

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ»
ТЕПЛОЕНЕРГЕТИЧНИЙ ФАКУЛЬТЕТ
КАФЕДРА АВТОМАТИЗАЦІЇ ПРОЕКТУВАННЯ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ПРОЦЕСІВ І СИСТЕМ

МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОЇ ЯКОСТІ КРИЛОВИХ ПРОФІЛІВ

Виконав
Гр. ТР-41м ТЕФ
Барановський Богдан
Дипломний керівник:
проф., д.ф.-м.н., с.н.с., Гуржій О.А.

Актуальність досліджень



Рисунок 1 – Сучасний літак малої авіації

Мета досліджень

- ❑ **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.
- ❑ **Об'єктом дослідження** є комп'ютерні технології проектування крилових профілів.
- ❑ **Предмет дослідження** – комп'ютерні технології моделювання аеродинаміки крилових профілів на малих швидкостях.

Завдання та методи досліджень

Задачі:

- 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.

Методи:

- метод Гауса для розв'язання системи лінійних алгебраїчних рівнянь;
- метод Рунге-Кутта-Фельберга 4-го порядку для розв'язку системи однорідних диференціальних рівнянь;
- Засоби комп'ютерного моделювання для візуалізації отриманих результатів.

Огляд методів рішення задачі

Методи рішення задачі:

- ❑ метод скінченних елементів;
- ❑ метод скінченних різниць;
- ❑ метод граничних елементів;
- ❑ Спеціальні (проекційні) методи:
 - ❑ метод Гальоркіна;
 - ❑ метод Рітца;
 - ❑ *метод дискретних особливостей.*

Переваги та недоліки необраних методів:

- ❑ переваги:
 - ❑ точність розрахунків;
 - ❑ плавна геометрія.
- ❑ недоліки:
 - ❑ значна повільність розрахунків;
 - ❑ велика ресурсозатратність.

Аеродинамічна якість крила

K - безрозмірний параметр, рівний відношенню підйомної сили крила до його лобового опору:

$$K = \frac{c_y}{c_x}, \quad Y = c_y \frac{\rho U^2 S}{2}, \quad Q = c_x \frac{\rho U^2 S}{2}, \quad (1)$$

де:

- c_y і c_x – коефіцієнти підйомної сили та лобового опору, відповідно,
- ρ – густина повітря,
- U – швидкість польоту,
- S – площа крила.

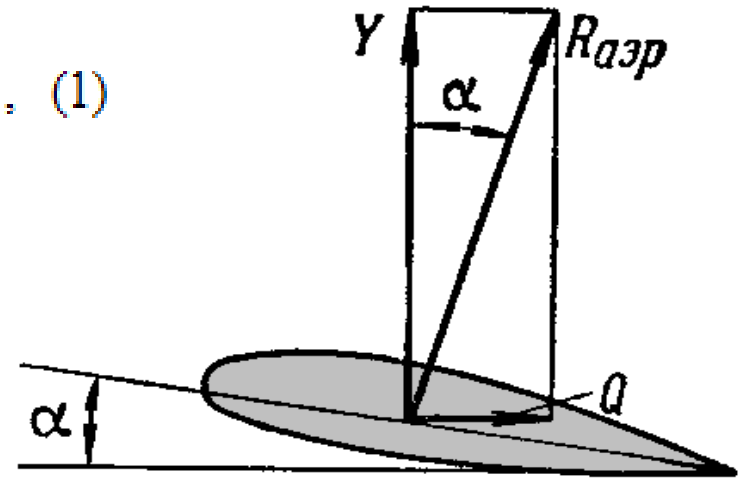


Рисунок 2 - Геометрія задачі

Розташування точкових вихрів та точок колокації у методі дискретних особливостей на прикладі крилового профілю NASA-2212

