

Сохацький А. В., доктор технічних наук, професор,
провідний науковий співробітник Інституту транспортних систем
та технологій
Національної академії наук України
ORCID: 0000-0002-3593-6517

ЩОДО МЕТОДИКИ РОЗРАХУНКУ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА НА РАННІХ ЕТАПАХ ПРОЕКТУВАННЯ

Визначення аеродинамічних характеристик безпілотних літальних апаратів є надзвичайно складною проблемою. Вважається, що найбільш точно можна визначити аеродинамічні характеристики будь якого транспортного апарата шляхом числового моделювання. Цю процедуру виконують на високопродуктивних обчислювальних машинах з використанням осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса. Проте цей процес є складним дорого вартісним. Він вимагає великих часових термінів на розробку методик, побудови алгоритмів, написання комплексу програм та безпосередньої роботи обчислювальних машин. При числовому розв'язуванні задач аеродинаміки з використанням осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса розв'язується не самі диференціальні рівняння, а їх скінченно-різницеві аналоги. Необхідно коректно виконувати фізичні закони збереження маси, кількості руху, енергії. Окрім цього необхідно застосувати певну модель турбулентності. Це є непростю задачею для сіткових методів розв'язування задач математичної фізики.

Проектування аеродинамічного компонування безпілотного літального апарата вимагає розв'язування зворотної задачі. На сьогодні таких методик не існує. Задачі з пошуку оптимального аеродинамічного компонування транспортного апарату будь якого призначення вирішуються ітераційним шляхом поступового наближення. Це вимагає значних часових та матеріальних затрат.

Для розрахунку аеродинамічних характеристик безпілотних літальних апаратів на ранніх стадіях проектування пропонується використовувати емпіричні підходи. В роботі викладено методик розрахунку аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарата. Для розробки методик використано алгебраїчні співвідношення, що отримані в експериментальних дослідженнях аеродинаміки літальних апаратів вітчизняними та зарубіжними дослідниками.

Для проведення відповідних розрахунків побудовано алгоритми та написано комплекс програмного забезпечення на мові програмування Fortran-95. Виконано розрахунки аеродинамічних характеристик фюзеляжу для безпілотного літального апарата та порівняно їх з експериментальними даними.

Ключові слова: моделювання аеродинаміки літальних апаратів; числове моделювання; рівняння Нав'є-Стокса; аеродинамічні характеристики літальних апаратів.

Sokhatskyi A. V. On the methodology for calculating the aerodynamic characteristics of an unmanned aerial vehicle in the early stages of design

Determining the aerodynamic characteristics of unmanned aerial vehicles is an extremely complex problem. It is believed that the most accurate way to determine the aerodynamic characteristics of any vehicle is through computational modeling. This procedure is performed on high-performance computers using Reynolds-averaged Navier–Stokes equations. However, this process is complex and costly. It requires significant time for developing methodologies, constructing algorithms, writing software packages, and the actual operation of the computers. In the numerical solution of aerodynamic problems using the Reynolds-averaged Navier–Stokes equations, it is not the differential equations themselves that are solved, but their finite-difference analogs. It is necessary to correctly enforce the physical conservation laws of mass, momentum, and energy. In addition, a specific turbulence model must be applied. This is a challenging task for mesh-based methods for solving problems in mathematical physics.

Designing the aerodynamic configuration of an unmanned aerial vehicle requires solving an inverse problem. Currently, no such methods exist. Problems involving the search for the optimal aerodynamic configuration of a transport vehicle for any purpose are solved iteratively through a process of gradual approximation. This requires significant time and financial resources.

To calculate the aerodynamic characteristics of unmanned aerial vehicles in the early stages of design, it is proposed to use empirical approaches. This paper presents a methodology for calculating the aerodynamic characteristics of an unmanned aerial vehicle. To develop this methodology, algebraic relationships obtained from experimental studies of aircraft aerodynamics by domestic and foreign researchers were utilized.

To perform the necessary calculations, algorithms were developed and a software package was written in the Fortran-95 programming language. Calculations of the aerodynamic characteristics of the fuselage for an unmanned aerial vehicle were performed and compared with experimental data.

