

МАТЕРІАЛОЗНАВСТВО ТА МАШИНОБУДУВАННЯ

DOI: 10.20535/kpissn.2024.1-4.314223

УДК 532.5, 533.6, 573.3

І.Г. Нестерук

Інститут гідромеханіки НАН України, Київ, Україна

Відповідальний автор: inesteruk@yahoo.com

ПРИНЦИПИ ОПТИМІЗАЦІЇ ФОРМИ БЕЗПІЛОТНИХ АПАРАТІВ ВЕЛИКОЇ ДАЛЬНОСТІ

Проблематика. Оптимізація характеристик безпілотних апаратів вимагає вдосконалення їхньої форми для зменшення аеро- або гідродинамічного опору. Зокрема, апарати максимальної дальності повинні мати високу економічну ефективність, а саме великі значення відношення ваги до опору. Відповідні ідеї та формули опубліковані в цьому журналі ще декілька років тому. Разом з тим, великий інтерес до безпілотних апаратів вимагає короткого викладу основних принципів та ілюстрації на конкретних прикладах, які могли би бути доступними широкому колу інженерів і менеджерів.

Мета дослідження. Мета роботи – систематизувати власний доробок щодо методів збільшення комерційної ефективності застосування безвідривних тіл обертання і крил малого опору та окреслити сфери застосування для наземних, повітряних і водних апаратів великої дальності.

Методика реалізації. Використано отримані раніше аналітичні формули для комерційної ефективності з урахуванням аеродинамічного опору на корпусах та опору, пов'язаного з підтриманням ваги апаратів, для ламінарного і турбулентного режимів обтікання.

Результати дослідження. Отримано просте співвідношення для швидкості, об'єму та довжини корпуса оптимально апарата, що забезпечує ламінарний режим обтікання та максимальну дальність. Визначено діапазони чисел Фруда, в яких доцільно використовувати динамічну підтримку ваги. Розраховано характеристики оптимальних крил та відповідних літаків і планерів. Наведено приклад оптимального підводного апарата й запропоновано перспективну форму корпуса катера.

Висновки. Форму корпусів слід вибирати близькою до запропонованих раніше безвідривних тіл обертання, що можуть бути також розраховані відповідно до конкретних потреб. Слід дотримуватись запропонованого співвідношення між об'ємом і довжиною корпуса, швидкістю усталеного руху та кінематичною в'язкістю повітря або води. Оптимальні крила мають мати максимальне видовження та експлуатуватись на максимально допустимих кутах атаки. Великі значення економічної ефективності відкривають перспективи досягнення великої дальності навіть у разі застосування електричних двигунів, отримання дальності від 410 км до 850 км для літаків, 420–750 км для КАБів, що скидаються з висоти 10 км, 800–1200 км для підводних і надводних апаратів та фактично необмеженого перебування в повітрі дирижаблів, що живляться сонячною енергією.

Ключові слова: Безпілотні апарати; збільшення дальності; комерційна ефективність; безвідривні форми; зменшення опору.

Вступ

Зростаючий інтерес до безпілотних апаратів вимагає вдосконалення форм їх корпусів для забезпечення максимальної ефективності. Деякі ідеї та формули опубліковані у статті [1]. Утім, реалії вимагають короткого викладу основних принципів та ілюстрації на конкретних прикладах, які могли би бути доступними широкому колу інженерів і менеджерів.

Сучасні технології відкривають нові горизонти для таких апаратів, дозволяючи як значно збільшити їх швидкість, так і значно збільшити або зменшити їх розміри. Наприклад, довжина сучасних танкерів може перевищувати 400 м, а повітряні дрони можуть мати розміри 45 мм (Nano Quad Copter from Revell [2]). Разом з тим, розробники та виробники зацікавлені у максимально простих і дешевих технологіях, які можна застосовувати без зниження ефективності апаратів.

Пропозиція для цитування цієї статті: І.Г. Нестерук, “Принципи оптимізації форми безпілотних апаратів великої дальності”, *Наукові вісті КПП*, № 1–4, с. 49–61, 2024. doi: 10.20535/kpissn.2024.1-4.314223

Offer a citation for this article: I. Nesteruk, “Shape optimization principles for long-range unmanned vehicles”, *KPI Science News*, no. 1–4, pp. 49–61, 2024. doi: 10.20535/kpissn.2024.1-4.314223

© Автор(и).

Стаття поширюється на умовах ліцензії CC BY 4.0

Постановка задачі

У цьому дослідженні ми розглянемо основні принципи вдосконалення форми наземних, повітряних, надводних і підводних апаратів з метою збільшення їхньої економічної ефективності k – відношення ваги mg до опору X :

$$k = \frac{mg}{X}. \quad (1)$$

Максимальні значення k дозволяють апарату подолати максимальну кількість тонно-кілометрів за одиницю часу або досягти максимальної дальності за фіксованої кількості енергії на борту [1, 3].

Метою дослідження було систематизувати власний доробок щодо методів збільшення комерційної ефективності застосування безвідривних тіл обертання і крил малого опору та окреслити сфери застосування для наземних, повітряних і водних апаратів великої дальності.

Тим читачам, хто прагне одразу знайти конкретні рецепти створення нових конструкцій, ми пропонуємо пропустити наступний розділ та перейти одразу до потрібного типу апаратів: наземних, повітряних або водних.

Методи дослідження

Якщо вага фіксована, то максимально ефективними будуть апарати з мінімальним опором, який для горизонтального усталеного руху можна поділити на дві частини:

$$X = X_U + X_W, \quad (2)$$

перша з яких, X_U , є опором рухові корпусу апарата у повітрі або воді, який суттєво залежить від швидкості U . Ми будемо використовувати також безрозмірні коефіцієнти опору, що ґрунтуються на об'ємі апарата V :

$$C_V = \frac{2X_U}{\rho U^2 V^{2/3}}, \quad (3)$$

або на деякій характерній площі A :

$$C_x = \frac{2X_U}{\rho U^2 A}. \quad (4)$$

Густину повітря або води позначатимемо як ρ .

Опір X_U суттєво залежить від форми корпусу, яка має зменшувати негативні ефекти відриву потоку. Оскільки активні методи запобігання

відриву (такі як відсмоктування/піддув примежового шару, нагрівання/охолодження поверхні, використання електромагнітних ефектів або періодичні зміни форми корпусів) потребують додаткових витрат енергії, ми сконцентруємось на пасивних методах, що дозволяють усунути відрив лише за рахунок відповідно вибраної форми корпусів. Можливості досягнення безвідривного режиму обтікання на твердих тілах обертання протягом понад 20 років вивчали в Інституті гідромеханіки НАН України [4]. Ці тіла виявились подібними до форми тіл деяких водних тварин [5–10], їх можна використовувати для зменшення опору в готовому вигляді або додатково розрахувати відповідно до потреб замовників.

