

Національний технічний університет  
«Харківський політехнічний інститут»

Хацько Наталія Євгенівна



УДК 629.054

МЕТОДИ ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ  
РУХОМИМИ ОБ'ЄКТАМИ НА ОСНОВІ ВИКОРИСТАННЯ  
КОМПЕНСУЮЧИХ МОДЕЛЕЙ

05.13.03 – системи та процеси керування

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня  
кандидата технічних наук

Харків

2014

Дисертацією є рукопис.

Робота виконана на кафедрі систем і процесів управління Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут».

**Науковий керівник**

доктор технічних наук, доцент  
**Успенський Валерій Борисович**,  
Національний технічний університет  
«Харківський політехнічний інститут»,  
професор кафедри систем та процесів управління

**Офіційні опоненти:**

доктор технічних наук, професор  
**Кортунов Вячеслав Іванович**,  
Національний аерокосмічний університет  
ім. Н.С. Жуковського «Харківський авіаційний  
інститут», професор кафедри проектування  
радіоелектронних систем літальних апаратів

кандидат технічних наук, старший науковий  
співробітник  
**Клімішен Олексій Олегович**,  
Харківський університет Повітряних Сил ім.  
Івана Кожедуба, старший науковий співробітник  
науково-дослідного відділу наукового центру  
Повітряних сил Харківського університету  
Повітряних сил ім. Івана Кожедуба

Захист відбудеться „27” березня 2014 р. о 14-30 годині на засіданні спеціалізованої вченої ради Д 64.050.14 в Національному технічному університеті “Харківський політехнічний інститут” за адресою: 61002, Харків, вул. Фрунзе, 21.

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

Автореферат розісланий «25» лютого 2014 р.

Вчений секретар  
спеціалізованої вченої ради



Ліберг І.Г.

## ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**Актуальність теми.** Ефективне вирішення задач керування рухомими об'єктами залежить від високоточного, безперервного, надійного визначення навігаційних параметрів руху. Зокрема це стосується вирішення задач синтезу автоматичного керування багатовимірними об'єктами.

Інтегрована інерціально-супутникова навігаційна система, що входить до складу більшості сучасних повітряних рухомих об'єктів, забезпечує високу точність позиціонування. В той же час вона має обмеження в відповідності вимогам експлуатаційної готовності і безперервності роботи бортової навігаційної системи, які діють у межах міжнародної концепції зональної навігації. У реальних умовах експлуатації мають місце часті збої і досить тривалі перерви (до 15 хвилин) в отриманні даних від приймальної апаратури супутникової навігаційної системи. Сучасний рівень розвитку інерціальної навігації дозволяє у автономному режимі роботи системи задовольняти всі вимоги концепції зональної навігації, але тільки при умові використання високоточного інерціального модуля. В останні роки поширюється тенденція до включення у склад інерціальних навігаційних модулів датчиків середнього та низького класу точності, у цьому випадку виникає необхідність підтримки на достатньому рівні точності навігаційної інформації. Разом з цим, впровадження різноманітних методів підвищення точності дозволяє отримувати високоякісні вихідні параметри руху об'єкта.

Серед сучасних методів підвищення точності вимірів, разом з розвитком технології виробництва, широко розповсюджені методи алгоритмічної компенсації похибок на основі математичних моделей вимірів, які дозволяють підвищити точність роботи датчиків без великих додаткових витрат. Відомим напрямком є алгоритмічна корекція первісної інформації з використанням калібрувальних оцінок похибок датчиків та інерціального модуля в цілому. У цих методах на перший план висувається відповідність математичної моделі похибок вимірів фізичним факторам, супроводжуваним здійснення вимірів, та методи калібрування, що застосовуються для оцінки параметрів моделі.

За умов наявності сучасної тенденції до здешевлення інерціальних модулів виникає необхідність у розробці методів калібрування з використанням лабораторного устаткування меншої вартості. У зв'язку з цим, розвиток існуючих методів і розробка нових методів калібрування за допомогою лабораторного устаткування середньої та низької точності є актуальним і перспективним науково-технічним напрямом підвищення точності навігацій та керування.

**Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.** Робота виконана відповідно в межах науково-дослідних робіт кафедри систем та процесів управління НТУ «ХПІ» у рамках держбюджетних НДР МОН України: «Розробка математичних моделей керованого руху істотно пружних штучних супутників Землі» (№ ДР 0107U000597), «Розробка методів забезпечення ресурсу елементів конструкції і систем управління космічних літальних апаратів» (№ ДР 0110U001245), «Розробка методів, алгоритмів і програм для

оцінки динаміки, міцності і точності управління ракетною технікою» (№ ДР 0113U000448), в яких здобувач була виконавцем окремих етапів.

**Мета і задачі дослідження.** Метою роботи є розробка методів підвищення точності керування рухомими об'єктами системою автоматичного управління (САУ), в якій поточна інформація надходить від інерціальної навігаційної системи, що вимірює вектор стану керованого об'єкту на основі інформації гіроскопів та акселерометрів.

Поставлена мета досягається вирішенням наступних задач:

– розробити процедуру синтезу керування рухомим об'єктом по навігаційним даним щодо вектору стану з урахуванням діючих на нього аеродинамічних сил, та провести аналіз впливу точності інерціальних датчиків на похибку термінального керування САУ;

– розробити метод підвищення точності вимірів мікро-електро-механічного (МЕМС) акселерометра, який базується на ідентифікації параметрів математичної моделі похибок вимірів з використанням лабораторного устаткування низької точності;

– розробити методи підвищення точності вимірів волоконно-оптичного гіроскопу (ВОГ) в умовах температурних змін середовища, а також з урахуванням параметрів зовнішнього магнітного поля, для чого розробити математичні моделі залежності дрейфу нуля та методи ідентифікації параметрів відповідних моделей;

– провести комп'ютерне моделювання, що дозволяє перевірити ефективність впровадження алгоритмічної компенсації похибок інерціального модуля для підвищення термінальної точності керування САУ.

*Об'єкт дослідження* – процес керування рухомим об'єктом на базі використання вимірювань вектору стану об'єкта інерціальною навігаційною системою.

*Предмет дослідження* – методи підвищення точності систем керування рухомим об'єктом на основі використання компенсуючих моделей похибок первісних вимірів вектору стану об'єкта.

**Методи дослідження.** Для вирішення поставлених завдань у роботі використані фундаментальні положення теорії автоматичного керування, теорії інерційної навігації.

Методи теорії диференціальних рівнянь та лінійної алгебри використані для опису досліджуваних динамічних процесів в системі автоматичного керування рухомим об'єктом. Методи теорії автоматичного керування дозволили виконати синтез керуючих функцій в САУ. Метод обернених задач динаміки використано для отримання програмних та поточних траєкторій руху об'єкта. Методи статистичного аналізу використані для ідентифікації коефіцієнтів математичних моделей похибок вимірів інерціальних датчиків. Методи чисельного інтегрування використані у комп'ютерному експерименті, що дозволило дослідити вплив похибок інерціальних датчиків на термінальну похибку керування рухомим об'єктом. Математичне моделювання дозволило дослідити сумісну роботу САУ та інерціальної навігаційної системи.

**Наукова новизна одержаних результатів** полягає у наступному:

– вперше запропоновано метод підвищення точності керування рухомим об'єктом за рахунок використання компенсаційної моделі дрейфу нуля ВОГ, яка має поліноміальну залежність від температури, швидкості її зміни та їх добутків, чим відрізняється від відомих. Запропонована структура моделі дозволяє виявити кореляцію дрейфу із таким чинником, як добуток температурних параметрів, що підвищує ефективність компенсації дрейфу;

– набув подальшого розвитку метод визначення похибок МЕМС акселерометру, що дозволяє ідентифікувати зсув нуля та похибку масштабного коефіцієнта з використанням лабораторного устаткування низької точності, який, на відміну від інших, додатково визначає та враховує похибку самої експериментальної установки;

– запропоновано новий метод компенсації впливу зовнішнього магнітного поля на дрейф ВОГ. На відміну від вихідного методу, завдяки якому визначається сама залежність дрейфу від зовнішнього поля, запропонований метод полягає у ідентифікації параметрів цієї залежності за рахунок використання вимірів поля, що створює вплив;

– набув подальшого розвитку метод синтезу керуючих функцій за переслідуванням провідної точки за рахунок більш повного врахування аеродинамічних сил, діючих на рухомий об'єкт. Таке врахування стало можливим завдяки розгляду сталих режимів польоту літального апарату та визначенню деяких конструктивних та аеродинамічних параметрів рухомого об'єкту, які, зазвичай, визначаються експериментально. Вперше формалізовано залежність термінальної похибки САУ польотом від параметрів зовнішніх збурювань та узагальненої похибки вимірювального інерційного модуля, що містить змінний параметр синтезу, та досліджено залежність точності термінального керування від значення цього параметру.