Key words: aerodynamic modeling of aircraft; numerical simulation; the Navier–Stokes equations; aerodynamic characteristics of aircraft.



Постановка проблеми. Ефективне використання транспортних технологій для своєчасної доставки вантажів в місця призначення вимагає розробки новітніх транспортних засобів. Особливо важливо це для доставки вантажів в місця з відсутністю шляхів сполучення та мінімальним часом транспортування. Надзвичайно гостро це питання постало після нападу російської федерації на Україну. Нехтуючи своїми зобов'язаннями згідно «Меморандум про гарантії безпеки у зв'язку з приєднанням України до Договору про нерозповсюдження ядерної зброї» російська федерація знищує стратегічні об'єкти економіки України [1]. Зобов'язання Сполучених Штатів Америки про гарантії безпеки згідно цього ж меморандуму виявилися мильною бульбашкою [1].

Особливо важливим для доставки вантажів в місця з відсутністю шляхів сполучення та мінімальним часом транспортування. Надзвичайно гостро це питання постало після нападу російської федерації на Україну. Поза конкуренцією такими транспортними засобами є літальні апарати. Проте відсутність аеродромної інфраструктури в місцях доставки створює певні проблеми. Вирішити ці логістичні задачі спроможні новітні безпілотні літальні апарати (БПЛА). Рух таких транспортних засобів на невеликі відстані доцільно здійснювати на низьких висотах, Проте поблизу землі атмосфера повітря є сильно турбулізованою. Для неї характерні пориви та зеув вітру, що вносить певні проблеми. Необхідні розробки таких літальних апаратів в короткі терміни.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Однією з найважливіших питань з розрахунку АДХ транспортних апаратів, які рухаються з невеликими швидкостями, є розробка достовірних методик з визначання інтегральних та розподілених параметрів при їх обтіканні в турбулентних потоках [2, 3]. Для цього використовуються як експериментальні так і теоретичні підходи. Висока вартість фізичних експериментів та проблеми з адекватним відображенням натурних умов експерименту вимушують дослідників звертатися до математичного моделювання.

Існує цілий ряд математичних моделей з різноманітним наближенням точності використовуваних методик. Вважається, що найбільш точними є моделі з використанням рівнянь Нав'є-Стокса [2–6]

$$\frac{\partial \Phi}{\partial t} + \frac{\partial (E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial z} = 0, \quad (1)$$

$$\text{де } \Phi = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E_t \end{bmatrix}; \quad E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (E_t + p)u \end{bmatrix}; \quad F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (E_t + p)v \end{bmatrix}; \quad G = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (E_t + p)w \end{bmatrix}; \quad E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \end{bmatrix};$$

$$F_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \end{bmatrix}; \quad E_v = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \end{bmatrix}.$$

Компоненти тензора зсувних напружень та вектора теплових потоків визначаються за формулами

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial w}{\partial z} \right), \quad \tau_{yy} = \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial w}{\partial z} \right),$$

$$\tau_{zz} = \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial w}{\partial z} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right), \quad \tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x} \right) = \tau_{yx},$$

$$\tau_{xx} = \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial w}{\partial z} \right), \quad \tau_{yz} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) = \tau_{zy},$$

$$q_x = -k \frac{\partial T}{\partial x}, \quad q_y = -k \frac{\partial T}{\partial y}, \quad q_z = -k \frac{\partial T}{\partial z},$$

де u, v, w – складові вектора швидкості в декартові системі координат, ρ – густина рідини, T – величина температури, μ – динамічний коефіцієнт в'язкості, k – коефіцієнт теплопровідності.

Їх чисельне розв'язування є надзвичайно складним [2–6]. Сьогодні виділяють два основних підходи до розрахунку течій в'язкої рідини при обтіканні транспортних засобів на основі рівнянь Нав'є-Стокса:

- течія вважається стисловою, а число Маха – малої величини;
- базується на наближенні нестислової течії.

