

П.А. Глущенко¹, А.А. Моголівець², Є.Ю. Коваленко³, Б.Ю. Наусенко¹,

¹Державний науково-дослідний інститут авіації, Київ

²Товариство з обмеженою відповідальністю ТехЕкс, Київ

³Головне управління комунікацій Збройних Сил України, Київ

ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНУВАННЯ Х-КРИЛО–ФЮЗЕЛЯЖ ДЛЯ БПЛА-ПЕРЕХОПЛЮВАЧА

На основі параметричного аналізу визначено аеродинамічні характеристики ізольованого Х-крила, фюзеляжу та компонування Х-крило–фюзеляж в залежності від кута V -подібності крила Θ та звуження крила η . Дослідження проводилось чисельним моделюванням в програмному комплексі Ansys. При цьому швидкість потоку складала 100 м/с при стандартних атмосферних умовах, висота приймалась 0 м. В результаті дослідження визначено, що найбільшу аеродинамічну якість має компонування Х-крило–фюзеляж з кутом V -подібності $\Theta = 30^\circ$; звуження $\eta = 1$. При цьому виграти в аеродинамічній якості може становити до 40 % в залежності від кута атаки у порівнянні з крилом з параметрами $\Theta = 10^\circ$; $\eta = 1$. При порівнянні з компонуванням з Х-крилом з $\Theta = 45^\circ$; $\eta = 1$ приріст аеродинамічної якості складає до 11 % в залежності від кута атаки. Компонування з геометричними параметрами крила $\Theta = 45^\circ$; $\eta = 1$ рекомендовано застосовувати для ударних БПЛА, що застосовуються для ураження наземних цілей. Для БПЛА-перехоплювача рекомендовано застосовувати Х-крилом з $\Theta = 45^\circ$; $\eta = 1$ попри меншу аеродинамічну якість. В статті також наведено залежності коефіцієнту K_L , що характеризує взаємний інтерференційний вплив крила і фюзеляжу.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики, аеродинамічна якість, безпілотний літальний апарат, Х-крило, аеродинамічне компонування, інтерференція.

Вступ

Постановка проблеми. Під час бойових дій протягом останніх років отримують поширення аеродинамічні компонування безпілотних літальних апаратів (далі – БПЛА) з Х-крилом. Прикладами таких БПЛА є ударні UVision Hero-30 (120; 400) (Ізраїль), RAM-2X, Булава (Україна), Ланцет (рф). Також Х-крило встановлено на багатьох БПЛА-перехоплювачах, наприклад Багнет (Україна). При цьому в першому випадку така схема обумовлена необхідністю маневрування при атаці цілі (особливо, що рухається). В другому випадку вибір Х-крила здебільшого обумовлюється необхідністю розміщення двигунів з рушіями силової установки БПЛА.

Х-крило є відомим аеродинамічним компонуванням, що широко застосовується на авіаційних ракетах, які характеризуються високими швидкостями польоту (число Маха $M > 1$). Для даних умов проведено значну кількість теоретичних і експериментальних досліджень. Водночас для швидкостей польоту $M \leq 0,3$ кількість досліджень значно менше внаслідок порівняно недавнього поширення ударних малозшвидкісних БПЛА та БПЛА-перехоплювачів. Рекомендації щодо вибору геометричних параметрів Х-крила для

БПЛА та залежності аеродинамічних характеристик (далі – АХ) від геометричних параметрів компонування Х-крило та фюзеляж опубліковані недостатньо. Отже, дослідження залежностей АХ Х-крила та фюзеляжу БПЛА, визначення їх інтерференції є актуальними науково-практичними завданнями.

Аналіз останніх досліджень і публікацій.

Публікації, де розглядається питання, що можливо віднести до компонування корпусу з Х-крилом (початкова назва хрестоподібне крило) відомі з 20-х років минулого сторіччя. В той період часу, наприклад, М. Мунком, здебільшого досліджувались компонування дирижаблів з хрестоподібним оперенням. У подальшому, з розвитком науки і техніки і досягненням надзвукових швидкостей, створенням ракетної техніки в 1940 роках активно досліджується АХ Х-крила. Однією з перших публікацій з результатами теоретичних досліджень компонування хрестоподібне крило – циліндричний фюзеляж, а не окремих елементів є [1]. На основі рішення рівнянь потенційної течії отримано АХ компонувань та зроблено основний висновок, що залишається актуальним і сьогодні при проектуванні літальних апаратів, і полягає в тому, що піднімальна сила та момент тангажа не залежать від кута riskання;

бокова сила та момент рискання не залежать від кута атаки; при ідентичних вертикальних та горизонтальних складових крила момент крену дорівнює 0 для всіх кутів тангажа і крену [1, с. 2]. Проте наведені в роботі характеристики відносяться до надзвукових, трансзвукових і високих дозвукових швидкостей і не можуть бути застосовані до БПЛА зі швидкостями польоту близькими до 100 м/с. Іншими роботами, в яких розглядаються компонування Х-крил з циліндричним фюзеляжем на основі теорії тонкого тіла з подальшим порівнянням з результатами випробувань в аеродинамічних трубах, є [2...6]. В роботі [7] досліджується компонування фюзеляж – Х-крило з урахуванням в'язкості на основі чисельного рішення рівнянь Нав'є-Стокса, що реалізовано в програмному продукті Ansys CFX. Водночас роботи [1...7] направлені на дослідження завдань, що пов'язані з проблемами створення та аеродинамічного проєктування ракетного озброєння. Отримані в даних дослідженнях результати неможливо застосувати для малошвидкісних БПЛА.

У відкритому доступі наявні публікації, в яких досліджується Х-крило під час вирішення завдань при створенні орнітоптерів. Наприклад, робота [8], в якій порівнюється обтікання окремої консолі крила та при взаємному впливі двох консолей, структура течії навколо них [8, с. 2303]. При цьому число Рейнольдса на крилі складає 10000, що на порядок нижче від значень, що реалізуються на ударних БПЛА та БПЛА-перехоплювачах.

В роботі [9] наведено результати дослідження БПЛА вертикального злету. При цьому БПЛА виконаний за схемою безхвостка та встановлюється вертикально для злітання (англ. – tailsitter). Також наводяться дані, що Х-крило має найбільший коефіцієнт ефективності Освальда серед V-подібних і ромбовидних крил [9, с. 3]. Дослідження проведено із застосуванням комп'ютерного та фізичного моделювання. Фізичне моделювання виконано в аеродинамічній трубі. При цьому у фізичному експерименті спостерігалась нелінійність залежності піднімальної сили від кута атаки до кута зриву потоку на відміну від математичного моделювання. Припускається наявність зони відривної течії, що не врахована при математичному моделюванні. При цьому в роботі не наведено інтерференційний вплив компонування крила-фюзеляж.

Метою статті є визначення залежностей АХ компонування Х-крило-фюзеляж та інтерференційного впливу при чисельному моделюванні.