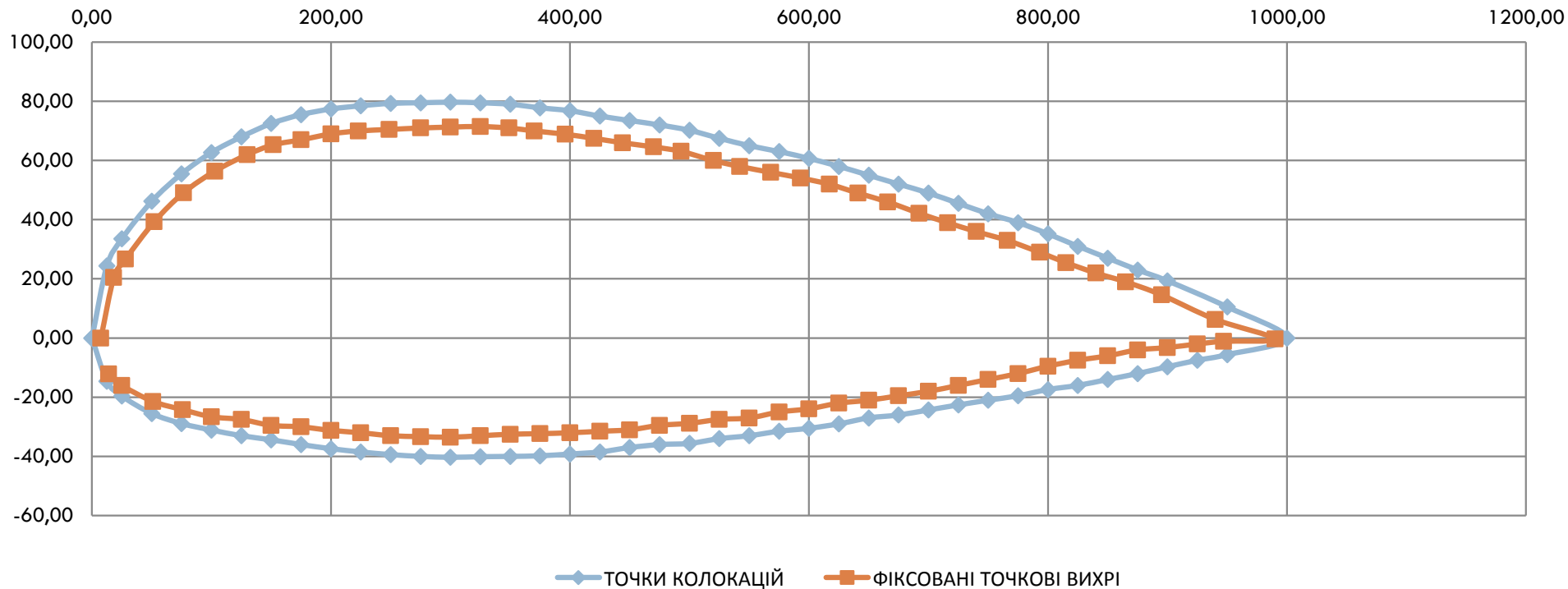


Рисунок 3 – Приклад розташування точок колокації та точкових вихрів

Моделювання аеродинамічних характеристик крилового профілю

Формування поля швидкостей методом дискретних особливостей

- Поле функції току, наведене системою N -кількості точкових вихрів з інтенсивностями Γ_i ($i = 1, \dots, N$) в точках (x_i, y_i) :

$$\Psi(x, y) = -\frac{1}{4\pi} \sum_{i=1}^N \Gamma_i \ln \left[(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 \right] \quad (2)$$

- Зв'язок поля швидкості току з функцією току:

$$U(x, y) = \frac{\partial \Psi}{\partial y} \quad V(x, y) = -\frac{\partial \Psi}{\partial x} \quad (3)$$

- Граничні умови:

$$\Psi(x, y)|_s = \text{const} \quad (4)$$

Теоретична основа методу дискретних особливостей

1. Необхідно сформулювати та розв'язати СЛАР виду:

$$\begin{aligned} [\mathbf{A}_{ij}] \Gamma_i &= 4\pi \Psi_s + \sum_{k=1}^K \Gamma_k \ln[(x_k - x_i)^2 + (y_k - y_i)^2], \\ [\mathbf{A}_{ij}] &= -\frac{1}{4\pi} \ln[(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2]. \quad i, j = 1, \dots, N, N+1, \dots \end{aligned} \quad (5)$$

де:

- N - кількість точок колокації;
- K - кількість вихрів.

2. Знайти інтенсивності в точкових вихрях:

$$\Psi(x, y) = -\sum_{i=1}^{N+M} \frac{\Gamma_i}{4\pi} \ln[(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2] - \sum_{k=1}^K \Psi_k^* \quad (6)$$

3. Розрахувати:

$$U(x, y) = \frac{\partial \Psi}{\partial y} \quad V(x, y) = -\frac{\partial \Psi}{\partial x} \quad (7)$$

Розподіл тиску на поверхню крила

Застосуємо рівняння Бернуллі:

$$P_0 + \rho \frac{U_0^2}{2} = P(x, y) + \rho \frac{U^2(x, y)}{2}, \quad (8)$$

де:

