

РОЗРОБКА ІНТЕГРОВАНОЇ НАВИГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ДЛЯ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Проаналізовано структуру пілотажно-навігаційного комплексу для безпілотного літального апарату. Розглянуто переваги та недоліки використання окремо інерціальних та супутникових навігаційних систем. Запропоновано архітектуру інтегрованої навігаційної системи. Приведено основні рівняння та узагальнену функціональну схему безплатформної інерціальної навігаційної системи. Представлені результати експериментальних досліджень.

Інтенсивний розвиток мікроелектроніки та програмного забезпечення обумовлює розвиток авіаційної галузі і відкриває нові можливості для розроблення малогабаритних систем керування та навігації. Зростає також потреба в розробці високоефективних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) у зв'язку із постійним розширенням сфер їхнього застосування, як для цивільних, так і військових потреб. Важливість цього підкреслюється у Розпорядженні Кабінету Міністрів України № 1656-р від 27.12.2008 «Про схвалення Стратегії розвитку вітчизняної авіаційної промисловості на період до 2020 року», де говориться про необхідність подальшого розвитку в Україні бортового радіоелектронного обладнання, що орієнтоване на використання супутникових систем зв'язку, навігації та спостереження, надлегких та легких літальних апаратів, БПЛА. Національний авіаційний університет (НАУ) є одним із провідних авіаційних закладів світу, де проводиться не тільки підготовка висококваліфікованих фахівців, а також розробка БПЛА та пілотажно-навігаційного комплексу (ПНК).

Ядром базової моделі БПЛА є ПНК, який дозволяє здійснювати автономне управління за умови значного віддалення від наземної станції керування. Архітектура ПНК для БПЛА включає три основні компоненти: навігаційну систему (НС), систему траєкторного управління (СТУ) та систему управління польотом (СУП) [1-6]. Три вищеназвані системи утворюють єдиний апаратно-програмний комплекс, що в літературі зустрічається під назвою NGC (Navigation Guidance Control) System [7]. Узагальнена блок-схема ПНК представлена на рис.1.

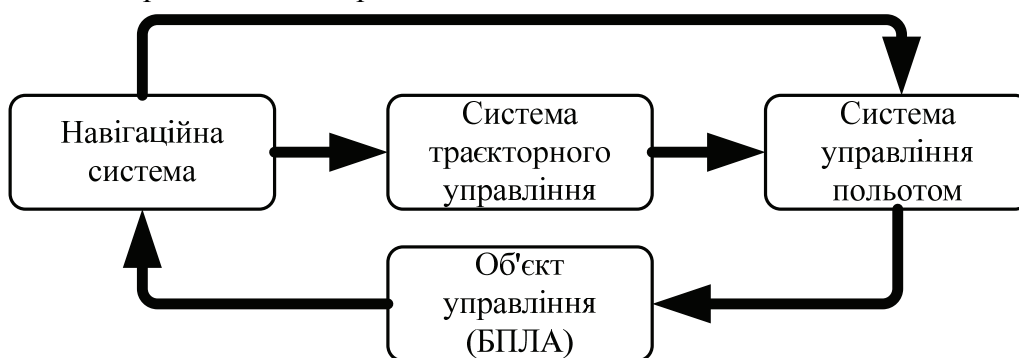


Рис. 1 – Узагальнена блок-схема ПНК для БПЛА

Розробка ПНК для БПЛА є досить об'ємною та трудомісткою задачею, виконання якої необхідно розбити на окремі етапи, на даному етапі розглянемо створення НС.

Важливе місце серед сучасних НС посідають глобальні навігаційні супутникові системи (ГНСС), що включають в себе глобальну систему позиціонування GPS (США), глобальну навігаційну супутникову систему ГЛОНАСС (Російська Федерація) та в перспективі GALILEO (Європейський союз) [8, 9]. Зокрема, комітет FANS міжнародної організації цивільної авіації ICAO запропонував використовувати ГНСС як основний засіб навігації. Це пояснюється певними перевагами, такими як висока точність визначення

поточного часу, просторових координат, складові вектора швидкості, необмежена пропускна здатність, глобальність робочої зони. Проте, не зважаючи на всі перелічені переваги, використання ГНСС, як самостійного засобу навігації для БПЛА, є не завжди доцільним, зокрема через такі його недоліки, як висока чутливість до природних та навмисних завад та висока вартість апаратури, що забезпечує оновлення навігаційних даних з частотою 50 Гц і вище, яка необхідна для задач управління польотом БПЛА.

