

Список літератури

1. Казак В.Н. Модель совместного оценивания и управления высокоскоростными и интенсивно маневрирующими летательными аппаратами // Вісн. КМУЦА. – 2000. – №1–2. – С. 268–276.
2. Федосов Е.А., Инсаров В.В., Селивохин О.С. Системы управления конечным положением в условиях противодействия среды. – М.: Наука, 1989. – 272 с.
3. Казаков И.Е., Гладков Д.И. Методы оптимизации стохастических систем. – М.: Наука, 1987. – 304 с.
4. Казаков И.Е., Артемьев В.М. Оптимизация динамических систем случайной структуры. – М.: Наука, 1980. – 384 с.
5. Казак В.Н. Управление летательным аппаратом, получившим повреждение в полете // Вісн. КМУЦА. – 2000. – № 3–4. – С. 85–89.

Стаття надійшла до редакції 30.04.02.

УДК 629.7.015.533.65(045)

С.В. Ліпихін, старш. викл.

ОЦІНКА ВПЛИВУ КОНСТРУКТИВНИХ ПОШКОДЖЕНЬ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА

Проаналізовано вплив конструктивних пошкоджень на аеродинамічні характеристики літального апарата, залежності основних аеродинамічних характеристик від механічних пошкоджень. Розглянуто найнебезпечніші і найменш прогнозовані події, що призводять до появи конструктивних пошкоджень. Наведено ймовірну оцінку з'явлення на літальному апараті конструктивних пошкоджень. Запропоновано відбивання змінених аеродинамічних параметрів через створення систем параметрів керування польотом літального апарата.

На сучасному етапі розвитку авіаційної техніки необхідне кількісне нормування безпеки польотів. Це означає, що літальні апарати слід проектувати, створювати й експлуатувати з урахуванням вимог окремих характеристик і такої інтегральної характеристики, як рівень безпеки польотів.

Безпека польотів – властивість функціонуючої авіаційної системи, що обумовлює виконання польотів без льотних подій і передумов до них.

Під авіаційною системою будемо розуміти сукупність людей, авіаційної і спеціальної техніки, об'єднаних структурно і функціонально для виконання всебічного забезпечення польотів. Безпека польотів залежить від чіткості функціонування авіаційної системи та прогнозованого впливу на неї зовнішніх умов і внутрішніх процесів. Одним із параметрів, що визначають ступінь технічної досконалості сучасної авіаційної техніки, є можливість відбивання випадкових впливів, що виникають під час польоту.

При виконанні польоту найнебезпечнішим і найменш прогнозованим є шкідливий вплив на нього навколишнього середовища, що може проявитися у вигляді потрапляння літального апарата (ЛА) у грозову хмару, зіткнення з птахами або іншими механічними створюваннями статичної електрики. У результаті зазначених впливів ЛА може отримати різні за ступенем і вагою пошкодження у вигляді вм'ятин, обломів, обривів, відколів, тріщин і погнутостей, які можуть призвести до пошкодження аеродинамічної поверхні ЛА або його окремих елементів.

Дана група впливів призводить, по перше, до змін геометричної форми окремих ділянок і елементів ЛА, по друге – до зміни характеристик працездатності систем чи виведення їх з ладу. Аналіз статистичних [1] даних показує, що при впливах такого роду істотно знижується аеродинамічна якість ЛА, а у деяких випадках можлива втрата його керованості з подальшим припиненням виконання польотного завдання. При розгляді ЛА як об'єкта впливу механічних фак-

торів особлива увага приділяється додатковому аеродинамічному опору і піднімальній силі, від яких залежить аеродинамічна якість ЛА [2]:

$$K = \frac{C_y}{C_x} \quad (1)$$

Із залежності (1) видно, що зменшення аеродинамічного коефіцієнта піднімальної сили C_y або збільшення коефіцієнта аеродинамічного опору C_x призводять до зменшення аеродинамічної якості. Для збереження ЛА розрахункової аеродинамічної якості необхідно, насамперед, усунути причини, що викликають додатковий аеродинамічний опір. З погляду дослідження, найцікавішими причинами виникнення додаткового опору можуть бути фактори механічного впливу.

Майже половину сумарного аеродинамічного опору складає грузький опір ЛА [1; 2]:

$$C_{xв} = 2C_{fn}K_cK_m \quad (2)$$

де C_{fn} – коефіцієнт однобічного тертя пластини в нестисливому потоці; K_c – коефіцієнт, що враховує вплив відносної товщини профілю крила на його опір; K_m – коефіцієнт, що враховує вплив стисливості середовища (числа M) на опір тертя.

