

УДК 629.7.035.5.01

doi: 10.32620/akt.2022.4sup1.07

М. С. КУЛИК, Ф. І. КІРЧУ, Л. Г. ВОЛЯНСЬКА, І. Г. БАБІЧЕВ, В. М. ЄГУНЬКО

Національний авіаційний університет, Київ, Україна

## ОСОБЛИВОСТІ РОЗРАХУНКУ ТА МОДЕЛЮВАННЯ ОБТІКАННЯ НЕСУЧИХ ТА ТЯГОВИХ ГВИНТІВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ В УМОВАХ СИЛЬНО РОЗРІДЖЕНОЇ АТМОСФЕРИ

В роботі представлена структура проектування та моделювання обтікання несучих та тягових гвинтів в умовах сильно розрідженої атмосфери. Аеродинамічні характеристики аеродинамічного профілю є ключовими факторами у визначенні точності проектування та прогнозування характеристик. Оскільки лопатеві елементи працюють при різних числах Рейнольдса та кутах атаки. Профіль лопаті був обраний на основі оцінки аеродинамічної якості для очікуваних чисел Рейнольдса у розрахункових умовах. В роботі розглянуто особливості роботи гвинтів в умовах сильно розрідженої атмосфери. При моделюванні гвинтів, що працюють у розрідженій атмосфері, необхідно особливу увагу приділити вибору моделі турбулентної в'язкості середовища. Найбільші труднощі при проектуванні стратосферних гвинтів виникають при вирішенні проблем надмірного діаметра, ваги і форми лопатей. Для вирішення вказаної проблеми, в даній роботі пропонується застосовувати дворядні об'єднані лопаті. Такий підхід дозволив ліквідувати аеродинамічне затінення лопатей та підвищити їхню аеродинамічну навантаженість. Застосування дворядних лопатей дозволить забезпечити необхідну жорсткість та міцність лопатей та приведе до зниження їх ваги. Також за рахунок дворядної конструкції стає можливим зменшення діаметральних розмірів гвинта. Розроблено аналітичну методику профілювання дворядних лопатей. Запропонований підхід ґрунтується на сумісному застосуванні одномірної теорії гвинта та методів чисельної газодинаміки. Одномірна теорія застосовується для отримання початкової геометричної форми гвинта для заданих характеристик, а методи чисельної газодинаміки, які ґрунтуються на вирішенні осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса, застосовуються для вирішення задач просторового моделювання обтікання та отримання уточнених характеристик гвинта. З огляду на конструктивні вимоги та експлуатаційні обмеження запропоновано використання в умовах розрідженої атмосфери гвинтів з дворядними об'єднаними лопатями.

**Ключові слова:** повітряний гвинт; дворядні лопаті; тандемний гвинт.

### Вступ

Висотні безпілотні літальні апарати (БПЛА), викликають значний інтерес, оскільки їх використання може доповнити (замінити) деякі функції супутників, а саме розвідка, телекомунікація, спостереження, дослідження атмосфери. Висотні БПЛА мають значні переваги над супутниками з точки зору їх низької вартості, ефективності експлуатації, легкого обслуговування. Для забезпечення автономності та підвищення тривалості польоту, активно досліджуються і розробляються БПЛА на сонячних батареях [1, 2]. Серед відомих прикладів є БПЛА Геліос, розроблений NASA [3], який у 2003 р. досягнув рекорду та піднявся на висоту 29 км за рахунок гвинтової тяги. Ще одним успішним і широко відомим прикладом є БПЛА Зефір [4, 5], який спроектований британською компанією QinetiQ і має світовий рекорд з тривалості польоту. На стогоднішній день він розробляється, як складова частина програми висотних псевдосупутників Airbus. За останні роки великі IT-компанії почали приділяти чималу увагу висотним БПЛА з метою розгортання Інтернет

мережі. Компанія Google придбала Titan Aerospace і розвиває проект Solara 50 і 60. Facebook розвиває проект БПЛА Aquila [6].

