

УДК 629.7.022

П.А. Глущенко

Харківський університет Повітряних Сил імені Івана Кожедуба, Харків

ОБГРУНТУВАННЯ ВИБОРУ МЕТОДИКИ ДОСЛІДЖЕНЬ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛ БЕЗПІЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ З КІНЦЕВИМИ АЕРОДИНАМІЧНИМИ ПОВЕРХНЯМИ

Представлені результати дослідження несучих властивостей крил різного подовження з профілем Gottingen 389 модифікованим методом дискретних вихорів. Проведено порівняння результатів числових експериментів з відомими результатами аеродинамічних випробувань, зроблено висновок про адекватність обраної методики розрахунку основних аеродинамічних характеристик крил різного подовження.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики, метод дискретних вихорів, подовження крила, методика розрахунку.

Вступ

Постановка проблеми. Одним із способів покращення аеродинамічної якості літальних апаратів, в тому числі безпілотних, є встановлення кінцевих аеродинамічних поверхонь (КАП) на крилі для зменшення кінцевих перетікань. Встановлення КАП на безпілотні літальні апарати (БПЛА) дозволить збільшити бойовий радіус дії та зменшити витрату палива за рахунок зменшення сили опору і зростання підйомної сили. Тому дослідження особливостей застосування КАП на сучасних БПЛА для підвищення аеродинамічної якості і збільшення дальності та тривалості польоту є актуальною задачею. Для оцінювання ефективності встановлення КАП необхідно дослідити характер кінцевих перетікань крил різного подовження без КАП, обрати метод дослідження основних аеродинамічних характеристик крила з КАП, довести адекватність обраної методики визначення аеродинамічних характеристик (АХ) крила з КАП. Враховуючи різноманітність геометричних параметрів крил БПЛА на початковому етапі досліджень доцільно оцінити вплив кінцевих перетікань на несучі властивості крил різних подовжень.

Вирішення вище зазначеної задачі може досягатись наступними методами: експериментальними, напівемпіричними, аналітичними та числовими [1, 2]. Експериментальні методи є одними з найточніших. Експеримент є перевіркою адекватності математичних моделей і теоретичних розрахунків та дає остаточні оцінки аеродинамічних характеристик. Проте складність і вартість реалізації експериментальних методів, особливо на етапах розробки літальних апаратів (ЛА), є значним їх недоліком [1, 2].

Напівемпіричні методи найкраще підходять для визначення інтегральних АХ при застосуванні їх до відомих ЛА [2]. Основу методів складає масив експериментальних даних, отриманих для існуючих ЛА. Напівемпіричні залежності визначають лише інтегральні аеродинамічні характеристики при не-

значних модифікаціях форми таких об'єктів. Для нових аеродинамічних компонентів напівемпіричних залежностей не існує.

Аналітичні методи аеродинаміки застосовуються все рідше для визначення АХ. На сучасному етапі вони застосовуються для вирішення загальних, значно спрощених задач. Часто отримані рішення, в силу прийнятих спрощень, не мають практичного значення [1].

Тому для вирішення складних просторових задач вони не розглядаються.

Створення і значний розвиток ЕОМ стимулювали застосування числових методів моделювання. Значною перевагою числових методів є суттєве підвищення оперативності досліджень, їх здешевлення, різке скорочення експериментальних робіт. Одним із розвинених і перевірених на практиці є метод дискретних вихорів, основні положення і сутність методу наведені у роботах [3 – 5].

Метою роботи є обґрунтування вибору методики досліджень аеродинамічних характеристик крил безпілотних літальних апаратів з кінцевими аеродинамічними поверхнями.

Основні матеріали дослідження

Розглядається рух тіла в нев'язкій нестисливій рідині з постійною густиною ρ , що заповнює безкінечний простір. Положення точок поверхні S_T тіла (безкінечно тонкий профіль прямокутної форми в плані) в абсолютній системі координат $Oxyz$ визначається рівнянням:

$$F_s(t, \vec{r}_s) = 0, \quad (1)$$

де $\vec{r}_s = f(x, y, z)$ – радіус-вектор довільної точки поверхні S_T ; t – час.

