

струму на електродах 13, 14 у значення миттєвої швидкості течії повітря в каналі, на основі яких визначається залежність зміни миттєвої швидкості течії повітря в каналі від часу.

Одержані результати досліджень на комбінованому пристрої дозволять розрахувати значення зведеної швидкості  $\lambda = \frac{c}{\sqrt{\frac{2k}{k+1} RT^*}}$ , що, в свою чергу, дозволяє отримати значення

газодинамічних функцій  $q(\lambda)$ ,  $\tau(\lambda)$ ,  $\pi(\lambda)$ , через які на універсальній характеристиці каскаду компресора можна знайти робочу точку.

За результатами експериментів важливо провести калібровку математичної моделі роботи іонного анемометра. Суть калібровки полягає у визначенні в експерименті вольтамперних характеристик коронного розряду в потоці в залежності від числових значень газодинамічних та електричних параметрів іонного анемометра та підставлення в модель геометричних параметрів анемометра.

Відкалібрована математична модель дозволить одержувати експлуатаційні характеристики анемометра в широкому діапазоні конструктивних та газодинамічних параметрів.

### Список літератури

1. Dadd G.J., Porter M.I. Surge recovery and compressor working line control using compressor exit Mach number measurement // Aerotech-92.
2. Шакирьянов М.М. Разработка элетронного устройства для распознавания предпомпажных явлений авиационного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1998. – № 4. – С. 109–112.
3. Поляков А.Е., Малько Г.И., Каблуков А.С. К вопросу определения предпомпажного состояния компрессора // Газовая динамика двигателей и их элементов. – Харьков: ХАИ, 1987. – С. 81–88.
4. Карпов А.Е., Кинащук И.Ф., Панин В.В. Принципы построения замкнутой системы управления линией рабочих режимов ГТД // Актуальні проблеми автоматизації та інформаційних технологій. Т. 3. – Дніпропетровськ: Навч. кн., 2000. – С.87–92.

Стаття надійшла до редакції 19.03.01.

УДК 629.735.015

ББК 0537-042-01.6-01-076726.0

Є.П. Ударцев, О.І. Жданов, П.М. Виноградський

### ВПЛИВ КОНСТРУКТИВНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ КРИЛА НАДЛЕГКОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА НА ЙОГО АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

*Розглянуто результати експериментальних досліджень впливу конструктивних особливостей крила і компоновання на аеродинамічні характеристики моделей надлегкого літального апарата.*

В галузі створення надлегких літальних апаратів (НЛА) спостерігається велика різноманітність конструктивних рішень як окремих елементів, так і літака в цілому. Підтвердження розрахункових значень аеродинамічних та льотно-технічних характеристик при сертифікації має відбуватися у льотних випробуваннях, хоча інформативні можливості таких експериментів вкрай низькі внаслідок відсутності відповідної контрольної записуючої апаратури. При розробці важких літаків значну роль в оптимізації аеродинаміки відіграють експерименти в аеродинамічних трубах. Накопичений на кафедрі аеродинаміки повітряних суден та без-

пеки польотів Національного авіаційного університету досвід продувок моделей НЛА сільськогосподарського призначення дозволив провести порівняльний аналіз впливу конструктивних особливостей компоновки крила і літака в цілому на його аеродинамічні характеристики, які визначалися для моделей літаків під час продувок в аеродинамічній трубі ТАД-2 НАУ на шестикомпонентних тензобагах.

Досліджені моделі мали такі конструктивні особливості. Модель 1 – вільнонесучий низькоплан з хвостовим оперенням нормальної схеми, крило прямокутної форми в плані має елерони і поворотні однощільніні закрилки, профіль крила типу Р-ІІ, несиметричний (відносна товщина  $\bar{c} = 13,5\%$ , кривизна  $\bar{f} = 3,5\%$ , відносна координата точки максимальної кривизни  $\bar{x}_c, f = 25\%$ ), площа крила  $S_{кр} = 0,443 \text{ м}^2$ , розмах крила  $l_{кр} = 2,018 \text{ м}$ , середня аеродинамічна хорда  $b_A = 0,22 \text{ м}$ . Модель 2 – високоплан з хвостовим Т-подібним оперенням, крило прямокутної форми в плані має геометричне кручення  $-3^\circ$ , поворотні однощільніні закрилки, які одночасно виконують функцію елеронів, профіль крила типу Р-ІІІ, несиметричний ( $\bar{c} = 15\%$ ,  $\bar{f} = 4,5\%$ ,  $\bar{x}_c, f = 25\%$ ),  $S_{кр} = 0,6272 \text{ м}^2$ ,  $l_{кр} = 2,242 \text{ м}$ ,  $b_A = 0,28 \text{ м}$ . Модель 3 – високоплан з хвостовим оперенням нормальної схеми, крило прямокутної форми в плані має елерони і відхилювані закрилки, профіль крила симетричний, спрощений ( $\bar{c} = 16\%$ ,  $\bar{x}_c = 15\%$ ),  $S_{кр} = 0,5076 \text{ м}^2$ ,  $l_{кр} = 2,040 \text{ м}$ ,  $b_A = 0,28 \text{ м}$ . Модель 4 співпадає з моделлю 3 за виключенням зміненого носика профілю крила шляхом його загострення і відхилення вниз ( $\bar{c} = 15,15\%$ ,  $\bar{f} = 2,5\%$ ,  $\bar{x}_c, f = 16\%$ ).

