

Глава 12. Алгоритми комплексної обробки інформації в апаратурі споживачів супутникових навігаційних систем

12.1. Загальна постановка задачі оптимального комплексування інерціальної та супутникової систем навігації

Загальною вимогою для організації процесу комплексування є наявність математичних моделей підсистем, що підлягають комплексуванню. Сучасний стан обчислювальної техніки, знань в області інерціальної та супутникової навігації дозволяють скласти досить повні й адекватні моделі цих систем. У комплексі системи описуються на рівні їхніх похибок. Таким чином, для нормальної роботи комплексу потрібний адекватний опис похибок підсистем, включаючи неконтрольовані джерела похибок. До них відносяться:

для супутникових систем:

- похибки ефемерид;
- похибки супутникового бортового еталона часу;
- іоносферні та тропосферні викривлення сигналів, викривлення сигналів через багатопробітність;

– власні шуми приймача;

– обчислювальні похибки приймача;

– інші джерела похибок;

для інерціальних навігаційних систем:

– інструментальні похибки гіроскопів і акселерометрів;

– похибки виставлення і введення вихідних умов роботи системи;

– обчислювальні похибки;

– похибки, що обумовлені спрощенням алгоритмів системи.

Перелічені вище похибки супутникових систем імітуються як систематичними, так і випадковими факторами. У бортовій реалізації похибки супутникових систем моделюються випадковими процесами та змінними із заданими характеристиками.

Інструментальні похибки інерціальних навігаційних систем моделюються постійними складовими, складовими, залежними від перевантажень, випадковим компонентом, що формується як випадковий процес із заданими кореляційними властивостями (створюється формуючий фільтр).

Похибки виставлення та введення вихідних умов задаються випадковими змінними. Обчислювальні похибки імітуються білим

шумом з інтенсивністю, яка залежить від розрядної сітки обчислювальної машини.

Задача синтезу алгоритмів оптимального комплексування ІНС і СНС може формулюватися як знаходження найкращої (у смислі мінімуму дисперсії похибки оцінювання) оцінки вектора стану за спостереженнями сигналів інерціальної та супутникової навігаційних систем.

Найбільш привабливим для розв'язання цієї задачі є залучення калманівської фільтрації. Фільтр Калмана призначений для ідентифікації (оцінювання) змінних стану системи за даними вимірювання вихідних сигналів цієї системи, які містять похибки вимірювання (вимірювальний шум). Ідентифікація оптимальна в тому смислі, що сума квадратів похибок оцінювання змінних стану в будь-який момент часу має найменше з можливих значень. Похибка оцінювання – це різниця між оцінкою фільтра й дійсним значенням змінних стану системи при наявності в системі детермінованих і випадкових похибок вимірювань. Отже, фільтр Калмана призначений для найкращого відновлення змінних стану, тобто для оптимального приглушення вимірювальних шумів.

У теорії оцінювання важливу роль відіграє принцип ортогональності. За допомогою геометричної картини можна наочно проілюструвати цей принцип. Припустимо, що в гільбертовому просторі задана площина вимірювальних векторів $Y_1 Y_2$ і в цьому ж просторі визначений вектор x , який необхідно оцінити, використовуючи кожний з векторів у площині $Y_1 Y_2$ (рис. 12.1). Легко бачити, що найкращою оцінкою вектора x (тобто оцінкою, при якій похибки оцінювання мінімальні) буде проекція вектора x на площину $Y_1 Y_2$. Дійсно, перпендикуляр з кінця вектора x є найменшою відстанню до площини вимірювальних векторів $Y_1 Y_2$, а цей перпендикуляр і є похибкою оцінювання $\tilde{x} = x - \hat{x}$, де \hat{x} – оцінка вектора x .

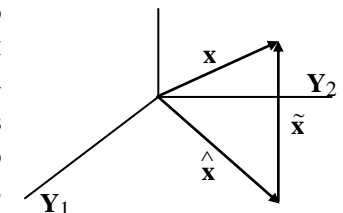


Рис. 12.1

Оцінки за допомогою фільтра Калмана доступні лише змінні стану, які спостерігаються за результатами вимірювань вихідних

сигналів. Якщо вектор стану спостережений не повністю, то можна замість звичайного фільтра, що ідентифікує весь вектор стану, синтезувати так званий редукований фільтр Калмана, тобто фільтр, який оцінює лише деякі змінні стану.

Найбільше практичне застосування на борту ЛА знаходить дискретний фільтр Калмана, оскільки він щонайкраще підходить для реалізації в процесорах бортових ЦОМ.

Отже, нехай на виході приймача СНС сформований вектор спостереження

$$\mathbf{Z}_{\text{СНС},k} = \mathbf{G}(\mathbf{X}_k) + \mathbf{M}_{\text{СНС}} \mathbf{V}_{\text{СНС},k}, \quad (12.1)$$

де $\mathbf{G}(\mathbf{X}_k)$ – векторна детермінована, у загальному випадку нелінійна функція, яка зв'язує радіонавігаційні параметри сигналу (затримка сигналу і доплерівський зсув частоти) з оцінюваним вектором стану \mathbf{X} , компонентами якого найчастіше є геодезичні широта B і довгота L , висота H , складові вектора швидкості V_H, V_N, V_E у напрямках вертикалі, сходу і півночі; $\mathbf{M}_{\text{СНС}}$ – відома матриця; $\mathbf{V}_{\text{СНС},k}$ – корельована завада, яка описується як

$$\dot{\mathbf{V}}_{\text{СНС},k} = \hat{\mathbf{O}}_{\text{СНС},k} \mathbf{V}_{\text{СНС},k-1} + \xi_{\text{СНС}} \quad (12.2)$$

де $\mathbf{O}_{\text{СНС},k}$ – відома матриця; $\xi_{\text{СНС}}$ – шум вимірювань у вигляді білого гаусівського шуму з нульовим математичним сподіванням і матрицею дисперсії $\mathbf{Q}_{\text{СНС},k}$.

Спостереження сигналів з виходів інерціальної системи описуються векторним співвідношенням

$$\mathbf{Z}_{\text{ІНС},k} = \mathbf{X}_k + \mathbf{M}_{\text{ІНС},k} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k}, \quad (12.3)$$

де $\mathbf{M}_{\text{ІНС},k}$ – відома матриця; $\mathbf{V}_{\text{ІНС},k}$ – похибки ІНС, сформовані як випадковий процес із заданими кореляційними властивостями за допомогою формуючого фільтра

$$\dot{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k} = \mathbf{O}_{\text{ІНС},k} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k-1} + \xi_{\text{ІНС}}, \quad (12.4)$$

де $\mathbf{O}_{\text{ІНС},k}$ – відома матриця; $\xi_{\text{ІНС}}$ – шум вимірювань у вигляді білого гаусівського шуму з нульовим математичним сподіванням і матрицею дисперсії $\mathbf{Q}_{\text{ІНС},k}$.

Для розв'язання такої задачі в загальному вигляді необхідно задати опис динаміки зміни вектора стану \mathbf{X} і, використовуючи ві-

домий апарат теорії оптимальної нелінійної фільтрації, записати рівняння для спільної оцінки вектора стану \mathbf{X} і вектора стану похибок вимірювань.

Однак, можна використовувати й інший підхід, який припускає оцінку лише вектора стану похибок вимірювань і наступну їхню компенсацію в (12.3) для підвищення точності навігаційних параметрів, які визначені в ІНС. Суть такого підходу полягає в наступному.

