УДК 351.814 32/34:519.2

В.М. Васильєв, канд. техн. наук, доц.

АДАПТАЦІЯ МОДЕЛІ КЕРОВАНОГО ПОЛЬОТУ ЛІТАКА В СИСТЕМІ ТРАЄКТОРНОЇ ОЦІНКИ, ПРОГНОЗУВАННЯ І ПОПЕРЕДЖЕННЯ КОНФЛІКТНИХ СИТУАЦІЙ

Запропоновано метод і алгоритм ідентифікації параметрів моделі керованого польоту літака для системи траєкторної оцінки, прогнозування та попередження конфліктних ситуацій. Проведене комп'ютерне моделювання довело збіжність процесу оцінок. Застосування методу дає змогу підняти рівень адекватності та достовірності прийняття рішень в автоматизованих системах контролю повітряного руху.

Для реалізації нової концепції побудови інтегрованої системи організації повітряного руху (ОПР) необхідний вищий рівень автоматизації процесів обробки інформації і керування з використанням сучасних систем зв'язку, навігації, спостереження, новітніх комп'ютерних технологій та досконалішого математичного і програмного забезпечення.

Розглядаючи замкнутий контур керування рухом літака, можна виділити три взаємозалежні підсистеми:

– підсистему просторової стабілізації;

– підсистему стабілізації щодо заданої траєкторії польоту;

– підсистему керування рухом літака в загальному потоці за заданою програмою за умови забезпечення безпеки, регулярності й економічності польотів.

Перші дві підсистеми мають досить високий ступінь автоматизації, працюють безупинно і автономно. Третя підсистема при існуючому рівні автоматизації керування повітряним рухом (КПР) працює нерівномірно з великими періодами дискретизації (за винятком етапу посадки) і здійснює тільки разові коригувальні цілевказівки.

Одним з напрямків, що сприяє підвищенню ефективності організації руху повітряного транспорту, є використання бортової навігаційної інформації для цілей ОПР. Точність сучасних бортових систем вище точності традиційних локаційних систем спостереження, які працюють на КПР. Постійне удосконалення навігаційного устаткування і використання сучасних методів обробки навігаційної інформації дають підставу вважати, що точність літаководіння може бути значно поліпшена.

Концепція організації повітряного руху «Free Flight» [1] припускає об'єднання в єдиний комплекс засобів ОПР і надання екіпажам повітряних судів волю оперативного вибору траєкторії руху за маршрутом, швидкістю і профілем польоту. Ключова роль у реалізації цієї концепції приділяється супутниковій навігаційній системі. Одним з основних принципів, на яких ґрунтуються нові концепції ОПР, у тому числі, концепція «Free Flight», є автоматичне виявлення конфлікту і консультативне рішення.

Отже, найважливішою визначальною системою, від надійності та якості роботи якої буде залежати успіх реалізації всієї програми створення нової системи ОПР, є автоматизована система спостереження і запобігання конфліктних ситуацій у повітряному просторі. Формування, відображення геометрії конфлікту і в остаточному підсумку прийняття рішення щодо його усунення проводиться на основі прогнозування розвитку повітряного руху.

В основі будь-якого математичного методу прогнозування динамічного процесу лежить його математична модель. Точність і вірогідність прогнозу визначається, в першу чергу, адекватністю прийнятої моделі реальному процесу польоту. Для сучасних літальних апаратів характерним є високий ступінь автоматизації процесу польоту. У загальному випадку траєкторне керування різноманітне на різних етапах польоту. Однак основні закони керування, реалізовані в бортових системах керування, відомі та можуть бути використані при розробці системи спостереження і запобігання конфліктних ситуацій з необхідними для точного і достовірного прогнозування властивостями керованості і усталеності.

У роботі [2] було запропоновано способи підвищення точності оцінки і прогнозування при синтезі лінеаризованої системи траєкторної оцінки з використанням апріорної інформації не тільки про програму польоту, але й про застосовані методи навігації. При відомій інформації про режим польоту і використаний закон траєкторного керування рух літака в загальному вигляді описується рівнянням

$$\dot{\mathbf{X}} = F\mathbf{X} + B\mathbf{U} + G\mathbf{Q}, \qquad (1)$$

де $\mathbf{X}$ – вектор станів; F – матриця динаміки; B – матриця, що розподіляє керування; $\mathbf{U}$ – вектор керувань; G – матриця, що розподіляє збурення; $\mathbf{Q}$ – вектор збурень.

