

УДК 533.65.013.622

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771392020229110>

С. А. Поваров¹, асистент

ПОРІВНЯННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛЕЙ КОНВЕРТОПЛАНА ІЗ ОДИНАРНОЮ ТА СПІВВІСНОЮ СХЕМАМИ ГВИНТОВИХ РУШІВ

En

The article describes the study of rotor-to-wing aerodynamic interaction for the wingtip-mounted coaxial rotors configuration of the tiltrotor aircraft.

The influence of the rotor slipstreams on lift-to-drag ratio characteristic was determined. Obtained results were compared with similar characteristics of the equivalent in thrust conventional single rotor slipstreams impact.

Using the computational aerodynamics methods (panel-vortex method) the flow around the tiltrotor model with the wingtip-mounted single and coaxial rotors has been simulated. A study of the basic model configuration with conventional single rotors, based on the technical characteristics of the AgustaWestland AW609 tiltrotor, was conducted. Further researches were conducted for a modified model where single rotors were replaced with equivalent in thrust coaxial rotors. The influence of the rotor slipstreams on the aerodynamic characteristics of the model for both directions of rotors rotation in coaxial combination is considered. Also, the dependence of the maximum lift-to-drag characteristic due to the coaxial rotor di-

¹ КІІ ім. Ігоря Сікорського

ameters change has been determined.

The results show that the coaxial rotor slipstreams-to-wing aerodynamic interaction effect is the similar to the effect of conventional single rotor, but less intensive. Comparison of the results showed that a tiltrotor equipped with wingtip-mounted single rotors has approximately 20% greater maximum lift-to-drag characteristic than one equipped with coaxial rotors with the same thrust. However, the use of coaxial rotors allows getting higher maximum speed, when conventional single rotors lose the efficiency significantly. Therefore, it is advisable to conduct further research for the possibility of using coaxial rotors for tiltrotor aircrafts.

The research results are presented in graphical form. The obtained data provides a basis for further studies of the described problem, and also will be useful for new tiltrotor design works.

Ru

При помощи методов вычислительной аэродинамики (панельно-вихревого метода) исследовано обтекание расчетной модели конвертоплана струями винтовых движителей, расположенных на концах крыла и оснащенных одинарными или соосными воздушными винтами. Выполнен сравнительный анализ влияния каждой из указанных конфигураций винтовых движителей на аэродинамические характеристики модели. Определена зависимость максимального аэродинамического качества расчетной модели от геометрических параметров винтовых движителей с соосными воздушными винтами, а также от направления вращения винтов.

Установлено, что использование одинарных воздушных винтов в винтовых движителях, установленных на концах крыла конвертоплана, является более выгодным с точки зрения аэродинамических характеристик. Однако, применение в конструкции конвертоплана соосных воздушных винтов может обеспечить достижение им более высокой максимальной скорости в горизонтальном крейсерском полете. Также, выполнена оценка зависимости аэродинамических характеристик расчетной модели от основных геометрических параметров движителей с соосными воздушными винтами, а также от направления вращения винтов.

Полученные данные могут служить основой для проведения дальнейших исследований освещенной проблемы, а также будут полезны при выборе параметров винтовых движителей, размещенных на концах крыла, при проектировании летательных новых аппаратов.

Вступ

Переважна більшість із усіх спроектованих на сьогоднішній день конвертопланів оснащені гвинтовими рушіями. Одна із ключових проблем конвертопланів із гвинтовими рушіями полягає у тому, що повітряні гвинти, оптимізовані для режимів вертикального зльоту і посадки, а також зависання, повинні мати низьке навантаження на ефективну площу і, відповідно, більший діаметр для забезпечення належних тягових характеристик на цих режимах роботи. У той же час, значний діаметр гвинтів створює проблему у крейсерському горизонтальному польоті, суттєво обмежуючи максимальні польотні швидкості, оскільки при великих швидкостях на кі-

нцях лопатей починають утворюватись зони надзвукового обтікання, і ККД гвинтів стрімко зменшується.

