

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
«ХАРКІВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»**

Багмут Іван Олександрович

УДК 621.396

**УДОСКОНАЛЕННЯ МЕТОДІВ КОРЕКЦІЇ В ІНТЕГРОВАНІЙ НАВІГАЦІЙНІЙ
СИСТЕМІ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

Спеціальність 05.13.03 – Системи і процеси керування

АВТОРЕФЕРАТ
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Харків – 2010

Дисертацією є рукопис.

Роботу виконано на кафедрі систем і процесів управління Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник:

кандидат технічних наук, доцент
Успенський Валерій Борисович,
Національний технічний університет
«Харківський політехнічний інститут»,
доцент кафедри систем і процесів управління

Офіційні опоненти:

доктор технічних наук, професор
Кортунов В'ячеслав Іванович,
Національний аерокосмічний університет
ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», професор кафедри
прийому, передачі й обробки сигналів

кандидат технічних наук, доцент
Кривоносенко Олександр Петрович,
Інститут аерокосмічних систем управління
Національного авіаційного університету,
заступник директора з навчально-методичної
роботи

Захист відбудеться «25» листопада 2010 р. о 14:30 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 64.050.14 в Національному технічному університеті «Харківський політехнічний інститут» за адресою: 61002, м. Харків, вул. Фрунзе, 21.

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут» за адресою: 61002, м. Харків, вул. Фрунзе, 21.

Автореферат розіслано «22» жовтня 2010 р.

Вчений секретар
спеціалізованої вченої ради

І. Г. Ліберг

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. У зв'язку з інтенсифікацією повітряного руху й відповідно до керівних документів ІКАО (International Civil Aviation Organization) – Міжнародної організації цивільної авіації, сьогодні пред'являються найвищі вимоги до точності й безпеки літаководіння, функції якого виконує пілотажно-навігаційний комплекс. Оскільки управління рухом повітряного літального апарату (ПЛА) в значній мірі здійснюється бортовою системою автоматичного керування польотом (САКП), першорядне значення для точності й безпеки літаководіння має бортова навігаційна система, що є основним датчиком інформації для САКП, і невід'ємним елементом у контурі управління рухом літака.

Аналіз тенденцій розвитку навігаційного обладнання показує, що найбільш перспективними є інтегровані інерціально-супутникові навігаційні системи (ІСНС), які засновані на комплексуванні інформації інерціальних навігаційних систем (ІНС) і вимірів, що надходять від супутникових навігаційних систем (СНС) GPS, ГЛОНАСС. Такі системи поєднують у собі переваги ІНС (інформаційна повнота, висока захищеність від зовнішніх перешкод) і СНС (висока точність і відсутність накопичуваних помилок) і практично позбавлені їхніх недоліків. Додатковою перевагою ІСНС є їхня порівняно невисока вартість, обумовлена ослабленням вимог до інерціальних датчиків. Це сприяє їхньому широкому застосуванню не тільки в авіації, але й для управління рухом наземного й водного транспорту, а також у робототехніці.

Необхідною умовою ефективного використання ІСНС у САКП є корекція інерціальних вимірів в інтегрованій навігаційній системі, що досягається адаптацією математичної моделі помилок інерціальних датчиків у процесі функціонування системи. Можливість такої адаптації за результатами зовнішніх вимірювань встановлюється фундаментальною властивістю керованих систем – поняттям спостережуваності.

Проблемі спостережуваності інструментальних похибок (П) гіроскопів (ГС) й акселерометрів (АК) приділяється значна увага в спеціальній літературі. Однак, дослідження цієї проблеми з урахуванням таких зовнішніх факторів, як характер руху об'єкта, при деталізації помилок вимірювань інерціальних датчиків (ІД), в комплексі з розробкою методів їх оцінювання до теперішнього часу не достатньо реалізовано і є актуальним.

В навігаційних системах задача корекції вирішується не тільки як задача оцінювання, але і як задача керування. У цих умовах корекція в ІСНС є класичною задачею керування в замкнутій системі, розв'язуваної з позицій оптимізації якості керованого процесу. Критерієм оптимізації є точність реалізації мети керування, а саме – точність отриманих оцінок вектора стану в динамічній системі. З урахуванням сказаного, під методом корекції надалі розуміється метод керування процесом оцінювання у динамічній системі.

Таким чином, науково-практична задача розробки й дослідження ефективності методів корекції вимірів інерціального блоку в інтегрованій навігаційній системі з метою підвищення точності формування навігаційних параметрів ПЛА є актуальною та складає напрямок дисертаційної роботи.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана на кафедрі систем і процесів управління НТУ «ХПІ» в рамках науково-дослідних робіт МОН України за темами: «Розробка математичного й алгоритмічного забезпечення високоточних систем навігації й управління» (ДР №0101U001803), «Розробка математичного забезпечення систем навігації й синтезу цифрового управління самохідного транспортного засобу» (ДР №0104U003017). Особисто здобувачем, який був співвиконавцем робіт, у межах зазначених тем було поставлено і вирішено задачу виставки безплатформної ІНС на нерухомій підставі, виконано огляд сучасних навігаційних систем та проведено дослідження умов спостережуваності інструментальних похибок інерціального блоку в процесі роботи ІСНС.

Мета й задачі дослідження. Метою роботи є підвищення точності функціонування інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем шляхом розробки та

удосконалення методів корекції за поточними вимірами параметрів руху літальних апаратів.

Відповідно до зазначеної мети поставлено такі задачі:

1. Розробити уточнену математичну модель помилок інерціальної навігації шляхом урахування основних типів інструментальних похибок гіроскопів та акселерометрів.
2. Проаналізувати вплив інструментальних похибок інерціальних датчиків на точність інерціальної навігації з урахуванням різного типу руху ПЛА.
3. Виконати аналіз спостережуваності помилок вимірів та інструментальних похибок гіроскопів і акселерометрів, в залежності від типу руху об'єкта.
4. Розробити метод керування процесом оцінювання розширеного вектора стану інтегрованої навігаційної системи з використанням замкнутої схеми фільтра Калмана.
5. Провести аналіз ефективності керування процесом оцінювання в інтегрованій навігаційній системі та розробити рекомендації щодо її підвищення.

Об'єкт дослідження – керований процес оцінювання навігаційних параметрів в інтегрованій навігаційній системі.

Предмет дослідження – методи корекції та алгоритми комплексування інформації в інтегрованій навігаційній системі; аналіз спостережуваності інструментальних похибок інерціальних датчиків.

Методи дослідження. Сформульовані в роботі висновки, наукові положення та рекомендації базуються на фундаментальних положеннях теорії автоматичного управління, теорії інерціальної навігації і навігаційних систем. Методи простору станів, лінійної алгебри та теорії диференціальних рівнянь використані для опису досліджуваних динамічних процесів в інтегрованій навігаційній системі. Методи теорії автоматичного управління дозволили виконати аналіз спостережуваності інструментальних похибок інерціальних датчиків. Методи синтезу статистично оптимальних систем автоматичного управління використані при розробці методів корекції в інтегрованій навігаційній системі. Методи комп'ютерного моделювання дозволили проаналізувати ефективність розроблених методів.

Наукова новизна отриманих результатів полягає в такому:

1. Розроблено нові міри, які дозволяють проводити структурний аналіз спостережуваності динамічної системи, у тому числі високої розмірності, та визначити ступінь спостережуваності будь-якої компоненти її вектору стану.
2. Вперше досліджено спостережуваність основних типів інструментальних похибок інерціального блоку при різних типах руху повітряного літального апарата, що дозволяє визначити умови для їх ефективного оцінювання.
3. Отримали подальший розвиток методи корекції вимірів інерціального блоку в інтегрованій навігаційній системі шляхом деталізації моделі помилок вимірювань інерціальних датчиків, що дозволяє зменшити помилки визначення навігаційних параметрів ПЛА.
4. Удосконалено математичні моделі помилок інерціальної навігації шляхом урахування основних типів інструментальних похибок, що дозволяє підвищити адекватність математичного опису помилок та точність функціонування інтегрованих навігаційних систем.