Виклад основного матеріалу

В роботі чисельним методом моделювання досліджено вплив геометричних параметрів компонування “Х-крило-фюзеляж” на їх аеродинамічні характеристики. А саме, в роботі визначено залежності коефіцієнтів піднімальної сили, лобового опору та аеродинамічної якості від кута атаки. Також при теоретичному моделюванні було оцінено інтерференцію крила і фюзеляжа. Для цього було визначено АХ ізольованого крила, фюзеляжа та їх комбінації. При цьому змінними параметрами були кут поперечного V Θ для пар консолей крила, звуження консолей крила η . При зміні звуження площа і розмах крила залишалися постійними. За площу крила приймалось площа проєкції пари верхніх або нижніх консолей крила на горизонтальну площину. Розрахункова швидкість при цьому становила 100 м/с. Дослідження проводились на моделях з прямим крилом з хордою $b_0 = 0,2$ м, розмах крила при його “хрестоподібному положенні” коли дві консолі знаходяться в горизонтальному положенні складав $l_{кр} = 0,8$ м, подовження при цьому складало $\lambda_{кр} = 4$. Кут V-подібності відраховувався від горизонтальної площини з додатнім напрямом до гори та приймався рівним від 10 до 80 градусів з кроком 10 градусів. При дослідженні впливу звуження на АХ параметр η змінювався від 0,5 до 3. Профіль крила у всіх випадках використовувався симетричний – НАСА 0012. Фюзеляж приймався циліндричним з обтікачем та стікачем відповідно. Діаметр міделєвого перерізу при цьому складає 0,11 м, довжина фюзеляжу – 0,75 м. Приклади моделей наведено на (рис. 1).

Течія в'язкого стисливого газу описується системою рівнянь Нав'є-Стокса (2), доповнених рівняннями нерозривності (1) та енергії (3) [10].

Рівняння Нав'є-Стокса в операторному вигляді [11, с. 42]:

$$\frac{\partial(\rho \vec{U})}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{U} \otimes \vec{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + S_M, \quad (1)$$

де $(\vec{U})$ – вектор швидкості набігаючого потоку;

$\tau = \mu \left(\nabla \vec{U} + (\nabla \vec{U})^T - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{U} \right)$ – тензор напружень;

∇ – оператор Гамільтона; $\otimes$ – тензорний добуток; ρ – щільність газу; μ – коефіцієнт динамічної в'язкості газу; p – тиск газу; T – оператор транспонування; δ – символ Кронекера; .

Рівняння нерозривності [11, с. 42]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \Delta(\rho \vec{U}) = 0, \quad (2)$$

де t – час; Δ – оператор Лапласа.

Рівняння енергії [11, с. 42]:

$$\frac{\partial(\rho h_{\text{повн}})}{\partial t} + \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{U} h_{\text{повн}}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\vec{U} \cdot \vec{\tau}) + \vec{U} \cdot \vec{S}_M + S_E, \quad (3)$$

де $h_{\text{повн}} = h + \frac{1}{2} \vec{U}^2$ – повна ентальпія; t – температура; λ – коефіцієнт теплопровідності; вираз $\vec{U} \cdot \vec{S}_M$ характеризує роботу зовнішніх сил; S_M, S_E – початкові складові для імпульсу та енергії відповідно.

Для замикання системи використовується рівняння стану ідеального стисливого газу [11, с. 45]:

$$\rho = \frac{wp}{R_0 T}, \quad (4)$$

де w – молекулярна маса газу; R_0 – універсальна газова постійна.

Реальні потоки газу, як правило, є турбулентними і характеризуються пульсаціями параметрів потоку. Для турбулентних потоків застосування рівнянь Нав'є-Стокса в звичайній постановці стає неможливим. Поширеним способом розрахунку турбулентних течій є застосування рівнянь Нав'є-Стокса, усереднених за Рейнольдсом (RANS), в яких значення параметрів потоку представлені у вигляді суми усередненої $\bar{F}$ і пульсаційної F' компонент (в даному випадку швидкості):

$$F = \bar{F} + F', \quad (5)$$

де $\bar{F} = \frac{1}{\Delta t} \int_t^{t+\Delta t} F dt$, а Δt – крок інтегрування, досить великий у порівнянні з характерним періодом турбулентних пульсацій, щоб процедура усереднення не залежала від часу.

Проведення процедури усереднення призводить до появи додаткових невідомих. Для замикання системи з урахуванням нових невідомих необхідно ввести додаткові рівняння – моделі турбулентності. Програмний пакет Ansys CFX надає широкий вибір моделей турбулентності.

Модель турбулентності $\kappa-\varepsilon$ добре описує ядро потоку, але, як правило, незадовільно передбачає відрив потоку. Модель турбулентності $\kappa-\omega$ задовільно моделює пристінні течії, більш точно прогножуючи відрив потоку. У сучасній практиці часто застосовується модель Shear Stress Transport (SST) Ментера, що поєднує в собі моделі $\kappa-\varepsilon$ і $\kappa-\omega$, автоматично перемикаючись між двома моделями залежно від області течії газу [8, с. 42]. Використання більш складних моделей істотно підвищує вимоги до обчислювальних ресурсів, часу отримання результату. Крім того, вибір на користь моделі SST обумовлений

компромісом між точністю розрахунку і часом, що витрачається на проведення чисельного експерименту.

Для вирішення системи рівнянь Нав'є - Стокса в програмному комплексі Ansys CFX реалізовано метод контрольних обсягів (МКО), заснований на інтегральній формі законів збереження. Реалізація методу являє собою розбиття обчислювальної області на елементарні обсяги. При цьому інтегральна форма законів збереження не накладає жорстких обмежень на форму комірок (об'ємів), що дозволяє проводити обчислення як на структурованих сітках, так і на неструктурованих. Неструктурована обчислювальна сітка вимагає більшої кількості комірок, ніж структурована, але має явну перевагу в автоматизованій побудові та апроксимації складної геометрії.

Для вирішення задачі застосовувалася тетраедрична сітка зі згущеннями в областях з великими градієнтами параметрів і призматичним шаром, прилеглим до стінки, всередині якого відбувається розривлення прикордонного шару. Загальна кількість обчислювальних комірок, використаних у розрахунках, – не менше 20 млн.

На межах обчислювальної області ставилася гранична умова Opening із завданням компонент вектора швидкості в декартових координатах. Значення компонент вектора швидкості розраховуються відповідно до заданих кутів атаки і ковзання в пов'язаній системі координат. Дану граничну умову досить зручно застосовувати для завдань зовнішньої аеродинаміки, можливо задавати єдину граничну умову як на вході, так і на виході. При використанні граничної умови Opening збурення, що поширюються від досліджуваного об'єкта, не повинні досягати межі обчислювальної області.

Поверхня ЛА задана граничною умовою Wall (стінка). На цій межі виконуються умова непротікання (нормальна складова швидкості на стінці дорівнює нулю) і умова прилипання – на стінці дотична складова вектора швидкості дорівнює нулю.

