

УДК 629.735.018.7.015.3.025.1 (045)

¹Д.О. Шевчук, к. т. н., доц.
²О.Г. Щербонос, м.н.с.
³Р.В. Остафійчук, студ.

ВПЛИВ ПОШКОДЖЕНЬ ПЕРЕДНЬОЇ КРОМКИ КРИЛА НА ІНТЕГРАЛЬНІ АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ НЕСУЧОЇ ПОВЕРХНІ

Національний авіаційний університет

¹E-mail: dmitroshevchuk@gmail.com

²E-mail: shchrbonos@gmail.com

³E-mail: ua.ruslan@gmail.com

Наведено результати експериментального дослідження впливу вихрової системи, що утворюється внаслідок пошкодження передньої кромки крила, на інтегральні аеродинамічні характеристики несучої поверхні.

This article presents the results of experimental research of influence of vortex system formed owing to damage to the wing leading edge on integrated aerodynamic characteristics of the bearing surface.

Приведены результаты экспериментального исследования влияния вихровой системы, образующейся вследствие повреждения передней кромки крыла, на интегральные аэродинамические характеристики несущей поверхности.

Постановка проблеми

Проблема забезпечення безпеки, регулярності, економічності та комфортабельності польотів залишається досить суттєвою, незважаючи на значний прогрес у розвитку авіаційної техніки.

Сучасний рівень розвитку авіації та зростаюча інтенсивність польотів потребують розвитку систем контролю і діагностування технічного стану повітряного судна (ПС) в цілому та окремих його функціональних систем і комплексів.

У процесі тривалої експлуатації ПС його льотно-технічні характеристики зазнають суттєвих змін. Більш суттєві зміни аеродинамічних характеристик відбуваються у разі раптових пошкоджень зовнішньої обшивки літака в результаті зіткнення з його поверхнею за великих швидкостей механічних, біологічних чи інших об'єктів. Ці пошкодження небезпечні через випадковий характер. Їх появу не можна передбачити.

Результатом зіткнень залежно від швидкості та маси об'єкта можуть бути як незначні вм'ятини, так і катастрофічні руйнування конструкції літака або його систем.

Сучасні існуючі методи контролю та діагностики не дозволяють реєструвати зміни стану зовнішньої обшивки ПС безпосередньо у процесі його експлуатації.

Наявність повної і достовірної інформації про момент, місце та ступень раптового пошкодження в польоті дасть можливість об'єктивно оцінити розвиток аварійної ситуації і запобігти її розвитку шляхом реорганізації керування ПС або зміни режиму польоту.

Аналіз досліджень і публікацій

У результаті досліджень, які проводилися в Національному авіаційному університеті, встановлено, що вм'ятини, які з'являються з часом на обшивці, збільшують [1–6]:

- аеродинамічний опір ЛА на 0,3 %;
- дефекти герметизації на 3 %;
- поліровку поверхні крила до 2 %.

Більш значні зміни аеродинамічних характеристик літального апарата відбуваються в результаті потрапляння на його поверхню на великих швидкостях зовнішніх механічних предметів (осколків бетону, дрібних каменів, птахів), ударів блискавки.

За даними американської преси, за рік експлуатації літальних апаратів усіх типів відбувається до 36 000 зіткнень з птахами.

Залежно від швидкості і маси осколку (птаха) можуть виникати мілкі вм'ятини та вм'ятини, що призводять до катастрофічних руйнувань. Ураховуючи цей факт, а також несподіваність їх появи, необхідно безперервно діагностувати в польоті стан зовнішньої поверхні літального апарата.

З появою можливості технічної реалізації питань теорії відновлення живучості ПС за рахунок реорганізації керування його польотом також з'являється необхідність в безперервному діагностуванні стану зовнішньої поверхні літака.

Аналіз публікацій [2–5] показує, що сьогодні діагностика стану зовнішньої поверхні літака здійснюється переважно тільки під час технічного огляду та підготовки ПС до експлуатації.

Останніми роками активно проводяться дослідження контролю параметрів стану зовнішньої поверхні літака безпосередньо в польоті [7; 8].