Грузький опір обумовлює приблизно одну третину прямих експлуатаційних витрат. Ламінізація обтікання літака рівносильна скороченню витрати палива на 45 % [1]. Грузький опір різко зростає при зміні шорсткості і механічних пошкоджень. У процесі експлуатації крило піддається сильному впливу аеродинамічного пилу, ударам сторонніх тіл (крижинок, граду, дощу, комах, птахів і різних механічних утворень). Виникаючі механічні пошкодження активізують ламінарний прикордонний шар, який переходить у турбулентний, що веде до різкого збільшення опору тертя. Шорсткості і забруднення аеродинамічної поверхні ЛА збільшують аеродинамічний опір і зменшують піднімальну силу, що для збереження заданих параметрів польоту вимагає додаткової витрати палива. При збільшенні через механічні пошкодження у вигляді подряпин чи залишкових деформацій шорсткості ЛА з $10 \text{ мкм} < h < 30 \text{ мкм}$ коефіцієнт опору тертя ЛА (2) збільшується на $3,58 \times 10^{-4}$.

На коефіцієнт опору впливають також задирки і погнутості. Для подібних впливів отримана залежність [2]:

$$\Delta C_x = C_x \frac{S_m}{S} \quad (3)$$

де C_x , S_m – коефіцієнт опору і сумарна площа міделя залишкових деформацій.

Отримані значення додаткового опору від задирок і погнутостей на поверхні крила показані на рисунку.

Аналіз графіка показує, що коефіцієнт аеродинамічного опору лінійно збільшується при збільшенні висоти задирки або погнутості. Збільшення висоти задирки чи погнутості погіршує аеродинамічну якість ЛА за лінійним законом.

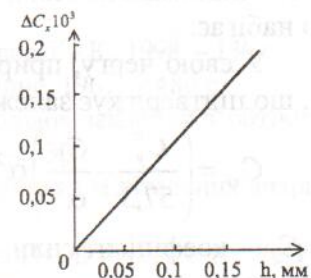
Вибой на обшиванні збільшує опір на 0,3 %, регулювання органів керування – на 1 %, полірування поверхні крила зменшує опір до 2 %, зализи – до 3–4 % [1].

Отже, у міру зростання опору тертя, профільного опору ЛА у результаті механічних впливів падає експлуатаційна якість ЛА, що призводить до зміни всіх льотно-технічних характеристик.

Для розрахунку впливу на аеродинамічний опір зазначених механічних впливів скористаємося залежністю [3]:

$$\Delta C_x = 5n \frac{h^2}{s} \left(\frac{h^2}{b_e} \right)^{\frac{2}{7}} (1 + 1,5\overline{C_e}),$$

де n – наявність елементів механічних пошкоджень; h – висота



Залежність збільшення коефіцієнта аеродинамічного опору від висоти задирки чи погнутості

елемента механічного пошкодження; b_e – хорда еквівалентного крила:

$$b_e = \frac{S}{l};$$

\bar{c}_e – відносна товщина еквівалентного крила.

Крім того, збільшення коефіцієнта аеродинамічного опору сполучень різних видів механічних пошкоджень можна обчислити за формулою [3]:

$$\Delta C_x = C_x - C_f \frac{S_{nn}}{S_{mid}},$$

де C_x, C_f – коефіцієнти аеродинамічного опору різних конфігурацій механічних пошкоджень; S_{nn} – площа елемента аеродинамічної поверхні, на якій випробовували C_x механічних пошкоджень в аеродинамічній трубі; S_{mid} – площа перетину елемента механічного пошкодження.

Дослідження показують, що існує критична висота виступних механічних пошкоджень, при якій ламінарний шар переходить у турбулентний [3; 4]. Перехід ламінарного плинину в турбулентне призводить до зміни розподілу тиску по профілі, що, у свою чергу, приводить до зміни подовжнього аеродинамічного моменту профілю. Ці ефекти призводять до росту аеродинамічного опору.

Залежно від характеру механічних деформацій обшивання й аеродинамічних поверхонь, наближена оцінка опору ЛА проводилася у припущенні, що деформації рівномірно розподілені по омиваній поверхні, а висота виступу кожного типу нерівностей однакова.

Механічні впливи можуть призвести до розбалансування руху ЛА і, як наслідок, – на коефіцієнт подовжнього моменту. Значення коефіцієнта піднімальної сили збалансованого ЛА визначено в роботі [5]:

$$C_{y\alpha \text{ бал}} = C_{y\alpha}^{\alpha} (\alpha - \alpha_0) + \Delta C_{y\alpha \text{ г.о.}}$$

Балансувальні значення коефіцієнта піднімальної сили запишемо з урахуванням відхилення руля висоти [5]:

$$C_{y \text{ бал}} = C_y^{\alpha} (\alpha - \alpha_0) + C_y^{\Psi_{\text{ст}}} + \frac{m_{z_0} + (\bar{X}_i - \bar{X}_f) C_y^{\alpha} (\alpha - \alpha_0) + C_y^{\Psi_{\text{ст}}} \bar{H}_{\text{ст}}}{\bar{H}_{\delta_b}},$$

де $\Psi_{\text{ст}}$ – кут установлення стабілізатора; $H_{\text{ст}}$ – плече додатка піднімальної сили стабілізатора; $\bar{H}_{\text{ст}}$ – плече додатка піднімальної сили руля висоти; δ_b – кут відхилення руля висоти.