Для об'ємних чисел Рейнольдса,

$$\text{Re}_V = \frac{UV^{1/3}}{\nu}, \quad (5)$$

де ν – кінематична в'язкість води або повітря, з діапазону $1000 < \text{Re}_V < \text{Re}_V^*$ та необмеженого потоку можна використовувати формулу [1, 7, 11]:

$$\text{Re}_V = \frac{4,7}{\sqrt{\text{Re}_V}}. \quad (6)$$

Рівняння (6) демонструє, що об'ємний коефіцієнт опору C_V осесиметричних безвідривних корпусів не залежить від їхньої форми за умови незмінності об'єму і є надійною оцінкою мінімально можливого опору для достатньо малих швидкостей або чисел Рейнольдса, які можна також розраховувати, спираючись на довжину корпусу L :

$$\text{Re}_L = \frac{UL}{\nu}. \quad (7)$$

Отриманий у [1] вираз для критичного числа Рейнольдса

$$\text{Re}_L^* = \frac{59558\pi L^3}{V} \quad (8)$$

дозволяє визначити значення швидкості U^* , перевищення яких забезпечує ламінарний режим обтікання:

$$U^* = \frac{59558\pi\nu L^2}{V}. \quad (9)$$

Відповідно, максимальний об'єм ламінарного корпусу

$$V^* = \frac{59558\pi v L^2}{U}. \quad (10)$$

Для дуже тонких тіл обертання ($D/L < 0,05$; D – максимальний діаметр) коефіцієнт опору C_V може бути меншим за 0,001 для чисел Рейнольдса, близьких до критичних [1]. Для більших значень Re_V об'ємний коефіцієнт опору швидко зростає й наближається до величини

$$C_V \approx 0,01, \quad (11)$$

що фактично не залежить від видовження L/D [1].

Оскільки в ламінарному потоці C_V спадає зі збільшенням числа Рейнольдса (6), то для фіксованого об'єму мінімальних значень опору досягають за критичного значення числа Рейнольдса (8). Оскільки вага апарата зазвичай пропорційна об'єму його корпусу, то можна вважати, що максимальних значень ефективності також досягають за критичного значення числа Рейнольдса (8) або за значень швидкості та об'єму, що визначаються формулами (9) та (10).

Отже, оптимальні параметри корпусу та швидкості бажано обирати з урахуванням умови

$$\frac{UV}{L^2} = 1,81 \cdot 10^5 v. \quad (12)$$

Можливості досягнення таких значень проілюструємо випадком дельфіна з об'ємом 0,091 м³ та довжиною 1,83 м (саме такі значення використано у знаменитій статті Грея [12]). Умова (12) виконується для швидкості 8,9 м/с у воді з температурою 15 °С. Аналогічні оцінки можна зробити і для риби-вітрильника (*Istiophorus platypterus*), яку вважають однією із найбільш швидких водних тварин [13–15]. Беручи найбільшу зареєстровану довжину цієї риби 3,15 м за ваги 55,8 кг ($V = 0,0558$ м³) [16] отримуємо, що умова (12) виконується на швидкості 41,8 м/с.

Для великих та більш швидких апаратів умову (12) можна виконати за рахунок збільшення довжини корпусів, при цьому також збільшується видовження L/D . Відповідні формули для критичних значень довжини й об'єму ламінарних апаратів і приклади розрахунків для води та повітря можна знайти в [1]. Утім, через обмеження на довжину та видовження доводиться перевищувати критичне значення числа Рейнольдса (або значення у правій частині рівняння (12)), використовувати турбулентні кор-

пусу та оцінку опору (11). Відповідними прикладами є кити або підводні човни.

Під час розробки дуже малих і повільних апаратів (наприклад, підводних планерів [17]) також не вдається виконати умову (12). Тоді оптимальними будуть ламінарні безвідривні корпуси, опір яких визначають рівнянням (6), але для $Re_V < 1000$ слід використовувати інші формули. Також наведені вище співвідношення не враховують ефекту стисливості повітря або води, що накладає додаткові обмеження на швидкість. Будемо вважати, що вона менша за 150 м/с (540 км/год). Швидкість руху у воді обмежується також кавітацією, що може виникати як на гвинтах, так і на корпусі. Оцінки критичної швидкості залежно від форми тіла обертання і глибини можна знайти у [7]. Для корпусів, що рухаються біля поверхні землі, наведені вище співвідношення (отримані для необмеженого потоку) потребують корекції. Для апаратів, що рухаються по поверхні води, слід враховувати також хвильовий опір [9, 18–21] та уточнити формули (6) і (8) (див. розд. 3.3 цієї статті).

Друга частина опору, а саме

$$X_w = \frac{mg(1-\alpha)}{k_w}, \quad (13)$$

$$\alpha = \frac{\rho V}{m}, \quad (14)$$

пов'язана з підтримкою ваги апарата mg . Коефіцієнт α показує, яку частину ваги компенсовано силою Архімеда ($\alpha = 1$ та $X_w = 0$ для апаратів з нейтральною плавучістю, наприклад суден і дирижаблів). Коефіцієнт k_w можна вважати сталим. Наприклад, для літаків з підйнятною силою Y (що дорівнює вазі для горизонтального усталеного руху)

$$k_w = \frac{Y}{X_w} = \frac{C_y}{C_x}, \quad (15)$$

$$C_y = \frac{2Y}{\rho U^2 A}. \quad (16)$$

Отже, коефіцієнт k_w збігається з аеродинамічною якістю. Обернене значення $1/k_w$ є коефіцієнтом тертя коліс для наземних апаратів. Ми не будемо розглядати конструкції, які бігають чи ходять (деякі оцінки ефективності бігу можна знайти в [1, 22]).

З формул (1), (2), (3), (13) та (14) впливає, що обернене значення ефективності

$$\frac{1}{k} = \frac{1-\alpha}{k_w} + \frac{C_v \rho U^2 V^{2/3}}{2mg} \quad (17)$$

буде мінімальним за максимального значення k_w та мінімальної швидкості руху. Якщо використати рівняння (6)–(11), то співвідношення (17) можна переписати у такому вигляді для ламінарного та турбулентного випадків відповідно:

$$\frac{1}{k_{lam}} = \frac{1-\alpha}{k_w} + 2,35\alpha \sqrt{\frac{vU^3}{g^2V}},$$

$$\frac{3000v}{V^{1/3}} < U \leq \frac{59558\pi v L^2}{V}, \quad (18)$$

$$\frac{1}{k_{tur}} \approx \frac{1-\alpha}{k_w} + 0,005\alpha Fr_V^2,$$

$$\frac{59558\pi v L^2}{V} < U < 150 \text{ m/s}, \quad (19)$$

де об'ємне число Фруда визначають формулою

$$Fr_V = \frac{U}{g^{1/2}V^{1/6}}. \quad (20)$$

Оскільки мінімальний аеро- або гідродинамічний опір досягається за максимального об'єму ламінарного корпусу V^* , то найбільше значення економічної ефективності k^* можна отримати з використанням формул (10) та (18):

$$1/k^* = (1-\alpha)/k_w + 0,00543\alpha Fr_L^2, \quad (21)$$

$$Fr_L = \frac{U}{\sqrt{gL}}. \quad (22)$$

Рівняння (21) свідчить, що максимальне значення ефективності не залежить від форми безвідривних корпусів, що задовольняють умову (12), та визначається лише числом Фруда (22).

