

## **ЧИСЕЛЬНЕ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ АЕРОДИНАМІКИ ТЕЛЕСКОПІЧНОГО КРИЛА**

### **Вступ**

Останніми роками одним з поширених методів запуску малих безпілотних літальних апаратів (БЛА) став контейнерний або трубний старт [1]. Складена модель виштовхується з труби за допомогою пневмо- або гумового приводу і розкривається в польоті. Одним з недоліків розглянутих апаратів залишається обмежений внутрішніми габаритами контейнеру розмах  $i$ , як наслідок, видовження переднього та заднього крил. Зменшення видовження крил призводить до погіршення аеродинамічних характеристик (АХ) літального апарату, що зменшує тривалість та дальність його польоту. З цієї причини доцільно розглянути можливість використання телескопічного (ступінчатого) крила, що складається з основної та висувної секції.

У відомих літературних джерелах [2], [3], [4] наводиться розрахунок крила складної форми. Для телескопічного крила розроблені аналітичні моделі [5]. Невирішеною задачею є верифікація чисельного розрахунку аеродинамічних характеристик телескопічного крила [6].

### **Постановка задачі**

Метою даної роботи є проведення верифікації чисельних досліджень за допомогою експериментальних та оцінка впливу геометричних параметрів телескопічного крила на його аеродинамічні характеристики.

### **Методи дослідження**

Дослідження проводилися з використанням чисельних та експериментальних методів. Чисельний розрахунок виконувався для базового (рис. 1, *а*) та для телескопічного крила (рис. 1, *б*) різних розмахів із профілем МН32 панельно-вихровим методом у програмі Pansym 98 (рис. 2).

Експериментальні дослідження моделі літального апарату з базовим та телескопічним крилами були проведені в аеродинамічній трубі АТ-1 (ДП «Антонов»).

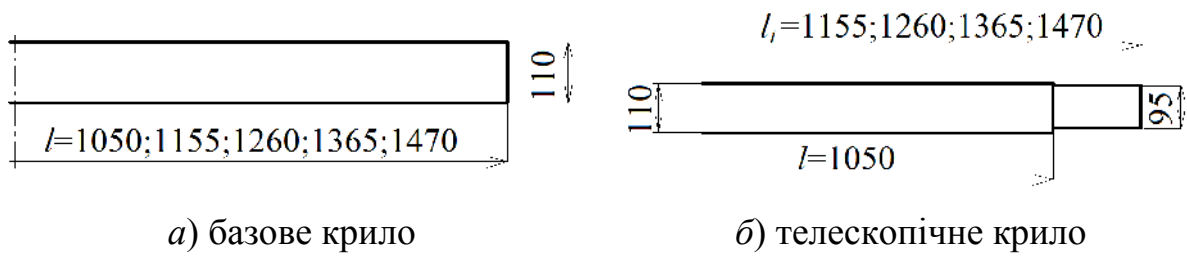


Рис. 1. Параметри різних видів крил

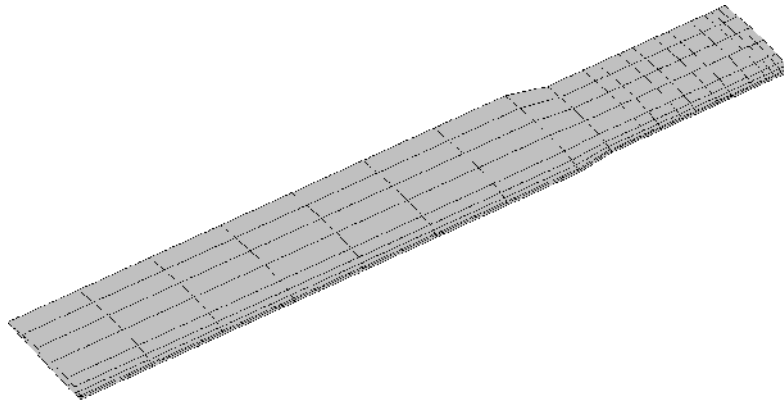


Рис. 2. Модель напівкрила в програмі Pansym98

Змінними геометричними параметрами в чисельному дослідженні були значення розмахів базового крила (1050, 1155, 1260, 1365, 1470 мм) та розмах висувної секції телескопічного крила (105, 210, 315, 420 мм).

