

**А. В. Сохацький**, доктор технічних наук,  
завідувач кафедри транспортних систем  
та технологій Університету митної справи  
та фінансів

### **МЕТОДИКА ОЦІНЮВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРИЛА ЕКРАНОПЛАНА**

*Запропоновано методику розрахунку аеродинамічних характеристик крила екраноплана як елемента перспективної складної транспортної системи. Близькість поверхні землі ускладнює адекватне відображення фізичних ефектів під час використання експериментальних методів. У зв'язку з цим виникає необхідність розробки ефективних та економічних математичних моделей і методів для розв'язування цих задач. Аеродинамічна задача формується як задача Неймана для рівняння Лапласа.*

*Для розв'язування задачі пропонується методика розрахунку аеродинамічних характеристик, що ґрунтується на методі дискретних вихорів. Задача розв'язується в нестационарній постановці. Вихрова пелена сходить з передньої, бокової та задньої крайок. Змодельовано вихровий слід за транспортним апаратом.*

*Ключові слова: вихрова динаміка; аеродинамічні характеристики; числове моделювання.*

*In the article the method of calculation of aerodynamic characteristics of wing of aircraft in ground-effect perspective as part of a complex transport system. The proximity of the ground makes it difficult to adequately reflect the physical effect of using experimental methods. In this connection there is a necessity of development of effective and economic mathematical models and methods of the problem solving of similar tasks. Aerodynamic formed a task Neumann problem for the Laplace equation.*

*For solving proposed the methods of calculating the aerodynamic characteristics, which based on the method of discrete vortices. The problem is solved in unsteady statement. Discrete to the vortex elements went to the front, side and rear edges of the wings.*

*Was simulated the wake vortex trail after the transport.*

*Key words: vortex dynamics; aerodynamic characteristics; numerical simulation.*

Постановка проблеми. Створення перспективних транспортних систем на нетрадиційних фізичних принципах функціонування – актуальна проблема сьогодення. Одним із таких напрямів є використання ефекту близькості поверхні землі, що сприяє підвищенню підйімальної сили крила. Цей ефект відриває шлях до створення високошвидкісних транспортних засобів, які отримали назву екранопланів.

© А. В. Сохацький, 2016

---

Задача обтікання різноманітних тіл, транспортних засобів та їхніх елементів повітряним потоком досить складна. Близькість поверхні землі ускладнює адекватне відображення фізичних ефектів під час використання експериментальних методів. У зв'язку з цим виникає необхідність розробки ефективних та економічних математичних моделей і методів для розв'язування цих задач.

Одним із таких методів є застосування математичних моделей дискретних вихорів С. М. Білоцерковського (лалі – МДВ) [1–10]. У цілому останнім часом зріс інтерес до вихрової аеродинаміки, а саме до методу дискретних вихорів. Насамперед тому, що на практиці потрібно розв'язувати прикладні задачі аеродинаміки не тільки у сфері авіації, але й у наземному транспорті, архітектурі забудови міст та інших галузях [6–10]. Крім досліджень динаміки польоту й аеропружності, практики розв'язують задачі аероакустики, аналізу впливу вихрових слідів за транспортними апаратами на інші літальні апарати й тіла [6, 10].

Розроблено методику, алгоритми та програми розрахунку аеродинамічних характеристик транспортних апаратів з використанням МДВ.

Застосування моделі ідеальної рідини для розрахунку несучої системи перспективного транспортного апарата дає змогу сформулювати аеродинамічну задачу як задачу Неймана для рівняння Лапласа.

**Аналіз останніх досліджень і публікацій.** У задачах оптимального проектування транспортних апаратів важливе місце належить теорії оптимальної несучої поверхні. Методи, що ґрунтуються на наближенні потенціальної течії, поділяють на два класи: методи особливостей і методи поля. Методи особливостей, відомі також як методи граничних інтегральних рівнянь, базуються на використанні різноманітних аналогів тотожності Гріна. Розв'язок у довільній точці області течії можна отримати через інтеграли від розподілення самої залежної змінної та її похідних. На противагу цьому в методах теорії поля для визначення розв'язку в довільній точці області необхідно знати розв'язок не тільки на межі, але й усередині розрахункової області. До цього класу методів належать скінченно-різницеві методи, метод скінченного об'єму та скінченних елементів.

Один із найпоширеніших методів особливостей – метод дискретних вихорів (МДВ) [1–6; 8–10]. Він ґрунтується на заміні неперервного вихрового шару, який моделює поверхню тіла, його дискретним аналогом. При цьому умова непротікання виконується в скінченному числі контрольних точок. У результаті вихідне диференціальне рівняння приводиться до системи лінійних алгебраїчних рівнянь відносно інтенсивності вихорів. Основні труднощі застосування методу дискретних вихорів пов'язані з урахуванням в'язких ефектів, з визначенням положення точки відриву на тілах із плавними обрисами. Проте цей метод дозволяє ефективно моделювати вихорові сліди.