Практичне значення отриманих результатів полягає у підвищенні точності функціонування навігаційної системи у цілому за рахунок застосування удосконалених методів корекції за вимірами супутникових навігаційних систем.

Застосування введених в дисертаційній роботі мір спостережуваності дозволяє прискорити процес аналізу та синтезу замкнутих систем керування високої розмірності.

Модель помилок інерціальної навігації, метод формування вимог до інструментальних похибок інерціальних датчиків, рекомендації з підвищення ефективності оцінювання інструментальних похибок інерціального блоку інтегрованої навігаційної системи, розроблені на підставі проведених дисертаційних досліджень, впроваджені на науково-виробничому підприємстві «Хартрон-Аркус» (м. Харків) при розробці системи управління супутника МС-2-8М, і відображені в матеріалах ескізного проекту «Создание системы

управління космічного апарата МС-2-8М» (шифр: Січ-2М.13020-30.10 ПЗ).

Розроблені в роботі алгоритм інтерполяції та рекомендації щодо підвищення точності ПСНС використані в ЗАТ «Лазекс» (м. Долгопрудний, Росія) при виконанні науково-дослідних і дослідно-конструкторських робіт по темі ДКР «Модернизация интегрированной навигационной системы НСИ-2000МТ» (шифр: НСИ-2000 МТГ).

Результати дисертаційної роботи використовуються в навчальному процесі на кафедрі систем і процесів управління НТУ «ХПИ» при викладанні дисциплін "Навігаційні системи", "Теорія управління" та у курсовому і дипломному проектуванні.

Особистий внесок здобувача. Всі основні положення і результати дисертаційної роботи, що виносяться на захист дисертаційної роботи, одержані здобувачем особисто. Серед них: модель помилок інерціальної навігації; дослідження впливу інструментальних похибок інерціального блоку (ІБ) ПСНС на точність навігації; введення двох нових мір спостережуваності; аналіз спостережуваності помилок вимірів й інструментальних похибок гіроскопів й акселерометрів з урахуванням типу руху повітряного літального апарата; метод корекції інерціальних вимірювань в ПСНС; алгоритм інтерполяції даних польоту повітряного літального апарата; аналітичний метод формування вимог до інструментальних похибок інерціальних датчиків; рекомендації щодо підвищення ефективності корекції інерціальних вимірювань в інтегрованій навігаційній системі.

Вибір теми, задач й аналіз результатів виконані разом з науковим керівником.

Апробація результатів дисертації. Основні положення та результати дисертаційної роботи доповідалися на: VIII Міжнародній науково-технічній конференції «Фізичні та комп'ютерні технології в народному господарстві» (м. Харків, 2002, 2003 рр.); XII, XVII Міжнародних науково-практичних конференціях «Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я» (м. Харків, 2004, 2009, рр.); Міжнародній науково-технічній конференції «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2005», (м. Харків, 2005 р.); IX Міжнародній молодіжній науково-практичній конференції «Людина і Космос» (м. Дніпропетровськ, 2007 р.); VI Міжнародній науково-технічній конференції «Гіротехнології, навігація, керування рухом і конструювання авіаційно-космічної техніки» (м. Київ, 2007 р.).

Публікації. Основний зміст дисертаційної роботи викладено у 12 опублікованих наукових працях, серед яких 7 статей у фахових наукових виданнях ВАК України.

Структура й обсяг дисертації. Дисертаційна робота складається із вступу, чотирьох розділів, висновків, додатків і списку використаних літературних джерел. Повний обсяг дисертації становить 161 сторінку, у тому числі 30 рисунків по тексту, 18 таблиць по тексту, список літературних джерел із 140 найменувань на 16 сторінках, два додатки на 10 сторінках.

ОСНОВНИЙ ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтована актуальність теми дисертації, сформульовані мета й основні задачі дослідження, показані наукова новизна, теоретичне й практичне значення отриманих результатів, наведена інформація про публікації, особистий внесок здобувача, ступінь апробації роботи.

У першому розділі розглянуті принципи функціонування інерціальних, супутникових й інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем, як складових частин системи автоматичного керування польотом ПЛА.

Значний внесок у розвиток теорії навігаційних систем та комплексування інформації в них внесли своїми роботами В. Д. Андреев, О. О. Бабіч, В. М. Бранец, С. П. Дмитрієв, М. І. Захарін, О. Ю. Ішлінський, В. І. Картунов, Д. В. Лебедев, О. А. Леонець, Л. П. Несенюк, С. М. Онищенко, А. П. Панов, М. О. Парусніков, В. Г. Пешехонов, О. А. Степанов, О. І. Ткаченко, А. А. Тунік, G.Trommer (Німеччина) та ін.

Наведено порівняльний аналіз характеристик безплатформних інерціальних навігаційних систем (БІНС) і СНС. Розглянуто схеми комплексування інерціальної і супутникової

інформації в інтегрованих навігаційних системах.

Виявлені основні напрямки удосконалювання ПСНС, одним з яких є підвищення точності визначення параметрів руху об'єкта в процесі функціонування системи. Для вирішення зазначеної проблеми поставлена задача розробки та удосконалення методу корекції інерціальних вимірювань в інтегрованій інерціально-супутниковій навігаційній системі.

На основі аналітичного огляду літературних джерел, зокрема робіт Д. В. Лебедева, О. І. Ткаченка, М. О. Паруснікова, вибрані такі основні напрямки удосконалення існуючих методів корекції в інтегрованій навігаційній системі:

1. Створення уточненої математичної моделі помилок інерціальної навігації, яка найбільш повно враховує всі основні параметри руху ПЛА та основні типи інструментальних похибок інерціальних датчиків, що включають у себе зсув «нуля» датчика («дрейф нуля»), похибку масштабного коефіцієнта (МК) і кутові параметри неспіввісності.

2. Розробка замкнутого методу корекції інерціальних вимірювань на основі фільтра Калмана зі зворотним зв'язком за оцінкою вектора стану похибок інтегрованої навігаційної системи, що включає оцінки всіх наведених вище інструментальних похибок інерціальних датчиків.

3. Вирішення задачі вибору ефективного налаштування фільтра Калмана з метою підвищення точності оцінювання помилок інтегрованої навігаційної системи.

4. Проведення аналізу спостережуваності інструментальних похибок ІБ інтегрованої навігаційної системи з урахуванням типу руху ПЛА і визначення умов, що забезпечують високу ефективність їх оцінювання.

Другий розділ роботи присвячений питанням спостережуваності похибок інерціального блока інтегрованої навігаційної системи.

Аналіз спостережуваності здійснено на основі розробленої уточненої моделі помилок інерціальної навігації, що відрізняється від відомих деталізацією помилок вимірювань інерціальних датчиків, урахуванням навігаційних і динамічних параметрів ПЛА, а також використаними системами координат.

Розроблена модель має вигляд:

$$\delta\dot{\lambda} = -\frac{v_E \cdot \sin \varphi}{R \cdot \cos^2 \varphi} \cdot \delta\varphi - \frac{v_E}{R^2 \cdot \cos \varphi} \cdot \delta h + \frac{1}{R \cdot \cos \varphi} \cdot \delta v_E, \quad (1)$$

$$\delta\dot{\varphi} = -\frac{v_N}{R^2} \cdot \delta h + \frac{1}{R} \cdot \delta v_N, \quad (2)$$

