

С. А. Поваров¹, асистент

ВИЗНАЧЕННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНВЕРТОПЛАНА З РОЗМІЩЕНИМИ НА КІНЦЯХ КРИЛА СПІВВІСНИМИ ГВИНТОВИМИ РУШІЯМИ

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 diameters 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

¹ КПП ім. Ігоря Сікорського

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 у разі великих швидкостей на кінцях 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 [2, 5], за близьких до нуля швидкостях поступального руху гвинтовий рушій співвісної схеми має кращі тягові характеристики у порівнянні з рушієм, що складається з двох окремих аналогічних одинарних гвинтів [3, 5, 6]. За умови тотожності значення сили тяги рушій зі співвісними повітряними гвинтами матиме менший діаметр гвинтів у порівнянні з еквівалентним рушієм із одинарним повітряним гвинтом [3, 7]. Отже, конвертоплан, оснащений рушіями зі співвісними гвинтами замість одинарних, матиме можливість розвивати більшу швидкість в горизонтальному польоті.

Прикладом вдалого практичного застосування рушія 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* (рис. 1). Літак, що мав максимальну злітну масу $m_0=7370$ кг, було оснащено гвинтовим рушієм зі співвісними трилопатевими повітряними гвинтами діаметром $D=4,88$ м і 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 [10].

Серед очікуваних проблем впровадження у конструкцію конвертопланів рушіїв зі співвісними повітряними гвинтами слід зазначити більшу конструктивно-технологічну складність таких рушіїв 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 з одинарними повітряними гвинтами за рахунок обдування кінцевих частин крила закрученим за гвинтами струменями повітря на крейсерському режимі польоту відбувається зростання підйомної сили при одночасному зменшенні індуктивного опору, що призводить до суттєвого зростання аеродинамічної досконалості [4, 9]. 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 в конструкцію конвертопланів у яких гвинтові рушії розташовані на кінцях консолей крила.



Рис. 1. Експериментальний винищувач вертикального зльоту і посадки *Convair XFY-1 Pogo*

Постановка задачі

За допомогою методів обчислювальної аеродинаміки, а саме панельно-вихрового методу [1] 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 в широкому доступі технічних характеристик цивільного конвертоплана *AgustaWestland AW609* (рис. 2).

Крило розрахункової моделі, з відносним подовженням $\lambda = 5$, має постійну уздовж розмаху хорду. Звуження і 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 і прототипу не є критичною.



Рис. 2. Конвертоплан *AgustaWestland AW609*

Розрахункову модель виконано у двох дослідних конфігураціях (рис.3).

Базова конфігурація моделі має ідентичні прототипу [8] гвинтові рушії з одинарними трилопатеєвими повітряними гвинтами (рис. 3, *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*.

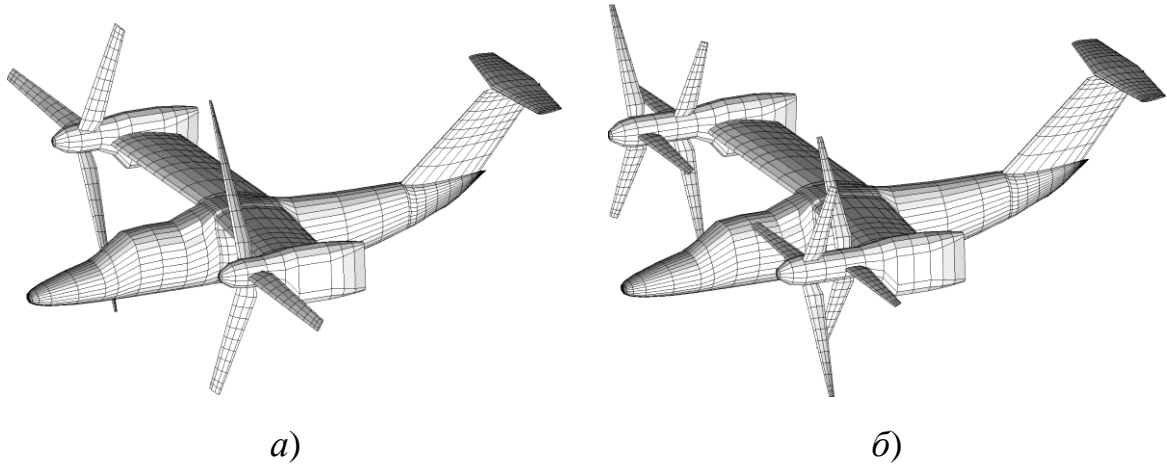


Рис. 3. Зовнішній вигляд розрахункової моделі, оснащеної одинарними (а) і співвісними (б) повітряними гвинтами