Раптові пошкодження зовнішньої поверхні літака призводять до миттєвої зміни аеродинамічних коефіцієнтів місцевих (у місці появи пошкодження) сил і моментів. Якщо організувати їх безперервне вимірювання, то за раптовими змінами їх значень можна робити висновки про ступінь, величину та момент виникнення того чи іншого пошкодження. Вирішити питання можна двома шляхами:

- безпосереднім прямим вимірюванням виникаючих місцевих кутів атаки і ковзання;
- непрямою реєстрацією виникаючих у цих місцях указаних кутів через появу безпосередньо пов'язаних з ними лінійних і кутів прискорень.

Мета роботи – отримання залежності зміни аеродинамічних характеристик несучої поверхні від параметрів типових пошкоджень передньої кромки.

Для досягнення поставленої мети необхідно:

- обґрунтувати геометричні параметри імітації типових пошкоджень;
- створити модель відсіку крила для досліджень в аеродинамічній трубі УТАД-2 НАУ;
- розробити методику виявлення впливу типових пошкоджень на інтегральні аеродинамічні характеристики моделі відсіку крила: коефіцієнт підйімальної сили C_{ya} , коефіцієнт лобового опору C_{xa} , момент тангажа M_z , отримати залежності інтегральних аеродинамічних характеристик від кута атаки для моделі з різними типовими пошкодженнями.

Експериментальна установка

Труба УТАД-2 НАУ – труба замкнутого типу з еліптичною в перерізі відкритою робочою частиною розмірами $750 \times 450 \times 900$ мм.

Максимальна швидкість потоку в робочій частині становить 30 м/с, максимальна потужність приводу – 2 кВт.

Вимірювання проводимуть за допомогою тензометричних перетворювачів, підключених до системи поділу сил трикомпонентних рейтерних ваг АВМК.

Збір інформації забезпечить інтерфейсна плата багатоканального вводу PCI-1002L фірми ICP DAS.

Швидкість і динамічний напір фіксують вимірювальним комплексом ИКД-6ТДф 0,016.

Відносна похибка вимірювань підйімальної сили і повздовжнього моменту міститься в межах 0,6%, відносна похибка вимірювання сили лобового опору – в межах 0,25%.

Число Рейнольдса під час експерименту становить $Re = 3,5 \cdot 10^5$, кут атаки моделі $\alpha^\circ = -10^\circ \dots +26^\circ$.

Геометричні параметри імітацій типових пошкоджень показано на рис. 1.

Програму дослідження крила з імітацією типових пошкоджень наведено у таблиці.

Як модель використовували крило з 14%-м профілем Р-301-14 (рис. 2, 3).

Розміри крила в плані – 400×200 мм.

З метою збільшення ефективного подовження відсіку крила у торців відсіку встановлені вертикальні екрани.

Методика обробки результатів експерименту

Ваговий експеримент призначений для визначення безрозмірних аеродинамічних коефіцієнтів моделі при різних кутах атаки α .

Дія повітряного потоку на модель зводиться до повної аеродинамічної сили та повного аеродинамічного моменту. В експерименті визначаються компоненти цієї сили і моменту у швидкісній системі координат.

Ваговий метод визначення сумарних аеродинамічних характеристик полягає у безпосередньому вимірюванні складених сил і моментів, що діють на модель, за допомогою аеродинамічної ваги.

Вимірювальна система складається з таких елементів:

- механізму розкладання діючих на модель сил і моментів на їх компоненти;
- механізму зміни кутового положення моделі відносно повітряного потоку;
- вагових елементів;
- підтримувального пристрою, за допомогою якого модель устанавлюється в робочій частині аеродинамічної труби.

За результатами вимірювань компонентів сил і моменту розраховуються відповідні безрозмірні коефіцієнти сил та моментів у швидкісній системі координат залежно від кута атаки [9]:

$$C_x = f(\alpha);$$

$$C_y = f(\alpha);$$

$$C_{mz} = f(\alpha).$$

Дослідження моделі проводились на трикомпонентних аеродинамічних вагах АВМК (рис. 4), що забезпечують незалежне вимірювання сили лобового опору, піднімальної сили й моменту тангажа при заданих кутах атаки α .