**Практичне значення одержаних результатів** полягає в тому, що вони дозволяють підвищити точність системи керування рухомими об'єктами, та можуть бути використані для керування різними типами літальних апаратів.

Розроблені методи практично застосовано в навчальному процесі на інженерно-фізичному факультеті НТУ «ХПІ» та на науково-виробничому підприємстві “Хартрон-Аркос” (м. Харків). Сформульовані рекомендації щодо вибору параметру синтезу можуть бути корисними для проектування алгоритмів автоматичного керування рухом в комплексі з проектуванням інформаційно-вимірювальної системи.

**Особистий внесок здобувача.** Всі основні результати, що виносяться на захист, отримані здобувачем особисто. Серед них – метод калібрування МЕМС акселерометрів з використанням загальнодоступного устаткування низької точності; математична модель компенсації вимірів ВОГ, яка залежить від температурних параметрів; формульні залежності для розрахунку коефіцієнтів магнітної чутливості на основі використання додаткових експериментальних вимірів; математична модель термінальної похибки САУ; рекомендації щодо вибору значення параметру синтезу в залежності від параметрів зовнішніх збурювань та узагальненої похибки інерційного модуля.

**Апробація результатів дисертації.** Основні результати дисертаційної роботи доповідалися і обговорювалися на: XVII, XVIII, XIX Міжнародних науково-практичних конференціях «Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я» (м. Харків, 2009 – 2011 рр.); XIII Міжнародній науково-технічній конференції «Моделирование, идентификация, синтез систем управления» (м. Москва–Донецьк, 2010 р.); XXV Міжнародній науковій конференції «Математические методы в технике и технологиях» (м. Саратов–Харків, 2012 р.); XII Міжнародній науково-технічній конференції "Приладобудування: стан і перспективи" (м. Київ, 2013 р.); XX Міжнародній конференції з автоматичного управління «АВТОМАТИКА-2013» (м. Миколаїв, 2013р.).

**Публікації.** Основні положення дисертації викладені у 13 роботах, серед яких: 5 статей у фахових виданнях України, 1 стаття у фаховому зарубіжному електронному науковому журналі, 7 – у матеріалах конференцій.

**Структура і обсяг роботи.** Дисертаційна робота складається із вступу, чотирьох розділів основної частини, висновків, списку використаних джерел та додатків. Повний обсяг друкованого тексту становить 172 сторінки, з них 50 рисунків і 17 таблиць по тексту, список використаних джерел складається з 174 найменувань на 21 сторінках, додатки на 12 сторінках.

## ОСНОВНА ЧАСТИНА

**У вступі** обґрунтовується актуальність теми, визначається зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами, формулюється мета і задачі дослідження, наукова новизна одержаних результатів та їх практичне значення, наводяться дані про апробацію та публікації результатів роботи.

**У першому розділі** встановлено зв'язок між проблемою підвищення точності керування і якістю навігаційної інформації, використовуваної в САУ для отримання поточного значення вектора стану. Завдання підвищення точності навігації визначене як один із засобів підвищення точності САУ.

Сучасні вимоги до точності керування рухомими об'єктами в навігації є дуже суровими, що вимушує користуватися високоточним дорогим навігаційним обладнанням. Тенденцією останніх років є заміна дорогих датчиків на більш бюджетні, наприклад, лазерні гіроскопи замінюються на волоконно-оптичні, а механічні акселерометри на МЕМС акселерометри. Однак будь-які датчики мають інструментальні похибки, що впливає на точність керування. Виникає проблема уточнення вимірів датчиків незалежно від їх класу точності, з приводу чого впроваджуються засоби підвищення точності роботи датчиків. Значне місце серед цих засобів має алгоритмічна корекція вимірів інерціального модуля, для здійснення якої треба визначити чисельні оцінки похибок вимірів, тобто провести калібрування.

Калібрування є операція, яка встановлює відповідність між вимірними значеннями і еталонними, ідентифікує похибки вимірів і, як другий крок, використовує цю інформацію для здобуття уточнених результатів. Основні

напрямки розвитку теорії і практики методів підвищення точності інерціальних датчиків об'єднані у наступному вигляді (рис. 1):



Рисунок 1 – Класифікація методів підвищення точності інерціальних приладів, які є складовими системи керування рухом

Обґрунтовується необхідність розгляду методів калібрування з урахуванням існуючого лабораторного устаткування та фізичних умов функціонування датчиків.

Приводиться єдина математична модель вимірів  $X^{\text{вим}}$ , що описує похибки датчиків, незалежно від їх фізичної природи у матричній формі:

$$X^{\text{вим}} = (1 + \delta M) \cdot (A^{-1} X^* + \delta X + \xi), \quad (1)$$

де  $X^*$  – еталонне значення величини в базисній системі координат;  $\delta X$  – вектор зсувів нулів датчиків (під зсувом маємо величину вихідного сигналу при нульовому вимірюваному параметрі);  $\delta M$  – похибки масштабних коефіцієнтів (МК),  $A$  – матриця, складена з кутових параметрів неспіввісності вісей чутливості (ВЧ) датчиків з осями віртуальної ортогональної системи координат, що приймається як базисна;  $\xi$  – випадкова складова.

**Другий розділ** присвячено розробці методів калібрування інерціальних датчиків на основі розробки моделей похибок вимірів, залежних від різноманітних фізичних факторів.

В даний час МЕМС акселерометри знаходять своє використання в навігації, але для цього необхідна алгоритмічна компенсація їх

інструментальних похибок. Пропонується метод калібрування МЕМС акселерометрів з використанням поворотного столу (рис. 2). Для опису вимірів  $N^*$  використовується модель з узагальненими складовими



Рисунок 2 – Поворотний стіл із інерціальним модулем.

$$N^* = Entier \left[ \frac{g \cdot \sin(\alpha^* + \delta\alpha) + \delta a + \xi}{k_H + \delta k} \right], \quad (2)$$

де  $g$  – модуль прискорення вільного падіння;  $\alpha^*$  – достеменний кут нахилу осі чутливості датчика відносно площині горизонту;  $\delta\alpha$  – похибка установки кута поверхні столу;  $\delta a$ ,  $\xi$  – відповідно зсув нуля і випадковий дрейф вимірювача;  $k_H$  – номінальне значення МК;  $\delta k$  – похибка МК.

Модель (2) лінеаризується за умов припущення порівнянної кривизни і постійності в запуску параметрів  $\delta a$ ,  $\delta\alpha$ ,  $\delta k/k_0$  (відносної похибки МК), що дає змогу отримати математичні вирази для двох положень ВЧ:

$$\begin{cases} N_{гориз} \cdot k_H - g \sin \alpha = \delta a + g \cos \alpha \cdot \delta\alpha - g \sin \alpha \cdot \delta k / k_H, \\ N_{верт} \cdot k_H - g \cos \alpha = \delta a + g \sin \alpha \cdot \delta\alpha - g \cos \alpha \cdot \delta k / k_H. \end{cases} \quad (3)$$

Співвідношення (3) є визначальними для метода калібрування та положенні в основу задачі ідентифікації методом найменших квадратів (МНК).

Методика проведення калібрувального експерименту складається із наступних пунктів:

1. Поверхня поворотного столу горизонтується за допомогою поплавцевих рівнів;

2. Визначається номінальне значення МК за формулою  $k_H = \frac{2g}{N^\uparrow - N^\downarrow}$ , у якій  $N^\uparrow$  і

$N^\downarrow$  – виміри прискорення вільного падіння при розташуванні осі чутливості акселерометра «вгору» і «вниз» відповідно. Виміри усереднюються в кожному положенні на інтервалі 60 секунд, зміна напрямку ВЧ досягається поворотом поверхні столу;

3. Проводиться серія вимірів для оцінки похибок ВЧ – вимірюється величина проекції вектора прискорення вільного падіння на ВЧ для 60 різних кутів нахилу платформи до горизонтальної площини з кроком в 1 градус. Виміри реєструються з частотою 50 Гц і для зменшення впливу шуму усереднюються на інтервалі часу 30 секунд.