Здавалося краще б було віддати перевагу першому підходу. Проте його ефективність різко знижується при наближенні числа Маха до нуля, через властивості жорсткості системи рівнянь низькошвидкісних в'язких течій. Жорсткість рівнянь спричинена як збільшенням характерних розмірів, так і швидкостей. Вважають, що результати розрахунків характеристик низькошвидкісних течій за допомогою широко розповсюджених наближено-факторизованих схем є сумнівними через необмежене зростання похибок факторизації при наближенні числа Маха до нуля. [2, 3]

Це все говорить про необхідність виключення параметрів стисливості з рівнянь кількості руху і перехід до наближення нестисливої рідини.

Але в рівняннях Нав'є-Стокса для випадку нестисливої рідини існує серйозна проблема узгодження поля швидкостей з величиною тиску в усій області течії.

Для визначення тиску існує ряд методів таких як розв'язок рівняння Пуассона для тиску, SIMPL, SIMPLER, метод штучної стисливості та інші [2]. Усі вони мають свої переваги та недоліки. Проте застосування рівнянь Нав'є-Стокса пов'язане з надто великими часовими та матеріальними затратами на проведення числового експерименту. На сьогодні вибір тієї чи іншої компонуванняльної схеми літального апарата виконується ітераційним шляхом. Тобто необхідно провести значну кількість числових розрахунків для цілого ряду компонувань для визначення переваги тієї чи іншої. Це займе надзвичайно великий час.

Тому на ранніх етапах проектування доцільно використовувати менш затратні проектні технології.

Мета статті. Числове моделювання в'язких турбулентних течій навколо транспортних апаратів, різноманітних технічних пристроїв та їх елементів є доволі складною проблемою. На сьогодні немає її універсальної математичної моделі, що будувалась би на основі об'єктивних фізичних законів, які б описували коректну поведінку динамічної системи [2–6].

Метою роботи є розгляд прости емпіричних математичних моделей для визначення аеродинамічних характеристик БПЛА на ранніх етапах проектування.

Вимогою до такої математичної моделі є адекватний опис властивостей БПЛА, як аеродинамічної системи для заданих чисел Рейнольдса та Маха.

Така математична модель надасть можливість проводити подальші дослідження аеродинамічних характеристик транспортних апаратів та їх складових з використанням більш складних математичних моделей.

Виклад основного матеріалу. Для проведення розрахунків аеродинамічних характеристик складових БПЛА та в цілому пропонується структурна схема, що показана рис. 1.

За своїми функціональними ознаками фюзеляж БПЛА є одним з найбільш складних його складових частин. Він є основною частиною літального апарата де розміщують корисне навантаження, обладнання, енергетичні місткості, системи керування та інше. В нім з'єднуються усі інші складові транспортного апарата: крило хвостове та горизонтальне оперення, шасі, силові установки, спеціальні пристрої. Це все вносить певні труднощі у вибір його параметрів, схеми компонування, його форми, геометричних розмірів. Діючі зовнішні навантаження концентруються на силових елементах, які з'єднують складові частини з фюзеляжем. Параметричний розрахунок інших частин літального апарата необхідно проводити сумісно з визначенням основних параметрів та характеристик фюзеляжу