Разом із іншими в аеродинаміці існує проблема побудови вихрових слідів і динаміки макроструктур. Дослідження фізичних процесів у течіях навколо тіл складної просторової форми під час їх взаємодії з поверхнями інших тіл – важлива проблема аеродинаміки, яку можна розв'язувати в рамках методу дискретних вихорів [7–10]. Метод дискретних вихорів дає змогу відтворювати такі тонкі ефекти, як згортання вихрової пелени у вихровий джгут, утворення початкового вихору Прандтля, формування вихрової доріжки Кармана тощо [1–4; 9].

---

**Мета статті** – розробка методики для оцінювання аеродинамічних характеристик несучої системи транспортного засобу типу екраноплан для використання на першому етапі проектних робіт.

**Виклад основного матеріалу.** Побудова математичних моделей та їх реалізація на ЕОМ для дослідження складних динамічних систем у механіці рідини та газу – надзвичайно складна задача.

Область течії навколо транспортних засобів слід розділити на кілька зон [1; 9]:

– область енергомістких вихорів, геометрична величина яких співрозмірна з розмірами течії;

– область течії, в якій здійснюється дисипація турбулентної енергії в тепло внаслідок молекулярної в'язкості, характерний масштаб якої становить величину  $Re^{-3/4}$ ;

– проміжна область (інерційний інтервал), в якій турбулентність, як правило, однорідна, а спектральна густина турбулентної енергії пов'язана з частотою ступеневим законом.

Моделювання слідів за транспортними засобами або їхніми елементами за допомогою дискретних вихрових структур відповідає теорії нерегулярних коливань у детермінованих динамічних системах [6; 10]. Згідно з нею, в простих системах без випадкових джерел збурень можливі складні непередбачувані процеси. Тенденція до хаосу в цих системах визначається стійкістю або нестійкістю фізичних процесів. Нестійкість вносить невизначеність у майбутнє системи через високу чутливість до збурень. Еволюцію систем у такому разі зручно розглядати у фазовому просторі, точка якого визначає стан системи в кожному момент часу. Фазова траєкторія цієї стохастичної системи дуже складна. Поведінка системи щодо невизначеності її стану в майбутньому одержала назву динамічного хаосу. Дослідження властивостей методу дискретних вихорів показало, що для нього характерні риси динамічного хаосу [5]. Тобто МДВ має змогу значно розширити клас розв'язуваних задач і може розглядатись як корисне доповнення до традиційних методів розв'язування задач аеродинаміки.

Концепція застосування МДВ базується на таких положеннях [1–5].

1. Джерелом турбулентності є вихори.
2. Вихори виникають переважно під час обтікання гострих крайок, відриву примежового шару, витоку струменів.
3. Перехід від упорядкованих (детермінованих) течій до випадкових (стохастичних) відбувається в результаті втрати стійкості вихрових структур.

Для нестисливої рідини МДВ має моделі трьох рівнів:

- у рамках ідеального середовища;
- у рамках ідеального середовища з урахуванням примежового шару поблизу тіла;
- з урахуванням дифузії вільних вихорів.

У МДВ поверхня тіла та вихровий слід замінюються системою замкнених вихрових рамок, що моделюють приєднані та вільні вихори (рис. 1). Розрахунок динаміки вихрової структури турбулентного сліду проводиться шляхом розв'язування системи диференціальних рівнянь руху дискретних вихорів:

$$\frac{dx_i}{dt} = u_i; \quad \frac{dy_i}{dt} = v_i; \quad \frac{dz_i}{dt} = w_i,$$

де  $i$  – номер вільного вихору;

$u_i, v_i, w_i$  – швидкість вершини вихрової рамки, знайдена з урахуванням вихорів усіх систем (рис. 1).

Повний розв'язок задачі аеродинаміки транспортного засобу в даній статті складається із трьох взаємопов'язаних етапів.

1. Розв'язування системи лінійних рівнянь для циркуляції сумарних вихорів на поверхні тіла.

2. Визначення положення вільних вихорів у просторі шляхом розв'язування диференціальних рівнянь руху дискретних вихорів.

3. Визначення просторового положення транспортного засобу шляхом розв'язування диференціальних рівнянь динаміки руху та кінематичних співвідношень.

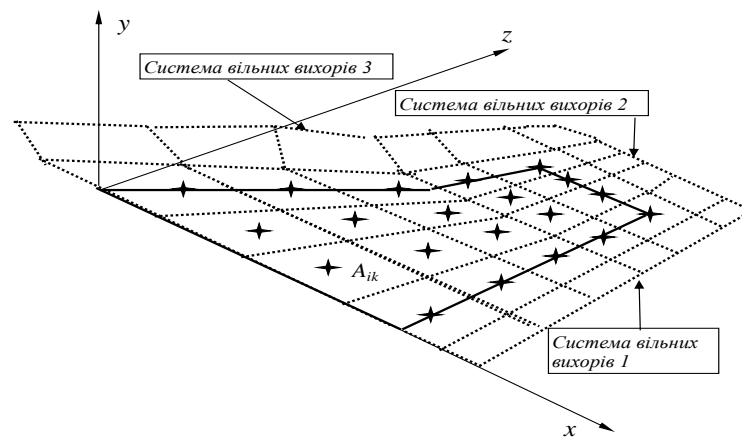


Рис. 1. Схема сходу вихорів із крила

Основними параметрами в розрахункових схемах є число вихрових елементів на тілі, міра дискретності  $\Delta r$  та розрахунковий крок за часом. У разі рівномірної вихрової сітки на тілі мірою дискретності  $\Delta r$  обирають відстань між найближчим вихром і розрахунковою точкою. В разі нерівномірної вихрової сітки мірою дискретності  $\Delta r$  обирають нерівномірною в різних точках розрахунку, вводиться локальна міра дискретності  $\Delta r$ . Якщо число вихрових елементів і міра дискретності не залежать одне від одного, то крок за часом має бути узгоджений із мірою дискретності. У праці [2] зазначене узгодження задається співвідношенням:

$$\Delta t = \Delta r / U_0, \quad (1)$$

де  $U_0$  – середня швидкість руху транспортного засобу.

---

Оскільки розрахунок положення вихрових структур є складною операцією, її рекомендують розбивати на кілька самостійних частин. Тобто, для різних областей течії своя міра дискретності [2].

У середині зони дискретності в [2] рекомендується зміну швидкості задавати згідно з лінійним законом:

$$W = kr. \quad (2)$$

Для визначення індукованих швидкостей у зоні дискретності використаємо  $W = kr^n$  ( $n = 1, 2, 3$ ). Тоді на межі зони дискретності справедливий як закон Біо–Савара, так і наведене співвідношення:

$$\begin{aligned} W &= \Gamma k (\Delta r)^n (\cos \varphi_1 + \cos \varphi_2), \\ W &= \frac{\Gamma}{4\pi \Delta r} (\cos \varphi_1 + \cos \varphi_2), \end{aligned} \quad (3)$$

де  $\cos \varphi_1 = \frac{a_1}{r_1 r_{12}};$

$$\cos \varphi_2 = \frac{a_2}{r_2 r_{12}};$$

$\Delta r$  – межа зони дискретності;

$n$  – відхилення від лінійності ( $n = 1$  – відповідає лінійному розподілу,  $n = 2$  – відповідає квадратичному розподілу,  $n = 3$  – відповідає кубічному розподілу тощо).

Прирівнюючи значення швидкості, індукованої дискретним вихровим відрізком на межі зони дискретності, визначаємо коефіцієнт  $k$ :

$$k = \frac{1}{4\pi (\Delta r)^{n+1}}. \quad (4)$$

Таким чином, у зоні дискретності величину швидкості, індукованої вихровим відрізком, визначаємо за виразом:

$$W = \frac{\Gamma}{4\pi (\Delta r)^{n+1}} r^n (\cos \varphi_1 + \cos \varphi_2).$$

Ураховуючи значення  $r = \frac{\sqrt{a_0^2 + b_0^2 + c_0^2}}{r_{12}}$ ,  $\cos \varphi_1$ ,  $\cos \varphi_2$ , отримаємо:

$$W = \frac{\Gamma}{4\pi(\Delta r)^{n+1}} \left( \frac{\sqrt{a_0^2 + b_0^2 + c_0^2}}{r_{12}} \right)^n \left( \frac{a_1}{r_1 r_{12}} + \frac{a_2}{r_2 r_{12}} \right).$$

Для вихору одиничної інтенсивності індукована швидкість визначиться співвідношенням:

$$W = \frac{1}{4\pi(\Delta r)^{n+1}} \left( \frac{\sqrt{a_0^2 + b_0^2 + c_0^2}}{r_{12}} \right)^n \left( \frac{a_1}{r_1 r_{12}} + \frac{a_2}{r_2 r_{12}} \right),$$

або:

$$W = \frac{1}{4\pi(\Delta r)^{n+1}} \frac{(a_0^2 + b_0^2 + c_0^2)^{n/2}}{(r_{12})^{n+1}} \left( \frac{a_1}{r_1} + \frac{a_2}{r_2} \right). \quad (5)$$

Проекції швидкості в зоні дискретності визначатимуться виразами:

$$\begin{aligned} W_x &= \frac{\Gamma}{4\pi\Delta r} (\cos \varphi_1 + \cos \varphi_2) \cos \beta_1, \\ W_y &= \frac{\Gamma}{4\pi\Delta r} (\cos \varphi_1 + \cos \varphi_2) \cos \beta_2, \\ W_z &= \frac{\Gamma}{4\pi\Delta r} (\cos \varphi_1 + \cos \varphi_2) \cos \beta_3. \end{aligned} \quad (6)$$

Ураховуючи значення:

$$\begin{aligned} \cos \beta_1 &= \frac{a_0}{a_0^2 + b_0^2 + c_0^2}, \\ \cos \beta_2 &= \frac{b_0}{a_0^2 + b_0^2 + c_0^2}, \\ \cos \beta_3 &= \frac{c_0}{a_0^2 + b_0^2 + c_0^2}, \end{aligned}$$

одержимо для дискретного вихорового відрізка одиничної інтенсивності співвідношення для визначення проєкцій швидкості

Наявність близько розміщеної поверхні землі біля транспортного апарата дещо ускладнює задачу. Моделювати аеродинаміку транспортного засобу в такому випадку можна двома шляхами:

