

УДК 351.814 32/34: 519.2

ББК 0580.31-55-058641.0

В.М. Васильєв

## ПІДВИЩЕННЯ ВІРОГІДНОСТІ КОНТРОЛЮ І ПРОГНОЗУВАННЯ МІСЦЕЗНАХОДЖЕННЯ ЛІТАКІВ В СИСТЕМІ АВТОМАТИЧНОГО ЗАЛЕЖНОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ

*Розглянуто способи ідентифікації тенденцій відхилень від заданих параметрів траєкторії польоту з урахуванням інформації про режими польоту і закони траєкторного керування для підвищення вірогідності контролю і прогнозування місцезнаходження літаків в системі автоматичного залежного спостереження.*

Відповідно до плану спеціального комітету Ради ІКАО по майбутнім аеронавігаційним системам (FANS) передбачається впровадження системи автоматичного залежного спостереження (АЗС) [1]. Використання системи АЗС істотно змінює методи керування повітряним рухом (КПР) у районах, що знаходяться поза зоною дії наземних радіолокаційних систем.

Застосування в системах КПР концепції АЗС припускає автоматичну передачу службам КПР цифрових даних, одержуваних від бортових навігаційних систем. Ці дані містять пізнавальний індекс повітряного корабля, інформацію про його місцеположення в трьох вимірах, а також ряд додаткових даних.

Автоматичне залежне спостереження дає можливість підвищити рівень тактичного керування за рахунок використання навігаційних систем з високою точністю та більш частого відновлення інформації про місцеположення літака, що підвищує безпеку польотів і дозволяє збільшити пропускну здатність системи КПР скороченням норм ешелонування в тих районах, де відсутній радіолокаційний контроль і використовуються процедурні мінімуми ешелонування.

Заснована на АЗС підсистема обробки даних повинна виконувати такі функції: перевірку правильності даних про політ; контроль відповідності фактичного і заданого профілю польоту, на який отримано диспетчерський дозвіл; автоматичне слідкування (проводку) за літаком між повідомленнями про його місцезнаходження; виявлення потенційно конфліктної ситуації; вирішення (ліквідації) конфліктної ситуації.

Під час контролю подовжнього відхилення за повідомленнями АЗС система КПР повинна автоматично перерахувати значення розрахункового часу прибуття і перевірити можливість появи конфліктної ситуації в повітряній обстановці, що склалася. Під час контролю бічного відхилення у випадку виходу повітряного корабля за допустимі межі повинен вироблятися попереджувальний сигнал, який вимагає прийняття диспетчером необхідних заходів для корекції положення повітряного корабля. Якщо відхилення значення висоти польоту, що надійшло у повідомленні АЗС, виходить за допустимі межі, також повинен вироблятися попереджувальний сигнал.

Розробка автоматизованих систем КПР більш високого рівня автоматизації, що передбачає безупинний контроль і керування повітряним рухом, може бути ефективною тільки у разі створення якісно нової системи траєкторної оцінки і прогнозування.

Підвищення якості контролю виконання польотів, вірогідності інформаційного забезпечення й в цілому надійності прийняття рішень у системі КПР на базі АЗС можливо за рахунок застосування більш досконалих алгоритмів проводки повітряних кораблів. При цьому необхідно застосовувати методи динамічного моделювання й використовувати такі оптимальні методи оцінки, як калманівська фільтрація.

Розглянемо ряд положень, на основі яких може бути розроблений алгоритм проводки літаків в автоматизованій системі КПР на базі АЗС.

Необхідною умовою одержання точного і достовірного прогнозу є наявність властивостей сталості й керованості системи прогнозування.

На сьогоднішній день характерним є високий ступінь автоматизації процесу польоту. Підвищити ступінь адекватності математичної моделі, що описує процес польоту повітряного корабля, і тим самим підвищити точність оцінки траєкторії реального польоту можливо, якщо врахувати чинник керованості та апріорну інформацію про програму польоту і застосовані методи навігації.

У разі, якщо є відомою інформація про режим польоту і використовуваний закон траєкторного керування, рух повітряного корабля у векторно-матричному вигляді в загальному випадку описується як

$$\frac{dX}{dt} = f(X, U, W),$$

де  $X$  – вектор станів, що містить необхідні параметри траєкторії;  $U$  – вектор керування;  $W$  – вектор впливів, що збурюють.

