КАЗАК В. М., д-р техн. наук, проф.
БУДЗИНСЬКА Т. В.
МІЩЕРЯКОВА В. Ю.

АЛГОРИТМ КЕРУВАННЯ ПОВІТРЯНИМ СУДНОМ В УМОВАХ РАПТОВОГО ПОШКОДЖЕННЯ РУЛЬОВИХ ПОВЕРХОНЬ

Проведено дослідження впливу пошкоджень на рульові поверхні. Розроблено математичну модель такого впливу та методику відновлення керованості літального апарата.

An analysis of damage influenece on control surfaces was made. The mathematic model of such influence and methods of aircraft's controllability resumption were developed.

Постановка проблеми

Найактуальнішою проблемою в усіх країнах є гарантування високого рівня безпеки польотів та ефективності застосування авіації.

Безпека польотів у більшості випадків залежить від аеродинамічного стану літака. В цілому це стійкі аеродинамічні характеристики, проте в процесі льотної експлуатації з'являються різного роду тріщини, шорсткості на поверхні тощо. Та найнебезпечнішим для вдалого завершення польоту є різного походження пошкодження зовнішньої поверхні планера літального апарата (ЛА), що виникають у польоті в результаті зіткнення з механічними або біологічними об'єктами, а також унаслідок ураження електричними розрядами та блискавками.

Тому питання дослідження впливу різного роду пошкоджень зовнішніх обводів ЛА є актуальними.

Аналіз публікацій [1—5] показує, що проблема діагностування зовнішнього обводу планера ЛА та керування ним в умовах виникнення раптових пошкоджень турбує вчених і експлуатантів усіх авіаційних країн. Пропонуються різні методи та методики контролю і діагностування аеродинамічного стану ЛА на землі, але вирішення цього питання у польоті потребує подальших досліджень.

Мета статті полягає у дослідженні можливості збереження або відновлення керованості ЛА.

Дослідження [1; 2] показали, що тільки за п'ять років у ВВС і ВМФ США зареєстровано 16 000 випадків зіткнення з птахами. У результаті загублено дев'ять літаків. При цьому 59 % зіткнень припали на аеродинамічну поверхню літака. Характерними пошкодженнями унаслідок таких впливів є погнутості, механічні забоїни, вигини частини поверхні на різні кути, продавлювання різної форми і глибини, обриви частини елемента чи декількох елементів, зрізи, пробиття та ін. (рис. 1—4).

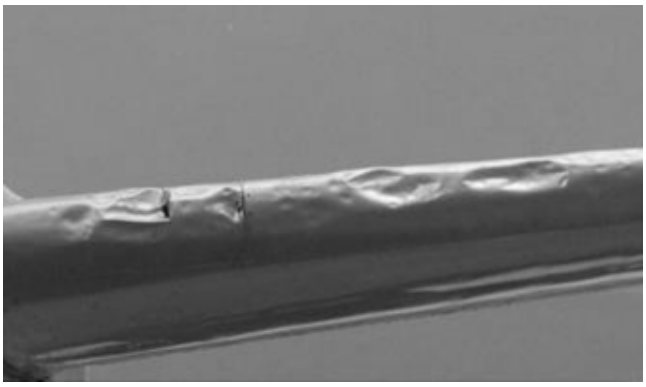

Рис. 1. Пошкодження стабілізатора зграєю птахів (серія ум'ятин)

Рис. 2. Пошкодження зовнішнього обводу крила літака «Боїнг 767», які виникли в результаті зіткнення зі зграєю птахів 2 квітня 2001 р.

Рис. 3. Пошкодження зовнішнього обводу планера літака «Боїнг 767», які виникли в результаті зіткнення зі зграєю птахів 2 квітня 2001 р.

Рис. 4. Пошкодження зовнішнього обводу планера літака «Боїнг 767», які виникли в результаті зіткнення зі зграєю птахів 2 квітня 2001 р.

Найбільш імовірні форми пошкоджень рульових поверхонь були промодельовані на моделі ЛА у заданому масштабі та піддані продуванню в аеродинамічній трубі НАУ. Результати продування зображено на рис. 5, 6.

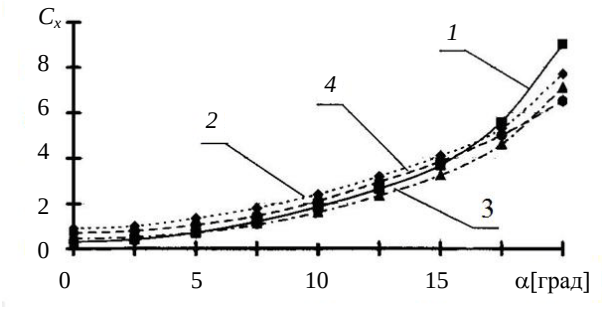

Рис. 5. Зміна C_x^{α} при пошкодженні керуючої консолі: *1* — пошкоджень немає, $\delta_p = 0^{\circ}$, $M = 0{,}81$; *2* — пошкодження є, $\delta_p = 0^{\circ}$, $M = 0{,}81$; *3* — пошкоджень немає, $\delta_p = 10^{\circ}$, $M = 0{,}81$; *4* — пошкодження є, $\delta_p = 10^{\circ}$, $M = 0{,}81$