- методом дзеркального відображення вихрової системи;
- розміщенням додаткової вихрової системи на поверхні землі.

$$\begin{aligned}
 W_x &= \frac{a_0}{4\pi(\Delta r)^{n+1}} \frac{(a_0^2 + b_0^2 + c_0^2)^{\frac{n-2}{2}}}{(r_{12})^{n+1}} \left( \frac{a_1}{r_1} + \frac{a_2}{r_1} \right), \\
 W_y &= \frac{b_0}{4\pi(\Delta r)^{n+1}} \frac{(a_0^2 + b_0^2 + c_0^2)^{\frac{n-2}{2}}}{(r_{12})^{n+1}} \left( \frac{a_1}{r_1} + \frac{a_2}{r_1} \right), \\
 W_z &= \frac{c_0}{4\pi(\Delta r)^{n+1}} \frac{(a_0^2 + b_0^2 + c_0^2)^{\frac{n-2}{2}}}{(r_{12})^{n+1}} \left( \frac{a_1}{r_1} + \frac{a_2}{r_1} \right).
 \end{aligned} \tag{7}$$

У праці використано метод дзеркального відображення вихрової системи, оскільки в такому випадку необхідний обсяг розв'язуваної задачі зменшується майже вдвічі порівняно з використанням методу розміщення додаткової вихрової системи на поверхні землі.

Для моделювання аеродинаміки транспортного засобу вихрова схема будується з урахуванням впливу крила та інших аеродинамічних поверхонь (рис. 2). Розв'язування такої аеродинамічної задачі для визначення циркуляцій приєднаних і вільних вихорів та обчислення аеродинамічних навантажень розбивається на ряд етапів:

- розв'язування системи лінійних рівнянь для визначення циркуляцій приєднаних вихорів крила;
- розв'язування систем диференціальних рівнянь для визначення стану в просторі всіх вільних вихорів крила та знаходження їх циркуляцій;
- розв'язування системи лінійних рівнянь для визначення циркуляцій приєднаних вихорів іншої допоміжної аеродинамічної поверхні;
- розв'язування систем диференціальних рівнянь для визначення стану в просторі всіх вільних вихорів від допоміжної аеродинамічної поверхні та знаходження їх циркуляцій.

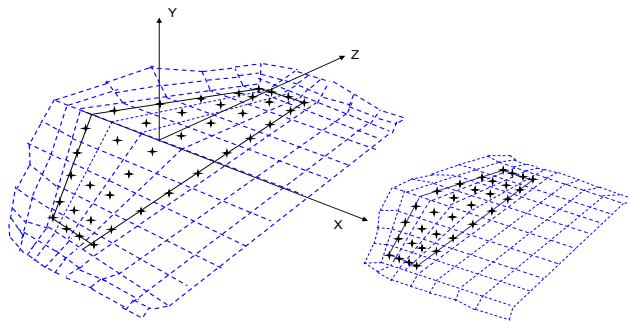


Рис. 2. Вихрова схема несучих поверхонь транспортного засобу

---

### Моделювання дифузії дискретних вихорів

У класичному методі дискретних вихорів середовище являє собою ідеальну рідину. В ній циркуляція швидкості вільних вихрових структур із часом не змінюється, вони рухаються відповідно до місцевого вектора швидкості рідини. Реальна ж рідина є в'язкою. Як показують досліди, в слідах за різноманітними тілами спостерігається явище дифузії вихорів. У вихровий рух залучається навколишня рідина, що призводить до розмиття вихрової структури.

У працях про методу дискретних вихорів [1–6; 8–10] використовується відрізок із незмінною циркуляцією за часом. Але, як показують спостереження, в реальних потоках відбувається дифузія вихору. Поширення вихрового потоку в просторі супроводжується зниженням інтенсивності вихрових слідів з віддаленням від джерела. Причиною цього є в'язкі ефекти в рідині.

Повне числове моделювання дифузії вільних вихорів – надзвичайно важлива задача. Складність розв'язування рівнянь Нав'є–Стокса та відсутність універсальної моделі турбулентності ускладнюють її розв'язання [9]. Тому слід застосувати спрощене моделювання.

Нехай залучення нових частинок рідини у вихровий рух відбувається з урахуванням в'язкості середовища. Розглянемо дифузію дискретного вихрового відрізка, використовуючи рівняння Нав'є–Стокса. Величина швидкості, індукована вихровим відрізком, визначається за законом Біо–Савара.

Згідно з принципом Гельмгольца, механічна енергія, що дисипує під час дійсного “повільного” стаціонарного руху в'язкої нестисливої рідини в деякому об'ємі не більша, ніж в аналогічному довільному русі нестисливої рідини з таким же розподілом швидкості на поверхні, що обмежує цей об'єм. Використовуючи дані праць [1–5; 9], швидкість, індуковану вихровим відрізком сліду, розраховуватимемо за формулою:

$$W = \frac{G}{2\pi r} \left( 1 - e^{-\frac{r^2}{4\nu t}} \right), \quad (8)$$

де  $G = \Gamma_+ (\cos \varphi_1 + \cos \varphi_2)$ .