З (12.3) виразимо (формально)

$$\mathbf{X}_k = \mathbf{Z}_{\text{ІНС},k} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},k} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k}, \quad (12.5)$$

а підставивши (12.5) в (12.1) одержимо такий вираз для вектора спостереження

$$\mathbf{Z}_{\text{ІНС},k} = \mathbf{G}(\mathbf{Z}_{\text{ІНС},k} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},k} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k}) + \mathbf{M}_{\text{СНС},k} \mathbf{V}_{\text{СНС},k}. \quad (12.6)$$

Тепер за вектор, що підлягає фільтрації (оцінюванню), можна розглядати вектор стану похибок вимірювань $\mathbf{V}_{\text{ІНС},k} = \begin{bmatrix} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k} \\ \mathbf{V}_{\text{СНС},k} \end{bmatrix}$,

для якого на основі (12.2), (12.4) можна записати узагальнене рівняння стану

$$\dot{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k} = \mathbf{O}_{\text{ІНС},k} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k-1} + \xi_{\text{ІНС}},$$

де $\xi_{\text{ІНС}}$ – вектор гаусівських шумів з нульовими математичними сподіваннями та матрицею дисперсії $\mathbf{Q}_{\text{ІНС},k}$;

$$\mathbf{O}_{\text{ІНС},k} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_{\text{ІНС},k} & 0 \\ 0 & \mathbf{O}_{\text{СНС},k} \end{bmatrix}; \quad \mathbf{Q}_{\text{ІНС},k} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_{\text{ІНС},k} & 0 \\ 0 & \mathbf{Q}_{\text{СНС},k} \end{bmatrix}; \quad \xi_{\text{ІНС},k} = \begin{bmatrix} \xi_{\text{ІНС},k} \\ \xi_{\text{СНС},k} \end{bmatrix};$$

$\mathbf{Q}_{\text{ІНС},k}, \mathbf{O}_{\text{ІНС},k}$ – матриці відповідних розмірностей з нульовими елементами.

При розв'язанні такої задачі фільтрації $\mathbf{Z}_{\text{ІНС},k}$ можна розглядати як відому функцію часу. Після одержання оптимальних оцінок $\hat{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k}$ знаходимо шукані оцінки (12.5)

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \mathbf{Z}_{\text{ІНС},k} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},k} \hat{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k}.$$

Рівняння для оцінки $\hat{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k}$ з урахуванням зроблених допущень виходять із загальних рівнянь оптимальної фільтрації і мають вигляд:

$$\hat{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k} = \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k|k-1} + \mathbf{K}_{\Phi,k} (\mathbf{Z}_{\text{СНС},k} - \hat{\mathbf{Z}}_{\text{ІНС},k}); \quad (12.7)$$

$$\hat{\mathbf{Z}}_{\text{ІНС}} = \mathbf{G} (\mathbf{Z}_{\text{ІНС},k} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},k} \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k|k-1}) + \mathbf{M}_{\text{СНС},k} \tilde{\mathbf{V}}_{\text{СНС},k|k-1};$$

$$\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k|k-1} = \Phi_{\text{ІНС},k} \hat{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k-1}; \quad (12.8)$$

$$\mathbf{K}_{\Phi,k} = \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{N}_k)^{-1};$$

$$\mathbf{P}_{k|k-1} = \Phi_{\text{ІСНС},k} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{\text{ІСНС},k}^T + \mathbf{Q}_{\text{ІСНС},k}; \quad (12.9)$$

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{P}_{k|k-1} - \mathbf{K}_{\Phi,k} \mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k|k-1};$$

$$\mathbf{H}_k = \frac{\partial}{\partial \mathbf{V}_{\text{ІНС},k}} \left[\mathbf{G} (\mathbf{Z}_{\text{ІНС},k} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},k} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k}) + \mathbf{M}_{\text{СНС},k} \mathbf{V}_{\text{СНС},k} \right]_{\mathbf{V}_{\text{ІНС},k} = \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k|k-1}},$$

де $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС}}$ – помилки оцінювання похибок ІНС і СНС; $\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k|k-1}$ і $\mathbf{P}_{k|k-1}$ – відповідно помилки оцінювання похибок ІНС і СНС і коваріаційна матриця \mathbf{P} для моменту k , які розраховані на основі k вимірювань у попередні моменти часу $k-1, k-2, \dots$; \mathbf{H} – матриця вимірювань для вектора спостереження (12.6); \mathbf{N} – кореляційна матриця.

Нагадаємо, що при застосуванні калманівської фільтрації вважається, що компоненти вектора похибок вимірювань

$$\mathbf{V}_{\text{ІНС},k} = \begin{bmatrix} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k} \\ \mathbf{V}_{\text{СНС},k} \end{bmatrix} \text{ лінійно зв'язані з випадковими функціями білого}$$

шуму, мають нульові математичні сподівання $M[\mathbf{V}_{\text{ІНС},k}] = \mathbf{0}$ і характеризуються кореляційною матрицею

$$\mathbf{N}_k = M[\mathbf{V}_{\text{ІНС},k} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k}^T],$$

тобто

$$M[\mathbf{V}_{\text{ІНС},k}] = \mathbf{0};$$

$$M[\mathbf{V}_{\text{ІНС},k} \mathbf{V}_{\text{ІНС},k}^T] = \mathbf{N}_k \delta_{j,k},$$

де $\delta_{j,k} = \begin{cases} 1 & \text{при } j=k \\ 0 & \text{при } j \neq k \end{cases}$ – символ Крокера; M – символ математичного сподівання.

В описаному алгоритмі здійснюється прогноз оцінок коре-

льованих похибок вимірювань $\mathbf{V}_{\text{ІНС},k-1}$ відповідно до (12.8). При необхідності прогноз можна здійснювати на будь-який наступний момент часу $t_p \geq t_k$, у тому числі у випадках непрацездатності СНС відповідно до аналогічного алгоритму

$$\tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},p|k-1} = \Phi_{\text{ІНС},p} \hat{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},k-1},$$

де $\Phi_{\text{ІНС},p}$ – відповідна матриця прогнозу.

Точність прогнозу визначається з (12.4), де замість $\Phi_{\text{ІНС},k}$ слід використовувати $\Phi_{\text{ІНС},p}$. Корекція навігаційних параметрів у цьому випадку виконується відповідно до алгоритму

$$\hat{\mathbf{X}}_p = \mathbf{Z}_{\text{ІНС},p} - \mathbf{M}_{\text{ІНС},p} \tilde{\mathbf{V}}_{\text{ІНС},p|k-1}.$$

Алгоритм (12.7)...(12.9) має різні модифікації: симетричну коваріаційну; інформаційну; послідовну в часі та просторі вимірювань і т. ін. Всі ці форми призначені для забезпечення обчислювальної стійкості алгоритмів у бортових обчислювальних машинах з обмеженою розрядністю та пам'яттю при наявності похибок моделей, лінеаризації нелінійностей і т. ін.

В авіаційних СНС, інтегрованих із платформної ІНС, вектор стану корельованих похибок може мати вигляд:

$$\mathbf{V}_{\text{ІНС}} = [\Delta B \ \Delta L \ \Delta H \ \Delta t \ \Delta V_N \ \Delta V_E \ \Delta V_H \ \Delta f \ \Delta \gamma \ \Delta \vartheta \ \Delta \psi \ \xi_N \ \xi_E \ \xi_H \dots]^T,$$

де $\Delta B, \Delta L, \Delta H$ – похибки вимірювань ІНС відповідно широти, довготи і висоти польоту; $\Delta V_N, \Delta V_E, \Delta V_H$ – похибки вимірювань ІНС складових швидкості; $\Delta \gamma, \Delta \vartheta, \Delta \psi$ – похибки вимірювань орієнтації в ІНС; ξ_N, ξ_E, ξ_H – швидкості дрейфів гіроскопів; Δt і Δf – похибки еталона часу і відхід еталона частоти. При цьому передбачається демпфірування вертикального каналу ІНС за допомогою системи повітряних сигналів.

Слід мати на увазі, що до складу оцінюваних змінних можуть також включатися похибки та масштабні коефіцієнти акселерометрів і гіроскопів; коефіцієнти дрейфів гіроскопів; коефіцієнти датчиків, що пропорційні прискоренням і квадратам прискорень; температурні коефіцієнти; похибки визначення висоти і вертикальної швидкості за допомогою системи повітряних сигналів тощо.

При реалізації глибоко інтегрованої схеми комплексування СНС і ІНС вектор стану корельованих похибок значно розширю-

ється. Реалізація глибоко інтегрованої схеми вимагає дуже потужних обчислювачів, оскільки передбачається досить висока розмірність вектора стану (20...40), в який входять не тільки похибки обчислення координат і швидкостей, але й похибки вимірювань в СНС псевдодальностей та псевдошвидкостей усіх видимих супутників, а також похибки еталона часу і відхід еталона частоти.