4. Виміри проводяться в декількох серіях для оцінки повторюваності та достовірності результатів.



Після отримання пакету експериментальних даних проводиться їх обробка з метою визначення параметрів моделі (2).

Алгоритм обробки експериментальних даних:

1. За результатами вимірів в запуску складається надлишкова система рівнянь вигляду (3) і обчислюються оцінки параметрів моделі (2);
2. Контролюються оцінки параметрів по критерію стабілізації;
3. Моделюється ряд вимірів з врахуванням отриманих оцінок і будуються нев'язки виміряних і модельних значень ряду для оцінювання якості апроксимації;
4. Для кожного параметра в різних серіях обчислюється середнє значення і середньоквадратичне відхилення, будуються довірчі інтервали відхилень величини параметра з заданим рівнем значимості;
5. Оцінюється відтворюваність оцінок і знаходиться перетинання довірчих інтервалів для кожного параметра. По результуючому інтервалу робиться висновок о параметрах моделі (2) для кожної ВЧ.

Таблиця 1. Параметри похибок акселеро- метрів по моделі (2)

дані виробника, не більше	зсув нуля	похибка МК
	$\pm 0,25 \text{ м/с}^2$	$\pm 0,3, \%$
1 екземпляр	$0,1 \text{ м/с}^2$	$11,9, \%$
2 екземпляр	$0,37 \text{ м/с}^2$	$22,7, \%$
3 екземпляр	$-0,82 \text{ м/с}^2$	$8,7, \%$

Результати проведення експериментів з MEMS акселерометрами ADXL 203 фірми Analog Devices (США) наведені у табл. 1.

Введення компенсаційної моделі похибок вимірів дозволило знизити сукупний рівень похибки вимірів в експерименті з 0,9 до 0,2 м/с<sup>2</sup>.

Іншим типом розглянутих чутливих елементів інформаційної основи системи керування є волоконно-оптичні гіроскопи (ВОГ). Відомо, що датчики цього типу чутливі до впливу температури та рівню зовнішнього магнітного поля.

Щоб вибрати найкращу адекватну зміні фізичних умов залежність, в рамках розробки методу калібрування запропоновано декілька математичних залежностей для опису впливу температурних факторів на виміри ВОГ  $\Omega(\tau_n, \Delta\tau_n)$ :

$$\Omega(\tau_n, \Delta\tau_n) = K_{00} + K_{10} \cdot \tau_n + K_{20} \cdot \tau_n^2 + K_{30} \cdot \tau_n^3 + K_{01} \cdot \Delta\tau_n + K_{02} \cdot \Delta\tau_n^2 + K_{03} \cdot \Delta\tau_n^3 + K_{11} \cdot \tau_n \cdot \Delta\tau_n + K_{21} \cdot \tau_n^2 \cdot \Delta\tau_n + K_{31} \cdot \tau_n^3 \cdot \Delta\tau_n, \quad (4)$$

$$\Omega(\tau_n, \Delta\tau_n) = K_{00} + K_{10} \tau_n + K_{20} \tau_n^2 + K_{30} \tau_n^3 + K_{11} \tau_n \Delta\tau_n + K_{21} \tau_n^2 \Delta\tau_n + K_{31} \tau_n^3 \Delta\tau_n, \quad (5)$$

$$\Omega(\tau_n, \Delta\tau_n) = K_{00} + K_{10} \tau_n + K_{20} \tau_n^2 + K_{30} \tau_n^3 + K_{01} \Delta\tau_n + K_{02} \Delta\tau_n^2 + K_{03} \Delta\tau_n^3, \quad (6)$$

$$\Omega(\tau_n, \Delta\tau_n) = K_{00} + K_{01} \Delta\tau_n + K_{02} \Delta\tau_n^2 + K_{03} \Delta\tau_n^3 + K_{11} \tau_n \Delta\tau_n + K_{21} \tau_n^2 \Delta\tau_n + K_{31} \tau_n^3 \Delta\tau_n, \quad (7)$$

$$\Omega(\tau_n, \Delta\tau_n) = K_{00} + K_{10}\tau_n + K_{01}\Delta\tau_n + K_{11}\tau_n\Delta\tau_n, \quad (8)$$

$$\Omega(\tau_n, \Delta\tau_n) = K_{00} + K_{10}\tau_n + K_{01}\Delta\tau_n, \quad (9)$$

де  $\tau_n = 0,1 \cdot (T_n - T_0)$ ,  $\Delta\tau_n = 100 \cdot \Delta T_n$ ;  $T_n$ ,  $\Delta T_n$  – поточні виміри температури датчика і оцінка її градієнта в °С и °С/сек. відповідно,  $T_0 = 20$  °С – номінальне значення температури;  $n = \overline{1, N}$  – номер усередненого виміру,  $N$  – кількість усереднених вимірів;  $K$  – коефіцієнти залежностей. За номінальне значення градієнта прийняте 0 °С/сек.

Вибір найкращої залежності для опису впливу температурних факторів на виміри ВОГ відбувався по критеріям:

– візуального аналізу якості близькості накладення вимірних даних і апроксимуючої моделі;

– по стабілізації оцінок параметрів моделі в ході обчислень МНК;

– по величинах статистичних характеристик якості апроксимації різними моделями.

Результати дослідження дозволяють стверджувати, що кращою апроксимуючою виміри ВОГ залежністю є (8). Таким чином, для компенсації складової дрейфу нуля  $\Omega^*$  ВОГ, яку викликають температурні чинники, має використовуватися наступний вираз

$$\Omega^* = \Omega_n - (K_{00} - \Omega_{\text{Эталон}}) - K_{10} \cdot \tau_n - K_{01} \cdot \Delta\tau_n - K_{11} \cdot \tau_n \Delta\tau_n, \quad (10)$$

де  $\Omega_{\text{Эталон}}$  – проекція кутової швидкості Землі на ВЧ гіроскопу на географічній широті місця проведення експерименту. Коефіцієнти  $K_{00}$ ,  $K_{10}$ ,  $K_{01}$ ,  $K_{11}$  визначаються під час калібрування.

Методика проведення калібрувального експерименту наступна:

1. ВЧ ВОГ встановлюється по місцевій вертикалі в температурній камері;

2. Під час проведення одного експерименту відбувається нагрів і охолодження датчика ступінчатим чином в діапазоні від 10°С до 30°С. Тривалість експерименту 12 годин, частота фіксування даних 200Гц. Фіксуються кутова швидкість і температура датчика;

3. Проводиться попередня підготовка даних, а саме усереднювання вимірів на інтервалі 60 сек., оцінка градієнта температури, виключення аномальних вимірів;

4. Оцінювання параметрів моделі за допомогою МНК.

Для проведення калібрувального експерименту були використані ВОГ «ОИУС 501» російського виробника «ОПТОЛИНК» (рис. 3). Для чотирьох ВЧ маємо наступні значення коефіцієнтів моделі (10) (табл. 2):

Використання алгоритму компенсації похибок дрейфу нуля ВОГ зменшує мінливість дрейфу нуля в запуску з величини 2 °/г до рівня 0,05 °/г.



Таблиця 2. Коефіцієнти датчиків «ОИУС 501»

№ екземпляра датчика	Значение коэффициента, °/ч			
	K <sub>00</sub>	K <sub>10</sub>	K <sub>01</sub>	K <sub>11</sub>
1	11,739	-0,063	0,949	0,02
2	11,508	0,065	-1,199	0,06
3	11,503	0,038	-0,883	0,057
4	11,511	0,021	0,071	-0,07

Рисунок 3 – ВОГ «ОИУС 501»

Для компенсації впливу зовнішніх магнітних полів природного і штучного походження на роботу ВОГ зазвичай використовують екранування датчиків. Альтернативним способом є алгоритмічна компенсація дрейфу нуля  $\Delta\Omega$  датчиків. Відома модель впливу зовнішнього магнітного поля на погрішність вимірів двох горизонтальних (X та Y) ВЧ ВОГ має вигляд:

$$\Delta\Omega_X(\psi_i) = \delta\hat{\Omega}_X + S_X \cdot \sin(\psi_i + \Delta\varphi_X), \quad \Delta\Omega_Y(\psi_i) = \delta\hat{\Omega}_Y + S_Y \cdot \cos(\psi_i + \Delta\varphi_Y), \quad (11)$$

