УДК 533.602 : 629.735.33.067

Д.М. Зінченко[1], В.В. Гоцак[2], О.М. Компанієць[2]

[1]*АНТК ім. О.К. Антонова, Київ*
[2]*Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків*

ВПЛИВ ФОРМИ ПРОФІЛЮ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДИФІКОВАНОГО КРИЛА У ПРИСУТНОСТІ ГВИНТА

У статті відображено результати досліджень впливу форми профілю на розподілені аеродинамічні характеристики модифікованого крила у взаємодії зі струменем від гвинта. Результати отримано на основі чисельної методики розрахунку, яка дозволяє визначати аеродинамічні характеристики складних просторових компонувань із урахуванням тілесності, враховувати просторовість обтікання та інтерференцію елементів.

інтерференція, суперкритичний профіль, розподілення тиску

Вступ

Вирішення задач знаходження аеродинамічних характеристик (АХ) літальних апаратів (ЛА) може досягатись експериментальними, напівемпіричними та теоретичними методами. Експериментальні методи (до яких можна віднести льотні випробування

© Д.М. Зінченко, В.В. Гоцак, О.М. Компанієць

та експерименти в аеродинамічних трубах), безумовно, є інструментом отримання найповніших аеродинамічних характеристик, вони є засобом перевірки адекватності математичних моделей розрахунку АХ, за ними залишається заключне слово при створенні нових ЛА. Проте визначення особливостей обтікання і АХ експериментальних об'єктів вимагає значних масштабних робіт з виготовлення точних моделей (для аеродинамічних труб), проведення самих експериментів, обробці та аналізу отриманих даних [1, 2]. Застосування напівемпіричних методів для визначення інтегральних АХ показало хороші результати при застосуванні їх до відомих ЛА. Побудовані на базі експериментальних даних, отриманих для існуючих ЛА, напівемпіричні залежності дозволяють з прийнятною точністю визначати лише інтегральні аеродинамічні характеристики при незначних модифікаціях форми таких об'єктів [3, 4]. Проте, з огляду на обмеженість експериментальних даних, для нових, "нетрадиційних" аеродинамічних компонувань напівемпіричних залежностей не існує. Аналітичні методи аеродинаміки використовувалися в основному для вирішення найзагальніших питань [5]. З їх допомогою отримані розв'язання дуже вузького класу задач для тіл найпростіших геометричних форм. Тому аналітичні методи не можуть широко застосовуватись для отримання аеродинамічних характеристик складних просторових компонувань.

Швидкий розвиток обчислювальної техніки стимулював розвиток статистичних методів числового моделювання (методи Монте–Карло) широкого класу задач. У механіці суцільних середовищ метод статистичного моделювання (у комбінації з методом розщеплення) застосовується при дослідженні течії газів, що описується рівнянням Больцмана, а останнім часом – і при дослідженні нестаціонарних турбулентних процесів, що мають стохастичну природу [5]. Проте даний підхід висуває надзвичайно високі вимоги до ресурсів ЕОМ і не знайшов широкого застосування для вирішення практичних задач.

Збільшення швидкодії й обсягу пам'яті електронних обчислювальних машин (ЕОМ), удосконалення чисельних методів аеродинаміки привело до інтенсивного зростання робіт з використання чисельних експериментів при розв'язанні важливих практичних задач. Чисельний експеримент органічно зв'язав у єдине ціле фізичну сутність явища, його раціональну схему, включаючи математичний опис, чисельний метод розв'язання [3, 4].

Загальноприйнято, що нестаціонарні рівняння Нав'є–Стокса цілком описують турбулентну течію реального газу. Однак часовий і просторовий масштаби турбулентного руху настільки малі, що необхідна кількість вузлів розрахункової сітки і малий розмір кроків роблять ці обчислення нереалізованими на сучасних ЕОМ.

Для типових тривимірних течій потрібно більше 10^{12} вузлів розрахункової сітки, що обмежує практичне застосування методів розв'язання нестаціонарних рівнянь Нав'є–Стокса розв'язанням тестових задач.

Значне поширення знайшла модель потенційної течії нев'язкого газу, отримана з рівнянь Ейлера при припущенні про ізоентропність і незавихореність течії.