Застосування у силових установках конвертопланів співвісних повітряних гвинтів теоретично дає можливість певною мірою вирішити зазначену проблему. Як показали експериментальні дослідження, при близьких до нуля швидкостях поступального руху гвинтовий рушій співвісної схеми має кращі тягові характеристики у порівнянні із рушієм, що складається із двох окремих аналогічних одинарних гвинтів [1, 2, 3, 4]. За умови тотожності значення сили тяги рушій зі співвісними повітряними гвинтами матиме менший діаметр гвинтів у порівнянні із еквівалентним рушієм із одинарним повітряним гвинтом [3, 5]. Отже, конвертоплан, оснащений рушіями зі співвісними гвинтами замість одинарних, матиме можливість розвивати більшу швидкість у горизонтальному польоті.

Прикладом вдалого практичного застосування рушій зі співвісними повітряними гвинтами, що працював на режимах, характерних для профілю польоту конвертопланів, може служити американський експериментальний винищувач вертикального зльоту і посадки *Convair XFY-1 Pogo*. Літак, що мав максимальну злітну масу $m_0=7370$ кг, було оснащено гвинтовим рушієм зі співвісними трилопатевими повітряними гвинтами діаметром $D=4,88$ м та двигуном зі злітною потужністю $N_{зл}=3800$ кВт. Прототип здійснював вертикальні зліт і посадку, а у горизонтальному польоті досяг максимальної швидкості $V_{max}=763$ км/год [6].

Серед очікуваних проблем впровадження у конструкцію конвертопланів рушійів зі співвісними повітряними гвинтами слід зазначити більшу конструктивно-технологічну складність таких рушійів у порівнянні із одинарними повітряними гвинтами. Також, застосування співвісних гвинтів дещо зменшить аеродинамічну досконалість конвертопланів, у яких гвинтові рушії розташовані на кінцях консолей крила. У конвертопланів із одинарними повітряними гвинтами за рахунок обдування кінцевих частин крила закрученими за гвинтами струменями повітря на крейсерському режимі польоту відбувається зростання підйомної сили при одночасному зменшенні індуктивного опору, що призводить до суттєвого зростання аеродинамічної досконалості [7, 8]. Застосування співвісних повітряних гвинтів зменшить цей ефект, оскільки другий гвинт у такому рушії спрямляє повітряний потік, що закручується першим гвинтом.

Експериментальна оцінка втрат аеродинамічної досконалості від заміни одинарних повітряних гвинтів на співвісні допоможе в подальшому комплексному аналізі доцільності їх впровадження у конструкцію конвертопланів, у яких гвинтові рушії розташовані на кінцях консолей крила.

Постановка задачі

За допомогою методів обчислювальної аеродинаміки, а саме, панельно-вихрового методу [9] визначити вплив гвинтових рушіїв зі співвісними та одинарними повітряними гвинтами, встановленими на кінцях крила, на аеродинамічні характеристики конвертоплана у крейсерському польоті.

Розрахункова модель

Для проведення моделювання створено базову розрахункову модель на підставі наявних у широкому доступі технічних характеристик цивільного конвертоплана *AgustaWestland AW609* [10].

Крило розрахункової моделі, з відносним подовженням $\lambda = 5$, має постійну уздовж розмаху хорду. Звуження та крутка у крила відсутні. Кут стрілоподібності по передній крайці $\chi = -7^\circ$, кут поперечного V крила $\psi = +3^\circ$. Оскільки інформація щодо застосованого на *AW609* профілю крила відсутня у загальному доступі, для крила розрахункової моделі, на підставі аналізу фотографій і схем прототипу, було обрано найбільш схожий профіль *NACA 63(3)-618*. Метою дослідження було отримання оціночних порівняльних характеристик, тому ймовірна певна відмінність у характеристиках профілів крила розрахункової моделі та прототипу не є критичною. Розрахункову модель виконано у двох дослідних конфігураціях (рис. 1).

Базова конфігурація моделі має ідентичні прототипу [10] гвинтові рушії із одинарними трилопатеvimи повітряними гвинтами (рис. 1, *a*). Діаметр гвинтів $D = 2 \cdot R = 7,9$ м. Трапецієподібні у плані лопаті мають закрутку $\varphi_R - \varphi_0 = 40^\circ$. Для режиму крейсерського горизонтального польоту конвертоплана прийнято кут установки лопатей $\varphi_{0,75} = 30^\circ$. Профіль перетинів лопатей *NACA 0015*.