Траєкторне керування полягає в стабілізації визначених навігаційних параметрів залежно від заданого режиму польоту. При цьому керуючий сигнал у загальному випадку записується, як

$$\mathbf{U} = C\mathbf{X} + \mathbf{E}, \qquad (2)$$

де C – матриця коефіцієнтів зворотного зв'язку, що описує заданий закон траєкторного керування; $\mathbf{E}$ – вектор сумарних помилок керування, викликаних навігаційними помилками.

Для лінеаризованої системи оцінки математична модель (1), яка описує керований рух відповідно до закону (2) без обліку впливів, що збурюють, і навігаційних помилок, запишеться так:

$$\dot{\mathbf{X}} = (F + BC)\mathbf{X}. \qquad (3)$$

У реальному польоті значення передатних коефіцієнтів у законі формування сигналу траєкторного керування, формованого в автоматизованій бортовій системі керування (АБСК), з різних причин можуть відрізнятися від значень коефіцієнтів матриці C, використаної в системі траєкторної оцінки. У цьому випадку з'являється зсув оцінки, що може призвести до розбіжності оцінки і значного зниження точності прогнозування.

Вирішення зазначеної проблеми можливо за допомогою адаптивних алгоритмів, що підстроюють значення моделюючих коефіцієнтів передачі АБСК, які визначають динаміку руху літака. Використання в системі траєкторної оцінки законів траєкторного керування і наявність підпростору керованих станів дозволяють подати адаптацію як задачу ідентифікації параметрів моделі (3) з наступним підстроюванням елементів матриці динаміки моделі.

Схема самоналагоджувальної системи з моделлю, що підстроюється, подана на рис. 1. Оцінка вектора станів $\hat{\mathbf{X}}$ на виході системи траєкторної оцінки порівнюється з процесом $\mathbf{X}'$ на виході моделі, що підстроюється, і подає траєкторію руху при початкових умовах, що дорівнюють значенню оцінки вектора станів у момент початку ідентифікації. Після закінчення процесу ідентифікації параметри моделі в системі траєкторної оцінки заміняються на оцінені значення.

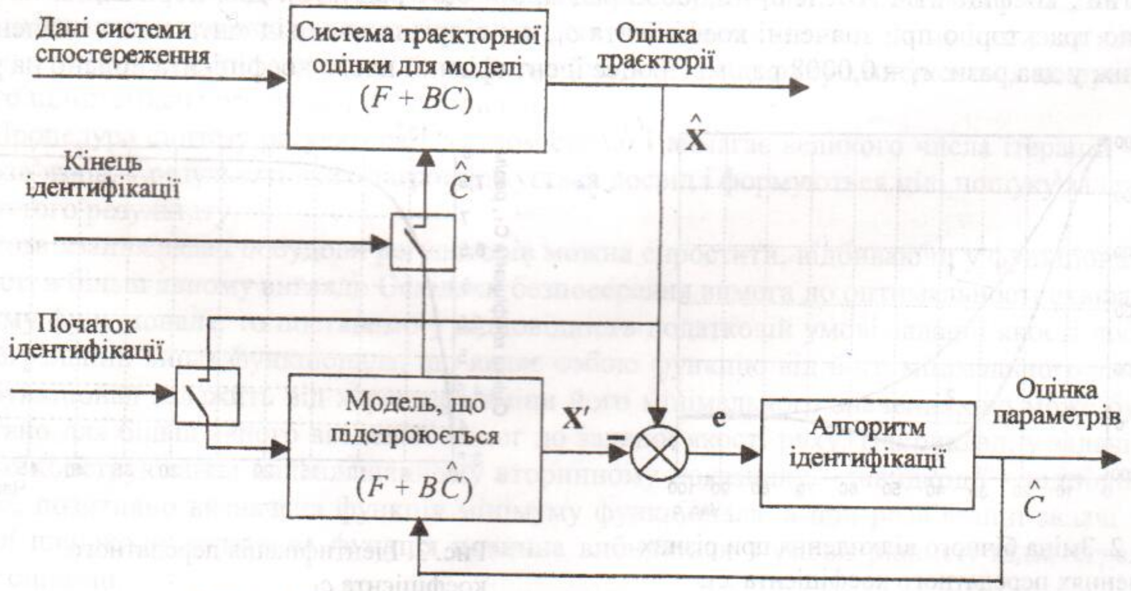

Рис. 1. Схема адаптації з ідентифікацією параметрів моделі

Ідентифікація параметрів безпосередньо за схемою, показаною на рис. 1, утруднено в силу того, що помилка ідентифікації **e** є нелінійною відносно до ідентифікованих параметрів і не враховує дискретний характер надходження даних системи спостереження. При дискретизації системи (3) вихідні параметри матриці коефіцієнтів C стають недоступними в явному вигляді, що ускладнює алгоритм ідентифікації і їхній контроль.