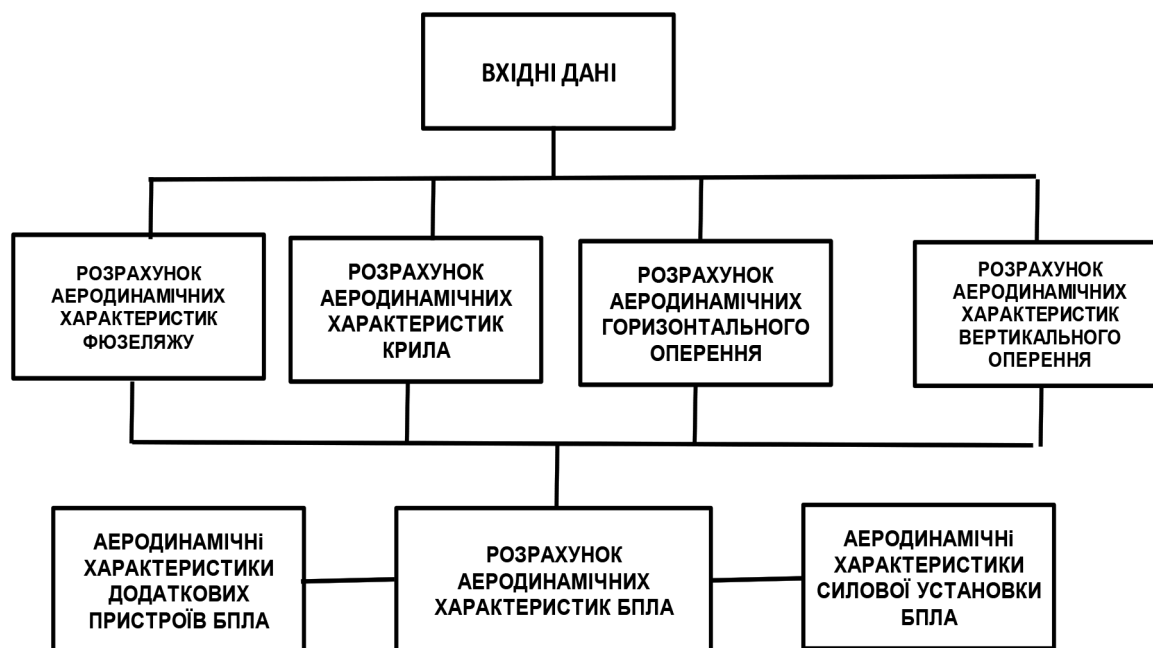


Рис. 1. Структурна схема розрахунку аеродинамічних характеристик БПЛА

При обтіканні фюзеляжа потоком повітря утворюється нормальна сила до вісі фюзеляжа $Y_F(\alpha, \beta, \gamma)$ та тангенціальна $X_F(\alpha, \beta, \gamma)$, як функції від кутів Ейлера – його положення відносно потоку повітря, що набігає. Згідно теорії тонких тіл носова частина фюзеляжу може створювати позитивну нормальну силу, кормова – негативну, центральна – позитивну, або нульову.

Таким чином в загальному випадку фюзеляж БПЛА можна розділити на три складових: носова, центральна та кормова частини.

Величини аеродинамічних коефіцієнтів можна визначити за формулами

$$C_y = C_{y_{nos}} + C_{y_{cyl}} + C_{y_{korm}}, \quad (2a)$$

$$C_x = C_{x_{nos}} + C_{x_{cyl}} + C_{x_{korm}}, \quad (2б)$$

$$m_z = m_{z_{nos}} + m_{z_{cyl}} + m_{z_{korm}}, \quad (2в)$$

де $C_{y_{nos}}$, $C_{y_{cyl}}$, $C_{y_{korm}}$ – коефіцієнт нормальної сили носової, центральної та кормової частини фюзеляжу; $C_{x_{nos}}$, $C_{x_{cyl}}$, $C_{x_{korm}}$ – коефіцієнт сили опору носової, центральної та кормової частини фюзеляжу; $m_{z_{nos}}$, $m_{z_{cyl}}$, $m_{z_{korm}}$ – коефіцієнт моменту сили тангажа носової, центральної та кормової частини фюзеляжу,

Коефіцієнт нормальної сили носової циліндричної та кормової частини визначається за формулою

$$C_y = C_{y_{nos}}^\alpha \cdot \alpha + C_{y_{cyl}}^\alpha \cdot \alpha + C_{y_{korm}}^\alpha \cdot \alpha, \quad (3)$$

де $C_{y_{nos}}^\alpha$ – похідна коефіцієнт нормальної сили носової частини тіла за кутом атаки; $C_{y_{cyl}}^\alpha$ – похідна коефіцієнт нормальної сили циліндричної частини тіла обертання за кутом; $C_{y_{korm}}^\alpha$ – похідна коефіцієнт нормальної сили кормової частини тіла за кутом атаки; α – кут атаки.

Експериментально встановлено, що похідна коефіцієнт нормальної сили носової частини тіла обертання $C_{y_{nos}}^\alpha$ є функцією видовження носової та циліндричної частини тіла обертання, а також числа M_∞ [7].