Якщо зафіксувати швидкість та об'єм апарата, то з (18) та (19) випливає, що максимальної комерційної ефективності (мінімального значення $1/k$) досягають або за мінімально малого, або за максимально великого значення α залежно від значення коефіцієнта k_w . Критичні значення цього коефіцієнта можна отримати з рівнянь (18) та (19) [1]:

$$k_{w,lam}^{**} = 0,43 \sqrt{\frac{g^2V}{vU^3}}, \quad \frac{3000v}{V^{1/3}} < U \leq \frac{59558\pi v L^2}{V}, \quad (23)$$

$$k_{w,tur}^{**} \approx 200 Fr_V^{-2}, \quad \frac{59558\pi v L^2}{V} < U < 150 \text{ m/s} \quad (24)$$

для ламінарного та турбулентного потоків відповідно. Якщо виконується умова (12), то з (21) або (23) випливає

$$k_w^{**} = 184 Fr_L^{-2}. \quad (25)$$

Якщо $k_w < k_w^{**}$, максимальної комерційної ефективності досягають за максимально великого значення α , інакше параметр α має бути максимально малим.

Для апаратів з нейтральною плавучістю ($\alpha = 1$) аеро- чи гідродинамічний опір корпусу слід враховувати завжди, оскільки для них $X_w = 0$. В інших випадках з умови $X_U = X_w$ можна оцінити критичні значення швидкості U^{**} , у разі перевищення яких слід враховувати аеро- чи гідродинамічний опір ламінарного та турбулентного корпусів відповідно:

$$U_{lam}^{**} = 0,573 \sqrt[3]{\frac{(1-\alpha)^2 mg^2}{k_w^2 \alpha \rho v}} = 0,573 \sqrt[3]{\frac{(1-\alpha)^2 V g^2}{k_w^2 \alpha^2 v}},$$

$$\frac{3000v}{V^{1/3}} < U^{**} \leq \frac{59558\pi v L^2}{V}, \quad (26)$$

$$U_{tur}^{**} = 14,1 \sqrt{\frac{g(1-\alpha)}{k_w} \frac{m^{1/6}}{\alpha^{1/3} \rho^{1/6}}} = 14,1 V^{1/6} \sqrt{\frac{g(1-\alpha)}{\alpha k_w}},$$

$$\frac{59558\pi v L^2}{V} < U^{**} < 150 \text{ m/s}. \quad (27)$$

Для оптимальних ламінарних корпусів умова (12) та формула (26) дозволяють отримати:

$$U^{**} = 13,6 \sqrt{\frac{(1-\alpha)gL}{k_w \alpha}}. \quad (28)$$

Знаючи комерційну ефективність k , можна досить легко оцінити дальність руху S із запасом енергії на борту Q , що дозволяє підтримувати сталу потужність двигуна $XU p_1$ протягом часу T . Коефіцієнт $p_1 > 1$ показує, що лише частина запасу енергії використовується для подолання опору X з механічною потужністю UX . Його значення залежить від ефективності двигуна, витрат енергії на стабілізацію та керування рухом, роботу приладів тощо. Тоді для дальності отримуємо:

$$S = UT = U \frac{Q}{XU p_1} = \frac{Q}{X p_1} = \frac{Qk}{p_1 mg}. \quad (29)$$

Якщо використати запас енергії на одиницю ваги q та врахувати, що вага двигуна та палива (або електричних батарей) становлять лише частину загальної ваги апарата p_2mg ; $p_2 < 1$, то рівняння (29) набуває вигляду

$$S = \frac{kqp_2}{p_1}. \quad (30)$$

Формула (30) свідчить, що дальність лінійно зростає зі збільшенням комерційної ефективності.

Оцінімо дальність електричних апаратів S_e , використовуючи факт, що сучасні електричні батареї можуть забезпечувати запас енергії приблизно 1000 кілоджоулів на кілограм ваги [23]. Тоді q буде дорівнювати приблизно $10^5 J/N = 10^5 \text{ м} = 100 \text{ км}$. Беручи, наприклад, значення $p_1 = 5$ та $p_2 = 0,5$, із (30) отримуємо:

$$S_e \sim 10k \text{ (km)}. \quad (31)$$

Слід зазначити, що використання бензину або дизельного палива забезпечує приблизно у 40 разів більший запас енергії на одиницю ваги, що дозволяє суттєво збільшити дальність або вивільнити більше місця для корисного навантаження (зменшити значення p_2).

Далі розглянемо можливості збільшення економічної ефективності та, відповідно, дальності апаратів, що рухаються по поверхні землі, у повітрі, над та під водою. Через значний інтерес саме до не дуже великих апаратів ми приділимо особливу увагу оптимальним корпусам малого опору, що дозволяють рухатись у ламінарному безвідривному режимі (форму яких досліджували в [1, 4–10]) та оптимальним крилам відповідних літаків.

1. Наземні апарати

Спочатку розглянемо можливості апаратів малого опору з осесиметричними ламінарними безвідривними корпусами, що задовольняють умову (12). Якщо використати значення кінематичної в'язкості повітря $\nu \approx 1,5 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 / \text{с}$, що відповідає стандартній атмосфері на нульовій висоті над рівнем моря [24], то вона набуває вигляду

$$\frac{UV}{L^2} = 2,7 \text{ м}^2 / \text{с}. \quad (32)$$

Для апарата зі швидкістю $U = 30 \text{ м/с}$ та з довжиною $L = 5 \text{ м}$ об'єм його корпусу має становити $2,25 \text{ м}^3$. Тоді формули (21) та (25) дають

критичне значення $k_w^{**} \approx 10$. Порівняємо його з характерними значеннями k_w (13). Коефіцієнт тертя на колесах $1/k_w$ залежить від їх конструкції та якості дорожнього покриття. Для сучасних автомобілів вдалося отримати значення від 0,007 до 0,014 [25], а для велосипедів – від 0,0025 до 0,005 [26]. Отже, $k_w > 70 \gg k_w^{**}$, тому оптимальними будуть апарати з мінімальними значеннями параметра α (відповідно до (14) вагу слід збільшувати).

Визначимо, наскільки важливо покращувати аеродинамічні характеристики корпусів наземних апаратів. Відповідно до (28) для обраного значення довжини $L = 5 \text{ м}$ та умови $k_w = 143$ (максимальне значення наведено у [25]) отримуємо

$$U^{**} \approx 7,96 \sqrt{\frac{(1-\alpha)}{\alpha}} \text{ (m/s)}. \quad (33)$$

Оцінімо характерну швидкість U^{**} , у разі перевищення якої аеродинамічний опір переважає тертя на колесах для характерного значення коефіцієнта α , що відповідає густині повітря $\rho \approx 1,2 \text{ кг/м}^3$ (стандартна атмосфера на нульовій висоті над рівнем моря [24]). Середню густину корпусу будемо вважати близькою до густини води 1000 кг/м^3 . Відповідно до (14) отримуємо $\alpha = 0,0012$. Тоді рівняння (33) дає значення приблизно 230 м/с . Ще більше значення U^{**} отримуємо для корпусів, виготовлених з більш важких матеріалів (менші значення α). Отже, аеродинамічним опором на апаратах з відносно великим об'ємом можна нехтувати навіть за досить малих значень опору тертя на колесах.