Залежності аеродинамічних характеристик  $c_y = f(\alpha)$ ,  $c_y = f(c_x)$  та  $m_z = f(\alpha)$  для моделей 1 – 4 наведені на рис. 1. Кут атаки визначався відносно хорди кореневого перерізу крила.

У першу чергу звернемо увагу на значення  $c_{y \max}$ ,  $\alpha_{кр}$  та поведінку  $c_y = f(\alpha)$  біля критичних та закритичних кутів атаки. Застосування високонесучих профілів крила на моделях 1, 2 забезпечило високу аеродинамічну якість і плавну зміну коефіцієнта піднімальної сили на білякритичних та закритичних кутах атаки. Спрощена форма профілю крила на моделі 3 призвела до зменшення  $c_{y \max}$  і різкого падіння піднімальної сили на кутах  $\alpha > \alpha_{кр}$ .

Подальша модифікація профілю за рахунок зміни форми його носика хоча й призвела до відчутного збільшення  $c_{y \max}$ , але зривові характеристики залишилися попередніми.

Зміна носика профілю практично не призводить до збільшення  $\alpha_{кр}$ , якщо врахувати зменшення кута установки хорди крила приблизно на  $2^\circ$  внаслідок зміщення передньої точки носика профілю вниз. Необхідно відзначити суттєвий вплив на аеродинамічну якість і зривові характеристики форми фюзеляжу та аеродинамічної досконалості виконання стику фюзеляжу та крила. Мала площа міділевого перерізу фюзеляжу моделі 2 та висока якість сполучення крила з фюзеляжем забезпечили найбільшу аеродинамічну якість і найменший коефіцієнт лобового опору серед досліджених моделей. Моделі 3 і 4 при той самій високопланній схемі, але при наявності виступів передньої кромки крила і вирізів у задній частині крила в місцях приєднання до фюзеляжу призвели до шкідливої інтерференції, утворення зон зриву на верхній поверхні фюзеляжу за крилом починаючи з кутів атаки  $5 - 6^\circ$  і в підсумку – до значення коефіцієнта лобового опору, вдвічі більшого порівняно з моделлю 2.

Для НЛА сільськогосподарського призначення велике значення з точки зору безпеки польотів має певний запас потужності двигуна на режимах обробки полів, де необхідно забезпечити певні запаси наявного градієнта набору висоти з урахуванням рельєфу місцевості, перешкод, динаміки вітрової обстановки і це все – в умовах малих запасів висоти та швидкості польоту над їх небезпечними значеннями. Тому великий аеродинамічний опір НЛА, низька аеродинамічна якість вимагають установки більш потужних моторів, а це суттєво погіршує економічну ефективність використання НЛА – зростають вага і вартість двигуна, витрати пального.