Похідна від коефіцієнта підйимальної сили циліндричної частини фюзеляжу визначається за наступним емпіричним співвідношенням

$$C_{y_{cyl}}^\alpha = k_{Fu} \cdot \lambda^2 \cdot C_{x_{cyl}} \cdot \text{tg}^2 \alpha \cdot \left(1 - \frac{2}{3} \sin^2 \alpha\right), \quad (4)$$

де λ – видовження фюзеляжу, k_{Fu} – коефіцієнт, що залежить від форми тіла

Похідна від коефіцієнта підйимальної сили кормової частини тіла обертання визначається емпіричним співвідношенням

$$C_{y_{korm}}^\alpha = -2 \cdot \xi \cdot (1 - \eta_{korm}^2), \quad (5)$$

де ξ – поправочний коефіцієнт, η_{korm} – коефіцієнт звуження кормової частини

Поправочний коефіцієнт ξ залежить від її геометричної форми, числа Рейнольдса Re та числа Маха M_∞

$$C_y = \left[C_{y_{nos}}^\alpha + 0,624 \cdot \lambda^2 \cdot C_{x_{cyl}} \cdot \alpha^2 - 2 \cdot \xi \cdot (1 - \eta_{korm}^2) \right] \cdot \alpha. \quad (6)$$

Для малих кутів атаки коли вісь симетрії близька до спів падіння з напрямом незбуреного потоку $\alpha^2 \rightarrow 0$ і формула (5) отримує простіший вигляд

$$C_y = \left[C_{y_{nos}}^\alpha - 2 \cdot \xi \cdot (1 - \eta_{korm}^2) \right] \cdot \alpha, \quad (7)$$

Якщо поперечний переріз циліндричної частини тіла має форму не круглу, а наприклад овалну то для розрахунку використовується формула

$$C_{y_{oval}} = C_{y_{cyl}} \frac{\pi B^2}{4S_m}, \quad (8)$$

B – ширина міделя, S_m – площа міделя, до якого поділено $C_{y_{oval}}$.

Коефіцієнт аеродинамічного опору фюзеляжу, як тіла обертання для невеликих кутів атаки можна розрахувати за формулою

$$C_x = C_{x_0} + k \cdot \alpha^2, \quad (9)$$

де C_{x_0} – опір тіла обертання для нульового кута атаки.

Для нульового кута атаки коефіцієнт аеродинамічного опору фюзеляжу розраховується

$$C_{x_0} = C_{xp} + C_{xdon} + C_{xf}, \quad (10)$$

C_{xp} – коефіцієнт опору, що залежить від розподілу сили тиску, C_{xf} – коефіцієнт опору, що залежить від розподілу сили тертя, C_{xdon} – коефіцієнт опору, що залежить від розподілу сили донного опору.

Наближено коефіцієнт тертя аеродинамічного опору становить [8, 9]

$$C_{xf} = c_f \cdot \eta_c \cdot \eta_M \frac{S_{zm}}{S_m}, \quad (11)$$

де c_f – коефіцієнт опору тертя плоскої пластини з урахуванням стану примежевого шару, η_c – поправочний коефіцієнт, що урахує перехід від плоскої пластини до тіла обертання, η_M – поправочний коефіцієнт, що урахує стисливість повітря.

Було встановлено, що при дозвуковому обтіканні результати аналітичних розрахунків можуть давати відхилення до 50 % відносно результатів числового моделювання. Ймовірною причиною значного відхилення результатів розрахунку за описаною в [7] методикою на дозвукових швидкостях є похибка при розрахунку повного коефіцієнта нормальної сили фюзеляжу. Для вирішення цієї проблеми необхідні додаткові експериментальні дослідження.

Коефіцієнт підйимальної сили крила на ділянці лінійної залежності, як функції від кута атаки визначається [7–10].

$$C_{y_{ns}} = C_{y_{ns}}^\alpha \cdot (\alpha - \alpha_0), \quad (12)$$

Для крила складної форми в плані похідна коефіцієнт підйимальної сили крила можна розрахувати за формулою [7, 10]

$$C_{y_{ns}}^\alpha = \frac{C_{ya\lambda=\infty}^\alpha}{(1 + \operatorname{tg}^2 \chi_{ns})^{1/2} + \frac{C_{ya\lambda=\infty}^\alpha}{\pi \lambda_{ns}} (1 + \tau_{str})}, \quad (13)$$