Завдяки розвитку сучасних технологій доцільною стала інтеграція ГНСС з безплатформними інерціальними навігаційними системи (БІНС), заснованих на технології MEMS. Перевагами таких БІНС є малогабаритність, невисока вартість, повна автономність, завадостійкість, висока інформативність та частота оновлення даних, ефективність роботи на маневрених об'єктах, а до основних недоліків слід віднести низьку точність визначення поточних координат завдяки накопиченню похибок.

Потреба в одночасному вимірюванні одних і тих же навігаційних параметрів за допомогою приладів і систем, що працюють на різних фізичних принципах, зумовлена тим, що окремо кожна із систем не задовольняє усім вимогам, що висуваються до якості вимірювань навігаційних параметрів рухомих об'єктів. Зокрема ГНСС не задовольняють вимогам завадостійкості, а ІНС – точності. За допомогою комплексування ГНСС та ІНС поєднуються найкращі властивості цих двох систем та усуваються їх недоліки, що дозволяє підвищити точність, завадостійкість, достовірність та безперервність навігаційних визначень.

Загальна тенденція розвитку ринку НС БПЛА вимагає точного та надійного визначення навігаційних параметрів руху об'єкту, а поглиблена інтеграції між інерціальними та супутниковими НС об'єднує їх в єдиний інформаційний комплекс і здатна задовольнити поставленим вимогам.

Сумісними зусиллями науково-навчального центру «Аерокосмічний центр» та кафедри систем управління літальними апаратами в НАУ ведуться роботи по створенню ПНК для БПЛА. На основі проведеного аналізу кращих світових зразків інтегрованих НС та систем автоматичного управління БПЛА розроблено структуру ПНК.

В НС відбувається зчитування первинних вимірювань з датчиків та відповідні навігаційні розрахунки. Роботу інтегрованої НС можна поділити на дві основні складові: автономне функціонування БІНС та періодична корекція БІНС за сигналами інших датчиків (ГНСС, магнітометр, висотомір тощо).

Рівняння роботи ідеальної БІНС складаються з двох груп. Першу утворюють динамічні рівняння, що є рівняннями Ньютона руху матеріальної точки – центру мас чутливого елемента акселерометра в рухомих осях, що жорстко прикріплені до об'єкту. Другу групу утворюють кінематичні рівняння Пуассона обертання твердого тіла, що описують рух рухомих осей (самого об'єкту) відносно інерційного простору. При цьому БІНС реалізує трьохкомпонентну схему ІНС [10].

Орієнтація твердого тіла відносно нерухомої системи координат $Oxuz$ описується матрицею направляючих косинусів A , тобто, якщо m – деякий вектор в нерухомій системі координат, а складові вектора k є проєкціями цього вектору на осі рухомої СК ($Ox'y'z'$, наприклад), то

$$k = Am. \quad (2)$$

Через параметри Родрига-Гамільтона $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ дана матриця виражається наступним чином [10-12]:

$$A(\lambda) = \begin{bmatrix} \lambda_0^2 + \lambda_1^2 - \lambda_2^2 - \lambda_3^2 & 2(\lambda_1\lambda_2 + \lambda_0\lambda_3) & 2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2) \\ 2(\lambda_1\lambda_2 - \lambda_1\lambda_3) & \lambda_0^2 - \lambda_1^2 + \lambda_2^2 - \lambda_3^2 & 2(\lambda_2\lambda_3 + \lambda_0\lambda_1) \\ 2(\lambda_1\lambda_3 + \lambda_0\lambda_2) & 2(\lambda_2\lambda_3 - \lambda_0\lambda_1) & \lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Мають місце і зворотні співвідношення. Якщо $A = [a_{ij}]$, $ij = \overline{1,3}$ і $1 + a_{11} + a_{22} + a_{33} > 0$, то [10-12]:

$$\lambda_0 = \frac{1}{2} \sqrt{1 + a_{11} + a_{22} + a_{33}}; \quad \lambda_1 = \frac{a_{23} - a_{32}}{2 \sqrt{1 + a_{11} + a_{22} + a_{33}}};$$