При необхідності врахування сил в'язкості модель ідеального газу може бути доповнена рівняннями примежового шару з організацією процесу в'язко–нев'язкої взаємодії, що виправдано для випадку дозвукового обтікання тіл [6]. Недоліками такого підходу є складність розбиття області течії газу на зону нев'язкої течії та примежовий шар, складність зрощування розв'язань. Однак розвиток цього напрямку є гідною альтернативою методам на основі розв'язання рівнянь Нав'є–Стокса.

Підсумовуючи сказане вище, можна зробити висновок, що для розрахунку складних тривимірних компонувань найбільш ефективною є модель потенційної течії ідеального газу, яка дозволяє з достатньою для практичних цілей точністю отримувати результати розрахунків обтікання складних просторових об'єктів.

Аналіз результатів розрахунків показує, що по мірі ускладнення математичної моделі можна отримати більш широкий спектр аеродинамічних характеристик.

Так, при моделюванні літака площинами задовільно збігаються з даними експериментів похідні аеродинамічних характеристик за кінематичними параметрами.

При моделюванні тонкими поверхнями з врахуванням крутіння непогано збігаються залежності аеродинамічних коефіцієнтів від кінематичних параметрів, а при моделюванні з врахуванням тілесності конструкції літального апарату достатньо задовільно відповідають експериментальним даним як розподілені, так і сумарні характеристики [1, 5, 6].

Зважаючи на вказане вище, у дозвуковій аеродинаміці найбільш ефективним (з точки зору помірних витрат машинного часу при задовільній точності результатів розрахунку [6]) чисельними методами досліджень обтікання складних тілесних конфігурацій є панельні методи низького порядку, зокрема МДВ та метод Моріно.

Мета статті – відображення результатів числового моделювання обтікання крила, що обдувається струменем від гвинта, на основі розробленої методики розрахунку аеродинамічних характеристик, які дають можливість зробити висновок про необхідність застосування профілів спеціальної форми (суперкритичних) для підвищення сумарних АХ розглянутої комбінації.

Методика розрахунку

Розглядається задача про безвідривне нестаціонарне обтікання тілесного літального апарата дозвуковим нестисливим потоком нев'язкого газу.

Течія вважається потенційною та безвихровою всюди, за винятком поверхні об'єкта та вихрової пелени.

При числах Рейнольдса, що відповідають реальному польоту, в'язкість проявляє себе у тонкому примежовому шарі, що дозволяє застосувати для розрахунків модель ідеального нестискуваного середовища. Місця сходу вихрових пелен вважаються апріорі відомими та фіксованими.

Задача обтікання формулюється як крайова задача щодо потенціалу збуреної швидкості. Ззовні тіла потенціал збуреної швидкості φ задовольняє рівняння Лапласа [4]:

$$\nabla^2\varphi = 0.$$

При розв'язанні задачі обтікання потенціал збуреної швидкості повинен задовольняти такі граничні умови [7]:

– непротікання на поверхні тіла;

– неперервність тиску на верхній та нижній поверхнях вихрової пелени;

– затухання збурень на нескінченному віддаленні від тіла;

– рівність тисків та кінцевість швидкостей на задніх кромках поверхонь, з яких сходить вихрова пелена.

У розробленій методиці аеродинамічні характеристики тілесних елементів визначаються на основі підходів методу Моріно.

Для визначення положення вихрового сліду використовуються підходи методу дискретних вихорів.

Метод дискретних вихорів дозволяє детально моделювати вихровий слід, його розвиток, процеси руйнування і відновлення, що грає визначну роль при дослідженні нелінійних аеродинамічних характеристик.

Для розрахунку аеродинамічних характеристик комбінації у даній роботі використовується чисельний метод, викладений у роботі [7].

Поверхня комбінації та вихрова пелена апроксимуються чотирикутними панелями. У результаті розв'язання системи алгебраїчних лінійних рівнянь стає відомим значення потенціалу збуреної швидкості у центрі кожного елемента комбінації. Поле збурених швидкостей визначається шляхом диференціювання потенціалу.

У результаті стає відомою докладна картина розподілення тиску по поверхні комбінації.

Сумарні характеристики визначаються шляхом інтегрування коефіцієнта тиску по поверхні комбінації.

Результати досліджень

Для дослідження було обрано модифіковане крило, яке являло собою сукупність прямого крила та напіварочної ділянки крила (рис. 1).

