

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»**

Барановський Богдан Олександрович
Керівник: Гуржій Олександр Андрійович

УДК 532.5

МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ЯКОСТІ КРИЛОВИХ ПРОФІЛІВ

Спеціальність 8.05010102
«Інформаційні технології проектування»

АВТОРЕФЕРАТ

дисертації на здобуття освітньо-кваліфікаційного
рівня магістра

Київ – 2016

Робота виконана на кафедрі автоматизації проектування енергетичних процесів та систем НТУУ «КПІ» Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник: професор, доктор фізико-математичних наук, старший науковий співробітник
Гуржій Олександр Андрійович
професор кафедри автоматизації проектування енергетичних процесів і систем НТУУ «КПІ» (м. Київ)

Рецензенти: провідний науковий співробітник,
Інститут гідромеханіки НАН України,
доктор технічних наук Воскобійник В.А.

Захист відбудеться 13 червня 2016 р., на засіданні ДЕК кафедри АПЕПС НТУУ „КПІ” аудиторія 405-5.

З дисертацією можна ознайомитись у методичному кабінеті кафедри АПЕПС НТУУ „КПІ”, аудиторія 417-5.

Реферат підготовлено та представлено до розгляду „08” червня 2016 р.
Робота рекомендована до захисту „__” _____ 2016 р.

Завідуючий кафедрою АПЕПС НТУУ „КПІ”,
доктор технічних наук, професор

Лук’яненко С. О.

Відповідальний за випуск магістрів
кафедри АПЕПС НТУУ «КПІ»,
кандидат технічних наук, доцент

Гагарін О. О.

РЕФЕРАТ

Магістерська дисертація складається зі вступу, п'яти розділів, висновку, переліку посилань з 56 найменувань, 3 додатків і містить 28 рисунків. Повний обсяг магістерської дисертації складає 114 сторінок, з яких перелік посилань займає 5 сторінок, додатки – 10 сторінок.

Актуальність теми. В останні роки інтенсивний розвиток малої авіації ставить перед розробниками широкий перелік наукових і конструкторських проблем, одна з яких пов'язана з розробкою, оцінкою та удосконаленням характеристик крилових профілів на малих швидкостях польоту. В більшості випадків розробляються крилові профілі, які призначені для швидкісних режимів польоту і на малих швидкостях не ефективні. Тому оптимізація алгоритмів і вдосконалення програмного забезпечення для моделювання аеродинамічних характеристик на малих швидкостях є актуальними.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Дисертаційна робота магістра виконувалась у Національному технічному університеті України "КПІ" згідно з планом науково-дослідницьких робіт кафедри автоматизації проектування енергетичних процесів і систем.

Метою дослідження є розробка програмної системи, спрямованої на моделювання аеродинамічних характеристик крилового профілю для оцінки якості крила на малих швидкостях, виявлення закономірностей щодо моделювання аеродинамічних процесів.

Для реалізації поставленої мети були сформульовані наступні **завдання дослідження**, що визначили логіку дослідження та його структуру:

- проаналізувати існуючі методи моделювання крилових профілів;
- розробити алгоритми для моделювання аеродинамічних характеристик на малих швидкостях польоту;
- розробити програмний комплекс, який дозволяє для заданої геометрії поперечного перерізу крила розрахувати аеродинамічні характеристики.

Об'єктом дослідження є комп'ютерні технології моделювання крилових профілів.

Предмет дослідження - комп'ютерні технології моделювання аеродинаміки крилових профілів на малих швидкостях.

Методи дослідження: розв'язання поставлених задач виконувалось на базі положень математичних методів, зокрема:

- методу Гауса для розв'язання системи лінійних алгебраїчних рівнянь;
- методу Рунге-Кутта-Фельберга 4-го порядку розв'язку системи однорідних диференціальних рівнянь.

Наукова новизна одержаних результатів. Найбільш суттєвими науковими результатами магістерської дисертації є:

- удосконалено метод дискретних особливостей шляхом спрощення моделі суцільного середовища та розташування точкових вихрів, що призвело до підвищення швидкості розрахунків моделювання аеродинамічних характеристик крилових профілів;

- набуло подальшого розвитку застосування комп'ютерної візуалізації в моделюванні аеродинамічних характеристик крилового профілю.