В якості рушіїв висотних БПЛА, як правило, використовуються повітряні гвинти з електроприводом. Від ефективності гвинтів напряму залежить тривалість та висотність польоту. Вирішення задач проектування та моделювання висотних гвинтів, що забезпечують достатню тягу для зльоту на рівні моря та ефективно працюють на великій висоті, не є тривіальною справою. На великій висоті, гвинти вразливі до зниження ефективності через умови обтікання з низькими числами Рейнольдса. З іншого боку, якщо конструкція гвинта оптимізована на досягнення максимальної ефективності на крейсерському режимі польоту, то робота гвинта на малих висотах в умовах зльоту та набору висоти може призвести до значної деградації його продуктивності. Тому вибір правильної конструкції гвинта, в якій були б враховані різні умови експлуатації і обмеження, є надзвичайно важливим для досягнення максимальної ефективності силової установки БПЛА, як при наборі висоти так і в горизонтальному

польоті. Крім того, точний прогноз і аналіз характеристик гвинта дозволяє планувати надійний та ефективний профіль польотної місії. Таким чином, проектування та розрахунок експлуатаційних характеристик гвинта є одними з ключових моментів необхідних для розробки висотних БПЛА.

### Методологія та порядок проектування

Найбільші труднощі при проектуванні стратосферних гвинтів виникають при вирішенні проблем надмірного діаметра, ваги і форми лопатей. Для вирішення вказаної проблеми, в данній роботі пропонується застосовувати дворядні об'єднані лопаті [7, 8]. Такий підхід дозволить забезпечити необхідну жорсткість та міцність лопатей та приведе до зниження їх ваги. Також за рахунок дворядної конструкції стає можливим зменшення діаметральних розмірів гвинта. Для проектування та моделювання гвинтів з дворядними лопатями пропонується використовувати комбінований метод. На першому етапі, при визначенні геометричних параметрів та характеристик гвинта, застосовуються струменева теорія, теорії ізольованого елемента лопаті та вихрова теорії [9], які адаптовані до розрахунку параметрів дворядних лопатей. На другому етапі, для вирішення задач просторового моделювання обтікання та отримання уточнених характеристик гвинта, застосовуються методи чисельної газодинаміки які ґрунтуються на вирішенні осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса. Методика застосування чисельного методу для моделювання повітряних гвинтів з дворядними лопатями досить добре наведена в роботах [7, 10]. Основною відмінністю наведеного підходу є те, що при моделюванні гвинтів, які працюють в розрідженій атмосфері, необхідно правильно підбирати модель турбулентної в'язкості середовища. В роботі [11] Spalart-Allmaras рекомендують користуватись спрощеною моделлю замість моделі Menter SST, яка широко застосовується для моделювання течій з турбулентним примежовим шаром.

Основна відмінність застосування теорії однорядного гвинта до розрахунку дворядної конструкції полягає в тому, що в дворядному гвинті пропульсивна сила створюється двома послідовно розташованими лопатями. З точки зору імпульсної теорії це два активні диски (рис. 1, а). Тому для профілювання та отримання характеристик тандемного гвинта виконується почерговий розрахунок параметрів потоку спочатку на вході в перший диск, а потім на вході в другий диск, які розраховуються відповідно до закону збереження імпульсу та масової витрати повітря. При цьому швидкість потоку на вході

в перший диск дорівнює  $V_1$ , а далеко позаду гвинта –  $V_s$ . Розподіл швидкості та тиску в осьовому напрямку відповідає рис. 1, б, в.