Пропонується алгоритм ідентифікації, що виводиться для випадку безупинного сигналу для об'єкта, описуваного в просторі станів, а надалі враховується дискретність надходження вимірювальної інформації. Алгоритм ідентифікації виводиться для умови керованого бічного руху літака при польоті в режимі за заданим маршрутом, тобто при стабілізації заданого (як правило, нульового) відхилення від лінії заданого шляху. При цьому використовується модель руху виду (3) [2] для

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} z \\ \dot{z} \end{bmatrix}; \quad F = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ g \end{bmatrix}; \quad C = [c_1 \;\; c_2], \tag{4}$$

де z – відхилення від лінії заданого шляху; g – прискорення вільного падіння.

Визначимо вектор узагальненої помилки ідентифікації:

$$\mathbf{e} = \dot{\hat{\mathbf{X}}} - (F + B\hat{C})\hat{\mathbf{X}}. \tag{5}$$

Приймаючи за критерій оцінки мінімум функції $J = \mathbf{e}^T\mathbf{e}$, скористаємося методом ітеративного настроювання пропорційно градієнту, що для безупинного сигналу має вигляд [3]:

$$\hat{\mathbf{C}}'(i) = \hat{\mathbf{C}}'(i-1) - \frac{1}{2}\Gamma\nabla_c J, \tag{6}$$

де $\hat{\mathbf{C}}' = [\hat{c}_1 \;\; \hat{c}_2]^T$; $\nabla_c J = \dfrac{\partial J}{\partial \mathbf{C}'}$; Γ – коефіцієнт, що визначає швидкість збіжності оцінки параметрів.

Для умов поставленої задачі (3), (4), (5) алгоритм ідентифікації (6) має вигляд:

$$\begin{bmatrix} \hat{c}_1 \\ \hat{c}_2 \end{bmatrix}_{(i)} = \begin{bmatrix} \hat{c}_1 \\ \hat{c}_2 \end{bmatrix}_{(i\text{-}1)} - \Gamma\, g\, e(i\text{-}1) \begin{bmatrix} \hat{z} \\ \dot{\hat{z}} \end{bmatrix}_{(i\text{-}1)},$$

де $e = \ddot{\hat{z}} + g\hat{c}_1\hat{z} + g\hat{c}_2\dot{\hat{z}}$.

Результати комп'ютерного моделювання подані на рис. 2, 3. Моделювання проводилося при наступних умовах. Початкове відхилення від лінії заданого шляху задавалося 1000 м. На рис. 2 показано траєкторію виходу літака на лінію заданого шляху при «штатних» значеннях передатних коефіцієнтів АБСК c_1= 0,00038 рад/м, c_2= 0,01 рад/(м/с). Для порівняння на рис. 2 показано траєкторію при значенні коефіцієнта c_1, що відрізняється від «штатного» значення більше, ніж у два рази: c_1 = 0,0008 рад/м. Процес ідентифікації цього коефіцієнта подано на рис. 3.

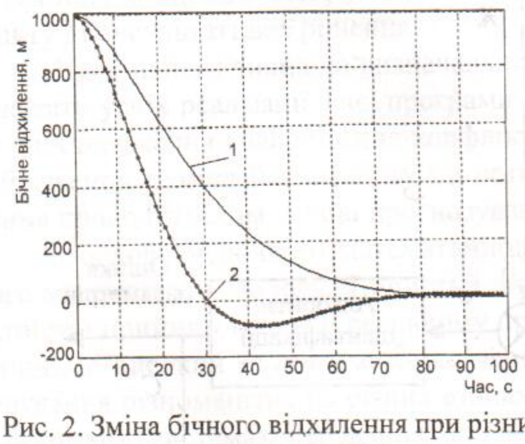

Рис. 2. Зміна бічного відхилення при різних значеннях передатного коефіцієнта c_1: *1* – 0,00038; 2 – 0,008

