

УДК 519.254: 621.396.933: 629.783(045)

Є.А. Знаковська

Національний авіаційний університет, Київ

АЛГОРИТМ ІДЕНТИФІКАЦІЇ СУЗІР'Я НАВІГАЦІЙНИХ СУПУТНИКІВ ПРИ ГАУСОВОМУ РОЗПОДІЛІ ШУМУ

Представлено алгоритм ідентифікації сузір'я навігаційних супутників при гаусовому розподілі шуму, який дозволяє виявляти й вилучати супутники, що передають невірогідну інформацію, у сузір'ї навігаційних супутників.

Ключові слова: алгоритм, навігаційний супутник, ідентифікація, розподіл, контроль-коригувальна станція.

Вступ

Постановка проблеми. На сучасному етапі підвищуються вимоги до ефективності функціонування авіаційно-транспортної системи, важливою ланкою якої є аеронавігаційна система. Технічну базу інформаційно-технічного забезпечення аеронавігаційної системи складає комплекс наземних, навколземних та бортових технічних засобів, від якості і надійності функціонування яких у значній мірі залежить безпека і регулярність повітряного руху.

У складі технічних засобів аеронавігаційної системи особливе місце займають супутникові, а також наземні та бортові радіонавігаційні системи, які формують та надають споживачам інформацію про параметри польоту упродовж всього маршруту від зльоту до завершення передпосадкового маневру та самої посадки в аеропорту призначення.

Станції слідування за навігаційними супутниками не завжди можуть слідувати за станом супутника та якістю інформації, яку він надає споживачеві, вирішення цієї задачі бере на себе контроль-коригувальна станція (ККС). Одним з етапів вирішення цієї задачі є визначення працездатності навігаційних супутників, що знаходяться в зоні видимості ККС. Першою складовою частиною вирішення цієї проблеми є побудова математичної моделі, яка цілком описує процес визначення координат споживача.

Аналіз досліджень і публікацій. Цілісність радіонавігаційної системи характеризує здатність системи виявляти своє неправильне функціонування і виключати можливість використання у випадку, коли робочі характеристики системи виходять за припустимі межі. Основні характеристики контролю цілісності – здатність знайти неприпустиме погір-

шення в роботі системи (для супутникової радіонавігаційної системи це супутник, що відмовив) із заданою ймовірністю і час запізнення з оповіщенням (від моменту початку неправильного функціонування системи до моменту його виявлення).

В теперішній час у ряді робіт для розрахунку координат ККС супутникових навігаційних систем використовується метод Ньютона [1]. Але в даній роботі, як альтернативний метод визначення координат ККС, пропонується метод послідовних наближень.

Натепер питанням цілісності супутникових радіонавігаційних систем надається велике значення як у роботах вітчизняних та зарубіжних фахівців [2 – 6], так і в відповідних нормативних документах [7].

Мета роботи. Метою роботи є побудова математичної моделі, яка цілком описує процес визначення координат споживача [8] та побудова алгоритму для ідентифікації сузір'я навігаційних супутників при завадах з гаусовим розподілом шуму. Алгоритм дозволяє виявити та ізолювати супутники, що передають невірогідну інформацію.

Математична модель ідентифікації стану навігаційного супутника при гаусовому розподілі шуму

Побудуємо математичну модель, яка цілком описує процес визначення координат споживача. Так як визначення координат споживача базується на квазідалекомірних вимірюваннях відстані від споживача (ККС) до певного супутникового сузір'я (не менш як 5 супутників), то рівняння, яке описує відстань від споживача до супутника, має вигляд [9]:

$$\bar{r} = (r_1, r_2, \dots, r_1, \dots, r_N)^T, \quad N \geq 5,$$

де r_i – псевдовідстань до i -го супутника.

За результатами спостереження визначається вектор координат ККС $X = (X_1, X_2, X_3)^T$, а також розходження шкал часу ККС та супутників Δt_{bias} . Замість змінної Δt_{bias} зручніше оперувати величиною:

$$W = c \cdot \Delta t_{\text{bias}},$$

де c – відома швидкість поширення радіосигналів.