Отриманий висновок не означає, що форма корпусу може бути довільною, оскільки відрив потоку на невідповідних корпусах (для яких несправедливі наведені вище оцінки) може значно збільшувати аеродинамічний опір. Оскільки в умовах конкуренції навіть невелике зменшення опору дає переваги, то характеристики апарата бажано вибирати з дотриманням умови (32). Відповідні безвідривні форми корпусів можна знайти у [4–10], вони можуть бути розраховані також на замовлення. Правильна форма корпусу має особливе значення для малих апаратів (або тварин) [1, 22]. Показовими є дуже видовжені форми тіла ящірок (що мають масу лише 10–26 грамів, але розвивають швидкість 2–4 м/с [27]), подібні до ламінарних безвідривних тіл обертанья, розрахованих у [7]. Для цих тварин умова (32) не виконується (число Рейнольдса є меншим від

критичного значення (8)). Для подібних дуже малих апаратів економічну ефективність і критичні значення U^{**} та k_w^{**} слід розраховувати за допомогою формул (18), (23) і (26).

2. Повітряні апарати

Вагу апаратів, що рухаються у повітрі, можна підтримувати за допомогою крил (літаки, планери, керовані авіаційні бомби), великих гвинтів (гелікоптери, FPV-дрони) або сили Архімеда (дирижаблі). Розглянемо можливості збільшити їх економічну ефективність. Спершу розглянемо апарати малого опору з осесиметричними ламінарними безвідривними корпусами, що задовольняють умову (12) (або (32) для випадку руху на малих висотах). На більших висотах кінематична в'язкість повітря є набагато більшою ($\nu \approx 3,5 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 / \text{s}$ на висоті 10 км; $\nu \approx 16 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 / \text{s}$ на висоті 20 км [24]). Відповідно, збільшується значення у правій частині рівняння (32), а отже, граничні розміри або швидкості ламінарних корпусів малого опору (див. також [1]).

Щоб визначитись, який метод підтримання ваги є найбільш ефективним для збільшення дальності, перепишемо рівняння (25) у вигляді

$$Fr_L^{**} = \frac{13,6}{\sqrt{k_w}}, \quad (34)$$

де k_w – аеродинамічна якість апарата (15), а Fr_L^{**} – критичне значення числа Фруда (22). Якщо $Fr_L < Fr_L^{**}$, максимальної комерційної ефективності досягають за максимально великого значення α ((14), (21)), інакше параметр α має бути максимально малим. Отже, дирижаблі ($\alpha = 1$) стають ефективними за малих значень числа Фруда.

2.1. Гвинтокрили

Якщо використати характерне значення $k_w = 4,5$ аеродинамічної якості (15) гвинтокрила [28], то з формули (34) отримуємо $Fr_L^{**} = 6,4$. Тоді для швидкості $U = 15$ м/с критичне значення довжини корпусу FPV-дрона становить 0,56 м (згідно з (22)). Відповідно до (32) об'єм ефективного апарата, що рухається на малих висотах, не має перевищувати 0,06 м³. Розміри більш швидкісних оптимальних апаратів є більшими. Наприклад, для $U = 30$ м/с максимальна довжина збільшується у 4 рази (відповідно до (22)), а об'єм – у 8 разів (відповідно до (32)).

Так само, як для наземних апаратів, опір на корпусі FPV-дрона в горизонтальному русі є набагато меншим, ніж опір, пов'язаний з підтриманням ваги. Формула (28) дає значення характерної швидкості U^{**} більші, ніж отримане вище значення 230 м/с. Тому розміри та вагу можна збільшувати без значного впливу на комерційну ефективність k , що буде приблизно дорівнювати $k_w = 4,5$. Такі маленькі значення k дуже обмежують дальність електричних FPV-дронів. Відповідно до формули (31) вона не перевищує 45 км навіть коли вага акумуляторів і двигунів становить половину ваги апарата. Для покращання ефективності найбільшу увагу слід приділяти характеристикам і розмірам гвинтів.

2.2. Літаки

Характерне значення аеродинамічної якості k_w літаків (15) є більшим, ніж у гелікоптерів [28]. Наприклад, для значення $k_w = 20$ із формули (34) отримуємо $Fr_L^{**} = 3$. Отже, у діапазоні чисел Фруда $3 \leq Fr_L^{**} \leq 6,4$ саме літаки є найбільш ефективними повітряними апаратами. Для більших чисел Фруда ефективними можуть бути також гелікоптери, а для менших – дирижаблі. Зробимо оцінювання для швидкості $U = 50$ м/с, для якої критичне значення довжини корпусу оптимального літака (22) становить 28,3 м. Відповідно до (32) об'єм ефективного апарата, що рухається на малих висотах, не має перевищувати 43,2 м³. Для літаків, що використовують більші висоти, цей об'єм може бути значно більшим (наприклад, 101 м³ для десятикілометрової висоти крейсерського польоту).

Так само, як для наземних апаратів, опір на корпусі оптимального літака в горизонтальному русі є набагато меншим, ніж опір, пов'язаний з підтриманням ваги. Наприклад, формула (28) дає значення характерної швидкості U^{**} приблизно 1800 м/с для значення коефіцієнта $\alpha = 0,0012$, що відповідає густині повітря $\rho \approx 1,2 \text{ kg} / \text{m}^3$ (стандартна атмосфера на нульовій висоті над рівнем моря [24]) та середній густині корпусу, що дорівнює густині води 1000 кг/м³. На більших висотах або для більш важких корпусів значення U^{**} будуть ще більшими. Отже, переважна частина опору оптимальних літаків пов'язана з опором на крилах, що підтримують вагу.

Максимальне значення аеродинамічної якості крил (15) за турбулентного безвідривного режиму обтікання можна оцінити такою формулою [1]:

$$k_{W, \max, \text{tur}} \approx 3,58 \lambda_W^{1/2} \text{Re}_H^{1/4}, \quad (35)$$

$$\lambda_W = b / H, \quad (36)$$

$$\text{Re}_H = \frac{UH}{\nu}, \quad (37)$$

де H – середня довжина хорди, використовується також для розрахунку числа Рейнольдса Re_H ; λ_W – видовження крила; b – розмах крила. Рівняння (35) враховує також індуктивний опір, пов'язаний зі сходом вихорів, та свідчить, що максимальне значення аеродинамічної якості та комерційної ефективності (оскільки $k \approx k_W$) досягають за максимального видовження крила (36). Варто зазначити, що трикутна форма крила іранських дронів «Shahed-136» [29] з видовженням приблизно 2 не виглядає оптимальною, оскільки максимальне можливе значення якості за формулою (35) становить приблизно 15,1.

Видовження крил обмежується міркуваннями міцності конструкції та необхідністю підтримувати вагу на достатньо малих кутах атаки, що запобігають відриву потоку. Для оцінювання можна використовувати отримані в [1] вирази для оптимального кута атаки

$$\beta_{\text{opt, tur}} \approx 0,07 \lambda_W^{1/2} \text{Re}_H^{-1/4} \quad (38)$$

та максимальної підйімальної сили на ньому в умовах безвідривного турбулентного обтікання:

$$\begin{aligned} Y_{\text{opt, tur}} &\approx 0,22 \lambda_W^{3/2} \text{Re}_H^{27/4} \rho \nu^2 = \\ &= 0,22 \rho b^{3/2} U^{27/4} H^{3/4} \nu^{1/4}. \end{aligned} \quad (39)$$

Оскільки для запобігання відриву потоку кути атаки крил обмежені деяким значенням β_m , рівняння (38) накладає обмеження на значення видовження:

$$\lambda_W \approx 204 \beta_m^2 \text{Re}_H^{1/7}, \quad (40)$$

а (35), відповідно, на аеродинамічну якість:

$$k_{W, \max, \text{tur}} \approx 51,1 \beta_m \text{Re}_H^{1/7}. \quad (41)$$

Вважатимемо, що максимальний кут атаки β_m дорівнює 0,15 радіан (або 8,59 градусів; наприклад, для профілю NACA-4412 відрив відбувається на кутах атаки, більших за 11 градусів для числа Рейнольдса 150 тисяч, та 15 градусів для числа Рейнольдса 3 мільйони [29]).