(4)

$$\lambda_2 = \frac{a_{31} - a_{13}}{2 \sqrt{1 + a_{11} + a_{22} + a_{33}}}; \quad \lambda_3 = \frac{a_{12} - a_{21}}{2 \sqrt{1 + a_{11} + a_{22} + a_{33}}}.$$

Проекції вектора кутової швидкості тіла на осі, що пов'язані з тілом, виражені через кути Ейлера, мають наступний вигляд [19, 20]:

$$\begin{aligned} \omega_x &= p = \dot{\phi} - \psi \sin \theta, \\ \omega_y &= q = \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\theta} \cos \phi, \\ \omega_z &= r = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi. \end{aligned}$$

(5)

За зміни проєкцій вектору кутової швидкості твердого тіла $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ на осі, що пов'язані з тілом і відомому положенні твердого тіла в початковий момент вектор параметрів Родрига-Гамільтона $\lambda = [\lambda_0 \ \lambda_1 \ \lambda_2 \ \lambda_3]^T$ визначається в результаті інтегрування кінематичних рівнянь:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda} &= 1/2 \Omega \lambda; \\ \Omega &= \begin{bmatrix} 0 & -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 \\ \omega_1 & 0 & \omega_3 & -\omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_3 & 0 & \omega_1 \\ \omega_3 & \omega_2 & -\omega_1 & 0 \end{bmatrix}; \\ \|\lambda\|^2 &= \lambda^T \lambda = 1, \end{aligned}$$

(6)

де $\|\cdot\|$ - спектральна матрична норма, верхній індекс T – транспонування.

Рівняння, що описує зміну координат об'єкта і описує теорему про складання прискорень при складному русі точки (теорема Коріоліса) [11, 12]:

$$\frac{dv}{dt} = w - 2\Omega_z \times v - \Omega_z \times \Omega_z \times R,$$

(8)

де w – абсолютне прискорення, v – відносна швидкість об'єкту, Ω_z – кутова швидкість обертання Землі, R – радіус-вектор точки в геоцентричній системі координат. Вимірювання акселерометрів (w_a) визначаються наступним співвідношенням:

$$w_a = w + g,$$

(9)

де g – прискорення вільного падіння.

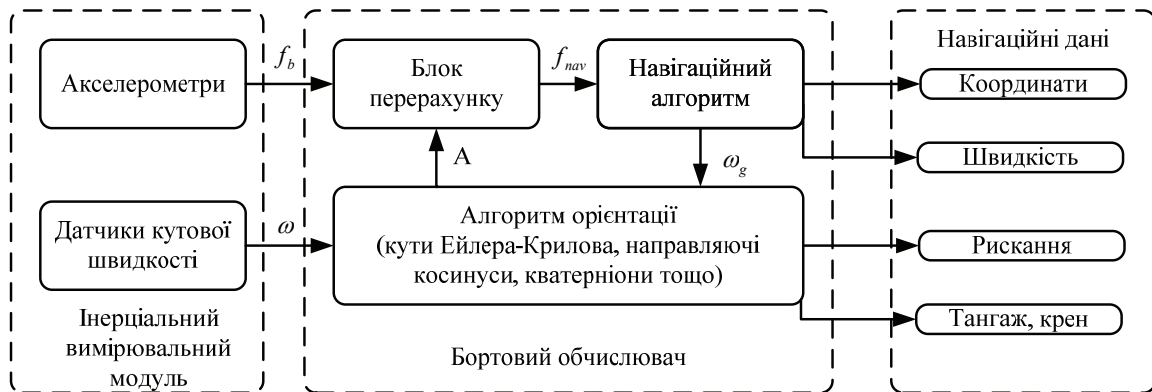


Рис. 2 Узагальнена функціональна схема БІНС

Узагальнена функціональна схема БІНС представлена на рис. 2 [13]. Приведені вище співвідношення та функціональна схема описують роботу БІНС, що включає три ДКШ та

три акселерометри. Використовуючи вимірювання ДКШ шляхом інтегрування (6) знаходиться матриця направляючих косинусів. Потім з її допомогою вимірювання бортових акселерометрів перепроєктовуються в навігаційну систему координат, і шляхом інтегрування (8) отримуються відносна швидкість та координати об'єкту. Таким чином отримуємо автономне навігаційне рішення в БНС. В моменти часу, коли доступні сигнали від ГНС та інших датчиків, проходить коригування БНС з використанням алгоритмів оптимальної стохастичної фільтрації (фільтрації за Калманом).

