / U. I. Bhatti. – Department of Civil and Environmental Engineering. – Imperial College London, United Kingdom, 2007. – P. 363.
15. Titterton, D. H. Strapdown Inertial Navigation Technology, Peter Peregrinus Press. – London, 2004. – 549 p.
16. Grewal M. S. Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration / M. S. Grewal, L. R. Weill, A. P. Andrews. – A John Wiley & Sons, Inc., Publication, 2007. – 525 p.

Подано 25.11.09

В. П. Харченко, С. И. Ильницкая

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРВИЧНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ ИНТЕГРАЦИИ СО СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМОЙ НАВИГАЦИИ

В работе экспериментально обоснована необходимость интеграции глобальной спутниковой системы навигации с инерциальной в транспортных системах. Приведены основные системы отсчета, которые используются при интеграции. Также рассмотрено моделирование первичных измерений (отдельно для акселерометров и гироскопов) бесплатформенной инерциальной навигационной системы, что является важным этапом в дальнейшем исследовании схем интеграции.

V. P. Kharchenko, S. I. Plynyska

SIMULATION OF INERTIAL NAVIGATION SYSTEM RAW MEASUREMENTS FOR INTEGRATION WITH SATELLITE NAVIGATION SYSTEM

This work experimentally proves the necessity of integration of global positioning system with inertial navigation system in transport systems. As well main reference frames that are used in integration schemes are considered. Simulation of raw measurements of strapdown inertial navigation system is considered (separately for accelerometers and gyroscopes), which is an important stage in further investigation of integration techniques.