Результати розрахунків за формулами (39)–(41) для літака з різними значеннями довжини хорди крила H , що летить на малих висотах ($\rho \approx 1,2 \text{ kg} / \text{m}^3$, $\nu \approx 1,5 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2 / \text{s}$ [24]) зі швидкістю $U = 100 \text{ м/с}$, наведено в табл. 1. Видно, що оптимальні крила можуть підтримувати вагу дуже різних апаратів з вагою від 40 кГ до 258 т (яка дорівнює підйімальній силі (39) в усталеному горизонтальному польоті). Видовження та економічна ефективність зростають зі збільшенням середньої довжини хорди крила (табл. 1). Досить великі значення аеродинамічної якості k_W (що є близькою до комерційної ефективності k) дозволяють отримати значну дальність навіть для електричних літаків. Відповідно до значень, наведених у табл. 1, та формули (31) можна сподіватись досягти дальності від 410 км до 850 км.

Таблиця 1. Характеристики оптимальних крил для різних значень середньої довжини хорди

Середня довжина хорди крила, H (м)	Число Рейнольдса, $\text{Re}_H \cdot 10^6$, (37)	Видовження крила $\lambda_W = b / H$, рівн. (40) для $\beta_m = 0,15$	Аеродинамічна якість $k_W = \frac{Y}{X} = \frac{C_y}{C_x}$, рівн. (41)	Розмах оптимального крила $b = \lambda_W H$ (м)	Підймальна сила $Y_{\text{opt, tur}} (N)$, рівн. (39)
0,02	0,13	24,8	41,4	0,50	56,1
0,05	0,33	28,2	47,2	1,41	399,5
0,1	0,67	31,2	52,1	3,12	1764,2
0,2	1,33	34,4	57,5	6,89	7791,7
0,5	3,33	39,2	65,6	19,6	55 509
1,0	6,67	43,3	72,4	43,3	245 148
2,0	13,3	47,8	79,9	95,7	1 082 660
3,0	20,0	50,7	84,7	152	2 581 252

Для більших висот польоту з фіксованою швидкістю числа Рейнольдса зменшуються (через збільшення кінематичної в'язкості повітря, див (37)), тому для фіксованого значення максимального кута атаки β_m видовження оптимального крила та його аеродинамічна якість також зменшуються ((40) та (41)). Через спадання густини повітря на більших висотах [24] меншою стає також піднімальна сила, яку за допомогою (39) та (40) можна записати у вигляді

$$Y_{opt,tur} \approx 641\beta_m^3 Re_H^{15/7} \rho v^2 \approx 641\beta_m^3 U^{15/7} H^{15/7} \rho v^{-1/7}. \quad (42)$$

Щоб підтримувати вагу на більших висотах, літак має збільшувати швидкість.

Для зручності розробників характеристики оптимального крила та вага відповідних літаків (що дорівнює підймальній силі (39) або (42) в усталеному горизонтальному польоті) подано на рис 1–3 для різних розмірів хорди. Окремо зображено випадки маленьких, середніх і великих літаків, що рухаються на малих висотах зі швидкістю 100 м/с.

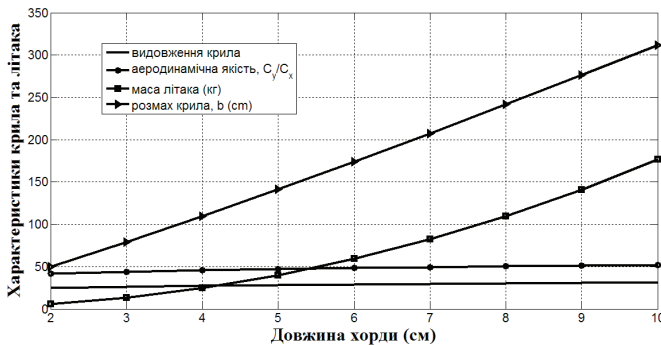


Рис. 1. Характеристики оптимального крила та вага малих літаків, що летять на малих висотах зі швидкістю 100 м/с, для різних значень середньої довжини хорди H

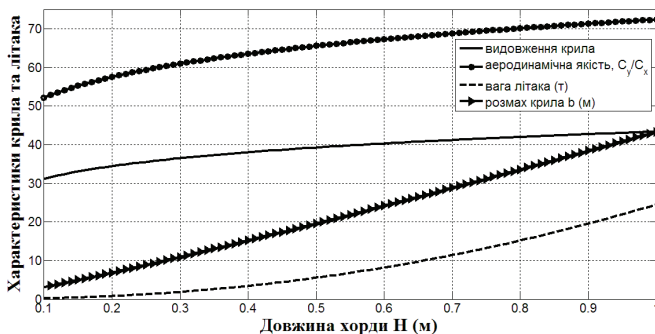


Рис. 2. Характеристики оптимального крила та вага літаків середніх розмірів, що летять на малих висотах зі швидкістю 100 м/с, для різних значень середньої довжини хорди H

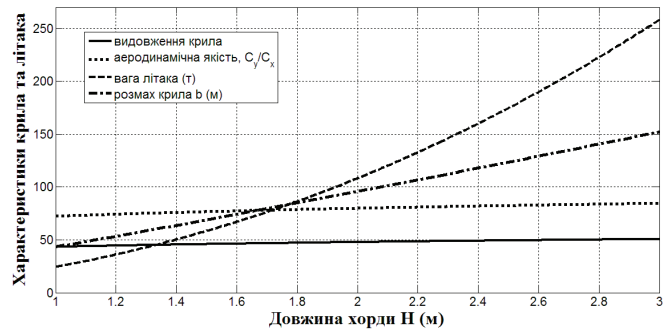


Рис. 3. Характеристики оптимального крила та вага великих літаків, що летять на малих висотах зі швидкістю 100 м/с, для різних значень середньої довжини хорди H

Для великих і швидких літаків неможливо виконати умову (12), тому навіть безвідривні фюзеляжі будуть обтікаться у турбулентному режимі, для якого слід використовувати формули (19), (24) та (27). Зокрема, якщо об'єм фюзеляжу 100 м^3 за $\alpha = 0,0012$ та $k_w = 85$, опір на ньому стає суттєвим лише на швидкостях, більших за 298 м/с, тому крило робить основний внесок в опір навіть дуже великих літаків, а $k \approx k_w$.

2.3. Планери, керовані авіаційні бомби (КАБ)

Так само, як для літаків, економічна ефективність планерів або КАБів визначається аеродинамічною якістю крила ($k \approx k_w$), тому залишаються в силі всі висновки попереднього розділу. Зауважимо, – з рівнянь (40) і (41) випливає, що аеродинамічна якість залежить лише від видовження крила та максимального значення кута атаки β_m (для будь-якого числа Рейнольдса), оскільки з них легко отримати

$$k_{w,max,tur} \approx 0,251 \frac{\lambda_w}{\beta_m}. \quad (43)$$

Залежність (43) для $\beta_m = 0,15$ показано на рис. 4.

