

Розрахунок обтікання крила поблизу землі за дискретною вихоровою схемою

А. В. Сохацький

Академія митної служби України, Україна

A method of the problem solution for the determination of aerodynamic characteristics of a wing flowing close to the ground within a layer of ideal liquid with the help of the discrete vortices method. A vortical frame is used as a discrete singularity. Principal grounds of the method and calculation formulae as well as test results are given.

Дослідження аеродинамічних характеристик крила, що рухається на малих відстанях до землі є дуже важливою проблемою. Передбачення максимально можливих режимів обтікання крила дозволяє підвищити безпеку польотів літальних апаратів. Попередні дослідження в основному проводились для відстаней порівнянних з розміром хорди крила та більших від неї. Визначення аеродинамічних характеристик крила для таких відстаней до землі з використанням методу дискретних вихорів на сьогодні достатньо апробовані [1]. Застосування методу дискретних вихорів для розрахунку обтікання тіл поблизу землі, коли відстань до неї набагато менша характерного розміру, вимагає проведення ряду дослідження для з'ясування придатності методу, так як він базується на моделі ідеальної рідини і не враховує ефекти в'язкості.

В даній роботі розглядається задача про обтікання крила довільної форми в плані потоком ідеальної рідини на малих відстанях до землі. Геометричні параметри крила задані. Кут атаки α , швидкість набігаючого потоку U_∞ та відстань до землі відомі. Для розв'язування задачі використовується вихорова модель, побудована наступним чином: перерізами, паралельними площині YOX (рис. 1), поверхня крила розбивається на $2N$ смуг однакової ширини $\Delta z = L/2N$, а потім перерізами по лініям рівних процентів хорд $\Delta x = b_i / (M/2 + 1)$ - на $2MN$ чотирикутних панелей. На кожній, одержаній таким чином панелі, розміщується приєднана замкнута чотирикутна вихорова рамка. Крайні приєднані вихорові рамки замикаються на межі крила і сходять з нього по вектору місцевої швидкості.

Застосовуючи метод накладення потоків, незбуреного поступального потоку і потоку, індукованого вихоровою системою крила, представимо потенціал течії в вигляді суми:

$$\Phi = \Phi_\infty + \Phi_s, \quad (1)$$

де Φ_∞ - потенціал поступального незбуреного потоку, Φ_s - потенціал вихорової системи крила.

Потенціал вихорової системи крила визначимо як суму потенціалів приєднаних та вільних вихорових рамок

$$\Phi_s = \sum_{k=1}^{2N} \sum_{i=1}^M \Phi_0 + \sum_{k=1}^{2N} \sum_{r=1}^P \Phi_1 + \sum_{i=1}^M \sum_{r=1}^P \Phi_2 + \sum_{i=1}^{2N} \sum_{r=1}^P \Phi_3, \quad (2)$$

де: Φ_0 - потенціал приєднаної вихорової рамки [2]; Φ_1, Φ_2, Φ_3 - потенціал вільних вихорових рамок, що сходять відповідно з передньої, задньої та бокових крайок крила [1]; P - кількість вільних вихорових рамок.

