УДК 629.058(043.2)

МОДЕЛЮВАННЯ ТА ОПТИМІЗАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ ІНТЕГРОВАНОЇ ІНЕРЦІАЛЬНО-СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ З КОРИГУВАЛЬНИМИ ЛАНЦЮГАМИ

Васильєв В.М., Рогожин В.О., Долінце Б.І.
Національний авіаційний університет

Представлені результати моделювання та оптимізації параметрів інтегрованої із застосуванням коригувальних ланцюгів математичної моделі схеми інерціально-супутникової навігаційної системи для безпілотних літальних апаратів. На підставі отриманих математичних моделей, що описують похибки оцінки навігаційних параметрів в комплексній інерціально-супутникової навігаційної системі, досліджено точність в статичному і динамічному режимах.
Ключові слова: навігація, інерціальна навігаційна система, супутникова навігаційна система, оптимальна фільтрація, математичне моделювання, безпілотний літальний апарат.

Постановка проблеми. Активний розвиток безпілотної авіації та високий рівень попиту на неї в світі змушує науку працювати в напрямку покращення тактико-технічних характеристик безпілотних літальних апаратів (БПЛА) та їх систем для забезпечення виконання різноманітних завдань.

Широке застосування БПЛА в цивільній і військовій областях вимагає розробки, створення та виробництва високоточних бортових навігаційних систем, що володіють високою точністю, малою вагою, компактними габаритами і низькою вартістю. Крім вимог до точності, до навігаційних систем в даний час висувають вимоги з таких параметрів як цілісність, доступність і безперервність навігаційного забезпечення [1, с. 77].

Основним шляхом вирішення такого завдання є функціональне, інформаційне та апаратне об'єднання навігаційних вимірювачів різної фізичної природи в єдиний інтегрований навігаційний комплекс (такими як інерціальна навігаційна система (ІНС), супутникова навігаційна система (СНС), магнітометричний і пірометричний датчики, датчики повітряної швидкості і барометричної висоти), що поєднує необхідні точності і функціональні характеристики з невисокою вартістю і малими габаритними розмірами [2, с. 73]. На сьогодні в БПЛА широко застосовуються супутникові та інерціальні навігаційні системи, що робить ці системи базовими для побудови інтегрованих навігаційних систем.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Однією з основних задач обробки навігаційної інформації БПЛА при використанні надлишковості джерел інформації є створення комплексних навігаційних систем з використанням методів компенсації, або ж фільтрації похибок вимірювання для отримання більш точних значень навігаційних параметрів і підвищення надійності роботи системи [3].

Широкого застосування отримали методи комплексування навігаційних сигналів на основі взаємної компенсації і фільтрації похибок різних навігаційних систем. Для фільтрації використовуються оптимальні стохастичні методи оцінки навігаційних сигналів. На практиці комплексування навігаційних систем на основі взаємної компенсації й фільтрації їхніх похибок і визначення передаточної функції фільтра, як правило, здійснюється із застосуванням критерію мінімуму середнього квадратичного значення результуючої похибки. Широкого застосування отримав фільтр Калмана. Застосовуються два способи комплексування з використанням оптимальної фільтрації – із включенням фільтра в пряме коло схеми комплексування та із включенням фільтра в коло зворотного зв'язку [4, с. 139].

© Васильєв В.М., Рогожин В.О., Долінце Б.І., 2016

На теперішній час існують схеми комплексування ІНС і СНС за роздільною, слабко зв'язаною, жорстко зв'язаною та глибоко інтегрованою схемами [5]. Вони в свою чергу поділяються за видом зворотнього зв'язку на замкнуті і розімкнуті.

Якщо рівень інтеграції між двома системами зростає, як правило сукупні переваги такої інтегрованої системи зростають. Порівняння жорстко інтегрованої і глибоко інтегрованої схем вказують на те, що глибоко інтегрований підхід, хоча і потребує пошуку адекватних моделей для опису похибок, є більш ефективним [2].

Виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми. Існуючі схеми інтеграції інерціальних і супутникових навігаційних систем не в повній мірі відповідають поставленим цілям і необхідному рівню точності до сучасних низько бюджетних БПЛА. Аналіз показує, що точність навігаційної інформації, тактико-технічні властивості та рівень потенційної завадозахищеності інтегрованих ІСНС суттєво підвищується із збільшенням глибини їх інтеграції [6].

Існуючі системи потребують значних обчислювальних ресурсів та дорогих складових частин [7]. Вирішити дану задачу можна шляхом розроблення навігаційної системи підвищеної точності на базі ІСНС з використання корегуючих елементів, що дозволяє знизити необхідні обчислювальні ресурси та похибки системи.

Мета статті. Головною метою цієї роботи є моделювання та аналіз інтегрованої ІСНС з коректорами, розробка схеми і алгоритмів комплексної обробки даних в ній для підвищення точності навігаційних параметрів в сучасних БПЛА.

Для вирішення даної задачі запропонована схема інтегрування ІСНС за допомогою коректорів та оптимальної фільтрації, що діють одночасно на всі чутливі елементи ІНС. Разом з тим, навігаційна система має лишатися простою в реалізації, точною, надійною і забезпечувати невисоку вартість її реалізації.

Виклад основного матеріалу. Застосування методу оптимальної стохастичної фільтрації дозволяє підвищити точність за рахунок відфільтрування високочастотних похибок вимірювання СНС. На рис. 1. представлена схема комплексної ІСНС з коректорами в яку інтегровано оптимальний фільтр Калмана.

На вхід фільтру подається різниця похибок ІНС і СНС, що є результатом компенсації істинного сигналу положення в пристрої віднімання.

На виході фільтра формується оптимальна оцінка похибки ІНС – $\hat{S}_{\text{ІНС}}$, яка потім використовується для корекції вимірювань ІНС положення літака $\hat{S} = S + [\Delta S_{\text{ІНС}} - \Delta\hat{S}_{\text{ІНС}}]$. При цьому, тому що $[\Delta S_{\text{ІНС}} - \Delta\hat{S}_{\text{ІНС}}] \ll \Delta S_{\text{ІСНС}}$, в результаті підвищується точність визначення положення.

Для застосування фільтра Калмана необхідно представити математичну модель оцінюваного процесу і модель вимірювань у потрібній стандартній формі.

Початковий математичний опис похибок комплексної системи з коректорами представлений системою диференціальних рівнянь (1), а для вектора станів у векторно-матричній формі у вигляді рівнянь (2)- (3).

Рівняння, що описують похибки сигналів синтезованої схеми, мають вигляд:

$$\begin{gathered}\Delta\dot{V}_m = K_4(\Delta V_k - \Delta V_m) + K_3(\Delta S_k - \Delta S_m) - g\beta + \Delta\alpha;\\ \dot{\beta} = R^{-1}\Delta V_m + K_2(\Delta S_k - \Delta S_m) + \omega_{\text{др}}\\ \Delta\dot{S}_m = \Delta V_m,\end{gathered} \tag{1}$$

де, β – малий кут, що характеризує похибку горизонтування ІНС; $\Delta\alpha$ – похибка акселерометра; $\omega_{\text{др}}$ – кутова швидкість дрейфу ІНС; $R = R_з = 6372000$ м – геоцентрична відстань; $g = 9{,}81$ м/с^2 – стандартне прискорення; $\Delta V_m, \Delta S_m$ – похибки ІНС по каналу швидкості і координати; $\Delta V_k, \Delta S_k$ – похибки СНС відповідно.