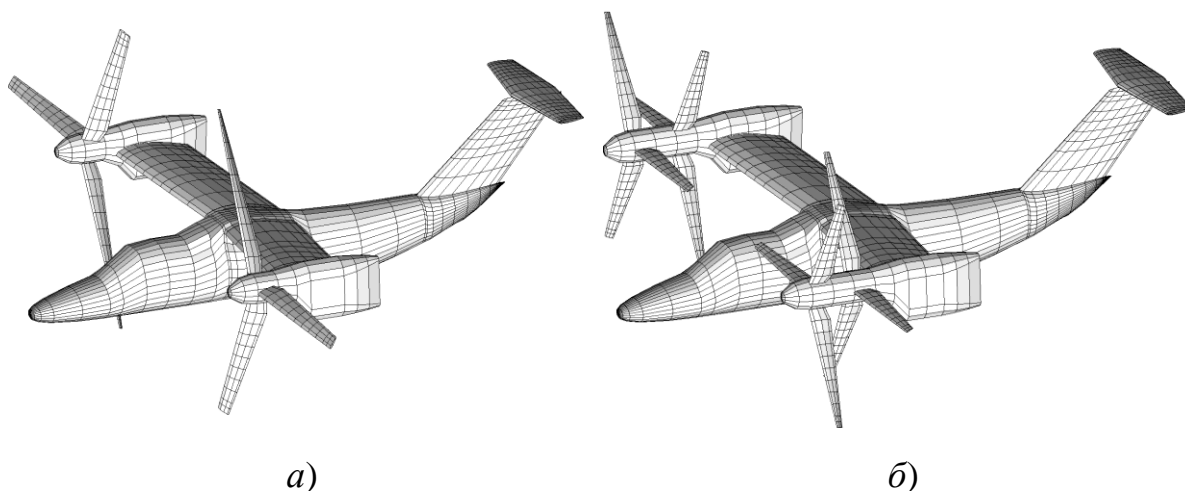


Рис. 1. Зовнішній вигляд розрахункової моделі, оснащеної одинарними (*a*) і співвісними (*б*) повітряними гвинтами

Модифікована конфігурація моделі має гвинтові рушії зі співвісними повітряними гвинтами (рис. 1, б). Обидва гвинти кожного із рушіїв мають однакові діаметри та однакову кількість лопатей ($n = 3$), оскільки саме така конфігурація співвісних гвинтів забезпечує їх найбільший ККД [1, 2, 3]. Лопаті гвинтів мають такі ж геометричні характеристики (за винятком радіуса), що й одинарні гвинти базової розрахункової моделі.

Результати дослідження

Розрахунковими умовами для моделювання обрано режим крейсерського горизонтального польоту конвертоплана AW609 зі швидкістю $M = 0,4$ ($Re = 17,25 \cdot 10^6$) у разі постійного значення сумарної потужності силової установки $N = 2 \times 1300 = 2600$ кВт, відповідно до заявлених характеристик прототипу [10].

На першому етапі експерименту було визначено аеродинамічні характеристики дослідної моделі у базовій конфігурації із одинарними повітряними гвинтами. Також, для подальшого порівняння, було визначено аеродинамічні характеристики «чистого» планеру моделі (із мотогондолами, але без гвинтових рушіїв). Результати представлені у вигляді залежностей аеродинамічної досконалості K від коефіцієнту підйомної сили C_y на рис. 5 (графік 1 та графік 2).

Наступним етапом було аеродинамічне дослідження та отримання характеристик модифікованої конфігурації розрахункової моделі зі співвісними повітряними гвинтами. Діаметр співвісних гвинтів був наближено визначений із урахуванням умови рівності тяги із базовим одинарним повітряним гвинтом на режимі вертолітного ротора за оптимальних ККД із залежності [5]:

$$D_{\text{од}}/D_{\text{св}} = \eta_{\text{од}}/\eta_{\text{св}} \approx 1,26,$$

де $D_{\text{од}}$ – діаметр одинарного повітряного гвинта, $D_{\text{св}}$ – діаметр співвісних гвинтів, які мають таку ж тягу, $\eta_{\text{од}}$, $\eta_{\text{св}}$ – ККД одинарного і співвісних гвинтів відповідно.

$$D_{\text{св}} = D_{\text{од}}/1,26 = 6,2 \text{ м.}$$

Для розрахункової моделі зі співвісними повітряними гвинтами аеродинамічні характеристики було визначено для двох комбінацій напрямків обертання кожного з гвинтів (рис. 2).