P_0 – атмосферний тиск,

ρ – густина повітря,

U_0 – початкова швидкість току,

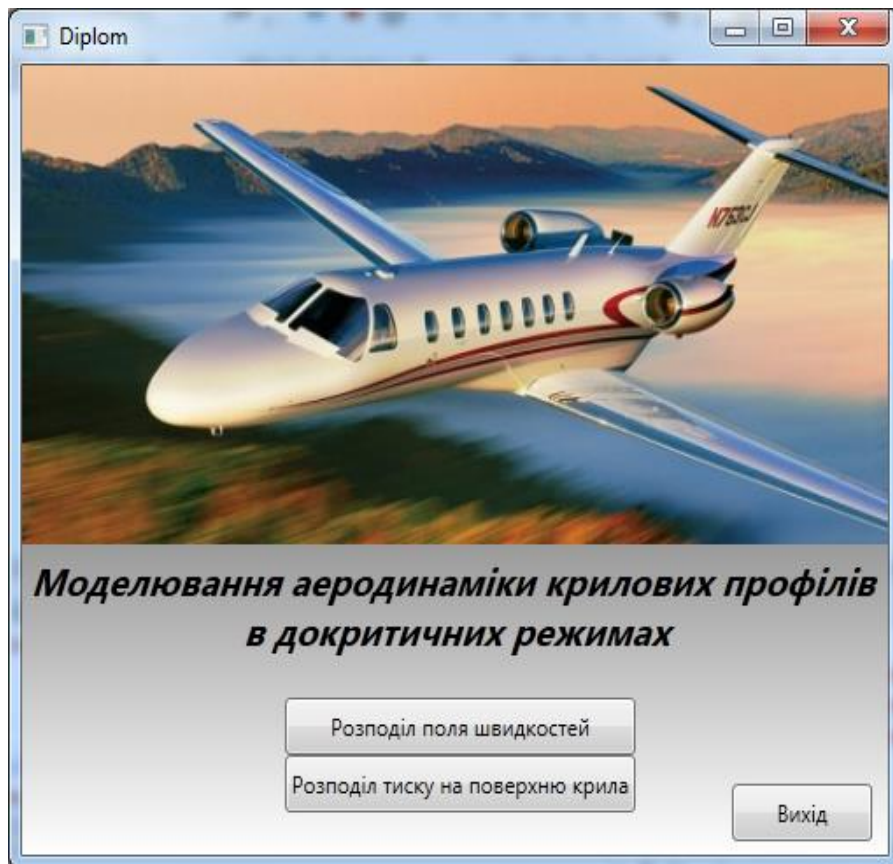
P – тиск в поточній точці,

U – швидкість потоку в поточній точці.