Для фіксованих значень β_m та λ_w рівняння (40) дозволяє визначити відповідне число Рейнольдса, а формула (42) – знайти відповідну піднімальну силу, що приблизно дорівнює вазі планера під час його руху у спокійній атмосфері під малим кутом до горизонту γ . Відповідну масу в кілограмах показано маркерами на рис. 4 (більші розміри маркерів відповідають більшій висоті польоту).

Знаючи число Рейнольдса, можна з (37) легко визначити швидкості, потрібні для підтримання ваги апарата для різних величин середньої хорди крила H . Відповідні криві

зображені на рис. 4 точковими (для висоти польоту 10 км) та пунктирними (для польоту біля поверхні землі) кривими. Товщина цих ліній зростає зі збільшенням хорди крила: $H = 0,1$ м; $H = 0,3$ м та $H = 0,6$ м відповідно. Оскільки наведені вище співвідношення не враховують стисливість повітря, показані лише значення швидкості, менші ніж 150 м/с.

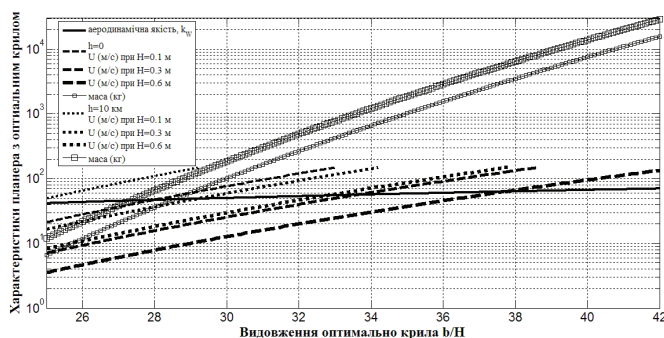


Рис. 4. Характеристики планера або КАБа для різних значень видовження оптимального крила b/H

Наведені криві дозволяють оцінити розміри потрібних крил і швидкість запускання планерів або скидання КАБів. За потреби характеристики можна уточнити, використовуючи рівняння (40)–(43). Для планування у спокійній атмосфері дальність руху вздовж поверхні землі

$$S = h \operatorname{tg} \gamma = h \frac{Y}{X} \approx h \frac{Y}{X_w} = h k_w. \quad (44)$$

Великі значення аеродинамічної якості дозволяють досягти дальності 420–750 км для КАБів з оптимальними крилами, що скидаються з висоти 10 км, якщо використати енергію висхідних потоків, то дальність можна суттєво збільшити. Варто зауважити, що дальність оптимальних апаратів майже не залежить від їх швидкості, розмірів та ваги.

Слід зазначити, що видовження крил, наведені в табл. 1 та на рис. 1, не є недосяжними. Наприклад, фірма Eta випускає планер з видовженням крила 51,33, який демонструє аеродинамічну якість 70 на швидкості 30 м/с [31]. Для середньої довжини хорди цього планера 0,602 м/с отримуємо за (37) значення числа Рейнольдса 1,2 мільйона для руху поблизу поверхні землі, а за формулою (35) значення аеродинамічної якості 69,7, дуже близьке до отриманого на реальному планері.

Фюзеляж такого планера має видовжену форму з відношенням L/D приблизно 9, подібну

до розрахованого у [7] безвідривного тіла обертання «Alvasog». Через відсутність даних про об'єм фюзеляжу планера оцінимо його за допомогою формули [1]

$$V \approx \delta L^3 \left(\frac{D}{L} \right)^2 \quad (45)$$

з використанням величини параметра $\delta = 0,28$. Отримане значення $3,2 \text{ м}^3$ дозволяє оцінити ліву частину умови (32) приблизно в $1 \text{ м}^2/\text{с}$, що значно менше правої частини. Отже, фюзеляж планера Eta може бути ламінарним, але докритичним. Знаючи його масу (850 кг), можна за формулою (14) оцінити коефіцієнт $\alpha = 0,0045$. Тоді рівняння (18) свідчить, що опір на фюзеляжі приблизно у 37 разів менший, ніж на крилі. Цей факт ще раз підтверджує висновок, що опором безвідривних корпусів апаратів, які рухаються в повітрі, найчастіше можна нехтувати порівняно з опором, пов'язаним з підтримкою ваги.

2.4. Дирижаблі

Високі значення комерційної ефективності літаків і планерів, отримані вище, вимагають дещо переоцінити значення чисел Фруда, для яких доцільно використовувати дирижаблі. Підставляючи у (34) значення $k_w = 85$, отримуємо $Fr_L^{**} = 1,48$. Для менших значень числа Фруда більш ефективними будуть дирижаблі, при цьому максимально ефективними будуть апарати з найбільшим значенням коефіцієнта $\alpha = 1$. Для гібридних дирижаблів [32], що компенсують меншу силу Архімеда на великих висотах піднімальною силою на корпусі, комерційна ефективність буде меншою (відповідно до формул (18) та (19)). Виконаємо оцінювання для дирижабля завдовжки $L = 50$ м, що рухається на висоті 20 км зі швидкістю $U = 20$ м/с (цієї швидкості достатньо, щоб долати характерні вітри [33] й отримати апарат, що може зависати над однією точкою на поверхні землі). За формулою (22) $Fr_L = 0,9$, а для критичного об'єму V ламінарного корпусу за $v \approx 16 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$ з (10) отримуємо 3620 м^3 . Маса найбільш ефективного апарата становить 322 кг, оскільки густина повітря на висоті 20 км становить $0,089 \text{ кг}/\text{м}^3$ дозволяє оцінити відповідну силу Архімеда. Рівняння (45) зі значенням $\delta = 0,33$ (розрахованим у [5] для безвідривного тіла обертання з $D/L = 0,3$, подібного до форми тіла тунця [34]) дозволяє визначити максимальний діаметр відповідної осесиметричної оболонки дирижабля 14,8 м.

Значення економічної ефективності k такого дирижабля сягає 226 (відповідно до (21) за $\alpha = 1$), а потужність горизонтального руху $XU = (mgU/k) = 279$ Вт. Якщо вважати, що лише п'ята частина потужності використовується для подолання опору X (значення коефіцієнта $p_1 = 5$), потрібно забезпечити приблизно 1,4 кВт. Це значення можна отримати за допомогою сонячних батарей. Наприклад, панель RSM156-6-430M із площею 2,17 м² та вагою 25,5 кг може забезпечити потужність 430 Вт [35]. Використання сонячної енергії дозволить використовувати запропонований оптимальний дирижабль фактично необмежений час.

3. Водні апарати

Через велику різницю у густині опір у воді є набагато більшим, ніж у повітрі, а менше значення кінематичної в'язкості значно зменшує критичні значення розмірів та швидкості оптимальних корпусів, що рухаються у воді. Наприклад, для $\nu \approx 1,3 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 / \text{с}$, що відповідає температурі води 15 °С, рівняння (12) набуває вигляду

$$\frac{UV}{L^2} = 0,235 \text{ м}^2 / \text{с}. \quad (46)$$

Слід зазначити, що в'язкість досить суттєво зменшується зі зростанням температури (від $\nu \approx 1,8 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 / \text{с}$ за 0 °С до $\nu \approx 0,66 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 / \text{с}$ за 40 °С), тому рівняння (46) може потребувати корекції. Для апаратів, що рухаються по поверхні води, опором у повітрі можна знехтувати й використовувати для оцінювання водотонажності (об'єм корпусу нижче ватерлінії W).