Система диференціальних рівнянь (1) для вектора станів $X = [\Delta V_m, \beta, \Delta S_m]^T$ у векторно-матричній формі має вигляд:

$$\begin{bmatrix}\Delta\dot{V}_m\\ \dot{\beta}_m\\ \Delta\dot{S}_m\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}-K_3 & -g & -K_2\\ 0 & 0 & -K_1\\ 1 & 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\Delta V_m\\ \beta\\ \Delta S_m\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}K_3\Delta V_k + K_2\Delta S_k + \Delta a\\ K_1\Delta S_m + \omega_{\text{др}}\\ 0\end{bmatrix}, \tag{2}$$

або

$$\dot{X} = FX + B \tag{3}$$

При такому представленні математичної моделі для фільтра крім вектора станів невідомими параметрами є: $\omega_{\text{др}}$ – дрейф гіроскопу; $\Delta\alpha$ – похибка акселерометра; ΔV_k – систематична

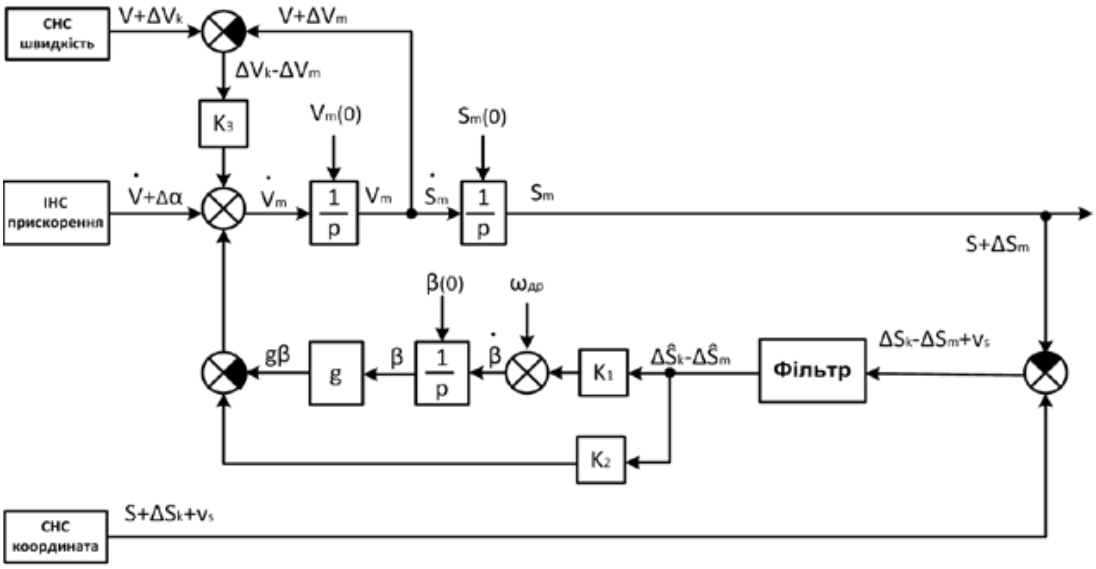

Рис. 1. Схема комплексної ІСНС з коректорами та оптимальною фільтрацією

похибка ІНС; ΔS_k – похибка визначення положення ІНС.

Що стосується дрейфу гіроскопа і похибки акселерометра, то приймається, що вони мають експоненціальні кореляційні функції з великим часом кореляції, та описуються диференціальними рівняннями:

$$\dot{\omega}_{др} = -\frac{1}{T_\omega}\omega_{др} + \frac{1}{T_\omega}q_\omega \quad \Delta\dot{a} = -\frac{1}{T_a}\Delta a + \frac{1}{T_a}q_a \quad (4)$$

де q – випадковий процес типу «білий шум», T_α, T_ω – час кореляції.

Для систематичних похибок ІНС приймається $\Delta\dot{S}_k = \Delta V_k$ і $\Delta V_k = const$.

Застосовуючи метод розширення вектора станів, додаємо до початкового вектору станів невідомі параметри і в результаті отримаємо новий вектор станів $X = [\Delta V_m, \beta, \Delta S_m, \Delta V_k, \Delta a, \omega_{др}]^T$.