Модифікована конфігурація моделі має гвинтові рушії зі співвісними повітряними гвинтами (рис. 3, б). Обидва гвинти кожного з рушіїв мають однакові діаметри і однакову кількість лопатей ($n = 3$), оскільки саме така конфігурація співвісних гвинтів забезпечує їх найбільший ККД [2, 5]. Лопаті гвинтів мають такі ж геометричні характеристики (за винятком радіуса), що і одинарні гвинти базової розрахункової моделі.

Результати дослідження

Розрахунковими умовами для моделювання обрано режим крейсерського горизонтального польоту конвертоплана AW609 зі швидкістю $M = 0,4$ ($Re = 17,25 \cdot 10^6$) при постійному значенні сумарної потужності силової установки $N = 2 \times 1300 = 2600$ кВт, відповідно до заявлених характеристик прототипу [8].

На першому етапі експерименту було визначено аеродинамічні характеристики дослідної моделі в базовій конфігурації з одинарними повітряними гвинтами. Також, для подальшого порівняння, було визначено аеродинамічні характеристики «чистого» планеру моделі (із мотогондоломи, але без гвинтових рушіїв). Результати представлені у вигляді залежностей аеродинамічної досконалості K від коефіцієнту підйомної сили C_y на рис. 7 (графіки (1) та (2)).

Наступним етапом було аеродинамічне дослідження і отримання характеристик модифікованої конфігурації розрахункової моделі зі співвісними повітряними гвинтами. Діаметр співвісних гвинтів був наближено визначений з урахуванням умови рівності тяги з базовим одинарним повітряним гвинтом на режимі вертолітного ротора при оптимальних ККД із залежності [7]:

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

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

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

Для розрахункової моделі зі співвісними повітряними гвинтами аеродинамічні характеристики було визначено для двох комбінацій напрямків обертання кожного з гвинтів (рис. 4, рис. 5).

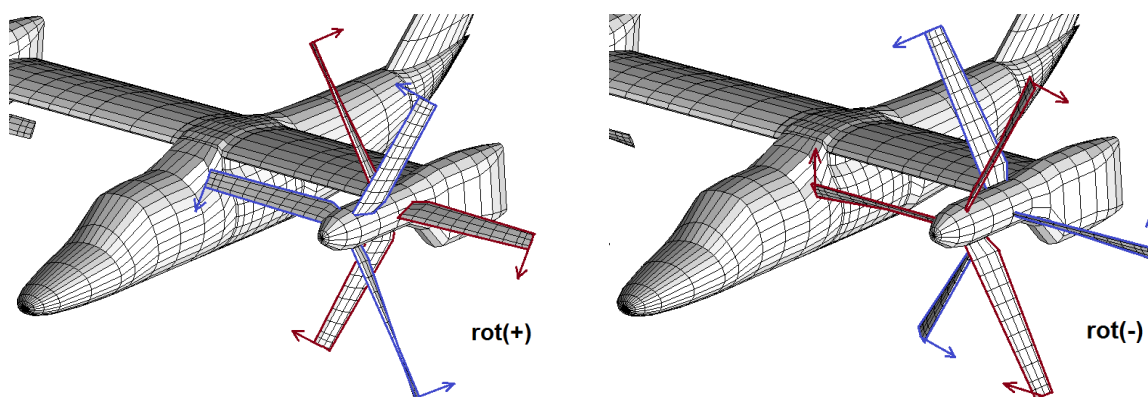


Рис. 4. Позначення співвісного гвинтового рушія у залежності від напрямків обертання його повітряних гвинтів