де  $\psi_i$  – кут повороту ВЧ,  $i$  – номер положення, у якому здійснюються виміри, з урахуванням:

$$\begin{aligned} S_X &= \sqrt{(A_c + A_s \cdot \Delta\psi_0)^2 + (A_s - (\Omega_\varphi + A_c) \cdot \Delta\psi_0)^2}, \\ S_Y &= \sqrt{(C_s - C_c \cdot \Delta\psi_0)^2 + (C_c + (\Omega_\varphi + C_s) \cdot \Delta\psi_0)^2}, \\ \Delta\varphi_X &= \arctg \left( \frac{A_c + A_s \cdot \Delta\psi_0}{A_s - (\Omega_\varphi + A_c) \cdot \Delta\psi_0} \right), \quad \Delta\varphi_Y = \arctg \left( \frac{C_c + (\Omega_\varphi + C_s) \cdot \Delta\psi_0}{C_s - C_c \cdot \Delta\psi_0} \right), \\ \delta\hat{\Omega}_X &= \delta\Omega_X + \mu_{XZ} \cdot B_H, \quad \delta\hat{\Omega}_Y = \delta\Omega_Y + \mu_{YZ} \cdot B_H \end{aligned} \quad (12)$$

та

$$\begin{aligned} A_c &= \mu_{XX} B_N - \mu_{XY} B_E, \quad A_s = \mu_{XX} B_E + \mu_{XY} B_N, \\ C_c &= -\mu_{YY} B_E + \mu_{YX} B_N, \quad C_s = \mu_{YY} B_N + \mu_{YX} B_E. \end{aligned} \quad (13)$$

Згідно з умовами проведення вимірів невідомими в (11) – (13) є 12 незалежних параметрів:  $\Delta\psi_0$ ,  $\delta\Omega_X$ ,  $\delta\Omega_Y$ ,  $B_N$ ,  $B_E$ ,  $B_H$ ,  $\mu_{XX}$ ,  $\mu_{XY}$ ,  $\mu_{XZ}$ ,  $\mu_{YY}$ ,  $\mu_{YX}$ ,  $\mu_{YZ}$ .

Раніше, за результатами експерименту, були отримані чисельні значення коефіцієнтів моделі (11):  $\delta\hat{\Omega}_X = -0,05^\circ/\Gamma$ ;  $S_X = 0,17^\circ/\Gamma$ ;  $\Delta\varphi_X = -0,47$ ;  $\delta\hat{\Omega}_Y = -0,01^\circ/\Gamma$ ;  $S_Y = -0,27^\circ/\Gamma$ ;  $\Delta\varphi_Y = -0,43$ , але шукані складові впливу вектора індукції магнітного поля Землі  $\mu$  не знайшли своїх оцінок. Тому запропоновано експериментальне дослідження впливу зовнішнього магнітного поля на похибки вимірів ВОГ, яке має проводитися наступним чином:

1. По вимірам кутової швидкості, отриманим у певному положенні модуля ВОГ, розрахувати частину коефіцієнтів по формулам:

$$\mu_{XY} = \frac{A_s B_N - A_c B_E}{B_N^2 + B_E^2}, \quad \mu_{XX} = \frac{A_c + \mu_{XY} B_E}{B_N},$$

$$\mu_{YY} = \frac{C_s B_N - C_c B_E}{B_N^2 + B_E^2}, \quad \mu_{YX} = \frac{C_c + \mu_{YY} B_E}{B_N},$$

де (з (11), (12) та нехтуючи похибкою завдання курсу  $\Delta\psi_0$ ) маємо

$$A_s = S_X \cdot \cos \Delta\varphi_X, \quad A_c = S_X \cdot \sin \Delta\varphi_X, \quad C_s = S_Y \cdot \cos \Delta\varphi_Y, \quad C_c = S_Y \cdot \sin \Delta\varphi_Y,$$

та значення складових вектора індукції магнітного поля Землі  $B_N$ ,  $B_E$ ,  $B_H$  відомі з даних, наприклад, Канадського геологічного центру дослідження магнетизму.

2. Провести додаткові виміри по існуючій методиці у реверсивному положенні модулю ВОГ та отримати другу частину набору шуканих за формулами:

$$\mu_{XZ} = \frac{\delta\hat{\Omega}_X^\uparrow - \delta\hat{\Omega}_X^\downarrow}{2 \cdot B_H}, \quad \mu_{YZ} = \frac{\delta\hat{\Omega}_Y^\uparrow - \delta\hat{\Omega}_Y^\downarrow}{2 \cdot B_H},$$

$$\delta\Omega_X = \frac{\delta\hat{\Omega}_X^\uparrow + \delta\hat{\Omega}_X^\downarrow}{2}, \quad \delta\Omega_Y = \frac{\delta\hat{\Omega}_Y^\uparrow + \delta\hat{\Omega}_Y^\downarrow}{2}.$$

По тим даним, що є в наявності, отримані наступні чисельні результати коефіцієнтів впливу зовнішнього магнітного поля, град/(час·Т):

$$\mu_{XX} = -7,46 \cdot 10^{-3}; \quad \mu_{XY} = -3,7 \cdot 10^{-3}; \quad \mu_{YY} = 5,54 \cdot 10^{-3}; \quad \mu_{YX} = 0,012.$$

Таким чином, модель, що компенсує вплив магнітного поля на дрейф нуля  $\Omega^*$  ВЧ ВОГ має вигляд

$$\Omega^* = \Omega_n - \delta\Omega_X - \mu_{XX} B_X - \mu_{XY} B_Y - \mu_{XZ} B_Z,$$

де  $B_X$ ,  $B_Y$ ,  $B_Z$  вимірюються магнітометрами, що можуть бути включені до складу інерціального модуля, або обчислюються по математичній моделі магнітного поля Землі, рекомендованої «Інститутом земного магнетизму, іоносфери і поширення радіохвиль ім. Н. В. Пушкова» (Росія), що оновлюється кожні 5 років.

У третьому розділі розвинуто відомий метод синтезу керуючих функцій САУ за рахунок визначення поточних аеродинамічних параметрів, діючих на рухомий об'єкт. Отримано залежність термінальної точності керування від узагальненої похибки інерціального модуля та рівня збурюючої дії.

Термінальна задача має наступне формулювання. У початковий момент часу рухомий об'єкт має відомі характеристики:

$$\bar{r}_0 = \{x_0, y_0, z_0\}^T, \quad V_0, \theta_0, \psi_0, \quad (t=0), \quad (14)$$

де  $\bar{r}_0$  – координати рухомого об'єкта,  $V$  – швидкість рухомого об'єкта,  $\theta$  – кут нахилу траєкторії,  $\psi$  – кут напрямку.

Необхідно за обмежений завданням час  $T$  виконати політ в задану точку простору, в якій характеристики рухомого об'єкта мають бути:

$$\bar{r}_T = \{x_T, y_T, z_T\}^T, \quad V_T, \theta_T, \psi_T, \quad (t=T). \quad (15)$$

Для вирішення обрано замкнуту схему керування, у якій вектор стану ідентифікується інерціальною навігаційною підсистемою.

Математична модель руху об'єкта має вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cos\theta \cos\psi, & \dot{y} &= V \sin\theta, & \dot{z} &= V \cos\theta \sin\psi, \\ \dot{V} &= g(n_x - \sin\theta), & \dot{\theta} &= \frac{g}{V}(n_y \cos\gamma - \cos\theta), & \dot{\psi} &= \frac{g}{V \cos\theta} n_y \sin\gamma, \end{aligned}$$

де  $x, y, z$  – координати місця розташування рухомого об'єкта в ортогональній топоцентричній СК;  $g$  – прискорення сили тяжіння;  $\gamma$  – кут крена,  $n_x, n_y$  – тангенціальна і нормальна складові перевантаження, що визначаються виразами:

$$n_x = \frac{P \cos(\alpha + \alpha_P) - X}{mg}, \quad n_y = \frac{P \sin(\alpha + \alpha_P) + Y}{mg},$$

у яких:  $m$  – маса об'єкта,  $P$  – сила тяги,  $X$  – сила лобового опору,  $Y$  – аеродинамічна підймальна сила,  $\alpha$  – кут атаки крила,  $\alpha_P$  – відомий з конструкторської документації настановний кут осі двигуна по відношенню до подовжньої вісі об'єкта. Необхідно отримати закон керування рухом, за дією якого об'єкт переводиться із стану (14) в стан (15) за час  $T$ .