Практичне значення одержаних результатів визначається тим, що запропоновані підходи дозволять полегшити розробку комп'ютерної моделі обтікання двомірного крилового профілю в потоці ідеальної нестисливої рідини.

Апробація результатів дисертації:

1. XV Всеукраїнській студентській науково-практичній інтернет-конференції «Innovations in Science and Technology» (м. Київ, 01-25 грудня 2015 р.).

Публікації. Наукові положення дипломної роботи опубліковані в 1 роботі.

ОСНОВНІ ПУБЛІКАЦІЇ ПО ТЕМІ ДИСЕРТАЦІЇ

Барановський Б.О. Застосування методу дискретних особливостей при моделюванні аеродинаміки крилових профілів /Б.О. Барановський // Сучасні аспекти розробки програмного забезпечення: Збірник наукови праць III науково-практичної

дистанційної конференції молодих вчених і фахівців з розробки програмного забезпечення, 15 квітня 2016 р. – Черкаси: видавець Чабаненко Ю.А., 2016. – 182 с.

Ключові слова. КРИЛОВИЙ ПРОФІЛЬ, ТОЧКОВІ ВИХРІ, ТОЧКИ КОЛОКАЦІЇ, СЛАР, МЕТОД ДИСКРЕТНИХ ОСОБЛИВОСТЕЙ, WPF.

ЗМІСТ РОБОТИ

У **вступі** обґрунтовується актуальність теми дисертаційної роботи, сформульовані мета і завдання дослідження, представлені основні положення, що виносяться на захист.

В першому розділі розглядаються питання постановки задачі моделювання аеродинамічної якості крилового профілю в потоці ідеальної нестисливої рідини, описана поставлена задача, та необхідні для цього вхідні та вихідні дані. Також представлено теоретичний опис моделі процесу моделювання аеродинамічних характеристик крилового профілю. Основними аеродинамічними характеристиками профілю є коефіцієнт підйомної сили $C_{y\alpha}$, коефіцієнт лобового опору $C_{x\alpha}$ і коефіцієнт моменту C_m щодо осі, що проходить через ніс профілю. Отримані експериментальним шляхом значення коефіцієнтів зображуються графіками, що характеризують залежність цих коефіцієнтів від кута атаки α .

Розглянемо залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки при малих швидкостях польоту, коли умовою стисливості повітря можна знехтувати. Підйомна сила, як відомо, виникає внаслідок різниці тисків потоку, що набігає на верхній і нижній поверхнях крила. Кут атаки, при якому підйомна сила дорівнює нулю, називається кутом нульової підйомної сили і позначається α_0 .

Як показали теоретичні та експериментальні дослідження, зі зростанням кута атаки (від α_0 до кутів атаки $\alpha_0 = 10 \dots 15^\circ$, до яких зберігається безвідривне обтікання), підйомна сила зростає за лінійним законом. На цій ділянці величину $C_{y\alpha}$ можна визначити співвідношенням

$$C_{y\alpha} = C_{y\alpha}^{\alpha}(\alpha - \alpha_0),$$

де $C_{y\alpha}^{\alpha} = \frac{\partial C_{y\alpha}}{\partial \alpha}$ – приріст коефіцієнта $C_{y\alpha}$ при зміні кута атаки на один градус (або радіан).

При збільшенні кута атаки збільшується тиск на нижній поверхні профілю і росте розрідження на верхній поверхні, що призводить до зростання підйомної сили. Зі збільшенням кута атаки на верхній поверхні профілю збільшується інтенсивність наростання тиску від точки мінімуму тиску до задньої кромки профілю. При цьому точка мінімуму тиску переміщується у напрямку до передньої кромки. Аналогічним буде і закон зміни тиску уздовж хорди і в приграничному шарі. Поблизу верхньої поверхні профілю, де частки повітря втратили свою кінетичну енергію внаслідок тертя, під дією надлишкового тиску, коли воно досягне певної величини, повітря буде рухатися назустріч потоку. У підсумку відбудеться відрив потоку, вирівнювання і одночасне збільшення тиску на верхній поверхні профілю і внаслідок цього – зменшення підйомної сили.