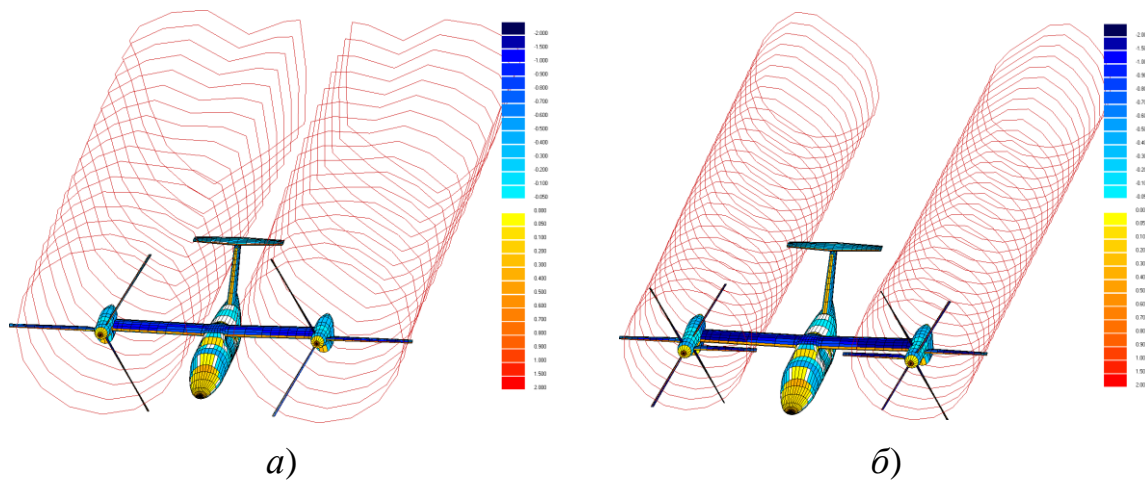


Рис. 5. Розподіл тисків по поверхні двох конфігурацій розрахункової моделі, а також візуалізація зовнішніх контурів струменів гвинтових рушіїв для крейсерського ($\alpha=3^\circ$; $M=0,4$) режиму польоту: (а) – одинарні повітряні гвинти ($n_{prop}=1$; $D=7,9$ м); (б) – співвісні повітряні гвинти ($n_{prop}=2$; $D=6,2$ м; $rot(+)$)

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. 6). Напрямок закручування струменя співпадає із напрямком обертання другого гвинта співвісної комбінації.

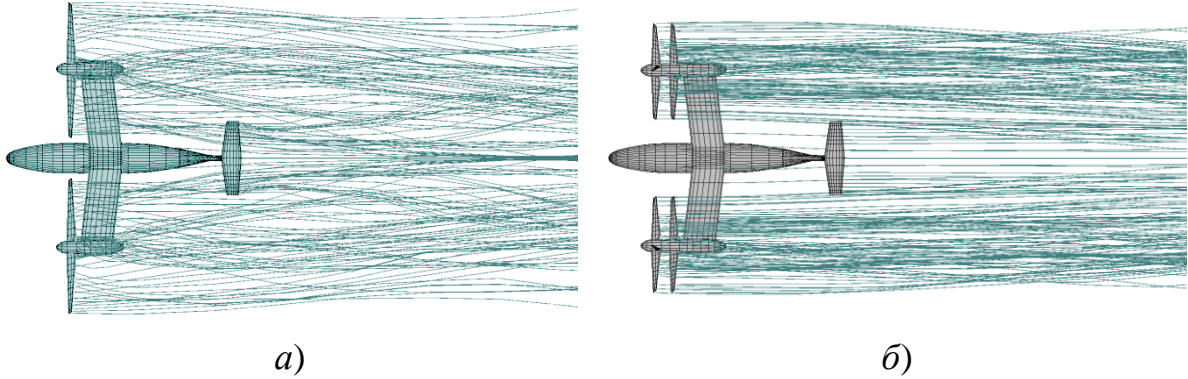


Рис. 6. Візуалізація ліній току струменів гвинтових рушіїв для крейсерського ($\alpha=3^\circ$; $M=0,4$) режиму польоту: (а) - одинарні повітряні гвинти ($n_{\text{проп}}=1$; $D=7,9$ м); (б) - співвісні повітряні гвинти ($n_{\text{проп}}=2$; $D=6,2$ м; $\text{rot}(+)$)

Результати моделювання показують, що вплив на аеродинамічні характеристики розрахункової моделі струменів за співвісними повітряними гвинтами аналогічний за характером впливу струменів від одинарних повітряних гвинтів [4], але менший за інтенсивністю (рис. 7):

