

УДК 533.69.048.3

DOI: <http://doi.org/10.20535/2219-3804212019182488>С. А. Поваров<sup>1</sup>, асистент, Д. М. Зінченко<sup>2</sup>, доцент, к.т.н.

## ВПЛИВ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГВИНТОВИХ РУШІЙ, ЩО ВСТАНОВЛЕНІ НА КІНЦЯХ КРИЛА

**En**

The study presents an aerodynamic analysis of the propeller–wing interaction effects for the wingtip-mounted propeller configuration. The influence of the initial parameters of the propellers, such as the radius, the pitch angle as well as the direction of rotation on the models aerodynamic characteristics, in particular, on the wing span-efficiency factor and the induced drag was determined. In this research a computational simulation of the wingtip flow field was implemented using two different computational models with two different Reynolds numbers.

Flow field simulations over computational models with different combinations of initial parameters were performed by means of the computational aerodynamic methods (the panel-vortex method of symmetric peculiarities). The simulation showed a significant positive effect on the aerodynamic characteristics of the computational models due to wingtip-vortex attenuation and swirl recovery by the propeller slipstreams. Analysis of the wing performance pointed out that the aerodynamic benefit of the wingtip-mounted propeller was due to an increase of the effective span-efficiency parameter of the wing.

The induced drag coefficients and wing span-efficiency factors of the computational models for different combinations of given initial parameters, such as propellers radius and pitch angles, as well as the direction of rotation are obtained. The dependences between the given initial parameters and the studied aerodynamic characteristics of the computational models are determined. It is established that the character of these dependencies is identical for both computational models with two different Reynolds numbers. The analysis of the obtained dependencies indicates that when the propellers pitch angle  $\varphi$  changes, the highest efficiency zone is observed, that is characterized by the maximum value of the derivative  $d\eta_{\text{ef}}/d\varphi$ . The range of expedient change of the propellers pitch angle is determined, as a consequence.

The most of the results are presented by diagrams for both computational models. The results obtained are of practical significance and will be useful for the aircraft design, performed according to the studied aerodynamic scheme.

**Ru**

С помощью методов вычислительной аэродинамики (панельно-вихревой метод симметричных особенностей) исследовано влияние струй от винтовых двигателей, установленных на концах крыла, на его аэродинамические характеристики. В ходе исследований с помощью созданных расчетных моделей определено влияние исходных параметров винтовых двигателей, таких как: радиус воздушных винтов, угол установки лопастей воздушных винтов, а также направление вращения винтов на аэродинамические характеристики исследуемых моделей, в частности на эффективное удлинение крыла и ин-

<sup>1</sup> КПП ім. Ігоря Сікорського<sup>2</sup> КПП ім. Ігоря Сікорського

дуктивное сопротивление. Исследования проводились для двух расчетных моделей, имеющих разные значения числа Рейнольдса.

Получены графические зависимости, демонстрирующие характер влияния исходных параметров на эффективное удлинение крыла модели и ее индуктивное сопротивление. Установлено отсутствие влияния числа Рейнольдса на характер зависимости аэродинамических характеристик моделей от исходных параметров. С помощью полученных зависимостей определены диапазоны оптимальных значений исходных параметров для практического применения в конструкциях, проектируемых по рассмотренной аэродинамической компоновке.

## Вступ

Гвинтовий рушій є найбільш ефективним типом рушія, що може бути застосованим на літальному апараті (ЛА), призначеному для польотів на малих та середніх дозвукових швидкостях.

Однією з проблем повітряного гвинта, як ефективного рушія, є вихор, який поглинає досить значну частину енергії, що передається від двигуна повітряному потоку. Іншим важливим фактором, що заслуговує уваги, є вплив на аеродинамічні характеристики ЛА взаємодії струменя від повітряного гвинта із елементами конструкції такими як крило, фюзеляж, оперення тощо. Дослідження, проведені Л. Велдхюісом [1], Г. Ферраро, Т. Кіпоуросом та іншими [2] показали, що за певних умов взаємодія струменя від повітряного гвинта із крилом може не лише не погіршувати аеродинамічні характеристики ЛА, але навіть певною мірою покращувати їх. Причому, у разі оптимізації параметрів схеми «гвинтовий рушій-крило» можна досягти досить суттєвого покращення аеродинамічної досконалості ЛА за рахунок зниження індуктивного опору. Найбільш ефективним із точки зору зниження індуктивного опору крила є розташування гвинтових рушіїв на самих його кінцях, що було підтверджено практичними дослідженнями Ч. Циммермана [3, 4], а також лабораторними експериментами М. Шнайдера [5], М. Дімчева [6], Т.Сінніджа та Н. Ванарнхема [7].