Лінію L сходу вихрової пелени S_{Π} з поверхні S_T вважаємо відомою. Поле швидкостей $\vec{v}(t, \vec{r})$ поза межами S_T і S_{Π} вважається потенційним. Позначимо потенціал швидкостей через $\phi(t, \vec{r})$ та запишемо

$$\bar{v}(t, \bar{r}) = \bar{\nabla}\varphi(t, \bar{r}). \quad (2)$$

В цьому випадку рівняння нерозривності перетворюється в рівняння Лапласа [4]:

$$\Delta\varphi(t, \bar{r}) = 0, \quad (3)$$

де $\bar{r} \notin S_T \cup S_{II}$.

Тоді поле тиску в довільній точці простору визначається інтегралом Коши-Лагранжа для рівнянь руху Ейлера. Массові сили вважаємо відсутніми і виходячи з граничних умов на нескінченності (збурення убувають $\Delta\varphi(t, \bar{r}) \rightarrow 0$, тиск ($p=p_\infty$) постійний). Запишемо вираз наведений в [4]:

$$p(t, \bar{r}) = p_\infty - \rho \left(\frac{\partial\varphi(t, \bar{r})}{\partial t} + \frac{1}{2} \bar{v}^2(t, \bar{r}) \right). \quad (4)$$

Поверхнева сила, яка діє на тіло, що обтікається, визначиться інтегруванням тиску по поверхні S_T :

$$\bar{R} = - \int_{S_T} p(t, \bar{r}_s) \bar{n}(t, \bar{r}_s) dS_T, \quad (5)$$

де $\bar{n}(t, \bar{r}_s)$ – орт зовнішньої нормалі до S_T .

Таким чином, рішення задачі обтікання полягає в знаходженні потенціала швидкостей $\varphi(t, \bar{r})$ [3], що задовольняє рівнянню Лапласа та наступним граничним умовам:

- 1) на поверхні тіла S_T – умов не протікання;
- 2) на безкінечності – умова убування збурень;
- 3) на заданих ділянках кромки поверхні S_T – умова Чаплигіна-Жуковського;

4) на вільній пелені S_{II} – кінематична умова сумісності течій і умова відсутності перепаду тиску.

Несуча поверхня (в нашому випадку тонкий симетричний профіль) апроксимується нескінченно тонкою поверхнею, яка співпадає з середніми лініями перерізів реальної поверхні. За несучою поверхнею формується вихровий слід.

Неперервне розподілена вихрова поверхня замінюється дискретною з циркуляцією вихрових рамок $\Gamma_{S_{Tj}}$ і $\Gamma_{S_{IIk}}$, розміщених на несучій поверхні S_T та вихровій пелені S_{II} відповідно. Умова непротікання виконується у кінцевому числі контрольних точок T_j , у яких $\bar{n}(\tau, \bar{r})$ – орт нормалі у даній точці (рис. 1). N_T і N_{II} – загальна кількість елементів S_T та S_{II} відповідно, \bar{r}_j ($j=1, 2, \dots, N_T$) – радіус-вектори контрольних точок T_j .

Тоді згідно з [3] запишемо потенціал $\varphi(\tau, \bar{r})$ і вектор швидкості $\bar{v}(\tau, \bar{r})$ таким чином:

$$\varphi(\tau, \bar{r}) = \frac{1}{4\pi} \times \left(\sum_{j=1}^{N_{S_T}} \theta_{\sigma_j}(\tau, \bar{r}) \Gamma_{S_{Tj}}(\tau) + \sum_{k=1}^{N_{S_{II}}} \theta_{\sigma_k}(\tau, \bar{r}) \Gamma_{S_{IIk}} \right); \quad (6)$$

$$\bar{v}(\tau, \bar{r}) = \frac{1}{4\pi} \times \left(\sum_{j=1}^{N_{S_T}} \bar{w}_{\sigma_j}(\tau, \bar{r}) \Gamma_{S_{Tj}}(\tau) + \sum_{k=1}^{N_{S_{II}}} \bar{w}_{\sigma_k}(\tau, \bar{r}) \Gamma_{S_{IIk}} \right). \quad (7)$$

