УДК 656.7.052(045)

Васильєв В. М., канд. техн. наук

ЗБЕРЕЖЕННЯ АВТОСУПРОВОДЖЕННЯ ЛІТАКІВ У ВИПАДКАХ ВТРАТИ ВЛАСТИВОСТІ ПОВНОГО СПОСТЕРЕЖУВАННЯ

Інститут інформаційно-діагностичних систем Національного авіаційного університету

Синтезовано систему траєкторної оцінки, що дозволяє зберігати автосупроводження літаків у випадках втрати властивості повного спостережування через ненадходження за якимись причинами із системи спостереження на обробку вимірів окремих параметрів траєкторії.

Вступ

Важливим фактором, що впливає на прийняття рішень при керуванні повітряним рухом (КПР), є усталеність автосупроводження літаків за даними системи спостереження. Вирішенню проблеми підвищення точності траєкторної оцінки й усталеності автосупроводження присвячена велика кількість досліджень [1-3]. Як правило, ці дослідження спрямовані на запобігання явища розбіжності траєкторної оцінки, при цьому приймається, що система спостереження функціонує без збоїв і відмовлень, а траєкторні виміри надходять на обробку регулярно. При цьому не беруть до уваги випадки позаштатного режиму обробки траєкторної інформації, коли за якимись причинами в систему обробки із системи спостереження не надходять усі передбачені алгоритмом вимірювані траєкторні параметри. У цьому випадку система оцінки може утратити властивість повного спостережування, що може стати причиною виникнення явища розбіжності оцінки і, як наслідок цього, зриву автосупроводження літаків. Треба відзначити, що в алгоритмах автосупроводження літаків, що входять до складу програмного забезпечення існуючих автоматизованих систем КПР (АС КПР), передбачається можливість відсутності (втрат) радіолокаційної інформації, або неможливість її ототожнення з конкретним літаком протягом декількох оглядів радіолокатора підряд. У цьому випадку робиться спроба зберегти автосупроводження на підставі функції прогнозування місцезнаходження літака.

Раніше в [4] розглядалася проблема збереження вірогідності траєкторної оцінки при втраті повного спостереження для одного з можливих випадків. Розглянемо проблему збереження автосупроводження літаків більш детально, з урахуванням можливої втрати траєкторних вимірів, що надходять на обробку від системи спостереження.

Серед аеронавігаційних систем, призначених для визначення місцезнаходження літаків, широке застосування одержали вимірювальні системи, що визначають дальність до об'єкта і кут положення. Це кутомірні, далекомірні і кутомірно-далекомірні системи (КДС), такі як пеленгатори, радіолокаційні станції (РЛС), системи ближньої навігації (РСБН, *VOR/DME*) та ін.

Визначення місцезнаходження літаків провадиться позиційним методом як перетинання двох чи більш ліній положень. Отже, при відсутності за якимись причинами одного з вимірюваних параметрів - дальності чи куту система траєкторної оцінки втрачає властивість повного спостережування. Причинами відсутності інформації можуть бути збої і відмовлення апаратури, великий рівень завад, спотворення інформації в ланцюгу передачі і перетворення і т.д. У такій ситуації надзвичайно важливим є можливість продовження достовірної оцінки місцезнаходження літаків, збереження усталеності оцінки і режиму автосупроводження за даними працюючого каналу вимірів.

Для цілей КПР більш зручної є оцінка параметрів траєкторії в декартовій системі координат. Оскільки траєкторні вимірювання виконуються в полярної системі, у цьому випадку постановка задачі траєкторної оцінки є нелінійною.

Проблема збереження усталеності супроводження літаків при не надходженні на обробку даних по одному з каналів вимірів вирішується шляхом модифікації фільтра Калмана, що дозволяє реалізувати на комп'ютері рекурентній алгоритм оцінки у реальному масштабі часу.

Синтез алгоритму траєкторної оцінки з незалежними каналами вимірювання

Синтезуємо алгоритм, що дозволяє отримувати траєкторну оцінку як у полярної, так і в декартової системі координат.