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

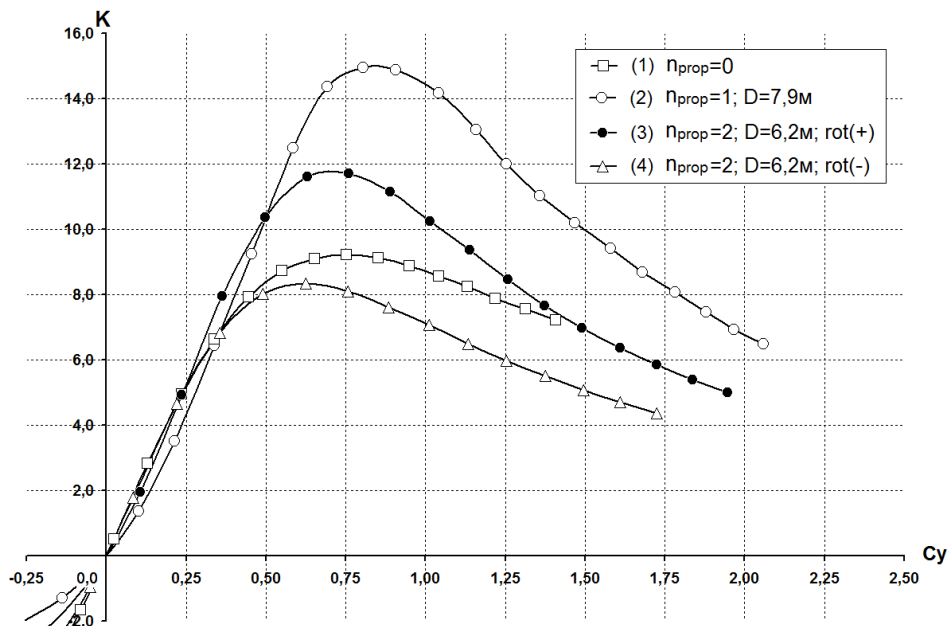


Рис. 7. Залежність аеродинамічної досконалості K розрахункової моделі від коефіцієнта підйомної сили C_y під час крейсерського ($\alpha=3^\circ$; $M=0,4$) режиму польоту для різних конфігурацій розрахункової моделі: (1) – модель без гвинтових рушіїв та обдування крила їх струменями; (2) – одинарні повітряні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

Також було визначено залежність зміни максимальної аеродинамічної досконалості розрахункової моделі від зміни діаметру співвісних повітряних гвинтів в діапазоні $D_{\text{св}} = 4,5..7,9$ м без прив'язки до тягових характеристик базових рушіїв з одинарними гвинтами. Результати моделювання представлені у вигляді графіку на рис. 8.