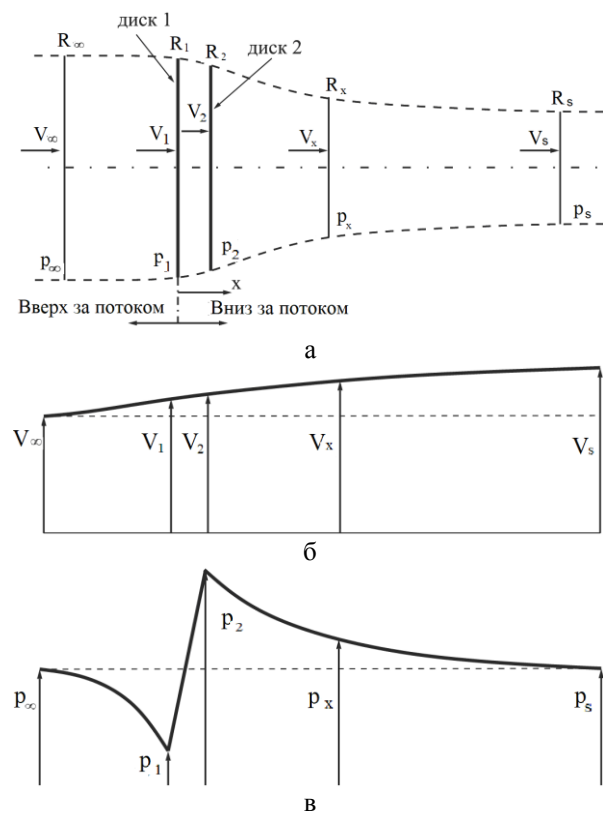


Рис. 1. Імпульсна теорія гвинта:  
а – схема імпульсної моделі гвинта;  
б – розподіл осьової швидкості в осьовому напрямку;  
в – розподіл статичного тиску в осьовому напрямку

Для розрахунку другого ряду лопатей (другого диску невідомими залишаються осьова швидкість наближаючого потоку та кут входу потоку). На початковому етапі розрахунку тандемний гвинт розглядається як однорядний. Після визначення параметрів потоку на вході та далеко позаду гвинта визначається осьова швидкість на вході в другий ряд лопатей  $V_2$ . Швидкість  $V_2$  розраховується з умови рівності сили тяги першого та другого рядів лопатей гвинта.

При застосуванні однорядної імпульсної теорії гвинта використовувались наступні спрощення і обмеження:

- 1) потік вважається не в'язким і таким, що не стискається;
- 2) течія безвихрова;
- 3) швидкість і статичний тиск рівномірно розподілені, як в перерізі дисків так і в осьовому напрямку.

Відповідно до закону збереження кількості руху (імпульсу), тяга гвинта розраховується за формулою

$$T = \dot{m}(V_s - V_\infty), \quad (1)$$

де  $\dot{m}$  – масова витрата повітря.

Згідно з законом збереження масової витрати повітря (2), масова витрата рівна в будь-якому з перерізів розрахункової схеми, тобто

$$\dot{m} = \dot{m}_1 = \dot{m}_2 = \dot{m}_s. \quad (2)$$

Масова витрата через кільцевий переріз першого диску, розраховується за формулою

$$\dot{m} = \rho \pi r^2 V_1. \quad (3)$$

З іншого боку, тяга гвинта розраховується, виходячи з перепаду тиску, який діє на площу диску

$$T = (p_2 - p_1) \pi r^2. \quad (4)$$

Потужність, необхідна для створення тяги дорівнює

$$P = T V_1 = (p_2 - p_1) \pi r^2 V_1 = \dot{m}(V_s - V_\infty) V_1. \quad (5)$$

Також відомо, що потужність дорівнює зміні кінетичної енергії.

$$P = \dot{m} \left( \frac{V_s^2 - V_\infty^2}{2} \right) = \dot{m} (V_s - V_\infty) \frac{(V_s + V_\infty)}{2}. \quad (6)$$

Прирівнявши рівняння (5) та (6), знаходимо, що швидкість на вході в перший диск

$$V_1 = \frac{(V_s + V_\infty)}{2}. \quad (7)$$

Якщо швидкості  $V_1$  та  $V_s$  виразити через  $V_\infty$  то отримаємо

$$V_s = V_\infty + v_s, \quad (8)$$

$$V_1 = V_\infty + v_1, \quad (9)$$

де  $v_1$ ,  $v_s$  – індуковані осьові швидкості на вході в гвинт та далеко позаду нього.

Підставивши вирази (8) та (9) в рівняння (7) отримаємо, що індукована швидкість позаду гвинта у два рази вища ніж на його вході

$$v_s = 2v_1. \quad (10)$$

Прирівнявши рівняння (1) і (4) та використавши замість  $\dot{m}$  вираз (3), знаходимо, що

$$p_2 - p_1 = \frac{1}{2} \rho (V_s^2 - V_\infty^2). \quad (11)$$

Підставивши вирази (7), та (3) в рівняння (1) отримаємо залежність тяги гвинта від швидкостей  $V_s$  та  $V_\infty$

$$T = \rho \pi r^2 \frac{V_s + V_\infty}{2} (V_s - V_\infty) = \rho \pi r^2 \frac{V_s^2 - V_\infty^2}{2}. \quad (12)$$