Течія рідини, індукована вихровим відрізком, має задовольняти рівняння Нав'є–Стокса. Експериментальні дослідження показують, що процес розпаду вихору сліду складається з двох фаз [12]: дифузії та швидкого руйнування (рис. 3). Час дифузійного розпаду розраховується за співвідношенням [12]:

$$T^* = \min(T_{link}, 8t_0), \quad (9)$$

де  $T_{link}$  – час дотику вихорів;

$$t_0 = \frac{2\pi b^2}{G_0};$$

$b$  – відстань між вихорами сліду.



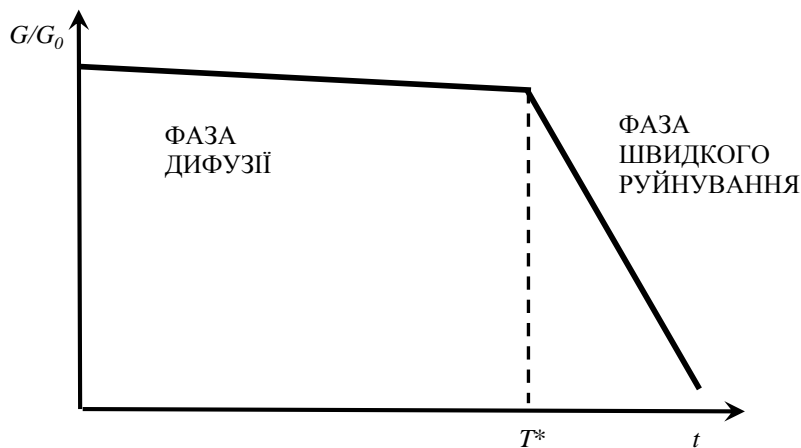


Рис. 3. Фази руйнування просторового вихору в сліді

Під час руху транспортних засобів у турбулентній атмосфері породжуються вихорові сліди, час життя яких зменшується зі зростанням турбулентності атмосфери. Несучі системи транспортних засобів утворюють вихорові сліди, що складаються із пари вихорів протилежного знака [6; 10].

Задача розв'язувалася в нестационарній постановці. Вихрова пелена сходила з передньої, бокової та задньої крайок (рис. 2).

У статті розглядається задача про обтікання крила довільної форми в плані потоком ідеальної рідини на малих відстанях до поверхні землі. Геометричні параметри крила задані. Кут атаки  $\alpha$ , швидкість набігаючого потоку  $U_\infty$  та відстань до поверхні землі відомі.

Для розв'язування задачі використовується вихрова модель, побудована так: перерізами, паралельними площині YOX (рис. 2), поверхня крила розбивається на  $2N$  смуг однакової ширини  $\Delta z = L/2N$ , а потім перерізами по лініях рівних процентів хорд  $\Delta x = b_i/(M/2+1)$  – на  $2MN$  чотирикутних панелей. На кожній одержаній таким чином панелі, розміщується приєднана замкнена чотирикутна вихрова 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 вихровою системою крила, подамо потенціал швидкості у вигляді суми потенціалу поступального незбуреного потоку та потенціалу вихрової системи крила.

Потенціал вихрової системи крила визначимо як суму потенціалів приєднаних і вільних вихрових рамок.

Здиференціювавши за напрямом нормалі до поверхні крила, одержимо систему лінійних алгебраїчних рівнянь відносно невідомих циркуляцій приєднаних вихрових рамок:

$$\sum_{\mu=1}^{2N} \sum_{\nu=1}^M \Gamma_{\mu\nu} w_{\mu\nu}^{ik} + \sum_{\mu=1}^{2N} \sum_{r=1}^P \Gamma_{\mu r}^I w_{\mu r}^{ik} + \sum_{r=1}^{2P} \sum_{\nu=1}^P \Gamma_{r\nu}^{II} w_{r\nu}^{ik} + \sum_{\mu=1}^{2N} \sum_{r=1}^P \Gamma_{\mu r}^{III} w_{\mu r}^{ik} + U_0 \sin \alpha = 0, \quad (10)$$

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

де  $\Gamma = \Gamma_r / V_0 b_0$  – безрозмірна циркуляція вихрової рамки;

$\Gamma_{\mu r}^I, \Gamma_{\nu r}^{II}, \Gamma_{\mu r}^{III}$  – безрозмірні циркуляції вільних вихрових рамок  $i$ -ї контрольної точки  $k$ -ї панелі;

$w_{\mu\nu}^{ik}, w_{\nu r}^{ik}, w_{\mu r}^{ik}$  – швидкості, індуковані вихровою рамкою, що складається із вихрових відрізків одиничної інтенсивності;

$\alpha$  – місцевий кут атаки  $k$ -го перерізу;

$U_0$  – швидкість незбуреного набігаючого потоку.

Умова Чаплигіна–Жуковського формулюється як наближення до нуля інтенсивності вихрової рамки за її наближення до крайки крила. Як показали розрахунки, воно виконується. Для моделювання наявності поверхні землі вводилась дзеркально відображена вихрова система [9].

Аеродинамічні навантаження розраховувалися за допомогою інтеграла Коші–Лагранжа [2].

