

АЛГОРИТМ АДАПТАЦІЇ КЕРУВАННЯ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ ШЛЯХОМ ПЕРЕРЕЗПОДІЛУ ЕНЕРГЕТИЧНИХ РЕСУРСІВ ПРИ ПОШКОДЖЕННІ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ

к.т.н. О.С. Лиходєєв
(подав д.т.н., проф. О.М. Фоменко)

У статті розглядається можливість побудови алгоритму адаптації керування щодо пошкоджень органів керування літального апарату шляхом перерозподілу енергетичних ресурсів на керування.

Для перспективних пілотажних комплексів з оптимальною обробкою інформації вимірювачів і високонадійними багатопроекторними бортовими цифровими обчислювальними системами у резервуванні потребують головним чином виконавчі пристрої. Однак крім відмов виконавчих пристроїв, особливо на військових літаках, можливі бойові пошкодження.

Під пошкодженням умовимося розуміти часткове руйнування елементів планера, які супроводжується зміною аеродинамічних сил і моментів, що діють на літак, зниженням або повною втратою ефективності окремих груп органів керування. Пошкодження приводять до аномальної зміни характеристик стійкості й керованості літака, що ускладнює процес пілотування або робить його неможливим.

Передбачається, що пошкодження відносяться до такої множини, у якій ресурсів на керування достатньо для забезпечення балансування літака. В цих умовах прийнятний рівень бойової ефективності та безпеки польоту може забезпечити система керування, що реалізує адаптивне керування – швидкий перерозподіл енергетичних ресурсів на керування літальним апаратом (ЛА).

Схема керування літальним апаратом в умовах пошкоджень може бути представлена структурою, що зображена на рис. 1.

На рисунку U_d – керуючий вплив льотчика; X – n -мірний вектор стану об'єкту, що доступний виміру; δ – m -мірний вектор органів керування; A , B – матриці параметрів непошкодженого об'єкту керування розміром $(n \times n)$ і $(n \times m)$ відповідно; ΔA , ΔB – матриці зміни параметрів об'єкту керування при отриманих пошкодженнях розміром $(n \times n)$ і $(n \times m)$ відповідно.

Передбачається, що необхідні оцінки параметрів об'єкту забезпечує система поточної ідентифікації.

Задача полягає у визначенні структури або алгоритму системи ке-

рування, які повинні забезпечувати необхідну відповідність між керуючими впливами льотчика U_{Δ} і реакцією на нього об'єкту керування незалежно від присутності та характеру пошкодження.

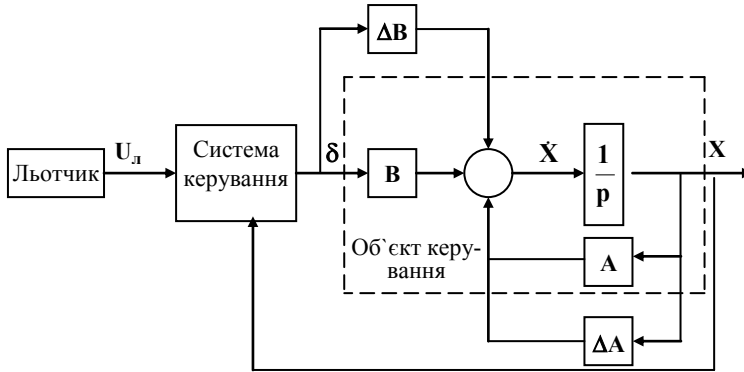


Рис. 1. Схема керування літальним апаратом при пошкодженні

Під перерозподілом енергетичних ресурсів на керування ЛА у даному випадку будемо розуміти корекцію її прямих та зворотних зв'язків системи керування ЛА.

Метою перерозподілу є збереження звичного для льотчика стереотипу керування пошкодженим літальним апаратом і стабілізація показників стійкості та керованості на рівні, який максимально досягається для даного стану.

Структуру перерозподілу розглянемо на прикладі системи поліпшення стійкості та керованості гіпотетичного ЛА. Вона складається з демпферів, автоматів стійкості та перехресних зв'язків, а також з складових керування, що формуються льотчиком.

Традиційно на ЛА органи керування розподіляють на органи, що керують повздовжнім рухом ЛА і органи, що керують боковим рухом ЛА. Але за допомогою органів керування боковим рухом можливо впливати на повздовжній рух і навпаки. Цей вплив не такий суттєвий, але дуже допоміжний в умовах пошкоджень або втраті ефективності основних органів керування даним рухом. Також у традиційних системах керування не враховуються інші елементи ЛА, що можуть впливати на створення сил і моментів при керуванні. Їх можливо вважати додатковими органами керування ЛА. До таких додаткових органів можливо віднести закрилки δ_1 , гальмові щитки δ_2 , диференційну зміну тяги δ_3 і т.д.

У нормальній ситуації (при відсутності пошкоджень основних органів керування) додаткові органи у керуванні літальним апаратом участі не приймають. Відповідні коефіцієнти прямих і зворотних зв'язків системи керування дорівнюють нулю.