В результаті проведення чисельного моделювання отримано розмірні значення сил і моментів у зв'язаній системі координат, які зручніше розглядати в безрозмірному вигляді в швидкісній системі координат. Як приклад наведемо безрозмірні коефіцієнти поздовжньої сили X та моменту тангажа M_z відповідно:

$$C_x = \frac{X}{q \cdot S}, \quad (6)$$

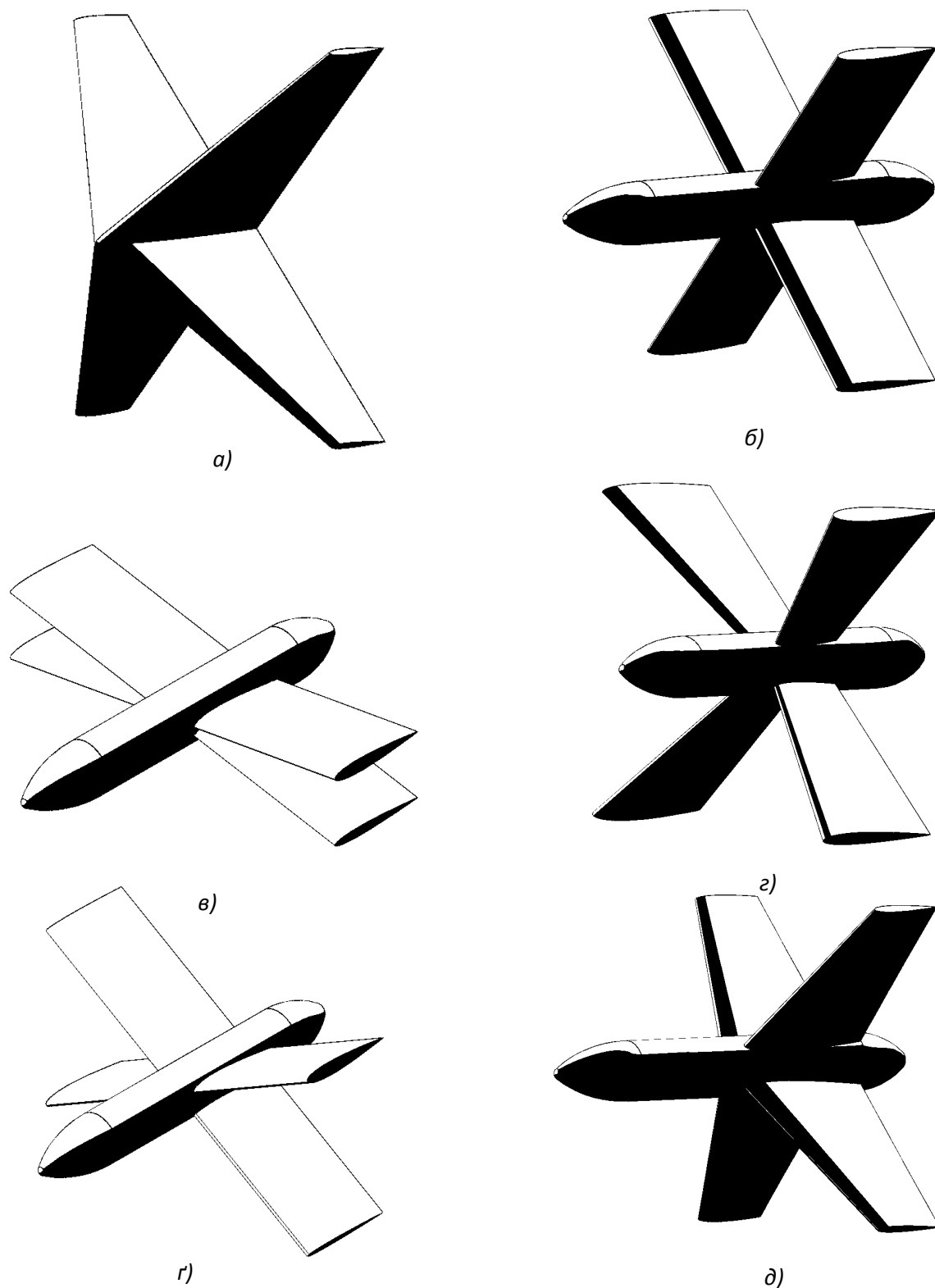


Рис. 1. Схеми розрахункових моделей компоновки Х-крило-фюзеляж
 а) – модель ізольованого крила з $\Theta = 45$, $\eta = 3$; б) – модель компоновки з $\Theta = 45$, $\eta = 1$;
 в) – модель компоновки з $\Theta = 10$, $\eta = 1$; г) – модель компоновки з $\Theta = 45$, $\eta = 0,5$; р) – модель
 компоновки з $\Theta = 30$, $\eta = 0,5$; д) – модель компоновки з $\Theta = 45$, $\eta = 2,5$
 Джерело: розроблено авторами

$$m_z = \frac{M_z}{q \cdot S \cdot l}, \quad (7)$$

де $q = \frac{\rho U_\infty^2}{2}$ швидкісний напір; C_x – коефіцієнт поздовжньої сили; S – характерна площа ЛА, m_z – коефіцієнт моменту тангажа в зв'язаній системі координат.

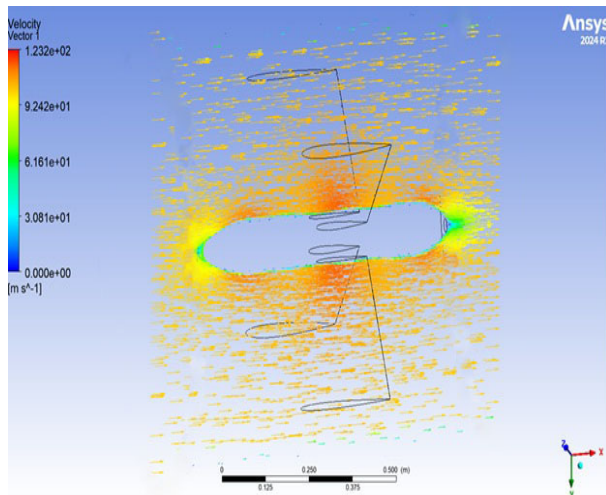


Рис. 2. Скриншот моделі в програмному середовищі Ansys

Джерело: розроблено авторами

Решта аеродинамічних сил і моментів обчислюються аналогічно. В якості характерного лінійного розміру використовується середня аеродинамічна хорда для моменту тангажа і розмах крила для моменту крену.

Перехід із зв'язаної системи координат у швидкісну виконується за допомогою відомих матриць переходу, які для аеродинамічних коефіцієнтів (при куті ковзання $\beta = 0$) і відповідних напрямів осей координат мають вигляд:

$$\begin{aligned} C_{ya} &= C_y \cdot \cos(\alpha) - C_x \cdot \sin(\alpha) \\ C_{xa} &= C_x \cdot \cos(\alpha) + C_y \cdot \sin(\alpha), \\ m_{za} &= m_z \end{aligned} \quad (8)$$

де C_y – коефіцієнт нормальної сили, C_{ya} – коефіцієнт піднімальної сили, C_{xa} – коефіцієнт лобового опору, m_{za} – коефіцієнт моменту тангажа в швидкісній системі координат.