3.1. Підводні човни

Для апаратів, що рухаються під поверхнею води на достатньо великій глибині, можна вважати, що $\alpha = 1$, та використовувати усі формули п. 2. Оцінімо за (46) критичні значення об'єму (водотоннажності) оптимального підводного апарата завдовжки 10 м, розрахованого на швидкість 15 м/с. Якщо водотоннажність становить 1,57 т, відповідний корпус має бути досить видовженим ($L/D = 13,4$ за рівнянням (45) за $\delta = 0,28$) і подібним до тіл обертання, розрахованих у [7–9].

За формулами (21) та (22) економічна ефективність такого апарата становить 80,2, а дальність з використанням електричних двигунів

може сягати 800 км (31). Якщо у підводному режимі апарат розігнати до швидкості 25 м/с і примусити його вийти з води під кутом 45°, то він зможе пролетіти у повітрі приблизно 64 м з максимальною висотою центра тяжіння над поверхнею води приблизно 16 м. Отже, апарат зможе долати деякі бонові загородження.

3.2. Підводні планери

Підводні або морські планери [17, 36] є відносно невеликими й повільними підводними апаратами, що рухаються завдяки періодичним змінам плавучості (параметра α (14)). Наприклад, планер SLOCUM має об'єм до 0,07 м³, довжину 1,5 м та швидкість приблизно 0,5 м/с [36]. Отже, для цих апаратів ліва частина рівняння (46) є набагато меншою, ніж права, тому як оптимальну форму корпусу можна вибирати будь-яке безвідривне тіло обертання з-поміж розрахованих у [4, 7–10] (оскільки об'ємний коефіцієнт опору (7) не залежить від форми). Корпус буде піддаватись обтіканню в ламінарному режимі, тому комерційну ефективність слід оцінювати за формулою (18), а рівняння (23) дає значення $k_{W, lam}^{**} = 2765$ для планера SLOCUM за $\alpha = 1$, що набагато більше за аеродинамічну якість будь-якого крила.

Отже, максимальної комерційної ефективності підводних планерів досягають за максимально великого значення α . Утім, параметр α не може дорівнювати одиниці, оскільки тоді апарат не зможе рухатись (саме періодичні зміни плавучості, малі коливання значень α поблизу одиниці змушують підводний планер рухатись вгору та вниз). Відповідний вибір видовженого крила, яке може бути також ламінарним [1], дозволяє отримати повністю ламінарний апарат із дуже високим значенням комерційної ефективності та дальності.

3.3. Надводні апарати (катери)

У [9, 10] було запропоновано використовувати нижню половину спеціальних тіл обертання з гострим увігнутим носиком (подібних до форми тулуба найшвидших риб) як корпуси суден для зменшення хвильового та загального опору. Після відповідних експериментальних досліджень такі корпуси можна буде рекомендувати для безпілотних катерів.

Оцінімо очікувані значення економічної ефективності катера водотоннажністю 2 т

($W = 2 \text{ м}^3$), що приблизно відповідає половині критичного об'єма (10) тіла обертання,

$$W \approx 0,5V^*, \quad (47)$$

та має приблизно вдвічі менший опір, ніж тіло обертання в необмеженому потоці. Тоді рівняння (46) можна переписати у вигляді

$$\frac{UW}{L^2} = 0,118 \text{ м}^2 / \text{с}, \quad (48)$$

а (18) та (23) таким чином:

$$\frac{1}{k_{lam}} = \frac{1-\alpha}{k_w} + 1,66\alpha \sqrt{\frac{vU^3}{g^2W}}, \quad (49)$$

$$k_{w,lam}^{**} = 0,602 \sqrt{\frac{g^2W}{vU^3}}. \quad (50)$$

Для швидкості $U = 15 \text{ м/с}$ та $v \approx 1,3 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 / \text{с}$ з рівняння (50) отримуємо $k_{w,lam}^{**} = 126$. За жодного глісування по верхні води не можна досягти таких значень аеродинамічної ефективності, отже $k_w < k_w^{**}$, а максимальної комерційної ефективності досягають за максимально великого значення α . Таким чином, на катері із зазначеними характеристиками не вигідно використовувати динамічну підтримку ваги, а судно з нейтральною плавучістю $\alpha = 1$ й довжиною $L = 15,9 \text{ м}$ (відповідно до (48)) матиме комерційну ефективність 126 (відповідно до (49)), й може навіть з використанням електричного двигуна досягти дальності 1260 км (31), при цьому корпус має бути досить видовженим ($L/D = 16,8$ відповідно до (45)) та може бути розрахований на замовлення.

Висновки

Розглянуто принципи вибору оптимальних форм корпусів наземних, повітряних та водних апаратів для досягнення максимальної дальності. Наведено формули для економічної ефективності автомобілів, літаків, повітряних і морських планерів, КАБів, гвинтокрилів, дирижаблів, катерів і підводних човнів, показано приклади вибору оптимальних характеристик.

Форму корпусів слід вибирати близькою до запропонованих раніше безвідливних тіл обертання, що можуть бути також розраховані відповідно до конкретних потреб. Слід дотримуватись певного співвідношення між об'ємом та довжиною корпусу, швидкістю усталеного руху та кінематичною в'язкістю повітря або води. Тоді опором на корпусах автомобілів, літаків, планерів і FPV-дронів можна нехтувати, порівняно з опором, пов'язаним з підтримкою ваги.

Наведені прості формули свідчать, що оптимальні крила мають мати максимальне видовження та експлуатуватись на максимально допустимих кутах атаки. З використанням цих формул подано приклади розрахунків оптимальних характеристик літаків і планерів, а також приклад оптимального підводного апарата, запропоновано перспективну форму корпусу катера.

Великі значення економічної ефективності відкривають перспективи досягнення великої дальності навіть у разі застосування електричних двигунів, отримання дальності від 410 км до 850 км для літаків, 420–750 км для КАБів, що скидаються з висоти 10 км, 800–1200 км для підводних і надводних апаратів і фактично необмеженого перебування у повітрі дирижаблів, що живляться сонячною енергією.

