

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломного проекту «Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації»: стор. — 18 , рис. — 2, використаних джерел — 0.

ІНЕРЦІАЛЬНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА, МЕТОДИ КОМПЛЕКСНОЇ ОБРОБКИ ІНФОРМАЦІЇ, ФІЛЬТР КАЛМАНА, КОМП'ЮТЕРНО ІНТЕГРОВАНІЙ КОМПЛЕКС.

Об'єкт дослідження — методи та алгоритми комплексної обробки інформації, принципи побудови інтегрованих навігаційних комплексів, на базі процедури оптимальної калманівської фільтрації.

Мета диплому — аналіз та вибір схеми комплексної інерціально-супутникової навігаційної системи та схем оцінювання та корекції в цій системі і, як наслідок, розробка слабо зв'язаної схеми інтеграції, дослідження ступеню впливу похибок датчиків первинної інформації безплатформної інерціальної системи та точнісні характеристики числення навігаційних параметрів і динаміку зміни похибок, впливу перерв у роботі СНС на траєкторний рух ЛА, моделювання зміни похибок комплексної інерціально-супутникової навігаційної системи.

Метод дослідження — математичне моделювання.

Розроблений алгоритм авіаційного бортового навігаційного комплексу, що включає безплатформну інерціальну навігаційну систему, супутникову навігаційну систему та баровисотомір, дозволяє ефективно оцінити навігаційні параметри, залишивши переваги кожної із підсистем і значно знизити вплив їх недоліків.

Матеріали дипломного проекту рекомендується використовувати при проведенні наукових досліджень та у навчальному процесі.

Перелік позначень

ІНС інерціальна навігаційна система

АТ авіаційна техніка

БІНС безплатформенна інерціальна навігаційна система

ЛА літальний апарат

НК навігаційний комплекс

ПС повітряне судно

САК система автоматичного керування

СПС система поповітряних сигналів

ТОіР технічне обслуговування та ремонт

					НАУ 11 00 75 000 ПЗ	Аркуш
						2
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата		

Зміст

Вступ	4
1 Обґрунтування необхідності розробки	5
2 Аналіз та вибір навігаційного забезпечення	10
2.1 Оцінка орієнтовних значень похибок вимірників первинної інформації БІНС	10

ВСТУП

Сформована в даний момент практика створення і застосування навігаційних систем заснована на використанні інтегрованих інерціально-супутникових систем навігації. Інтеграція інерціальної та супутникової систем реалізується шляхом комплексування двох систем.

При вирішенні задачі комплексної обробки інформації в інерціально-супутникових системах навігації найбільш привабливою є, безумовно, Калмановська фільтрація. Проте, використання фільтра Калмана зустрічає певних труднощів при його практичній реалізації на борті ЛА. При комплексуванні оцінюється положення і швидкість ЛА, причому ці дані надходять не тільки споживачам, але і контурам спостереження за затримкою і за фазою приймачів СНС. Причому зв'язок блоку фільтра Калмана з контурами приймача СНС дуже жорсткий, тому фільтр Калмана повинний бути дуже швидкодіючий, що обмежується характеристиками процесорів бортових ЦОМ.

Основною перевагою Калманівської фільтрації є те, що при комплексуванні СНС і БІНС на виході фільтра Калмана відновлюються оцінки інструментальних похибок БІНС (похибки зсуву нулів гіроскопів і акселерометрів, похибки масштабних коефіцієнтів і т. ін.), які використовуються для корекції інерціальних датчиків. Тому при перервах надходження даних із приймача отримані раніше оцінки похибок ІНС і її вимірювальних елементів дозволяють поліпшити точнісні характеристики ІНС в автономному режимі.

1 Обґрунтування необхідності розробки

Для реалізації польотного завдання літальний апарат, повинен містити у складі бортового устаткування пілотажний та навігаційний комплекси. Під пілотажним комплексом у найпростішому випадку розуміється система автоматичного керування (автопілот), а під навігаційним комплексом (НК) розуміють сукупність бортових систем і пристроїв, призначених для рішення задач навігації (навігаційна система). До складу НК і ПК входять датчики пілотажно-навігаційної інформації, навігаційні обчислювачі пристрою керування, індикації та сигналізації.