Замінюємо тонку несучу поверхню безперервно розподіленим вихровим шаром, що складається із приєднаних та вільних дискретних вихорів. Різницю потенціалів виражаємо через циркуляцію  $\Gamma_i$ .

За допомогою незначних перетворень одержуємо

$$\Delta \bar{p} = 2 \left[ w_{00x} \gamma_{00z} \cos \chi + w_{00z} (\gamma_{00x} + \gamma_{00z} \sin \chi) - \frac{\partial \Gamma_L}{\partial t} \right], \quad (11)$$

де  $w_{00x}, w_{00z}$  – компоненти відносної швидкості в точці  $A_{\mu\nu}$ , що належить вихровому шару;

$\gamma_{00x}, \gamma_{00z}$  – компоненти інтенсивності вихрового шару;

$\chi$  – місцевий кут стрілоподібності, що характеризує кривину вихрових рамок та визначає положення дискретного вихрового відрізка відносно зв'язаної з крилом системи координат;

$\Gamma$  – циркуляція дискретного вихрового відрізка.

У закінченому вигляді для кривих вихрових відрізків одержимо:

$$\Delta \bar{p} = \bar{p}_- - \bar{p}_+ = 2 \left( w_{00t} \gamma_{\Sigma} \cos \chi - w_{00t} (\gamma_{\Sigma x} + \gamma_{\Sigma z} \sin \chi) - \frac{\partial \Gamma}{\partial t} \right). \quad (12)$$

---

Зміна сумарної циркуляції по контуру  $L$  є наслідком виникнення та сходження з крила в потік вільних вихорів. Тому зміна сумарної циркуляції легко обчислюється в процесі числового розв'язування задачі.

Коефіцієнт підйомної сили та моменту тангажу крила розраховуємо за формулою:

$$C_y = \frac{2}{S} \sum_{k=1}^{2N} \sum_{i=1}^M \Delta \bar{p} \Delta S_{k,i} \cos \alpha, \quad (13)$$

$$m_z = \frac{2}{S} \sum_{k=1}^{2N} \sum_{i=1}^M \Delta \bar{p} \Delta S_{k,i} x_{k,i} \cos \alpha, \quad (14)$$

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

Відстань до землі  $H$  замірювалась від задньої крайки крила. В розрахунках використовувалась безрозмірна відстань поверхні землі:

$$h = H / b_0, \quad (15)$$

де  $b_0$  – центральна хорда.

Розраховано аеродинамічні характеристики крила складної геометрії з від'ємною стрілоподібністю. Крило складається з двох частин: центроплану та консолі.

Стрілоподібність центроплану крила по передній крайці становить  $\chi = 70^\circ$ . Коренева хорда має розмір  $b_{\text{коренева}} = 3$ . Розмах крила дорівнює  $l = 2$ . Кінцівки крила мають величину стрілоподібності: по передній крайці:  $\chi = -10^\circ$ ; по задній крайці:  $\chi = -20^\circ$ .

Розраховувалось обтікання плоского крила складної геометрії з від'ємною стрілоподібністю для кутів атаки в діапазоні від  $\alpha = 0$  до  $\alpha = 18^\circ$  для таких відносних відстаней до поверхні шляхової структури:  $h = \infty$ ;  $h = 0,75$ ;  $h = 1,0$ ;  $h = 1,25$ ;  $h = 1,5$ ;  $h = 1,75$ ;  $h = 2,0$ ;  $h = 2,25$ ;  $h = 1,75$ ;  $h = 2,75$ ;  $h = 3,0$ .

Відстань від крила до поверхні шляхової структури вимірювалася не від задньої крайки, а від точки, розміщеної на кореневій хорді, рівній її третій частині від передньої крайки, як показано на рис. 4. Вибір цієї точки пов'язаний із тим, що рух крила поблизу поверхні шляхової структури має складний характер. Його можна розкласти на низку складників: як рух центра ваги й обертання навколо центра ваги. Тому під час свого руху відносно поверхні шляхової структури координати стану як транспортного засобу, так і крила відраховувати потрібно відносно положення центра ваги.

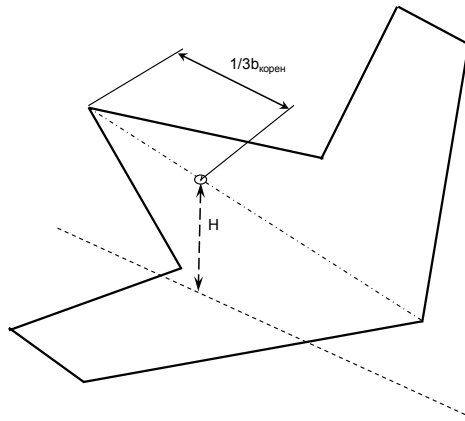


Рис. 4. Крило складної геометрії з від'ємною стрілоподібністю поблизу поверхні шляхової структури

На рис. 5–8 показано залежність коефіцієнтів підйомної сили та моменту тангажу від кута атаки для різноманітних відстаней до поверхні землі. Результати розрахунків  $C_y$  та  $m_z$  засвідчують, що зміна відстані до землі та кута атаки впливає на силові та моментні характеристики. Це доводить необхідність розробки автоматизованої системи стабілізації руху транспортного апарата.