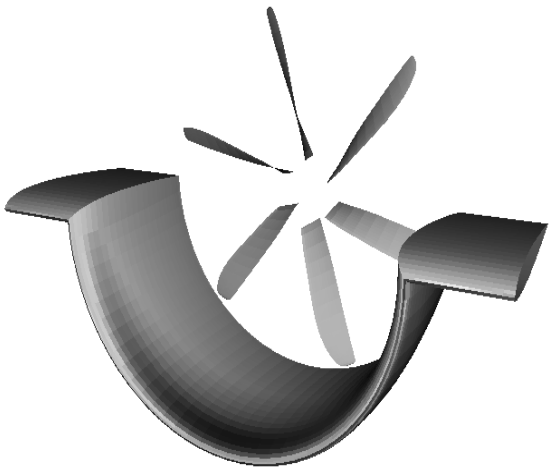

Рис. 1. Загальний вигляд об'єкта дослідження

Проведені експериментальні дослідження підтвердили безвідривність обтікання крила до кутів атаки більше 10°, що стало підставою для розрахунку безвідривного обтікання крила на основі розробленої методики. Розглядалось обтікання крил з профілем NACA23012 та суперкритичним профілем (рис. 2).

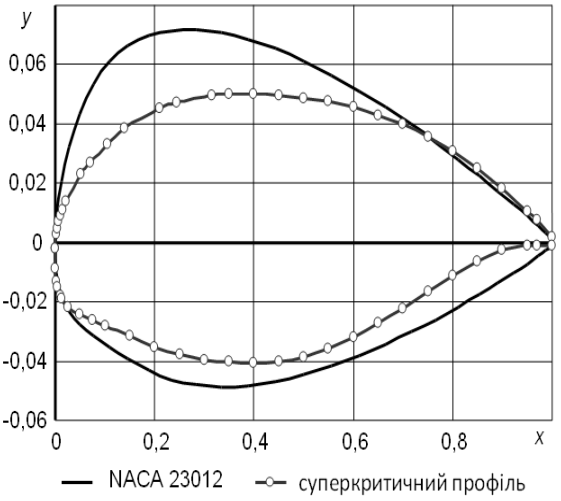

Рис. 2. Порівняння форми профілів

На рис. 3 – 6 подано розподілення коефіцієнта тиску по верхній та нижній поверхнях крила у центральному (кореневому) перерізі.

Як видно з аналізу графіків залежностей $c_P(\overline{x})$, застосування суперкритичного профілю крила з підрізкою задньої частини профілю має переваги з звичайним (класичним) профілем, що виявляється у більшому "наповненні" задньої частини епюри $c_P(\overline{x})$. Це, у свою чергу, призводить до підвищення сумарних аеродинамічних характеристик крила у присутності гвинта.

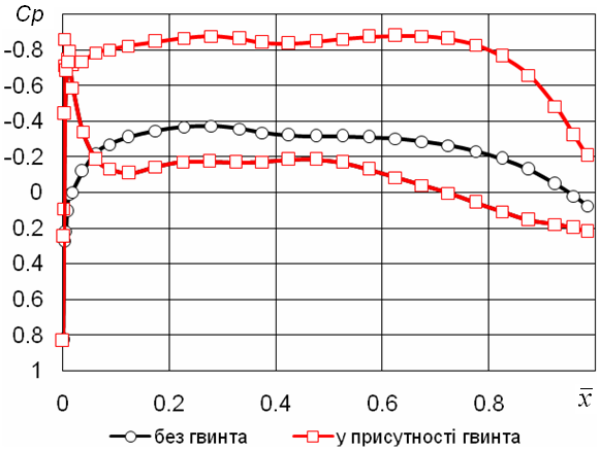

Рис. 3. Розподілення тиску по поверхні крила з суперкритичним профілем (α = 0°)

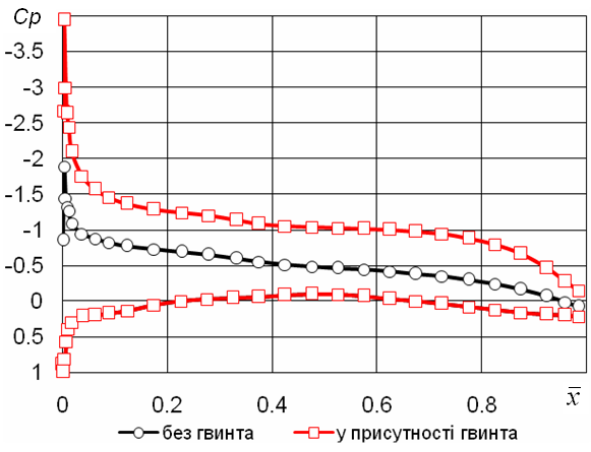

Рис. 4. Розподілення тиску по поверхні крила з суперкритичним профілем (α = 5°)