Під час використання методу динамічного моделювання повний і адекватний реальному процесу математичний опис руху повітряного корабля призводить до надмірно складних алгоритмів, що не задовольняють вимозі обробки інформації в реальному масштабі часу, а надмірне спрощення моделі дає великі помилки.

Для застосування більш економічних лінійних методів обробки інформації математична модель, що описує зміну станів керованого руху повітряного корабля, у лінеаризованому вигляді запишеться так

$$\frac{dX}{dt} = F(X)X + BU + GW,$$

де  $F(X)$  – матриця динаміки;  $B$  – матриця, що розподіляє керування;  $G$  – матриця, що розподіляє збурення.

При цьому керуючий вплив  $U$  формується відповідно до заданого закону конкретної використовуваної бортової системи керування.

У реальних бортових системах керування передбачається автоматичне літаководіння в декількох режимах. Основним режимом польоту є політ зі стабілізацією бічного відхилення від лінії шляху по сигналах, які виробляються навігаційним обчислювальним пристроєм.

Синтезуючи лінійну систему оцінки, можна подати закон формування керування у вигляді зворотного зв'язку

де  $C$  – матриця коефіцієнтів зворотного зв'язку, що враховує використовуваний закон траєкторного керування.

У цьому випадку математична модель руху повітряного корабля запишеться у вигляді

$$\frac{dX}{dt} = (F + BC)X + GW.$$

На напрямок польоту повітряного корабля значно впливають навігаційні помилки, які за певних умов можуть мати великі значення. Врахувати вплив навігаційних помилок можна під час формування закону траєкторного керування в математичній моделі таким способом:

$$U = CX + E,$$

де  $E$  – сумарна помилка сигналу керування, викликана навігаційними помилками.

З урахуванням навігаційних помилок модель руху запишеться

$$\frac{dX}{dt} = (F + BC)X + GW + BE.$$

Характер навігаційних помилок визначається видом використовуваного навігаційного устаткування. Помилку можна віднести до одного з трьох типів.

Перший тип  $E_1$  – помилка не має кореляції, тобто являє собою випадковий процес типу «білого шуму», для якого  $M\{E_1(t)E_1^T(t')\} = Q_1(t)\delta(t-t')$ , де  $M$  – символ операції математичного сподівання;  $\delta$  – дельта-функція.

Другий тип  $E_2$  – помилка має слабку кореляцію і описується гауссівським марковським процесом

$$\frac{dE_2}{dt} = F_2 E_2 + G_2 W_2,$$

де  $M\{W_2(t)W_2^T(t')\} = Q_2(t)\delta(t-t')$ .

Третій тип  $E_3$  – помилка має сильну кореляцію, тобто систематична, для якої

$$M\{E_3(t)E_3^T(t)\} = P_3(t).$$

У загальному випадку такий тип помилки описується рівнянням

$$\frac{dE_3}{dt} = F_3 E_3.$$

У окремому випадку, коли помилка постійна в часі,  $E_3 = 0$ .

Перший тип помилки неможливо ідентифікувати (вона може бути тільки врахована в моделі додаванням до впливів, що збурюють) таким чином, що

$$W' = \begin{bmatrix} W \\ E_1 \end{bmatrix}; \quad G' = \begin{bmatrix} G & B \end{bmatrix}.$$

Навігаційні помилки другого і третього типів можуть бути не тільки враховані, але й ідентифіковані, якщо поточні виміри параметрів траєкторії руху повітряного корабля надходять у систему з досить високою частотою. Для цього можна використовувати метод розширення вектора станів [ 2 ], включивши до оцінюваних елементів і навігаційні помилки.

Для ідентифікації помилки другого типу вектори і матриці первинної математичної моделі замінюються на

$$X' = \begin{bmatrix} X \\ E_2 \end{bmatrix}; \quad W' = \begin{bmatrix} W \\ W_2 \end{bmatrix}^T; \quad F' = \begin{bmatrix} (F+BC) & B \\ 0 & F_2 \end{bmatrix}; \quad G' = \begin{bmatrix} G & 0 \\ 0 & G_2 \end{bmatrix}.$$

У системі КІР для запобігання потенційно конфліктних ситуацій важливо мати можливість ідентифікації тенденції відхилення від заданого плану польоту, що виникає в основному через систематичні помилки, тобто помилки третього типу.