References

- [1] I. Nesteruk "Efficiency of Steady Motion and its Improvement with the Use of Unseparated and Supercavitating Flow Patterns" // *Naukovi Visti NTUU "KPI"*, no. 6, pp. 51–67, 2016. doi: 10.20535/1810-0546.2016.6.81605
- [2] <http://www.clubit.tv/2014/12/worlds-smallest-rc-drone-nano-quad-copter-2/>
- [3] Y. Gabrielly and Th. von Karman, "What Price Speed", *Mechanical Engineering*, USA, vol. 72, no. 10, pp. 775–779, 1950.
- [4] I. Nesteruk, "Rigid Bodies without Boundary-Layer Separation", *Int. J. of Fluid Mechanics Research*, vol. 41 (3), pp. 260–281, 2014.
- [5] I. Nesteruk, G. Passoni and A. Redaelli, "Shape of Aquatic Animals and Their Swimming Efficiency", *J. Marine Biology*, 2014. Article ID 470715, doi: 10.1155/2014/470715
- [6] I. Nesteruk, M. Brühl and Th. Müller. "Testing a special shaped body of revolution similar to dolphins trunk". *KPI Science News*, no. 2, pp. 44–52, 2018. doi: 10.20535/1810-0546.2018.2.129140
- [7] I. Nesteruk, "Maximal speed of underwater locomotion", *Innov Biosyst Bioeng*, vol. 3, no. 3, pp. 152–167, 2019. doi: 10.20535/ibb.2019.3.3.177976
- [8] I. Nesteruk. "Fastest Fish Shapes and Optimal Supercavitating and Hypersonic Bodies of Revolution". *Innov Biosyst Bioeng*, vol. 4, no. 4, pp. 169–178, 2020. doi: 10.20535/ibb.2020.4.4.215578
- [9] I. Nesteruk, "Shapes of the fastest fish and optimal underwater and floating hulls", *Theoretical and Applied Mechanics Letters*, 2022. doi: 10.1016/j.taml.2022.100378

- [10] I. Nesteruk “Special Shaped Low Drag Bodies of Revolution Without Boundary-Layer Separation and Stagnation Points on the Noses”. Conference: Topical Problems of Fluid Mechanics 2024, Prague, February 21–23, 2024. doi: 10.14311/TPFM.2024.021
- [11] I. Nesteruk, “Reserves of the hydrodynamical drag reduction for axisymmetric bodies”, *Bulletin of Kiev University, Series: Physics & Mathematics*, no.1, pp. 112–118, 2002.
- [12] J. Gray, (1936), “Studies in animal locomotion VI. The propulsive powers of the dolphin”, *J. Exp. Biol.*, vol. 13, pp. 192–199.
- [13] Yu. G. Aleyev “Nekton” / Dr. W. Junk, The Hague, pp. 167–255, 1977.
- [14] <https://www.thetravelalmanac.com/lists/fish-speed.htm> [accessed 5th June 2023].
- [15] <https://www.jagranjosh.com/general-knowledge/fastest-fish-in-the-world-1556626683-1> [accessed 5th June 2023].
- [16] <https://www.fao.org/4/ac480e/ac480e05.pdf>
- [17] https://en.wikipedia.org/wiki/Underwater_glider
- [18] Larsson & Raven. “Ship resistance and flow. The principle of naval architecture”. 2010, SNAME.
- [19] T. H. Havelock. “Wave Patterns and Wave Resistance”. *Trans RINA*, (1934) pp. 430–442.
- [20] E.O. Tuck, J. L. Collins and W. H. Wells, “On Ship Waves and their Spectra”, *J Ship Res*, (1971), pp. 11–21.
- [21] I. Nesteruk, S. Krile, T. Müller, “Improved Low-Drag Pontoons for Water Bikes”. *J. Mar. Sci. Eng.*, no. 11, 1754 p., 2023. doi: 10.3390/jmse11091754
- [22] I. Nesteruk, “Tyrannosaurus Rex Running? Estimations of Efficiency, Speed and Acceleration”, *Innovative Biosystems and Bioengineering*, vol. 2, no. 1, pp. 42–48, 2018. doi: 10.20535/ibb.2018.2.1.120491
- [23] [https://en.wikipedia.org/wiki/Power-to-weight_ratio#Electrochemical_\(galvanic\)_and_electrostatic_cell_systems](https://en.wikipedia.org/wiki/Power-to-weight_ratio#Electrochemical_(galvanic)_and_electrostatic_cell_systems)
- [24] https://www.engineeringtoolbox.com/international-standard-atmosphere-d_985.html
- [25] “Tires and Passenger Vehicle Fuel Economy: Informing Consumers, Improving Performance” – Special Report 286. National Academy of Sciences, Transportation Research Board, 2006 (PDF).
- [26] Willett, Kraig. “Roller Data”. www.biketechreview.com. Retrieved 2017-08-05.
- [27] D. J. Irschick and B. C. Jayne, (1999) “Comparative three-dimensional kinematics of the hindlimb for high-speed bipedal and quadrupedal locomotion of lizards”. *J. Exp. Biol.*, no. 202, pp. 1047–1065. <http://onlinelibrary.wiley.com/resolve/reference/PMED?id=2051129>
- [28] https://en.wikipedia.org/wiki/Lift-to-drag_ratio
- [29] https://uk.wikipedia.org/wiki/Shahed_136
- [30] <https://www.baylor.edu/content/services/document.php/41147.pdf>
- [31] [https://en.wikipedia.org/wiki/Eta_\(glider\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Eta_(glider))
- [32] <https://www.hybridairvehicles.com/airlander/airlander-10/>
- [33] “SMARTS Modeling of Solar Spectra at Stratospheric Altitude and Influence on Performance of Selected”, III–V Solar Cells (researchgate.net).
- [34] https://en.wikipedia.org/wiki/Atlantic_bluefin_tuna
- [35] <https://sun-energy.com.ua/articles/skilky-vyroblyaye-sonyachna-panel>
- [36] <https://www.naval-technology.com/projects/slocum-underwater-glider/?cf-view>

I. Nesteruk

SHAPE OPTIMIZATION PRINCIPLES FOR LONG-RANGE UNMANNED VEHICLES

Background. Optimization of unmanned vehicles needs improvement of their shapes in order to reduce aero- or hydrodynamic drag. In particular, long-range vehicles must have high economical efficiency, i.e. large values of the drag-to-weight ratio. This journal had published corresponding ideas and formulae several years before. Nevertheless, high interest in unmanned vehicles needs a brief presentation of basic principles and illustrative examples, which can be available for wide groups of engineers and managers.

Objective. The purpose of the paper is to systematize the author’s contribution to the methods of the commercial efficiency improvement, unseparated bodies of revolution and wings of low drag and to discuss areas of applications for the long-range terrestrial, airborne and water vehicles.

Methods. Analytic formulae for the commercial efficiency (obtained before and taking into account the aerodynamic drag on hulls and the drag connected with the support of the vehicle weight) are used for the laminar and turbulent flow patterns.

Results. A simple relationship between the speed, volume and the hull length of the optimal vehicle providing the laminar flow and maximum range was obtained. Froude number ranges for the effective dynamic weight support were determined. Characteristics of optimal wings for corresponding airplanes and gliders were calculated. An example of the optimal underwater vehicle and a perspective boat hull shape are presented.

Conclusions. The hull shapes must be similar to the unseparated bodies of revolution, which were proposed before or can be calculated according to particular needs. The proposed relationship between volume and length of a hull, speed of steady motion and kinematic viscosity of air or water has to be used. The elongation and the angle of attack of optimal wings have to be as large as possible. High values of the commercial efficiency open prospects for achievement of long ranges even with the use of electrical engines, 410–850 km for

airplanes, 420–750 km for gliding bombs released at the attitude of 10 km, 800–1200 km for underwater and floating boats, and practically unlimited flight time for airships using solar energy.

Keywords: Unmanned vehicles; range increase; commercial efficiency; unseparated shapes; drag reduction.

Рекомендована Радою
факультету прикладної математики
КПІ ім. Ігоря Сікорського

Надійшла до редакції
3 жовтня 2024 року

Прийнята до публікації
29 жовтня 2024 року