

УДК 629.735

І. С. КРИВОХАТЬКО, В. В. СУХОВ*Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Україна***ОЦІНКА ВПЛИВУ ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА СХЕМИ «ТАНДЕМ»**

В роботі проведено якісну оцінку впливу повітряного гвинта при різних його розташуваннях на аеродинамічні характеристики літального апарата схеми «тандем». Запропоновано методикау наближеного розрахунку розподілу швидкостей за повітряним гвинтом, якщо відомі швидкість набігаючого потоку, потужність на валу, діаметр, частота обертання та ККД гвинта на даному режимі польоту. Розглянута задача є актуальною для оцінки аеродинамічних характеристик різних літальних апаратів. Методикау засновано на теорії ідеального гвинта та емпіричних даних та реалізовано для встановлення граничних умов при розрахунку аеродинамічних характеристик відсіку крила та крила кінцевого розмаху в присутності гвинта, так як аналітично оцінити дані характеристики складно. Застосування методикау дає можливість оптимізації аеродинамічної компоновки на початкових стадіях проектування. Методикау призначена для літальних апаратів, що здійснюють політ при низьких числах Маха.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики, літальний апарат, схема «тандем», повітряний гвинт, розподіл швидкостей за гвинтом, рівняння Нав'є-Стокса.

Вступ

Оцінка впливу силової установки на аеродинамічні характеристики літального апарату є актуальною задачею, яку складно з достатнім ступенем точності вирішити аналітичними методами та дуже дорого – експериментальними (вартість проектування та виробництва імітатора двигуна значно перевищує витрати на решту моделі). Тому в цьому випадку доцільно користуватись методами обчислювальної аеродинаміки (CFD).

Однак моделювання течії навколо повної геометрії ЛА навіть з одним гвинтом, що обертається, потребує розрахункової сітки з десятками мільйонів елементів високої якості, що призводить до колосальних витрат часу навіть з сучасними обчислювальними потужностями. Тому задачу необхідно спростити, задавши граничні умови на виході з площини гвинта: розподіли осьової та обертвової швидкостей.

Точне визначення швидкостей, індукованих гвинтом, є більш складною задачею, ніж для крила літака [1]. Як правило, для повітряного гвинта відомі лише такі характеристики як геометричні параметри, коефіцієнти тяги, потужності, корисної дії як функції відносного ходу гвинта; для силової установки – потужність на валу. Тому мета даної роботи: оцінка розподілу швидкостей, індукованих гвинтом, за його відомими характеристиками.

Постановка задачі дослідження

Задачею роботи є якісна та кількісна оцінка впливу повітряного гвинта на аеродинамічні характеристики (АХ) літального апарата (ЛА) схеми «тандем».

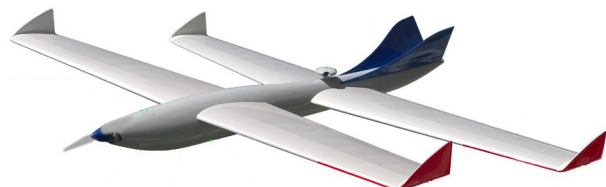
Якісна оцінка впливу повітряного гвинта на АХ ЛА схеми «тандем»

Розташований на фюзеляжі гвинт, що тягне або штовхає, створює для схеми «тандем» практично той же ефект, що і для традиційної схеми. Гвинт, що тягне (рис. 1), створює за собою закручений потік, який створює різницю дійсних кутів атаки на правій та лівій консолях і додатковий аеродинамічний момент крену. Цей момент направлений протилежно до реактивного моменту крену, який діє на літак через обертання гвинта внаслідок закону збереження моменту руху, і частково компенсує його. Відмінність літака схеми «тандем» від традиційної полягає лише в тому, що аеродинамічний момент крену створюється на двох крилах, що можна врахувати методами обчислювальної аеродинаміки. Крім того, внаслідок турбулізації потоку за гвинтом опір тертя фюзеляжу і, в меншій мірі, крил збільшується.