Після перетворень виразу (12) отримаємо співвідношення між вихідною швидкістю та швидкістю набігаючого потоку і тягою

$$\left( \frac{V_s}{V_\infty} \right)^2 = \frac{T}{\pi r^2 \frac{\rho}{2} V_\infty^2} + 1. \quad (13)$$

З виразів (13) та (7) знаходимо взаємозв'язок між швидкістю  $V_1$ ,  $V_\infty$  та тягою

$$V_1 = \frac{1}{2} V_\infty \left( \sqrt{\frac{T}{\pi r^2 \frac{\rho}{2} V_\infty^2} + 1} \right). \quad (14)$$

Для визначення сил, які діють на лопаті гвинта використовують двомірну теорію лопатевих елементів, яка застосовується до елемента лопаті товщиною  $dr$ , що знаходиться на локальному радіусі  $r$ . Повну силу тяги та крутний момент визначають шляхом інтегрування сил, що діють на елемент лопаті вздовж довжини лопаті (рис. 2). Лопать обертається з окружною швидкістю  $U = \omega r$ ,  $\phi_1$  – кут входу потоку в перший ряд лопатей,  $\phi_2$  – кут входу потоку в другий ряд лопатей. Індукована швидкість  $v_{ind}$  – векторна сума осьової  $v_a$  та колової  $v_t$  компонент. Відносна швидкість на вході в передній ряд лопатей –  $w_1$ , в задній ряд лопатей –  $w_2$ .

Згідно з рис. 2 відношення сили тяги та крутного моменту до підйомної сили та сили опору може бути виражене через кут входу потоку  $\phi$

$$\begin{aligned} dT &= B(dL \cos \phi - dD \sin \phi) = \\ &= B \frac{1}{2} \rho w_1^2 c [C_l \cos(\phi + i_1) - C_d \sin(\phi + i_1)] dr, \end{aligned} \quad (15)$$

$$dQ = B(dL \sin \phi + dD \cos \phi) = B \frac{1}{2} \rho w_1^2 c [C_l \sin(\phi + i_1) + C_d \cos(\phi + i_1)] r dr, \quad (16)$$

де  $B$  – кількість лопатей;  $C_l$ ,  $C_d$  – коефіцієнт підйомної сили та опору, що залежать від кута атаки  $i$ , локального числа Рейнольдса та Маха.

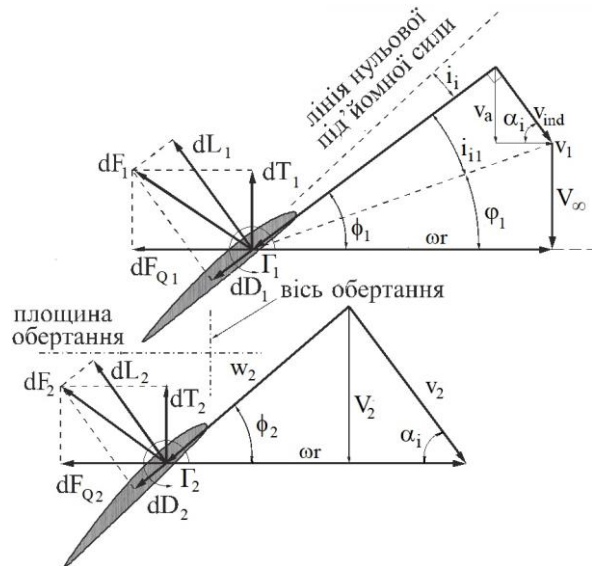


Рис. 2. План швидкостей та схема сил, що діють на елемент лопаті тандемного гвинта на локальному радіусі

Кут атаки розраховується з плану швидкостей (див. рис. 2)

$$i = \gamma_1 - \phi_1 = \gamma_1 - \arctan \left( \frac{V_\infty + v_a}{\omega r - v_t} \right). \quad (17)$$

Індукційний кут розраховується за аналогічною логікою

$$i_{i1} = \phi_1 - \phi_1 = \arctan \left( \frac{V_\infty + v_a}{\omega r - v_t} \right) - \arctan \left( \frac{V_\infty}{\omega r} \right). \quad (18)$$