Не зважаючи на те, що другий гвинт у комбінації співвісних гвинтів суттєво спрямляє струмінь, у порівнянні зі струменем за одинарним гвинтом, все ж спостерігається певна закрученість потоку (рис. 3 та рис. 4). Напрямок закручування струменя співпадає із напрямком обертання другого гвинта співвісної комбінації.

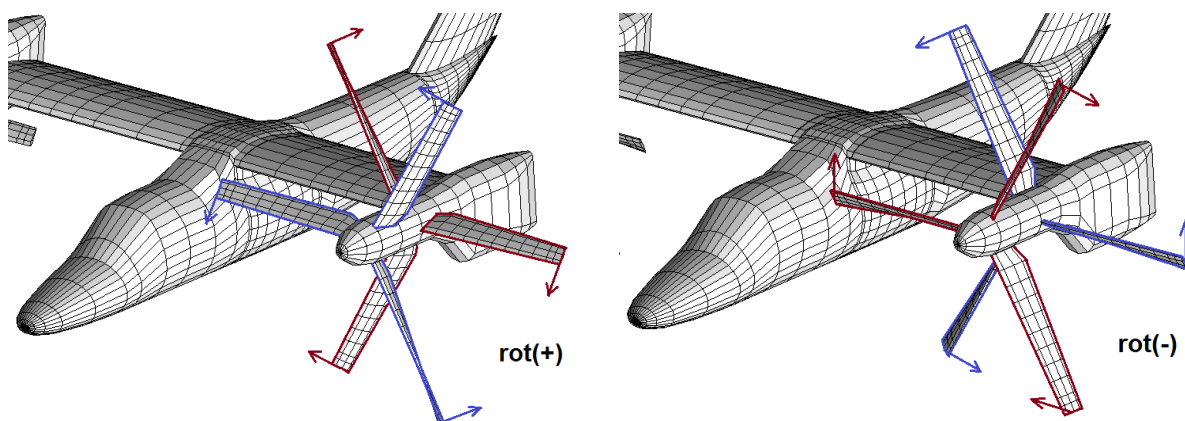


Рис. 2. Позначення співвісного гвинтового рушія у залежності від напрямків обертання його повітряних гвинтів

Результати моделювання показують, що вплив на аеродинамічні характеристики розрахункової моделі струменів за співвісними повітряними гвинтами аналогічний за характером впливу струменів від одинарних повітряних гвинтів, але менший за інтенсивністю (рис. 4):

$$K_{\text{св}}^{\text{max}}/K_{\text{од}}^{\text{max}} \approx 0,79.$$

Також було визначено залежність зміни максимальної аеродинамічної досконалості розрахункової моделі від зміни діаметру співвісних повітряних гвинтів в діапазоні $D_{\text{св}} = 4,5 \dots 7,9$ м без прив'язки до тягових характеристик базових рушіїв із одинарними гвинтами. Результати моделювання представлені у вигляді графіку на рис. 6.