Інший підхід передбачає припущення про відсутність систематичних похибок супутникових визначень, або останні вважаються невраховуваними зсувами. В основі таких алгоритмів комплексування лежать рівняння похибок ІНС, які у проекціях на осі географічного тригранника мають вигляд, що приводився в п. 9.2 і які у лінійній формі мають вигляд:

$$\mathbf{X}_k = \Phi \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{G} \mathbf{w}_{k-1},$$

де \mathbf{X}_k – вектор стану системи, що включає похибки ІНС у визначенні місця розташування, швидкості, орієнтації, а також компоненти моделі похибок інерціальних датчиків; Φ – перехідна матриця стану системи; \mathbf{w}_k – вектор шумів системи; \mathbf{G} – матриця шумів системи.

Вимірювання, як і в попередньому варіанті, формуються за різницею інерціальної та супутникової інформації. Висотні вимірювання можна сформулювати шляхом вирахування з показань барометричного висотоміра значення висоти, обчисленої в ІНС.

При незадовільній збіжності оцінок фільтра Калмана може бути використаний так званий метод ε -механізації.

Отримані вимірювання з координат і швидкостей будуть містити похибки ІНС і шуми супутникової системи, а вимірювання висоти – похибку ІНС і похибку висотоміра. Рівняння вимірювань при відомій матриці спостережень \mathbf{H} може бути записане у вигляді:

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H} \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k,$$

де \mathbf{Z}_k – вектор вимірювань, \mathbf{H} – матриця спостережень, \mathbf{X}_k – вектор стану, \mathbf{V}_k – вектор шумів вимірювань.

Ідея методу ε -механізації передбачає збільшення ваги поточних вимірювань шляхом збільшення коефіцієнта підсилення оптимального фільтра. Це досягається прийняттям гіпотези про експо-

нентне старіння даних, що віддзеркалюється в зростанні в зворотному часі коваріаційної матриці випадкових похибок кожного минулого вимірювання. Ця гіпотеза еквівалентна поступовому зростанню коефіцієнта підсилення по мірі накопичення вимірювань. Для рівняння вимірювань вводиться припущення

$$\text{cov}[\mathbf{V}_k] = R_{k/i} = \varepsilon^{-(k-i)} R_k, i \geq k,$$

де ε – деякий емпірично заданий коефіцієнт, який знаходиться в межах від 1 до 1,1, причому значення 1 відповідає відмові від методу ε -механізації; R_k – інтенсивність дискретного шуму вимірювань.

Вимірювання подаються на вхід фільтра Калмана, який працює в режимі ε -механізації (наприклад, з коефіцієнтом $\varepsilon = 1,025$), що забезпечує кращі характеристики збіжності оцінок. При використанні режиму ε -механізації для розрахунку матриці коваріації застосовується модифіковане рівняння Ріккаті, яке описується співвідношеннями

$$\mathbf{S}_k = \varepsilon \Phi \mathbf{P}_{k-1} \Phi^T + \mathbf{Q}; \quad \mathbf{P}_k = \mathbf{S}_k - \mathbf{K}_{\phi, k} \mathbf{H} \mathbf{S}_k,$$

де Φ – перехідна матриця системи; $\mathbf{S}_k, \mathbf{P}_k$ – симетричні позитивно визначені матриці апріорної й апостеріорної коваріацій похибок оцінювання; \mathbf{Q} – цифрова інтенсивність шумів системи; $\mathbf{K}_{\phi, k}$ – матричний коефіцієнт підсилення фільтра.

Повний алгоритм роботи фільтра має вигляд:

1) основний блок

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \Phi \hat{\mathbf{X}}_{k-1} + \mathbf{K}_{\phi, k} (\mathbf{Z}_k - \mathbf{H} \Phi \hat{\mathbf{X}}_{k-1});$$

2) блок обчислення коефіцієнтів корекції

$$\mathbf{K}_{\phi, k} = \mathbf{S}_k \mathbf{H}^T (\mathbf{H} \mathbf{S}_k \mathbf{H}^T + \mathbf{N})^{-1};$$

3) блок розв'язання рівняння коваріацій

$$\mathbf{S}_k = \varepsilon \Phi \mathbf{P}_{k-1} \Phi^T + \mathbf{Q}; \quad \mathbf{P}_k = \mathbf{S}_k - \mathbf{K}_{\phi, k} \mathbf{H} \mathbf{S}_k.$$

В результаті роботи фільтра обчислюється оцінка поточних похибок ІНС у визначенні координат, швидкостей, кутів орієнтації, а також оцінки похибок її акселерометрів і гіроскопів. На основі отриманих оцінок коригуються показання ІНС і її вимірювальних елементів.

12.2. Особливості реалізації алгоритмів оптимального комплексування

У даному параграфі наведені особливості реалізації фільтра Калмана при побудові алгоритмів комплексної обробки інформації ІНС і приймача ГЛОНАСС/GPS для роздільної схеми комплексування (на етапі вторинної обробки інформації).

Як уже вказувалося вище, приймач ГЛОНАСС/GPS, як вимірник навігаційної інформації, має такі особливості:

- високочастотний у порівнянні з ІНС характер похибок вимірювань з малим рівнем низькочастотної складової;
- можливість зриву надходження інформації на певних інтервалах часу через виникнення завад або порушення умов видимості ІНС.

Зазвичай ІНС розглядають як основне джерело навігаційних даних, а інформацію, що надходить від приймача ГЛОНАСС/GPS, використовують для корекції ІНС.

При оцінюванні параметрів просторового руху ЛА слід враховувати, що вертикальний канал ІНС на відміну від горизонтальних каналів є структурно нестійким, тому, зазвичай, передбачається мати додаткове джерело інформації – висотомір (радіовисотомір або барометричний), що забезпечує, по-перше, прив'язку вимірювань до певного рівня відліку (до рельєфу земної поверхні або до середньостатистичного рівня моря), по-друге, стійке оцінювання навігаційних параметрів у цьому каналі. Тому, надалі при аналізі особливостей реалізації алгоритмів обробки інформації обмежимося алгоритмами фільтрації в поздовжньому та бічному каналах.

Модель похибок зчислення параметрів польоту ЛА в поздовжньому та бічному каналах ІНС зручно представити у вигляді:

$$\begin{aligned} \Delta \dot{X} &= \Delta V_x; \quad \Delta \dot{V}_x = \Delta a_x; \quad \Delta \dot{a}_x = \xi_{x1}; \\ \Delta \dot{Z} &= \Delta V_z; \quad \Delta \dot{V}_z = \Delta a_z; \quad \Delta \dot{a}_z = \xi_{x2}, \end{aligned}$$

де ΔX , ΔV_x , Δa_x , ΔZ , ΔV_z , Δa_z – похибки ІНС по координатах та їх похідних; ξ_{x1} , ξ_{x2} – шуми акселерометрів, які задані у вигляді білих шумів з інтенсивностями S_{x1} , S_{x2} , відповідно.

Модель спостереження запишемо у вигляді

$$\begin{aligned} Z_1 &= X_{\text{ІНС}} - X_{\text{СНС}} = \Delta X + \zeta_{z1}; \\ Z_2 &= Z_{\text{ІНС}} - Z_{\text{СНС}} = \Delta Z + \zeta_{z2}; \\ X_{\text{ІНС}} &= X^i + \Delta X; \quad Z_{\text{ІНС}} = Z^i + \Delta Z; \\ X_{\text{СНС}} &= X^i + \zeta_{z1}; \quad Z_{\text{СНС}} = Z^i + \zeta_{z2}. \end{aligned}$$

Тут: $X_{\text{ІНС}}$, $Z_{\text{ІНС}}$ – координати ЛА, які вимірює ІНС; $X_{\text{СНС}}$, $Z_{\text{СНС}}$ – координати ЛА, що надходять від приймача ГЛОНАСС/GPS; X^i – істинні значення координат; ΔX , ΔZ – похибки ІНС, що розглядаються як систематичні похибки, обумовлені відходом гіроскопів і неточністю акселерометрів; ζ_{z1} , ζ_{z2} – шумова складова похибки ГЛОНАСС/GPS-приймача, яка задана у вигляді білих шумів з інтенсивностями S_{z1} , S_{z2} , відповідно. Перетворимо наведену вище модель і співвідношення для вимірювань до стандартної форми:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + \xi_x; \\ Z &= HX + \zeta_z, \end{aligned}$$

де $X = [\Delta X, \Delta V_x, \Delta a_x, \Delta Z, \Delta V_z, \Delta a_z]^T$ – вектор стану системи;

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ – матриця спостереження;}$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{ – динамічна матриця оцінюваної системи;}$$

Z – вектор спостереження; ζ_z – матриця шумів спостереження; ξ_x – матриця шумів системи.