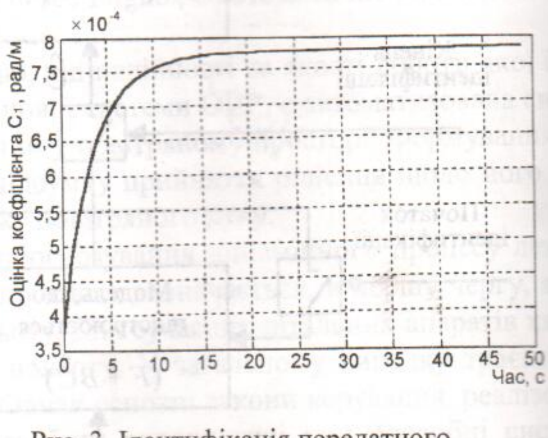

Рис. 3. Ідентифікація передатного коефіцієнта c_1

Отже, в отриманому алгоритмі ідентифікації оцінка моделюючих коефіцієнтів АБСК проводиться в явному вигляді, що зручно для контролю їхніх значень. Процес ідентифікації має високу точність і гарну збіжність оцінки. Доцільно оцінку виконувати на ділянках маневрування літака. Ідентифікацію можна робити як у реальному масштабі часу, так і по серії зафіксованих траєкторних вимірів. У останньому випадку може бути отримана висока точність ідентифікації за рахунок багатократної «прогонки» однієї і тієї ж серії вимірів. Можливість ідентифікації в явному вигляді значень коефіцієнтів, що впливають на динаміку польоту, дозволяє також вирішувати задачу контролю роботи бортової системи керування.

Список літератури

1. *Free-For-All* Flights // Scientific American. – Vol. 273, № 6. – 1995. Dec. – P. 34 – 37.

2. *Васильев В.Н.* Использование информации о программе движения самолета в задачах оценки местоположения // Авиационные автоматизированные комплексы управления и моделирования. – Вып. 2. – К.: КИИГА, 1978. – С. 36-42.

3. *Эйкхофф П.* Основы идентификации систем управления. – М.: Мир, 1975. – 683 с.

Стаття надійшла до редакції 30.03.02.

УДК 62.50

В.К. Антонов, канд. техн. наук, доц.

УМОВИ ЯКІСНОГО РУХУ ДИНАМІЧНИХ КЕРОВАНИХ СИСТЕМ

Наведено умови оптимальності руху керованих динамічних систем, одержані введенням до функціонала якості додаткової функції мінімального значення функціонала в постановці варіаційних задач за Гамільтоном і відповідно до принципу оптимальності Белмана.

Досягнення необхідної якості руху керованих динамічних систем пов'язане з невизначеністю рівнянь їхнього руху – керуючий вплив не задано до розв'язання задачі синтезу регулятора. Цю невизначеність варто використовувати для виконання вимог до вторинних показників стійкості – показників якості перехідних процесів, щоб у підсумку виконати умови стійкості та якості перехідних процесів.

Безпосередньо при постановці варіаційної задачі функціонал у більшості випадків містить у собі інформацію про якість перехідних процесів у неявному вигляді. Тому при розв'язанні задач конструювання регуляторів досягнення прийнятної якості руху здійснюється пошуком придатного підінтегрального виразу функціонала.

Процедура синтезу регулятора є трудомісткою і вимагає великого числа ітерацій – пробних розв'язків, у результаті яких нагромаджується досвід і формуються цілі пошуку залежно від досягнутого результату.

Розв'язання задач побудови регуляторів можна спростити, відбиваючи у функціоналі умови якості в більш явному вигляді. Оскільки безпосередня вимога до оптимальності еквівалентна мінімуму функціонала, то поставимо у відповідність додатковій умові заданої якості добавку в підінтегральний вираз функціонала, що являє собою функцію від його мінімального значення. Тоді функціонал залежить від характеру зміни його мінімального значення, що може бути використано для більш явного введення вимог до заданої якості руху. Наприклад, у задачі аналітичного конструювання найважливішому вторинному показнику – швидкодії – відповідає додаткова, позитивно визначена функція мінімуму функціонала, а при розв'язанні задачі максимальної швидкодії додаткова функція повинна вибиратися з умови рівності підінтегрального виразу одиниці.