Закон керування має три складові – силу тяги  $P$ , кут атаки  $\alpha$ , кут крена  $\gamma$ :

$$\begin{aligned} P &= \sqrt{(mg \cdot n_x + X)^2 + (mg \cdot n_y - Y)^2}, \\ \alpha &= \arctg\left(\frac{mg \cdot n_y - Y}{mg \cdot n_x + X}\right) - \alpha_P, & \gamma &= \arctg \frac{\dot{\psi} \cdot \cos\theta}{\dot{\theta} + \frac{g}{V} \cos\theta}. \end{aligned} \quad (16)$$

Під час розрахунку (16) необхідно мати значення  $V, \theta, \psi$  та їх похідних, і  $n_x, n_y$ . Для цього методом обернених задач динаміки, задавши вигляд шуканої траєкторії та з використанням методу провідної точки, в кожній момент часу вираховується поточна траєкторія руху в тимчасову провідну точку.

Для оцінки точності автоматичного керування рухом об'єкта по даним інерціальної навігаційної системи при розгляді спрощеної моделі руху та узагальненню похибок визначення одержано формулу

$$\delta r(t) = -\frac{\delta a}{2}t^2 + \frac{\delta a}{6}\tau^2 - e^{-\frac{2}{\tau}t} \frac{\delta a}{3}\tau^2 \left( \frac{1}{2}\cos\frac{\sqrt{2}}{\tau}t + \frac{1}{\sqrt{2}}\sin\frac{\sqrt{2}}{\tau}t \right) + \delta r^f(t),$$

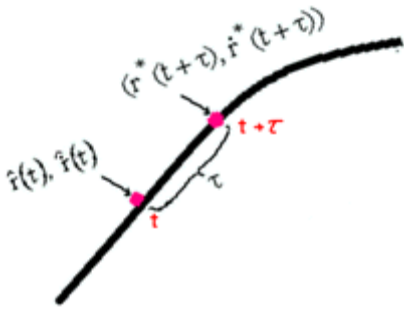


Рисунок 4 – «Переслідування» провідної точки

де  $\delta r$  – термінальна похибка реалізації програмного руху;  $\delta a$  – узагальнена похибка визначення вектора стану інерціальною системою;  $\delta r^f(t)$  – функція збурюючої зовнішньої дії;  $\tau$  – параметр синтезу, що по суті є часом випередження, на який узятя провідна точка на програмній траєкторії. Це ілюструє рис. 4, де зображено програмну траєкторію, оцінку вектору стану об'єкта  $\hat{r}(t), \hat{\dot{r}}(t)$  на момент  $t$ , точку на програмній траєкторії  $r^*(t + \tau), \dot{r}^*(t + \tau)$ .

Параметр синтезу  $\tau$  можна змінювати, що може поліпшити точність досягнення термінальної точки. В роботі надаються наступні рекомендації щодо вибору параметру, проілюстровані рисунками:

- в разі відсутності зовнішніх збурень (рис. 5, а) похибка керування монотонно зменшується зі збільшенням величини параметра синтезу;
- дія збурення змінює поведінку похибки керування (рис. 5, б), в цьому випадку вибір параметра синтезу залежить від співвідношення рівнів збурення  $f^*$  і узагальненої похибки визначення  $\delta a$ . Так, якщо рівень  $f^*$  менше рівня  $\delta a$  (суцільна лінія), то значення параметру  $\tau$  слід брати якомога меншим. Навпаки, при домінуванні узагальненої похибки вимірів над збуренням, термінальна похибка мінімальна для великих значень  $\tau$  (пунктирна лінія).

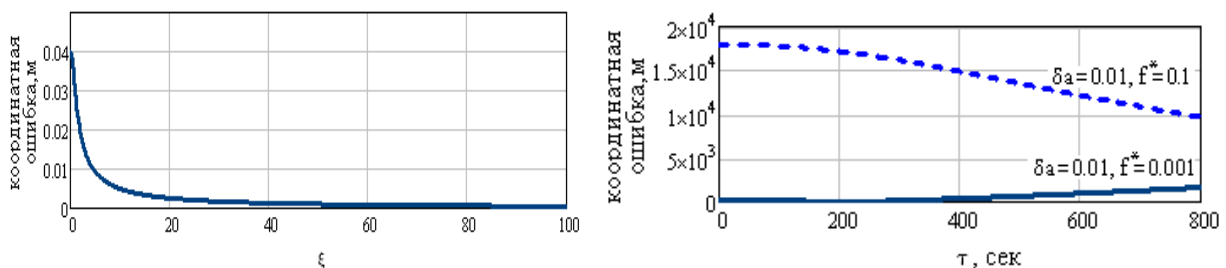


Рисунок 5 – Зміна термінальної похибки керування при варіюванні параметра синтезу

Досліджувати термінальну точність керування для повної нелінійної моделі з повним набором похибок інерціального визначення вдається лише шляхом моделювання. Але на прикладі спрощеної моделі у роботі виявлено

закономірності поведінки термінальної точності, які потім перевіряються моделюванням на повній моделі. Комп'ютерне моделювання підтверджує приведені аналітичні висновки.

У четвертому розділі наведено результати чисельного експерименту модулювання сумісної роботи САУ і навігаційної системи.

Використана повна математична модель руху об'єкта має вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \cos\theta \cos\psi, & \dot{y} &= V \sin\theta, & \dot{z} &= V \cos\theta \sin\psi, \\ \dot{V} &= g \left( \frac{P \cos(\alpha + \alpha_P) - X}{mg} - \sin\theta \right), \\ \dot{\theta} &= \frac{g}{V} \left( \frac{P \sin(\alpha + \alpha_P) + Y}{mg} \cos\gamma - \cos\theta \right), & \dot{\psi} &= \frac{g}{V \cos\theta} \cdot \frac{P \sin(\alpha + \alpha_P) + Y}{mg} \cdot \sin\gamma, \\ X &= C_X \frac{\rho V^2}{2} S_{op}, & Y &= C_Y \frac{\rho V^2}{2} S_{op}, \\ C_Y &= 2 \frac{\pi \cdot l^2}{l^2 - 2S_{кр}} (\alpha - \alpha_0), & C_X &= a_0 + a_1 C_Y + a_2 C_Y^2 + a_3 C_Y^3 + a_4 C_Y^4 + a_5 C_Y^5. \end{aligned} \quad (17)$$

де  $x, y, z$  – координати об'єкта,  $V$  – модуль швидкості,  $\theta$  – кут нахилу траєкторії,  $\psi$  – кут напрямку,  $g$  – прискорення сили тяжіння,  $m$  – маса об'єкта,  $P$  – сила тяги,  $X$  – сила лобового опору,  $Y$  – аеродинамічна підймальна сила,  $\alpha$  – кут атаки крила,  $\alpha_P$  – настановний кут осі двигуна ЛА,  $C_X$  – коефіцієнт лобового опору,  $C_Y$  – коефіцієнт підймальної сили,  $S_{op}$  – площа обтічної поверхні рухомого об'єкта, омивана потоком,  $\alpha_0$  – кут атаки нульової підймальної сили,  $S_{кр}$  – площа поверхні крила,  $l$  – розмах крила,  $\rho$  – щільність повітря.

Для проведення експерименту розроблено програмний комплекс (ПК), функціональна схема якого зображена на рис. 6.