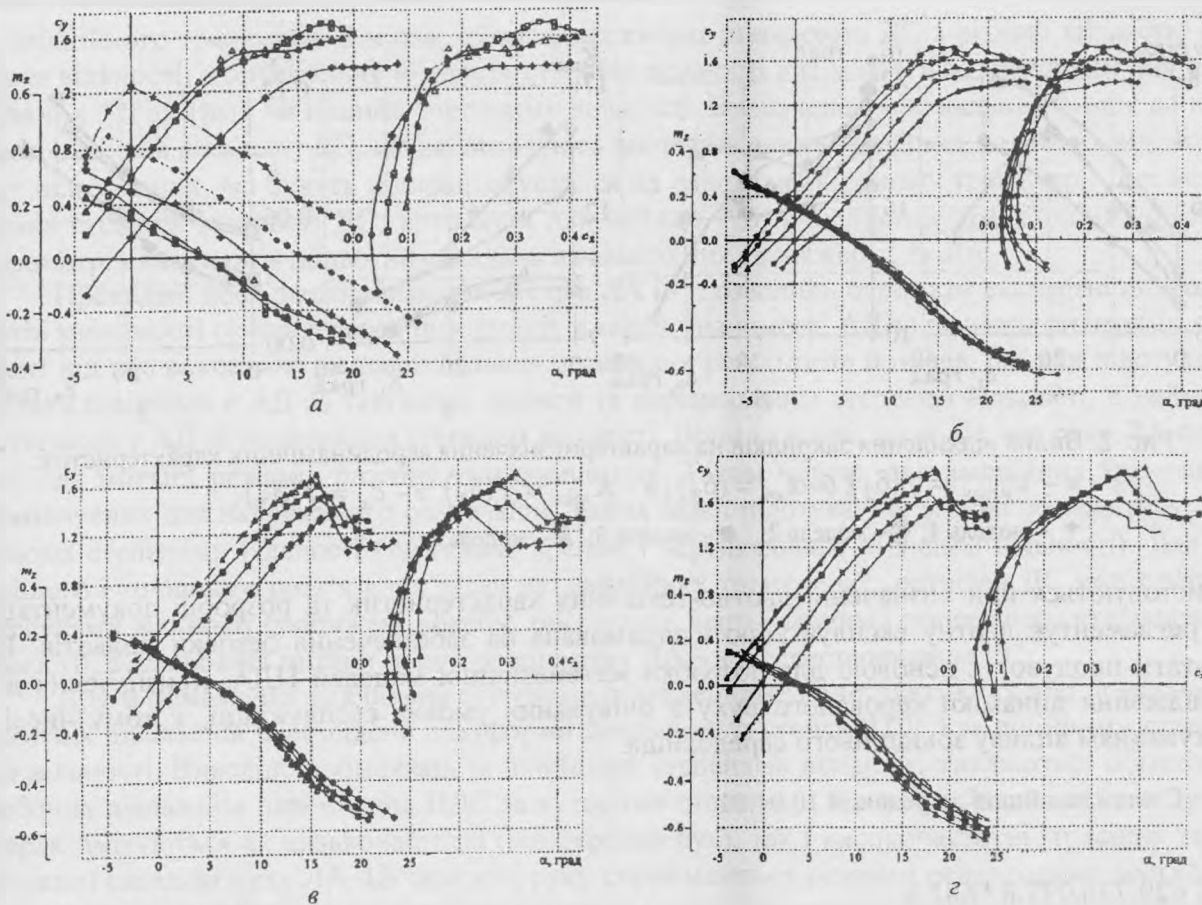


Рис. 1. Аеродинамічні характеристики моделей:

- а – модель 1:  $\pm \delta_v = \delta_3 = 0$ ;  $\blacksquare$  –  $\delta_v = 0$ ;  $\delta_3 = 20^\circ$ ;  $\blacktriangle$  –  $\delta_v = 0$ ;  $\delta_3 = 35^\circ$ ;  $\blacklozenge$  –  $\delta_v = -10^\circ$ ;  $\delta_3 = 0$ ;  
 $\star$  –  $\delta_v = -20^\circ$ ;  $\delta_3 = 0$ ;  
 б – модель 2:  $\pm \delta_3 = 0$ ;  $\bullet$  –  $\delta_3 = 4^\circ$ ;  $\triangle$  –  $\delta_3 = 10^\circ$ ;  $\circ$  –  $\delta_3 = 16^\circ$ ;  $\star$  –  $\delta_3 = 21^\circ$ ;  
 в – модель 3:  $\pm \delta_3 = 0$ ;  $\times$  –  $\delta_3 = 10^\circ$ ;  $\boxtimes$  –  $\delta_3 = 20^\circ$ ;  $\triangle$  –  $\delta_3 = 30^\circ$ ;  
 г – модель 4:  $\bullet$  –  $\delta_3 = 0$ ;  $\times$  –  $\delta_3 = 8^\circ$ ;  $\boxtimes$  –  $\delta_3 = 18^\circ$ ;  $\blacktriangle$  –  $\delta_3 = 28^\circ$

Ефективність закрилків помітно зменшується у випадку їх відхилення на кути більші за  $20^\circ$ . Відхилення до  $10^\circ$  несуттєво впливає на аеродинамічну якість та приріст опору, що і визначає раціональні межі відхилення закрилків на режимах польоту під час обробки полів. Потрібна потужність двигуна у цьому випадку практично не змінюється, а  $c_{y \max}$  збільшується на 7 ... 10%. Відхилення закрилків на  $35^\circ$  у моделі 1 призвело до раннього розвитку зриву потоку на верхній поверхні крила і відповідно до зменшення  $c_{y \max}$  та  $\alpha_{кр}$ . Результуючі дані для моделей досліджених літаків наведені на рис. 2.

Важливою для забезпечення безпеки польотів є також поведінка залежностей  $m_z = f(\alpha)$  на малих та від'ємних кутах атаки при відхиленні руля висоти вгору. Відповідний режим польоту може бути у випадку виходу зі зниження на великій швидкості і положенні штурвалу "на себе". На моделі 1 виявлено явище зриву потоку на горизонтальному оперенні і поява зони поздовжньої нестійкості в зазначеній області кутів атаки.