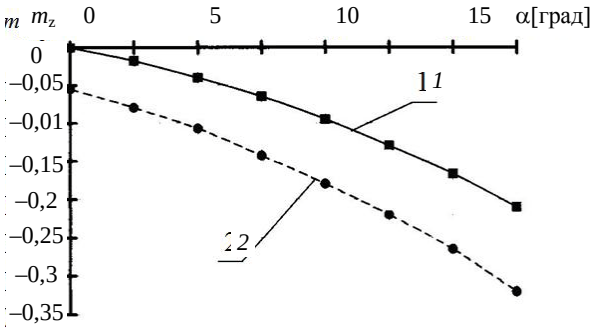

Рис. 6. Характер зміни коефіцієнта момента m_z: *1* — пошкоджень немає, $M = 0{,}81$; *2* — пошкодження є, $M = 0{,}81$

Аналіз графіків показує, що будь-яке пошкодження призводить до зміни аеродинамічних характеристик ЛА. Ступінь цих змін залежить від характеру і ступеня ушкодження керуючих поверхонь. Крім того, вигини і погнутості призводять до появи перехресних аеродинамічних зв'язків. Для нейтралізації зазначених явищ потрібно реорганізувати відповідним чином необхідні керуючі впливи на літак.

Це завдання може виконати реконфігурована система керування польотом (СКП) (рис. 7). Алгоритм керування повітряним судном в умовах раптового пошкодження рульових поверхонь розглянемо, використавши структурну схему такої СКП.

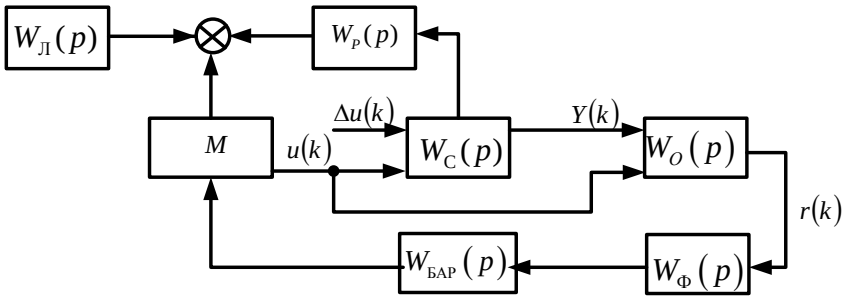

Рис. 7. Структурна схема реконфігурованої СКП

Для цього насамперед створимо модель стану з урахуванням пошкоджень

$$\begin{aligned} \dot{x}(k+1) &= Ax(k) + BMu_T(k) + B_T\Delta u(k); \\ u_T(k) &= \psi_0 x(k) + u_{T,}(k); \\ u_T &= \left[\delta_{\Sigma\text{позд}}, \delta_{\Sigma\text{бок}}, \delta_{\Sigma\text{нишп}}\right]^T, \end{aligned} \tag{1}$$

де u_T — вектор поточного входу; u — вектор команд від льотчика; M — матриця змішування керування; B — базова матриця вхідних впливів; B_T — поточна матриця вхідних впливів, яка враховує пошкодження, що з'явились; ψ_0 — матриця коефіцієнтів підсилення зворотного зв'язку.

Аналіз наведеної схеми показує, що для її функціонування використовується принцип змішування керування. У випадку раптового виникнення пошкодження рульових поверхонь або відмови їхніх приводів нев'зяка $r(k)$ не буде рівною нулю, тобто

$$r(k+1) = Y(k+1) - C^T\hat{x}(k+1) \neq 0, \tag{2}$$

де $Y(k+1)$ — рівняння спостереження; $\hat{x}$ — оцінка вектора стану до вимірювання його складових; C — матриця коефіцієнтів $n \times m$, $m \leq n$.

З аналізу структурної схеми і рівняння (2) випливає, що в цьому випадку має змінюватися матриця змішування M, тобто змінюється змішування керівних впливів.

Як приклад розглянемо випадок пошкодження правої передньої крайки крила ЛА.