Приймаємо наступну модель спостереження:

$$\bar{r} = \bar{F}(X) + W\bar{e} + \sigma_{\Phi}\bar{\varepsilon}, \quad (1)$$

де σ_{Φ}^2 – дисперсія флуктуаційної помилки спостереження псевдовідстаней, $\bar{e} = (1, 1, \dots, 1)^T \in \mathbf{R}^{N \times 1}$, $\bar{\varepsilon} = (\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_N)$ – вектор білого шуму, тобто випадковий гаусів вектор з нульовим середнім та одиничною кореляційною матрицею.

Регресійну частину $\bar{F}(X) = (F_1(X), \dots, F_N(X))^T$ рівняння (1) представимо у вигляді:

$$F_1(X) = \sqrt{(X_1 - x_{1i})^2 + (X_2 - x_{2i})^2 + (X_3 - x_{3i})^2}, \\ 1 \leq i \leq N,$$

де (x_{1i}, x_{2i}, x_{3i}) – координати i -го супутника.

Вважаємо, що для σ_{Φ}^2 відома верхня межа $\sigma_{\Phi 0}^2$:

$$\sigma_{\Phi}^2 \leq \sigma_{\Phi 0}^2. \quad (2)$$

Побудуємо оцінку \hat{X} , виходячи із співвідношення:

$$\bar{r} \approx \bar{F}(X) + W\bar{e}.$$

Звідси цільова функція приймає вигляд:

$$Q(X, W) = \|\bar{r} - \bar{F}(X) - W\bar{e}\|^2.$$

Тоді \hat{X} та \hat{W} (оцінки для X та W) будуються, виходячи з умови: $Q(X, W) \rightarrow \min$, що призводить до рівнянь: $\frac{\partial Q}{\partial X} = 0$, $\frac{\partial Q}{\partial W} = 0$.

Маємо $-\frac{1}{2} \frac{\partial Q}{\partial W} = e^{-T} (\bar{r} - \bar{F}(X) - W\bar{e})$, матриця

Якобі похідних $\frac{\partial Q}{\partial X}$ знаходиться з рівняння:

$$-\frac{1}{2} \frac{\partial Q}{\partial X} = \bar{F}'(X)^T (\bar{r} - \bar{F}(X) - W\bar{e}).$$

$$\text{Тут } \bar{F}'(x) = \left(\frac{\partial F_i(X)}{\partial X_j} \right)_{i=1, j=1}^{N \times 3}, \quad \frac{\partial F_i(X)}{\partial X_j} = \frac{X_j - x_{ij}}{F_i(X)}.$$

Таким чином, \hat{X} та \hat{W} знаходяться з системи рівнянь:

$$\begin{cases} \bar{F}'(X)^T (\bar{r} - \bar{F}(X) - W\bar{e}) = 0 \\ e^{-T} (\bar{r} - \bar{F}(X) - W\bar{e}) = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Ця система рівнянь може бути розв'язана чисельними методами, наприклад методом послідовних наближень [10].

Другою складовою частиною розв'язання проблеми визначення працездатності навігаційних супутників, що знаходяться в зоні бачення, є перевірка гіпотези про нормальний режим у супутниковій радіонавігаційній системі.

Щоб організувати перевірку цієї гіпотези, лінеаризуємо (1) навколо точки X_e (трійка еталонних координат ККС). Тоді рівняння (1) приймає вигляд:

$$\bar{r} = \bar{F}(X_e) + \bar{F}'(X_e) \cdot \Delta X + W\bar{e} + \sigma_{\Phi}\bar{\varepsilon}. \quad (4)$$

Тут $\Delta X = X - X_e$. За оцінку ΔX приймаємо $\hat{X} - X_e$, де \hat{X} – знаходиться з системи (3). Вважаємо, що $\Delta X = \hat{X} - X_e$ і \hat{W} є оцінками найменших квадратів у моделі (4). Тоді розглянемо залишкову суму квадратів:

$$\text{RSS} = \|\bar{r} - \bar{F}(X_e) - \bar{F}'(X_e) \cdot \Delta \hat{X} - \hat{W}\bar{e}\|. \quad (5)$$

У разі справедливості моделі спостереження (1), яку ми лінеаризуємо моделлю (4), тобто якщо всі супутники справні, буде справедливим таке співвідношення [1, с. 59]:

$$\frac{\text{RSS}}{\sigma_{\Phi}^2} \approx \chi_{N-4}^2,$$

де N – число псевдовідстаней, що спостерігаються; 4 – загальне число параметрів, що оцінюються (координати X і W); $\chi_{N-4}^2 - \chi^2$ – розподіл з $N-4$ ступенями свободи.