Датчики навігаційної інформації слугують для вимірювань параметрів різноманітних фізичних полів, на базі яких визначаються навігаційні елементи польоту. Їх можна поділити на дві групи: 1. датчики навігаційних параметрів положення, які визначають координати місцезнаходження літального апарата відносно опорних ліній і навігаційних точок ; 2. датчики навігаційних параметрів руху, які вимірюють параметри вектора швидкості літака та його складові: шляхову швидкість, вертикальну швидкість, напрямок польоту.

Датчики пілотажної інформації вимірюють параметри польоту, які характеризують кутовий рух ЛА : кути крену, тангажу, рискання і кутові швидкості.

Найважливішими з пілотажно-навігаційних датчиків є: інерціально-навігаційна система, інерціальна курсовертикаль, система курсу і вертикалі, доплерівський вимірник швидкості і кута знесення типу ДВШЗ, інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів типу ІК ВШП або система повітряних сигналів типу СПС .

Найбільш інформативною є інерціально – навігаційна система (ІНС). Це така навігаційна система, у якій отримання інформації про швидкість і координати забезпечується шляхом інтегрування сигналів, що відповідають прискоренням ЛА. Інформація про прискорення надходить від розташованих на борту ЛА акселерометрів. Процедура інтегрування векторних величин, швидкості і

					НАУ 11 00 75 000 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата	Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації	Лит.	Аркуш	Аркушів
Розробив	НовікМ.В.						5	18
Перевірив	ФіляшкінМ.К.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

прискорення, забезпечується шляхом відтворення на борту ЛА відповідної системи координат, для цього, частіше за все, використовують гіростабілізатори чи гіроскопічні датчики кутової швидкості з обчислювачем.

В залежності від способу розташування акселерометрів розрізняють платформні і безплатформні ІНС. У першому випадку акселерометри встановлюються на гіростабілізуючій платформі, у другому – безпосередньо на корпусі ЛА чи у спеціальному блоці чутливих елементів. Обидві системи мають свої переваги та недоліки. До переваг платформних ІНС відносять простоту алгоритмів обробки інформації про кутове положення і лінійні прискорення та високу точність, зумовлену сприятливими умовами роботи вимірювачів, оскільки вони розміщуються на гіростабілізаційній платформі, а не безпосередньо на корпусі об'єкта.

Зараз інтенсивно розвивається БІНС, перспективність яких визначається такими перевагами: висока надійність, низькі масогабаритні характеристики, зручність експлуатації. Характерна особливість таких ІНС, полягає у відсутності гіростабілізаційної платформи, яка являє собою складний електро-механічний пристрій та відкриває широкі можливості у плані зменшення масогабаритних характеристик й енергоспоживання.

До навігаційних датчиків, що визначають положення ЛА відносно навігаційних точок і базових ліній необхідно віднести радіотехнічні системи ближньої і дальньої навігації, літаковий далекомір, супутникову систему навігації (СНС), бортову радіолокаційну станцію, різні візирні пристрої, автоматичний компас, астрономічну навігаційну систему, кореляційно-екстремальну навігаційну систему. Найсучаснішими є супутникова навігаційна система і кореляційно-екстремальна навігаційна система.

СНС призначені для визначення місцеположення транспортних засобів, а також положення нерухомих об'єктів. Особливість дії СНС – це використання штучних супутників Землі як радіонавігаційних точок, координати яких, на відміну від наземних радіолокаційних точок, змінні.

Ці системи досить обґрунтовано довели високу експлуатаційну якість у різноманітних навігаційних галузях. Зокрема, вони визнані найбільш перспективними й економічно ефективними в більшості авіаційних сферах застосування. Поряд з цим, у зв'язку з можливою короткочасною втратою сигналів, які поступають із супутників, ці системи не можуть забезпечити необхідно-

го рівня надійності навігаційних вимірів за такими показниками як цілісність, доступність і безперервність. Вирішити задачу підвищення цих показників можна шляхом комплексування супутникових навігаційних систем з іншими системами. Найбільш перспективним варіант полягає у інтеграції супутникових та інерціальних навігаційних систем. Така інтеграція дозволяє ефективно використовувати переваги кожної із систем.