Для розташованого на фюзеляжі гвинта, що штовхає (більшість малих БЛА схеми «тандем» – рис. 2), аеродинамічний момент нехтовно малий.



a

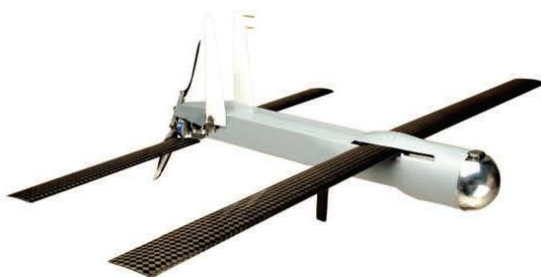


б

Рис. 1. Літак «Quickie» і БЛА «Draganfly Tango» з гвинтами, що тягнуть [2, 3]



a



б

Рис. 2. БЛА «Switchblade» і «Coyote» з гвинтами, що штовхають [4, 5]

Розглянемо вплив розташованої на крилі силової установки на обтікання ЛА схеми «тандем» на прикладі «Quad TiltRotor» [6] (рис. 3).

Для будь-якого ЛА з несучими поверхнями кінцевого розмаху при ненульовій піднімальній силі мають місце вільні вихори, що сходять з кінців крил, змінюють розподіл кутів атаки вздовж розмаху крила та створюють індуктивний опір на даному крилі (рис. 4 а). Специфіка схеми «тандем» полягає в тому, що вільний (або кінцевий) вихор переднього крила створює додатковий опір взаємоіндукції на задньому крилі (рис. 4 б) [7].

Для більшості режимів польоту (окрім, пікірування та перевернутого польоту) піднімальна сила крила додатна, тиск на нижній поверхні крила більший, ніж на верхній, тому виникає перетікання повітря знизу вгору. Якщо обертання гвинтів закручує повітря в цьому ж напрямі (як показано на рис. 3 а), то кінцевий вихор підсилюється, зростає власний індуктивний опір крила, а для переднього крила схеми «тандем» – і опір взаємоіндукції, і зниження піднімальної сили заднього крила.



a



б

Рис. 3. Напрями обертання гвинтів, що збільшують (а) та знижують (б) індуктивний опір крил

Якщо напрям обертання гвинтів протилежний до напрямі кінцевого вихору (рис. 3 б), його інтенсивність знижується, індуктивний опір крила знижується, а у випадку переднього крила – внаслідок інтерференції крил підвищується несуча здатність та аеродинамічна якість заднього крила та літального апарата в цілому. Однак внаслідок турбулізації потоку зростає профільний опір крила (опір тертя), що в сумі має переважати позитивний вплив на індуктивний опір, і знижувати загальну аеродинамічну якість ЛА.

Якщо гвинти розташовано не на кінцях крил (рис. 3), а вздовж розмаху, то наведені вище викладки також залишаються справедливими, але вплив силової установки на індуктивний опір буде меншим, на опір тертя та піднімальну силу – більшим (так як більша площа крила буде обдуватись потоком від гвинта).

Якщо силові установки розташовано на кінцях крил, але з гвинтами за крилом, то гвинт не турбулі-

зує потік на крилі, але і впливає на індуктивний опір в меншій мірі, так як кінцевий вихор вже сформований.