Якщо ж модель (1) – не справедлива, тоді маємо таке рівняння

$$\frac{\text{RSS}}{\sigma_{\Phi}^2} \geq (\chi_{N-4}^2)_{\alpha}, \quad (6)$$

і приймаємо рішення про відхилення гіпотези про нормальний режим. Тут $(\chi_{N-4}^2)_{\alpha}$ є квантилем розподілу χ^2 з $N-4$ ступенями свободи, а $1-\alpha$ – довірча імовірність (звичайно приймається за 0,95), тобто $P\{\chi_{N-4}^2 \geq (\chi_{N-4}^2)_{\alpha}\} = \alpha$.

Але σ_{Φ}^2 точно не відома. Скористаємось інформацією (2). Маємо:

$$\frac{\text{RSS}}{\sigma_{\Phi}^2} \geq \frac{\text{RSS}}{\sigma_{\Phi 0}^2}.$$

При цьому якщо:

$$\frac{\text{RSS}}{\sigma_{\Phi 0}^2} \geq (\chi_{N-4}^2)_{\alpha}, \quad (7)$$

то виконання нерівності (6) гарантоване. Таким чином ми відхиляємо гіпотезу при виконанні нерівності (7).

Далі, нехай гіпотезу відхилено, тобто один або декілька супутників передають невірогідну інформацію. Визначимо такі супутники таким чином. Згідно (5) RSS є сумою квадратів N координат відхилень:

$$RSS = \sum_{i=1}^N RSS_i = \sum_{i=1}^N \left(\bar{r} - \bar{F}(X_e) - \bar{F}'(X_e) \cdot \Delta \bar{X} - \bar{W}e \right)_i^2$$

Впорядковуємо RSS_i у порядку зменшення:

$$RSS_{i(1)} \geq RSS_{i(2)} \geq \dots \geq RSS_{i(N)},$$

де $i(1), \dots, i(N)$ – переставлення номерів $1, \dots, N$.

Далі, виключаємо дані супутника з номером $i(1)$, тобто супутник з порушенням режиму роботи. Отримаємо вектор $\bar{r}_{-i(1)} \in \mathbf{R}^{(N-1) \times 1}$. Знову проводимо процедуру перевірки гіпотези про те, що всі інші супутники працюють нормально. Якщо гіпотеза відхиляється, то остаточно вважаємо, що $i(1)$ -й супутник – несправ-

ний. Якщо ж гіпотезу не відхилено, то переходимо до $i(2)$ -го супутника і так далі до $i(N)$ -го супутника.

Далі будуємо алгоритм ідентифікації сузір'я навігаційних супутників при гаусовому розподілі шуму, що базується на методиці ідентифікації сузір'я навігаційних супутників, яка описана у [8].

Алгоритм ідентифікації сузір'я навігаційних супутників при гаусовому розподілі шуму

Алгоритм ідентифікації сузір'я навігаційних супутників при гаусовому розподілі шуму приведено на рис. 1.