Спочатку синтезуємо алгоритм оцінки для випадку, коли в систему надходять виміри як дальності ρ, так і кута θ.

Зробимо ряд підготовчих перетворень. Виведемо вирази для зміни пеленга і дальності. Для цього побудуємо на векторі швидкості літака прямокутний трикутник так, щоб вектор довжиною $V\Delta t$ був його гіпотенузою «*c*», а один з катетів «*a*» був продовженням лінії пеленга (рис. 1).

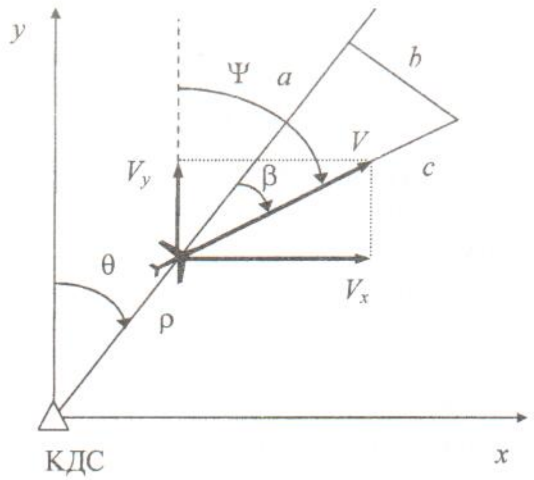

Рис. 1

Про зміну дальності $\Delta\rho$ протягом часу Δt можна судити по стороні трикутника «*a*» і прийняти

$$\Delta\rho = a = V\Delta t\cos(\beta) = V\Delta t\cos(\psi - \theta) \quad . \quad (1)$$

Про зміну пеленга $\Delta\theta$ протягом часу Δt можна судити по стороні трикутника «*b*»

$$b = V\Delta t\sin(\beta) = V\Delta t\sin(\psi - \theta) \ .$$

Враховуючи невелике значення $\Delta\theta$ можна прийняти

$$\Delta\theta \approx \frac{b}{\rho} = \frac{V\Delta t\sin(\psi - \theta)}{\rho}. \qquad (2)$$

На підставі (1), (2) у результаті маємо наступну модель, що описує детермінований рух літака в полярній системі координат

$$\begin{aligned} \frac{d\rho}{dt} &= V\cos(\psi - \theta), \\ \frac{d\theta}{dt} &= \frac{V\sin(\psi - \theta)}{\rho}. \end{aligned} \qquad (3)$$

Після лінеаризації розкладанням (3) у ряд Тейлора щодо оцінок $\hat{\rho}, \hat{\theta}$ визначимо перехідну матрицю для вектора станів у полярній системі координат

$$X(t_i) = \left[\rho(t_i) \quad \theta(t_i)\right]^T, \qquad (4)$$

апроксимуючи матрицю ступеневим рядом першого порядку

$$\Phi(t_i, t_{i-1}) = \qquad (5)$$

$$= \left[\begin{matrix} V\Delta t\sin(\psi - \theta) & 1 \\ 1 - \dfrac{V\Delta t}{\rho}\cos(\psi - \theta) & -\dfrac{V\Delta t}{\rho^2}\sin(\psi - \theta) \end{matrix}\right]_{\substack{\rho = \hat{\rho}(t_{i-1}) \\ \theta = \hat{\theta}(t_{i-1})}}.$$

Для полярної системи координат рівняння вимірів мають простий вигляд

$$\begin{aligned} \rho^*(t_i) &= \rho(t_i) + v_\rho(t_i), \\ \theta^*(t_i) &= \theta(t_i) + v_\theta(t_i), \end{aligned} \qquad (6)$$

де v_ρ, v_θ – випадкові похибки вимірювань дальності і кута відповідно.