Відносна швидкість вхідного потоку розраховується за формулою

$$w_1 = \sqrt{(V_\infty + v_a)^2 + (\omega r - v_t)^2}. \quad (19)$$

Відповідно до вихрової теорії Гольдштейна, індукційна швидкість може бути визначена через дві гіпотези. Перша полягає в тому, що вихровий слід, який залишається позаду лопаті, має вигляд гвинто-

вої поверхні з постійним кроком. Згідно другої гіпотези індукційна швидкість вважається нормально розташованою по відношенню до відносної швидкості. Це дозволяє отримати взаємозв'язок між компонентами індукційної швидкості та відносною і окружною швидкостями

$$\frac{V_\infty + v_a}{\omega r - v_t} = \frac{v_t}{v_a}. \quad (20)$$

Вирішуючи рівняння (20) відносно  $v_a$  отримуємо залежність  $v_a$ , як функцію від  $v_t$

$$v_a = \frac{1}{2} \left[ -V_\infty + \sqrt{V_\infty^2 + 4v_t(\omega r - v_t)} \right]. \quad (21)$$

Використовуючи вираз (21) можна визначити осьову складову індукційної швидкості для кожного перерізу лопаті. Сумарна середня величина осьової компоненти індукційної швидкості (після інтегрування) повинна дорівнювати швидкості, розрахованій за виразом (14) з урахуванням того, що  $V_1 = V_\infty + v_1$

$$V_\infty + \frac{r_{hub}}{R - r_{hub}} \int_0^R v_a dr = \frac{1}{2} V_\infty \left( \sqrt{\frac{T}{\pi r^2 \frac{\rho}{2} V_\infty^2}} - 1 \right). \quad (22)$$

Для визначення закону розподілу тангенціальної компоненти індукційної швидкості вздовж лопаті, застосовується коефіцієнт кінцевих втрат Прандтля

$$F = \frac{2}{\pi} \cos^{-1} \left( \exp \left[ \frac{n_b (1 - 2r/d)}{2 \sin \phi_t} \right] \right), \quad (23)$$

де  $d$  – діаметр гвинта,  $n_b$  – кількість лопатей,  $\phi_t$  – кут входу потоку в кінцевому перерізі лопаті.

З урахуванням фактору втрат Прандтля, тангенціальна компонента індукційної швидкості виражається, як

$$v_t(r) = F u_1, \quad (24)$$

де  $u_1$  – інтегральна осереднена тангенціальна компонента індукційної швидкості, яка розраховується на 0,75r.

Швидкість  $u_1$  розраховується з співвідношення (20) в якому проводиться заміна локальних швидкостей  $v_a$ ,  $v_t$  на інтегральні  $v_1, u_1$

$$\frac{V_\infty + v_1}{\omega r - u_1} = \frac{u_1}{v_1}. \quad (25)$$

Величина та розподіл швидкості  $v_t(r)$  є наближеною та потребує уточнення. Уточнення проводиться ітераційним методом. В якості цільової функції застосовується досягнення рівності (22), або мінімальної розбіжності  $\zeta$  між осьовою швидкістю  $V_1$ , визначеної з імпульсної теорії, та визначеної з урахуванням наявності кінцевих вихорів.

В кінцевому результаті отримуються розподіл відносної швидкості  $w_1$ , кута входу потоку  $\phi_1$ , кут атаки  $i$  та компонент індукційної швидкості  $v_a$  та  $v_t$  по радіусу передньої лопаті.

Для подальшого розрахунку застосовується теорема Кутта - Жуковського про підйомну силу. Згідно якої підйомна сила елемента лопаті гвинта залежить від циркуляції  $\Gamma$ , відносної швидкості  $w_1$ , хорди профілю  $c$ , довжини лопаті, густини повітря та коефіцієнт підйомної сили  $C_l$

$$dL = \rho w_1 \Gamma = \frac{1}{2} C_l \rho w_1^2 c dr. \quad (26)$$

Переписавши рівняння (15) в параметрах  $dL$  та  $\phi$  отримаємо

$$dT = B dL \cos(\phi) (1 - \epsilon \tan \phi) dr. \quad (27)$$

Підставивши (26) в рівняння (27) отримаємо

$$dT_1 = B \frac{1}{2} C_l \rho w_1^2 c \cos(\phi) (1 - \epsilon \tan \phi) dr, \quad (28)$$

$$\text{де } \epsilon = \frac{C_d}{C_l}.$$

З рівняння (28) розраховується хорда першого ряду лопатей дворядного гвинта. Вона розраховується за умови, що тяга розподіляється порівну між першим та другим рядом. Також при розрахунку тяги елементарного профілю лопаті враховується уточнене значення індукційної швидкості  $v_a$ , яке визначається ітераційним шляхом за розрахунковою формулою (21)