Стандартний алгоритм безперервного фільтра Калмана стосовно даної задачі має вигляд

$$\begin{aligned}\hat{\Delta X} &= \Delta \hat{V}_x + K_{\phi 1}(Z_1 - \Delta \hat{X}) + K_{\phi 1}^*(Z_2 - \Delta \hat{Z}); \\ \Delta \hat{V}_x &= \Delta \hat{a}_x + K_{\phi 2}(Z_1 - \Delta \hat{X}) + K_{\phi 2}^*(Z_2 - \Delta \hat{Z}); \\ \Delta \hat{a}_x &= K_{\phi 3}(Z_1 - \Delta \hat{X}) + K_{\phi 3}^*(Z_2 - \Delta \hat{Z}); \\ \Delta \hat{Z} &= \Delta \hat{V}_z + K_{\phi 4}(Z_1 - \Delta \hat{X}) + K_{\phi 4}^*(Z_2 - \Delta \hat{Z}); \\ \Delta \hat{V}_z &= \Delta \hat{a}_z + K_{\phi 5}(Z_1 - \Delta \hat{X}) + K_{\phi 5}^*(Z_2 - \Delta \hat{Z}); \\ \Delta \hat{a}_z &= K_{\phi 6}(Z_1 - \Delta \hat{X}) + K_{\phi 6}^*(Z_2 - \Delta \hat{Z}),\end{aligned}$$

де $K_{\phi i}$, $K_{\phi i}^*$, $i = \overline{1,6}$ – коефіцієнти фільтрації, які отримують після розв’язання матричного рівняння Ріккати;

$\Delta \hat{X}$, $\Delta \hat{V}_x$, $\Delta \hat{a}_x$, $\Delta \hat{Z}$, $\Delta \hat{V}_z$, $\Delta \hat{a}_z$ – оцінки компонентів вектора стану.

Коефіцієнти фільтрації $K_{\phi i}$, $K_{\phi i}^*$ як результат розв’язання рівняння Ріккати є функціями часу. На практиці з метою зменшення обсягу обчислень і спрощення алгоритму часто прибігають до наступного прийому. Аналіз показує, що при великих обсягах вимірювань і високій частоті їх знаходження розв’язок рівняння Ріккати встановлюється досить швидко (приблизно протягом декількох секунд польоту ЛА). Це означає, що коефіцієнти $K_{\phi i}$, $K_{\phi i}^*$ можуть бути визначені як константи зі сталого рівняння Ріккати, яке у цьому випадку перетворюється в нелінійне алгебраїчне рівняння.

Рис. 12.2 ілюструє графіки змін похибок координат і складових швидкості ІНС, приймача ГЛОНАСС/GPS і комплексної обробки інформації у випадку, коли реалізації всіх випадкових похибок вибиралися на рівні 3σ . На рисунку прийняті такі позначення:

$\Delta X_{\text{снс}}$, $\Delta Z_{\text{снс}}$ і $\Delta V_{x\text{снс}}$, $\Delta V_{z\text{снс}}$ – похибки приймача ГЛОНАСС/GPS по координатах X і Z і складових вектора швидкості, відповідно;

ΔX_{ϕ} , ΔZ_{ϕ} і $\Delta V_{x\phi}$, $\Delta V_{z\phi}$ – похибки координат і складових вектора швидкості, що отримані в результаті комплексної обробки інформації;

$\Delta X_{\text{інс}}$, $\Delta Z_{\text{інс}}$ і $\Delta V_{x\text{інс}}$, $\Delta V_{z\text{інс}}$ – похибки координат і складових вектора швидкості ІНС.

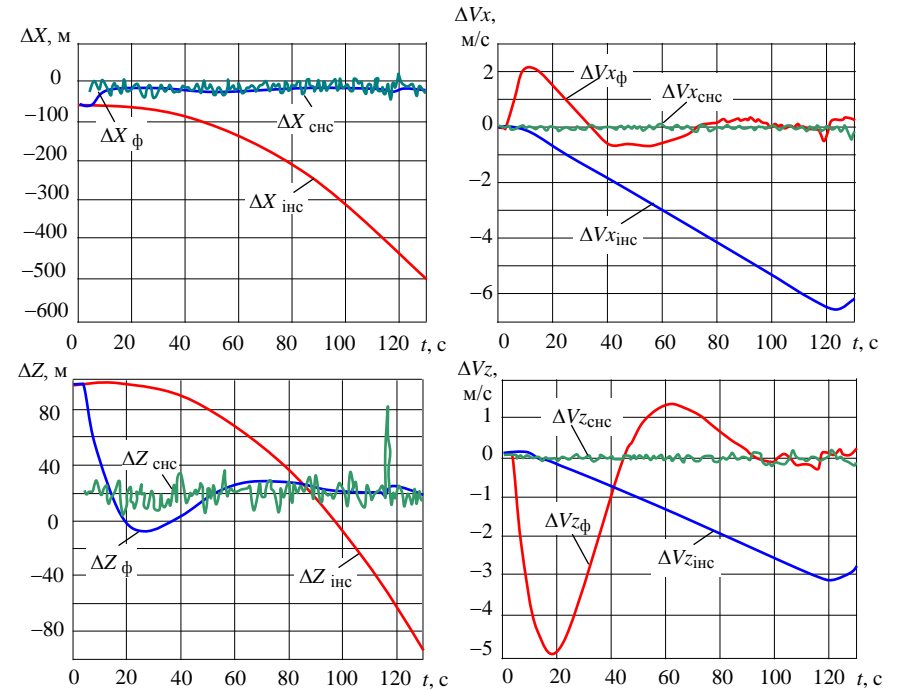


Рис. 12.2

Аналіз функціонування такого алгоритму корекції ІНС калманівської структури показує в цілому стійкість процесу оцінювання збіжності оцінок до їх справжніх значень, але у певних випадках перехідний процес виявляється затягнутим. При цьому, середньоквадратичне відхилення похибок визначається в основному систематичною складовою похибки ГЛОНАСС/GPS-приймача.

У зв’язку з цим є доцільним інший підхід до побудови алгоритму фільтрації, що заснований на зниженні порядку вихідної системи і використанні вимірювань координат і швидкостей. Модель руху ЛА, яка використовувалася для формування алгоритму для одного з каналів БІНС (при прийнятті допущення про незалежність каналів), має вигляд:

$$\dot{X} = V; \quad \dot{V} = a + \xi,$$

де X , V , a – координата, швидкість і прискорення ЛА по одній з осей опорного тригранника; ξ – білий шум з інтенсивністю S_x .

Модель вимірника формується у вигляді

$$Z = X + \zeta,$$

де ζ – білий шум з інтенсивністю S_z .