де χ_{ns} – стрілоподібність λ_{ns} – видовження, τ_{str} – коефіцієнт, що урахує вплив видовження, звуження, стрілоподібності та розподіл циркуляції уздовж розмаху крила

Коефіцієнт сили опору крила кінцевого розмаху визначається за формулою

$$C_{xa} = \frac{1}{S} \int_{-1/2}^{1/2} C_{xaper} b(z) dz, \quad (14)$$

де λ – розмах крила, b – хорда крила.

$$C_{xaper} = C_{xpper} + C_{xi per}. \quad (14)$$

Для малих кутів атаки індуктивний опір залежить від кута скосу $\Delta\alpha$ і його можна визначати за формулою [10]

$$C_{xi} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda} (1 + \delta). \quad (15)$$

Коефіцієнт моменту крила відносно вісі, що проходить через передню крайку еквівалентного прямокутного крила визначається для дозвукових швидкостей визначається співвідношенням

$$C_m = C_{m0} + \bar{x}_F C_{ya}, \quad (16)$$

де \bar{x}_F – безрозмірна координата фокуса крила

Несучі властивості оперення визначаються кутом встановлення їх встановлення та кутами відхилення органів керування. Для дільниць лінійної залежності зміну характеристик можна записати

$$C_{yago} = \frac{\partial C_{yago}}{\partial \alpha} \alpha_{go} + \frac{\partial C_{yago}}{\partial \delta_g} \delta_g, \quad (17)$$

де α_{go} – кут атаки горизонтального оперення, δ_g – відхилення площі керування горизонтального оперення

Коефіцієнт ефективності органів керування визначається

$$n = \frac{\partial C_{yago}}{\partial \delta_g}. \quad (18)$$

Експериментальні дослідження показують, що похідна $\frac{\partial C_{yago}}{\partial \delta_g}$ для малих дозвукових швидкостей не стрілоподібного горизонтального оперення залежить від його видовження і може бути розрахована за формулою

$$\frac{\partial C_{ya go}}{\partial \alpha_{go}} = \frac{0,085 \lambda_{go}}{1,73 + \lambda_{go}} \quad (19)$$

Величину коефіцієнта ефективності рулів можна оцінити за виразом

$$n = \sqrt{S_r / S_{op}} \quad (20)$$

де S_r – площа рулів, S_{op} – площа оперення/

Інтегральні аеродинамічні характеристики БПЛА розраховуються з урахуванням інтерференції

$$Y_{akonv} = Y_{akr} + \Delta Y_{ael} \quad (21)$$

$$X_{akonv} = X_{akriz} + X_{afuiz} + X_{agoiz} + X_{avoiz} + X_{agdz} \quad (22)$$

Прирощення підйимальної сили БПЛА зумовлена взаємодією його елементів, X_{akriz} , X_{afuiz} , X_{agoiz} , X_{avoiz} , X_{agdz} – сили опору крила, фюзеляжу, горизонтального оперення, вертикального оперення, гондол двигунів з урахуванням інтерференції.

Сила лобового опору БПЛА запишеться

$$X_{akonv} = X_{akriz} + X_{afuiz} + X_{agoiz} + X_{avoiz} + X_{agdz} \quad (23)$$

Коефіцієнт опору БПЛА виразимо через коефіцієнти лобового опору його частин

$$C_{xkonv} \frac{\rho V_{\infty}^2}{2} S = C_{xkr} \frac{\rho V_{\infty}^2}{2} S + C_{xfu} \frac{\rho V_{\infty}^2}{2} S_{mfu} + C_{xgo} \frac{\rho V_{go}^2}{2} S_{go} + C_{xvo} \frac{\rho V_{vo}^2}{2} S_{vo} + C_{xgd} \frac{\rho V_{vo}^2}{2} S_{midgd} \quad (24)$$

де S_{midgd} – площа міделового перерізу гондол двигунів, S_{mfu} – площа міделового перерізу фюзеляжу.