Слід також зазначити, що хоча ефект впливу струменя від працюючих гвинтових рушіїв, встановлених на кінцях крила, на його аеродинамічні характеристики є відносно давно відомим, проте, на сьогоднішній день він є одним із найменш досліджених. Всі існуючі у відкритому широкому загальному доступі результати досліджень носять досить несистематизований характер. За оцінкою більшості дослідників, подальше розкриття потенціалу зазначеної аеродинамічної схеми має привести до значного підвищення аеродинамічної досконалості. Проте, на даний час не представлено до загального доступу жодних методик та рекомендацій по оптимізації параметрів такої схеми, тому даний напрямок є досить перспективним для подальших досліджень.

### Постановка задачі

За допомогою чисельних методів аеродинамічного моделювання, а саме, панельно-вихрового методу симетричного обтікання [8], дослідити вплив на аеродинамічні характеристики крила обдування струменями від працюючих повітряних гвинтів, встановлених на його кінцях, зокрема на індуктивний опір  $C_{x_i}$ . Вихідними параметрами для дослідження є геометричні характеристики повітряних гвинтів, такі як кут встановлення лопаті  $\varphi$  та радіус  $R$ .

### Розрахункові моделі

Для проведення досліджень було створено дві розрахункові моделі –  $M1$  і  $M2$  (рис. 1 та рис. 2). Перша модель виконана на основі геометрії кон-вертоплана *AugustaWestland AW609*, друга – розрахункова модель, виконана на основі геометрії дослідної літаючої моделі.

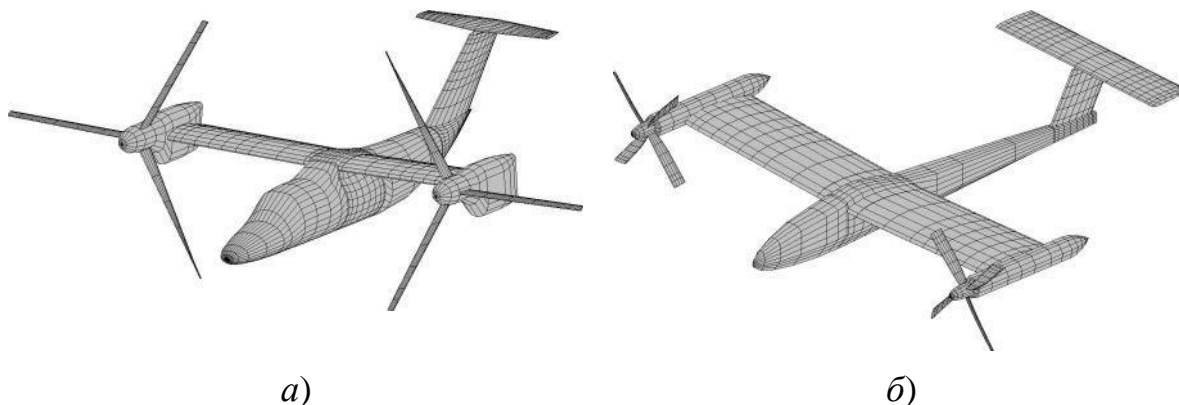


Рис. 1. Зовнішній вигляд розрахункових моделей  $M1$  (а) і  $M2$  (б)

У ході дослідження змінювались у межах певного діапазону геометричні параметри гвинтових рушіїв, встановлених на кінцях крила розрахункових моделей, такі як радіус повітряного гвинта ( $R$ ) та кут встановлення лопаті відносно потоку ( $\varphi$ ). Моделювання обдування крила від повітряних гвинтів здійснювалось у разі постійного значення тяги гвинтових рушіїв, яке для кожної із розрахункових моделей відповідало значенню тяги реального рушія на режимі крейсерського польоту.

### Результати дослідження

Для розрахункових моделей  $M1$  і  $M2$  було проведено дослідження зміни аеродинамічних характеристик під час моделювання обдування крила струменями від гвинтових рушіїв за сталого кута встановлення лопатей відносно потоку  $\varphi=10^\circ$  і різних значеннях радіусу повітряних гвинтів, а також за сталого значення радіусу повітряних гвинтів ( $R = 1,6$  м для моделі

$M1$  і  $R = 0,15$  м – для  $M2$ ) і різних значеннях кута встановлення лопатей відносно потоку  $\varphi$ .

Вплив обдування досліджувався як при обертанні повітряних гвинтів у бік, протилежний до напрямку закручування кінцевих вихорів крила ( $\omega_{prop} \uparrow \downarrow \omega_{vort}$ ), так і в бік, що співпадає з напрямком їх закручування ( $\omega_{prop} \uparrow \uparrow \omega_{vort}$ ).

На основі отриманих даних було побудовано групи поляр  $C_Y^2(C_X)$ .

Поляри для розрахункової моделі  $M1$  зображені на рис. 2 – рис. 4, а для розрахункової моделі  $M2$  – на рис. 7 – рис. 8.