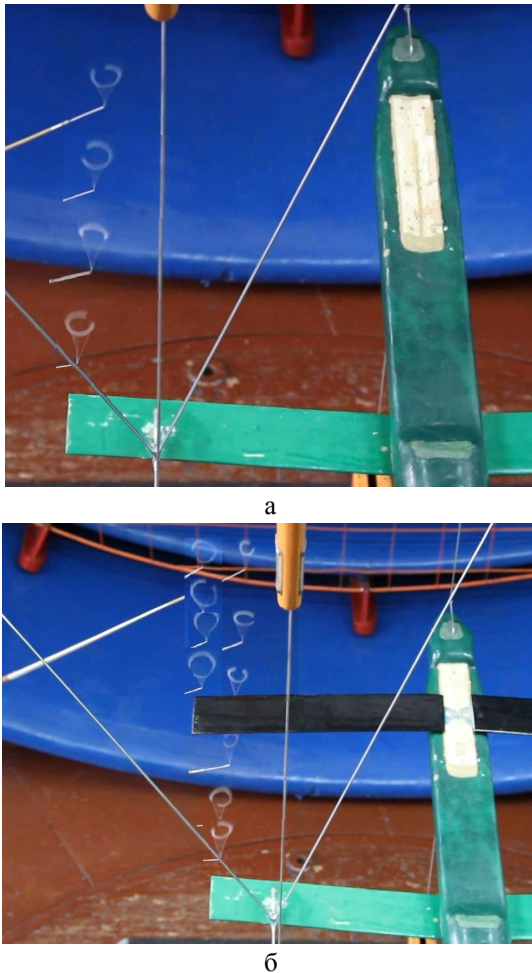


Рис. 4. Положення реальних кінцевих вихорів для ЛА схеми «тандем»

Також розроблено ЛА схеми «тандем» з гвинтами, розташованими між крилами (рис. 5). Напрямок обертання гвинта для них практично не впливає на аеродинаміку переднього крила, але змінює обтікання заднього крила: прискорює потік (збільшує піднімальну силу), турбулізує (збільшує силу опору) та закручує його (в залежності від напрямку обертання гвинта збільшує або зменшує індуктивний опір).

Кількісна оцінка впливу повітряного гвинта

Згідно теорії ідеального гвинта, поздовжня (осьова) швидкість V_1 в площині обертання гвинта дорівнює

$$V_1 = \frac{V_\infty}{2}(1 + \sqrt{1+B}), \quad (1)$$

де V_∞ – швидкість набігаючого потоку;

$B = \frac{P}{\rho F V_\infty / 2}$ – коефіцієнт навантаження на площу вимітання гвинта;

P – тяга гвинта;

ρ – густина повітря;

$F = \frac{\pi D^2}{4}$ – площа вимітання гвинта діаметром D .

Тягу P , якщо вона невідома, можна оцінити із співвідношення $\eta_{\text{гвинт}} = \frac{P V_\infty}{N}$ [10, с. 390], як

$$P = \frac{\eta_{\text{гвинт}} N}{V_\infty}, \quad (2)$$

де $\eta_{\text{гвинт}}$ – коефіцієнт корисної дії повітряного гвинта, для сучасних моделей досягає значень 0,83...0,86 і, як правило, відомий для даного режиму роботи гвинта (рис. 6);

$N = M_{\text{к}} \Omega$ – потужність на валу;

$M_{\text{к}}$ – момент на валу;

Ω – кутова швидкість обертання гвинта.

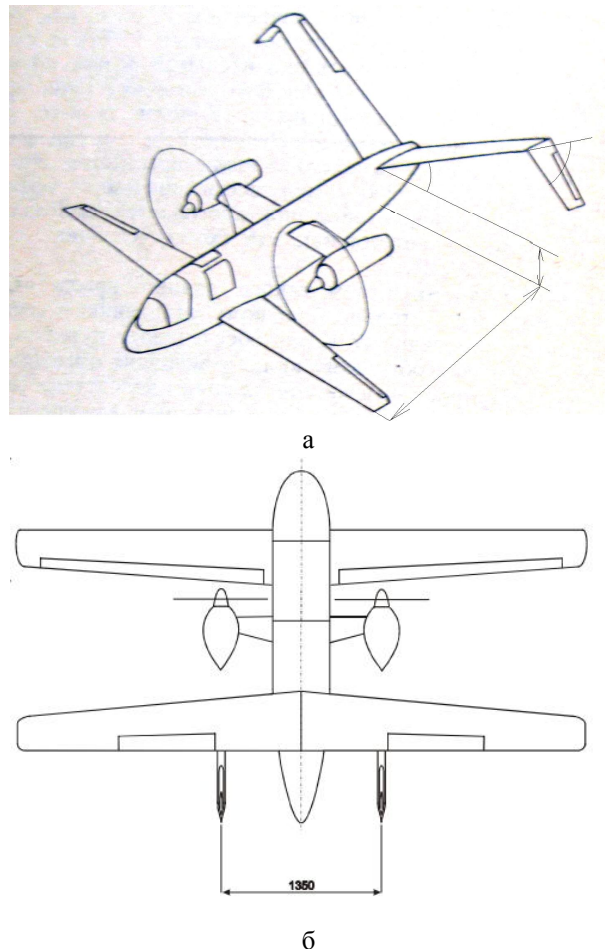


Рис. 5. Проект літака фірми «Воут» (США) і БЛА «Інспектор-1» (Україна) [8, 9]