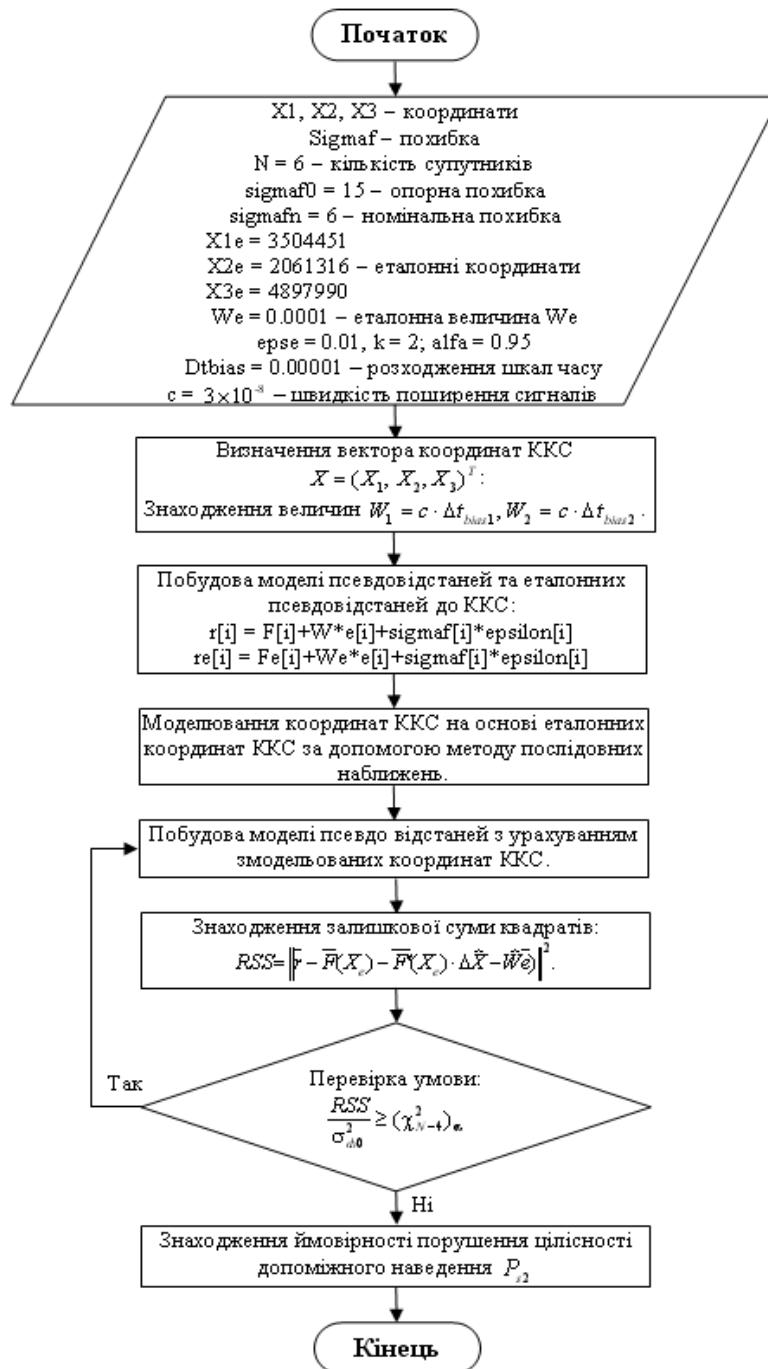


Рис. 1. Алгоритм ідентифікації сузір'я навігаційних супутників при гаусовому розподілі шуму

Алгоритм складається з таких кроків:

1. Визначення вектора координат ККС $X = (X_1, X_2, X_3)^T$.

2. Знаходження величини $W = c \cdot \Delta t_{\text{bias}}$.

3. Знаходження регресійної частини моделі спостереження $\bar{F}(X) = (F_1(X), \dots, F_N(X))^T$ та регресійної частини моделі спостереження для трійки еталонних координат.

4. Побудова моделі псевдовідстаней та еталонних псевдовідстаней до ККС.

5. Моделювання координат ККС на основі еталонних координат ККС за допомогою методу послідовних наближень.

6. Перевірка гіпотези про нормальний режим.

6.1. Побудова моделі псевдовідстаней з урахуванням змодельованих координат ККС.

6.2. Знаходження залишкової суми квадратів $RSS = \left\| \bar{r} - \bar{F}(X_e) - \bar{F}'(X_e) \cdot \Delta \bar{X} - \bar{W}_e \right\|^2$.