Математична модель, що описує оцінюваний процес, для розширеного вектору станів з урахуванням (4) виглядає таким чином:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{V}_m \\ \dot{\beta} \\ \Delta\dot{S}_m \\ \Delta\dot{V}_k \\ \Delta\dot{S}_k \\ \Delta\dot{\alpha} \\ \dot{\omega}_{др} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_3 & -g & -K_2 & K_3 & K_2 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -K_1 & 0 & K_1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_a} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_\omega} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta V_m \\ \beta \\ \Delta S_m \\ \Delta V_k \\ \Delta S_k \\ \Delta\alpha \\ \omega_{др} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -\frac{1}{T_a} & 0 \\ 0 & -\frac{1}{T_\omega} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_a \\ q_\omega \end{bmatrix} \quad (5)$$

або

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (6)$$

При цьому матриця коваріацій випадкових збурень $W = [q_a, q_\omega]^T$ у виразі $M\{WW^T\} = Q\delta(\tau)$ має вигляд

$$Q = \begin{bmatrix} 2T_\omega\sigma^2_{\omega_{др}} & 0 \\ 0 & 2T_\alpha\sigma^2_{\Delta\alpha} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

де σ – середньоквадратичне значення дрейфу гіроскопу та похибки акселерометру відповідно, $\delta(\tau)$ – дельта функція.

Математична модель «вимірювань» для фільтра Калмана в даній постановці завдання виводиться з умови, що на фільтр подається сигнал:

$$S^* = (\Delta S_m - \Delta S_K) + v_S, \quad (8)$$

де v_S – високочастотні похибки супутникової навігаційної системи ($V(t) = v_{снс}(t)$) зі статистичними характеристиками: $M\{VV^T\} = R\delta(\tau)$, де $R = \sigma^2_{снс}$ – середньоквадратичне значення високочастотної похибки СНС.

Зв'язок з вектором оцінюваних станів встановлюється рівнянням

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t), \quad (9)$$

де $Z(t) = S^*(t)$, $V(t) = v_S(t)$, а матриця спостережень дорівнює:

$$H = [0 \quad 0 \quad 1 \quad 0 \quad -1 \quad 0 \quad 0] \quad (10)$$

Рівняння фільтрації за даних умов набуває вигляду:

$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{\hat{V}}_m \\ \dot{\hat{\beta}} \\ \Delta\dot{\hat{S}}_m \\ \Delta\dot{\hat{V}}_k \\ \Delta\dot{\hat{S}}_k \\ \Delta\dot{\hat{\alpha}} \\ \dot{\hat{\omega}}_{др} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_3 & -g & -K_2 & K_3 & K_2 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -K_1 & 0 & K_1 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_a} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_\omega} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\hat{V}_m \\ \hat{\beta} \\ \Delta\hat{S}_m \\ \Delta\hat{V}_k \\ \Delta\hat{S}_k \\ \Delta\hat{\alpha} \\ \hat{\omega}_{др} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{ф1} \\ K_{ф2} \\ K_{ф3} \\ K_{ф4} \\ K_{ф5} \\ K_{ф6} \\ K_{ф7} \end{bmatrix} [S^* - \Delta S_m] \quad (11)$$

де $K_{ф1}$, $K_{ф2}$, $K_{ф3}$, $K_{ф4}$, $K_{ф5}$, $K_{ф6}$, $K_{ф7}$ – коефіцієнти корекції фільтра Калмана, які знаходяться у результаті розв'язання рівняння Ріккаті:

$$\dot{P}(t) = A(t)P(t) + P(t)A^T(t) - P(t)H^T(t)R^{-1}(t)H(t)P(t) + GQG^T \quad (12)$$

і обчислення за формулою

$$K_\Phi(t) = P(t)H^T(t)R^{-1}(t) \quad (13)$$

Дослідження синтезованої комплексної ІСНС з коректорами та з оптимальною фільтрацією було проведено комп'ютерним моделюванням в середовищі Matlab, використовуючи дискретний фільтр Калмана. Результати моделювання показано на рис. 2-3. На рис. 2 показано три сигнали: реальне значення (3), сума похибок ІНС і СНС (1) та оцінка похибки ІНС (2).