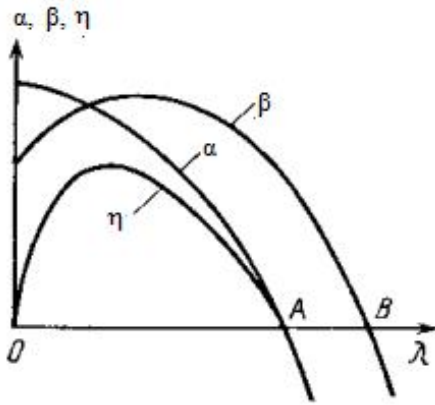


Рис. 6. Залежність коефіцієнтів тяги α , потужності β та ККД η від відносного ходу гвинта λ

При цьому [10, с. 396]:

$$\eta_{\text{гвинт}} = \eta_{\text{кол}} \eta_{\text{ос}} = \eta_{\text{кол}} \frac{2}{1 + \sqrt{1+B}}$$

$$\Rightarrow \eta_{\text{кол}} = \eta_{\text{гвинт}} \frac{1 + \sqrt{1+B}}{2}, \quad (3)$$

де $\eta_{\text{ос}} = \frac{V_{\infty}}{V_1}$ – осьовий ККД;

$$\eta_{\text{кол}} = \frac{\Omega - \omega_1}{\Omega} \text{ – коловий ККД;}$$

ω_1 – кутова швидкість повітря в площині повітряного гвинта.

Це значить, що кутову швидкість повітря в площині гвинта можна оцінити як

$$\omega_1 = \Omega(1 - \eta_{\text{кол}}) = \Omega(1 - \eta_{\text{гвинт}} \frac{1 + \sqrt{1+B}}{2}).$$

Тоді середня обертова (колова або тангенціальна) швидкість дорівнює

$$V_{\text{об сер}} = \omega_1 R / 2 = \omega_1 D / 4 = \Omega(1 - \eta_{\text{кол}}) = \frac{\Omega D}{4} (1 - \eta_{\text{гвинт}} \frac{1 + \sqrt{1+B}}{2}). \quad (4)$$

Підставивши формули (2) і (3) в (1), розрахуємо середню осьову швидкість

$$V_{\text{ос сер}} = V_1 = \frac{V_{\infty}}{2} (1 + \sqrt{1 + \frac{2\eta_{\text{гвинт}} N}{\rho F V_{\infty}^3}}). \quad (5)$$

За теорією ідеального гвинта стрибок тиску в площині гвинта дорівнює

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 B. \quad (6)$$

Розрахованих параметрів достатньо для задання граничних умов для випадку обтікання планера з силовою установкою. Для уточнення розподілу швидкостей вздовж розмаху лопаті гвинта, застосуємо експериментальні дані, представлені на рис. 7 [11].

Графічні залежності апроксимуємо функціями відстані r від точки до осі гвинта:

$$V_{\text{ос}}(r) = V_{\text{ос max}} (0,59 - 0,41 \cos \frac{4\pi r}{D}), \quad (7)$$

причому, очевидно, $V_{\text{ос сер}} = 0,59 V_{\text{ос max}}$, звідки

$$V_{\text{ос max}} = \frac{V_{\text{ос сер}}}{0,59} = \frac{V_{\infty}}{1,18} (1 + \sqrt{1 + \frac{2\eta_{\text{гвинт}} N}{\rho F V_{\infty}^3}}), \quad (8)$$

і

$$V_{\text{об}}(r) = V_{\text{об max}} \frac{r}{0,375 D} \text{ при } r < 0,375 D; \quad (9a)$$

$$V_{\text{об}}(r) = V_{\text{об max}} (4 - \frac{8r}{D}) \text{ при } 0,375 D < r < 0,5 D, \quad (9b)$$