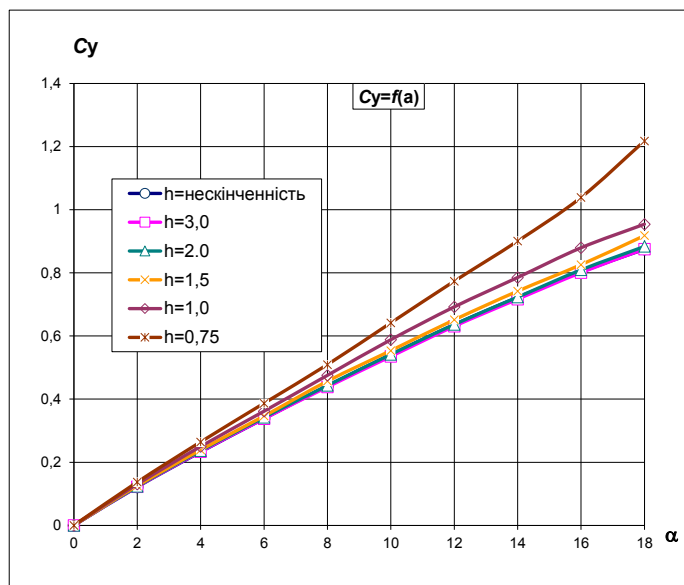


Рис. 5. Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки для крила складної геометрії з від'ємною стрілоподібністю

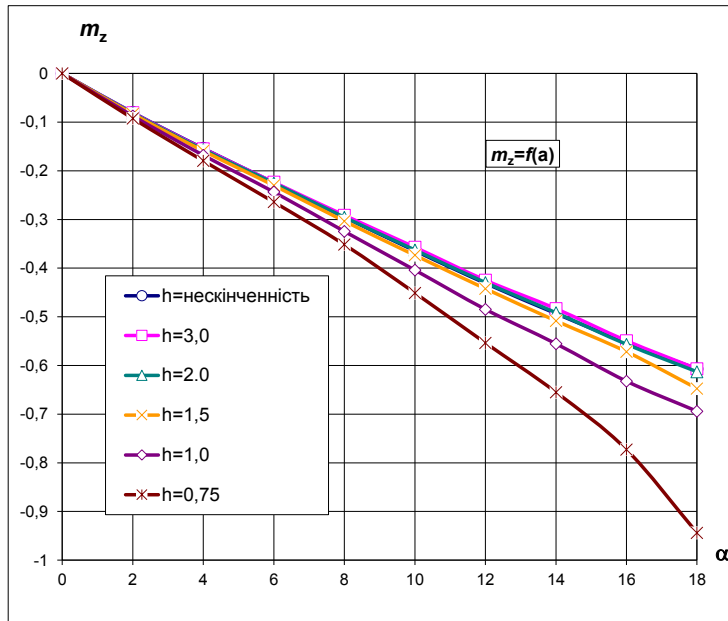


Рис. 6. Залежність коефіцієнта моменту тангажу від кута атаки для крила складної геометрії з від'ємною стрілоподібністю

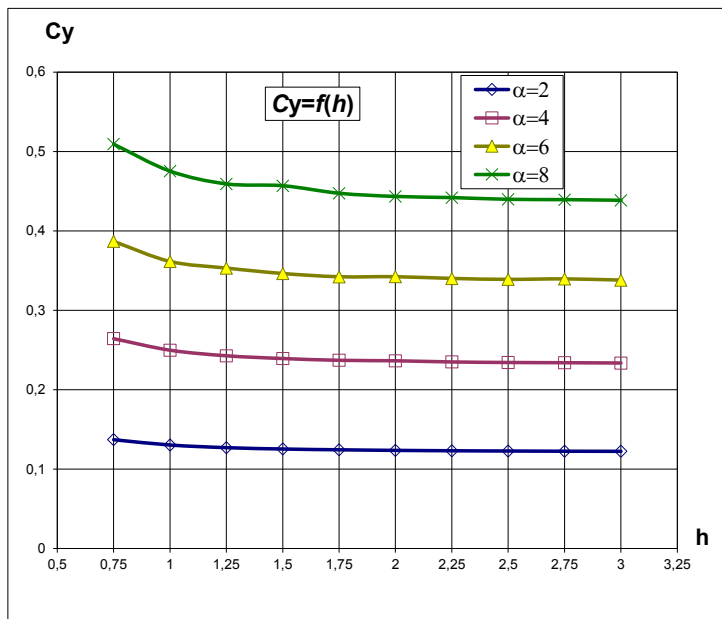


Рис. 7. Залежність підйомної сили від відстані до поверхні землі для крила складної геометрії з від'ємною стрілоподібністю