Після досягнення кута атаки, на якому починається відрив потоку з поверхні профілю, лінійна залежність $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ порушується, зростання підйомної сили сповільнюється і після досягнення максимального значення вона починає падати з ростом кута атаки. Кут атаки, при якому підйомна сила досягає максимального значення, називається критичним кутом атаки $\alpha_{кр}$. Для великої кількості крилових профілів $\alpha_{кр} = 15 \dots 20^\circ$.

Падіння підйомної сили на закритичних кутах атаки пояснюється зривом приграничного шару з верхньої поверхні профілю. За ним утворюється зона завихрень, в якій падає швидкість потоку і зменшується різниця тисків, що діють на верхню і нижню поверхні профілю.

Як відомо, коефіцієнт $C_{y\alpha}$ пов'язаний з підйомною силою Y_{α} співвідношенням

$$C_{y\alpha} = \frac{Y_{\alpha}}{\frac{\rho U^2 S}{2}},$$

де ρ – густина повітря, U – швидкість польоту, S – площа крила.

Тому всі наведені вище міркування щодо підйомної сили справедливі і для її коефіцієнта. Опір профілю залежить від опору тертя і опору тиску. Залежність коефіцієнта лобового опору від кута атаки змінюється по параболі, а потім з кутів атаки, трохи менших $\alpha_{кр}$, швидко зростає через посилення відриву прикордонного шару. При деякому значенні кута α коефіцієнт $C_{x\alpha}$ має мінімальне значення. Аналогічно, коефіцієнт $C_{x\alpha}$ пов'язаний з лобовим опором X_α співвідношенням

$$C_{x\alpha} = \frac{X_\alpha}{\frac{\rho U^2 S}{2}}$$

Аеродинамічною якістю профілю крила називається відношення підйомної сили до сили лобового опору або відношення коефіцієнта підйомної сили до коефіцієнта лобового опору

$$K = \frac{Y_\alpha}{X_\alpha} = \frac{C_{y\alpha}}{C_{x\alpha}}$$

Використовуючи залежності $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ і $C_{x\alpha} = f(\alpha)$, можна для кожного значення кута атаки отримати значення аеродинамічної якості профілю крила і побудувати залежність $K = f(\alpha)$. Кут атаки, при якому аеродинамічна якість досягає максимального значення, називається найвигіднішим кутом атаки $\alpha_{найв}$.

В другому розділі для визначення можливостей розв'язання задачі виявлення закономірностей, нових підходів щодо комп'ютерного моделювання аеродинамічного обтікання крилового профілю в нескінченному середовищі проведено аналіз існуючих методів, а саме:

- методу скінчених різниць (методу сіток) для розв'язку рівняння Нав'є-Стокса, що описують двомірну течію нестисливої рідини, котрі потребують значних обчислювальних ресурсів для розв'язку гідродинамічної задачі, тому не є ефективними;
- методу скінчених елементів та методу граничних елементів, що недостатньо точно виконують граничні умови на всій обмежуючій поверхні. Дані методи не є ефективними, так як процеси переносу рідини активно протікають в областях, що прилягають до границь;

- чисельно-аналітичні методи розв'язку гідродинамічних задач зі змінними границями, перевагами яких є можливість контролювати виконання граничних умов на поверхні розділу. З іншого боку, дані методи мають обмеження по діапазону параметрів гідродинамічних течій.

Аналізуючи методи рішення задачі, було виявлено, що для розрахунку аеродинамічного обтікання крилового профілю найбільш ефективною є модель потенційної течії ідеального газу, яка дозволяє з достатньою для практичних цілей точністю отримувати результати розрахунків обтікання складних просторових об'єктів.

З аналізу недоліків та переваг вказаних методів обґрунтована необхідність використання методу дискретних особливостей.