де

$$V_{\text{об max}} = 2 V_{\text{об сер}} = \frac{\Omega D}{2} (1 - \eta_{\text{гвинт}} \frac{1 + \sqrt{1+B}}{2}) \quad (10)$$

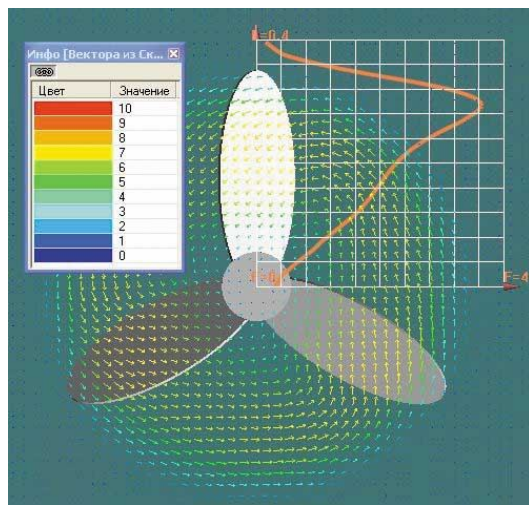
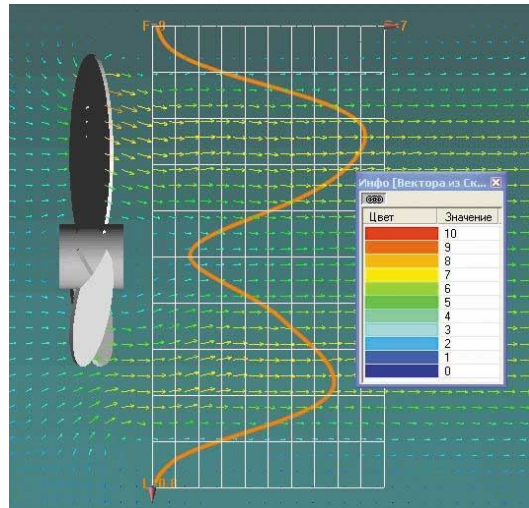


Рис. 7. Розподіл осьової та обертової швидкостей в площині гвинта

Результати розрахунку в програмному пакеті ANSYS у вигляді візуалізації обтікання відсіку крила (хорда 1 м, розмах 2 м) гвинтом діаметром 1 м представлено на рис. 8, розподіл коефіцієнта тиску на відсіку крила – на рис. 9. Асиметрія розподілу тиску за розмахом обумовлена закрученістю потоку за гвинтом.

Візуалізацію розрахунку обтікання крила з гвинтом, розташованим за кінцевим перерізом крила, наведено на рис. 10. Напрямок обертання гвинта протилежний до напрямку кінцевого вихору; так як протилежно направлені вихори притягуються, на рисунку можна спостерігати деформацію кінцевого вихору – його стягування вгору до осі обертання гвинта.

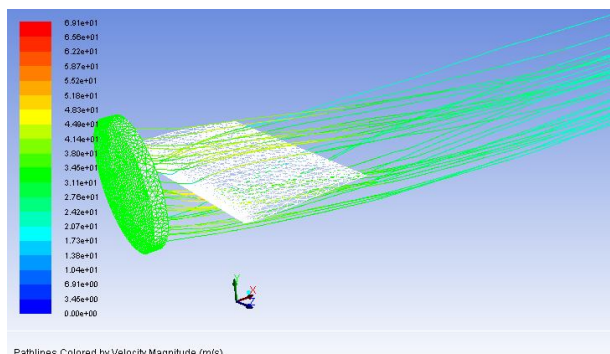


Рис. 8. Лінії току за гвинтом (колір відповідає швидкості потоку)