Рівняння фільтра Калмана для оцінювання параметрів руху ЛА мають вигляд:

$$\Delta \hat{X} = \Delta \hat{V} + K_1(Z - \hat{X}) \quad \text{при} \quad \hat{X}(t_0) = X_0;$$

$$\hat{V} = \Delta \hat{a} + K_2(Z - \hat{X}) \quad \text{при} \quad \hat{V}(t_0) = V_0,$$

де коефіцієнти K_1 , K_2 визначаються як

$$K_1 = \frac{R_{11}}{S_z}; \quad K_2 = \frac{R_{12}}{S_z}.$$

Кореляційні моменти визначаються шляхом розв'язання системи диференціальних рівнянь Ріккати третього порядку:

$$\dot{R}_{11} = 2R_{12} - \frac{R_{12}^2}{S_z}, \quad R_{11}(t_0) = \sigma_{x_0};$$

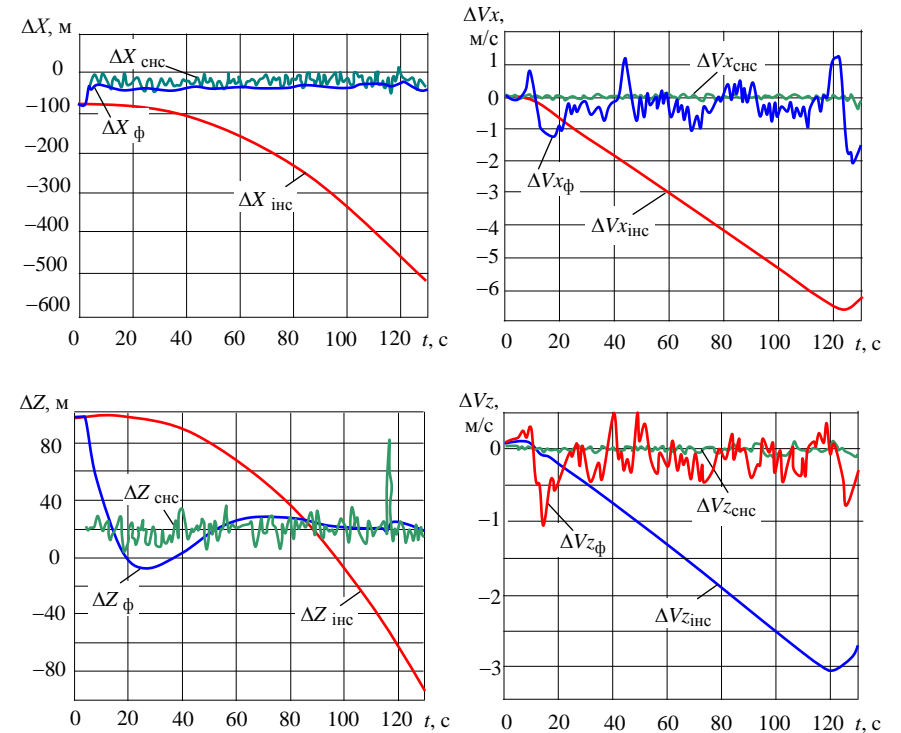
$$\dot{R}_{12} = 2R_{22} - \frac{R_{11}R_{12}}{S_z}, \quad R_{12}(t_0) = R_{120};$$

$$\dot{R}_{22} = S_x - \frac{R_{12}^2}{S_z}, \quad R_{22}(t_0) = \sigma_{V_0}^2.$$

Отже, деяке спрощення моделі синтезу дозволяє побудувати алгоритм фільтрації, який складається із системи п'яти диференціальних рівнянь, включаючи рівняння Ріккати, що забезпечує точне обчислення коефіцієнтів фільтрації.

Результати, які ілюструють похибки оцінювання координат і складових вектора швидкості, наведені на рис. 12.3. Алгоритми фільтрації моделювалися при $S_x = 0,535 \text{ м}^2/\text{с}^3$; $S_z = 90 \text{ м}^2/\text{с}$; $\sigma_{x_0} = 50 \text{ м}$; $\sigma_{V_0} = 0,55 \text{ м/с}$. Усі позначення, що наведені на цьому рисунку, відповідають прийнятим вище.

Рис. 12.3



Якість процесу оцінювання вектора стану системи можна поліпшити при зміні моделі вимірювань:

$$Z_1 = X + \zeta_1; \quad Z_2 = V + \zeta_2,$$

де ζ_1 і ζ_2 – білі шуми з інтенсивностями S_1 і S_2 , відповідно.

Розв'язком даної задачі є алгоритм неперервного фільтра Калмана у вигляді

$$\Delta \hat{X} = \Delta \hat{V} + K_1(Z_1 - \hat{X}) + K_2(Z_2 - \hat{V}); \quad \hat{X}(t_0) = X_0;$$

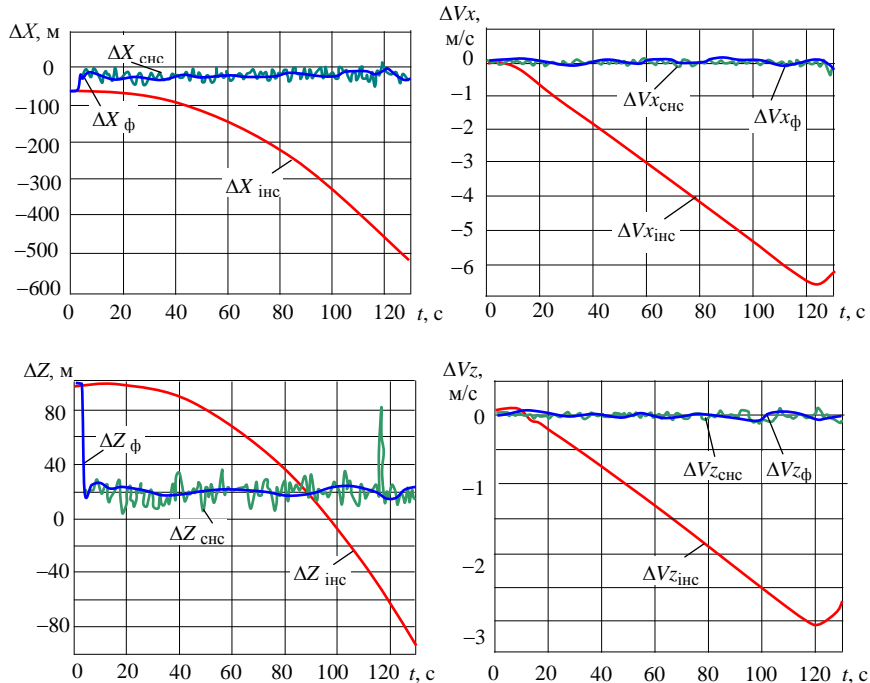
$$\Delta \hat{V} = a + K_3(Z_1 - \hat{X}) + K_4(Z_2 - \hat{V}); \quad \hat{V}(t_0) = V_0;$$

$$K_1 = \frac{R_{11}}{S_{z1}}; \quad K_2 = \frac{R_{12}}{S_{z2}}; \quad K_3 = \frac{R_{12}}{S_{z1}}; \quad K_4 = \frac{R_{22}}{S_{z2}};$$

$$\begin{aligned} \dot{R}_{11} &= 2R_{12} - \frac{R_{12}^2}{S_{z1}} - \frac{R_{12}^2}{S_{z2}}; & R_{11}(t_0) &= \sigma_{x_0}; \\ \dot{R}_{12} &= R_{22} - R_{12} \left(\frac{R_{11}}{S_{z1}} + \frac{R_{22}}{S_{z2}} \right); & R_{12}(t_0) &= R_{120}; \\ \dot{R}_{22} &= S_x - \frac{R_{12}^2}{S_{z1}} - \frac{R_{12}^2}{S_{z2}}; & R_{22}(t_0) &= \sigma_{V_0}^2. \end{aligned}$$

У даному випадку порядок системи рівнянь алгоритму фільтрації не змінився, однак декілька збільшилась кількість обчислень.

Результати моделювання (при $S_{z2} = 0,0025 \text{ м}^2/\text{с}$) свідчать про поліпшення якості процесу оцінювання як з координат, так і за



складовими вектора швидкості (рис. 12.4).

Рис. 12.4

2.3. Реалізація алгоритмів субоптимального комплексування на основі схеми компенсації

Безумовно, калманівська фільтрація найбільш ефективна при розв'язанні задачі комплексної обробки інформації в інерціально-супутникових системах навігації. Проте, використання фільтра Калмана зустрічає певні труднощі при його практичній реалізації на борту ЛА.

При комплексуванні оцінюється положення та швидкість ЛА, причому ці дані можуть надходити не тільки споживачам, але і контурам спостереження за затримкою і за фазою приймачів СНС. Необхідно, щоб ці дані надходили з високою швидкістю так, щоб період часу між вимірюваннями в підсистемі СНС був розбитий на велику кількість підінтервалів для цілей корекції контурів спостереження. Іншими словами, зв'язок блока фільтра Калмана з контурами приймача СНС дуже жорсткий, тому фільтр Калмана повинен бути дуже швидкодіючий, що обмежується характеристиками процесорів бортових ЦОМ.