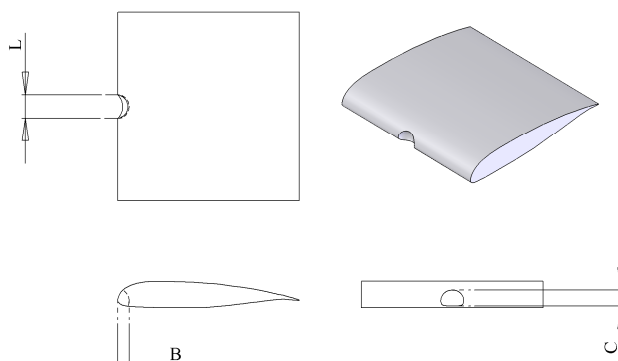


Рис. 1. Схема моделі відсіку крила з імітацією типового пошкодження

Програма експериментальних досліджень

Ширина L, мм	Глибина B, мм	Висота C, мм
0	0	0
4,5	4,5	4,5
8	8	5
10	10	10
14	14	12
18	16	14
24	20	14
28	23	20
32	25	28
36	25	28

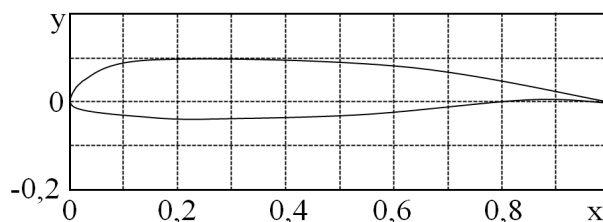


Рис. 2. Профіль Р-301-14

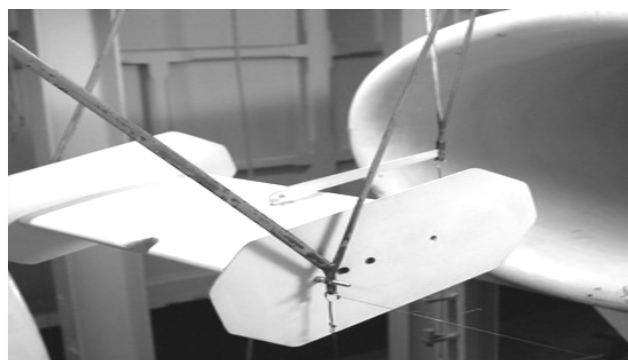


Рис. 3. Модель відсіку крила з пошкодженням передньої кромки

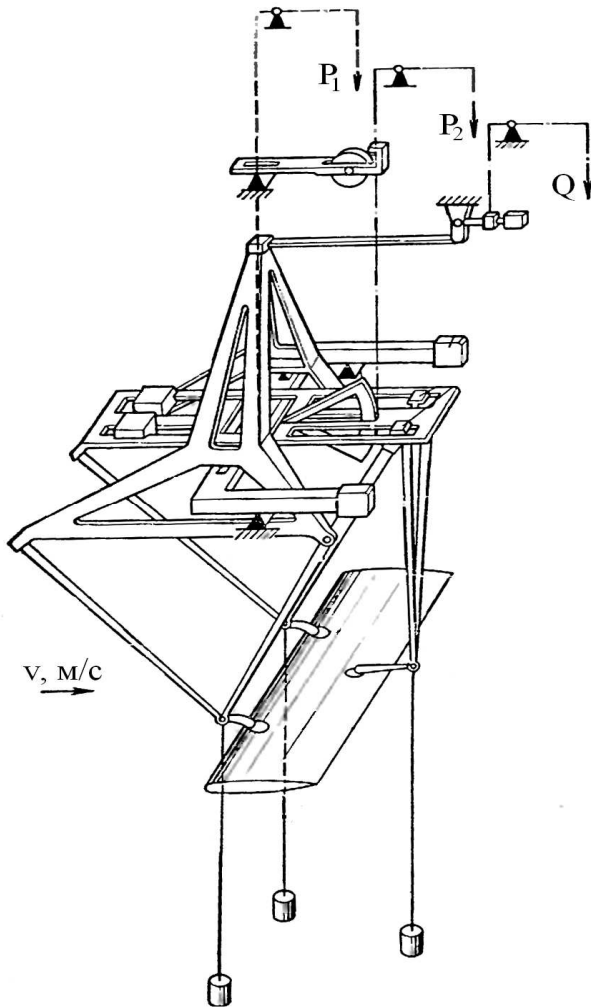


Рис. 4. Трикомпонентні аеродинамічні ваги АВМК

На цих вагах піднімальна сила Y_a вимірюється на двох вагових елементах P_1 і P_2 , а лобовий опір X_a – на ваговому елементі Q .

Момент тангажа M_z підраховується з рівняння рівноваги моментів аеродинамічних сил, виміряних на вагових елементах P_1 , P_2 , Q .

Під час експерименту для P_1 , P_2 , Q вимір піднімальної сили Y_a двома ваговими елементами дозволяє визначити в передній точці кріплення моделі до підвіски деяку частину піднімальної сили Y_a та повністю силу лобового опору X_a .

Крім того, відносно передньої точки визначається момент тангажа M_z . До системи поділу сил трикомпонентних рейтерних ваг АВМК підключені тензоперетворювачі.