Оскільки значення повного аеродинамічного опору визначається як:

$$C_{Xa} = C_{X0} + C_{Xi}, \quad (1)$$

то для кожної із поляр за певного значення  $C_Y^2$  (наприклад,  $C_Y^2 = 1$ ) значення  $C_{X0}$  визначається відрізком осі  $C_X$  від початку координат до точки перетину із нею умовного продовження лінійної ділянки поляри, а значення  $C_{Xi}$  – відрізком осі  $C_X$  від точки перетину до точки значення при заданому  $C_{Y_a}^2$ .

Отже, із побудованих графіків (рис. 2 – рис. 4, рис. 7 – рис. 8) було визначено значення коефіцієнтів індуктивного опору  $C_{Xi}$  для кожної із поляр.

Оскільки

$$C_{Xi} = \frac{C_{Ya}^2}{\pi \cdot \lambda_{ef}}, \quad (2)$$

то за прийнятого значення  $C_{Y_a}^2 = 1$  було визначено для кожної із поляр ефективне подовження крила розрахункових моделей  $M1$  і  $M2$ :

$$\lambda_{ef} = \frac{1}{\pi \cdot C_{Xi}}. \quad (3)$$

Для наглядної оцінки характеру зміни коефіцієнта індуктивного опору  $C_{Xi}$  і ефективного подовження крила  $\lambda_{ef}$  розрахункової моделі залежно від вихідних параметрів ( $R$  та  $\varphi$ ) було побудовано графіки залежностей  $C_{Xi}(R)$  і  $C_{Xi}(\varphi)$  (рис. 5 та рис. 9),  $\lambda_{ef}(R)$  та  $\lambda_{ef}(\varphi)$  (рис. 6 та рис. 10).

Обертання повітряних гвинтів здійснювалось у бік, протилежний напрямку закручування відповідних кінцевих вихорів крила ( $\omega_{prop} \uparrow \downarrow \omega_{vort}$ ).

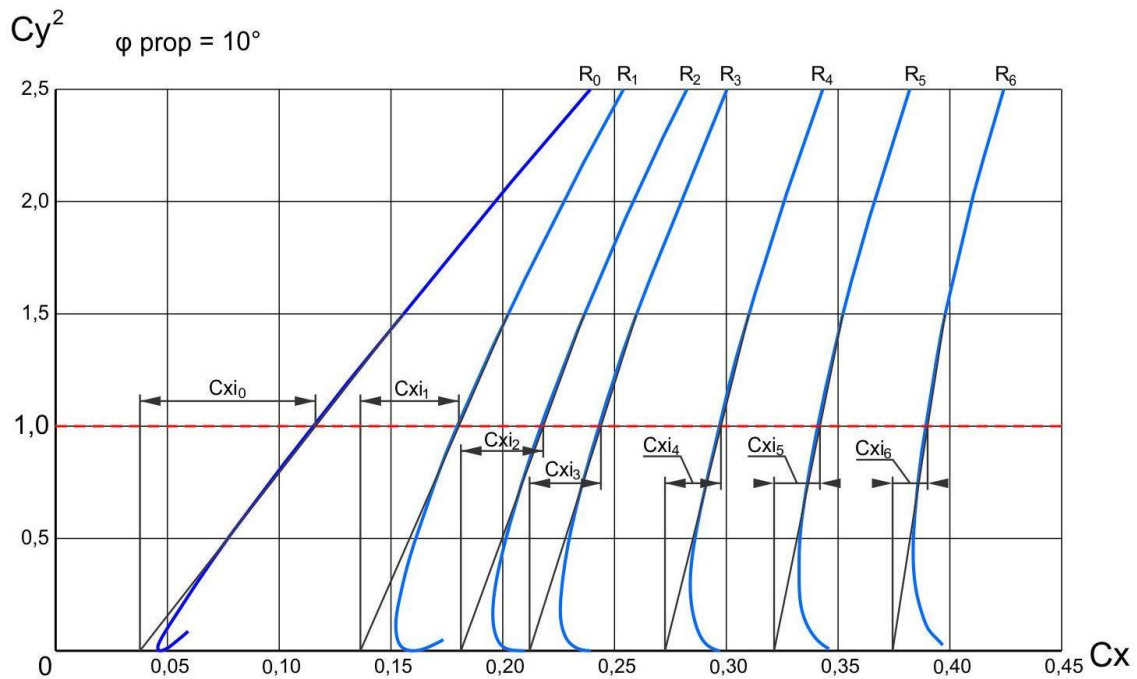


Рис. 2. Графіки залежності  $C_y^2(C_x)$  для розрахункової моделі M1 за значеннях  $\varphi = 10^\circ$  і  $R_{1..6} = 1,0 \dots 3,6$  м ( $R_0$  – обдування крила струменем відсутнє)