Інерціальні навігаційні системи, як найбільш інформативні системи, дають змогу одержувати всю сукупність необхідних параметрів для керування об'єктом, включаючи кутову орієнтацію. При цьому, такі системи цілком автономні, тобто для їхнього нормального функціонування не потрібно використання будь-якої інформації від інших систем. Ще одна з переваг цих систем полягає у високій швидкості надання інформації зовнішнім споживачам: швидкість відновлення кутів орієнтації складає до 100 Гц, навігаційної - від 10 до 100 Гц. Цей показник для супутникових систем складає для кращих приймачів 10 Гц, а для звичайних, як правило, 1 Гц. Разом з тим, інерціальним системам притаманні недоліки, що не дозволяють використовувати їх довгий час в автономному режимі. Вимірювальним елементам ІНС, насамперед, гіроскопам та акселерометрам, притаманні методичні й інструментальні помилки, вихідні данні не можуть бути введені абсолютно точно, обчислювач, що входить до складу ІНС, вносить свої похибки. Під впливом цих факторів ІНС працює в так званому «збуреному» режимі, і отримана від ІНС інформація, буде містити похибки, що викликані впливом цих збурень, і, головне, які з часом збільшуються. Для корекції ІНС застосовують різні методи і засоби.

Корекція ІНС також може здійснюватися від радіотехнічних систем навігації (далекомірних, різницево-далекомірних), що складаються з наземної і бортової підсистем. Вони забезпечують одночасний вимір пеленга (азимута) і похилої дальності літального апарата щодо радіонавігаційної точки, і по цій інформації визначається місце розташування літака в заданій системі координат. До радіотехнічних систем варто віднести і супутникову систему навігації. Численні дослідження та практика експлуатації супутникових систем показують, що найбільш перспективним засобом корекції ІНС є супутникові системи, які володіють найбільш високою точністю і глобальністю застосування. При цьому можливо поліпшення характеристик автономних БІНС не тільки за координатами і швидкістю, але й за кутовою орієнтацією.

Недоліком всіх радіотехнічних методів навігації, у тому числі і супутникових, є те, що на переданий і прийнятий радіосигнал можуть накладатися природні й штучно створювані радіозавади. Мала потужність сигналу, велика дальність джерел сигналу від приймачів (26000 км), мале відношення “сигнал-шум” приводить до слабкої перешкодозахищеності приймачів СРНС. Контури зрушення по фазі і за часом можуть легко “втратити” відповідний супутник при наявності активних перешкод. Особливо чутливим щодо цього є контур спостереження за фазою.

До того ж, існує явище періодичного зникнення сигналу від СНС. При збільшенні періоду “радіомовчання” супутника величина помилки навігаційних визначень збільшується аж до зриву керування (стабілізації на заданій траєкторії).

Виникає потреба у автономних засобах навігації, які не вимагають зовнішніх сигналів, а тому й не зазнають впливу радіоелектронного придушення. Цим умовам відповідає так звана інерціальна навігація. Використання інтегрованих інерціально-супутникових систем обумовлюється наступним: інерціальна і супутникова навігаційні системи вимірюють різні параметри: СНС - лінійні параметри (вектор положення ЛА в деякій геоцентричній системі координат і вектор його швидкості), а ІНС - як лінійні, так і кутові параметри.

Взагалі, СНС можна використовувати і для виміру кутових координат, але для цього необхідне використання декількох антен, установлених на визначеній відстані один від одного, і декількох приймачів, що різко ускладнюють й підвищують собівартість системи. Проте, використання корегованої від СНС, наприклад, за допомогою фільтра Калмана, ІНС дозволяє вимірювати кутове положення ЛА з досить малою похибкою. До того ж, ІНС дозволить екстраполювати сигнали СНС при значному періоді квантування сигналів.

Використання інтегрованих інерціально-супутникових систем навігації (ІССН) компенсує недоліки окремих систем, і забезпечує високу точність і надійність виміру параметрів польоту. Це підтверджує необхідність включення до складу навігаційного забезпечення ЛА комплексної інерціально-супутникової системи навігації, а також, розробки та дослідження працездатності алгоритмів її роботи, ступінь впливу похибок датчиків первинної інформації безплатформної інерціальної системи (БІНС) та супутникової навігаційної системи (СНС) на точнісні характеристики числення навігаційних параметрів і динаміку зміни

похибок, впливу перерв у роботі СНС на траєкторний рух ЛА при польоті за складним маршрутом.

Саме тому тема роботи є досить актуальною на сьогоднішній час.

2 Аналіз та вибір навігаційного забезпечення

Задача створення комплексної навігаційної системи на базі супутникової та інерціальної систем навігації для визначення координат місцеположення рухомого об'єкта, передбачає попередній аналіз існуючих варіантів компонентів комплексної навігаційної системи, тобто варіантів побудови супутникової й інерціальної систем навігації та вибір за певними критеріями найбільш оптимальних.