Стосовно безплатформних інерціальних навігаційних систем використання фільтра Калмана зустрічає додаткові труднощі. Зокрема, у БІНС основні джерела похибок – дрейфи гіроскопічних датчиків і акселерометрів, внаслідок нестаціонарності матриці переходу від однієї системи координат, зв'язаної з ЛА, до іншої – навігаційної, будуть нестаціонарними випадковими процесами навіть при стаціонарності випадкових процесів, що являють собою дрейфи реальних датчиків. Цей факт створює труднощі при ідентифікації похибок БІНС методами оптимальної фільтрації. У платформних ІНС цих труднощів не виникає, оскільки осі реальної гіроплатформи мало відхиляються від осей навігаційної системи координат.

Додаткові проблеми застосування фільтра Калмана на етапі вторинної обробки інформації БІНС і СНС виникають при наявності такого фільтра (див. рис. 10.2) і в навігаційному обчислювачі СНС. При цьому можлива корельованість похибок оцінок, що надходять від обчислювача ГЛОНАСС/GPS на вхід другого фільтра Калмана. Така схема може призвести до нестабільності рішення, ймовірність виникнення якої обумовлена каскадуванням двох калманівських фільтрів при їхньому об'єднанні.

Перелічені недоліки застосування калманівської фільтрації можуть призвести до розбіжності („розвалювання”) фільтра, особливо при енергійному маневруванні ЛА. Розробники інерціально-супутникових систем навігації застосовують різні модернізації схем калманівської фільтрації для подолання перелічених проблем.

Проте, на даний час у сучасних бортових комплексах, крім алгоритмів оптимального оцінювання вектора стану (алгоритмів калманівської фільтрації), існують способи обробки однорідної інформації, які добре себе зарекомендували на практиці. Це способи взаємної компенсації і фільтрації похибок вимірників одного і того ж самого навігаційного параметра.

Доцільність використання методу компенсації при обробці інформації в інерціально-супутникових системах навігації пояснюється тим, що в даному випадку вимірювання навігаційних параметрів здійснюються вимірниками, які засновані на різних фізичних принципах, і при цьому похибки цих вимірників лежать у різних частотних діапазонах.

Структурна схема реалізації методу компенсації зображена на рис.12.5. Алгоритм же комплексної обробки інформації, що використовує метод компенсації, має в порівнянні з оптимальною калманівською фільтрацією досить простий вигляд:

$$\hat{X} = X_{\text{БІНС}} - F(p)(X_{\text{БІНС}} - X_{\text{СНС}}),$$

де $F(p)$ – динамічний фільтр схеми компенсації; $X_{\text{БІНС}}$, $X_{\text{СНС}}$ – навігаційні параметри (координати і складові швидкості), які отримують від БІНС і СНС; \hat{X} – оцінка даного навігаційного параметра.

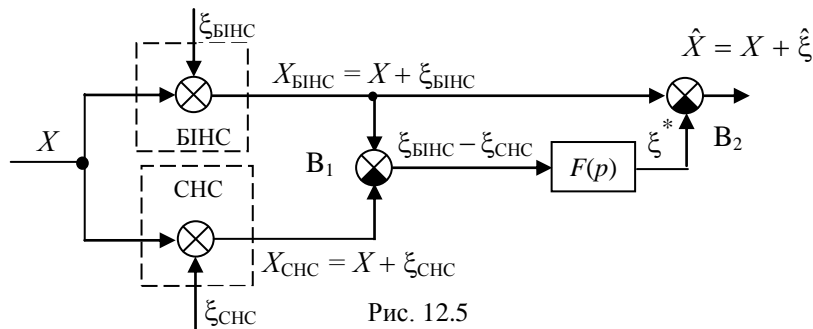


Рис. 12.5

Залишається визначити таку структуру динамічного фільтра схеми компенсації, яка б забезпечувала сумісну обробку однорідної інформації від БІНС та СНС з якістю, близькою до оптимальної.

Прийосовуючи рівняння схеми компенсації, які були отримані в п.11.1, до схеми (див. рис.12.5) отримуємо

$$\hat{X} = X + [1 - F(p)]\xi_{\text{БІНС}} + F(p)\xi_{\text{СНС}} = X + \hat{\xi},$$

де $\hat{\xi} = [1 - F(p)]\xi_{\text{БІНС}} + F(p)\xi_{\text{СНС}} = \xi_{\text{БІНС}} - F(p)(\xi_{\text{БІНС}} - \xi_{\text{СНС}})$ – похибка комплексної обробки інформації.

Якщо вибрати фільтр $F(p)$ таким, щоб він з мінімальним спотворенням пропускав похибку $\xi_{\text{БІНС}}$ і заглушував похибку $\xi_{\text{СНС}}$, то похибка комплексної системи буде мінімальною, тобто похибка $\hat{\xi}$ зменшується в залежності від різниці у спектральних характеристиках похибок $\xi_{\text{БІНС}}$ та $\xi_{\text{СНС}}$. При значній різниці в частотних характеристиках завад (саме це притаманне БІНС і СНС) на виході фільтра $F(p)$ (див. рис.12.5) повністю буде відтворюватися завада $\xi_{\text{БІНС}}$, а на виході другого пристрою віднімання B_2 відтворюється точне значення вимірюваного параметра x , оскільки

$$\hat{X} = X + \xi_{\text{БІНС}} - \xi_{\text{БІНС}} = X.$$

Відповідно до зазначених умов $F(p)$ повинен бути фільтром високих частот, тоді фільтр з характеристикою $[1 - F(p)]$ стає фільтром низьких частот. Фільтр високих частот, який зазвичай реалізують в схемах компенсації (наприклад, в інерціально-доплерівській системі), має вигляд реальної аперіодичної ланки з передавальною функцією

$$F(p) = \frac{1}{Tp + 1}, \quad (12.10)$$

де T – стала часу фільтра.

Тоді передавальна функція фільтра низьких частот

$$[1 - F(p)] = \frac{Tp}{Tp + 1}$$

являє собою так звану ізодромну (реальну диференціальну) ланку.

Дослідження алгоритмів комплексної обробки інформації за методом компенсації в інерціально-супутниковій системі здійснювалися з використанням моделі трикомпонентної БІНС при тих са-

мих умовах, що наведені у попередньому параграфі, де аналізувалися результати досліджень калманівської фільтрації. Результати досліджень такого алгоритму комплексування для похибок бічної координати (рис. 12.6) показують високу збіжність оцінок з їх справжніми значеннями (усі позначення, що наведені на рисунку, відповідають прийнятим у п. 12.2). При цьому, як і для калманівської фільтрації, середньоквадратичне відхилення похибок визначається систематичною складовою похибки СНС.

Але при тривалому спостереженні (рис. 12.7) має місце зміна похибки схеми компенсації в часі. При цьому похибка приблизно в два рази перевищує похибку опорної системи (СНС).

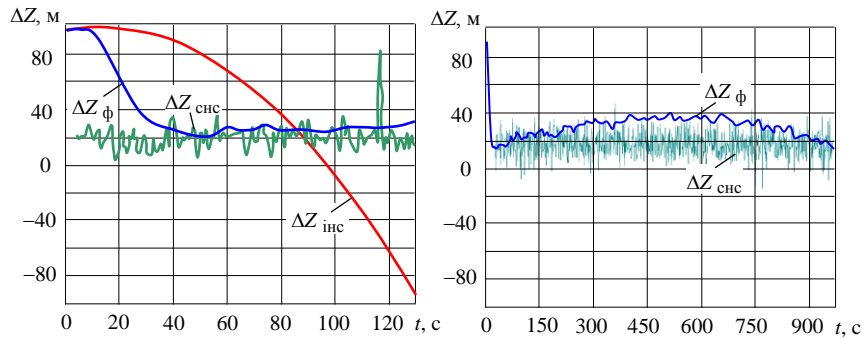


Рис. 12.6

Рис. 12.7

Це пояснюється тим, що похибка БІНС, яка обумовлена похибкою датчика кутової швидкості, крім складової, що змінюється з періодом Шулера, має складову, яка з часом зростає. Тому реальний фільтр, зокрема фільтр низьких частот (12.10), пропускає частку енергії завади $\xi_{\text{БІНС}}$, внаслідок чого вихідний сигнал схеми, окрім справжньої величини X , буде містити похибку $\hat{\xi}$.