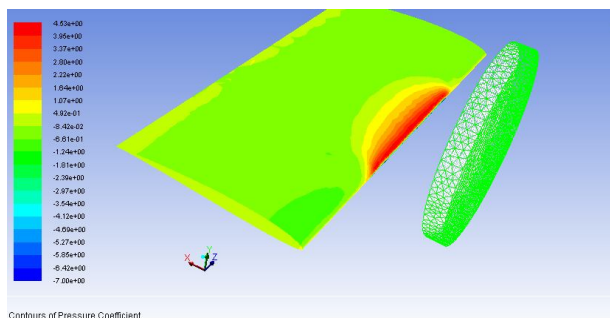


Рис. 9. Розподіл коефіцієнта тиску на відсіку крила за гвинтом

Розрахунок також дозволяє визначити області початку відриву потоку на великих кутах атаки в присутності гвинта (рис. 11). Це важливо для запобігання звалюванню ЛА на крило, що може виникнути за умови початку відриву в кінцевих перерізах крила.

Слід зазначити, що для імелера (гвинтокільцевого рушія) розподіл осьової швидкості та скосу потоку (обертвової швидкості) може значно відрізнятися від звичайного гвинта; також має значення, чи є гвинт тягнучим чи штовхаючим, і які відносні розміри центрального тіла (мотогондоли). При появі

кута ковзання виникає азимутальна неоднорідність осьової швидкості та скосу потоку [12]. Загалом експериментальні дослідження [11] і [12] дають близькі результати при подібних умовах. Також в [12] зазначаються помітні кількісні відмінності між експериментальними даними та результатами розрахунку панельним методом, що підтверджує необхідність розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса.

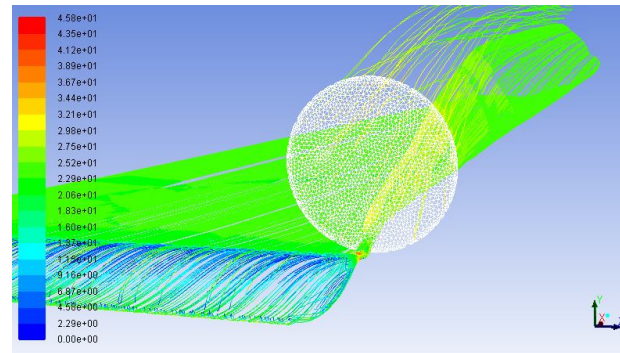


Рис. 10. Лінії току за крилом кінцевого розмаху (колір відповідає швидкості потоку)

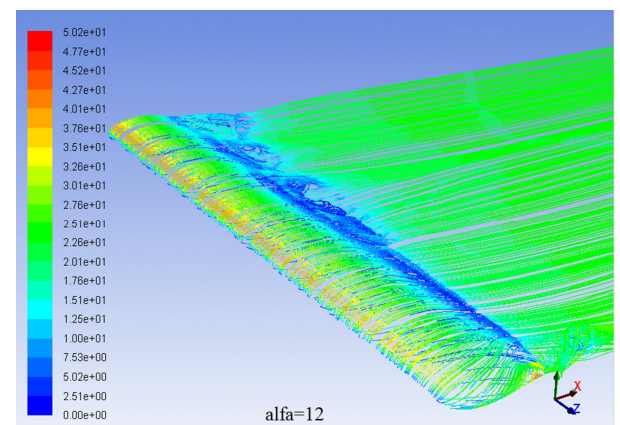


Рис. 11. Лінії току за крилом кінцевого розмаху в присутності гвинта при виході на великі кути атаки

Висновки

В роботі запропоновано методику наближеного розрахунку розподілу швидкостей за повітряним гвинтом, якщо відомі швидкість набігаючого потоку, потужність на валу, діаметр, частота обертання та ККД гвинта на даному режимі польоту. Це дає можливість оптимізації аеродинамічної компоновки на початкових стадіях проектування. Методика призначена для літальних апаратів, що здійснюють політ при низьких числах Маха, незалежно від аеродинамічної схеми (класична, тандем, літаюче крило тощо).

За визначеними граничними умовами методами обчислювальної аеродинаміки проведено розраху-

нок аэродинамічних характеристик відсіку крила та крила кінцевого видовження в присутності гвинта.