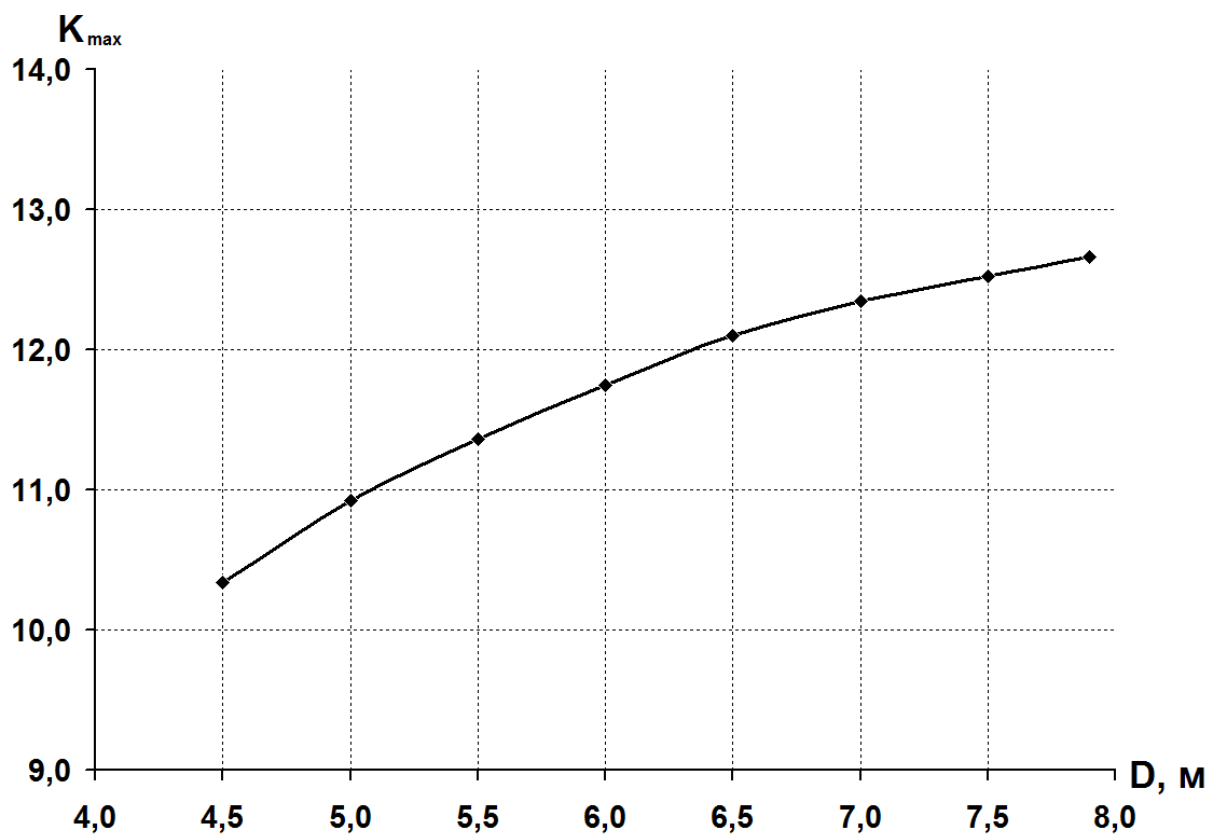


Рис. 8. Залежність максимальної аеродинамічної досконалості K_{max} розрахункової моделі від діаметру D гвинтового рушія зі співвісними повітряними гвинтами

Висновки

Порівняння результатів, отриманих за допомогою чисельного моделювання із використанням панельно-вихоревого методу, за результатами натурних експериментів проведених у аеродинамічній трубі і викладених у роботі Л. Велдхюіса [2], демонструє однаковий за характером вплив геометричних параметрів взаємного розташування гвинтового рушія і крила на основні аеродинамічні характеристики дослідної моделі.

Крім того, отримано результати для більшої кількості комбінацій взаємного розташування гвинтового рушія і крила літака, ніж представлено у дослідженнях, проведених Л. Велдхюісом. Наприклад, було визначено характер залежності оптимального, з точки зору аеродинаміки, розташування гвинтового рушія по висоті відносно хорди для різних позицій вздовж розмаху консолі крила.

Список використаної літератури

1. 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, N 1, 18 с.
2. Майкапар Г. И., Соосные воздушные винты. Технические отчеты № 25 с.п. Издательство бюро новой техники НКАП, 1944, 18 с.
3. Петросян Э. А., Аэродинамика соосного вертолета. Полигон-пресс, Москва, 2004, 820 с.
4. Поваров С. А., Зінченко Д. М., "Вплив гвинтових рушіїв, встановлених на кінцях крила, на його аеродинамічні характеристики", Інформаційні системи, механіка та керування, № 21, 2019, с. 59-69, DOI: <https://doi.org/10.20535/2219-3804212019182488>.
5. Труды ЦАГИ. Выпуск 559. Соосные воздушные винты (теория и эксперимент в аэродинамической трубе). Издательство бюро новой техники НКАП, 1944, 66 с.
6. Юрьев Б. Н., Воздушные винты. Вертолеты. Избранные труды, том 1. Издательство Академии наук СССР, Москва, 1961, 546 с.
7. Bourtsev, B. N.; Selemenev, S. V.; and Vagis, V. P., "Coaxial Helicopter Rotor Design and Aeromechanics", Twenty-Fifth European Rotorcraft Forum, Rome, Italy, September 1999.
8. Pietro Venanzi, Dan Wells., AW609 TiltRotor Flight Test Program Overview. AgustaWestland Proprietary Information.
9. 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.
10. Winchester, Jim. "Convair XFY1 'Pogo'." Concept Aircraft: Prototypes, X-Planes and Experimental Aircraft. Kent, UK: Grange Books, 2007.