2.1 Оцінка орієнтовних значень похибок вимірників первинної інформації БІНС

Датчики первинної інформації БІНС – датчики кутової швидкості й акселерометри встановлюються жорстко на ЛА. Тяжкі умови роботи датчиків інформації призводять до появи значних похибок, тому в алгоритмах роботи БІНС бажано здійснити аналітичну компенсацію похибок вимірників (здійснювати їх польотне калібрування), перш ніж ці сигнали будуть використані для розрахунку параметрів орієнтації і для визначення складових уявного прискорення уздовж навігаційних осей.

Інструментальні похибки ІНС визначаються погрішностями акселерометрів, вимірників кутової швидкості або кута, а також погрішностями обчислювального пристрою. Очевидно, при застосуванні обчислювального пристрою досить високої точності похибки, ІНС будуть визначатися головним чином погрішностями первинних вимірювальних датчиків, що входять у систему.

Якщо акселерометри ІНС вимірюють прискорення a_x і a_y з погрішностями Δa_x і Δa_y , то, це приведе до помилки у визначенні координати $\Delta \lambda_y$.

					НАУ 11 00 75 000 ПЗ			
Зм.	Лист	№ докум.	Підп.	Дата	Інтегрована інерціально-супутникова система навігації, що базується на принципах комплексної обробки інформації з використанням калманівської фільтрації	Лит.	Аркуш	Аркушів
Розробив	НовікМ.В.						10	18
Перевірив	ФіляшкінМ.К.							
Н. контр.	КозловаА.П.					ІАСУ 608		
Затвердив	СинєглазовВ.М.							

Приладові значення зазначених параметрів (зі значком «*»)

$$\left. \begin{aligned} a_{\xi}^* &= a_{\xi} + \Delta a_{\xi}; & a_x^* &= a_x + \Delta a_x; & a_y^* &= a_y + \Delta a_y; \\ \dot{\lambda}_y^* &= \dot{\lambda}_y + \Delta \dot{\lambda}_y; & \lambda_y^* &= \lambda_y + \Delta \lambda_y; \\ \ddot{\vartheta}^* &= \ddot{\vartheta} + \Delta \ddot{\vartheta}; & \dot{\vartheta}^* &= \dot{\vartheta} + \Delta \dot{\vartheta}; & \vartheta'^* &= \vartheta' + \Delta \vartheta'. \end{aligned} \right\} \quad (2.1.1)$$

Підставивши значення цих параметрів у перші рівняння систем і зробивши відповідні перетворення наступне рівняння похибок:

$$\Delta \ddot{\lambda}_y + \frac{(a_{\eta} + g_0)}{R_3} \Delta \lambda_y = \frac{1}{R_3} [a_x \cos(\lambda_y - \vartheta') + a_y \sin(\lambda_y - \vartheta')] \quad (2.1.2)$$

Як видно, ліва частина рівняння (2.1.2) є (при $a_{\eta} = 0$) рівнянням маятника Шулера, а права – збурюючим впливом.

Координата λ_y і кут ϑ' у процесі руху безупинно змінюються, тому права частина рівняння (2.1.2) буде теж змінною в часі.

З огляду на вираз і те, що при автоматичному керуванні рухом кут відхилення об'єкта від площини горизонту досить малий, а також вважаючи

$$\Delta a_x = \Delta a_y = \Delta a$$

у першому наближенні одержимо

$$\Delta \ddot{\lambda}_y + \frac{1}{R_3} (a_{\eta} + g_0) \Delta \lambda_y \cong \frac{\Delta a}{R_3} \quad (2.1.3)$$

При $a_{\eta} = 0$, $\Delta a = \text{const}$ рішення рівняння (2.1.3) буде наступним:

$$\Delta \lambda_y \cong \frac{\Delta a}{g_0} \left(1 - \cos \left(\sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t \right) \right) \quad (2.1.4)$$

З виразу (2.1.4) видно, що помилка ІНС у визначенні координати λ_y , обумовлена похибкою акселерометрів, буде мати як постійну, так і змінну складові. Найбільше значення похибки не перевищить $\Delta \lambda_y \leq 2 \frac{\Delta a}{g_0}$.