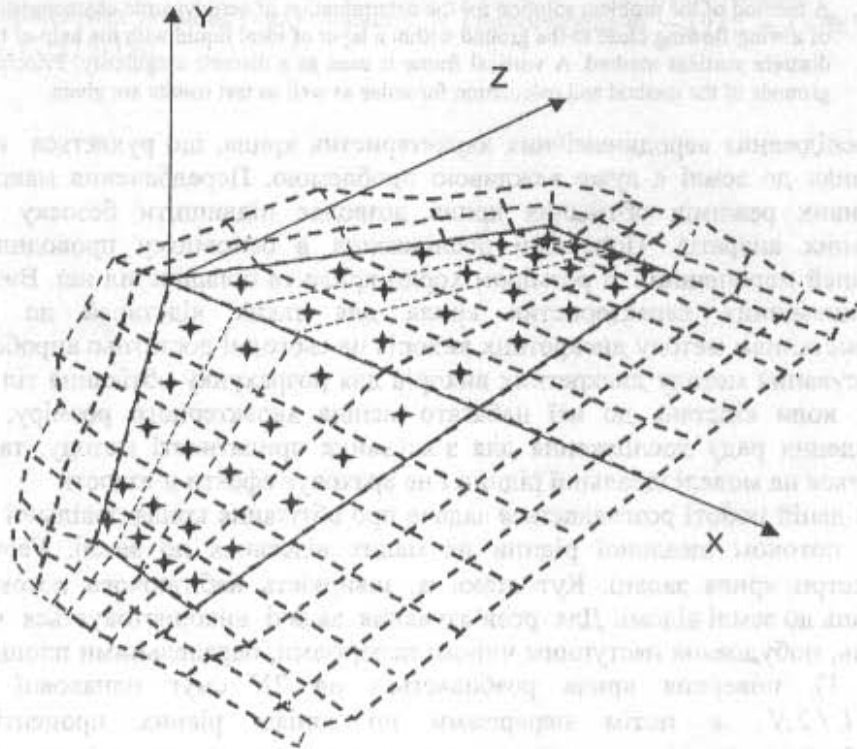


Рис. 1 Вихорова схема крила

Підставляючи в формулу (1) вирази потенціалів потоків і диференціюючи по напрямленню нормалі до поверхні крила, одержимо систему лінійних алгебраїчних рівнянь відносно невідомих циркуляцій приєднаних вихорових рамок

$$\sum_{\mu=1}^{2N} \sum_{\nu=1}^M \Gamma_{\mu\nu} w_{\mu\nu}^{ik} + \sum_{\mu=1}^{2N} \sum_{r=1}^P \Gamma_{\mu r}^I w_{\mu r}^{ik} + \sum_{r=1}^{2P} \sum_{\nu=1}^P \Gamma_{r\nu}^{II} w_{r\nu}^{ik} + \sum_{\mu=1}^{2N} \sum_{r=1}^P \Gamma_{\mu r}^{III} w_{\mu r}^{ik} + U_0 \sin \alpha = 0, \quad (3)$$

$$k = 1, 2, \dots, 2N, \quad i = 1, 2, \dots, M,$$

де: $\Gamma = \Gamma_r / V_0 b_0$ - безрозмірна циркуляція вихорової рамки; $\Gamma_{\mu r}^I, \Gamma_{r\nu}^{II}, \Gamma_{\mu r}^{III}$ - безрозмірні циркуляції вільних вихорових рамок і-й контрольній точці k - і

пане
скла,
атак
У
інтен
розр
Д
вихо
Р
G_{μν}
викор

де W
густ
За

де Δ
точці
інтен
харак
Зм
сходж
легко

Ко
форму

де ΔS

панелі, $W_{\mu\nu}^{ik}$, $W_{\nu\mu}^{ik}$, $W_{\mu\mu}^{ik}$ – швидкості індуковані вихоровою рамкою, що складається з вихорових відрізків одиничної інтенсивності; α – місцевий кут атаки k -го перерізу; U_0 – швидкість незбуреного набігаючого потоку;

Умова Чаплигіна-Жуковського формулюється як прямування до нуля інтенсивності вихорової рамки при її наближенні до крайки крила. Як показали розрахунки, воно виконується.

Для моделювання наявності землі вводилась дзеркально відображена вихорова система [1].

Розв'язуючи одержану систему рівнянь (1), визначаємо величину циркуляції $G_{\mu\nu}$ вихорових рамок. Для визначення аеродинамічних характеристик крила використовуємо інтеграл Коші-Лагранжа [1]

$$\frac{\partial\Phi}{\partial t} + \frac{W_a^2}{2} - W_a W_* + \frac{P}{\rho} = F(t),$$

де W_a – вектор абсолютної швидкості, W_* – вектор переносної, P – тиск, ρ – густина середовища.

За допомогою незначних перетворень одержуємо [1]

$$\Delta\bar{p} = 2 \left[w_{00x} \gamma_{00z} \cos \chi + w_{00z} (\gamma_{00x} + \gamma_{00z} \sin \chi) - \frac{\partial \Gamma_L}{\partial t} \right]$$

де $\Delta\bar{p}$ – густина середовища, w_{00x}, w_{00z} – компоненти відносної швидкості в точці $A_{\mu\nu}$, що належить вихоровому шару, $\gamma_{00x}, \gamma_{00z}$ – компоненти інтенсивності вихорового шару, χ – місцевий кут стрілоподібності, що характеризує косину вихорових рамок.

Зміна сумарної циркуляції по контуру L є наслідком виникнення та сходження з крила в потік вільних вихорів. Тому зміну сумарної циркуляції легко знаходиться в процесі чисельного розв'язування задачі.

Коефіцієнт підйомної сили та моменту тангажа крила знаходимо за формулою

$$C_y = \frac{2}{S} \sum_{k=1}^{2N} \sum_{i=1}^M \Delta\bar{p} \Delta S_{k,i} \cos \alpha, \quad (9)$$

$$m_z = \frac{2}{S} \sum_{k=1}^{2N} \sum_{i=1}^M \Delta\bar{p} \Delta S_{k,i} x_{k,i} \cos \alpha, \quad (10)$$

де $\Delta S_{k,i}$ – площа k -ї, i -ї панелі крила, S – площа крила.