$$\delta\dot{h} = \delta v_H, \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{v}_N = & \delta a_N + \delta g_N + \delta v_H \cdot (\Omega_E + \omega_E) + v_H \cdot (\delta\Omega_E + \delta\omega_E) - \\ & - \delta v_E \cdot (\Omega_H + \omega_H) - v_E \cdot (\delta\Omega_H + \delta\omega_H), \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{v}_H = & \delta a_H + \delta g_H - \delta v_E \cdot (\Omega_N + \omega_N) - v_E \cdot (\delta\Omega_N + \delta\omega_N) + \\ & + \delta v_N \cdot (\Omega_E + \omega_E) + v_N \cdot (\delta\Omega_E + \delta\omega_E), \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{v}_E = & \delta a_E + \delta g_E + \delta v_N \cdot (\Omega_H + \omega_H) + v_N \cdot (\delta\Omega_H + \delta\omega_H) - \\ & - \delta v_H \cdot (\Omega_N + \omega_N) - v_H \cdot (\delta\Omega_N + \delta\omega_N), \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{\psi} = & -tg\theta \cdot (\omega_E \cdot \cos\psi - \omega_N \cdot \sin\psi) \cdot \delta\psi + \frac{1}{\cos^2\theta} \cdot [\sin\theta \cdot (\omega_Z \cdot \sin\gamma - \\ & - \omega_Y \cdot \cos\gamma) - (\omega_E \cdot \sin\psi + \omega_N \cdot \cos\psi)] \cdot \delta\theta + \frac{1}{\cos\theta} \cdot (\omega_Z \cdot \cos\gamma + \omega_Y \cdot \sin\gamma) \cdot \\ & \cdot \delta\gamma - \frac{\cos\gamma}{\cos\theta} \cdot \delta\omega_Y + \frac{\sin\gamma}{\cos\theta} \cdot \delta\omega_Z - tg\theta \cdot \cos\psi \cdot \delta\omega_N - tg\theta \sin\psi \cdot \delta\omega_E + \delta\omega_H, \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{\theta} = & (\omega_N \cdot \cos\psi + \omega_E \cdot \sin\psi) \cdot \delta\psi + (\omega_Y \cdot \cos\gamma - \omega_Z \cdot \sin\gamma) \cdot \delta\gamma + \\ & + \sin\gamma \cdot \delta\omega_Y + \cos\gamma \cdot \delta\omega_Z + \sin\psi \cdot \delta\omega_N - \cos\psi \cdot \delta\omega_E, \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \delta\dot{\gamma} = & -\frac{1}{\cos\theta} \cdot (\omega_E \cdot \cos\psi - \omega_N \cdot \sin\psi) \cdot \delta\psi + \frac{1}{\cos^2\theta} \cdot [\omega_Z \cdot \sin\gamma - \omega_Y \cdot \cos\gamma - \\ & - \sin\theta \cdot (\omega_E \cdot \sin\psi + \omega_N \cdot \cos\psi)] \cdot \delta\theta + tg\theta \cdot (\omega_Z \cdot \cos\gamma + \omega_Y \cdot \sin\gamma) \cdot \delta\gamma + \\ & + \delta\omega_X - tg\theta \cdot \cos\gamma \cdot \delta\omega_Y + tg\theta \cdot \sin\gamma \cdot \delta\omega_Z - \frac{\cos\psi}{\cos\theta} \cdot \delta\omega_N - \frac{\sin\psi}{\cos\theta} \cdot \delta\omega_E, \end{aligned} \quad (9)$$

$$\delta a_x = \Delta a_x - a_x \cdot \delta k a_x - a_z \cdot a_{XY} + a_y \cdot a_{XZ}, \quad (10)$$

$$\delta a_y = \Delta a_y - a_y \cdot \delta k a_y + a_z \cdot a_{YX} - a_x \cdot a_{YZ}, \quad (11)$$

$$\delta a_z = \Delta a_z - a_z \cdot \delta k a_z - a_y \cdot a_{ZX} + a_x \cdot a_{ZY}, \quad (12)$$

$$\delta \omega_x = \Delta \omega_x - \omega_x \cdot \delta k \omega_x - \omega_z \cdot \omega_{XY} + \omega_y \cdot \omega_{XZ}, \quad (13)$$

$$\delta \omega_y = \Delta \omega_y - \omega_y \cdot \delta k \omega_y + \omega_z \cdot \omega_{YX} - \omega_x \cdot \omega_{YZ}, \quad (14)$$

$$\delta \omega_z = \Delta \omega_z - \omega_z \cdot \delta k \omega_z - \omega_y \cdot \omega_{ZX} + \omega_x \cdot \omega_{ZY}, \quad (15)$$

де λ , φ , h – відповідно географічна довгота, широта й висота ПЛА над поверхнею земного сфероїду; $R = R_0 + h$, R_0 – радіус земного сфероїду; v_N , v_H , v_E – проекції відносної швидкості ПЛА на осі місцевої географічної СК (ГСК); a_N , a_H , a_E – проекції вектора позірнього прискорення на осі ГСК; g_N , g_H , g_E – проекції вектора прискорення сили тяжіння Землі на осі ГСК; Ω_N , Ω_H , Ω_E – проекції вектора кутової швидкості обертання Землі на осі географічної СК; ω_N , ω_H , ω_E – проекції вектора кутової швидкості обертання ГСК на власні осі; ψ , θ , γ – відповідно кути курсу, тангажу й крену ПЛА; ω_x , ω_y , ω_z – проекції вектора кутової швидкості обертання ПЛА на пов'язані з ним осі; $\delta k a_x$, $\delta k a_y$, $\delta k a_z$ – похибки МК акселерометрів; a_{XY} , a_{XZ} , a_{YX} , a_{YZ} , a_{ZX} , a_{ZY} – кутові параметри неспіввідності АК; $\delta k \omega_x$, $\delta k \omega_y$, $\delta k \omega_z$ – похибки МК гіроскопів; ω_{XY} , ω_{XZ} , ω_{YX} , ω_{YZ} , ω_{ZX} , ω_{ZY} – кутові параметри неспіввідності ГС.

Символи N , H , E позначають відповідно північну, висотну й східну осі ГСК. Символ δ позначає помилку відповідного параметру. Оскільки наведена модель використовується у подальшому тільки для дослідження спостережуваності відповідних помилок, прийняття сферичної моделі Землі є цілком виправданим.

Адекватність отриманої моделі при різних типах руху підтверджена шляхом зіставлення результатів інтегрування (1)-(9) з урахуванням (10)-(15) з фактичною помилкою навігації, яка одержана інтегруванням збурених і незбурених рівнянь алгоритму ідеальної роботи БІНС.

На підставі аналізу моделі помилок висунута гіпотеза про різний вплив інструментальних похибок на інтегральну помилку навігації залежно від характеру чиненого руху ПЛА. Для перевірки даної гіпотези проведено комп'ютерне моделювання процесу інерціальної навігації як в умовах стендових випробувань ІБ (результати наведені на рис. 1), так і в умовах характерних рухів ПЛА. Як інтегральна помилка навігації використана нормована радіальна координатна помилка δr^* , виражена у відсотках.