Співвідношення швидкісних напорів біля горизонтального та вертикального оперення через коефіцієнти гальмування потоку

$$k_{go} = \frac{V_{go}^2}{V_{\infty}^2}, \quad k_{vo} = \frac{V_{vo}^2}{V_{\infty}^2} \quad (25)$$

В результаті отримаємо коефіцієнт лобового опору БПЛА

$$C_{xkomp} = C_{xkr} + C_{xfu} \frac{S_{midfu}}{S} + C_{xgo} \frac{S_{go}}{S} k_{go} + C_{xvo} \frac{S_{vo}}{S} k_{vo} + C_{xgd} \frac{S_{midgd}}{S} + \Delta C_{xdod} + C_{xgo} \frac{S_{go}}{S} k_{go} + C_{xvo} \frac{S_{vo}}{S} k_{vo} + C_{xgd} \frac{S_{midgd}}{S} \quad (26)$$

Взаємовплив фюзеляжу та крила призводить до збільшення лобового опору. Для його розрахунку можна використати емпіричне співвідношення [10]

$$\Delta C_{xdod} = K_{vpl} \frac{S_{pidf}}{S_{kr}} C_{xpidfmin} \quad (27)$$

де K_{vpl} – коефіцієнт взаємовпливу крила та фюзеляжу, S_{pidf} – площа під фюзеляжною частиною крила, S_{kr} – площа крила, $C_{xpidfmin}$ – мінімальний коефіцієнт лобового опору крила

Розробленої методики побудовано алгоритм розрахунку написано програмне забезпечення. Як приклад проведено розрахунок аеродинамічних характеристик фюзеляжу

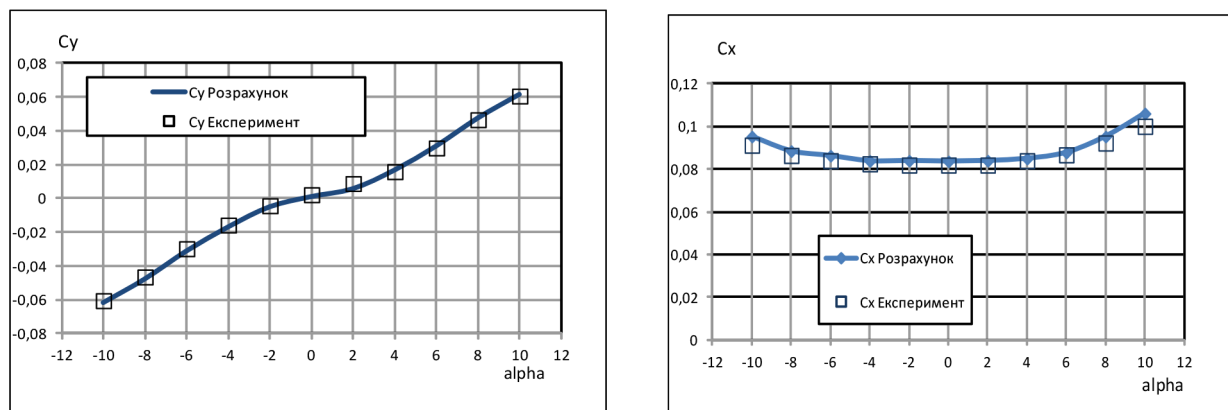


Рис. 2. Залежність аеродинамічних коефіцієнтів $C_y = f(\alpha)$, $C_x = f(\alpha)$

Примітка: — — — — розрахунок; □ — експеримент [10]

Висновки. Проектування аеродинамічного компоновання безпілотного літального апарата вимагає розв'язування зворотної задачі. На сьогодні таких методик не існує. Задачі з пошуку оптимального аеродинамічного компоновання транспортного апарату будь якого призначення вирішуються ітераційним шляхом поступового наближення. Це вимагає значних часових та матеріальних затрат.

Для розрахунку аеродинамічних характеристик безпілотних літальних апаратів на ранніх стадіях проектування пропонується використовувати емпіричні підходи. В роботі викладено методику розрахунку аеродинамічних характеристик безпілотного літального апарата. Для розробки методики використано алгебраїчні співвідношення, що отримані в експериментальних дослідженнях аеродинаміки літальних апаратів вітчизняними та зарубіжними дослідниками.

Для проведення відповідних розрахунків побудовано алгоритми та написано комплекс програмного забезпечення на мові програмування Fortran-95. Виконано розрахунки аеродинамічних характеристик фюзеляжу для безпілотного літального апарата та порівняно їх з експериментальними даними.