Коефіцієнти підйомної сили та опору в формулах (26) – (28) визначають з характеристик профілів в залежності від кута атаки та чисел Рейнольдса та Маха. В даній роботі для визначення характеристик профілів в перерізах тандемної лопаті, застосовувалась програма XFOIL (версія 6.99).

Вона дозволяє підібрати профіль під необхідні значення коефіцієнтів  $C_l$  і  $C_d$ , та визначити найвигідніший кут атаки при якому досягається максимальна аеродинамічна якість профіля в перерізі лопаті.

Крутний момент, що необхідний для обертання першого ряду лопатей тандемного гвинта, розраховується за формулою (29), яка отримана шляхом підстановки виразу (26) в рівняння (16)

$$dQ_1 = B \frac{1}{2} C_l \rho w_1^2 c \sin(\phi) \left( 1 + \frac{\epsilon}{\tan \phi} \right) r dr. \quad (29)$$

Розрахунок та профілювання другого ряду лопатей проводиться з умови того, що другий ряд створює половину тяги від загальної тяги тандемного гвинта. Також в першому наближенні приймається, що кут між швидкістю  $v_2$  та швидкістю  $U_2 = U_1 = \omega r$  для другого ряду лопатей, приймається рівним індукційному куту  $\alpha_i$  для першого ряду лопатей.

З рівняння (1) отриману повну тягу тандемного гвинта поділимо навпіл та покладемо, що для другого ряду лопатей осьова швидкість на вході буде дорівнювати  $V_2$ . Тоді формулу тяги для другого ряду лопатей можна переписати, як

$$\frac{T}{2} = \dot{m}(V_s - V_2) = \rho \pi r^2 V_1 (V_s - V_2). \quad (30)$$

З рівняння (30) визначається швидкість  $V_2$

$$V_2 = V_s - \frac{T}{2 \rho \pi r^2 V_1}. \quad (31)$$

Підставивши рівняння (7) в рівняння (31), отримаємо

$$V_2 = 2V_1 - V_\infty - \frac{T}{2 \rho \pi r^2 V_1}. \quad (32)$$

Подальший розрахунок здійснюється за аналогічною процедурою, як і для першого ряду лопатей. В розрахункових формулах проводимо заміну індексів біля змінних з "1" на "2" Розподіл осьової ком-

поненти індукційної швидкості, також приймається згідно закону розподілу фактору втрат Прандтля.

В кінці розрахунку проводимо перевірку, щоб сумарна тяга двох рядів лопатей дорівнювала заданій. Якщо тяга не дорівнює, то проводимо коригування шляхом зміни розподілу хорди по висоті лопаті. Після коригування уточняється загальний крутний момент, який потрібен для обертання тандемного гвинта.

### Висновки

В роботі розглянуто особливості роботи гвинтів в умовах сильно розрідженої атмосфери. Показано, що доцільно використовувати дворядну конструкцію лопаті, для зменшення діаметра та ваги гвинта. Розроблено аналітичну методику профілювання дворядних лопатей. Запропонована методика є комбінацією імпульсної теорії, теорії елемента лопаті, та вихрової теорії гвинта. При розробці методики вважалося, що тяга гвинта з дворядними лопатями, рівномірно навіпіл розподіляється між, яку створює перший та другий ряд лопатей. Це дозволить спростити розрахунок індукційних швидкостей та скоротити час проєктування.