Оцінка помилки акселерометрів

За допомогою (2.1.4) можуть бути отримані орієнтовані формули для розрахунку точнісних вимог пропонованих до датчиків первинної інформації –

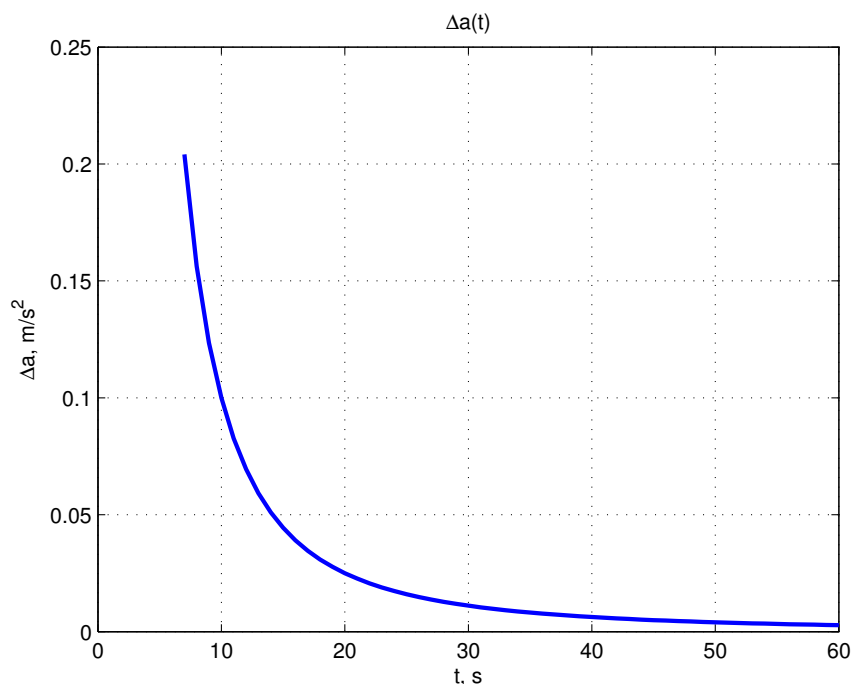


Рисунок 2.1.1 – Графік залежності значень похибок акселерометра від часу акселерометрам.

$$\Delta a \cong \frac{\Delta \lambda_y g_0}{\left(1 - \cos \left(\sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t\right)\right)}. \quad (2.1.5)$$

Як впливає з (2.1.5) вимоги до точнісних характеристик акселерометрів залежать від проміжків часу автономної роботи БІНС у складі комплексної інерціально-супутникової системи навігації. Виходячи з вимог до точності визначення координат (СКВ 5 м) отримані орієнтовані значення похибок акселерометра, у залежності від очікуваних перерв у роботі супутникової системи навігації. Розрахункові значення точнісних вимоги пропонованих до датчиків первинної інформації, зокрема акселерометрів відображені на графіку рис. 2.1.1

Оцінка помилки датчика кутової швидкості

Якщо вимірник кутової швидкості об'єкта має погрішність $\Delta \vartheta'$, то приладове значення кутової швидкості

$$\dot{\vartheta}^* = \dot{\vartheta}' - \Delta \dot{\vartheta}'.$$

При цьому, мабуть, будуть мати місце помилки у визначенні інших параметрів.

Підставляючи значення параметрів $\dot{\vartheta}^*$ і λ_y^* рівняння (2.1.3), після перетворень з врахуванням другого рівняння системи (??) одержимо

$$\Delta\ddot{\lambda}_y + \frac{a_\eta + g_0}{R_3}\Delta\lambda_y = -\frac{a_\eta + g_0}{R_3}\Delta\vartheta' \quad (2.1.6)$$

Як видно ліва частина рівняння (2.1.6) і в цьому випадку (при $a_\eta = 0$) представляється рівняння маятника Шулера, а права частина – фактор, що викликається, обумовленими погрішностями у вимірі ϑ' кута .