Вихідними даними під час експерименту є напруги на тензовимірювачах U_{P_1} , U_{P_2} , U_Q , на датчику каналу P_1 , P_2 , Q та напруга на датчику вимірювального комплексу тиску (ВКТ) U_{IKD} . Напруги через підсилювачі подаються на інтерфейсну плату аналогово-цифрового перетворення.

Навантаження на каналах трикомпонентних ваг розраховують за формулами:

$$P_1 = K_{P_1}(U_{P_1} - U_{0_{P_1}});$$

$$P_2 = K_{P_2}(U_{P_2} - U_{0_{P_2}});$$

$$Q = K_Q(U_Q - U_{0_Q}),$$

де K_{P_1} , K_{P_2} , K_Q – тарувальні коефіцієнти датчиків, розраховані під час калібрування, що проводилось на початку кожної серії випробувань,

$U_{0_{P_1}}$, $U_{0_{P_2}}$, U_{0_Q} – напруги на тензовимірювачах, що відповідають нульовому навантаженню на канал.

Аналогічно розраховували динамічний опір q , що вимірювався ВКТ:

$$q = K_{IKD}(U_{IKD} - U_{0_{IKD}}),$$

де K_{IKD} – тарувальний коефіцієнт ВКТ, розрахований під час калібрування;

$U_{0_{IKD}}$ – напруги на ВКТ що відповідає нульовій швидкості потоку в робочій частині аеродинамічної труби.

Подальші розрахунки проводили згідно з такою методикою.

Оскільки передача піднімальної сили до вагового елемента P_2 залежить від кута атаки (рис. 5), вводиться передавальний коефіцієнт вагового елемента P_2 :

$$c = \frac{R_a}{l_b \cos \alpha}.$$

Тоді піднімальна сила дорівнюватиме:

$$Y_a = (P_1 - P_{10}) + c(P_2 - P_{20}),$$

де P_{10} , P_{20} – вихідні показання вагових елементів без впливу потоку на модель.