### Література

1. Mattos, B. S. *Optimal design of a high-altitude solar-powered unmanned airplane [Text]* / B. S. Mattos, N. R. Secco, E. F. Salles // *Journal of Aerospace Technology and Management*. – 2013. – Vol. 5, no. 3. – P. 349–361.
2. Sai, L. *The development status and key technologies of solar powered unmanned air vehicle [Text]* / L. Sai, Z. Wei, W. Xueren // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. – 2017. – Vol. 187. – Article No. 012011. DOI: 10.1088/1757-899X/187/1/012011.
3. *Wikipedia, the free encyclopedia [Електронний ресурс]*. – Режим доступу: [https://en.wikipedia.org/wiki/AeroVironment\\_Helios\\_Prototype](https://en.wikipedia.org/wiki/AeroVironment_Helios_Prototype). – 05.03.2022.
4. *Zephyr: The first stratospheric UAS of its kind [Електронний ресурс]*. – Режим доступу: <https://www.airbus.com/defence/uav/zephyr/html>. – 05.03.2022.
5. Rapinett, A. *Zephyr: a high altitude long endurance unmanned air vehicle [Text]* : M. S. thesis / A. Rapinett ; University of Surrey, 2009. – 83 p.
6. *Wikipedia, the free encyclopedia [Електронний ресурс]*. – Режим доступу: [https://en.wikipedia.org/wiki/Facebook\\_Aquila](https://en.wikipedia.org/wiki/Facebook_Aquila) – 05.03.2022.
7. Kulyk, M. *A numerical study of performance of the small-size uav pushing tandem propeller with joined blades [Text]* / M. Kulyk, F. Kirchu, Hanesh Hussein // *Eastern European Journal of Enterprise Technologies*.

– 2020. – Vol. 2, no. 7(104). – P. 40–48. DOI: 10.15587/1729-4061.2020.199486.

8. Пат. № 121992 Україна, МПК В64С 11/04. *Лопать повітряного гвинта [Текст]* / Кірчу Ф. І., Богданов М. Ю., Ханеш Хуссейн ; Власник Національний авіаційний університет. – № а201801162 ; заявл. 07.02.2018 ; опубл. 25.08.2020, Бюл. № 16. – 4 с.

9. *Practical design of minimum induced loss propellers [Text]* : Dept. Soc. Automotive Eng., Business Aircraft Meet. Expo., Warrendale, PA, USA, Tech. Rep. TP-790585 / E. E. Larrabee. – 1979. – 10p. DOI: 10.4271/790585.

10. Kulyk, M. *The numerical CFD investigation of hub losses of pushing air propellers with tandem joined blades of small sized unmanned aerial vehicles [Text]* / M. Kulyk, F. Kirchu, Hanesh Hussein // *Technology audit and production reserves*. – 2020. – Vol. 1. no. 1(51). – P. 11–17. DOI: 10.15587/2312-8372.2020.198084.

11. Ma, R. *Numerical simulation of low-Reynolds-number and high-lift airfoil S1223 [Text]* / R. Ma, P. Liu // *Proceedings of the World Congress on Engineering*. London, U.K. – 2009. – Vol. 2. – P. 1–6.

### References

1. Mattos, B. S., Secco, N. R., Salles, E. F. *Optimal design of a high-altitude solar-powered unmanned airplane. Journal of Aerospace Technology and Management*, 2013, vol. 5, no. 3, pp. 349–361.
2. Sai, L., Wei, Z., Xueren, W. *The development status and key technologies of solar powered unmanned air vehicle. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 2017, vol. 187, article no. 012011. DOI: 10.1088/1757-899X/187/1/012011.
3. *Wikipedia, the free encyclopedia*. Available at: [https://en.wikipedia.org/wiki/Helios\\_Prototype](https://en.wikipedia.org/wiki/Helios_Prototype) (accessed 05.03.2022).
4. *Zephyr: The first stratospheric UAS of its kind*. Available at: <https://www.airbus.com/defence/uav/zephyr.html>. (accessed 05.03.2022).
5. Rapinett, A. *Zephyr: a high altitude long endurance unmanned air vehicle*, [M.S. thesis]. University of Surrey, 2009. 83 p.
6. *Wikipedia, the free encyclopedia*. Available at: [https://en.wikipedia.org/wiki/Facebook\\_Aquila](https://en.wikipedia.org/wiki/Facebook_Aquila). (accessed 05.03.2022).
7. Kulyk, M., Kirchu, F., Hanesh, Hussein. *A numerical study of performance of the small-size uav pushing tandem propeller with joined blades. Eastern European Journal of Enterprise Technologies*, 2020, vol. 2, no. 7(104), pp. 40–48. DOI: 10.15587/1729-4061.2020.199486.
8. Kirchu, F. I., Bogdanov, M. Yu., Xanesh, Xussejn. *Lopat` povitryanogo gvy`nta [Propeller blade]*. Patent UA, no. 121992, 2020.
9. Larrabee, E. E. *Practical design of minimum induced loss propellers. Dept. Soc. Automotive Eng., Business Aircraft Meet. Expo., Warrendale, PA, USA*,

Tech. Rep. TP-790585, 1979. 10 p. DOI: 10.4271/790585. *production reserves*, 2020, vol. 1, no. 1(51), pp. 11–17. DOI: 10.15587/2312-8372.2020.198084.