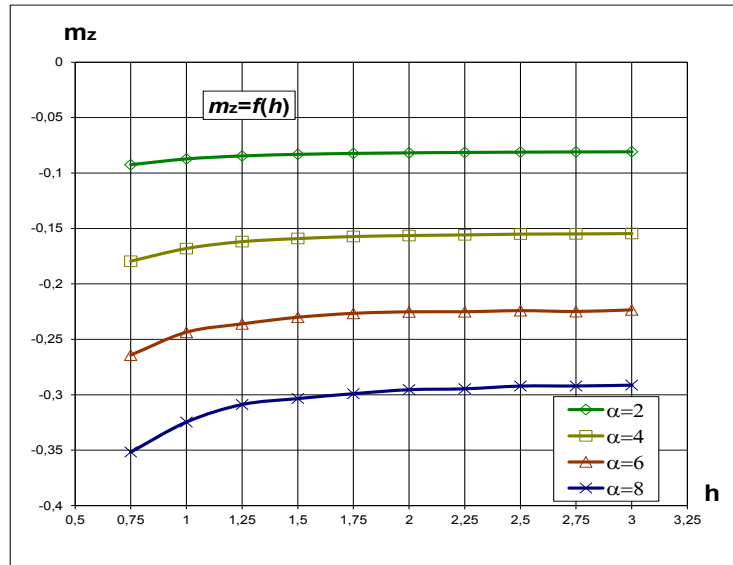


Рис. 8. Залежність коефіцієнта моменту тангажу від відстані до поверхні землі для крила складної геометрії з від'ємною стрілоподібністю

**Висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.** Задача обтікання транспортних засобів та їхніх елементів повітряним потоком із використанням моделі ідеальної рідини дає змогу сформулювати її як задачу Неймана для рівняння Лапласа. Розв'язок задачі отримується у вигляді потенціалу подвійного шару. Використовуючи принципи методу дискретних вихорів, виконано таке.

1. Розроблено методику, алгоритми та програми для розрахунку просторових течій навколо тіл складної форми.
2. Вихровий елемент моделюється замкненим просторовим  $n$ -кутником, що складається з вихрових відрізків однакової циркуляції, змінної за часом.
3. Проведено дослідження нелінійних аеродинамічних характеристик несучої системи складної форми в плані поблизу поверхні землі.

#### Список використаних джерел:

1. Белоцерковский С. М. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях / С. М. Белоцерковский, Б. К. Скрипач. – М. : Наука, 1975. – 424 с.
2. Белоцерковский С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – М. : Наука, 1978. – 276 с.
3. 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. – 306 с.
4. Белоцерковский С. М. ЭВМ в науке, авиации, жизни / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – М. : Машиностроение, 1993. – 288 с.

5. Белоцерковский С. М. Моделирование турбулентных струй и следов методом дискретных вихрей / С. М. Белоцерковский, А. С. Гиневский. – М. : Изд. фирма физико-математической литературы, 1995. – 368 с.
6. Моделирование дальнего вихревого следа магистральных самолетов при взлете и посадке / А. С. Белоцерковский, А. С. Гиневский, Т. В. Погребная, Т. В. Шипилов // Успехи механики. – 2003. – № 4, октябрь–декабрь. – С. 106–127.
7. Сохацький, А. В. До питання оптимізації компоувальної схеми екраноплану / А. В. Сохацький, І. С. Іванисенко, Є. М. Романенко / Вісник Херсонського національного технічного університету. – 2015. – № 3 (58). – С. 154–158.
8. Приходько А. А. Математическое и экспериментальное моделирование аэродинамики элементов транспортных систем вблизи экрана / А. А. Приходько, А. В. Сохацкий. – Днепропетровск : Наука и образование, 1998. – 160 с.
9. Сохацький А. В. Теоретичні основи створення аеродинамічних компоувань перспективних швидкісних транспортних апаратів : дис. ... доктора технічних наук : спец. 05.07.01 / Анатолій Валентинович Сохацький. – Дніпропетровськ, 2010. – 364 с.
10. Сохацький А. В. Прогнозування динаміки вихорів слідов літаків: проблеми та перспективи / А. В. Сохацький // Вісник Академії митної служби України. Серія: “Технічні науки”. – 2013. – № 1 (49). – С. 54–61.



УДК 658.5;656.025.2

**О. Д. Фірсов**, кандидат фізико-математичних наук, доцент кафедри транспортних систем та технологій Університету митної справи та фінансів  
**Н. В. Зінченко**, студент Університету митної справи та фінансів

## КОМПЛЕКСНА ОЦІНКА ЯКОСТІ ТРАНСПОРТНОГО ОБСЛУГОВУВАННЯ ПАСАЖИРІВ НА МІСЬКОМУ МАРШРУТІ

*Описано розрахунок оцінок якості міського автобусного маршруту як елемента складної системи транспортних сполучень міста для подальшого їх використання у системі прийняття рішень на рівні міського управління транспорту та інтелектуальної системи керування транспортними й пасажирськими перевезеннями. Розглянуто фактори, що впливають на якість транспортної системи без впливу зовнішніх чинників. Виконано розрахунки групи коефіцієнтів та зроблено їх узагальнення. Визначено особливості пасажирських перевезень за маршрутами в рамках єдиної транспортної мережі міста.*

Ключові слова: транспортна система; маршрут; пасажиропотік.

© О. Д. Фірсов, Н. В. Зінченко, 2016