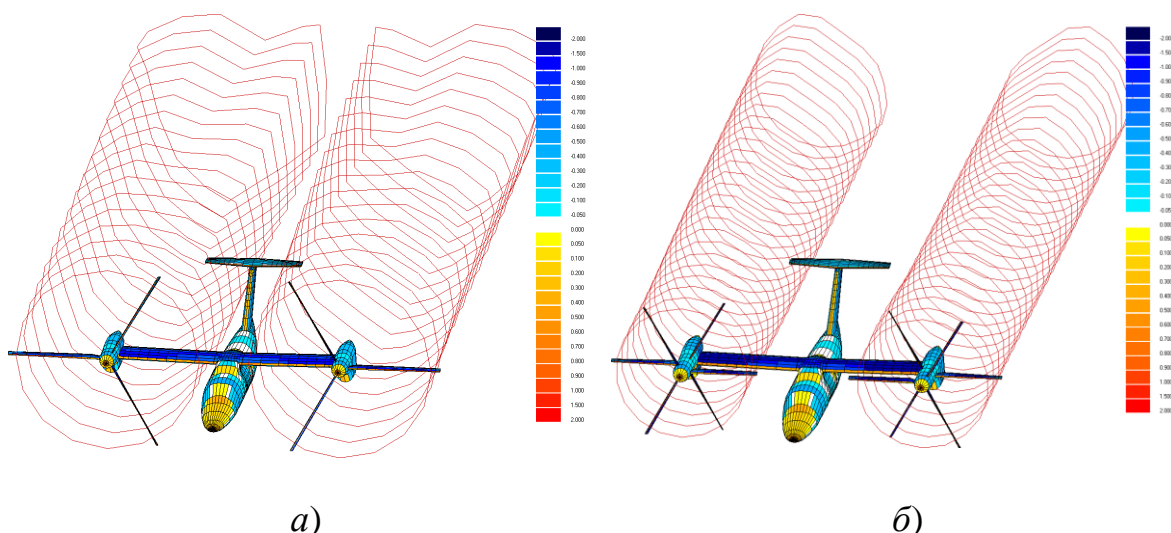


Рис. 3. Розподіл тиску по поверхні двох конфігурацій розрахункової моделі, а також візуалізація зовнішніх контурів струменів гвинтових рушіїв для крейсерського ($\alpha=3^\circ$; $M=0,4$) режиму польоту: (а) - одинарні повітряні гвинти ($n_{\text{проп}} = 1$; $D=7,9$ м); (б) - співвісні повітряні гвинти ($n_{\text{проп}} = 2$; $D=6,2$ м; $\text{rot}(+)$).

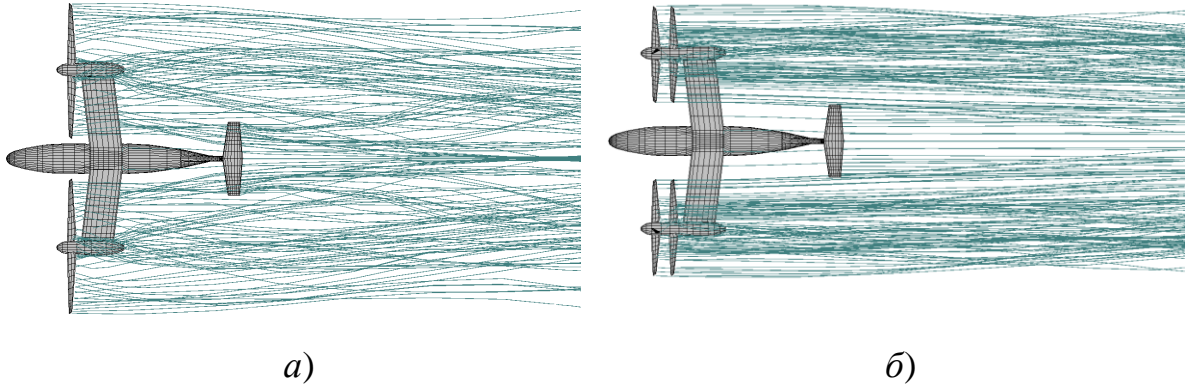


Рис. 4. Візуалізація ліній току струменів гвинтових рушіїв для крейсерського ($\alpha=3^\circ$; $M=0,4$) режиму польоту: а) - одинарні повітряні гвинти ($n_{\text{prop}}=1$; $D=7,9$ м); б) - співвісні повітряні гвинти ($n_{\text{prop}}=2$; $D=6,2$ м; rot(+))

Проведене дослідження носить лише попередній оцінний характер і розглянута проблема залишається відкритою для подальших більш детальних досліджень. Проведення подальших досліджень є доцільним, оскільки співвісні повітряні гвинти, не зважаючи на пов'язані із їх застосуванням недоліки, дають можливість суттєво збільшити максимальну швидкість горизонтального польоту конвертопланів.