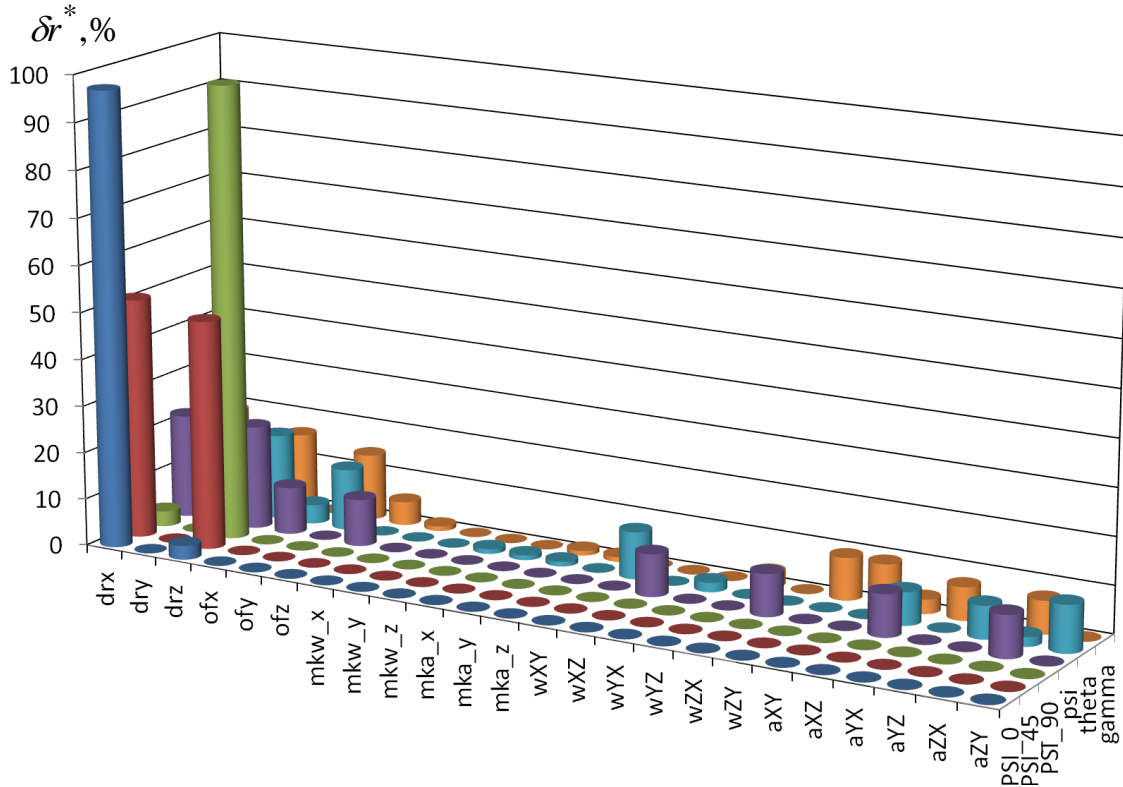


Рис. 1. Нормоване значення координатної помилки

На рис. 1 прийняті такі позначення: psi_0 , psi_{45} й psi_{90} – нерухомий стан з малими кутами тангажу θ й крену γ , і різними значеннями кута курсу ψ ; psi – повороти блока ПСНС по куту ψ , при малих θ й γ ; $theta$ – повороти блока ПСНС по куту θ , при малому γ ; $gamma$ – повороти блока ПСНС по куту γ , при малому θ . Позначення drx , dry й drz відповідають дрейфу ГС; позначення ofx , ofy й ofz – зсуву нуля АК; mkw_x , mkw_y й mkw_z – похибкам МК гіроскопів; mka_x , mka_y й mka_z – похибкам МК акселерометрів; wij і aij ($i \in \{X, Y, Z\}$, $j \in \{X, Y, Z\}$) – відповідно неспіввісностям ГС й АК.

Відповідно до результатів моделювання проведено спрощення вихідної моделі помилок, припустимо для кожного типу руху, шляхом ігнорування в (1)-(15) інструментальних похибок П, що впливають несуттєво.

Розглянуті питання спостережуваності систем. Наведено відомі критерії й міри спостережуваності, що дозволяють формалізувати поняття “добре спостережувана”, “слабко спостережувана” компонента вектора стану системи. Для виявлення таких компонентів введено дві нові міри, які, на відміну від відомих, спрощують структурний аналіз спостережуваності, у тому числі для систем високої розмірності.

У загальному вигляді функціонування нестационарної лінійної системи підкоряється таким рівнянням:

$$\dot{\bar{x}} = A(t) \cdot \bar{x}, \quad \bar{z} = H(t) \cdot \bar{x}, \quad (16)$$

де \bar{x} – n -мірний вектор стану системи; $A(t)$ – матриця динаміки системи розміру $n \times n$; \bar{z} – m -мірний вектор вимірів; $H(t)$ – матриця зв'язку (виміру) розміру $m \times n$.

Перша міра задається співвідношенням

$$\mu = \det(M^T \cdot M), \quad (17)$$

де $M = \begin{bmatrix} \Pi_0^T & \Pi_1^T & \dots & \Pi_{n-1}^T \end{bmatrix}^T$ – матриця спостережуваності системи (16), $\Pi_0 = H(t)$, $\Pi_k = \Pi_{k-1} \cdot A(t) + \dot{\Pi}_{k-1}$, $k = \overline{1, n-1}$.

Значення $\mu \ll 1$ свідчить про наявність слабо спостережуваних координат вектора стану системи, у протилежному випадку всі координати є добре спостережуваними.

Друга міра дозволяє визначити слабо спостережувані координати:

$$\mu_i = \max_j (m_{i,j}^+), \quad j = \overline{1, m \cdot n}. \quad (18)$$

де μ_i – міра спостережуваності i -й координати вектора стану \bar{x} ; $m_{i,j}^+$ – відповідний елемент матриці $M^+ = (M^T \cdot M)^{-1} \cdot M^T$.

Якщо при розрахунках $\mu_i \gg 1$, координата x_i є слабо спостережуваною, у протилежному випадку – добре спостережуваною.

Результати застосування уведених мір до аналізу спостережуваності помилок інерціальної навігації добре погоджуються з результатами, отриманими на основі використання відомих мір спостережуваності.

Наступна частина розділу присвячена дослідженню спостережуваності помилок вимірів й інструментальних похибок ІД інтегрованої навігаційної системи при різних видах руху. Досліджувалася система рівнянь (16) розмірністю 33, для якої величини, що входять до неї, мають такий сенс:

$$\bar{x} = \left(\delta\lambda \ \delta\varphi \ \delta h \ \delta \bar{v}_{i, X_N}^T \ \delta\psi \ \delta\theta \ \delta\gamma \ \Delta\omega_i \ \Delta a_i \ \delta k \omega_i \ \delta k a_i \ \omega_{ij} \ a_{ij} \right)^T,$$

$$i \in \{ X, Y, Z \}, \quad j \in \{ X, Y, Z \}, \quad i \neq j,$$

$$\Delta \dot{\omega}_i = 0, \Delta \dot{a}_i = 0, \delta k \dot{\omega}_i = 0, \delta k \dot{a}_i = 0, \dot{\omega}_{ij} = 0, \dot{a}_{ij} = 0. \quad (19)$$

Вектор виміру включає помилки визначення координат і швидкості ПЛА, обчислені як різниця між даними інерціальної та супутникової складової ПСНС. При дослідженні використовувалися критерії спостережуваності, а також уведені міри (17) і (18). Для перевірки теоретичних результатів було проведено комп'ютерне моделювання функціонування ПСНС в інтегрованому режимі. Як спостережувальний пристрій використовувався фільтр Калмана (ФК). Результати дослідження представлені в табл. 1. У таблиці прийняті такі позначення: 1) символ “+” означає добру спостережуваність; 2) символ “*” означає слабку спостережуваність; 3) символ “v” означає спостережуваність у лінійній комбінації; 4) символ “-” означає відсутність спостережуваності або слабку спостережуваність у лінійній комбінації.

Значення в кожній колонці відповідають одному з маневрів: 1) нерухомий стан з малими кутами θ й γ ; 2) повороти блока ПСНС по куту ψ , при малих θ й γ ; 3) повороти блока ПСНС по куту θ , при малому γ ; 4) повороти блока ПСНС по куту γ , при малому θ ; 5) рівномірний прямолінійний рух; 6) прямолінійний рівноприскорений рух; 7) поворот ПЛА по куту ψ , при малих θ й γ ; 8) набір висоти; 9) рівномірний прямолінійний рух з маневром

по куту γ .