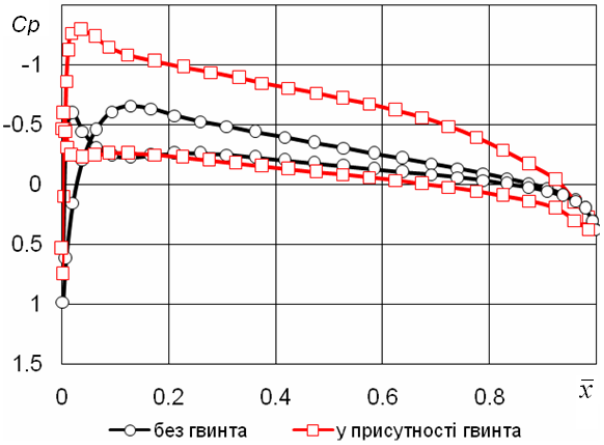

Рис. 5. Розподілення тиску по поверхні крила з профілем NACA 23012 (α = 0°)

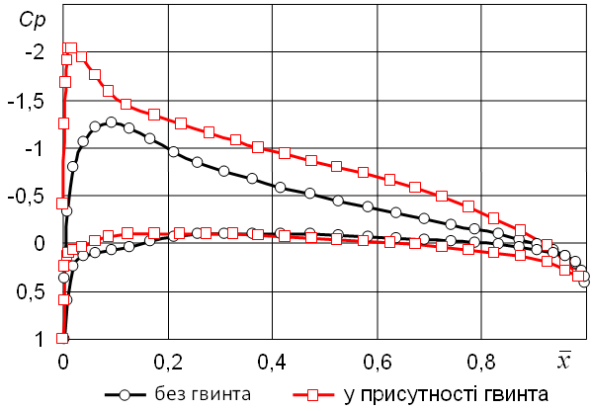

Рис. 6. Розподілення тиску по поверхні крила з профілем NACA 23012 (α = 5°)

Висновки

Обмежений обсяг статті не дозволив повніше викласти результати досліджень обтікання крила у присутності гвинта, проте наведені результати свідчать про якісні та кількісні переваги застосування суперкритичних профілів для отримання кращих АХ, у порівняння із застосуванням класичних профілів. Подальші дослідження буде направлено на визначення оптимальних характеристик вказаної комбінації з використанням суперкритичних профілів.

Список літератури

1. Белоцерковский С.М. О методологии создания, проверки достоверности и применения математических моделей в авиации // Вопросы кибернетики 96. – М.: Изд. АН СССР, 1983. – С. 3-20.

2. Любимов А.Н., Тюмнев Н.М. Методы исследований течений газа и определения характеристик осесимметричных тел. – М.: Наука, 1995. – 397 с.

3. Золотько Е.М. Подъемная сила крыла, обдуваемого струей от винтов, при изменении коэффициента нагрузки на ометаемую винтом площадь от 0 до ∞ // Труды ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1984. – Вып. 2235. – С. 3-10.

4. Аэродинамическая компоновка и характеристики летательных аппаратов / Бушуев В.И., Ганиев Ф.И., Локтев Б.Е. и др. / Под ред. М.И. Ништа. – М.: Машиностроение, 1991. – 256 с.

5. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1987. – 840 с.

6. Миранда Л.Р. Применение вычислительной аэродинамики при проектировании самолетов // Аэрокосмическая техника. – 1985. – № 2. – С. 3-23.

7. Гоцак В.В. Методика розрахунку нелінійних нестаціонарних аеродинамічних характеристик повітряних гвинтів // Вісник Міжнародного Слов'янського Університету. Серія "Технічні науки". – Х.: МСУ, 2004. – Т. 7, № 2. – С. 28-33.

Надійшла до редколегії 1.03.2007

Рецензент: д-р техн. наук С.А. Калкаманов, Харківський університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.