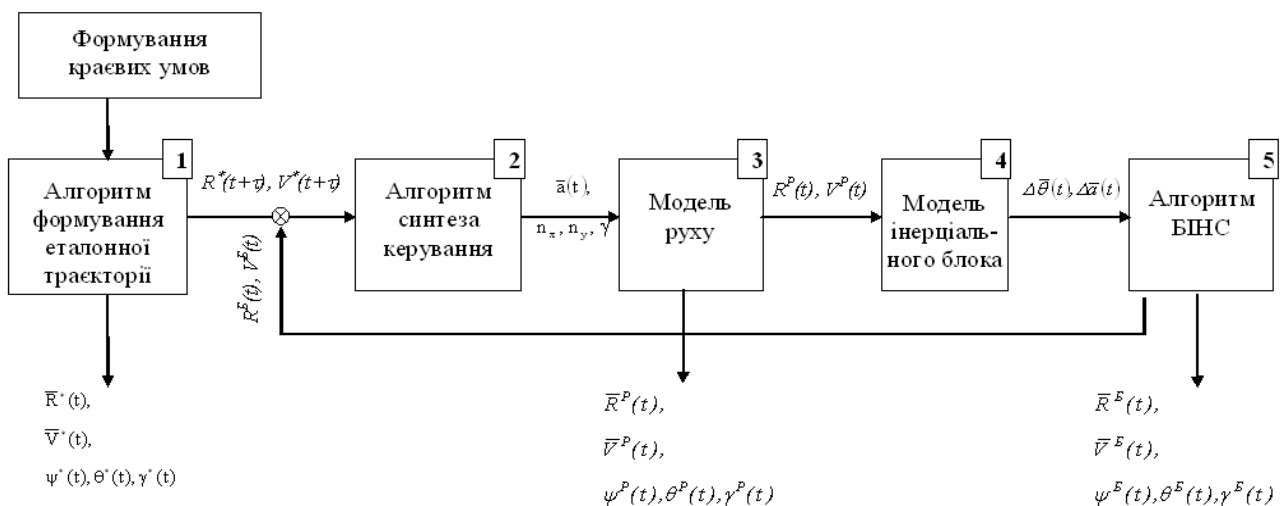


Рисунок 6 – Функціональна схема ПК, що реалізує комп'ютерний експеримент

Вхідними даними ПК є: масо-габаритні параметри об'єкта, його аеродинамічні характеристики, краєві умови, час руху. Вихідними даними ПК

на кожному такті роботи є: координати, швидкості та кути орієнтації фактичного стану рухомого об'єкта.

На схемі (рис. 6) стрілками вказано напрямок проходження інформації між функціональними модулями. Зворотний зв'язок реалізується через вимірювальний пристрій, що складається з моделі інерціального блока «4» та алгоритму бесплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС) «5». Замкнена схема дозволяє корегувати керування об'єктом з урахуванням оцінки його реального вектору стану, що формується на виході БІНС.

Для моделювання вибрано сучасний важкий транспортний літак з параметрами:  $m = 117\,000$  кг,  $S_{кр} = 350$  м<sup>2</sup>,  $l = 57,66$  м. Однак, у моделі (17) присутні невідомі конструктивні параметри:  $S_{op}$ ,  $\alpha_P$ ,  $\alpha_0$ . На основі аналізу польоту в сталому режимі з відомими характеристиками (крейсерський режим) відновлені чисельні значення шуканих параметрів, а саме

$$S_{op} = 386,5 \text{ м}^2, \quad \alpha_P = -\alpha_0 = 2,5^\circ.$$

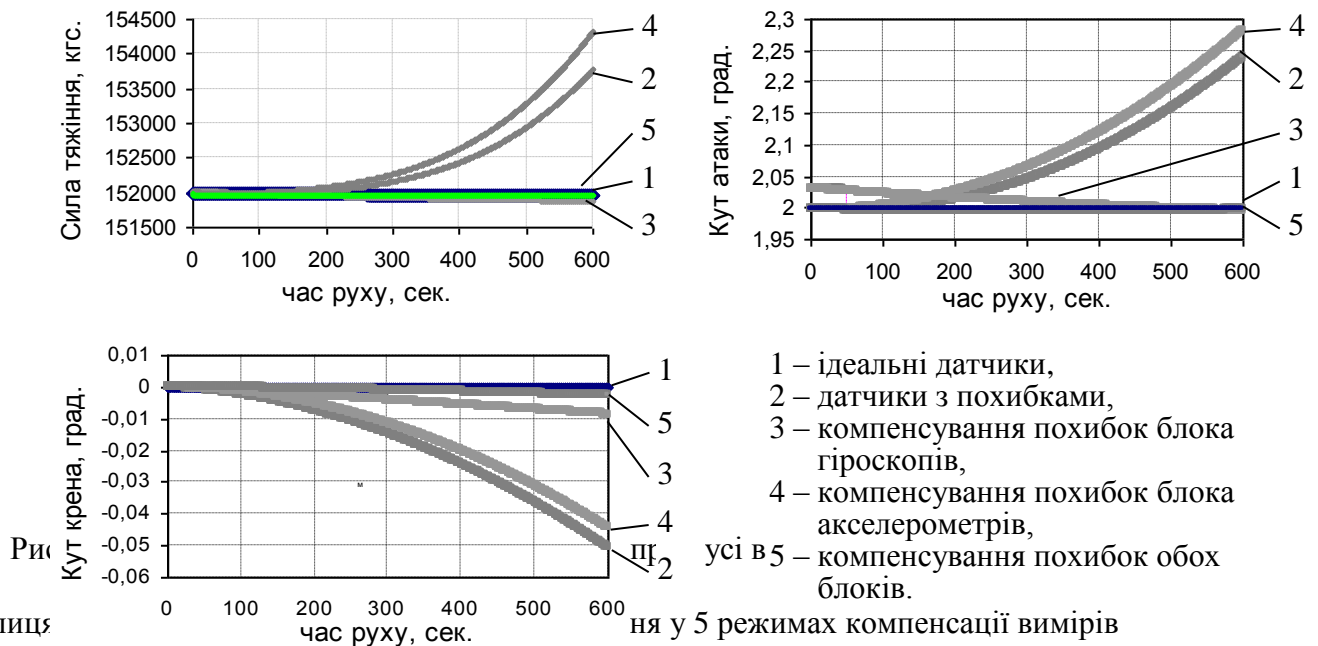
Для моделювання польоту розроблені контрольні приклади, що відповідають основним рухам важкого транспортного літака у польоті. Краєві умови для формування програмних траєкторій прикладів містяться у табл. 3. Досліджено як маневри в одній площині, так і просторові маневри.

Таблиця 3. Краєві умови для формування програмних траєкторій руху ЛА в контрольних прикладах.

Назва прикладу	t = 0						t = T					
	$\varphi, ^\circ$	$\lambda, ^\circ$	h, м	$V_0, \text{м/с}$	$\theta_0, ^\circ$	$\varphi_0, ^\circ$	$\varphi, ^\circ$	$\lambda, ^\circ$	h, м	$V_T, \text{м/с}$	$\theta_T, ^\circ$	$\varphi_T, ^\circ$
<i>Маневри в горизонтальній площині</i>												
1. крейсерський режим	50°	36°	11 000	241,7	0°	0°	51,3°	36°	11 000	241,7	0°	0°
2. горизонтальний розгін	50°	36°	11 000	180	0°	0°	51,3°	36°	11 000	241,7	0°	0°
3. горизонтальне гальмування	50°	36°	11 000	241,7	0°	0°	51,3°	36°	11 000	180	0°	0°
4. обертання на 180°, «Віраж»	50°	36°	8 000	111	0°	0°	50°	36,3°	8 000	111	0°	180°
5. «Змійка»	50°	36°	8 000	183,5	0°	45°	50°	37,3°	8 000	183,5	0°	45°
<i>Маневри в вертикальній площині</i>												
6. набір висоти с постійною швидкістю	50°	36°	2 500	191,4	4°	0°	51,03°	36°	8 000	191,4	4°	0°
7. набір висоти та швидкості	50°	36°	400	80	2°	0°	50,65°	36°	2 500	191,1	2°	0°
8. спуск із скиданням швидкості	59°	40°	11 000	241,7	-3°	207°	58°	39°	4 000	160	-3°	207°
9. зміна ешелона	59°	40°	8 000	236	-1°	-143°	58,06°	38,5°	5 500	200	-1°	-143°
<i>Просторові маневри</i>												
10. маневр на крейсерську висоту	50°	36°	3 150	191,1	2°	45°	50°	38,2°	11 000	241,7	2°	90°
11. маневр з обертом на 180°	50°	36°	1 000	140	0°	0°	49,9°	36,8°	4 000	150	0°	180°
12. низькосхідна спіраль	50°	34°	5 500	200	-1°	45°	50°	35,5°	2 000	160	-2,5°	135°



Порівнюються термінальні похибки в 5 режимах функціонування БНС, що передбачають використання: ідеальних (без похибок) датчиків; вимірів з похибками, відповідні датчикам середнього класу точності; вимірів з урахуванням компенсації похибок лише блоку гіроскопів з використанням розроблених математичних моделей; вимірів з врахуванням компенсації похибок лише блоку акселерометрів; вимірів з обліком компенсації похибок обох блоків датчиків. Рис. 7 ілюструє різницю між функціями керування, що синтезовані САУ на основі інформації о векторі стану рухомого об'єкта під час функціонування БНС у названих 5 режимах. В табл. 4 приведено чисельні значення для здійснення порівняння.