Наявність пошкодження поверхні ЛА призводить до зміни піднімальної сили і пов'язаного з нею індуктивного опору, що визначають за формулою [2]:

$$X_i = Y \tan \alpha - F,$$

де Y – піднімальна сила; α – кут атаки; F – сила, що підсмоктує, спрямована назустріч потоку, що набігає.

У свою чергу, приріст опору збільшується пропорційно квадрату балансуєчого кута атаки, що підтверджує залежність аеродинамічного коефіцієнта індуктивного опору [2]:

$$C_{xi} = \left(\frac{C_y^{\alpha}}{57,3} - \frac{C_F}{\alpha^2} \right) \alpha^2,$$

де C_F – коефіцієнт сили, що підсмоктує.

Повну формулу коефіцієнта моменту тангажа ЛА можна, залежно від зміненого опору, записати у вигляді [3]:

$$m_{z_c} = m_{z_{оп}} + \left[\bar{X}_i - (\bar{X}_f^* - \Delta X_{\phi} - \Delta \bar{X}_{г.о.в}) \sqrt{C_x^*} - Y_i C_x + m_{z_{оп}} + \Delta \bar{X}_{f\phi} (\alpha_o - \Psi_o) + (\bar{X}_i - \bar{X}_f^* + \Delta X_{f\phi}) + \frac{C_{x\alpha}}{w} \bar{X}_p - C_x \bar{Y}_p - A_{z0} \kappa C_{y_{z0}}^{\alpha} (\alpha + \Psi_{cm} - \varepsilon_o - D \sqrt{C_x^*} + n \delta_o) \right] \frac{1}{v - 1}$$

Наведений аналіз показує, що ЛА на стадіях звертання й експлуатації піддається впливу різних механічних впливів, що призводять, як правило, до необоротних процесів.

Поява зовнішніх механічних порушень носить випадковий характер і може бути прогнозована введенням визначених припущень – таких, як однорідність потоку зовнішніх впливів і відсутність катастрофічних післядій. При таких припущеннях можна розглядати потік зовнішніх механічних впливів на ЛА, як нормально розподілені випадкові величини x_i з математичним сподіванням [6]:

$$M[x_i] = 0,$$

кореляційною функцією:

$$K_{x_i}(t_1, t_2) = K_{x_i}(\tau),$$

щільністю розподілу ймовірності, яка буде нормована:

$$f(x_i) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x_i^2}{2}}.$$

При цьому, знаючи функцію розподілу потоку впливів, можна спрогнозувати поведінку техніки в польоті, що можливо при польоті у «звичайних» умовах.

При здійсненні польотів у складних умовах не завжди виконуються прийняті припущення і не можна подати потік впливів у вигляді нормально розподілених випадкових функцій, тобто математичне сподівання

$$M \neq 0, \text{ кореляційна функція}$$

$$K_{x_i}(t_1, t_2) \neq K_{x_i}(\tau),$$

а щільність ймовірності не буде нормована:

$$f(x) = \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x - m_{x_i})^2}{2\sigma^2}}.$$

Отже, шкідливий вплив навколишнього середовища та ймовірність впливів механічних утворень на елементи аеродинамічної поверхні ЛА можуть призвести до погіршення аеродинамічної якості ЛА.

Одним з можливих шляхів підвищення безпеки в таких випадках може бути наявність системи реконфігурації параметрів керування польотом ЛА.

Список літератури

1. Ударцев Е.П. Експлуатаційна аеродинаміка, траєкторні завдання: Навч. посіб. – К., 1998. – 136 с.
2. Чернобровкін Л.С. Безпілотні літальні апарати. – М.: Машиностроение, 1967. – 480 с.
3. Иларионов А.М., Касторський С.В. Визначення лобового опору голівок заклепок з обтічниками // Питання аеродинаміки і міцності ВР ГА: – М.: Машиностроение. 1985. – 230 с.
4. Ліпихін С.В. Аналіз факторів і розумів, що викликають зниження живучості літальних апаратів/ Матеріали III міжнар. наук.-техн. конф. Т. 2. – К., 2001. – С. 6.13-6.16.
5. Ударцев Е.П. Динаміка просторового збалансованого руху літака: Навч. посіб. – К.: КИИГА, 1989. – 116 с.
6. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. – М.: Физматгиз, 1962. – 480 с.

Стаття надійшла до редакції 30.03.02.