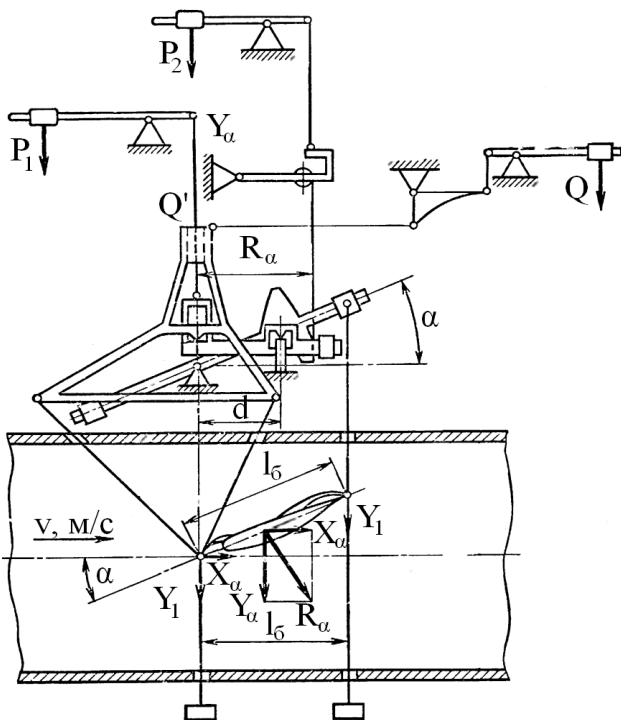


Рис. 5. Схема розподілу сил на трикомпонентних вагах АВМК

Лобовий опір досліджуваної моделі X_a , як і опір системи підвіски ΔQ , передається на ваговий елемент Q без змін:

$$X_a = Q - \Delta Q.$$

Момент тангажа відносно передньої кромки крила дорівнює

$$M_z = (P_1 - P_{10})a \cos \alpha + X_a a \sin \alpha + (P_2 - P_{20})(L + a) \cos \alpha,$$

де a – відстань від точки кріплення компонента ваг P_1 до передньої кромки крила.

Аеродинамічні коефіцієнти розраховують за формулами:

$$C_{ya} = \frac{Y_a}{\rho V^2 / 2};$$

$$C_{xa} = \frac{X_a}{\rho V^2 / 2};$$

$$C_{mz} = \frac{M_z}{\rho b_a V^2 / 2},$$

де ρ – щільність атмосфери;

V – швидкість повітряного потоку;

b_a – хорда моделі крила.

Порівняння залежностей аеродинамічних коефіцієнтів

$$C_x = f(\alpha), C_y = f(\alpha), C_{mz} = f(\alpha)$$

для непошкодженого крила та крила з імітацією типового пошкодження розміром $d = 36$ мм показано на рис. 6.

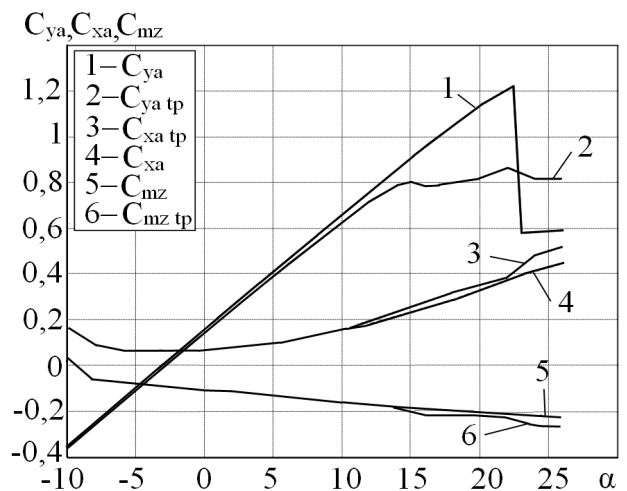


Рис. 6. Залежності аеродинамічних коефіцієнтів $C_x=f(\alpha), C_y=f(\alpha), C_{mz}=f(\alpha)$

Залежність зміни максимального коефіцієнта піднімальної сили від розміру типового пошкодження показано на рис. 7.

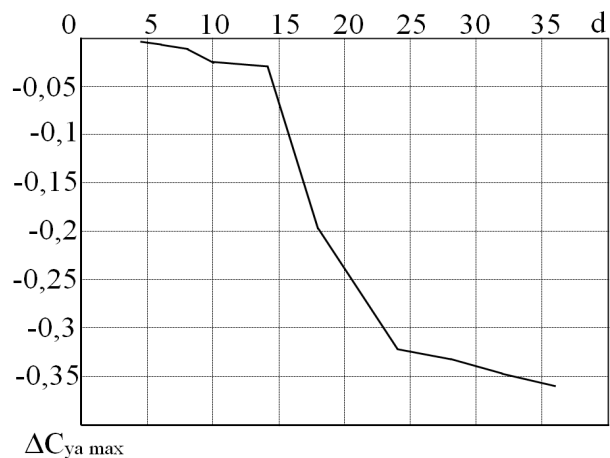


Рис. 7. Зміни максимального коефіцієнта піднімальної сили $C_{ya \max}$

Наявність пошкоджень впливає не лише на критичний кут атаки а й на похідну піднімальної сили C_{ya}^α (рис. 8).