Також в роботі було проведено визначення коефіцієнтів інтерференції за відомою методикою. Піднімальна сила БПЛА $Y_{a\phi,kr}$ визначається як сума піднімальних сил ізольованого фюзеляжу та крила, а також інтерференційного уточнення з

урахуванням взаємного впливу фюзеляжу та крила :

$$Y_{a\phi,kr} = Y_{a\phi} + Y_{a\phi} + \Delta Y_{a\phi(kr)} + \Delta Y_{a\phi(\phi)}, \quad (9)$$

де $Y_{a\phi}$ та $Y_{a\phi}$ – піднімальні сили відповідно ізольованого фюзеляжу та ізольованого крила; $\Delta Y_{a\phi(kr)}$ – додаткова піднімальна сила фюзеляжу, обумовлена впливом крила; $\Delta Y_{a\phi(\phi)}$ – додаткова піднімальна сила крила, обумовлена впливом фюзеляжу.

При переході до коефіцієнтів піднімальних сил та коефіцієнтів інтерференції:

$$c_{ya\phi,kr} = \frac{2Y_{a\phi,kr}}{qS_{kr}} = (K_{\phi,i} + K_{\phi} + K_{kr})c_{ya\phi}, \quad (10)$$

де S_{kr} – площа проекції на горизонтальну площину ізольованих консолей крила; $K_{\phi,i}$ – безрозмірний параметр, що пов'язує піднімальні сили (або їх коефіцієнти) ізольованих крила та корпусу; K_{ϕ} – коефіцієнт інтерференції, що враховує додаткову піднімальну силу фюзеляжу від впливу крила; K_{kr} – коефіцієнт інтерференції, що враховує додаткову піднімальну силу крила від впливу фюзеляжу.

Позначимо коефіцієнти інтерференції через коефіцієнт

$$K_L = K_{\phi,i} + K_{\phi} + K_{kr}. \quad (11)$$

Для його визначення через коефіцієнти піднімальних сил можна записати вираз:

$$K_L = C_{ya\phi,kr} / C_{ya\phi}. \quad (12)$$

Вираз (12) дозволяє визначити коефіцієнт піднімальної сили компонування Х-крило-фюзеляж при відомому коефіцієнті C_{ya} ізольованого крила та коефіцієнті K_L . Такий підхід дещо спрощує визначення взаємного впливу крила і фюзеляжу та не потребує визначення всіх коефіцієнтів інтерференції, що може бути ускладненим та дозволить конструкторам швидше оцінити прийнятні конструктивні рішення.

Характеристикою, що найбільше впливає на ефективність бойового застосування через дальність і тривалість польоту, є аеродинамічна якість, яка визначається через відношення коефіцієнтів піднімальної сили і лобового опору.

Результати визначення коефіцієнтів лобового опору, аеродинамічної якості ізольованих крила та фюзеляжу, компонування крило-фюзеляж та коефіцієнтів K_L для різних значень кута V-подібності Θ та звуження крила η наведені на рис. 3...12.

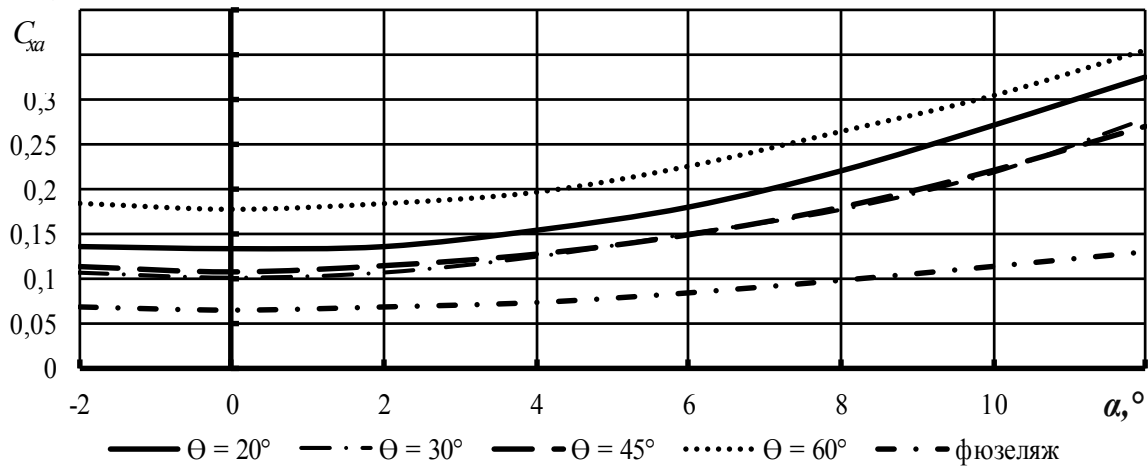


Рис. 3. Залежність коефіцієнту сили лобового опору C_{xa} моделі ізольованих Х-крила з різними Θ та фюзеляжу від α
Джерело: розроблено авторами

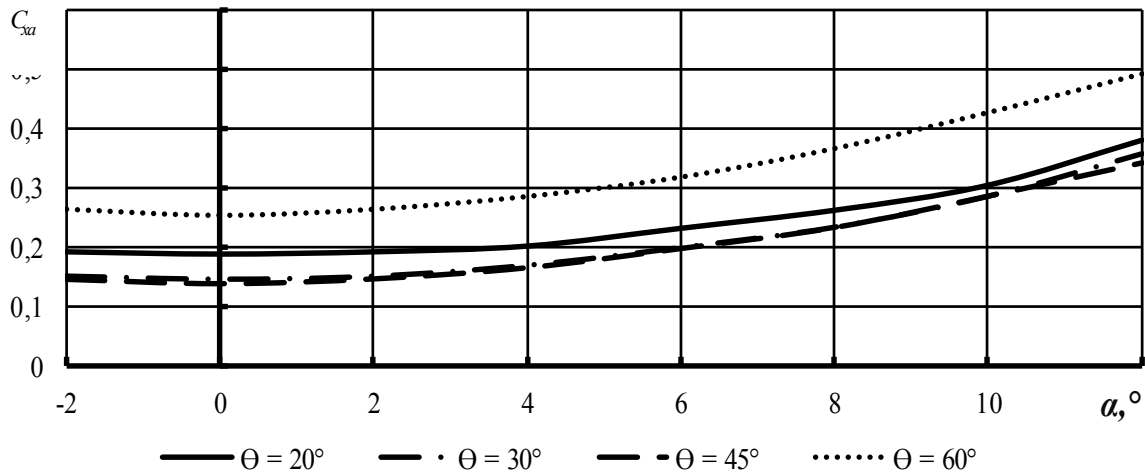


Рис. 4. Залежність коефіцієнту сили лобового опору C_{xa} компонування Х-крило-фюзеляж при різних Θ від α
Джерело: розроблено авторами