Таблиця 1

Спостережуваність похибок вимірів й інструментальних похибок інерціальних датчиків залежно від типу тестового руху

	Спостережуваність похибок вимірів й ІІІ інерціальних датчиків								
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Помилки вимірів інерціальних датчиків									
$\delta\omega_x$	-	+	v	v	-	+	+	+	v
$\delta\omega_y$	*	*	*	*	*	+	+	+	*
$\delta\omega_z$	-	+	v	v	-	+	+	+	v
δa_x	-	+	+	v	-	+	+	+	v
δa_y	+	+	+	+	+	+	+	+	+
δa_z	-	+	v	+	-	-	+	v	+
Інструментальні похибки інерціальних датчиків									
$\Delta\omega_x$	-	v	v	v	-	+	v	v	v
$\Delta\omega_y$	*	v	v	v	*	+	v	v	v
$\Delta\omega_z$	-	v	v	v	-	+	v	v	v
Δa_x	-	v	v	v	-	v	v	v	v
Δa_y	v	v	v	v	v	v	v	v	v
Δa_z	-	v	v	v	-	-	v	v	v
$\delta k\omega_x$	-	-	-	v	-	-	-	-	v
$\delta k\omega_y$	-	v	-	-	-	-	v	-	-
$\delta k\omega_z$	-	-	v	-	-	-	-	v	-
$\delta k a_x$	-	-	v	-	-	v	v	v	-
$\delta k a_y$	v	v	v	v	v	v	v	v	v
$\delta k a_z$	-	-	-	v	-	-	v	-	v
ω_{XY}	-	-	v	-	-	-	-	v	-
ω_{XZ}	-	v	-	-	-	-	v	-	-
ω_{YX}	-	-	v	-	-	-	-	v	-
ω_{YZ}	-	-	-	v	-	-	-	-	v
ω_{ZX}	-	v	-	-	-	-	v	-	-
ω_{ZY}	-	-	-	v	-	-	-	-	v
a_{XY}	-	-	-	v	-	-	v	-	v
a_{XZ}	-	v	v	v	-	v	v	v	v
a_{YX}	-	-	-	v	-	-	v	-	v
a_{YZ}	-	-	v	-	-	v	v	v	-
a_{ZX}	-	v	v	v	-	v	v	v	v
a_{ZY}	-	-	v	-	-	v	v	v	-

Таким чином, у другому розділі на основі розробленої моделі з використанням введених нових кількісних характеристик проведено аналіз спостережуваності помилок вимірів й інструментальних похибок при характерних видах руху ПЛА. Визначено типи руху ПЛА, що створюють найкращі умови для їхньої спостережуваності. Отримані теоретичні результати підтверджені комп'ютерним моделюванням керованого процесу оцінювання похибок ІІІСНС.

Третій розділ присвячений опису розроблених алгоритмів комплексування навігаційної інформації та методів корекції вимірювань інерціального блока в інтегрованій навігаційній системі.

Розглянуто структурну схему комплексування та корекції інформації в ПСНС і блок-схему алгоритму рішення задачі інерціальної навігації. Структурна схема комплексування та корекції інформації в ПСНС представлена на рис. 2 і є замкнутою системою управління, в якій:

1. Об'єктом керування є процес оцінювання вектора стану ПСНС, реалізований в «Блоці корекції вимірювань ІБ» і «Блоці алгоритмів БІНС».

2. Вектором стану керованого процесу є набір параметрів руху, що формуються навігаційною системою.

3. Зовнішні дії являють собою вимірювання інерціального блока.

4. Керуючими впливами є оцінки інструментальних похибок ІБ та оцінки помилок навігаційних параметрів об'єкта.

5. Як блок формування керуючих впливів використовується фільтр Калмана.

6. Вектор виміру являє собою помилки визначення координат і швидкостей ПЛА за даними БІНС, обчислені як різниці між значеннями навігаційних параметрів (НП), вироблених на основі даних приймача СНС, і значеннями НП, що обчислюються в БІНС.

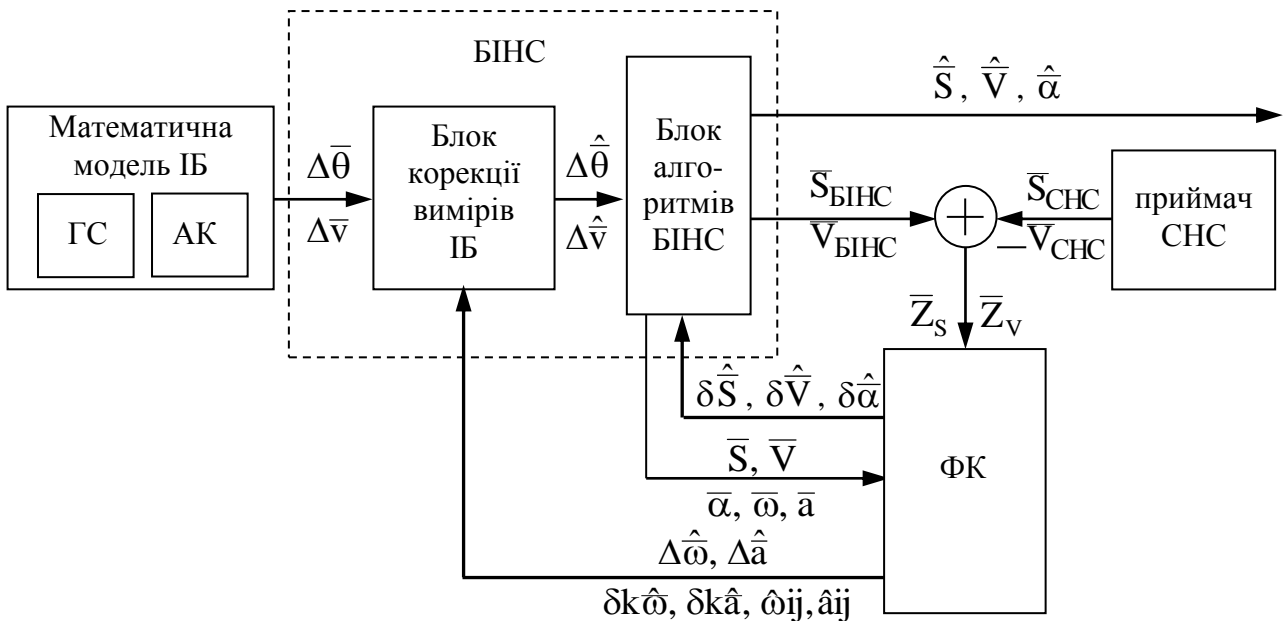


Рис. 2. Структурна схема комплексування та корекції інформації в ПСНС

Математична модель ІБ генерує приращення векторів кута позірного повороту $\Delta\bar{\theta}$ й позірної швидкості $\Delta\bar{v}$ ПЛА в проекціях на осі пов'язаної з ним СК за такт роботи системи. Після корекції з урахуванням поточних оцінок похибок ГС й АК, скоректовані значення приращень кута позірного повороту $\Delta\hat{\theta}$ й позірної швидкості $\Delta\hat{v}$ надходять на вхід блока алгоритмів БІНС, де вирішується задача інерціальної навігації. Результатом вирішення даної задачі є координати $\bar{S}_{\text{БІНС}}$ й швидкості $\bar{V}_{\text{БІНС}}$ ПЛА, а також кутові параметри його орієнтації $\bar{\alpha}$. Різниці між інерціальними й супутниковими даними у вигляді векторів \bar{Z}_s і \bar{Z}_v надходять на фільтр Калмана, як вектор вимірів. Також вхідними даними для ФК є динамічні параметри $\bar{\omega}$ й \bar{a} , вектор координат \bar{S} , вектор швидкості \bar{V} та вектор параметрів орієнтації $\bar{\alpha}$ ПЛА. Результатом фільтрації є оцінки помилок визначення навігаційних параметрів інерціальною системою, а також оцінки інструментальних похибок інерціального блока. Обчислені ФК оцінки похибок, як зворотній зв'язок, надходять у блок корекції вимірів і блок алгоритмів БІНС для корекції обчислених БІНС навігаційних параметрів. Скоректовані

координати \hat{S} , швидкості \hat{V} , кутові параметри орієнтації $\hat{\alpha}$ рухомого об'єкта є вихідними даними інтегрованої навігаційної системи.

Удосконалений зворотний зв'язок за оцінками основних трьох типів ПІ і помилок навігаційних параметрів, які формуються у БНС, в комплексі з використанням уточненої математичної моделі помилок інерціальної навігації забезпечують працездатність в умовах значних інструментальних похибок ІБ.

Розглянуто інформаційну модель інерціального блока інтегрованої навігаційної системи, алгоритми БНС, алгоритми комплексування і корекції.

На основі результатів даного розділу розроблений програмний комплекс, що дозволяє моделювати функціонування інтегрованої навігаційної системи.

Четвертий розділ присвячений апробації розроблених алгоритмів комплексування та корекції навігаційної інформації в ПСНС. Він містить опис алгоритму інтерполяції даних польоту, призначеного для тестування розроблених алгоритмів інтегрованої навігаційної системи, метод формування вимог по точності до ІД, результати аналізу ефективності процесів оцінювання та корекції в ПСНС і рекомендації щодо її підвищення.