Такий закон керування має вигляд

$$\begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_n \\ \delta_B \\ \dots \\ \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_e^{X_e} & 0 & 0 \\ k_n^{X_e} & k_n^{X_n} & 0 \\ 0 & 0 & k_B^{X_B} \\ \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_e \\ X_n \\ X_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & k_e^{\omega_X} & 0 & 0 \\ 0 & k_n^\beta & k_n^{\omega_X} & k_n^{\omega_Y} & 0 \\ k_B^\alpha & 0 & 0 & 0 & k_B^{\omega_Y} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \omega_X \\ \omega_Y \\ \omega_Z \end{bmatrix}, \quad (1)$$

або у загальному вигляді

$$\delta = K_U U_{\text{л}} + K_X X, \quad (2)$$

де

$$X = [\alpha \quad \beta \quad \omega_X \quad \omega_Y \quad \omega_Z]^T; \quad U_{\text{л}} = [X_e \quad X_n \quad X_B]^T.$$

Така система стійкості й керованості реалізує традиційне поканальне керування ЛА з використанням елеронів, важелів напрямку і висоти. Коефіцієнти передачі додаткових органів керування дорівнюють нулю.

При виникненні пошкоджень алгоритм перерозподілу змінює структуру системи керування шляхом перевизначення матриць коефіцієнтів як прямих K_U , так і зворотних K_X зв'язків.

Позначимо момент пошкодження t_n , якому відповідають параметри об'єкту керування $A(t_n)$, $B(t_n)$, які ідентифіковані на попередньому інтервалі часу. Через деякий інтервал часу τ система ідентифікації відновить параметри об'єкту керування $A(t_n + \tau)$, $B(t_n + \tau)$.

Таким чином отримаємо рівняння непошкодженого об'єкту керування з системою стійкості й керованості

$$\dot{X} = [A(t_n) + B(t_n)K_X]X + B(t_n)K_U U_{\text{л}}, \quad (3)$$

а також об'єкту керування з пошкодженнями

$$\dot{X} = [A(t_n + \tau) + B(t_n + \tau)K_X^*]X + B(t_n + \tau)K_U^* U_{\text{л}}. \quad (4)$$

Збереження стереотипу керування і характеристик стійкості й керованості можливо забезпечити наступним чином. Необхідно почленно зрівняти праві частини рівнянь (3), (4):

$$[A(t_n) + B(t_n)K_X]X = [A(t_n + \tau) + B(t_n + \tau)K_X^*]X;$$

$$B(t_n)K_U U_{\text{л}} = B(t_n + \tau)K_U^* U_{\text{л}},$$

звідки можливо отримати значення коефіцієнтів системи стійкості й керованості, що шукаємо:

$$K_X^* = B(t_n + \tau)^{-1} [B(t_n) + A(t_n) - A(t_n + \tau)]; \quad (5)$$

$$K_U^* = B(t_n + \tau)^{-1} B(t_n)K_U.$$

Закон керування системи стійкості й керованості буде мати вигляд

$$\delta = \mathbf{K}_U^* \mathbf{U}_л + \mathbf{K}_X^* \mathbf{X}, \quad (6)$$

або у матричному вигляді

$$\begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_H \\ \delta_B \\ \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_e^{Xe} & k_e^{X_H} & k_e^{X_B} \\ \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots \\ k_3^{Xe} & k_3^{X_H} & k_3^{X_B} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_e \\ X_H \\ X_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_e^\alpha & k_e^\beta & k_e^{\omega_x} & k_e^{\omega_y} & k_e^{\omega_z} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ k_3^\alpha & k_3^\beta & k_3^{\omega_x} & k_3^{\omega_y} & k_3^{\omega_z} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Як бачимо, з рівняння (7) структура системи керування змінилася за рахунок введення нових зв'язків, тобто здійснився перерозподіл керування на інші органи керування. При цьому буде забезпечена ідентична реакція пошкодженого об'єкта керування на керуючі впливи льотчика і системи стійкості й керованості, як і у непошкодженому об'єкті керування.

При нормальному функціонуванні даний алгоритм може бути використано для адаптивних систем стійкості й керованості до зміни режимів польоту. У цьому випадку номінальні для деякого режиму польоту значення коефіцієнтів матриць \mathbf{K}_U і \mathbf{K}_X приймаються за базові. Нові значення коефіцієнтів \mathbf{K}_U^* і \mathbf{K}_X^* розраховуються при зміні режиму польоту (матриці \mathbf{A} і \mathbf{B}). Розрахунок здійснюється за викладеною вище схемою.

При цьому питання про використання додаткових органів керування може вирішуватися шляхом порівняння розрахункових значень традиційних коефіцієнтів прямих і зворотних зв'язків з їх межовими значеннями. При тенденції до перевищення межових значень алгоритм підключає додаткові органи керування, тим самим здійснивши перерозподіл енергетичних ресурсів на керування ЛА.

ЛІТЕРАТУРА

1. Глазунов Л.П., Грабовецкий В.П., Щербаков О.В. *Основы теории надежности автоматических систем управления*. - Л.: Энергоатомиздат, 1984. - 208 с.
2. Авиженис А. Отказоустойчивость – свойство, обеспечивающее постоянную работоспособность цифровых систем // ТИИЭР. – 1978. – Т. 66, № 10. – С. 5 - 25.
3. Артюшин Л.М., Машков О.А. *Оптимизация цифровых автоматических систем, устойчивых к отказам*. – К.: КВВАИУ, 1991. – 88 с.

Надійшла 15.03.2002

ЛИХОДЕЄВ Олександр Сергійович, канд. техн. наук, доцент кафедри Харківського інституту ВПС. У 1995 році закінчив Київський інститут ВПС. Область наукових інтересів – дослідження систем керування літальних апаратів.