Таблиця

ня у 5 режимах компенсації вимірів

№ приклада	Термінальна похибка, метри				
	Ідеальні виміри	Виміри без компенсації	Компенсація похибок гіроскопів	Компенсація похибок акселерометрів	Компенсація похибок обох блоків
1	1,7	326	106	300	23
2	1,9	490	139	386	35
3	1,96	267	72	213	18
4	6,6	3928	271	3908	122
5	5,8	531	147	418	38
6	226	1568	941	1718	332
7	164	868	872	1380	239
8	111	777	451	1009	157
9	62	269	177	323	77
10	462	979	887	1318	508
11	384	3770	1079	4470	418
12	75	1692	604	1307	200

Моделювання показало, що сумісна робота САУ та інерціальної навігаційної системи має систематичну похибку (стовпець «Ідеальні виміри»). Алгоритмічна компенсація похибок інерціальних вимірів діє ефективно, що підтверджує порівняння двох виділених кольором стовпців – значення радіальної похибки в кожному прикладі зменшується в 5-7 разів, а в деяких прикладах значно більше.

## ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі вирішена науково-практична задача, яка полягає у підвищенні точності систем керування рухомими об'єктами на основі використання компенсуючих моделей похибок вимірів вектору стану.

У процесі виконання роботи отримані наступні результати:

1. Розвинуто метод синтезу керуючих функцій за переслідуванням провідної точки за рахунок більш повного врахування аеродинамічних сил, діючих на рухомий об'єкт. Врахування поточних значень сил стало можливим завдяки розгляду сталих режимів польоту літального апарату та визначенню конструктивних та аеродинамічних параметрів рухомого об'єкту (площа обтічної поверхні, кут атаки нульової підйімальної сили, кут установки двигуна по відношенню до подовжньої вісі об'єкта), які, зазвичай, визначаються експериментально. Синтез здійснюється на основі вихідних даних інерціального модуля.

Отримана математична залежність термінальної похибки САУ польотом від параметрів зовнішніх збурювань та узагальненої похибки вимірювального інерційного модуля, що містить змінний параметр синтезу.

Проведено теоретичне дослідження залежності точності термінального керування від значення параметру синтезу. На підставі вивчення надано рекомендації щодо вибору раціонального значення параметру синтезу, що забезпечуватиме максимальну точність в умовах зовнішніх динамічних та внутрішніх параметричних збурень системи навігації та керування. Теоретичні дослідження підтверджуються результатами обчислювального експерименту.

2. Розвинуто метод підвищення точності вимірів MEMS акселерометра. Запропоновано математичну модель похибок MEMS акселерометра. На її базі розроблено метод калібрування, що дозволяє ідентифікувати зсув нуля і похибку масштабного коефіцієнта датчика з використанням лабораторного устаткування низької точності, а також додатково визначає та враховує похибку самої експериментальної установки. Вказане врахування сприяє підвищенню достовірності оцінок параметрів акселерометру, що визначаються.

Проведено серію експериментів з акселерометрами ADXL 203 фірми Analog Devices (США). Дані оброблені по запропонованому в роботі плану та отримані оцінки параметрів моделі похибок для 3 вісей чутливості. Алгоритмічна компенсація з використанням результатів калібрування дає можливість знизити сукупну похибку вимірів в 4-5 разів.

3. Розроблено методи підвищення точності вимірів ВОГ в умовах температурних змін середовища, а також з урахуванням параметрів зовнішнього магнітного поля.

Запропоновано математичну залежність дрейфу нуля ВОГ, що враховує поточні значення температури та її зміни. Виявлена залежність від градієнта температури, яка превалює над залежністю від самого значення температури. Запропоновано метод калібрувального експерименту в термокамері, що дозволяє оцінити параметри температурних моделей дрейфу нуля ВОГ. Проведено експерименти, дані яких оброблено за запропонованим у роботі планом та отримані оцінки параметрів температурної моделі для 4 екземплярів ВОГ «ОИУС 501». Показано, що при алгоритмічній компенсації дрейф нульового сигналу ВОГ зменшується з  $0,3^\circ/\text{г}$  до рівня біля  $0,05^\circ/\text{г}$ .

Розвинено метод здобуття параметрів математичної залежності дрейфу нуля ВОГ від параметрів зовнішнього магнітного поля. Запропоновано математичні вирази для розрахунку систематичної складової та коефіцієнтів проєкцій вектора магнітної індукції на вісі географічної системи координат. Для здійснення розрахунків пропонується розширити план експерименту та отримати виміри ВОГ у реверсному положенні модуля. Подальша поточна алгоритмічна компенсація дозволяє знизити рівень похибки вимірів ВОГ в умовах постійно діючого зовнішнього магнітного поля.

4. На базі розроблених в ході дисертаційного дослідження алгоритмів створено програмний комплекс, що дозволяє моделювати функціонування САУ польотом за поточною інформацією інерціальної навігаційної системи щодо вектору стану об'єкта. Під час кожного такту роботи ПК відбувається: формування первинних інерціальних даних; ідентифікація поточних споживчих параметрів руху об'єкта алгоритмом БНС з впровадженням корекції вертикального каналу; реалізується синтез керування в замкненому контурі методом переслідування провідної точки.

Результати моделювання підтверджують ефективність впровадження алгоритмічної компенсації первинної інформації БНС для підвищення точності керування рухомим об'єктом.

5. Результати дисертаційної роботи проваджено на науково-виробничому підприємстві “Хартрон-Арко” (м. Харків) і в навчальному процесі на інженерно-фізичному факультеті НТУ «ХП».

#### СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Хацько Н. Е. Разработка и экспериментальная проверка методики паспортизации микроакселерометра / В. Б. Успенский, Н. Е. Хацько // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», – 2009. – № 10. – С. 188–194.

*Здобувачем розроблено методику, виконані експериментальні дослідження та аналіз отриманих результатів.*

2. Хацько Н. Е. Оптимизация структуры минимально-избыточной системы неравноточных измерителей / Н. Е. Хацько // Вісник НТУ «ХП». – Харків: НТУ «ХП», – 2010. – № 9. – С. 100–106.

3. Хацько Н. Е. Идентификация конструктивных параметров в летательного аппарата / Н. Е. Хацько // Вісник НТУ «ХПІ». – Харків: НТУ «ХПІ». – 2011. – № 32. – С. 76 – 80.
4. Хацько Н. Е. Исследование температурной зависимости дрейфа ВОГ / В. Б. Успенский, Н. Е. Хацько, Ю. А. Кузнецов, С. В. Олейник // Радіоелектроніка, інформатика, управління. – Запоріжжя: ЗНТУ, – 2012. – № 2(27). – С. 152–156.  
*Здобувачем проведено обробку експериментальних даних, зроблено аналіз отриманих результатів*
5. Хацько Н. Е. Исследование возможности управления полетом по данным инерциальных датчиков низкого класса точности / Н. Е. Хацько // Проблеми машинобудування. – Харків: ІПМАШ, – 2013. –Т.16, №5. –С. 32–35.
6. Хацько Н. Е. О возможности использования инерциальных датчиков низкого и среднего класса точности в системах автоматического управления полетом летательного аппарата // Инженерный вестник Дона. – 2013. – №3 Электронный ресурс <http://www.ivdon.ru/magazine/archive/n3y2013/1756>
7. Хацько Н. Є. Методика паспортизації мікроакселерометра / Н. Є. Хацько // Матеріали XVII Міжнародної науково-практичної конференції: Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я. 20-22 травня 2009 р. – Харків: НТУ «ХПІ», – 2009. – Ч.1. – С. 87.
8. Хацько Н. Є. Вибір оптимальної структури мінімально-надлишкової системи нерівноточних вимірювачів / Н. Є. Хацько // Матеріали XVIII Міжнародної науково-практичної конференції: Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я. 12-14 травня 2010 р. –Харків : НТУ «ХПІ», – 2010. – Ч.1. – С. 103.
9. Хацько Н. Е. Повышение точности минимально-избыточной системы неравноточных измерителей / Н. Е. Хацько // Материалы XIII Международно-технической конференции 12-19 сентября 2010 г. –Донецк: Изд. Института прикладной математики и механики НАН Украины, 2010. – С. 165–166.
10. Хацько Н. Е. Побудова замкненої системи керування рухом літального апарату в зазначену точку простору / Н. Є. Хацько // Тези XIX Міжнародної науково-практичної конференції Інформаційні технології: наука, техніка, технологія, освіта, здоров'я – Харків: НТУ «ХПІ». – 2011. – Ч. 1. – С. 80 – 84.
11. Хацько Н. Е. Разработка модели дрейфа ВОГ ОИУС 501 в условиях температурных изменений датчика / В. Б. Успенский, Н. Е. Хацько, Ю. А. Кузнецов, С. В. Олейник // Материалы XXV Международной конференции «Математические методы в технике и технологиях». – Волгоград: Волгогр. Гос. Техн.. ун-т, 2012; Харьков: НТУ «ХПІ», 2012. – Ч.6 – С. 82.
12. Хацько Н. Е. Влияние погрешностей измерений на точность решения задачи терминального управления / Н. Е. Хацько // Материалы XII Международной научно-технической конференции "Приладобудування: стан і перспективи" 23-24 квітня 2013 р. – Київ: НТТУ «КПІ», 2013 р. – С. 24–25.
13. Хацько Н.Е. Влияние ошибок первичных инерциальных измерений на точность решения задачи терминального управления / В. Б. Успенский,

Н. Е. Хацько // Матеріали XX Міжнародної конференції з автоматичного управління «АВТОМАТИКА-2013» 25-27 вересня 2013р. – Миколаїв: НУК, 2013, – С. 250–251.