Література

1. Кузьмин, Г. И. Воздушные винты [Текст] / Г. И. Кузьмин. – М. : Воениздат, 1937. – 141 с.
2. Бауэрс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] : пер. с англ. / П. Бауэрс. – М. : Мир, 1991. – 320 с.
3. DraganFly Tango. Innovative UAV Aircraft & Aerial Video Systems™ [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.draganfly.com/uav-airplane/tango/specifications/ – 09.03.2015
4. Switchblade: Not a UAV to Mess With. March, 10, 2009. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: www.deepbluehorizon.blogspot.com/2009/03/switchblade-not-uav-to-mess-with.html – 09.03.2015
5. NavalDrones. Coyote. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.navaldrones.com/Coyote.html> – 09.03.2015
6. Muraoka, K., Okada N., Kubo D. Quad tilt wing VTOL UAV: Aerodynamic characteristics and prototype flight test [Text] / K. Muraoka, N. Okada, D. Kubo // AIAA Infotech Aerospace conference and Unmanned...Unlimited conference, 6–9 April 2009, Seattle, Washington. – P. 1.
7. Кривохатко, І. С. Метод визначення аеродинамічних характеристик літального апарата схеми «тандем» [Текст] : дис. ... канд. техн. наук : 05.07.01 / Кривохатко Ілля Станіславович. – К. : НАУ, 2015. – 251 с.
8. Шахов, В. Г. Аэродинамические усовершенствования и схемы летательных аппаратов [Текст] / В. Г. Шахов. – Куйбышев : Куйбышевский авиационный институт им. С. П. Королева, 1984. – 70 с.
9. Проблемы создания беспилотных авиационных комплексов в Украине [Текст] / А. Г. Гребеников, А. К. Мяслица и др. // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та «ХАИ». – 2009. – № 42. – С. 111–119.
10. Мхитарян, А. М. Аэродинамика [Текст] / А. М. Мхитарян. – М. : Наука, 1974. – 448 с.
11. Лукьянова, И. Э. Возможности FlowVision в построении моделей для исследования процессов удаления отложений в нефтяных резервуарах [“электронный ресурс”] / И. Э. Лукьянова, В. В. Шмелев. – Режим доступа: <http://sapr.ru/article.aspx?id=15617&iid=704> – 02.11.2015.
12. Остроухов, С. П. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей [Текст] / С. П. Остроухов. – М. : Физматлит, 2014. – 328 с.

References

1. Kuz'min, G.I. *Vozdushnye vinty* [Airscrews]. Moscow, Military Publ., 1937. 141 p.
2. Bauers, P. *Letatel'nye apparaty netraditsionnykh skhem* [Aircrafts of non-traditional schemes]. Moscow, Mir Publ., 1991. 320 p.
3. DraganFly Tango. Innovative UAV Aircraft & Aerial Video Systems™. Available at: www.draganfly.com/uav-airplane/tango/specifications/ (accessed 09.03.2015).
4. Switchblade: Not a UAV to Mess With. March, 10, 2009. Available at: www.deepbluehorizon.blogspot.com/2009/03/switchblade-not-uav-to-mess-with.html (accessed 09.03.2015).
5. NavalDrones. Coyote. Available at: <http://www.navaldrones.com/Coyote.html> (accessed 09.03.2015).
6. Muraoka, K., Okada N., Kubo D. Quad tilt wing VTOL UAV: Aerodynamic characteristics and prototype flight test. *AIAA Infotech Aerospace conference and Unmanned...Unlimited conference*, Seattle, Washington, USA, 6–9 April 2009, p. 1.
7. Kryvokhat'ko I.S. *Metod vyznachennya aerodynamichnykh kharakterystyk lital'noho aparata skhemy «tandem»*. Dys. ... kand. tekhn. nauk [Determination Method of Tandem-scheme Aircraft Aerodynamic Characteristics. Diss. ... cand. tech. sci.]. Kyiv, National Aviation University Publ., 2015. 251 p.
8. Shakhov, V. G. *Aerodinamicheskie usovershenstvovaniya i skhemy letatel'nykh apparatov* [Aerodynamic improvements and aircraft schemes]. Kujbyshev, Kujbyshev Aviation Institute named after S.P. Korol'ov Publ., 1984. 70 p.
9. Grebenikov, A. G., Myalitsa A. K., Parfenyuk, V. V., Parfenyuk, O. I., Udovichenko, S. V. Problemy sozdaniya bespilotnykh aviatsionnykh kompleksov v Ukraine [Problems of unmanned aerial systems design in Ukraine]. *Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integrirrovannyye tekhnologi : sbornik nauchnykh trudov Natsional'nogo aerokosmicheskogo universiteta «KhAI»* [Open information and computer integrated technologies, Proceedings of the National Aerospace University "HAI"], 2009, no. 42, pp. 111–119.
10. Mkhitaryan, A. M. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Moscow, Science Publ., 1974. 448 p.
11. Luk'yanova, I. E., Shmelev, V. V. *Vozmozhnosti FlowVision v postroenii modelei dlya issledovaniya protsessov udaleniya otlozhenii v neftyanykh rezervuarakh* [FlowVision possibilities in model design for research of oil tank accretions removal processes]. Available at: <http://sapr.ru/article.aspx?id=15617&iid=704> (accessed 02.11.2015).
12. Ostroukhov, S. P. *Aerodinamika vozdushnykh vintov i vintokol'tsevykh dvizhitelei* [Aerodynamics of airscrews and impellers]. Moscow, Physical and Mathematical Literature Publ., 2014. 328 p.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВОЗДУШНОГО ВИНТА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СХЕМЫ «ТАНДЕМ»