Алгоритм інтерполяції призначений для тестування розроблених алгоритмів комплексування та методів корекції в інтегрованій навігаційній системі на основі польотних даних ПЛА. Вхідними даними алгоритму є набори значень географічних координат, швидкості руху, кутів орієнтації, позірного прискорення й абсолютної кутової швидкості обертання ПЛА, отримані з частотою дискретизації 1 Гц. Призначенням алгоритму інтерполяції є генерація погоджених між собою параметрів руху із частотою 100 Гц – частотою функціонування ПСНС. Вихідними даними алгоритму є перелічені вище навігаційні параметри літального апарату, обчислювані із необхідною частотою. На рис. 3 зображена траєкторія випробувального польоту літака ІЛ96-300, для якої за реальними телеметричними даними згенеровані вихідні дані інерціального блока ПСНС, використані для апробації та тестування розроблених у роботі методів та алгоритмів.

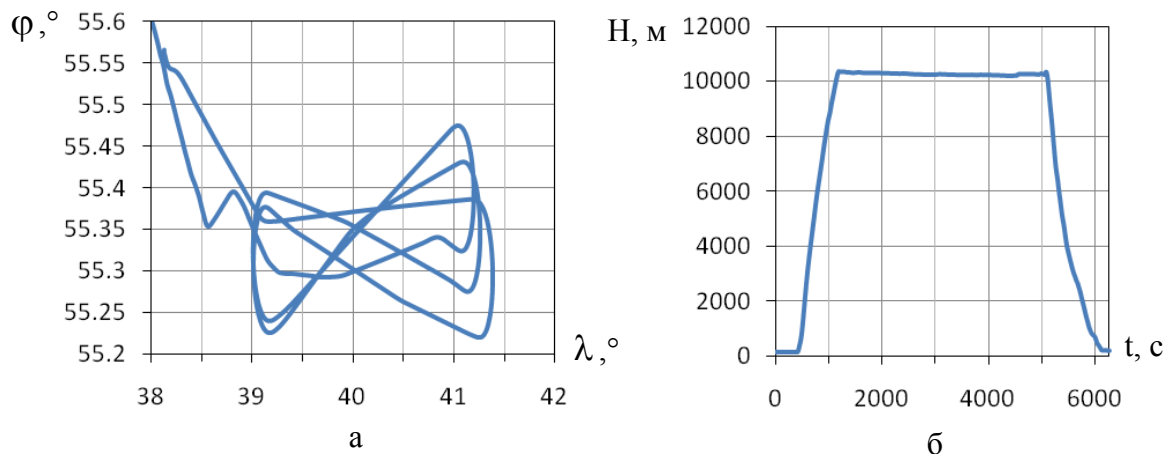


Рис. 3. Горизонтальна траєкторія (а) й висотний профіль (б) польоту ПЛА

Для підвищення ефективності методу корекції з використанням ФК досліджено вплив налаштування фільтра Калмана й типу руху ПЛА на ефективність оцінювання ПІ інерціального блока. До налаштування фільтра віднесено вибір матриць дисперсій вхідних та вимірювальних шумів, а також завдання початкового значення матриці коваріацій похибок оцінювання. Як критерії ефективності використовуються збіжність похибок оцінювання до нуля та цілісність процесу фільтрації. На основі результатів дослідження зроблено такі висновки стосовно налаштування ФК:

- найкращим є вибір “теоретичного” початкового значення матриці коваріацій похибок оцінювання;
- значення матриці дисперсій вхідних шумів доцільно знизити на порядок відносно

“теоретичного”;

- значення матриці дисперсій вимірювальних шумів доцільно завищити на порядок відносно “теоретичного”.

Під “теоретичними” розуміються значення матриць, що відповідають характеристикам фактично діючих шумів у системі й початкових інтервалах невизначеності значень оцінюваних параметрів.

На підставі проведеного дослідження запропоновано аналітичний метод формування вимог до інструментальних похибок інерціальних датчиків, в основу якого покладено аналіз впливу інструментальних похибок на горизонтальну координатну помилку навігації при різних маневрах ПЛА.

Для аналізу ефективності розробленого методу корекції інерціальних вимірювань в ПСНС використано такі критерії: 1) непрямий – точність оцінювання інструментальних похибок в умовах комплексування інерціальної і супутникової інформації; 2) прямий – точність інерціальної навігації в умовах тимчасової відсутності супутникової інформації.

На основі програми польоту (рис. 3) проведено моделювання роботи ПСНС при відсутності супутникових сигналів протягом 2000 сек. та виконано аналіз ефективності процесу корекції. В ході експерименту обчислювалися помилки оцінювання ІП інерціальних датчиків та помилки визначення навігаційних параметрів ПЛА при деталізації помилок вимірювань ІД та без деталізації. Як інтегральний критерій точності навігації використовувалася радіальна координатна помилка. Результати обчислювального експерименту приведені на рис. 4, 5 та у табл. 2.

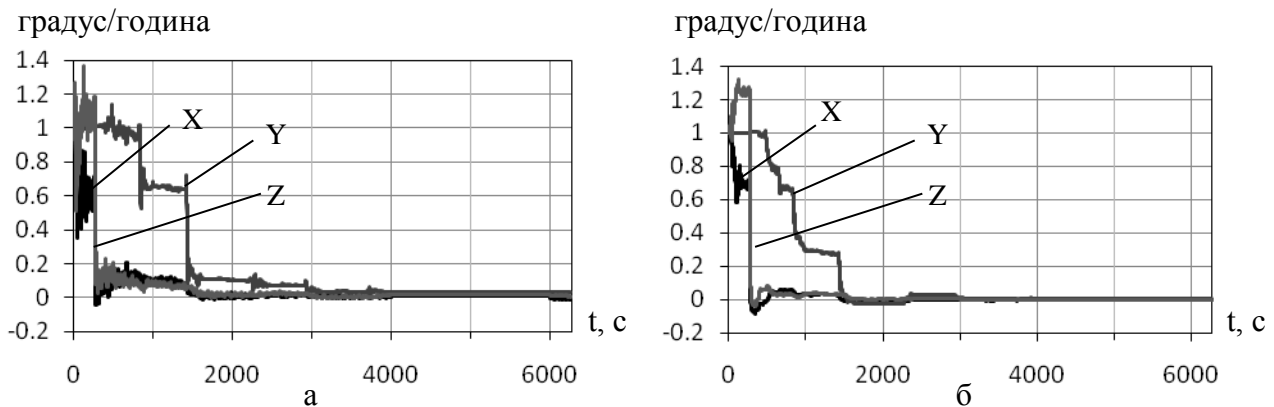


Рис. 4. Помилки оцінювання дрейфу гіроскопів без деталізації помилок вимірювань ІД при теоретичному (а) та рекомендованому (б) налаштуванні ФК

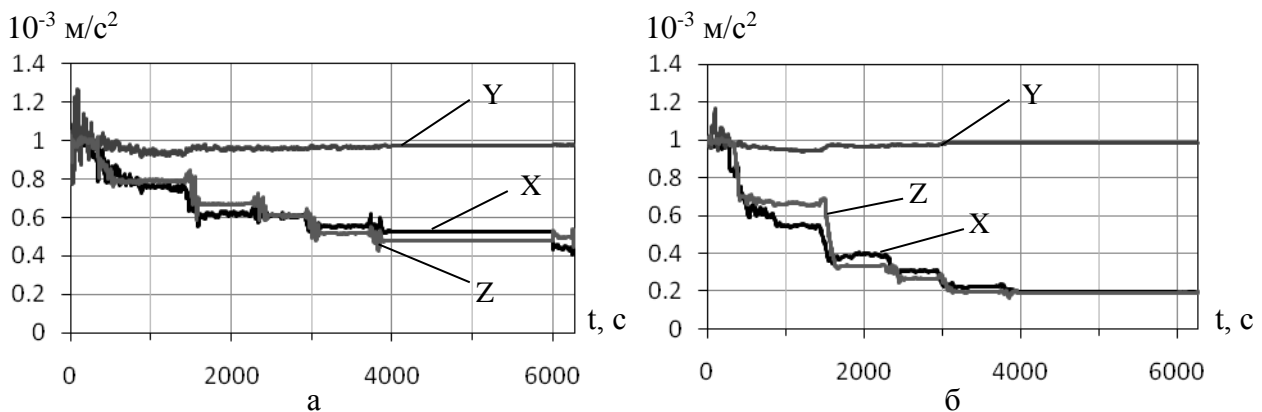


Рис. 5. Помилки оцінювання зсуву нуля акселерометрів без деталізації помилок вимірювань ІД при теоретичному (а) та рекомендованому (б) налаштуванні ФК