Для кількісної оцінки точності результату моделювання проведено багаторазове статистичне моделювання з метою отримання дисперсію оцінки похибки комплексної ІНС. На рис. 3 наведено графік зміни середньоквадратичного значення оцінки похибки ІНС (2), отриманий за 1000 випробувань, у порівнянні з теоретичним значенням середньоквадратичної похибки (1), отриманим за рішенням рівняння Ріккаті (12) фільтру Калмана. Графіки практично співпадають, що свідчить про хорошу якість процесу ідентифікації похибки статистичного моделювання ІНС.

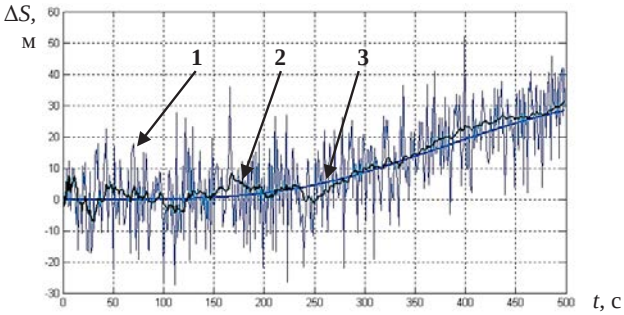

Рис. 2. Графік похибок ІНС, суми похибок ІНС і СНС та оцінка похибки ІНС

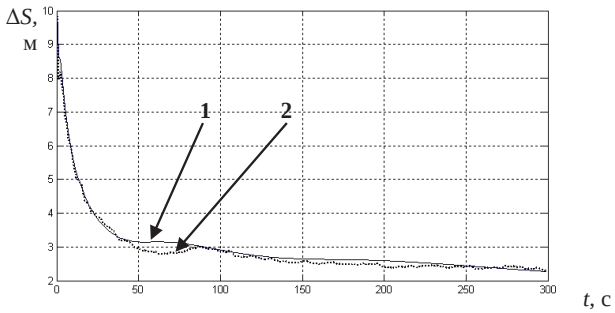

Рис. 3. Графік зміни значення середньоквадратичної оцінки похибки ІНС

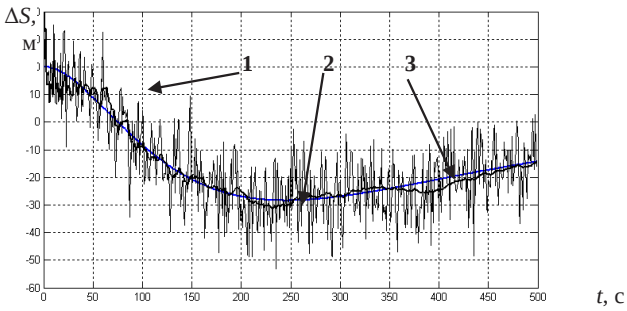

Рис. 4. Похибка ІСНС, сигнал на вході фільтра та оцінка похибки ІСНС

Результат роботи синтезованої функціональної схеми комплексної ІСНС в Simulink представлено на рис. 4, де показано зміну похибки визначення положення літака (3), сигнал, що подається на вхід фільтру (1), та оцінка похибки (2).

Отримані результати моделювання показують, що оптимальний фільтр якісно оцінює похибку ІНС і оцінка наближується до значення «реальної» похибки.

Таким чином, застосування синтезованої комплексної інерціально-супутникової навігаційної системи з корегувальними елементами та з оптимальним оцінюванням параметрів, з використанням фільтра Калмана, дає можливість істотно підвищити точнісні характеристики основних пілотажно-навігаційних параметрів, при цьому реалізувати оброблення вимірів у реальному масштабі часу використовуючи невеликий об'єм обчислювальних ресурсів.

Висновки і пропозиції. Комплексування ІСНС з коректорами та оптимальною фільтрацією похибок дозволяє підвищити точність визначення середньоквадратичної оцінки похибки комплексної системи та зменшити час виходу на робочий режим до 2 хвилин.