Для тестування методики були виконані розрахунки обтікання прямокутного крила з видовженням $\lambda=0,5$. Припускалось, що крило нерухоме і обтікається незбуреним потоком без ковзання. Розрахунки проводились, як для безмежного потоку так і поблизу землі. Відстань до землі H замірювалась від задньої крайки крила. В розрахунках використовувалась безрозмірна відстань до землі

$$h = H / b_0, \quad (11)$$

де b_0 - центральна хорда.

На рис.2-3 показані залежності коефіцієнта підйомної сили та моменту тангажа від кута атаки, одержані шляхом розрахунку та фізичного експерименту [4].



Рис. 2. Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

Для режиму обтікання крила без впливу землі в дослідженому діапазоні кутів атаки розраховані значення коефіцієнтів підйомної сили та моменту тангажа краще співпадають з даними роботи [4] ніж при наявності землі.

1. Бе...
- то...
2. Ль...
- ек...
3. Бе...
- и с...
- 36
4. Лу...
- азр...
- бо...

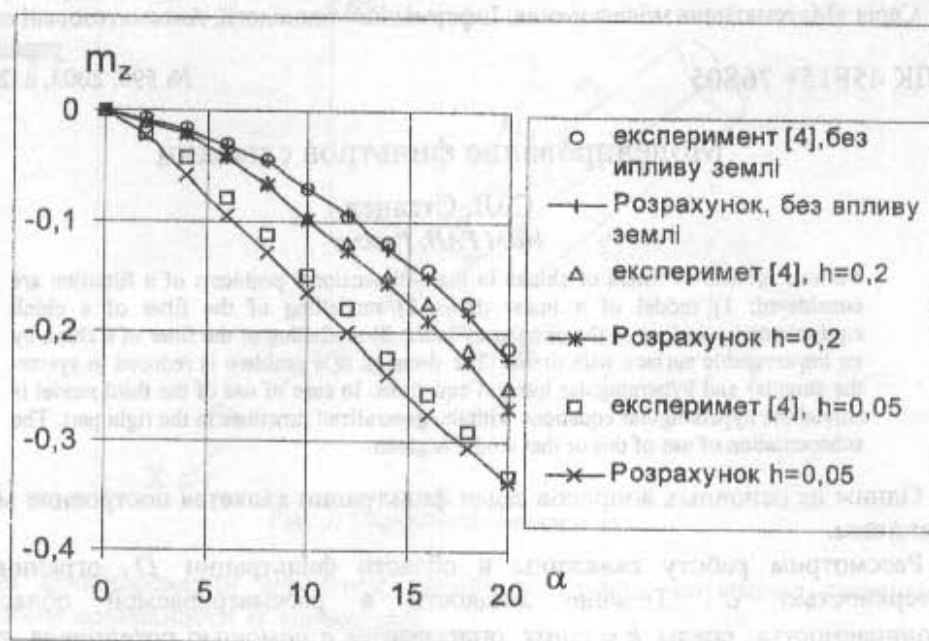


Рис. 3. Залежність моменту тангажа від кута атаки

Для режиму обтікання крила з впливом землі на кутах атаки $\alpha \leq 10^\circ$ одержані параметри краще співпадають ніж для $\alpha \geq 10^\circ$.

З урахуванням впливу землі для $h=0,2$ методика дає дещо кращий результат ніж для $h=0,05$ на кутах атаки $\alpha \geq 10^\circ$, тобто наближення землі збільшує величину похибки особливо на великих кутах атаки.

Результати розрахунків задовільно узгоджуються з даними фізичного експерименту [4].

Таким чином, розроблена методика придатна для розрахунку аеродинамічних характеристик несучої поверхні при її русі поблизу землі в дослідженому діапазоні відстаней.

ЛІТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. — М.: Наука, 1978. — 276с
2. Лифанов И.К. Метод сингулярных интегральных уравнений и численный эксперимент. — М.: ТОО «Янус», 1995. — 520с.
3. Белоцерковский С.М., Гиневский А.С. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. — М.: Физ.-мат. лит., 1995. — 368с.
4. Лукашенко А.Н., Лаптев Ю.А., Новиков А.Г. Влияние формы в плане на аэродинамические характеристики крыла вблизи экрана, Сб Гидродинамика больших скоростей, вып 4" Наукова думка", Киев, 1967.