На відміну від полярної системи координат опис руху в декартової системі координат має простий вигляд

$$\begin{aligned} x(t_i) &= x(t_{i-1}) + V_x\Delta t, \\ y(t_i) &= y(t_{i-1}) + V_x\Delta t, \end{aligned} \qquad (7)$$

однак, рівняння, що зв'язують вимірювання й оцінювані параметри, нелінійні

$$\begin{aligned} \rho^*(t_i) &= \sqrt{x^2(t_i) + y^2(t_i)} + v_\rho(t_i), \\ \theta^*(t_i) &= arctg\left(\frac{x(t_i)}{y(t_i)}\right) + v_\theta(t_i). \end{aligned} \qquad (8)$$

Лінеаризація рівнянь вимірів (8) щодо оцінки декартових координат дає Якобіан

$$H = \begin{bmatrix} \dfrac{x}{\sqrt{x^2+y^2}} & \dfrac{y}{\sqrt{x^2+y^2}} \\ \dfrac{y}{x^2+y^2} & -\dfrac{x}{x^2+y^2} \end{bmatrix}_{\substack{x=\hat{x}(t_{i-1}) \\ y=\hat{y}(t_{i-1})}} . \quad (9)$$

Запишемо (7) у векторно-матричному вигляді

$$\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_{i-1} + \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \end{bmatrix} \Delta t . \quad 10)$$

Для (10) позначимо матрицю

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} . \quad (11)$$

Відзначимо деякі особливості синтезованого алгоритму:

1) «нев'язка», що «зважується» у фільтрі коефіцієнтом K, формується як різниця між вимірюваними значеннями дальності й азимута $Z^*(i) = [\rho^*(i) \quad \theta^*(i)]^T$ і екстрапольованими (очікуваними) значеннями вимірів

$$Z(i/i-1) = [\rho(i/i-1) \quad \theta(i/i-1)]^T ,$$

тобто

$$K(i)[Z^*(i) - Z(i/i-1)] ,$$

незалежно від того, у якій системі координат (полярної ρ, θ чи декартової x, y) провадиться оцінка параметрів траєкторії

Ця умова забезпечує присутність в алгоритмі в явному вигляді вимірів дальності й азимута, що необхідно для вирішення поставленої задачі;

2) екстрапольовані значення вимірів дальності й азимута обчислюються за результатами оцінки декартових координат.

Ця умова зв'язана з необхідністю мати в системі для цілей керування декартови координати.

Рекурентна оцінка вектора станів X (як у полярній, так і в декартової системі координат), з урахуванням зазначених вище умов, провадиться згідно виразу

$$\hat{X}(i) = \hat{X}(i/i-1) + K(i)[Z^*(i) - \hat{Z}(i/i-1)] ,$$

де екстраполяція вимірів $\hat{Z}(i/i-1)$ на час Δt визначається згідно виразу

$$\hat{Z}(i/i-1) = \begin{bmatrix} \hat{\rho}(i/i-1) \\ \hat{\theta}(i/i-1) \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} [(\hat{x}(i-1) + V_x \Delta t)^2 + (\hat{y}(i-1) + V_y \Delta t)^2]^{\frac{1}{2}} \\ arctg \dfrac{\hat{x}(i-1) + V_x \Delta t}{\hat{y}(i-1) + V_y \Delta t} \end{bmatrix} .$$

Рівняння для обчислення коефіцієнта корекції фільтра

$$K(i) =$$

$$= P(i/i-1) H^T(i) [H(i) P(i/i-1) H^T(i) + R(i)]^{-1} ,$$

де $R(i)$ – матриця коваріацій похибок вимірів азимуту і дальності: рівняння прогнозу для матриці коваріацій похибок оцінки

$$P(i/i-1) = \Phi(i,i-1) P(i-1) \Phi^T(i-1) + Q(i) ,$$

де $Q(i)$ – матриця інтенсивностей випадкових збурювань, а також рівняння корекції матриці коваріацій

$$P(i) = [I - K(i) H(i)] P(i/i-1)$$

зовні мають стандартний вид рівнянь фільтра Калмана [5].

Однак матриці H і Φ формуються у залежності від системи координат, у якій провадиться оцінка, і у залежності від каналу виміру, що відмовляє.