Отримано характеристики похибок синтезованої схеми комплексної ІСНС у динамічному режимі роботи для датчиків невисокої точності і виведено математичні моделі її роботи, що дозволяють проводити подальше дослідження та вдосконалення систем даного типу. Комп'ютерне моделювання показало можливість отримувати більш точні значення навігаційних параметрів траєкторій польоту БПЛА.

Застосування комплексної інерціально-супутникової навігаційної системи даного типу дозволяє підвищити ефективність функціонування навігаційних систем БПЛА за рахунок підвищення стійкості процесу та точності визначення навігаційних параметрів.

Список літератури:

1. Захарін Ф.М. Сучасні тенденції розвитку інтегрованих інерціально-супутникових навігаційних систем літальних апаратів / Захарін Ф.М., Пономаренко С.О., Ковтун В.І. // Збірник наукових праць Державного науково-дослідного інституту авіації. – 2013. – № 16. – С. 77-85.
2. Синеглазов В. М. Оптимальная комплексная обработка данных в навигационных системах беспилотных летательных аппаратов / Синеглазов В. М., Аскеров Ш. И. // Електроніка та системи управління. – 2011. – № 4 (30). – С. 73-78.
3. Філяшкін М.К. Інерціально-супутникові навігаційні системи / Філяшкін М.К., Рогожин В.О., Скрипець А.В., Лукінова Т.І. – К: НАУ, 2009. – 296 с.
4. Васильєв В.М. Дослідження похибок інерціально-супутникової навігаційної системи // Васильєв В.М., Рогожин В.О., Долінце Б.І. / Наука і техніка Повітряних сил Збройних сил України. – Харків: ХУПС, 2013. – № 3 (12). – С. 139-143.
5. Захарін Ф.М. Алгоритмічне забезпечення інерціально-супутникових систем навігації / Захарін Ф.М., Синєглазов В.М., Філяшкін М.К., – К:»НАУ-друк». – 2011. – 320 с.
6. Васильєв В.М. Схема комплексування інерціальної і супутникової навігаційних систем та її дослідження // Васильєв В.М., Рогожин В.О., Долінце Б.І. / Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем: збірник наукових праць. – Житомир: ЖВІ НАУ, 2013. – № 8. – С. 20-25.
7. Neil Barbour. Inertial MEMS System Applications. Low-Cost Navigation Sensors and Integration Technology // RTO Lecture Series Supporting Papers. – AGARD. – 2011. – p.p. 2.1-2.28.

Васильев В.Н., Рогожин В.А., Долинце Б.И.
Национальный авиационный университет

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ИНТЕГРИРОВАНОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ С КОРРЕКТИРУЮЩИМИ ЦЕПЯМИ

Аннотация
Представлены результаты моделирования и оптимизации параметров интегрированной с применением корректирующих цепей математической модели схемы инерциальных-спутниковой навигационной системы для беспилотных летательных аппаратов. На основании полученных математических моделей, описывающих погрешности оценки навигационных параметров в комплексной инерциально-спутниковой навигационной системе, исследована точность в статическом и динамическом режимах.
Ключевые слова: навигация, инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, оптимальная фильтрация, математическое моделирование, беспилотный летательный аппарат.

Vasyliev V.N., Rogozhyn V.A., Dolintse B.I.
National Aviation University

MODELING AND OPTIMIZATION PARAMETERS OF INTEGRATED INERTIAL-SATELLITE NAVIGATION SYSTEM WITH CORRECTIVE CIRCUITS

Summary
Results of the modeling and optimization of integrated circuits using corrective mathematical model scheme inertial-satellite navigation system for unmanned aircraft. Based on the derived mathematical model describing the errors of navigation parameters evaluation in the integrated inertial-satellite navigation system the study of accuracy in static and dynamic operation mode has been done.
Keywords: Navigation, inertial navigation system, satellite navigation system, optimum filtering, mathematical modeling, unmanned aerial vehicles.