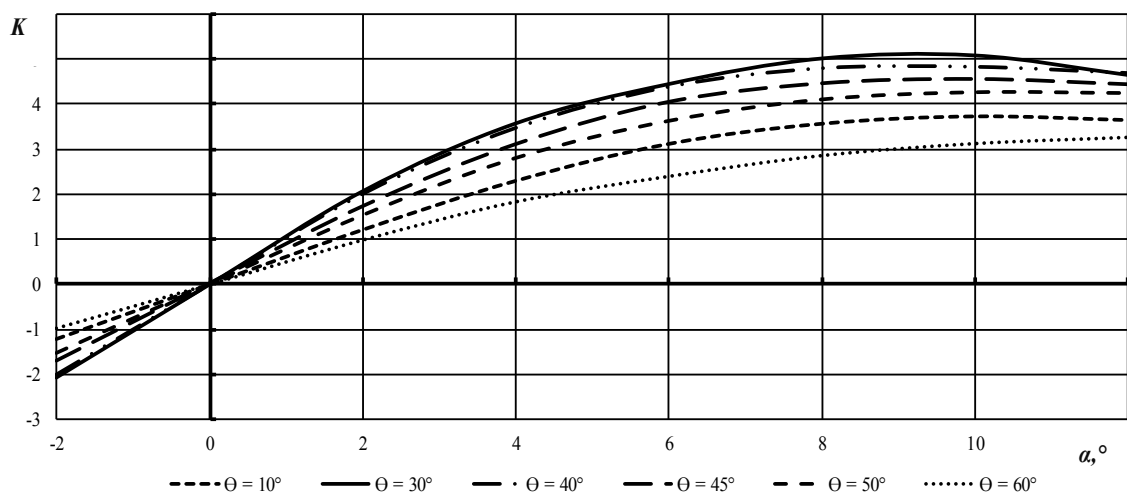


Рис. 5. Залежність аеродинамічної якості K ізольованого Х-крила з різними Θ від α
Джерело: розроблено авторами

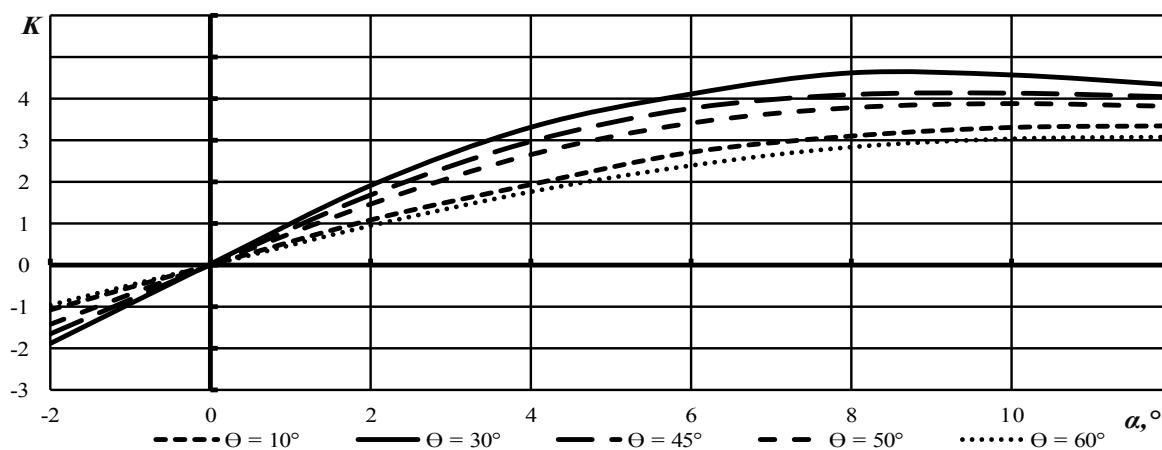


Рис. 6. Залежність аеродинамічної якості K компонування Х-крило-фюзеляж для різних Θ від α
Джерело: розроблено авторами

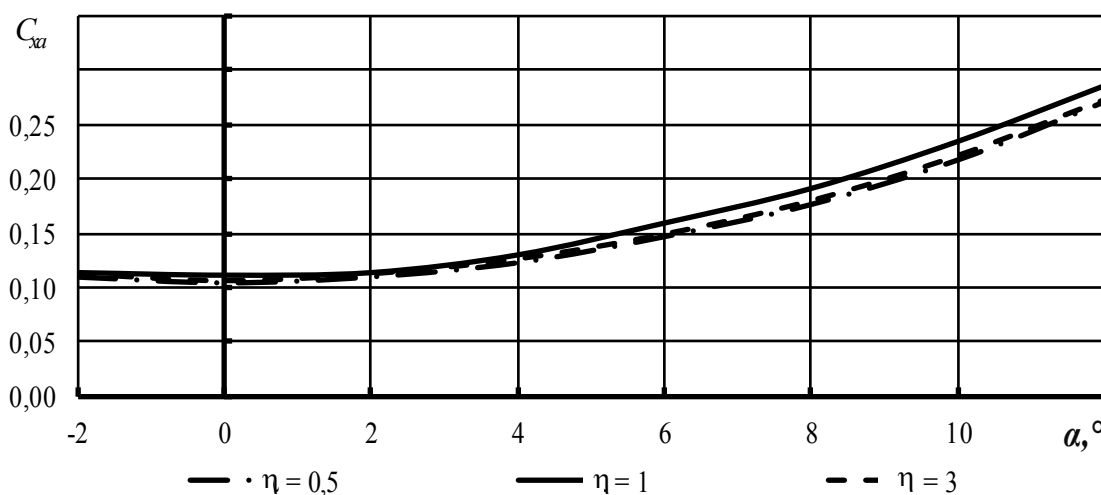


Рис. 7. Величина коефіцієнту лобового опору C_{xa} ізольованого Х-крила при різних η в залежності від α
Джерело: розроблено авторами

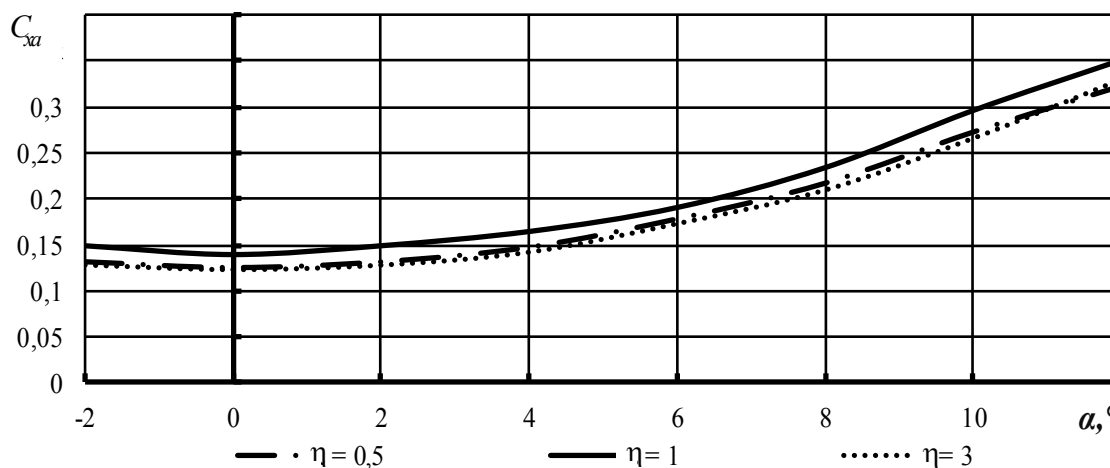


Рис. 8. Величина коефіцієнту лобового опору C_{xa} моделі компонування Х-крило-фюзеляж при різних η в залежності від α
Джерело: розроблено авторами