Структура алгоритму для різних варіантів оцінки і відсутності інформації

Відмовлення якого-небудь каналу вимірів враховуються при формуванні матриці вимірів H, при цьому передбачається, що під час відмовлення літак продовжує рівномірний і прямолінійний політ.

Зведемо інформацію про синтезований алгоритм.

А. При оцінці в полярній системі координат повинні бути сформовані наступні матриці і вектори:

Вектор станів (4)

$$X = [\rho \quad \theta]^T ;$$

Перехідна матриця (5)

$\Phi =$

$$= \begin{bmatrix} \frac{V\Delta t \sin(\psi - \theta)}{} & 1 \\ 1 - \frac{V\Delta t}{\rho}\cos(\psi - \theta) & -\frac{V\Delta t}{\rho^2}\sin(\psi - \theta) \end{bmatrix}_{\substack{\rho = \hat{\rho}(t_{i-1}) \\ \theta = \hat{\theta}(t_{i-1})}};$$

Матриця вимірювань:

- при одночасному надходженні вимірів дальності і пеленга

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix};$$

- при надходженні тільки дальності

$$H = [1 \quad 0];$$

- при надходженні тільки пеленгу

$$H = [0 \quad 1].$$

Б. При оцінці в полярній системі координат повинні бути сформовані наступні матриці і вектори:

Вектор станів

$X = [x \quad y]^T$;

Матриця (11)

$$\Phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix};$$

Матриця вимірювань (9):

- при одночасному надходженні вимірів дальності і пеленга

$$H = \begin{bmatrix} \frac{\hat{x}(i/i-1)}{C^{\frac{1}{2}}} & \frac{\hat{y}(i/i-1)}{C^{\frac{1}{2}}} \\ \frac{\hat{y}(i/i-1)}{C} & -\frac{\hat{x}(i/i-1)}{C} \end{bmatrix},$$

де $C = \hat{x}^2(i/i-1) + \hat{y}^2(i/i-1)$,

- при надходженні тільки дальності

$$H = \begin{bmatrix} \frac{\hat{x}(i/i-1)}{C^{\frac{1}{2}}} & -\frac{\hat{y}(i/i-1)}{C^{\frac{1}{2}}} \end{bmatrix};$$

- при надходженні тільки пеленгу

$$H = \begin{bmatrix} \frac{\hat{y}(i/i-1)}{C} & -\frac{\hat{x}(i/i-1)}{C} \end{bmatrix}.$$

Висновки

Таким чином, синтезована система оцінки траєкторії польоту літаків по вимірах кутомірно-далекомірної системи, що здатна зберігати усталеність траєкторної оцінки при відсутності в якому-небудь каналі вимірів дальності чи кута. Синтез зроблений на базі фільтра Калмана таким чином, що обчислення коефіцієнта корекції фільтра провадиться з використанням лінійної моделі, а оцінка – з використанням нелінійної. Однак слід зазначити, що при обробці тільки одного каналу вимірів алгоритм критичний до напрямку польоту відносно місяця розташування наземної системи спостереження.

Список літератури

1. *Кузьмин С. З.* Цифровая радиолокация. Введение в теорию. – К.: КВІЦ, 2000. – 428 с.

2. *Автоматизированные* системы управления воздушным движением: Новые информационные технологии в транспорте: Учеб. пособие / Р. М. Ахмедов, А. А. Бибутов, А. В. Васильев и др.; под ред. С. Г. Пятко и А. С. Красова. – С.Пб.: Политехника, 2004. – 446 с.

3. *Васильєв В. М.* Підвищення адекватності і точності відстеження траєкторій керованого польоту літаків // Вісник НАУ. – К.: НАУ, 2003. – № 1. – С. 50-53.

4. *Васильєв В. Н.* Сохранение достоверности траекторной оценки при потере полной наблюдаемости // Проблемы информатизации и управления: Сб. науч. тр. – К.: КМУГА, 1997. – Вып. 2. – С. 16-18.

5. *Сейдж Э. П., Уайт Ч.С., III.* Оптимальное управление системами: Пер. с англ. / Под ред. Б. Р. Левина. – М.: Радио и связь, 1982. – 392 с.