Метод дискретних особливостей широко застосовується для вирішення завдань гідродинаміки. Метод заснований на заміні безперервного вихрового шару, що моделює поверхню контактного розриву, його дискретним аналогом. Метод виконується по аналогії між потенційним і циркуляційним течіями ідеальної нестисливої рідини. При цьому вводиться система точок колокації, котра визначає геометрію профілю крила в поперечному розрізі, і систему точкових вихрів невизначеної інтенсивності. При цьому підбирається така система стаціонарних точкових вихрів, яка формує еквівалентну течію в області течії, що розглядається. В наближенні ідеального нестисливого газового потоку інтенсивність вихрів підбирають такою, щоб в деякому наборі контрольних точок (точки колокації) виконувалась гранична умова непротікання рідини через тіло. В результаті формується система лінійних алгебраїчних рівнянь, розв'язок якої дозволяє визначити інтенсивність стаціонарних вихрів.

Розглянемо течію ідеального нестисливого газу, на вході якого задано розподілення швидкості течії U_0, V_0 . Необхідно визначити розподілення поля швидкості в течії, що розглядається.

Відомо, що функція току $\Psi(x, y)$ течії газу, що наведена одиничним точковим вихром інтенсивності Γ , розміщеним в точці з координатами (x_V, y_V) , визначається виразом

$$\Psi(x, y) = -\frac{\Gamma}{4\pi} \ln[(x_V - x)^2 + (y_V - y)^2].$$

Якщо в систему, що розглядається входять N точкових вихрів з інтенсивністю Γ_i , ($i = 1, \dots, N$), тоді вираз для функції току представляє собою суперпозицію вкладів кожного з вихрів

$$\Psi(x, y) = -\frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^N [(x_{Vi} - x)^2 + (y_{Vi} - y)^2],$$

де (x_i, y_i) – координати i -го точкового вихру.

Використовуючи зв'язок між функцією току та полем швидкості течії

$$U(x, y) = \frac{\partial \Psi}{\partial y} \quad V(x, y) = \frac{\partial \Psi}{\partial x}$$

можна визначити значення проекцій швидкості течії в довільній точці.

Для того, щоб задовольнити граничні умови непротікання газу в термінах функції току

$$\psi(x, y)|_s = const$$

введемо систему N точок колокації та будемо вимагати, щоб в цих точках значення функції току, приведені системою N точкових вихрів були однакові.

Накладаючи умови рівності значень функції току в точках колокації, отримуємо систему лінійних алгебраїчних рівнянь відносно невідомих інтенсивностей Γ_i точкових вихрів

$$|A_{ij}| = \Psi_j, \quad i, j = 1, \dots, N,$$

$$|A_{ij}| = -\frac{1}{4\pi} \ln[(x_{Vi} - x)^2 + (y_{Vi} - y)^2].$$

де Ψ_j – значення функції току в j -ій точці колокації.

Зазвичай несучий вихровий шар рівномірно розбивається на елементи, кожен з яких замінюється одним дискретним вихором, а контрольні точки розташовуються на рівних відстанях між вихорами. Така розрахункова схема забезпечує збіжність рішення для внутрішньої частини несучого вихрового шару, тоді як поблизу його межі може виникнути невіривна похибка.

Запропоновано вибирати контрольні точки з урахуванням локальних особливостей несучого вихрового шару. В якості них вибираються точки, в яких розглянута система дискретних вихорів ініціювати ті ж швидкості, що й вихідний вихровий шар. Такий вибір контрольних точок забезпечує збіжність наближеного рішення до точного у всій області, включаючи межі крила.

Важливим кроком при проведенні розрахунків з використанням методу дискретних особливостей є вибором просторового положення точкових вихрів та точок колокації. Вдалий вибір успіх вирішення задачі. Кількість точок колокації залежить від складності геометрії крилового профілю (рисунок 1).