Якщо вважати погрішність $\Delta\vartheta' = \Delta\dot{\vartheta}'_0 = const$, то $\Delta\vartheta' = \Delta\dot{\vartheta}'_0 t$, при цьому рішення рівняння (2.1.6) буде (якщо $a_\eta = 0$) наступної:

$$\Delta\lambda_y = \Delta\dot{\vartheta}'_0 \left(\sqrt{\frac{R_3}{g_0}} \sin \sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t - t \right) \quad (2.1.7)$$

Як видно з виразу (2.1.7), погрішність у визначенні координати λ_y , обумовлена постійною помилкою вимірника кутової швидкості, у першому наближенні має дві складові (рис. 2.5, б), одна з яких росте пропорційно часу польоту

$$\Delta\lambda_{y0} = \Delta\dot{\vartheta}'_0 t,$$

а інша змінюється з періодом маятника Шулера

$$\Delta\lambda_y = \Delta\dot{\vartheta}'_0 \sqrt{\frac{R_3}{g_0}} \sin \sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t$$

Графік залежності $\Delta\lambda(t)$, представлений на рис. 2.5, б отриманий шляхом моделювання однокомпонентної БІНС, при наявності постійної похибки вимірника кутової швидкості.

Аналогічно (2.1.5) можуть бути отримані орієнтовані формули для розрахунку точносних вимог пропонованих до вимірників кутових швидкостей.

$$\Delta\dot{\vartheta}'_0 = \frac{\Delta\lambda_y}{\left(\sqrt{\frac{R_3}{g_0}} \sin \left(\sqrt{\frac{g_0}{R_3}} \cdot t \right) - t \right)}$$

Виходячи з вимог пропонованих до точносних характеристик визначення координат (СКО ≈ 5 м) отримані орієнтовані значення похибок вимірникам кутових швидкостей, у залежності від очікуваних перерв у роботі супутникової системи навігації. Розрахункові значення точнісних вимоги пропонованих до

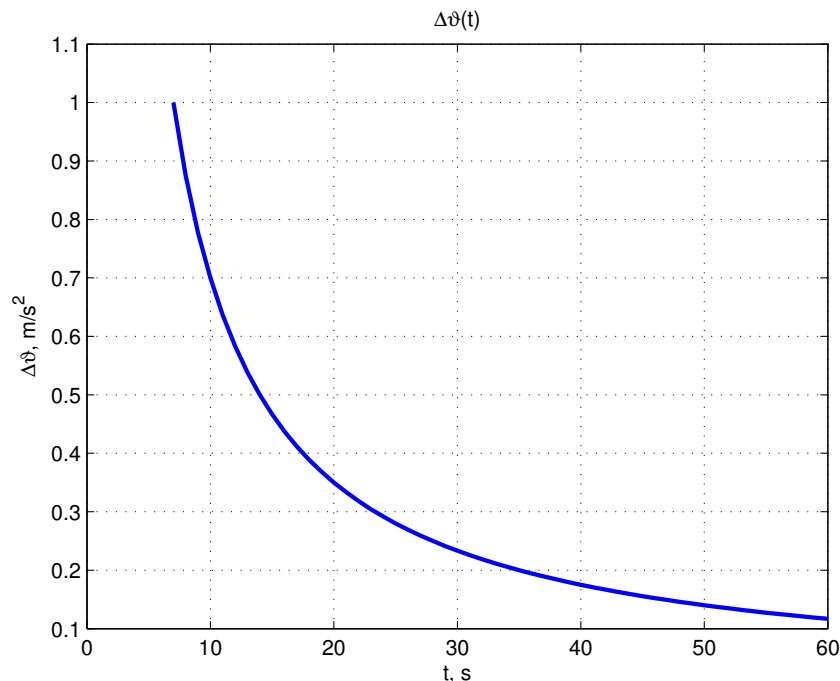


Рисунок 2.1.2 – Графік залежності значень похибок ДКШ від часу

датчиків первинної інформації, зокрема вимірникам кутових швидкостей приведені в табл. 2.6 і відображені на графіку рис.2.1.2.

Вихідні похибки БІНС визначаються в основному наступними складовими;

похибками Дусів і акселерометрів;

методичними похибками;

похибками обчислень і похибками моделі використовуваної для обліку впливу гравітаційного поля на поведінку інерціальних чуттєвих елементів.

Рисунок 2.6 – графік орієнтованих значень похибок

Для БІНС розглянутого класу основний внесок у похибки визначення координат вносять датчики первинної інформації. Необхідно відзначити, що методичні похибки, у тому числі похибки, зв'язані зі спрощеннями кінематичних рівнянь БІНС, похибками моделювання форми Землі і похибками моделі гравітаційного поля, повинні бути не більше похибок, внесених датчиками первинної інформації.