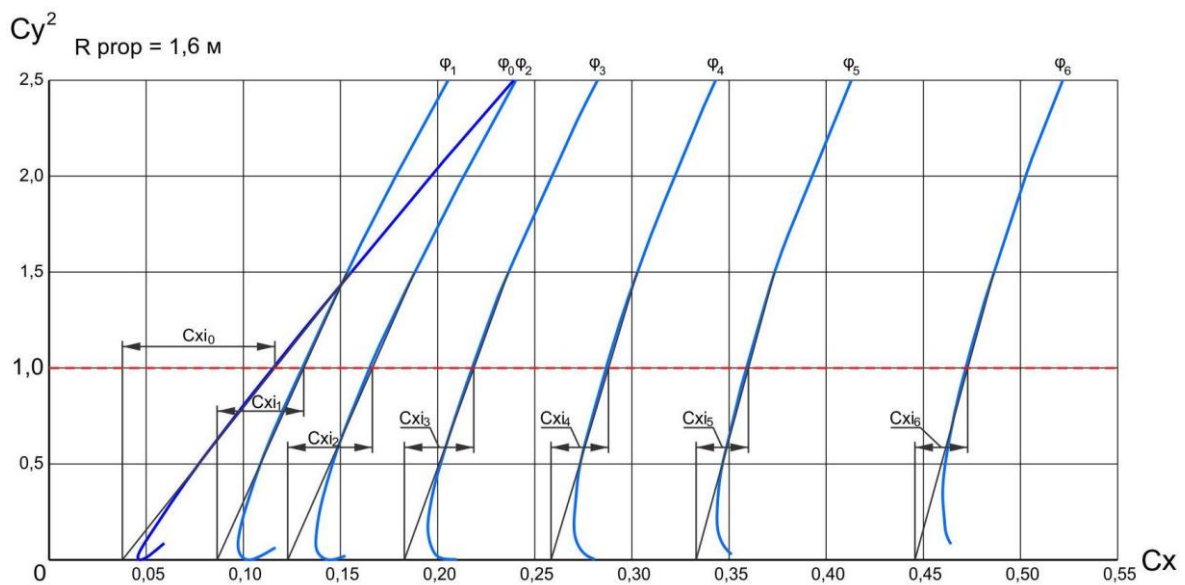


Рис. 3. Графіки залежності  $C_y^2(C_x)$  для розрахункової моделі M1 за значеннях  $R = 1,6$  м і  $\varphi_{1..6} = 0^\circ \dots 25^\circ$  ( $\varphi_0$  – обдування крила струменем відсутнє)  $\omega_{prop} \uparrow \downarrow \omega_{vort}$

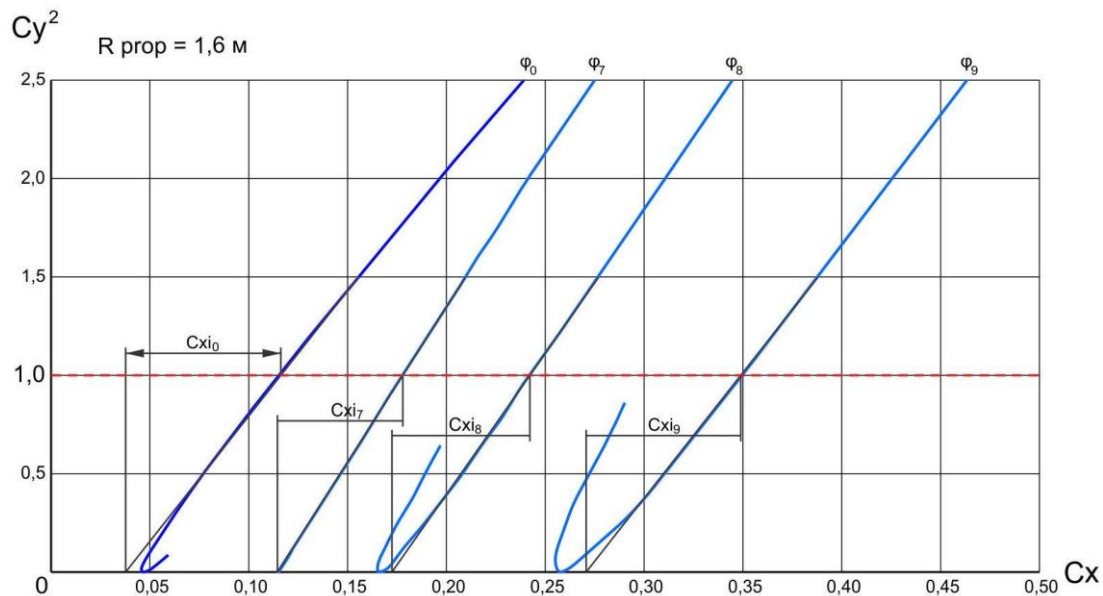


Рис. 4. Графіки залежності  $C_y^2(C_x)$  для розрахункової моделі M1 за значеннях  $R = 1,6$  м і  $\varphi_{7..9} = 0^\circ \dots 10^\circ$  ( $\varphi_0$  – обдування крила струменем відсутнє). Обертання повітряних гвинтів здійснювалось у бік, що співпадає із напрямком закручування відповідних кінцевих вихорів крила ( $\omega_{prop} \uparrow \uparrow \omega_{vort}$ )