Кут нахилу залежності $C_{ya} = f(\alpha)$.

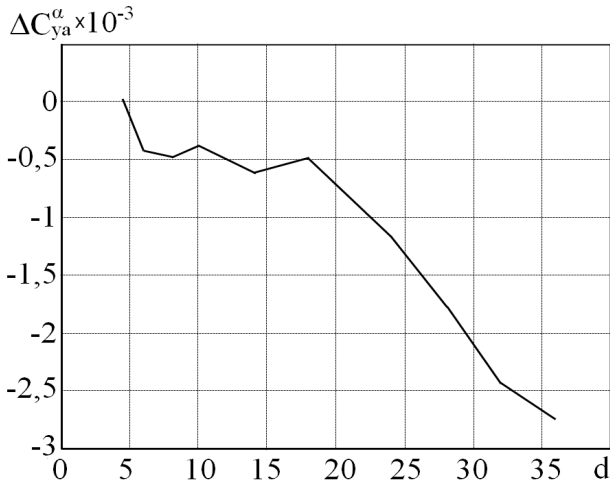


Рис. 8. Залежність зміни похідної коефіцієнта піднімальної сили C_{ya}^α від розміру типового пошкодження

Таким чином, було одержано залежності інтегральних аеродинамічних характеристик крила від розміру типового пошкодження.

Висновки

Пошкодження передньої кромки значно впливає на аеродинамічні характеристики, зменшуючи максимальний коефіцієнт піднімальної сили C_{ya} , критичний кут атаки $\alpha_{кр}$, змінюючи похідну коефіцієнта піднімальної сили за кутом атаки C_{ya}^α , збільшуючи коефіцієнт лобового опору на великих кутах атаки та змінюючи залежність коефіцієнта моменту тангажа від кута атаки $C_{mz} = f(\alpha)$.

Література

1. *Казак В.М.* Дослідження залежності аеродинамічних характеристик літального апарату від чинників, що деградують / В.М. Казак, С.В. Ліпихін // Вісник ТАУ. – К.: Північ. наук. центр, 2002. – № 5. – С. 47–48.

2. *Игнатов В.А.* Диагностические комплексы систем автоматического самолетовождения / В.А. Игнатов, С.М. Паук, Г.Ф. Конахович. – М.: Транспорт, 1975. – 254 с.

3. *Кузьмин В.Ф.* Обеспечение требований к аэродинамическим обводам самолета в авиационном производстве / В.Ф. Кузьмин. – М.: Машиностроение, 2002. – 272 с.

4. *Ищенко С.А.* Разработка методов контроля и диагностики аэродинамического состояния судов ГА / С.А. Ищенко, А.Р. Давидов. – К.: Знание, 1990. – 44 с.

5. *Касьянов В.А.* Определение характеристик воздушных судов методами идентификации / В.А. Касьянов, Е.П. Ударцев. – М.: Машиностроение, 1988. – 176 с.

6. *Ярмольский В.И.* Контроль и диагностирование гражданской авиационной техники / В.И. Ярмольский, Н.И. Белоконь, Б.Н. Пилипосян. – М.: Транспорт, 1990. – 184 с.

7. *Kazak V.M.* Fiber-optic intelligent structures for the technical conditions diagnosis of the airplane / V.M. Kazak, D.O. Shevchuk, M.L. Ostapchuk // Вісник НАУ. – 2009. – № 4 (41). – С. 42 – 46.

8. *Shevchuk D.O.* Fiber-optic intelligence systems for diagnostics contraction integrity of aircrafts / D.O. Shevchuk // Вісник НАУ. – 2010. – № 1 (42). – С. 78 – 83.

9. *Мартынов А.К.* Экспериментальная аэродинамика / А.К. Мартынов. – М.: ГИОП, 1950. – 475 с.

Стаття надійшла до редакції 15.11.10.