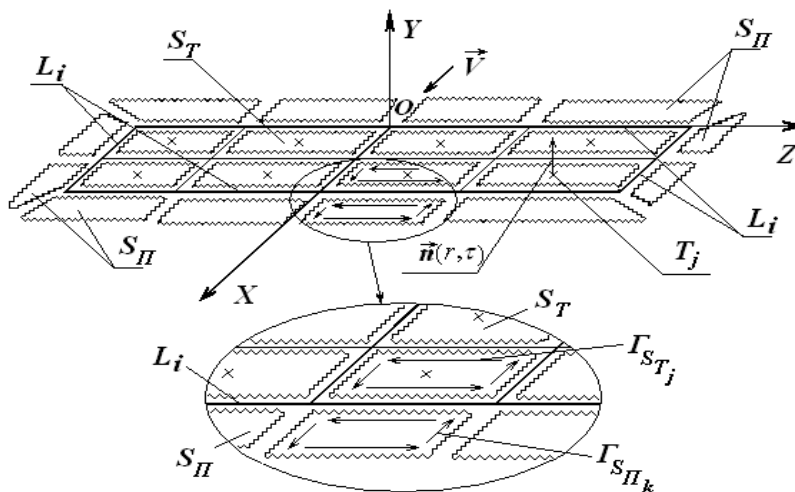


Рис. 1. Схема обтікання тонкої несучої поверхні

Швидкості, що індуються у вільній точці вихрової структури $\bar{w}_\sigma(\tau, \bar{r})$ визначаються у відповідності до закону Біо-Савара [3].

Величина $\theta_\sigma(\tau, \bar{r})$ має зміст тілесного кута, під яким видно дану рамку з точки кінця вектору \bar{r} і визначається виразом:

$$\theta_\sigma(\tau, \bar{r}) = \iint_\sigma \frac{\partial}{\partial \bar{n}} \left(\frac{1}{|\bar{r} - \bar{r}_s|} \right) dS, \quad (8)$$

де σ – площа поверхні тіла S_T (або пелени S_{II}).

Стрибок потенціалу $\varphi(\tau, \bar{r})$ при перетині поверхні S_T (S_{II}) дорівнює циркуляції відповідної рамки [3]:

$$\varphi_+(\tau, \vec{r}) - \varphi_-(\tau, \vec{r}) = \Gamma_{S_T(S_{\Pi})_j} \quad (9)$$

Процес пошуку інтегралу (8), виконання граничних умов і алгоритм розрахунку наведено в [3]. Варто відзначити, що після визначення величин циркуляцій вихрових рамок $\Gamma_{S_{T_j}}$ і $\Gamma_{S_{\Pi_k}}$, вони використовуються для побудови пелени на черговому розрахунковому кроці.

Під час досліджень було промодельовано обтікання крил з профілем Gottingen 389 з різними значеннями подовження $\lambda = 0,25; 1,0; 4,0$ під різними кутами атаки α від -5° до 15° при прийнятих вище припущеннях. Для зручності аналізу отримані результати представлені у вигляді залежності коефіцієнту підйомної сили C_{ya} від кута атаки α (рис. 2).

Як видно із залежностей представлених на рис. 2, крила меншого подовження при малих кутах атаки мають гірші несучі властивості, що пояснюється значним впливом кінцевих перетікань, які зменшують несучі властивості перерізів крила по мірі їх віддалення від осі і займають велику площу відносно до загальної площі крила. Зі збільшенням подовження відносна площа крила, на яку впливають кінцеві перетікання, зменшується, несучі властивості збільшуються, але вплив кінцевих перетікань ще значний і спостерігається певна нелінійність несучих властивостей. При $\lambda = 4$ роль кінцевих перетікань мала і залежність коефіцієнту підйомної сили C_{ya} від кута атаки α практично лінійна. Якісно вплив кінцевих перетікань демонструє побудована вихрова пелена при числовому експерименті. Розрахункове положення вихрової пелени крил різних подовжень представлені на рис. 3 – 5.