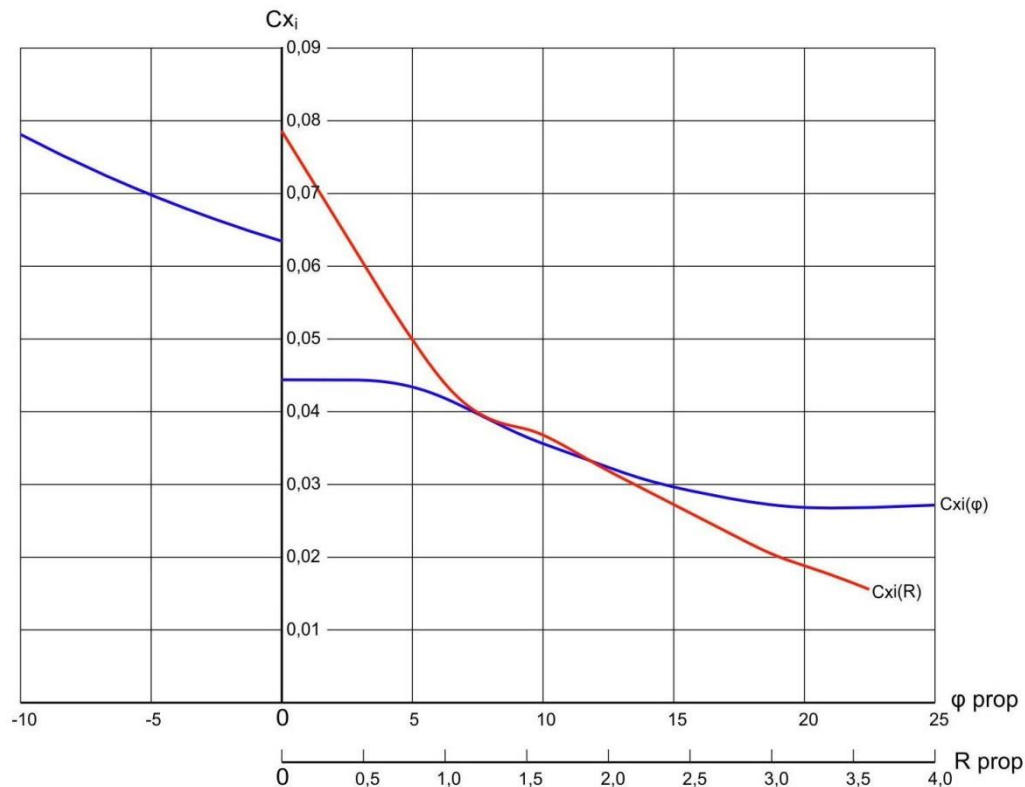


Рис. 5. Графіки залежності  $C_{x_i}(R)$  і  $C_{x_i}(\varphi)$  для розрахункової моделі M1

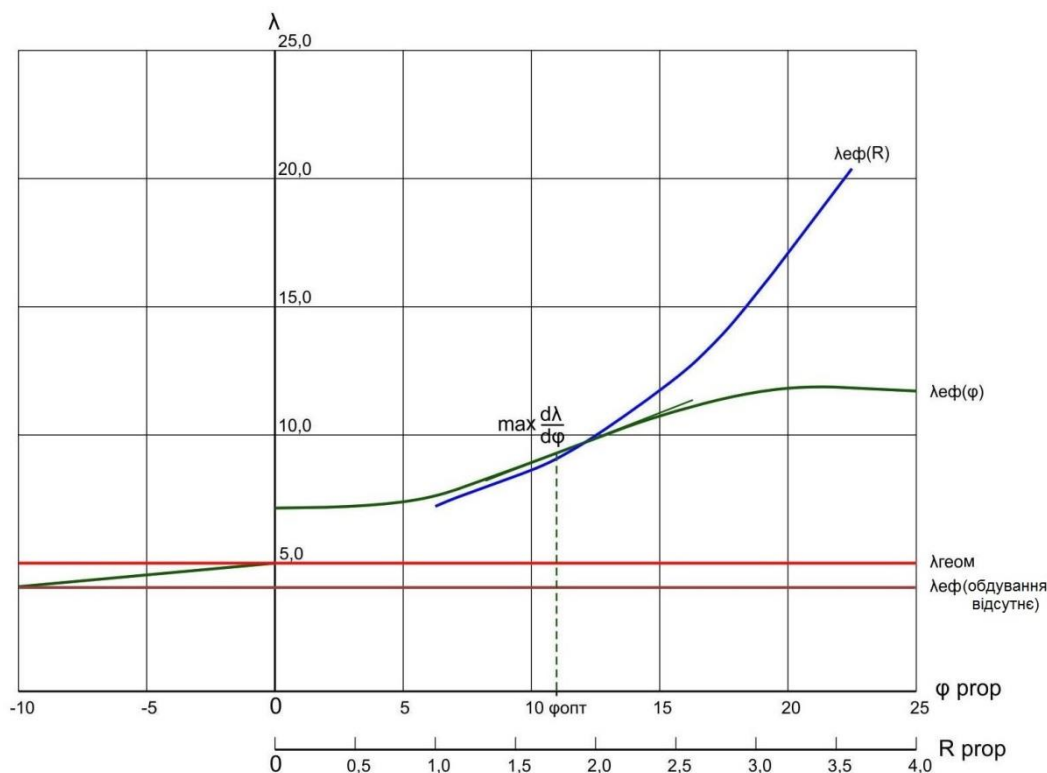


Рис. 6. Графіки залежності  $\lambda_{ef}(R)$  і  $\lambda_{ef}(\varphi)$  для розрахункової моделі M1