У результаті такої події у місці пошкодження крила сила опору збільшується, а підіймальна сила зменшується, через що створюються моменти сил, що змінює положення літака у просторі за курсом і креном, тобто літак розвертається у польоті. Як уже зазначалося, при цьому з'являється нев'язка $r(k) \neq 0$, яка використовується у подальшому для додаткового керівного впливу $\Delta u(k)$. Закон управління в такому випадку змінюється і буде мати вигляд

$$\delta_{\text{в}} = k_{\vartheta}\left(\vartheta - \vartheta_{\text{зад}}\right) + k_{\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta} + k_{\Delta\gamma}\Delta\gamma + k_{\Delta\psi}\Delta\psi, \tag{3}$$

де $\delta_{\text{в}}$ — кут відхилення руля висоти; ϑ і $\vartheta_{\text{зад}}$ — поточне та задане значення кута тангажу відповідно; $\dot{\vartheta} = \omega_Z$ — демпфування за кутовою швидкістю; $\Delta\gamma$ — додатковий кут відхилення за креном; $\Delta\psi$ — додатковий кут відхилення за курсом.

З виразу (3) видно, що до закону управління потрібно додатково включити керівні впливи для компенсації відхилень, які виникають у результаті пошкодження та зміни аеродинамічних характе-ристик ЛА.

Дослідження можливого виникнення пошкоджень крила літака проводились моделюванням випадку руйнування зовнішньої частини правої керованної консолі крила, узятого з реальної події випробовуваного польоту [5].

При проведенні держвипробувань машина Т-10-17, пілотована льотчиком-випробувачем Н. Садовніковим на швидкості 278 м/с і висоті 1000 м у передгрозових умовах потрапила в зону потужної турбулентності. Навантаження виникли такі, що третина правої консолі зруйнувалася [5]. Частина результатів моделювання цього випадку наведена на рис. 8 і 9.

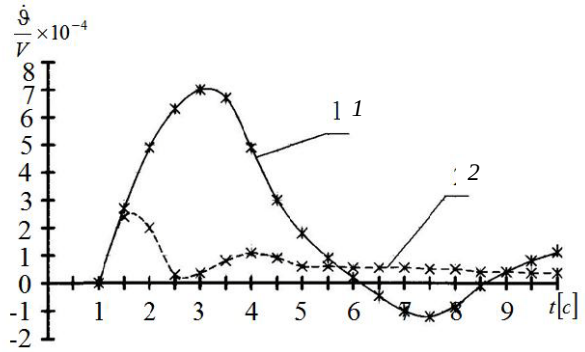

Рис. 8. Реакція літака щодо швидкості зміни тангажу при руйнуванні 1/3 правої консолі крила:
1 — без реорганізації керування, $H = 1000$ м, $V = 278$ м/с;
2 — з реорганізацією керування, $H = 1000$ м, $V = 278$ м/с

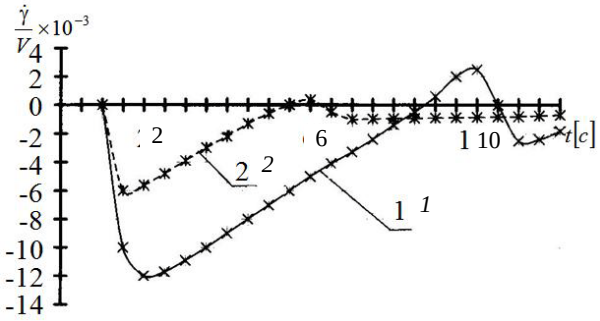

Рис. 9. Реакція літака по швидкості зміни крену при руйнуванні правої консолі крила:
1 — без реорганізації керування, $H = 1000$ м, $V = 278$ м/с;
2 — із реорганізацією керування, $H = 1000$ м, $V = 278$ м/с

Аналіз результатів моделювання зазначеної аварійної ситуації (див. рис. 8, 9) показує, що літак різко розвертається за тангажем і креном нагору і вправо. При цьому кутова швидкість і розвиток си-туації щодо крену значно вище швидкості і розвитку ситуації щодо тангажу. З графіків також випливає, що при відсутності реконфігурації відмінність керування у випадку руйнування однієї третини керованної консолі крила велика. При реконфігурації керівних впливів відмінність керування стає меншою і, як наслідок, зменшується відмінність змінних стану.

Висновки

Таким чином, застосовуючи наведений алгоритм керування повітряним судном в умовах раптового пошкодженя керуючих поверхонь, можна частково або повністю компенсувати зміну аеродинамічних характеристик і відновити керованість літака.

Наведена методика відновлення керованості ЛА є науковою основою для подальших досліджень у даному напрямі.

ЛІТЕРАТУРА

1. *Ежемесячный* информационный бюллетень о состоянии безопасности полетов гражданских воздушных судов № 05.15.08, 15.09. — М. : МАК, 1996.
2. *Зарубежное* военное обозрение. — М.: Воениздат, 1992. — № 9.
3. *Казак В. М.* Методика вибору алгоритму планування експерименту для проведення досліджень впливу ушкоджень поверхні ЛА на його керованість // Вісник НАУ. — 2003. — № 1. — С. 87—90.
4. *Комаров А. А.* Надежность воздушных судов. — К. : КМУГА, 1995. — 416 с.
5. *Симонов М. П.* Из истории создания СУ-27// Крылья Родины. — М. : МО, 1999. — № 7. — С. 3—7.