Запропонована НС дозволяє визначати швидкість та положення в заданій системі координат (в нашому випадку в NED) та параметри орієнтації (кути Ейлера, кватерніони, матриці направляючих косинусів) з високою частотою оновлення даних (до 100 Гц). Також окремо доступні дані про швидкість та положення в системі координат ECEF та/або дані про широту, довготу і висоту над еліпсоїдом від GPS приймача з частотою 1...5 Гц, і первинні вимірювання з усього набору датчиків.

Для перевірки апаратно-програмних засобів інтегрованої НС було проведено експеримент з використанням інерціального вимірювального блоку типу MEMS та одночастотного GPS приймача. Під час експерименту записувались наступні параметри: кутові швидкості та лінійні прискорення в системі координат, зв'язаній з тілом, з інерціального блоку, швидкість та положення в СК ECEF з GPS приймача, а також ряд первинних вимірювань з GPS приймача для побудови в пост обробці еталонної траєкторії.

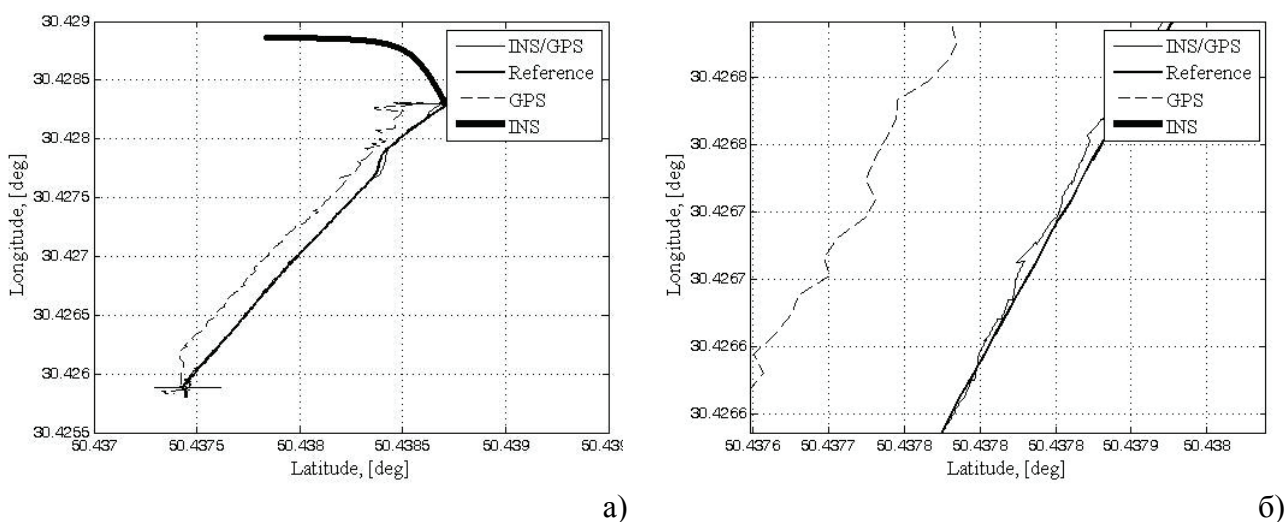


Рис. 3 Фрагмент експериментальної траєкторії: а) натуральний вигляд, б) з масштабуванням

В результаті експерименту отримано траєкторію, фрагмент якої представлено на рис. 3. Зазначимо, що траєкторії отримані в пост обробці. На рис. 3 бачимо, що самотійно ІНС дуже швидко втрачає точність і її рішення стає практично непридатним, точність GPS хоч і не деградує з часом, проте спостерігаються постійні похибки. Відмітимо, що рішення від інтегрованої ІНС практично співпадає з еталонною траєкторією, що свідчить про адекватність алгоритмів та відповідного програмного забезпечення обробки даних.

Висновки

В даній роботі представлено етап розробки інтегрованої НС. На основі аналізу кращих світових зразків запропоновано структуру інтегрованої НС та визначено основні алгоритми отримання навігаційного рішення. Результати експерименту підтверджують адекватність роботи системи завдяки застосованим алгоритмам сумісної обробки ІНС та GPS.