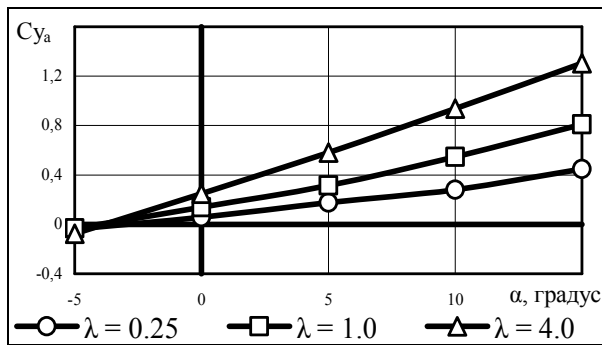


Рис. 2. Залежність коефіцієнту підйомної сили C_{ya} від кута атаки α

Таким чином, методика розрахунку поля течії навколо крил різного подовження чітко відображає відомі з теорії аеродинаміки крил факти.

Для більш детальної перевірки адекватності обраної методики розрахунку було проведено порівняння результатів дослідження із відомими експериментальними даними [6] для крил з профілем Gottingen 389 з подовженнями $\lambda = 1$ і 4.

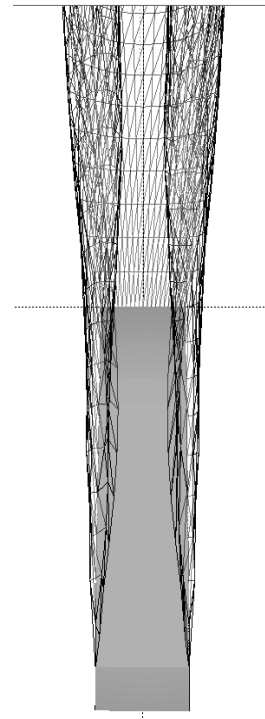


Рис. 3. Розрахункове положення вихрової пелени крила подовженням $\lambda = 0,25$

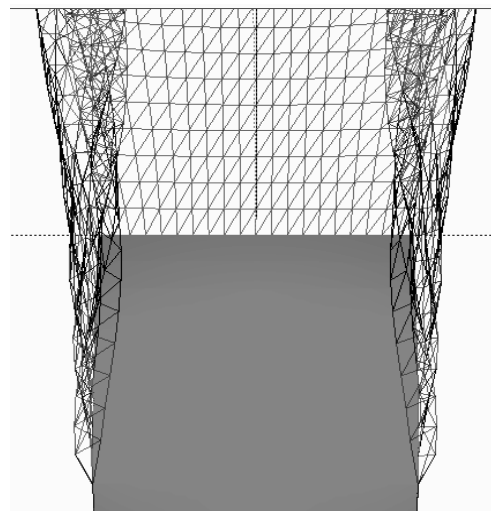


Рис. 4. Розрахункове положення вихрової пелени крила подовженням $\lambda = 1$

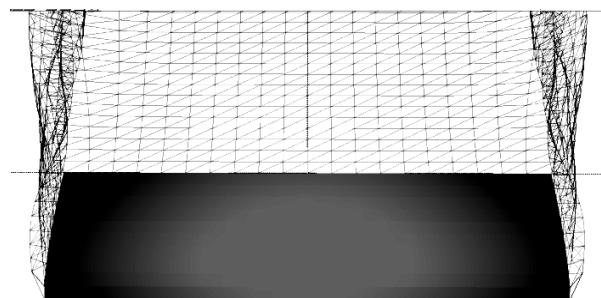
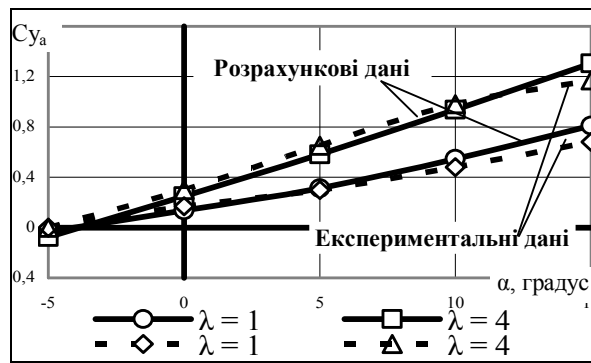


Рис. 5. Розрахункове положення вихрової пелени крила подовженням $\lambda = 4$

Так, на рис. 6 представлені залежності коефіцієнту підйомної сили C_{ya} від кута атаки α .