Точність функціонування ІСНС в автономному режимі

Деталізація помилок вимірювання ІД	Радіальна координатна помилка, м	
	Теоретичне налаштування ФК	Рекомендоване налаштування ФК
немає	2000	1000
є	1500	850

За результатами аналізу ефективності корекції інерціальних вимірювань в ІСНС сформульовані рекомендації щодо її підвищення:

1) При реалізації схеми комплексування навігаційної інформації в ІСНС на основі фільтра Калмана доцільно використовувати рекомендоване в роботі налаштування ФК. У порівнянні з теоретичним, рекомендоване налаштування дозволяє підвищити точність оцінювання ІІ, а також суттєво зменшити помилку навігації ІСНС в автономному режимі.

2) У вектор стану фільтра Калмана необхідно включити весь набір інструментальних похибок інерціальних датчиків, у тому числі похибки МК і кути неспіввісності. Більшість кутів неспіввісності в загальному випадку будуть оцінюватися грубо, проте точність функціонування ІСНС при їх наявності у векторі стану буде вищою.

3) Найкращим маневром з точки зору ефективності оцінювання інструментальних похибок є курсовий маневр. Тому його бажано включити в початок програми польоту ПЛА, якщо дозволяють умови.

ВИСНОВКИ

У результаті проведеного дисертаційного дослідження вирішено науково-практичну задачу удосконалення методів корекції та розробки алгоритмів комплексування інформації в інтегрованій навігаційній системі, яка використовується у контурі керування польотом літальних апаратів як основний датчик інформації.

Основні наукові та практичні результати роботи полягають у наступному.

1. Отримано уточнену математичну модель помилок інерціальної навігації. На її основі розроблено методи корекції в ІСНС. У рівняннях моделі помилок враховуються всі навігаційні та основні динамічні параметри рухомого об'єкта, а також основні типи інструментальних похибок інерціальних датчиків, що забезпечує високу ефективність корекції навігаційних даних при виконанні різних характерних рухів об'єкта.

2. Проведено дослідження впливу інструментальних похибок інерціальних датчиків на точність навігації. Встановлено, що для датчиків одного класу точності найбільший внесок у помилку навігації при будь-яких типах руху ПЛА вносить дрейф гіроскопів. Решта похибок інерціального блока починають істотно впливати на помилку навігації тільки при виконанні відповідних маневрів.

3. Із застосуванням введених в роботу нових мір спостережуваності, виконано аналіз спостережуваності похибок вимірювань та інструментальних похибок гіроскопів і акселерометрів з урахуванням типу руху ПЛА. Показано, що найкращі умови для спостережуваності створює маневр по куту курсу, у цьому випадку всі похибки вимірювань інерціальних датчиків є спостережуваними.

4. Розроблено алгоритм комплексування і метод корекції навігаційної інформації в інтегрованій навігаційній системі. У якості блоку формування керуючих впливів використовується фільтр Калмана. Встановлено, що використання зворотного зв'язку за оцінками інструментальних похибок і помилок вихідних параметрів БІНС забезпечує працездатність ФК в умовах значних інструментальних похибок БІНС.

5. Розроблено та програмно реалізовано алгоритм інтерполяції даних польоту ПЛА. Програмна реалізація алгоритму дозволяє за допомогою комп'ютерного моделювання протестувати розроблені алгоритми функціонування інтегрованої навігаційної системи в

умовах, які відповідають реальній програмі польоту.

6. Досліджено вплив різних варіантів налаштування фільтра Калмана на ефективність оцінювання інструментальних похибок. Розроблені рекомендації з налаштування фільтра. Показано, що у порівнянні з теоретичним, рекомендоване налаштування підвищує ефективність оцінювання інструментальних похибок датчиків і корекції навігаційних даних, що приводить до суттєвого зменшення помилок інерціальної навігації.

7. На основі аналізу впливу інструментальних похибок інерціальних датчиків на помилку навігації розроблено аналітичний метод формування вимог по точності до гіроскопів та акселерометрів.

8. На базі розроблених в ході дисертаційного дослідження алгоритмів створено програмний комплекс, що дозволяє моделювати функціонування інтегрованої навігаційної системи для заданої програми польоту повітряного літального апарата. На основі теоретичних висновків та аналізу результатів моделювання сформульовані рекомендації щодо підвищення точності оцінювання інструментальних похибок і ефективності корекції навігаційної інформації в інтегрованій навігаційній системі.

9. Результати роботи впроваджено на науково-виробничому підприємстві «Хартрон-Аркус» (м. Харків) при розробці системи управління супутника МС-2-8М, у ЗАТ «Лазекс» (м. Долгопрудний, Росія) при виконанні науково-дослідних і дослідно-конструкторських робіт по темі ДКР «Модернизация интегрированной навигационной системы НСИ-2000МТ» та використовуються у навчальному процесі кафедри систем і процесів управління НТУ «ХП».

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ РОБІТ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Багмут И. А. Влияние инструментальных погрешностей чувствительных элементов в бесплатформенной инерциальной навигационной системе на точность определения навигационных параметров / И. А. Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», 2004.– № 19. – С. 17–22.

2. Багмут И. А. Влияние характера маневрирования воздушного летательного аппарата на наблюдаемость инструментальных погрешностей инерциальных датчиков в интегрированной навигационной системе / И. А. Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», 2006. – № 9. – С. 3–9.

3. Багмут И. А. Упрощение модели ошибок инерциальной навигации при различных видах движения летательного аппарата / В. Б. Успенский, И. А. Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», 2006. – № 21. – С. 187–192.

Здобувачем отримані спрощені моделі помилок інерціальної навігації, які відповідають різним типовим рухам повітряного літального апарату.

4. Багмут И. А. К вопросу о мере наблюдаемости / И. А. Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», 2009. – № 10. – С. 121–132.

5. Багмут И. А. Решение задачи инерциальной навигации в БИНС / В. Б. Успенский, И. А. Багмут // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2009. – №3(60). – С. 39–44.

Здобувачем отримані результати чисельного моделювання функціонування інерціальної навігаційної системи.

6. Багмут И. А. Наблюдаемость инструментальных погрешностей инерциального блока в интегрированной навигационной системе / И. А. Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», 2009. – № 23. – С. 3–14.

7. Багмут И. А. Оценка точности определения углов ориентации ВЛА на выставке / В. Б. Успенский, И. А. Багмут // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», 2009. – № 30. – С. 177–182.

Здобувачем отримані співвідношення для помилок визначення кутів орієнтації повітряного літального апарата.

8. Багмут И. А. Оценка точности гироскопирования в зависимости от величины

систематических дрейфов гироскопов / В. Б. Успенский, И. А. Багмут // Физические и компьютерные технологии в народном хозяйстве. Труды 6-й Международной научно-технической конференции, 10-11 октября 2002г. – Харьков: ХНПК «ФЭД», 2002.– С. 305-305.

Здобувачем отримані співвідношення для помилок визначення кута курсу на виставці в залежності від величини систематичного дрейфу гіроскопів.

9. Багмут И. А. Интерполяция данных о движении летательного аппарата, полученных при проведении летных испытаний / В. Б. Успенский, И. А. Багмут // Физические и компьютерные технологии в народном хозяйстве. Труды 8-й Международной научно-технической конференции, 9-10 декабря 2003г. – Харьков: ХНПК «ФЭД», 2003.– С. 295–298.

Здобувачем розроблено алгоритм інтерполяції даних польоту повітряного літального апарата.