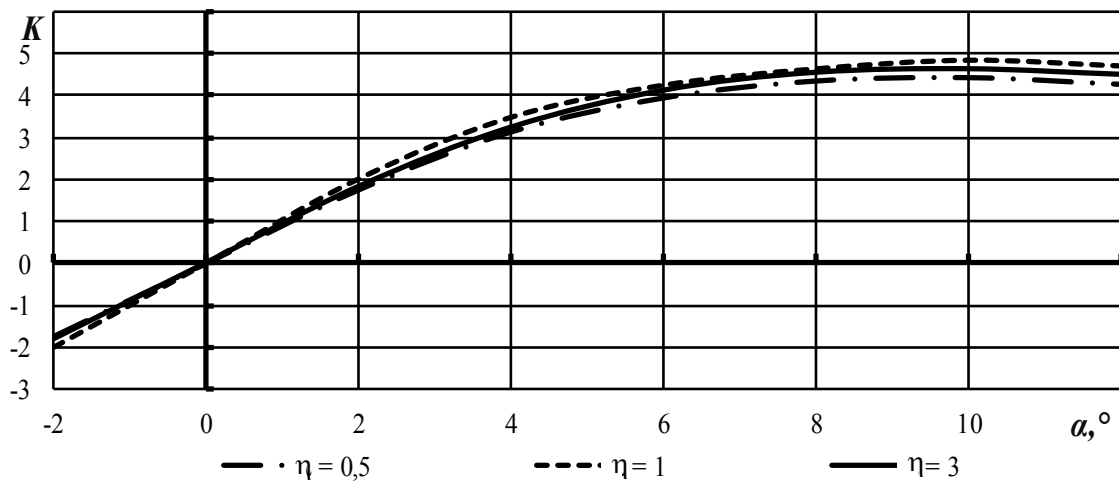


Рис. 9. Залежність аеродинамічної якості K ізольованого Х-крила з різними η від α .
Джерело: розроблено авторами

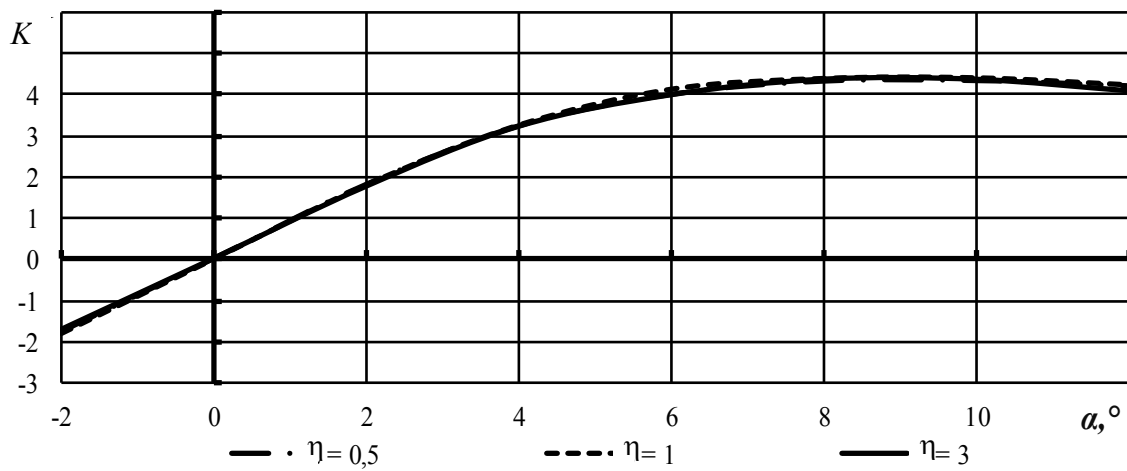


Рис. 10. Залежність аеродинамічної якості K компонування Х-крило-фюзеляж з різними η від α .
Джерело: розроблено авторами

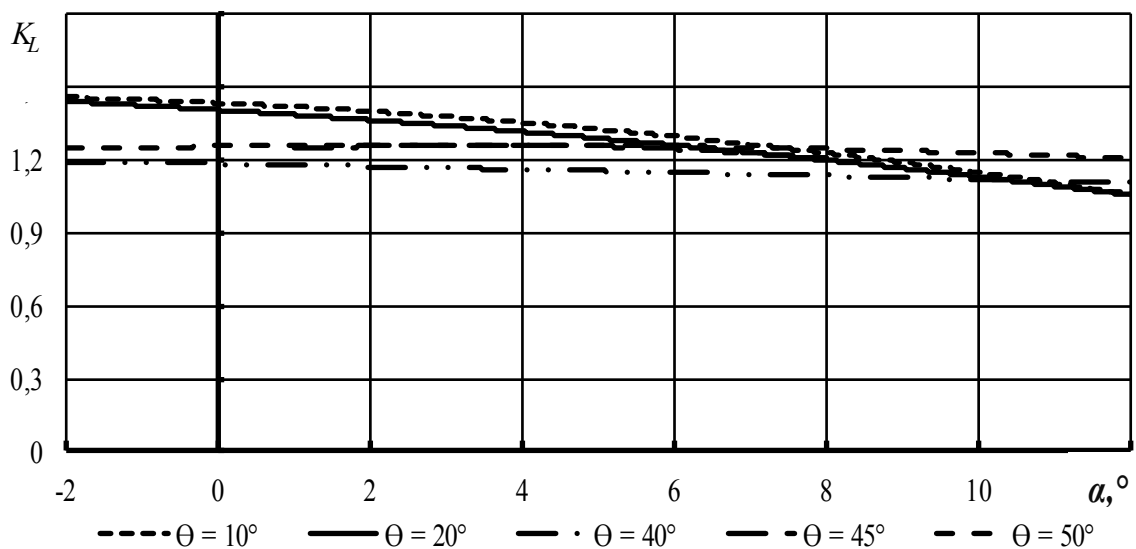


Рис. 11. Величина коефіцієнту K_L компонування Х-крило-фюзеляж для різних Θ в залежності від α .
Джерело: розроблено авторами

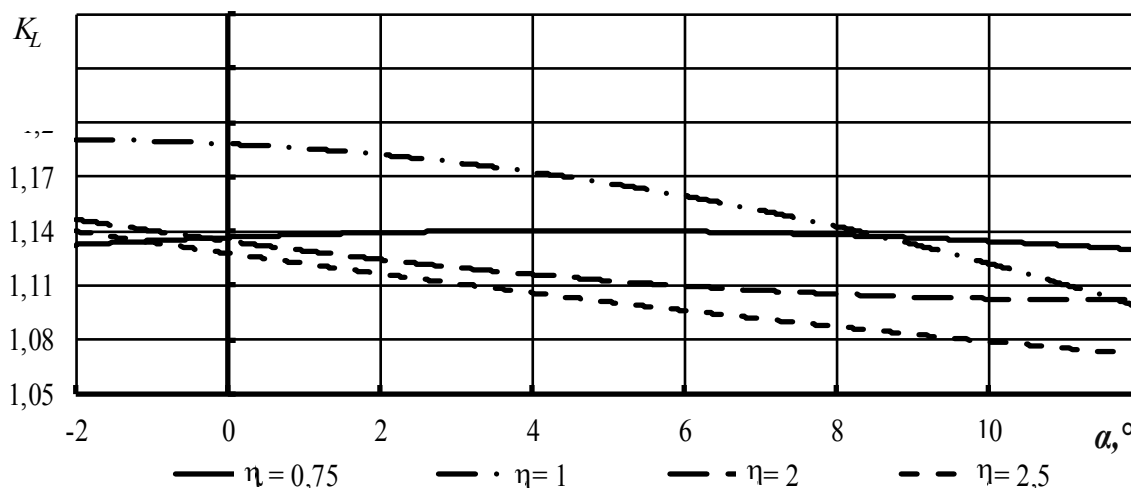


Рис. 12. Величина коефіцієнту K_L компонування Х-крило-фюзеляж для різних η в залежності від α
Джерело: розроблено авторами