Багато складові вихідні похибки залежать від параметрів траєкторії й умов роботи, коефіцієнти моделі похибок істотно залежать від рівня вібрації і температури. Тому для більш детального дослідження точнісних характеристик БІНС необхідна вихідна інформація про аеродинамічні й інерційно масові

характеристиках літака, а також параметри траєкторії. У цьому випадку можна буде провести детальні статистичні дослідження точнісних характеристик з урахуванням впливу динамічних похибок датчиків первинної інформації.

Таблиця 2.7.

Джерела	Характеристика джерел похибок	Значення характеристик джерел похибок
Гіроскопічні датчики	Систематичний дрейф, град/год	0,0003
	Похибка масштабного коефіцієнта	$2 \cdot 10^{-6}$
	Не виставка осі 1, кут.с	1
	Не виставка осі 2, кут.с	1
	Випадкове блукання, град/год	0,0005
Акселерометри	Систематична помилка g	10
	Похибка масштабного коефіцієнта	10^{-5}
	Не виставка осі 1, кут.с	0,5
	Не виставка осі 2, кут.с	0,5
	Коефіцієнт впливу $g^2, 10^{-6}g/g^2$	1
	Випадкова складова м/с ³ /год	0,00015
Методична помилка	Відхилення гравітаційної вертикалі, кут.с	3
Обчислювальні похибки, еквівалентні похибки ЧЭ	Систематичні похибки гіроскопів, град/год	0,0001
	Похибки масштабних коефіцієнтів гіроскопів	$0,1 \cdot 10^{-6}$
	Випадкове блукання гіроскопів, град/год	0,0001
	Систематичні похибки акселерометрів, g	10^{-6}

Однак при моделюванні враховувалися тільки деякі складові:
систематичні;
перекручування масштабного коефіцієнта;
випадкові складові;
зони нечутливості

Випадкові складові і перекручування масштабного коефіцієнта моделювалися з використанням генераторів "білого шуму" і формуючих фільтрів. При цьому вважалося, що кожен чуттєвий елемент цілком визначається значеннями цих складових, а самі ці складові змінюються таким чином, що при збільшенні одного з них зростають і всі інші.

У табл. 2.8, 2.9 показані приклади зміни складових похибок датчиків первинної інформації.

У роботі на моделі трикомпонентної БІНС були проведені статистичні дослідження впливу похибок датчиків первинної інформації на точність визначення координат. Дослідження проводилися за багатофакторним планом з оцінкою одночасної зміни факторів. При дослідженнях варіювалися знаки систематичних і випадкових складових дев'яти датчиків первинної інформації і виявлялися погрішності визначення координат. У кожному циклі статистичних іспитів для визначеного часу автономної роботи БІНС варіювалося 25 можливих комбінацій факторів. За результатами статистичних іспитів розраховувалися СКО у визначенні координат.

Таблиця 2.8

Акселерометри			
Зсув показань, 10-3	0,01	0,05	0,1
Масштабний коефіцієнт	0,001	0,005	0,01
Неортогональність кут.с	10	10	20
Випадкова складова, м/с3/год	0,009	0,01	0,02

Таблиця 2.9

Датчики кутової швидкості			
Дрейф, що не залежить від перевантаження, град/год	0,005	0,01	0,1
Дрейф, що залежить від перевантаження, град/год	0,0075	0,015	0,15
Масштабний коефіцієнт	0,0025	0,005	0,02
Неортогональність кут.с	20	60	120
Випадкове блукання, град/год	0,0005	0,001	0,01

У наступному циклі абсолютні складових похибок датчиків первинної інформації змінювалися таким чином, що при збільшенні одного з них зростали і всі інші. Після проведення ряду циклів іспитів одержували залежності СКО у визначенні координат від складових похибок датчиків первинної інформації, і проводився контрольний цикл іспитів для визначення величини складових похибок датчиків для заданої в технічному завданні величини СКО.

Аналогічні дослідження були проведені для різних значень передбачуваного часу автономної роботи БІНС. Результати досліджень приведені в табл. 2.10, а уточнені за результатами статистичних іспитів значення погрішностей акселерометрів і датчиків кутових швидкостей - у табл. 2.5, 2.6. Залежності погрішностей акселерометрів і датчиків кутових швидкостей від часу автономної роботи БІНС проілюстровані графіками на рис. 2.11, 2.12, де як порівняння приведені залежності, отримані розрахунковими методами.