## АНОТАЦІЇ

**Хацько Н. Є. Методи підвищення точності систем керування рухомими об'єктами на основі використання компенсуючих моделей.** – На правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня кандидата технічних наук за спеціальністю 05.13.03 – системи та процеси керування. – Національний технічний університет «Харківський політехнічний інститут», Харків, 2014.

Дисертацію присвячено розробці методів підвищення точності системи автоматичного керування, у якій інформаційним пристроєм є інерціальна навігаційна система.

Розроблено процедуру синтезу керування рухомим об'єктом по навігаційним даним за методом переслідування провідної точки, що враховує значення аеродинамічних характеристик руху об'єкта. Отримана математична модель залежності термінальної похибки САУ від параметрів зовнішніх збурень і узагальненої похибки інерціального модуля. Розроблені рекомендації щодо вибору параметра синтезу в замкненій системі керування, які сприяють зменшенню термінальної похибки.

Розроблено метод підвищення точності вимірів МЕМС акселерометра. Запропоновано математичну модель його похибок та новий метод калібрування з використанням лабораторного устаткування низької точності. Розроблено методи підвищення точності вимірів ВОГ в умовах температурних змін середовища, а також з урахуванням параметрів зовнішнього магнітного поля. Запропоновано плани калібрувальних експериментів та обробки вимірів для отримання оцінок коефіцієнтів моделей дрейфу нуля.

Розроблено метод визначення конструктивних параметрів рухомого об'єкта, таких як площа обтічної поверхні, укол атаки нульової підйимальної сили, кут установки двигуна по відношенню до подовжньої вісі об'єкта, ґрунтований на загальновідомих даних о параметрах крейсерського руху.

*Ключові слова:* інерціальна навігаційна система, синтез керуючих функцій, калібрування, зсув нуля акселерометра, дрейф нуля гіроскопа, температурні параметри, термінальна точність.

**Хацько Н. Е. Методы повышения точности систем управления движущимися объектами на основе использования компенсирующих моделей.** – На правах рукописи.

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.13.03 – системы и процессы управления. – Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков, 2014.

Диссертационная работа посвящена решению важной и актуальной задачи повышения точности управления замкнутой автоматической системой на основе разработки математического обеспечения для компенсации ошибок измерения вектора состояния объекта. Вектор состояния объекта в системе идентифицируется инерциальной навигационной подсистемой, в состав которой входят акселерометры и гироскопы. Тем самым, точность датчиков первичной информации влияет на точность работы САУ – повышение точности датчиков повысит точность управления.

В работе исследуется синтез управления движущимся объектом в замкнутой САУ по навигационной информации инерциальной системы. Синтез проводится методом преследования ведущей точки, который усовершенствован за счет более полного учета аэродинамических сил, действующих на объект в полете. Получена математическая модель ошибки САУ в терминальной (целевой) точке полета, содержащая изменяемый параметр синтеза. Показано, что выбор величины параметра влияет на терминальную точность управления и его рациональное значение зависит от соотношения величин внешнего возмущения и обобщенной ошибки определения ускорения инерциальной системой.

Разработаны методы калибровки инерциальных датчиков для дальнейшего применения калибровочных констант при алгоритмической компенсации первичных измерений. Усовершенствован метод калибровки микро-электро-механического акселерометра с использованием лабораторного оборудования низкой точности. Для калибровки предлагается математическая модель ошибок измерений, учитывающая не только ошибки измерений, но и инструментальную ошибку экспериментальной установки. Разработан метод калибровки волоконно-оптического гироскопа (ВОГ) в условиях температурных изменений. Предлагаемая математическая модель температурной зависимости дрейфа нуля включает как текущее значение температуры, так и градиент ее изменения. Установлено, что величина градиента температуры больше влияет на точность измерений, чем само значение температуры. Предложен план обработки экспериментальных измерений для получения калибровочных констант модели.

Развит метод получения параметров математической модели дрейфа нуля ВОГ, зависящей от параметров внешнего магнитного поля. Получены математические выражения для вычисления систематической составляющей дрейфа нуля и коэффициентов проекций вектора магнитной индукции на оси географической системы координат. Предложен расширенный план калибровочного эксперимента.

Решена задача определения конструктивных параметров движущегося объекта (площадь обтекаемой поверхности, угол атаки нулевой подъемной силы, угол установки двигателя по отношению к продольной оси) на базе известных параметров крейсерского движения. Полученные значения использованы при моделировании, которое подтверждает высокую эффективность применения алгоритмической компенсации первичных

измерений инерциальных датчиков для повышения терминальной точности управления САУ движущимся объектом.

*Ключевые слова:* инерциальная навигационная система, система автоматического управления, калибровка, синтез управляющих функций, сдвиг нуля акселерометра, дрейф нуля гироскопа, терминальная точность.

**N.E. Khatsko The methods to improve the accuracy of control systems of moving objects on the base of the use of compensating models.** – The manuscript.

Dissertation for the degree of candidate of technical sciences, specialty 05.13.03 – system and management. – National Technical University "Kharkiv Polytechnic Institute", Kharkov, 2014.

The thesis is devoted to the solution of an important and actual problem of increasing the accuracy of management control of closed system on the base of development the software for error compensation for measuring the object's state sector.

The author proposes a method of calibrating of the micro-electro-mechanical (MEMS) accelerometer with low precision laboratory equipment. The mathematical model of the MEMS accelerometer errors, taking into account the conditions of the calibration experiment. The model parameters - zero shift and scale factor error are estimated by the proposed method of calibration.

The effect of temperature influence on the measurement of fiber-optic gyroscope is investigated. It is found that the temperature gradient affects more on accuracy than the actual temperature. A mathematical model that takes into account the current temperature of the sensor and its change is developed. The quality of the approximation of the measurements of this model was compared with the approximation of the other models and this showed the advantage of the selected model. It is shown that the use of the compensation model error of zero drift can reduce the variability of the zero drift of the gyroscope from  $0.3^\circ/\text{h}$  to the level of  $0.05^\circ/\text{h}$ .

The formula of dependence of the zero drift of fiber-optic gyroscope on the parameters of the magnetic field is proposed. The technique of determining the parameters model is proposed: to carry out additional measurements in the reverse position of the block of gyroscopes and calculate the entire set of parameters depending on the proposed work formulas.

It is consider a closed system of automatic control and the method of accounting of aerodynamic parameters of a moving object that has allowed to develop a method of persecution leading dot.

The problem of redefining the design parameters of the pilot facility is solved.

The mathematical model of dependence of terminal control accuracy of the automatic control of the levels of external disturbances and generalized error inertial module is found.

*Keywords:* closed system of automatic control, inertial navigation system, calibration of inertial sensors, synthesis of control functions, shift of the zero accelerometer, gyroscope zero drift, terminal accuracy.

*А.Е.Хатско*

Підписано до друку 14.02.2014р. Формат 60x90/16.  
Папір офсетний. Друк – різнографія. Гарнітура Times New Roman.  
Умовн. друк. арк. 0,9. Наклад 100 прим. Зам. № 100387

Надруковано у копії-центрі «МОДЕЛІСТ»  
(ФО-П Миронов М.В. Свідоцтво ВО4№022953)  
61002, м. Харків, вул.. Червонопрапорна, 3 літер Б-1