Розвиток електронно-обчислювальної техніки, удосконалення експериментальних досліджень в аеродинаміці надає перспективи розробки нових методів розв'язування задач з оптимізації аеродинамічних компоновань новітніх транспортних апаратів.

Список використаних джерел:

1. Меморандум про гарантії безпеки у зв'язку з приєднанням України до Договору про нерозповсюдження ядерної зброї / Верховна рада України URL: https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/998_158#Text (дата звернення: 02.03.2026).
2. Приходько О. А., Сохацький А. В. Математичне та експериментальне моделювання аеродинаміки елементів транспортних систем поблизу екрану. Дніпропетровськ: Наука та освіта, 1998. 160 с.
3. Сохацький А. В. Теоретичні основи створення аеродинамічних компоновань перспективних швидкісних транспортних апаратів: дис. доктора технічних наук: 05.07.01. Дніпропетровськ, 2010. 364 с.
4. Larsson J., Kawai S., Bodart J., Bermejo-Moreno I. Large eddy simulation with modeled wall-stress: recent progress and future directions. *Mechanical Engineering Reviews*. 2015. 00418.
5. Spalart P. R. Philosophies and fallacies in turbulence modeling. *Progress in Aerospace Sciences*. 2015. 74(1). P. 1–15.
6. Menter F. R., Kuntz M. and Langtry R. Ten Year of Industrial Experience with the SST Turbulence Model. In: *Proceedings of the 4th International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*. Begell House, Inc., Redding. 2003. p. 625–632.
7. Мхитарян А. М. Аеродинаміка. К. Наука. 1977. 447 с.
8. Norris J. D., McGhee R. J. Effects of bluntness on the subsonic drag of an elliptical forebody NASA. 1966 TN D3388. 20 p.
9. Presz W.M. Pitkin E.T. Flow separation over axisymmetric afterbody models. AIAA 1974. Paper N74-17. 7 p.
10. Мартинов А.К. Експериментальна аеродинаміка. В-во оброн. пром. 1950. 480 с

References:

1. Memorandum pro harantii bezpeky u zviazku z pryednanniam Ukrainy do Dohovoru pro nerozpovsiudzhennia yadernoi zbroi / Verkhovna rada Ukrainy Retrieved from: https://zakon.rada.gov.ua/laws/show/998_158#Text (data zvernennia: 02.03.2026).
2. Prykhodko, O. A., Sokhatskyi, A. V. (1998) *Matematychnе ta eksperymentalne modeliuвання аеродинаміки елементів транспортних систем поблизу екрану*. Dnipropetrovsk: Nauka ta osvita.
3. Sokhatskyi, A. V. (2010) *Teoretychni osnovy stvorennia аеродинамічних компоновань перспективних швидкісних транспортних апаратів: dys. doktora tekhnichnykh nauk*. Dnipropetrovsk.
4. Larsson, J., Kawai, S., Bodart, J., Bermejo-Moreno, I. (2015). Large eddy simulation with modeled wall-stress: recent progress and future directions. *Mechanical Engineering Reviews*. 00418.
5. Spalart, P. R. (2015) Philosophies and fallacies in turbulence modeling. *Progress in Aerospace Sciences*. 74(1), 1–15.
6. Menter, F.R., Kuntz, M. and Langtry, R. (2003) Ten Year of Industrial Experience with the SST Turbulence Model. In: *Proceedings of the 4th International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*. (p. 625–632) 2003, Begell House, Inc., Redding.
7. Mkhitarian A. M. (1977) *Aerodynamika*. K. Nauka.
8. Norris J. D., McGhee R. J. (1966) Effects of bluntness on the subsonic drag of an elliptical forebody NASA. TN D3388.
9. Presz W. M. Pitkin E. T. (1974) Flow separation over axisymmetric afterbody models. *AIAA*. N74-17.
10. Martynov A. K. (1950) *Eksperymentalna аеродинаміка*. V-vo obron. prom.

Дата першого надходження статті до видання: 27.03.2026

Дата прийняття статті до друку після рецензування: 20.04.2026

Дата публікації (оприлюднення) статті: 30.05.2026