Аналіз результатів досліджень показав наявність у деяких моделей певних аеродинамічних особливостей. Продувки моделей НЛА на етапі проектування дозволяють уникнути конструктивних прорахунків і оптимізувати майбутнє конструювання, що є значно ефективнішим і дешевшим, ніж подальше доведення вже готової конструкції. Крім того, результати експериментів в аеродинамічних трубах суттєво доповнюють результати льотних випробувань, що є доказовим матеріалом при проведенні сертифікаційних робіт. Такі матеріали ви-

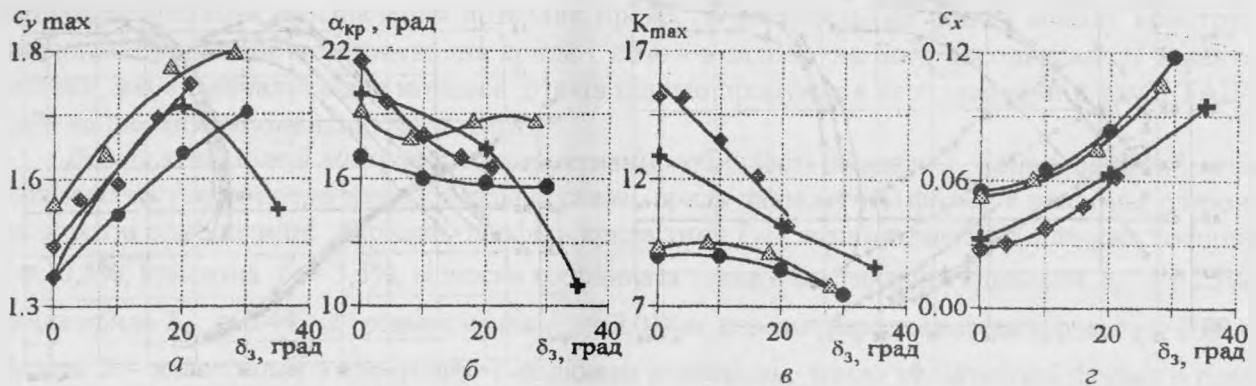


Рис. 2. Вплив відхилення закритків на характерні значення аеродинамічних характеристик:

$$a - c_{y \max} = f(\delta_3); \text{ б} - \alpha_{кр} = f(\delta_3); \text{ в} - K_{\max} = f(\delta_3); \text{ з} - c_x = f(\delta_3);$$

+ – модель 1; ◆ – модель 2; ● – модель 3; ▲ – модель 4

користуються при визначенні льотно-технічних характеристик та розробці документації, що регламентує льотну експлуатацію і спрямована на забезпечення безпеки польотів. Результати продувок є основою для розробки математичних моделей НЛА, призначених для дослідження динаміки керованого руху в очікуваних умовах експлуатації, у тому числі з урахуванням впливу зовнішнього середовища.

Стаття надійшла до редакції 10.04.01.

УДК 629.736.072.8; 681.3

05к 05р-48 + P 124,526-03

В.В. Кабанячий

## ІМІТАЦІЯ АКСЕЛЕРАЦІЙНИХ ДІЯНЬ НА АВІАЦІЙНИХ ТРЕНАЖЕРАХ

*Розглянуто задачу імітації акселераційних діянь на авіаційних тренажерах літальних апаратів. Викладено обґрунтування і математичну постановку задачі та показано складові її розв'язання.*

Сучасні авіаційні тренажери складаються з декількох взаємозв'язаних і взаємодіючих систем, серед яких однією з найважливіших є імітатор акселераційних діянь (АД). Його призначенням є імітація АД, які виникають під час руху літального апарата (ЛА) та забезпечують пілота неінструментальною інформацією про зміни положення ЛА та функціонування його систем.

У методичному відношенні імітація АД на авіаційних тренажерах являє собою дуже складну проблему. Це обумовлене тим, що точне відтворення АД, які виникають у реальному польоті, можливе лише при точному відтворенні просторового руху ЛА. Але через конструктивні та економічні обмеження динамічний стенд (ДС) авіаційного тренажера має певні обмеження порівняно з ЛА і здатен імітувати АД тільки в цих межах [1; 2].

Перше обмеження обумовлене кількістю степенів вільності ДС. Вартість і тривалість розробки та виготовлення сучасного ДС дуже великі. З кожним додатковим ступенем вільності складність конструкції та вартість ДС суттєво зростають. Вартість шестиступеневого ДС опорного типу з довжиною гідропиліндрів 1,5 м становить 2 млн. доларів США. З огляду на відсутність норм і універсальних критеріїв оцінки імітаторів АД завищення вимог до кількості степенів вільності ДС призводить до непродуктивних витрат та різкого зростання вартос-