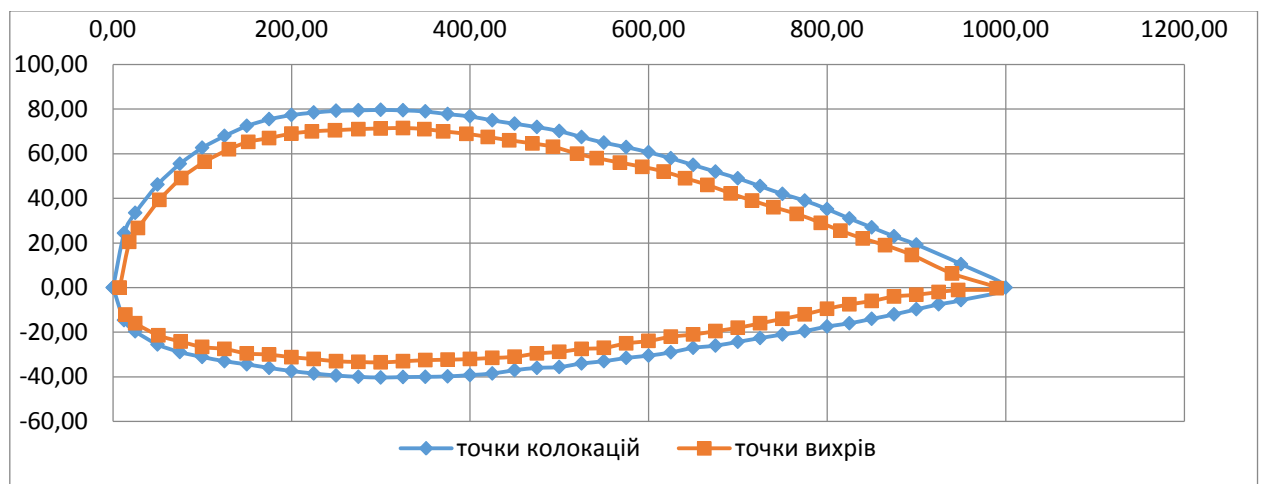


Рисунок 1 – Розташування систем точок вихрів і колокації на прикладі крилового профілю NASA – 2212

Обґрунтовано зведення задачі до задачі Коші з початковими умовами. Описано математичний апарат вирішення задачі, виведено рівняння, що описують досліджуваний процес в конкретних умовах.

Обґрунтовано вибір методу Рунге-Кутта-Фельберга четвертого порядку для розв'язку задачі Коші. Наведено загальний опис методів Рунге-Кутта, розглянуто більш детально метод четвертого порядку точності, що застосований для вирішення досліджуваної задачі. Розглянутий метод Рунге-Кутта-Фельберга дає набір формул для обчислення координат контрольних маркерів. Розрахункові формули для задачі Коші методом Рунге-Кутти-Фельберга 4-го порядку має наступний вид:

$$k_1 = f(x_k, y_k), k_2 = f(x_k + \frac{h}{2}, y_k + \frac{h}{2}k_1), k_3 = f(x_k + \frac{h}{2}, y_k + \frac{h}{2}k_2), k_4 = f(x_k + h, y_k + hk_3)$$

Обґрунтовано вибір методу Гауса для знаходження розв'язки СЛАР. Наведено загальний опис методу.

В третьому розділі наведені основні технології та кроки по програмній реалізації розроблених методів. Програмне забезпечення розроблялось в середовищі Visual Studio 2012 і складається з двох проектів: бібліотеки класів написаних на мові C# та проекту з інтерфейсом користувача, написаним на WPF з допомогою XAML-розмітки. Програмний продукт містить простий та інтуїтивно зрозумілий користувачу інтерфейс. Містить позбавлений від надмірного перевантаження панель керування вхідними та вихідними даними. Потребує лише розуміння фізики процесу, відокремлюючи тим самим користувача від складних математичних обчислень, які виконує програма. Крім того програмний код є відкритим і доступним для вивчення, а використання програмного пакету – безкоштовним, на відміну від програмних комплексів (ANSYS, FlowVision, SolidWorks), що відносяться до класу пропріетарного програмного забезпечення та мають високу вартість.

В четвертому розділі представлено функціональну модель системи прикладної програми для моделювання двовимірної течії при проектуванні аеродинаміки крилового профілю в докритичних режимах.

Представлена структура програмного продукту, яка складається з головного модуля, модулів введення початкових даних – «Візуалізація крилового профілю», розрахунку та візуалізації поля швидкостей – «Попередній аналіз структури течії», моделювання, збереження та розрахунку – «Моделювання розподілу тиску на поверхню крилового профілю».

В п'ятому розділі описується методика та сценарії роботи користувача з програмною системою. Розглянуто порядок інсталяції програмного забезпечення, детальний опис роботи з програмним додатком включаючи опис всіх можливостей і сценаріїв використання створеного додатку.

В заключенні приводяться висновки по роботі.