6.3. Перевірка умови $\frac{RSS}{\sigma_{\Phi 0}^2} \geq (\chi_{N-4}^2)_{\alpha}$. Якщо

вона справедлива, то відхиляється гіпотеза про нормальний режим, і виявляються й вилучаються несправні супутники. Якщо умова не справедлива то виконується перехід до п. 7.

7. Знаходження ймовірності порушення цілісності допоміжного наведення P_{S2} .

Висновки

Запропонований алгоритм ідентифікації сузір'я навігаційних супутників дозволяє визначити і вилучити супутники, що передають невірну інформацію про координати ККС при гауссовому розподілі шуму для методики оцінки цілісності аеронавігаційної системи.

АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ СОЗВЕЗДИЯ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВ ПРИ ГАУССОВОМ РАСПРЕДЕЛЕНИИ ШУМА

Е.А. Знаковская

Представлен алгоритм идентификации созвездия навигационных спутников при гауссовом распределении шума, который позволяет выявлять и изымать спутники, которые передают недостоверную информацию, в созвездии навигационных спутников.

Ключевые слова: алгоритм, навигационный спутник, идентификация, распределение, контрольно-корректирующая станция.

ALGORITHM OF NAVIGATING SATELLITES CONSTELLATION IDENTIFICATION AT GAUSS NOISE DISTRIBUTION

E.A. Znakovska

It is presented algorithm of the navigating satellites constellation identification at Gauss noise distribution which allows to reveal and withdraw satellites which transfer unreliable information, in constellation of navigating satellites.

Keywords: algorithm, the navigating satellite, identification, the distribution, control-correcting station.

Список літератури

1. Себер Дж. *Линейный регрессионный анализ* / Дж. Себер. – М.: Мир, 1980. – 456 с.
2. Конин В.В. *Системы спутниковой радионавигации* / В.В. Конин, В.П. Харченко. – К.: Холтех, 2010. – 520 с.
3. Бабак В.П. *Спутникова радіонавігація* / В.П. Бабак, В.В. Конін, В.П. Харченко. – К.: Техніка, 2004. – 328 с.
4. Oehler V. *Use Integrity Risk Calculation at the Alert Limit without Fixed Allocations* / V. Oehler, Luongo, P. Boyero, R. Stalford, H.L. Trutenberg // *Proceedings ION GNSS 2004*. – Long Beach, California, USA, September 2004.
5. Иванов Ю.П. *Метод оценки целостности спутниковой навигационной системы* / Ю.П. Иванов, В.Г. Никитин, А.А. Рогова, О.И. Саута, С.П. Соболев // *Изв. вузов России. Радиоэлектроника / СПбГЭТУ «ЛЭТИ»*. – 2006. – Вып. 5. *Радиоэлектроника и телекоммуникации*. – С. 69-77.
6. Рогова А.А. *Свойства алгоритма автономного контроля целостности спутниковой навигационной информации для бортового оборудования навигации и посадки* / А.А. Рогова, С.П. Соболев, С.В. Толоконников // *Изв. ГЭТУ / СПбГЭТУ «ЛЭТИ» (Известия Государственного электротехнического университета)*. – 2004. – Вып. 2. *Радиоэлектроника и телекоммуникации*. – С. 55-60.
7. *Глобальный аэронавигационный план применительно к системам CNS/ATM*. – 3-е изд. – Doc. 9750-AN/963, ICAO, 2007. – 139 с.
8. Харченко В.П. *Перевірка гіпотези нормального функціонування супутникової радіонавігаційної системи* / В.П. Харченко, О.Г. Кукуш, Є.А. Бабак // *Матеріали IV МНТК*. – К.: НАУ, 2002. – Секція 21. – Т. 2. – С. 21.159-21.162.
9. Коваленко И.Н. *Анализ редких событий при оценке эффективности и надежности систем* / И.Н. Коваленко. – М.: Сов. радио, 1980. – 208 с.
10. Бахвалов Н.С. *Численные методы. Т.1* / Н.С. Бахвалов. – М.: Наука, 1971. – 632 с.

Надійшла до редколегії 30.08.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Павлов, Міжнародний Науково-навчальний центр Інформаційних технологій та систем НАНУ та МОНМСУ, Київ.