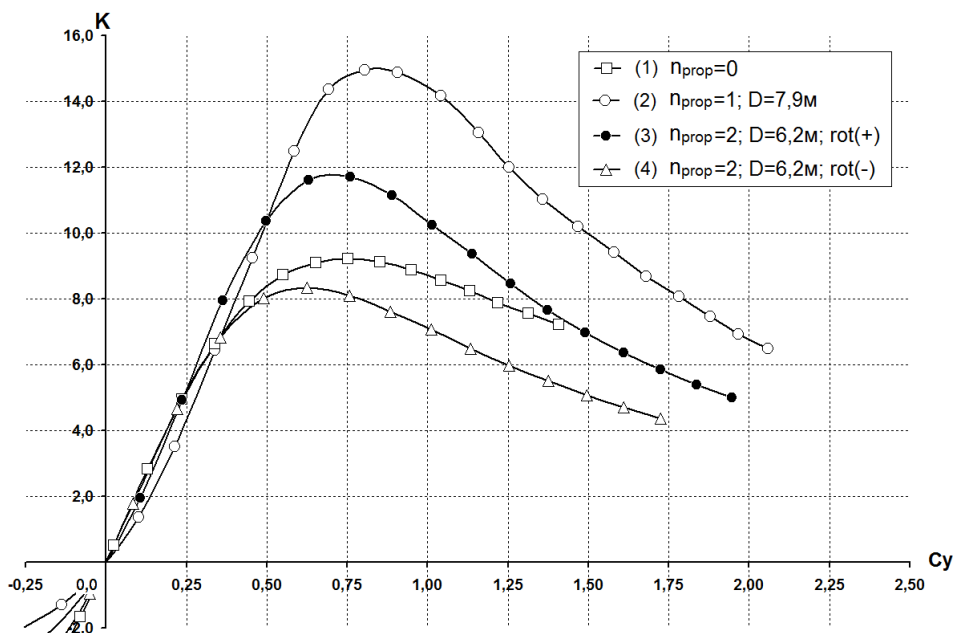


Рис. 5. Залежність аеродинамічної досконалості K розрахункової моделі від коефіцієнта підйомної сили C_y за крейсерського ($\alpha=3^\circ$; $M=0,4$) режиму польоту для різних конфігурацій розрахункової моделі: (1) – модель без гвинтових рушіїв та обдування крила їх струменями; (2) – одинарні повітряні гвинти ($D=7,9$ м); (3) - співвісні повітряні гвинти rot(+)
($D=6,2$ м); (4) – співвісні повітряні гвинти rot(-) ($D=6,2$ м)

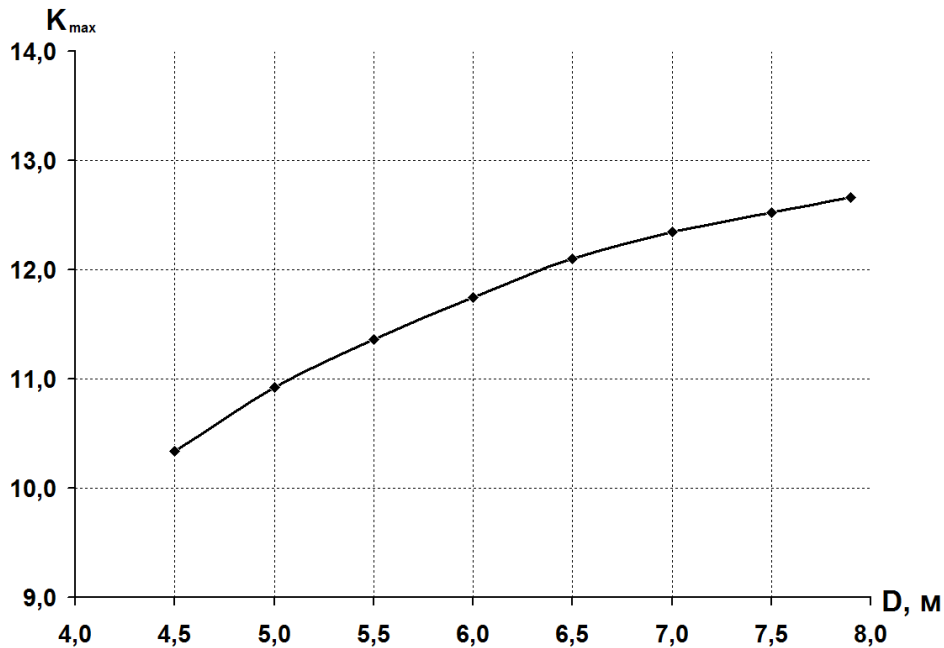


Рис. 6. Залежність максимальної аеродинамічної досконалості K_{\max} розрахункової моделі від діаметру D гвинтового рушія зі співвісними повітряними гвинтами

Висновки

1. Порівняльний аналіз отриманих результатів показує однаковий за характером, але різний за інтенсивністю вплив струменів за одинарними та співвісними повітряними гвинтами, встановленими на кінцях крила дослідної моделі конвертоплана на її аеродинамічну досконалість.
2. Визначено, що за умов однакової тяги гвинтових рушіїв, встановлених на кінцях крила конвертоплана, використання одинарних повітряних гвинтів дозволяє отримати більшу на 20% максимальну аеродинамічну досконалість у горизонтальному крейсерському польоті, ніж при використанні співвісних повітряних гвинтів.