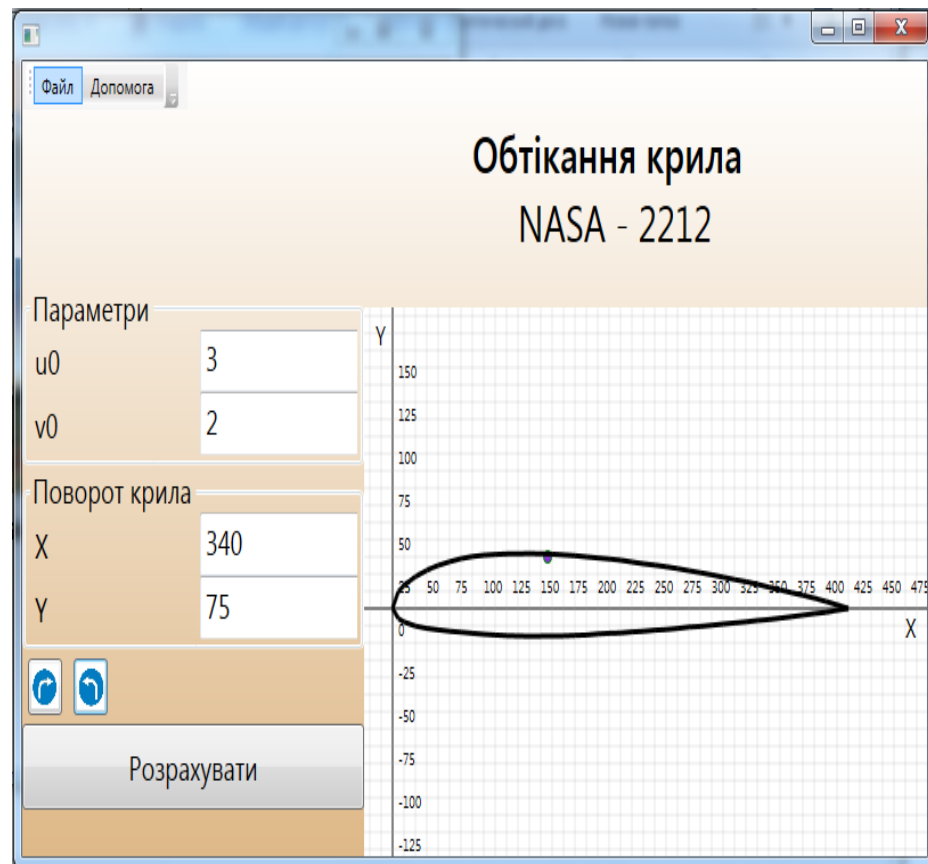
Опис програмної реалізації



Інструкція користувача

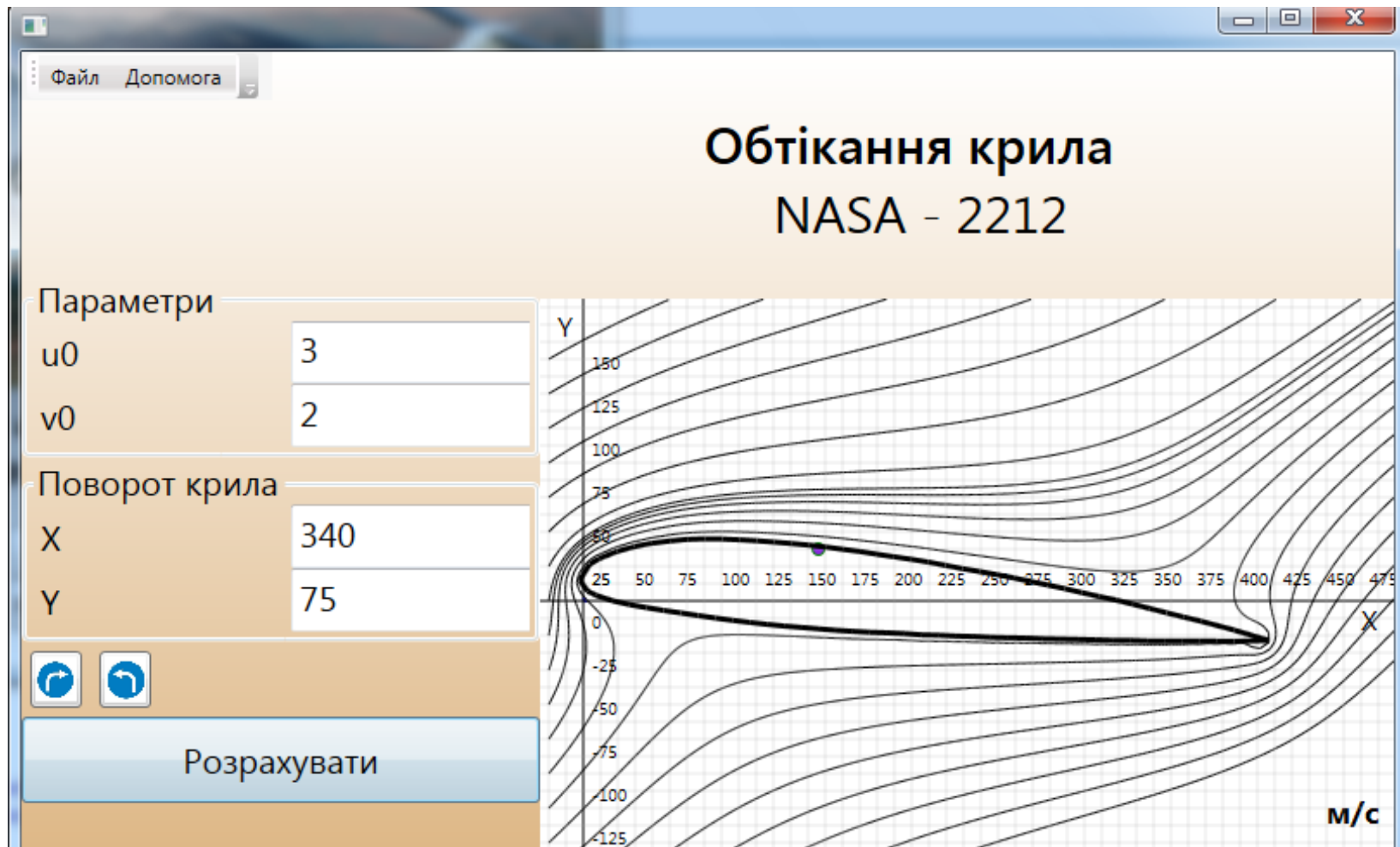


**Задачі моделювання аеродинаміки
крилових профілів**

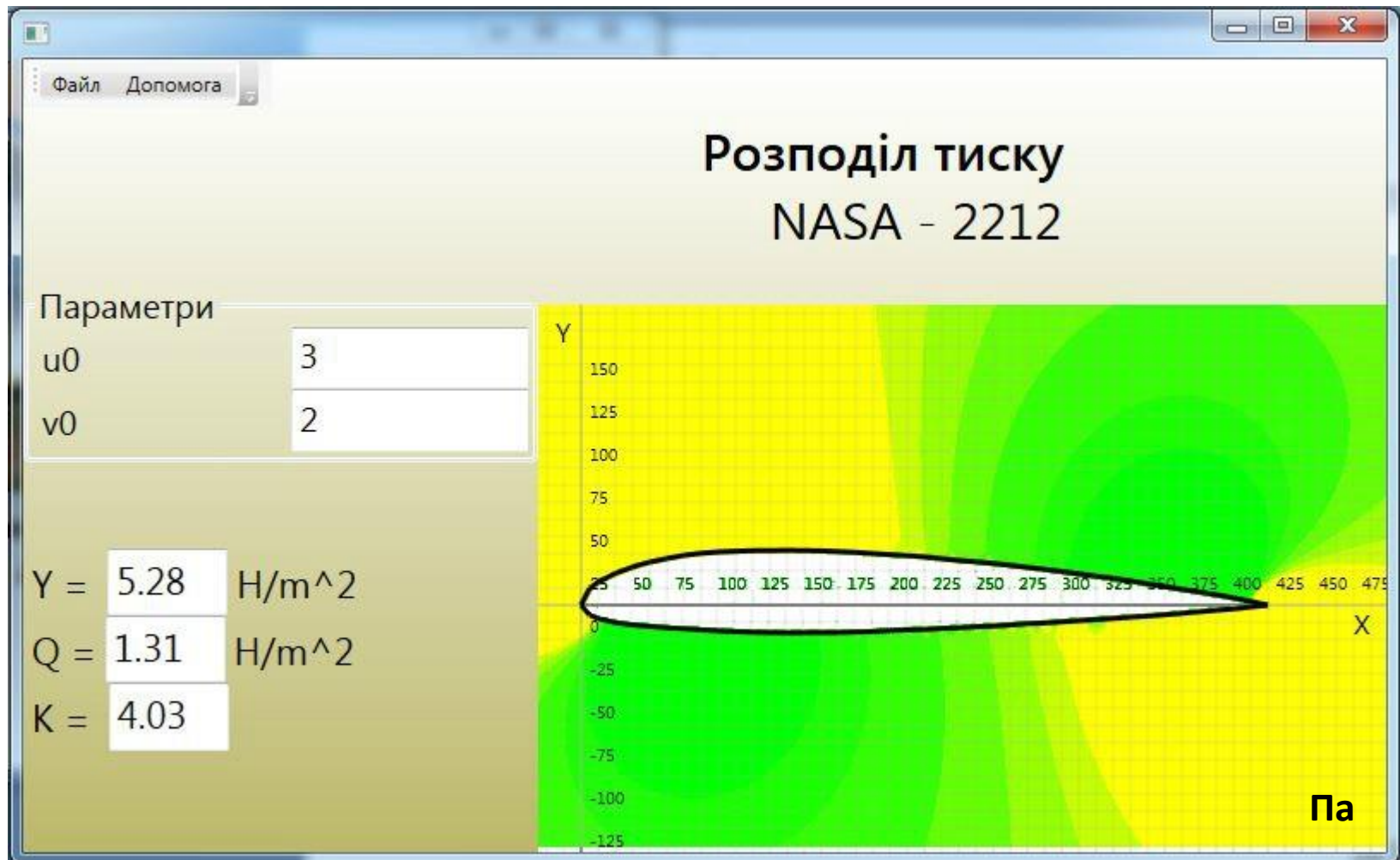


**Оцифровка даних та візуалізація
крилового профілю**

Розподіл функції току при збільшенні кута атаки



Розподіл тиску на поверхню крилового профілю



Висновки

1. Розглянуто задача процесу моделювання поля швидкостей течією ідеального нестисливого газового потоку та розподілу тиску на криловий профіль.
2. Проведено огляд методів і засобів рішення прикладної задачі аеромеханіки.
3. Сформовано метод розв'язку задачі обтікання крилового профілю на основі методу дискретних особливостей.
4. Обґрунтовано вибір використання мови програмування C# у програмному середовищі Microsoft Visual Studio 2012.
5. Розроблено програмний комплекс, який дозволяє для заданої геометрії поперечного перерізу крила розрахувати аеродинамічні характеристики (якість крила).



Дякую за увагу!