Для ідентифікації систематичних помилок вектори і матриці первинної математичної моделі замінюються на

$$X' = \begin{bmatrix} X \\ E_3 \end{bmatrix}; \quad W' = W; \quad F' = \begin{bmatrix} (F+BC) & B \\ 0 & F_3 \end{bmatrix}; \quad G' = \begin{bmatrix} G \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Для ідентифікації систематичних помилок, постійних у часі, матриця динаміки замінюється на

$$F' = \begin{bmatrix} (F+BC) & B \\ 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

При комп'ютерній реалізації процедури ідентифікації відхилень за повідомленнями АЗС необхідно враховувати дискретний характер надходження й обробки інформації. Задача вирішується дискретизацією поданих моделей руху літаків, записаних у безупинній формі:

де  $\Phi(i, i-1)$  – перехідна матриця системи для матриці динаміки  $F'$ .

Інтервал дискретизації  $t_i - t_{i-1}$  може змінюватися в процесі опрацювання даних. Він повинен вибиратися досить малим, таким, щоб процес був збіжним і в той же час – синхронізований з моментами надходження повідомлень АЗС.

Отже, під час автоматизації процесу контролю місцезнаходження повітряного корабля і попередження конфліктних ситуацій у системах КТР, заснованих на системі АЗС, алгоритмізація повинна робитися з використанням методу динамічного моделювання. Методи синтезування моделі керованого польоту, що враховують інформацію про план польоту, його режими, закони траєкторного керування, дозволяють ідентифікувати навігаційні помилки різного типу.

Більш високий ступінь адекватності динамічної моделі реальному процесу польоту і можливість ідентифікації тенденцій відхилень від заданих параметрів затвердженого плану польоту дозволяють підвищити точність оцінки параметрів траєкторії польоту, вірогідність контролю і прогнозування місцеположення повітряних кораблів під час рішення задачі запобігання потенційно конфліктних ситуацій.

#### Список літератури

1. Report of the 10-th Air Navigation Conference. Doc 9583, AN-CONF/10. – Montreal, ICAO, 1991.
2. Кузовков Н.Т., Карabanов С.В., Салычев О.С. Непрерывные и дискретные системы управления и методы идентификации. – М.: Машиностроение, 1978. – 222 с.

Стаття надійшла до редакції 10.04.01.

УДК 621.362+621.565+665.733.3

ББК А 542-449 + А 542-543

О.В. Бойченко, О.Ф. Аксьонов, С.В. Бойченко

### ОБҐРУНТУВАННЯ МОЖЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ СОРБЕНТІВ І ТЕРМОЕЛЕКТРИЧНИХ ОХОЛОДЖУЮЧИХ ПРИСТРОЇВ ДЛЯ ЗАПОБІГАННЯ ПРИРОДНИХ ВТРАТ НАФТОВИХ ПАЛИВ

*Обґрунтовано можливість використання сорбентів і термоелектричних охолоджуючих пристроїв з метою запобігання природних втрат нафтових палив на підставі аналізу науково-технічної літератури, статистичних і лабораторних досліджень. Комплексне поєднання даних технологій надає можливість створення "дихального клапана нового покоління" для використання як "дихальної" арматури резервуарів, так і системи запобігання втрат палив від випаровування. Описано принцип роботи розробленої системи та обґрунтовано ефективність її використання.*

У процесі приймання, транспортування, зберігання та перекачування палив спеціалісти вирішують проблеми втрат палив, серед яких основними є природні втрати, обумовлені випаровуванням вуглеводневих рідин [1; 2; 3].

Втрати палив від випаровування (природні втрати) призводять до погіршення їхніх експлуатаційних властивостей, насамперед пускових та антидетонаційних, що обмежує технічний ресурс двигунів транспортних засобів. Актуальним також є екологічний аспект цієї проблеми, оскільки випаровування палива значно збільшує техногенне навантаження на навколишнє середовище [4;5].

На сучасному етапі екологічний та економічний аспекти проблеми економії і ефективного використання (ресурсозбереження) нафтової сировини і товарних палив для транспортних засобів визнані пріоритетними на однаковому рівні. На сьогодні не одне технічне рішення не приймається без ретельної екологічної експертизи. Прикладом цього може бути введення в країнах Західної Європи з 2000 р. нових специфікацій на автомобільні бензини, які передбачають з 2005 р. значне подальше підвищення вимог (табл. 1).