Аналіз залежностей $C_{xa}(\alpha)$ (рис. 3, 4) дозволяє зробити висновок, що кращими кутами V-подібності з точки зору найменшого лобового опору є кути $\approx 30 \dots 45$ градусів для випадків ізольованого крила. Це імовірно пов'язано зі збільшенням відстані між корневими частинами консолей крила, що усуває загромождження потоку. Водночас при менших кутах Θ градієнт залежностей менший, внаслідок більшого подовження крила і, відповідно, меншого значення індуктивного опору.

З аналізу залежностей аеродинамічної якості K від кута атаки α (рис. 5, 6) визначено, що кращим варіантом є крило з кутом $\Theta = 30^\circ$ для випадків ізольованого крила та компонування Х-крило-фюзеляж. В цілому раціонально розглядати при проектуванні БПЛА кути Θ в діапазоні від 30 до 50° . При цьому негативні явища, що пов'язані з взаємним накладанням примежового шару поблизу корневих частин крила мають менший вплив або відсутні. Так для БПЛА, для якого потрібно забезпечити більші дальності і тривалість польоту доцільно обрати кут $\Theta = 30^\circ$. Для маневреного БПЛА-перехоплювача доцільно розглянути застосування хрестоподібного крила ($\Theta = 45^\circ$), оскільки при цьому піднімальна сила та момент тангажа не залежатиме від кута riskання.

Також можна визначити, що для ізольованого крила зі збільшенням Θ несучі властивості крила зменшуються. Це може бути викликано зменшенням подовження крила та поворотом крила відносно потоку, що збільшує складову вектору швидкості вздовж крила. Для компонування Х-крило-фюзеляж значення $C_{ya}(\alpha)$ досягаються більші за рахунок фюзеляжу. Також при збільшенні кута Θ погіршення несучих властивостей

відбувається менш інтенсивно. Тобто позитивний вплив фюзеляжа на піднімальну силу збільшується при збільшенні Θ .

Значення коефіцієнту моменту тангажа в роботі не наводяться, проте він пропорційний значенню коефіцієнта піднімальної сили. Суттєвих факторів, що б викликали нелінійність залежності $m_z(\alpha)$ в чисельному експерименті не спостерігалось.

В дослідженнях при зміні звуження задня кромка крила була прийнята прямою з конструктивних потреб. При цьому при зміні звуження змінювалась стрілоподібність крила. Відповідно вплив звуження також пов'язаний зі зміною стрілоподібності. Отже, пряме крило має найбільший аеродинамічний опір (рис. 7, 8). У результаті аеродинамічна якість є практично однакова, особливо у випадку наявності фюзеляжу (рис. 9, 10). Це імовірно пояснюється покращенням обтікання консолей крила в корневих перерізах та збільшення складової піднімальної сили, що створюється кореневою частиною крила, де вплив кінцевих перетікань зменшується, особливо для крил, що мають звуження $\eta < 1$. Є незначне погіршення несучих властивостей при збільшенні або зменшенні звуження внаслідок наявності стрілоподібності передньої кромки. Тому крило зі звуження $\eta = 1$ має найбільшу похідну C_{ya}^α .

На рис. 11, 12 наведено залежності коефіцієнта K_L , що характеризує інтерференційний вплив крила і фюзеляжу при різних значеннях Θ , η від кута атаки α . Зміна кута поперечного Θ меншою мірою впливає на зміну K_L по куту атаки (рис. 11). При $\Theta < 30^\circ$ поєднання фюзеляжу та крила має більший ефект, особливо при кутах атаки $\alpha < 8^\circ$ внаслідок усунення взаємного впливу потоків навколо з'єднання кореневої частини крила. Подальше

зменшення за кутами атаки імовірно пов'язано зі збільшенням долі індуктивного опору і зменшенням впливу позитивної інтерференції від фюзеляжу.

З аналізу залежностей $K_L(\alpha)$ для різних значень звуження крила η встановлено, що для прямого крила інтерференційний вплив крила і фюзеляжу більший у порівнянні з іншими значеннями η , що відображується у значенні K_L . При цьому зменшення K_L спостерігається при збільшенні кута атаки для компонувань зі звуженням $\eta > 1$. При звуженні крила $\eta < 1$ значення K_L приблизно однакові при різних кутах атаки α всіх звужень крила η .

Висновки

В результаті проведення параметричних досліджень з визначення АХ компонування Х-крило-фюзеляж встановлено, що для режимів польоту при швидкості 100 м/с при стандартних атмосферних умовах на висоті 0 м найбільшу аеродинамічну якість має Х-крило з кутом $\Theta = 30^\circ$, звуженням $\eta = 1$. Для зазначеного компонування також відсутні нелінійні зміни поздовжнього моменту. При цьому виграв у аеродинамічній якості компонування сягає $\Delta K \approx 40\%$ у порівнянні з крилом з параметрами $\Theta = 10^\circ$, $\eta = 1$ кутах атаки від $\alpha = -2 \dots -4^\circ$ і $\Delta K \approx 30\%$ при $\alpha > 5^\circ$. При порівнянні з крилом з параметрами $\Theta = 45^\circ$, $\eta = 1$ $\Delta K \approx 11\%$ до кутів атаки $\alpha < 8^\circ$ і $\Delta K \approx 10\%$ при $\alpha = 10^\circ$. Крила з $\Theta = 30^\circ$, $\eta = 1$ рекомендується застосовувати для ударних БпЛА, що застосовуються для ураження наземних цілей, особливо у випадках, де необхідно досягти більшої

дальності польоту. Використання Х-крил з $\Theta < 30^\circ$ та $\Theta > 60^\circ$ бажано уникати під час проєктування БпЛА внаслідок наявності негативного взаємного впливу корневих частин консолей крила. Для БпЛА-перехоплювачів рекомендовано обирати Х-крило з кутом $\Theta = 45^\circ$, звуженням $\eta > 1$. При незначній втраті якості у порівнянні з крилом $\Theta = 30^\circ$, $\eta = 1$ це дозволить забезпечувати незалежність піднімальної сили і моменту тангажа від ризику, що є важливим при маневруванні БпЛА при атаці повітряної цілі. Також це дозволить розмістити двигуни рівновіддалено один від одного, що може бути краще з точки зору балансування.