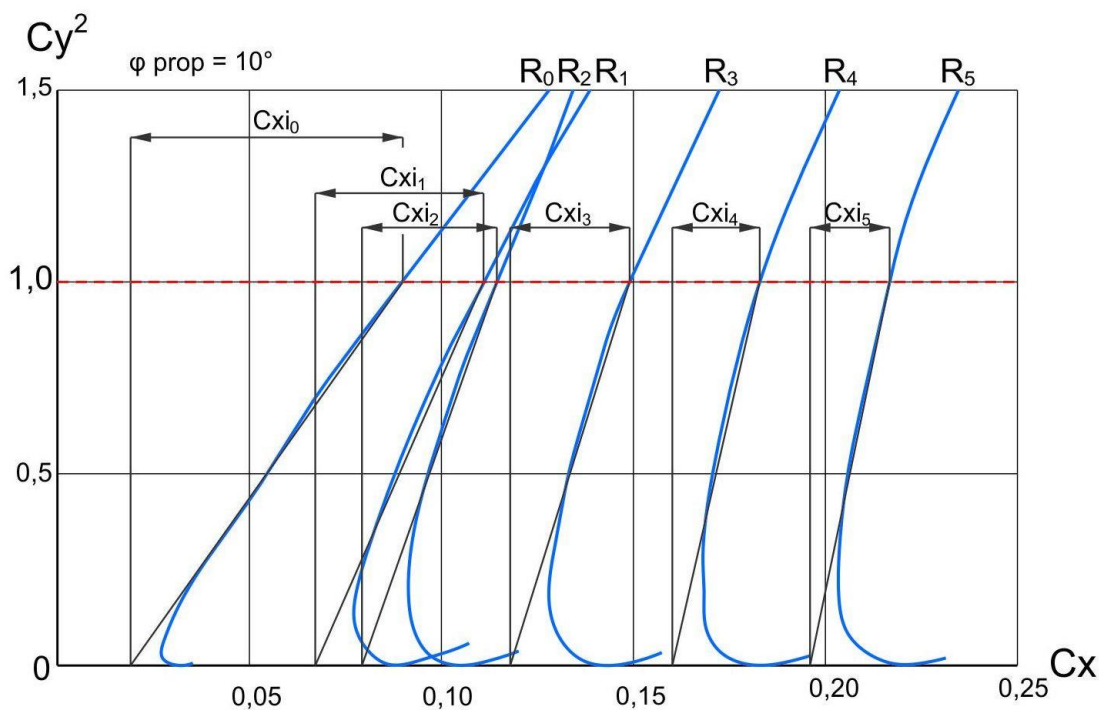


Рис. 7. Графіки залежності  $C_y^2(C_x)$  для розрахункової моделі M2 при значеннях  $\varphi=10^\circ$  і  $R_{1..5}=0,1..0,3$  м ( $R_0$  – обдування крила струменем відсутнє),  $\omega_{prop} \uparrow \downarrow \omega_{vort}$