10. Kulyk, M., Kirchu, F., Hanesh, Hussein. The numerical CFD investigation of hub losses of pushing air propellers with tandem joined blades of small sized unmanned aerial vehicles. *Technology audit and*

11. Ma, R., Liu, P. Numerical simulation of low-Reynolds-number and high-lift airfoil S1223. *Proceedings of the World Congress on Engineering*. London, U.K., vol. 2. Jul. 2009, pp. 1–6.

*Надійшла до редакції 2.05.2022, розглянута на редколегії 8.08.2022*

## FEATURES OF CALCULATION AND MODELING OF FLOW OF ROTORS AND PUCHER PROPELLERS FOR AERIAL VEHICLE IN THE CONDITION OF VERY RAREFIED ATMOSPHERE

*Mykola Kulyk, Fedir Kirchu, Larysa Volianska, Ivan Babichev, Vasyl Yehunko*

This article presents the structure of designing and modeling the flow of rotors and pusher propellers in a highly rarefied atmosphere. The aerodynamic characteristics of an airfoil are key factors in determining design accuracy and performance prediction. The blade elements operate at different Reynolds numbers and angles of attack. The blade profile was selected based on an estimate of the lift-to-drag ratio for expected Reynolds numbers under the design conditions. This paper considers the features of the operation of propellers in a highly rarefied atmosphere. When modeling propellers operate in rarefied atmosphere, it is necessary to pay special attention to the choice of a model for the turbulent viscosity of the medium. The greatest difficulties in the design of stratospheric propellers arise when solving the problems of excessive diameter, weight and shape of the blades. To solve this problem, in this paper, it is proposed to use joined double row blades. This approach made it possible to eliminate the aerodynamic shading of the blades and increase their aerodynamic load. The use of double-row blades will provide the necessary rigidity and strength of the blades and will lead to weight reduction. Additionally, due to the double-row design, it becomes possible to reduce the diametrical dimensions of the propeller. An analytical technique for profiling double-row blades has been developed. The proposed approach is based on the joint application of the one-dimensional propeller theory and numerical gas dynamics methods. The one-dimensional theory is used to obtain the original geometric shape of the propeller for given characteristics, and the methods of numerical gas dynamics, which are based on solving the Reynold averages of the Navier-Stokes equations, are used to solve the problems of spatial modeling of the flow and obtain refined propeller characteristics. Considering the design requirements and operational limitations, it is proposed to use propellers with joined double-row blades in conditions of rarefied atmosphere.

**Keywords:** propeller; double-row blades; tandem propeller.

**Кулик Микола Сергійович** – д-р техн. наук, проф., декан Аерокосмічного факультету, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**Кірчу Федір Іванович** – канд. техн. наук, доц. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**Волянська Лариса Георгіївна** – канд. техн. наук, доц. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**Бабічев Іван Геннадійович** – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**Сгунько Василь Миколайович** – асп. каф. авіаційних двигунів, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

**Mykola Kulyk** – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: kulykms@nau.edu, ORCID: 0000-0003-2149-4006, Researcher ID: 2963362,

**Fedir Kirchu** – PhD, Associate Professor of Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: fkirchu@gmail.com, ORCID: 0000-0001-8437-4402.

**Larysa Volianska** – PhD, Associate Professor of Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: lvolia@nau.edu.ua, ORCID: 0000-0001-9651-8776, Researcher ID: 2963362.

**Ivan Babichev** – PhD Student of Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: i.babichev@gmail.com, ORCID: 0000-0002-2626-3226.

**Vasyl Yehunko** – PhD Student of Department of Aviation Engines, National Aviation University, Kyiv, Ukraine,

e-mail: vasiieg@gmail.com, ORCID: 0000-0002-5316-8996.