И. С. Кривохатко, В. В. Сухов

В работе проведена качественная оценка влияния воздушного винта при разных его расположениях на аэродинамические характеристики летательного аппарата схемы «тандем». Предложена методика приближенного расчета распределения скоростей за воздушным винтом, если известны скорость набегающего потока, мощность на валу, диаметр, частота вращения и КПД винта на данном режиме полета. Рассмотренная задача актуальна для оценки аэродинамических характеристик разных летательных аппаратов. Методика основана на теории идеального винта и эмпирических данных и реализована для задания граничных условий при расчете аэродинамических характеристик отсека крыла и крыла конечного размаха в присутствии винта, так как аналитически оценить данные характеристики сложно. Применение методики дает возможность оптимизации аэродинамической компоновки на начальных этапах проектирования. Методика предназначена для летательных аппаратов, совершающих полет при низких числах Маха.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, летательный аппарат, схема «тандем», воздушный винт, распределение скоростей за винтом, уравнения Навье-Стокса.

ESTIMATION OF AIRSCREW EFFECT ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF TANDEM-SCHEME AIRCRAFT

I. S. Kryvokhatko, V. V. Sukhov

Qualitative estimation of the airscrew (propeller) effect at various locations on the aerodynamic characteristics of the tandem-scheme aircraft was performed in the work. The method of approximate calculating of the velocity distribution in slipstream. Source data are flow velocity, shaft horse power, screw diameter, rotating frequency and efficiency for given flight mode. The considered problem is important to estimate different aircrafts aerodynamic characteristics. The method is based on the ideal screw theory and empirical data. It is implemented to set the boundary conditions for CFD calculations of the aerodynamic characteristics of the wing section and finite span wing in the presence of the screw. Method gives possibility of aerodynamic configuration optimization during initial stages of design. The method is proposed for low Mach numbers aircrafts.

Key words: aerodynamic characteristics, aircraft, tandem-scheme, airscrew, velocity distribution in slipstream, Navier-Stocks equations.

Кривохатко Ілля Станіславович – канд. техн. наук, асистент кафедри Приладів та систем керування літальними апаратами, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ, Україна, e-mail: elijah@ukr.net.

Сухов Віталій Вікторович – д-р техн. наук, проф., професор кафедри Приладів та систем керування літальними апаратами, Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ, Україна.

Kryvokhatko Illia Stanislavovich – Candidate of Technical Science, Assistant of Department of Aircraft Control Devices Systems, National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, Ukraine, e-mail: elijah@ukr.net.

Sukhov Vitalii Viktorovich – Doctor of Technical Sciences, Professor of Department of Aircraft Control Devices Systems, National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv, Ukraine.