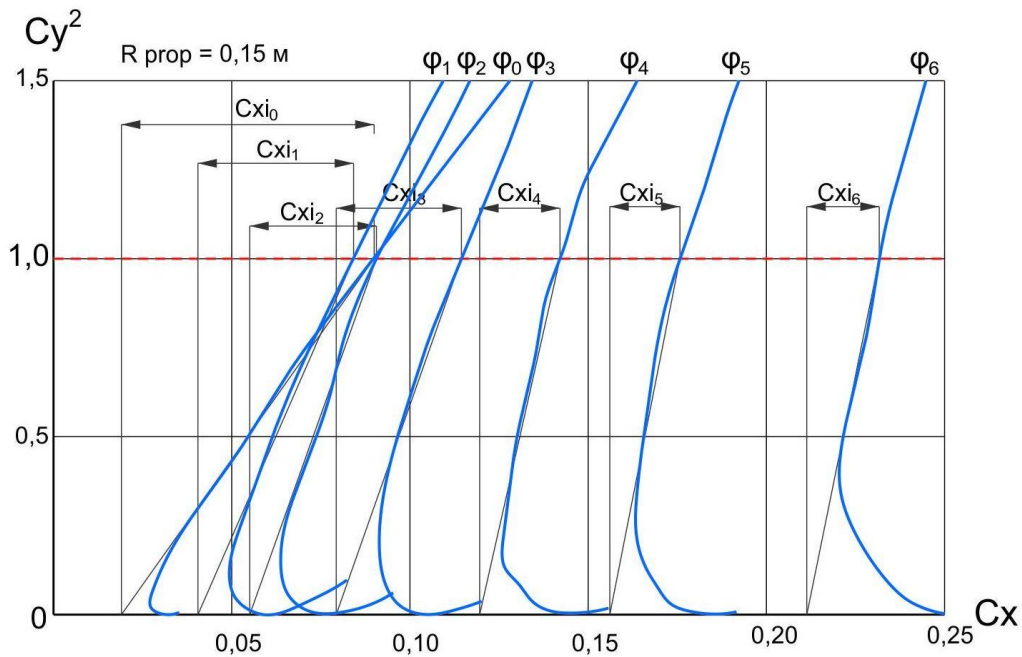


Рис. 8. Графіки залежності  $C_y^2(C_x)$  для розрахункової моделі  $M2$  за значеннях  $R=0,15$  м і  $\varphi_{1...6}=0^\circ \dots 25^\circ$  ( $\varphi_0$  – обдування крила струменем відсутнє),  $\omega_{prop} \uparrow \uparrow \omega_{vort}$

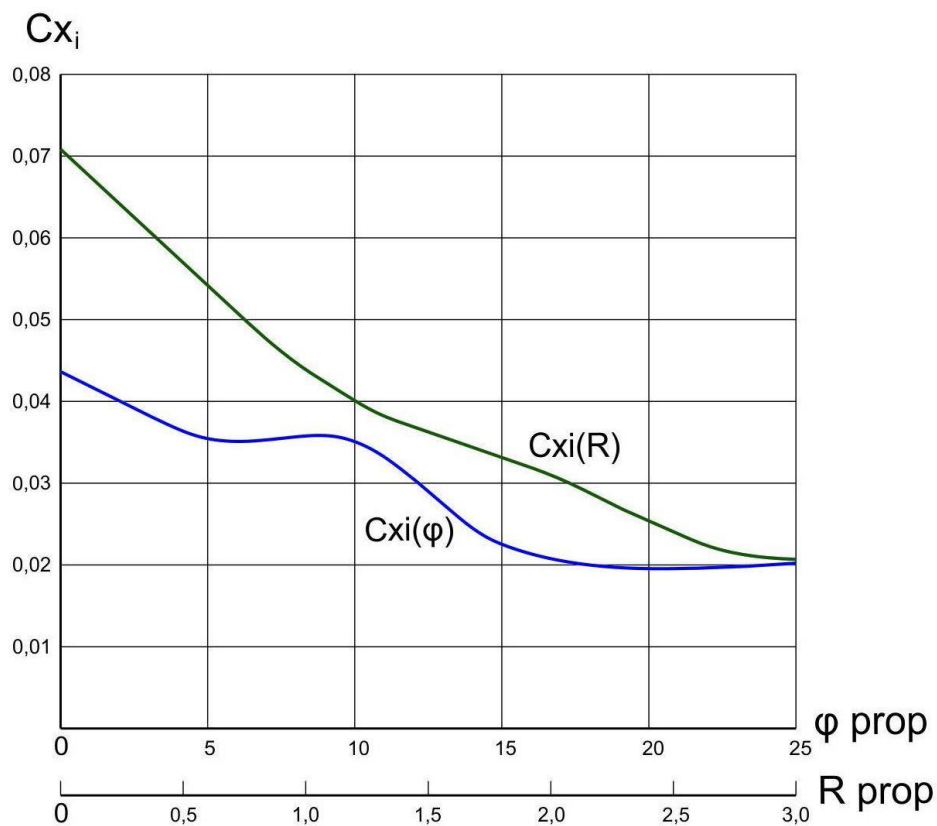


Рис. 9. Графіки залежності  $C_{xi}(R)$  і  $C_{xi}(\varphi)$  для розрахункової моделі  $M2$