10. Багмут И. А. Определение инструментальных погрешностей инерциального блока интегрированной навигационной системы / В. Б. Успенский, И. А. Багмут // Міжнародна науково-технічна конференція “Інтегровані комп’ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2005”: Тези доповідей. – Харків: НАУ «ХАІ», 2005. – С. 272-273.

Здобувачем розроблені алгоритми корекції в інтегрованій навігаційній системі.

11. Багмут И. А. Определение инструментальных погрешностей инерциального блока интегрированной навигационной системы в процессе ее функционирования / И. А. Багмут // ІХ Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»: Збірник тез–Дніпропетровск: 2007. – С.141.

12. Багмут И. А. Оценка инструментальных погрешностей инерциального блока интегрированной навигационной системы в процессе ее функционирования / И. А. Багмут // VI Міжнародна науково-технічна конференція «Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаційно-космічної техніки»: Збірка доповідей. Частина I / К.: НТУУ “КПІ”– 2007. – С.215–216.

АНОТАЦІЇ

Багмут І.О. Удосконалення методів корекції в інтегрованій навігаційній системі літальних апаратів. – Рукопис.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за фахом 05.13.03 – системи й процеси керування. – Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Харків, 2010.

Дисертаційна робота присвячена розробці та удосконаленню методу корекції інерціальних вимірювань в інтегрованій навігаційній системі з метою підвищення точності її функціонування.

Розроблено уточнену математичну модель помилок інерціальної навігації, яка найбільш повно враховує всі основні параметри руху ПЛА та основні типи інструментальних похибок інерціальних датчиків. Проведено аналіз спостережуваності помилок інтегрованої навігаційної системи з урахуванням типу руху ПЛА. За результатами аналізу встановлено маневри ПЛА, що створюють найкращі умови для спостережуваності.

Розроблено алгоритм комплексування навігаційної інформації в ПСНС та метод корекції інерціальних вимірювань на основі фільтра Калмана зі зворотним зв'язком за оцінкою вектора стану помилок інтегрованої навігаційної системи, що включає оцінки всього комплексу інструментальних похибок інерціальних датчиків. Вирішено задачу вибору ефективного налаштування фільтра Калмана для підвищення точності оцінювання помилок інтегрованої навігаційної системи.

З метою апробації розроблених алгоритму комплексування та методу корекції в умовах, відповідних реальній програмі польоту, розроблено алгоритм інтерполяції телеметричних даних польоту. Результати проведеного чисельного експерименту свідчать про високу ефективність розроблених методів корекції.

Сформульовано рекомендації щодо підвищення ефективності корекції інерціальних вимірів в інтегрованій навігаційній системі.

Ключові слова: інформаційне забезпечення систем керування, алгоритм корекції, процес оцінювання, спостережуваність, навігаційна система, гіроскопи, акселерометри, інструментальні похибки, фільтр Калмана.

Багмут І.А. Усовершенствование методов коррекции в интегрированной навигационной системе летательных аппаратов. – Рукопись.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.13.03 – системы и процессы управления. – Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, 2010.

Диссертационная работа посвящена разработке и усовершенствованию методов коррекции инерциальных измерений в интегрированной навигационной системе с целью повышения точности ее функционирования.

Разработана уточненная математическая модель ошибок инерциальной навигации. В уравнениях модели ошибок учитываются все основные навигационные параметры воздушного летательного аппарата, а также основные типы инструментальных погрешностей гироскопов и акселерометров.

Выполнен анализ влияния инструментальных погрешностей инерциальных датчиков на точность навигации. Установлено, что для гироскопов и акселерометров одного класса точности, наибольший вклад в ошибку навигации при любых типах движения ВЛА вносят дрейфы гироскопов.

На основе разработанной математической модели ошибок инерциальной навигации с применением введенных в работе новых мер наблюдаемости выполнен анализ наблюдаемости ошибок измерений и инструментальных погрешностей гироскопов и акселерометров с учетом типа движения ВЛА. Выявлены маневры, обеспечивающие хорошие условия для наблюдаемости и оценивания инструментальных погрешностей инерциальных датчиков. В частности, установлено, что наилучшие условия создает маневр по углу курса, так как в этом случае все ошибки измерений гироскопов и акселерометров являются наблюдаемыми.

На основе фильтра Калмана разработаны алгоритм комплексирования навигационной информации и усовершенствованный метод коррекции инерциальных измерений в интегрированной навигационной системе. Приведена и рассмотрена структурная схема алгоритмов комплексирования и коррекции навигационной информации. Усовершенствование метода коррекции реализовано за счет: 1) реализации обратной связи по оценке вектора состояния ошибок ИИСНС, включающего оценки всех основных типов инструментальных погрешностей инерциальных датчиков; 2) использования в фильтре Калмана разработанной уточненной математической модели ошибок инерциальной навигации; 3) использования рациональной настройки фильтра Калмана, повышающей эффективность оценивания вектора ошибок ИИСНС при сохранении адекватности вычисляемых оценок в условиях случайных помех.

Исследовано влияние различных вариантов настройки фильтра Калмана на эффективность оценивания инструментальных погрешностей. Показано, что по сравнению с теоретической, рекомендуемая в работе настройка позволяет повысить точность работы ИИСНС в последующем автономном режиме в два раза.

Разработан и программно реализован алгоритм интерполяции данных полета ВЛА. Программная реализация алгоритма позволяет при помощи компьютерного моделирования протестировать разработанные алгоритмы функционирования интегрированной навигационной системы в условиях, соответствующих реальной программе полета.

На базе разработанных в ходе диссертационного исследования алгоритмов создан программный комплекс, позволяющий моделировать функционирование интегрированной навигационной системы для заданной программы полета воздушного летательного аппарата.

На основе анализа результатов теоретического исследования и численного моделирования, сформулированы рекомендации по повышению точности оценивания инструментальных погрешностей и эффективности коррекции навигационной информации в интегрированной навигационной системе.

Ключевые слова: информационное обеспечение систем управления, алгоритм коррекции, процесс оценивания, наблюдаемость, навигационная система, гироскопы, акселерометры, инструментальные погрешности, фильтр Калмана.

Bagmut I.O. Improvement of the correction methods in the aircraft integrated navigation system. – Manuscript.

Thesis for the degree of Candidate of Technical Science in specialty 05.13.03 – Control Systems and Processes. – National Technical University «Kharkiv Politechnical Institute», Kharkiv, 2010.

The thesis is devoted to the development and improvement of methods of correction of inertial measurements in integrated navigation systems with the purpose of improvement of its operation accuracy.

A more accurate mathematical model of inertial navigation errors, which most fully takes into account all the basic parameters of movement of the aircraft and the main types of instrumental errors of inertial sensors was developed. The analysis of observability errors of integrated navigation system with regard to the type of the aircraft motion was undertaken. The analysis established the aircraft motion types that create the best conditions for observability.

The algorithm of complexity of navigational information in IISNS and inertial measurement correction method based on Kalman filter with feedback to assess the state vector of errors of the integrated navigation system that includes evaluation of the whole range of instrumental errors of inertial sensors were developed. The problem of selecting efficient Kalman filter settings to improve the accuracy of estimation of errors of the integrated navigation system was solved.

With the purpose of testing the developed complexation algorithm and correction method under condition of relevant real flight program, the interpolation algorithm of the telemetry data flight was developed. The results of numerical experiments prove the high efficiency of the correction method.

The recommendations regarding the improvement of the efficiency of the inertial measurements correction in the integrated navigation system were provided.

Keywords: information support systems of control, correction algorithm, estimation process, observability, navigation system, gyroscopes, accelerometers, instrumental errors, Kalman filter.

Відповідальний за випуск
к.т.н., проф. кафедри систем і процесів управління НТУ «ХПІ»
Кирєєв М.Г.

Підписано до друку 12.10.2010 р. Формат 60x90 1/16.
Папір офсетний. Друк – ризографія. Гарнітура Times New Roman.
Умовн. друк. арк.0,9. Наклад 100 прим. Зам. № 028409

Надруковано у СПДФО Ізрайлев Є.М.
Свідоцтво № 24800170000040432 від 21.03.2001 р.
61002, м.Харків, вул. Фрунзе, 16