Список використаної літератури

1. *Strack, W., Knip, G., Weisbrich, A. L., Godston, J., and Bradley, E.* (1982) "Technology and Benefits of Aircraft Counter-Rotation Propellers", NASA Technical Memorandum 82983, October 1982.
2. *Coleman, Colin P.* (1997), "A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research", NASA Technical Paper 3675, March 1997.
3. *Петросян Э. А.* (2004), Аэродинамика соосного вертолета. Полигон-пресс, Москва, 820 с.

4. *Юрьев Б. Н.* (1961), Воздушные винты. Вертолеты. Избранные труды, том 1. Издательство Академии наук СССР, Москва, 546 с.
5. *Bourtsev, B. N.; Selemenev, S. V.; and Vagis, V.P.* (1999), "Coaxial Helicopter Rotor Design and Aeromechanics", Twenty-Fifth European Rotorcraft Forum, Rome, Italy, September 1999.
6. *Winchester, Jim.* (2007), "Convair XFY1 'Pogo'." Concept Aircraft: Prototypes, X-Planes and Experimental Aircraft. Kent, UK: Grange Books.
7. *Поваров С. А., Зінченко Д. М.* (2019), "Вплив гвинтових рушіїв, встановлених на кінцях крила, на його аеродинамічні характеристики", Інформаційні системи, механіка та керування, №21(2019).
8. *Veldhuis L. L. M.* (2004), Review Of Propeller-Wing Aerodynamic Interference. ICAS proceedings, ICAS-2004: 24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 29 August - 3 September 2004, Yokohama, Japan.
9. *Глушков Н. Н., Инешин Ю. Л., Свириденко Ю. Н.* (1989), "Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов", Ученые записки ЦАГИ, т. XX, N1, 18 с.
10. *Venanzi, Pietro; Wells, Dan* (2013), "AW609 TiltRotor Flight Test Program Overview", 2013 Flight Test Symposium, November 2013, Fort Worth, Texas.

Spysok vykorystanoi literatury

1. *Strack, W., Knip, G., Weisbrich, A. L., Godston, J., and Bradley, E.* (1982) "Technology and Benefits of Aircraft Counter-Rotation Propellers", NASA Technical Memorandum 82983, October 1982.
2. *Coleman, Colin P.* (1997), "A Survey of Theoretical and Experimental Co-axial Rotor Aerodynamic Research", NASA Technical Paper 3675, March 1997.
3. *Petrosyan E. A.* (2004), Aerodinamika soosnogo vertoleta. Poligonpress, Moskva, 820 s.
4. *Yurev B. N.* (1961), Vozdushnyie vintyi. Vertoletyi. Izbrannyie trudyi, tom 1. Izdatelstvo Akademii nauk SSSR, Moskva, 546 s.
5. *Bourtsev, B. N., Selemenev, S. V., and Vagis, V. P.* (1999), "Coaxial Helicopter Rotor Design and Aeromechanics", Twenty-Fifth European Rotorcraft Forum, Rome, Italy, September 1999.
6. *Winchester, Jim.* (2007), "Convair XFY1 'Pogo'." Concept Aircraft: Prototypes, X-Planes and Experimental Aircraft. Kent, UK: Grange Books.
7. *Povarov S. A., Zinchenko D. M.* (2019), "Vplyv hvyntovykh rushiiv, vstanovlenykh na kintsiakh kryla, na yoho aerodynamichni kharakterystyky", Informatsiini systemy, mekhanika ta keruvannia, №21(2019).

8. *Veldhuis L. L. M.* (2004), Review Of Propeller-Wing Aerodynamic Interference. ICAS proceedings, ICAS-2004: 24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 29 August - 3 September 2004, Yokohama, Japan.
9. *Glushkov N. N., Ineshin Yu. L., Sviridenko Yu. N.* (1989), "Prime-nenie metoda simmetrichnyih osobennostey dlya rascheta obtekaniya dozvukovyih letatelnyih apparatov", Uchenyie zapiski TsAGI, t.HH, N1, 18 s.
10. *Venanzi, Pietro; Wells, Dan* (2013), "AW609 TiltRotor Flight Test Program Overview", 2013 Flight Test Symposium, November 2013, Fort Worth, Texas.