Встановлено, що звуження крила при заданих вимогах до положення задньої кромки крила суттєво не впливає на аеродинамічну якість крила при прийнятій розрахунковій швидкості. Також визначено коефіцієнт K_L , що дає змогу визначити приріст підйомної сили при встановленні ізольованого Х-крила на фюзеляж. Застосування коефіцієнту K_L дозволить підвищити оперативність інженерних розрахунків при проєктуванні БпЛА. Водночас отримані результати при чисельному моделюванні потребують їх подальшої валідації та верифікації в аеротрубному експерименті.

Напрямом подальших досліджень є визначення коефіцієнтів інтерференції компонувань Х-крило-фюзеляж в аеротрубному експерименті та визначення аеродинамічного обрису БпЛА-перехоплювача проти ударних дозвукових БпЛА з тактико-техніко-економічним аналізом можливих альтернатив БпЛА при прийнятому рівні їх бойової ефективності.

Список літератури

1. John R. Spreiter. Aerodynamic properties of cruciform-wing and body combinations at subsonic, transonic and supersonic speeds / Spreiter John // Technical note – Washington.: Ames Aeronautical Laboratory Moffett Field. – №1897, 1949. – P. 1-34.
2. John R. Spreiter. A theoretical study of the aerodynamics of slender cruciform-wing arrangements and their wakes / Spreiter John, Sacks Alvin // Technical report – Washington.: Ames Aeronautical Laboratory Moffett Field. – №1296, 1957. – P. 1-35.
3. Leroy Spearman. Aerodynamic characteristics in pitch of a series of cruciform-wing missiles with canard controls at a mach number of 2.01 / Spearman Leroy // Technical note – Washington.: Ames Aeronautical Laboratory Moffett Field. – № D-839, 1961. – P. 1-41.
4. А. В. Розин. Пространственное обтекание оперенного тела сверхзвуковым потоком идеального газа / Розин А.В. // Изв. АН СССР. МЖГ. – М.: – 1983, № 1. С. 185-187.
5. Бурого Н.Г. Метод расчёта аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов с крыльями в схеме Х, имеющими малый размер / С.Г. Бурого // Труды МАИ. – М.: МАИ. – Вып. №72, 2014. – С. 1-16.
6. M. Miller, J. Burkhalter. Wing-wing interference effects for cruciform missiles / Miller M., Burkhalter J. // 4th Applied Aerodynamics Conference 09 June 1986 - 11 June 1986 San Diego, CA, U.S.A. <https://doi.org/10.2514/6.1986-1772/>
7. Tuling, S., Dala, L., Toomer, C. "Lee-side flow structures of very low aspect ratio cruciform wing-body configurations" / Tuling S., Dala L., Toomer C. // Journal of Spacecraft and Rockets – American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. – Vol. 50, No. 6 – С. 1134 – 1149.
8. S. Deng, T. Xiao. Numerical Simulation of a Flexible X-Wing Flapping-Wing Micro Air Vehicle / Deng S., Xiao T // AIAA JOURNAL – Vol. 55, No. 7, July 2017. С. 2295 – 2306.
9. The Investigation on Aerodynamic Performance of the X-Wing Tail-Sitter VTOL MAV. Wei Tang, Bifeng Song, Yu Cao та інш. // AIAA AVIATION Forum 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference 5-9 June 2017, Denver, Colorado. DOI: 10.2514/6.2017-3750.
10. Ansys CFX-Solver Theory Guide. Release 2025 R2. Canonsburg, PA: ANSYS, Inc., 2025. 392 p.

Надійшла до редколегії 04.11.2025

Схвалена до друку 22.11.2025

Відомості про авторів:

Глущенко Павло Аркадійович

доктор філософії
начальник науково-дослідної лабораторії
Державного науково-дослідного інституту авіації,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8231-8877>

Моголівець Антон Анатолійович

кандидат економічних наук
доцент
начальник конструкторсько-технологічного бюро
ТОВ ТехЕкс,
Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-8138-2041>

Коваленко Єгор Юрійович

офіцер відділу опрацювання запитів управління зв'язків з
громадськістю Головного управління комунікацій
Збройних Сил України,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0009-0002-0604-3960>

Наусенко Богдан Юрійович

доктор філософії
науковий співробітник
Державного науково-дослідного інституту авіації,
м. Київ, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-7208-1116>

Information about the authors:

Pavlo Hlushchenko

Doctor of Philosophy, PhD
Head of Research Laboratory
of State Research Institute of Aviation,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8231-8877>

Anton Moholivets

Candidate of Economic Sciences
Associate Professor
Head of Design and Technology Bureau of
LLC TechEx,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-8138-2041>

Yehor Kovalenko

Officer of the Request Processing Department of the Public
Relations Division of the Main Communications
Directorate of the Armed Forces of Ukraine,
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0009-0002-0604-3960>

Bohdan Nausenko

Doctor of Philosophy, PhD
Research Associate
of State Research Institute of Aviation
Kyiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-7208-1116>

**DETERMINATION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE X-WING-FUSELAGE
LAYOUT FOR AN INTERCEPTOR UAV**

P. Hlushchenko, A. Mogolivets, E. Kovalenko, B. Nausenko

Based on parametric analysis, the aerodynamic characteristics of the isolated X-wing, fuselage, and X-wing-fuselage configuration were determined depending on the V-shape angle Θ and the taper η . The study was conducted by numerical modeling in the Ansys software package.

During the modeling, the interference of the wing and fuselage was estimated. For this purpose, the aerodynamic characteristics of the isolated wing, fuselage, and their combination were determined.

The flow of viscous compressible gas was described by the system of Navier–Stokes equations, supplemented by the continuity and energy equations. To solve the system of Navier–Stokes equations, the control volume method based on the integral form of the conservation laws was implemented in the Ansys CFX software package. The implementation of the method is a division of the computational domain into elementary volumes. At the same time, the integral form of the conservation laws does not impose strict restrictions on the shape of the cells (volumes), which allows calculations to be performed on both structured and unstructured grids. An unstructured computational grid requires a larger number of cells than a structured one, but has a clear advantage in the automated construction and approximation of complex geometry.

The studies were conducted for a flight speed of 100 m/s under standard atmospheric conditions at the Earth's surface.

As a result of the study, it was determined that the greatest aerodynamic quality is the X-wing-fuselage layout with a V-shaped angle $\Theta = 30^\circ$, narrowing $\eta = 1$. At the same time, the gain in aerodynamic quality can be up to 40% depending on the angle of attack compared to the wing with parameters $\Theta = 10^\circ$, $\eta = 1$. And when compared with the layout with an X-wing with $\Theta = 45^\circ$, $\eta = 1$, the increase in aerodynamic quality is up to 11% depending on the angle of attack. The layout with geometric parameters of the wing $\Theta = 45^\circ$, $\eta = 1$ is recommended for attack UAVs used to destroy ground targets. For an interceptor UAV, it is recommended to use an X-wing with $\Theta = 45^\circ$, $\eta = 1$, despite the lower aerodynamic quality. The article presents the dependences of the KL coefficient, which characterizes the mutual interference effect of the wing and fuselage.

Keywords: aerodynamic characteristics, aerodynamic quality, unmanned aerial vehicle, X-wing, aerodynamic layout, interference.