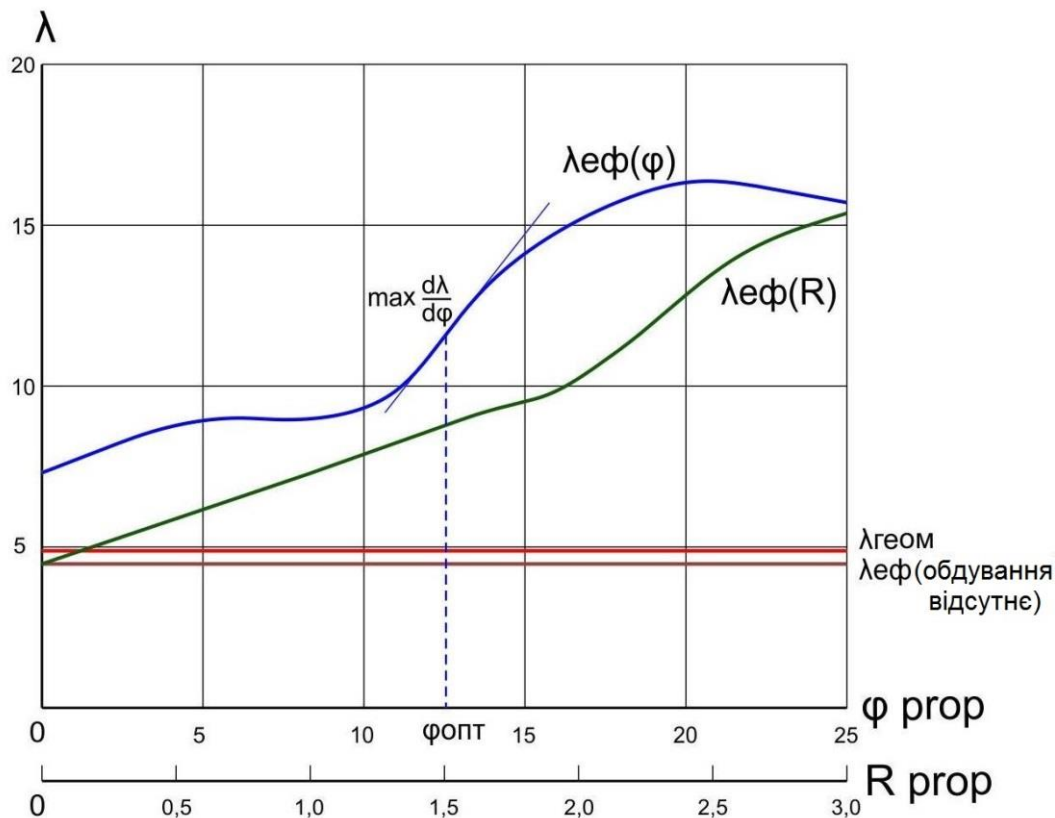


Рис. 10. Графіки залежності  $\lambda_{ef}(R)$  і  $\lambda_{ef}(\varphi)$  для розрахункової моделі  $M2$

### Висновки

1. Отримані залежності впливу радіусу ( $R$ ), розміщеного на кінці крила, повітряного гвинта та кута встановлення його лопатей ( $\varphi$ ) на коефіцієнт індуктивного опору ( $C_{X_i}$ ) та ефективне видовження крила ( $\lambda_{ef}$ ).
2. Результати досліджень, виконаних для двох різних розрахункових моделей ( $Re_{M1} = 17,25 \cdot 10^6$  та  $Re_{M2} = 3 \cdot 10^5$ ), демонструють однаковий за характером вплив радіусу повітряного гвинта ( $R$ ) та кута встановлення його лопатей ( $\varphi$ ) на коефіцієнт індуктивного опору ( $C_{X_i}$ ) та ефективне видовження крила ( $\lambda_{ef}$ ).
3. Визначено, що при зміні кута встановлення лопатей ( $\varphi$ ) спостерігається зона найбільшої ефективності, яка характеризується максимумом значення похідної  $d\lambda_{ef}/d\varphi$ . Як наслідок, визначено діапазон доцільної зміни кута встановлення лопатей.

4. Отримані результати дозволяють вибрати необхідні вихідні параметри під час виготовлення дослідної моделі для проведення експериментів у льотних випробуваннях та аеродинамічній трубі.
5. Суттєвий позитивний вплив на аеродинамічну досконалість та можливість практичного впровадження обумовлює актуальність подальших досліджень за напрямком даної тематики.

### **Список використаної літератури**

1. *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.
2. *Ferraro, Giovanna & Kipouros, Timoleon & Savill, Mark & Rampurawala, Abdul & Agostinelli, Christian.* (2014), Propeller-Wing Interaction Prediction for Early Design. 10.2514/6.2014-0564.
3. *White R. P.* (1947), Free-Spinning-Tunnel Tests of a 1/16-Scale Model of the Chance Vought XF5U-1 Airplane.
4. *Lange R. H., Cocke BW and Proterra AJ, Langley* (1946) Full-Scale Tunnel Investigation of a 1/3-Scale Model of the Chance Vought XF5U-1 Airplane.
5. *Snyder M. H.*, Effects Of A Wingtip-mounted Propeller On Wing Lift, Induced Drag And Shed Vortex Pattern. Aeronautical Report 68-5, Department of Aeronautical Engineering Wichita State University, December 1968.
6. *Dimchev M.* (2011), A numerical and experimental study on wingtip mounted propellers for a low aspect ratio UAV. Literature study, Delft University of Technology.
7. *Sinnige, Tomas & van Arnhem, Nando & Stokkermans, Tom & Eitelberg, Georg & Veldhuis, Leo* (2018), Wingtip-Mounted Propellers: Aerodynamic Analysis of Interaction Effects and Comparison with Conventional Layout. Journal of Aircraft. 56. 1-18. 10.2514/1.C034978.
8. *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.