Фільтр низьких частот (12.10) ефективний тільки для постійних, не змінних у часі похибок. Однак, аналіз похибок БІНС, проведений у п.п. 8.1, 9.2 показує, що похибки зчислення координат як мінімум є функціями третього порядку. Тому і оптимальним фільтром для такого роду похибок повинне бути більш складний фільтр третього порядку вигляду:

$$F(p) = \frac{3Tp + 1}{(Tp + 1)(Tp + 1)(Tp + 1)}.$$

Для такого динамічного фільтра передавальна функція фільтра низьких частот має вигляд

$$[1 - F(p)] = \frac{T^2 p^2 (Tp + 3)}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1}.$$

При досить великих сталих часу T трійкою в чисельнику можна зневажити і тоді фільтр низьких частот набуває вигляду

$$[1 - F(p)] = \frac{T^3 p^3}{T^3 p^3 + 3T^2 p^2 + 3Tp + 1}.$$

Такий фільтр, забезпечуючи астатизм третього порядку, вже не пропускає не тільки сталу складову похибки БІНС, але і похибки, що змінюються за законами першого і другого порядків.

Фільтр високих частот

$$F(p) = \frac{3Tp + 1}{(Tp + 1)(Tp + 1)(Tp + 1)}$$

за рахунок наявності форсууючої ланки $(3Tp + 1)$ трохи підсилює високочастотну складову похибки СНС, але це з успіхом компенсується потрійним збільшенням його фільтруючих властивостей.

Дослідження алгоритмів комплексної обробки інформації, що реалізують метод компенсації з різними конфігураціями динамічного фільтра, здійснювалися на повних моделях БІНС і СНС.

Сигнали від супутникової навігаційної системи моделювалися як сигнали еталонної навігаційної системи з накладенням на ці сигнали випадкових високочастотних похибок. Високочастотні похибки СНС моделювалися білим шумом (час вибірки 1 с), рівень якого відповідає реальним похибкам СНС, зокрема, середньоквадратична похибка вимірювання координат складає ± 20 м, а складових швидкості $\pm 0,2$ м/с.

Крім білого шуму, на вихідні сигнали еталонної навігаційної системи може бути накладена низькочастотна складова на рівні 20 м. Ця складова обумовлена похибками рішень приймача СНС, які залежать від геометричного фактора.

Рис. 12.8 ілюструє графіки змін похибок бічної координати приймача ГЛОНАСС/GPS і комплексної обробки інформації на етапі сталого режиму роботи схеми комплексної обробки інформації

ції на основі схеми компенсації з фільтром першого та третього порядків. На рис. 12.9 наведені в збільшеному масштабі найбільш характерні відрізки часу для перегляду змін похибки оцінки координати на фоні похибок супутникової навігаційної системи при досить тривалому спостереженні за похибками схеми субоптимального оцінювання з фільтром третього порядку. Графіки ілюструють високі фільтруючі властивості схеми комплексування з фільтром третього порядку, при екстраполяції похибок СНС і досить високі точнісні характеристики оцінки поточних координат місця розташування літака.

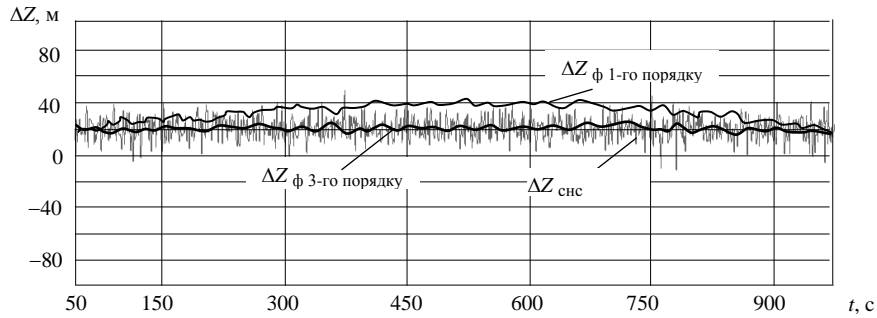


Рис. 12.8

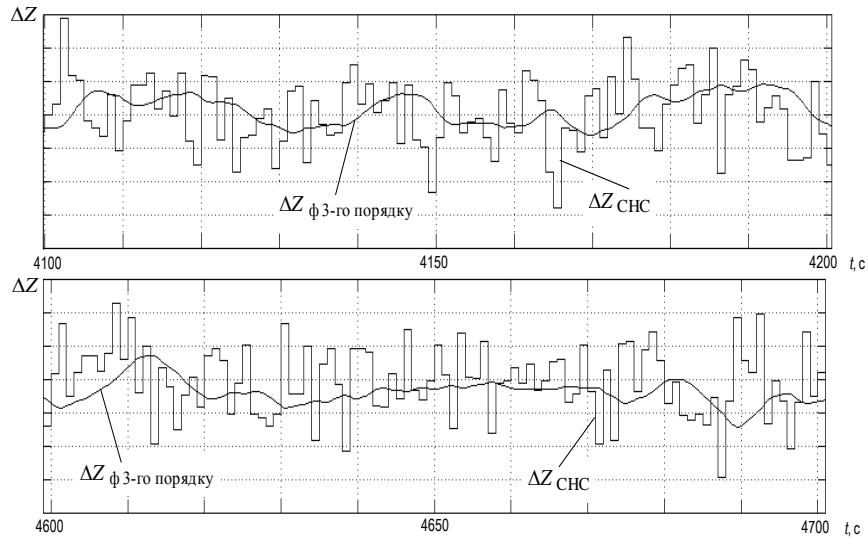


Рис. 12.9

Однією з найважливіших характеристик будь-якої схеми комплексування є її збіжність і час збіжності. При використанні схеми компенсації на основі стаціонарного фільтра час збіжності, природно, залежить від сталої часу фільтра. При цьому повинен бути розумний компроміс між фільтруючими властивостями фільтра і часом установлення оцінки. На рис. 12.10 після 100 с показані процеси відпрацювання початкових похибок БІНС при використанні фільтрів першого та третього порядків. Рис. 12.10 б ілюструє ті ж перехідні процеси, але в збільшеному масштабі часу. Для класичної схеми з фільтром першого порядку час перехідного процесу становить три сталої часу фільтра, для схеми з фільтром третього порядку час перехідного процесу збільшується вдвічі, до того ж має місце перерегулювання.

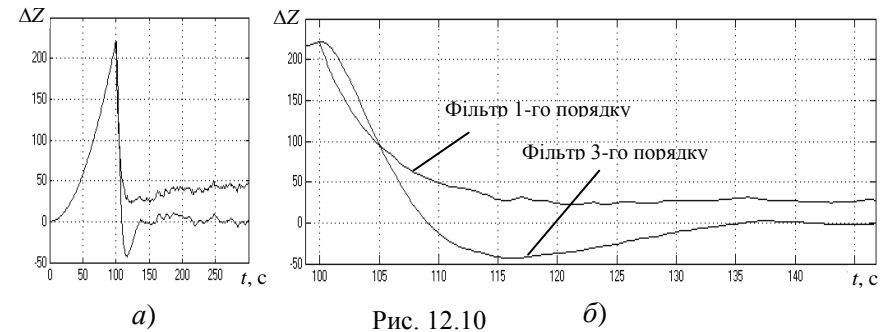


Рис. 12.10

У цьому випадку пропонується використовувати в схемі комплексування фільтр із змінною структурою. Структура фільтра схеми компенсації змінюється в часі й має такий вигляд

$$F(p) = \begin{cases} \frac{1}{T_{\phi 1} p + 1} & \text{при } t \leq 3T_{\phi 1}; \\ \frac{3T_{\phi 2} p + 1}{(T_{\phi 2} p + 1)(T_{\phi 2} p + 1)(T_{\phi 2} p + 1)} & \text{при } 3T_{\phi 1} < t \leq 3T_{\phi 2}; \\ \frac{3T_{\phi} p + 1}{(T_{\phi} p + 1)(T_{\phi} p + 1)(T_{\phi} p + 1)} & \text{при } 3T_{\phi 2} < t. \end{cases}$$

Перехідні процеси ліквідації початкових похибок зчислення координат схемою компенсації, що використовує фільтр зі змінною структурою, ілюструються графіками на рис. 12.11.