Рис. 6. Залежність коефіцієнту підйомної сили C_{ya} від кута атаки α

Аналіз графічних залежностей дозволяє зробити висновок про задовільне співпадіння розрахункових та експериментальних даних, та, відповідно, про адекватність обраної методики розрахунків реальній картині обтікання крил різного подовження в тому числі з КАП.

Висновки

На основі проведеного порівняння результатів числових експериментів з відомими експериментальними даними зроблено висновок про адекватність обраної методики розрахунку основних аеродинамічних характеристик крил різного подовження. Тому обрана методика може бути рекомендована для проведення параметричних досліджень крил з КАП.

В подальшій роботі передбачається дослідження впливу геометричних параметрів крил з КАП за допомогою перевіреного методу дослідження, що дасть змогу оцінити вплив встановлення КАП на дальність та тривалість польоту БПЛА різного призначення.

Список літератури

1. Любимов А.Н. Методы исследования течений газа и определения аэродинамических характеристик осевим-

метричных тел / А.Н. Любимов, Н.М. Тюмнев, Г.И. Хут. – М.: Наука, 1995. – 397 с.

2. Гоцак В.В. Исследование несущих свойств системы „арочное крыло – воздушный винт” в численном эксперименте / В.В. Гоцак, Е.А. Украинец // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. – Х.: НАКУ „ХАИ”. – 2002. – Вып. 28(1). – С. 85-88.

3. Апаринов В.А. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками / В.А. Апаринов, А.В. Дворак // Применение ЭВМ для исследования аэродинамических нагрузок летательных аппаратов. – Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – М.: Изд. ВВИА им. Н.Е. Жуковского. – 1986. – Вып. 1313. – С. 424-432.

4. Белоцерковский С.М. Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях и их применение в аэродинамике, теории упругости, электродинамике / С.М. Белоцерковский, И.К. Лифанов. – М.: Наука, 1985. – 236 с.

5. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа / С.М. Белоцерковский. – М.: Наука, 1965. – 242 с.

6. Юрьев Б.Р. Экспериментальная аэродинамика / Б.Р. Юрьев. – Ч II. Индуктивное сопротивление. – М.: НКОП, 1938. – 275с.

Надійшла до редколегії 16.11.2015

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Б. Леонтьев, Харківський університет Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба, Харків.

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА МЕТОДИКИ ИССЛЕДОВАНИЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛЬЕВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С КОНЦЕВЫМИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ

П.А. Глушенко

Представлены результаты исследования несущих свойств крыльев разного удлинения с профилем Gottingen 389 модифицированным методом дискретных вихрей. Проведено сравнение результатов числовых экспериментов с известными результатами аэродинамических испытаний, сделан вывод об адекватности избранной методики расчета основных аэродинамических характеристик крыльев разного удлинения.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, метод дискретных вихрей, удлинение крыла, методика расчета.

RATIONALE FOR THE RESEARCH METHODOLOGY OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE UNMANNED AERIAL VEHICLE WINGS WITH WINGLET AIRFOIL

P.A. Glushchenko

The results of the study of the bearing properties of the different wing extension with the profile of Gottingen 389 which were conducted with the help of the modified method of discrete vortexes are represented. The results of the numerical experiment with the known results of the aerodynamic testing are compared, the conclusion as for the adequacy of the chosen method of calculation of the basic aerodynamic characteristics of the different wing extension is drawn.

Keywords: aerodynamic characteristics, method of discrete vortexes, wing extension, method of calculation.