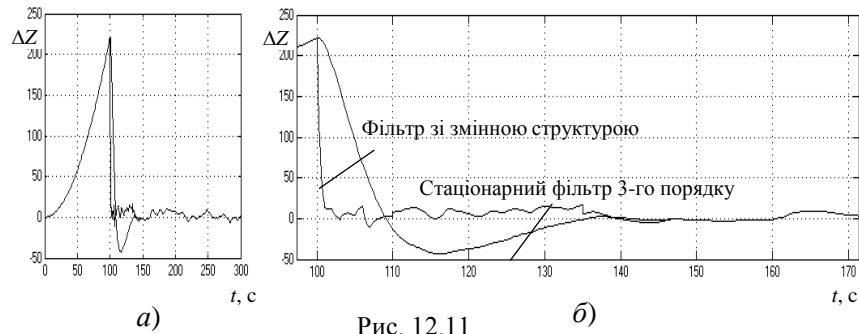


Рис. 12.11

В момент відновлення рішень супутникової навігаційної системи (початок роботи схеми комплексування на 100 с) використовується схема з аперіодичним фільтром з малою сталою часу $T_{\phi 1}$, яка за мінімальний час доводить похибку схеми компенсації до рівня шумів супутникової навігаційної системи. Природно, що фільтруючі властивості такої схеми дуже низькі, тому згодом аперіодичний фільтр замінюється фільтром третього порядку, у якого стала часу послідовно збільшується до рівня сталої часу T_{ϕ} стаціонарного фільтра.

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.

Але й при застосуванні схеми компенсації спільно зі схемами позиційної та швидкісної корекції БІНС існує можливість отримати середню оцінку інструментальних похибок датчиків первинної інформації (похибок, що зв'язані із систематичною і випадковою складовими зсувів нулів датчиків) за останній період спільної роботи СНС і БІНС визначеної тривалості, яку потім використовувати для польотного калібрування інерціальних датчиків у період автономної роботи БІНС.

На рис. 12.12 для ілюстрації ефекту підвищення точності автономної роботи БІНС за рахунок польотного калібрування датчиків інформації наведені результати моделювання точності визна-

чення бічної координати. При цьому передбачалося, що, починаючи з 1000 с, СНС не працювала, наприклад, внаслідок впливу завад, і визначення координат здійснювалося тільки за допомогою БІНС, яка працювала в автономному режимі.

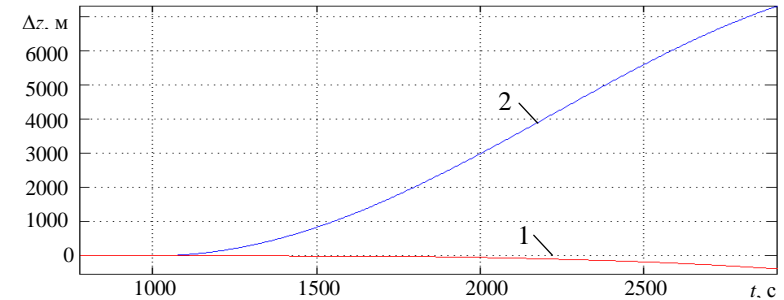


Рис. 12.12

Після відключення СНС спостерігається незначне зростання похибок визначення координат до 300 м за 0,5 год автономної роботи відкаліброваної за період роботи схеми компенсації БІНС (крива 1). В той же час при відсутності польотного калібрування датчиків БІНС похибки місцезнаходження склали б за цей час приблизно 7 км (крива 2). Таке поліпшення точності БІНС в автономному режимі забезпечується польотним калібруванням (оцінкою) і компенсацією, у першу чергу, похибок датчиків кутової швидкості. Оцінка похибок датчиків здійснюється безперервно з використанням сигналів швидкісної корекції від виходу схеми компенсації, але для калібрування автономного режиму БІНС використовувалося середнє значення оцінки за останній 20-ий секундний період спільної роботи СНС і БІНС.

Комплексування інерціально-супутникових систем навігації на основі більш швидкодіючої, некритичної до нестационарних випадкових процесів, що являють собою дрейфи реальних датчиків первинної інформації БІНС, схеми компенсації може бути досить легко реалізоване в бортових процесорах ЦОМ. Динамічний фільтр третього порядку зі змінною структурою забезпечує прийнятні фільтруючі властивості схеми комплексування і досить високі точнісні характеристики оцінки поточних координат, але його доцільно застосовувати тільки в роздільній, слабко та іноді в жорстко зв'язаних схемах інерціально-супутникових систем навігації.

Контрольні питання

1. Перелічіть джерела похибок СНС.
2. Перелічіть джерела похибок ІНС.
3. Як у бортовій реалізації моделюються похибки супутникових систем?
4. Як у бортовій реалізації моделюються інструментальні похибки інерціальних систем навігації?
5. Сформулюйте задачу синтезу алгоритмів оптимального комплексування ІНС і СНС.
6. У чому полягає оптимальність калманівської фільтрації?
7. Що слід розуміти під терміном “похибка оцінювання”?
8. Який різновид фільтра Калмана щонайкраще підходить для реалізації в процесорах бортових ЦОМ?
9. Який підхід можна застосовувати замість спільної оцінки вектора стану навігаційних параметрів і вектора стану похибок вимірювань?
10. За рахунок чого, застосовуючи результати калманівської фільтрації, можна підвищити точність автономної роботи ІНС у випадках непрацездатності СНС?
11. Чому при реалізації глибоко інтегрованих схем інерціально-супутникових систем навігації різко зростає розмірність вектора стану?
12. У чому головна ідея методу ϵ -механізації?
13. Чому при аналізі особливостей реалізації алгоритмів обробки інформації можна обмежитися алгоритмами фільтрації тільки в поздовжньому та бічному каналах?
14. За рахунок чого у третьому з приведених у п.12.2 варіантів алгоритмів фільтрації зростає якість процесу оцінювання?
15. Які проблеми застосування фільтра Калмана виникають при комплексуванні БІНС і СНС?
16. Чому при тривалому спостереженні має місце зміна похибки схеми компенсації в часі?
17. Який вигляд і чому повинне мати динамічний фільтр схеми компенсації в інерціально-супутникових системах навігації?
18. За рахунок чого покращується якість процесу збіжності при застосуванні схеми компенсації в інерціально-супутникових системах навігації?

Список літератури

1. Авиационные приборы и навигационные системы / Под ред. Бабица О.А. – М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. – 648 с.
2. БАБИЧ О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. – М.: Машиностроение, 1988. – 212 с.
3. ВЛАСЕНКО А. В. Интегральные гироскопы iMEMS – датчики угловой скорости фирмы Analog Devices (Интернет-издание), 2006.
4. ВОРОБЬЕВ В.Г., ГЛУХОВ В.В., КАДЫШЕВ И.К. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы. – М.: Транспорт, 1992. – 399 с.
5. Глобальная спутниковая навигационная система ГЛОНАСС / под ред. В.Н. Харисова, А.И.Петрова, В.А.Болдина. – М.: ИПРЖР, 1998. – 400 с.
6. ІЛЬІН О.Ю., ФІЛЯШКІН М.К., ЧЕРНИХ Ю.О. Пілотажно-навігаційні системи та комплекси. – К.: Вид-во КІ ВПС, 1999. – 335 с.
7. Интегрированные инерциально-спутниковые навигационные системы / Под ред. В.А. Пешехонова. – С.-Петербург: 2001. – 235 с.
8. Интегрированные комплексы на базе ИНС и приемника «Навстар» // Новости зарубежной науки и техники, Серия «авиационные системы». ГосНИИАС, 1995, №10-12.
9. КУЗОВКОВ Н.Т., САЛЫЧЕВ О.С. Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация. – М.: Машиностроение, 1988. – 216 с.
10. ПЕЛЬПОР Д.С., МАТВЕЕВ В.А., АРСЕНЬЕВ В.Д. Динамически настраиваемые гироскопы. – М.: Машиностроение, 1988. – 264 с.
11. РОГОЖИН В.О., СИНЕГЛАЗОВ В.М., ФІЛЯШКІН М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден – К.: Вид-во НАУ, 2005. – 316 с.
12. СОЛОВЬЕВ Ю.А. Системы спутниковой навигации – М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2000. – 270 с.