Експериментальні дослідження літального апарата з базовим та телескопічним крилами (рис. 3) були проведені в сертифікованій аеродинамічній трубі АТ-1.



Рис. 3. Модель апарата з телескопічним крилом в АТ-1

## Результати чисельних досліджень

На основі отриманих даних було побудовано графіки аеродинамічних залежностей  $C_y(\alpha)$ ,  $C_y(C_x)$ ,  $K(\alpha)$  для базового (прямокутного) крила (рис. 4... рис. 6) та для телескопічного крила (рис. 7... рис. 9).

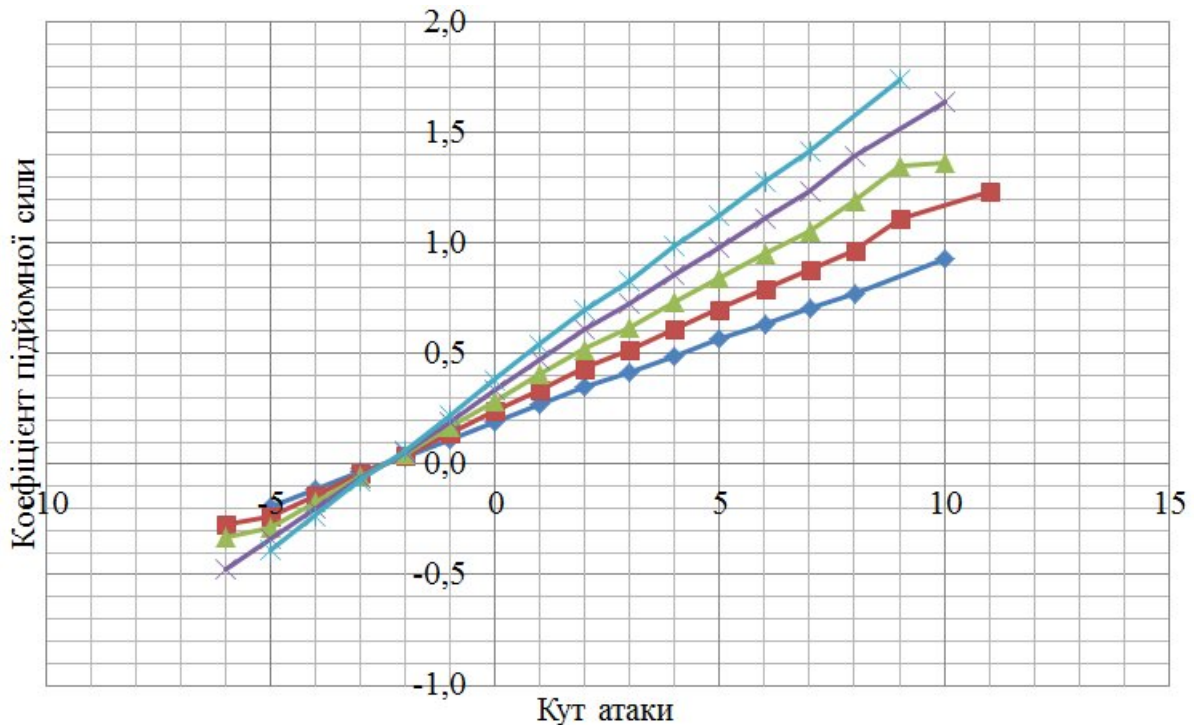


Рис. 4. Залежність коефіцієнта підйомної сили базового крила від кута атаки

◆  $l=1155$  ■  $l=1270$  ▲  $l=1385$  ✕  $l=1500$  \*  $l=1615$

Згідно чисельного розрахунку (рис. 4), похідна коефіцієнта підйомної сили крила від кута атаки збільшується на  $\Delta \approx 0,019$   $1/^\circ$  при підвищенні розмаху базового крила на 10 %.

З рис. 5 видно, що при збільшенні розмаху мінімальне значення коефіцієнта опору зростає, але коефіцієнт опору в крейсерському режимі ( $C_y \approx 0,5$  або при проведенні дотичної до поляри з початку координат) знижується.

Максимальне значення аеродинамічної якості прямокутного крила (рис. 6) при збільшенні розмаху на 10 % зростає в середньому на 5 одиниць.

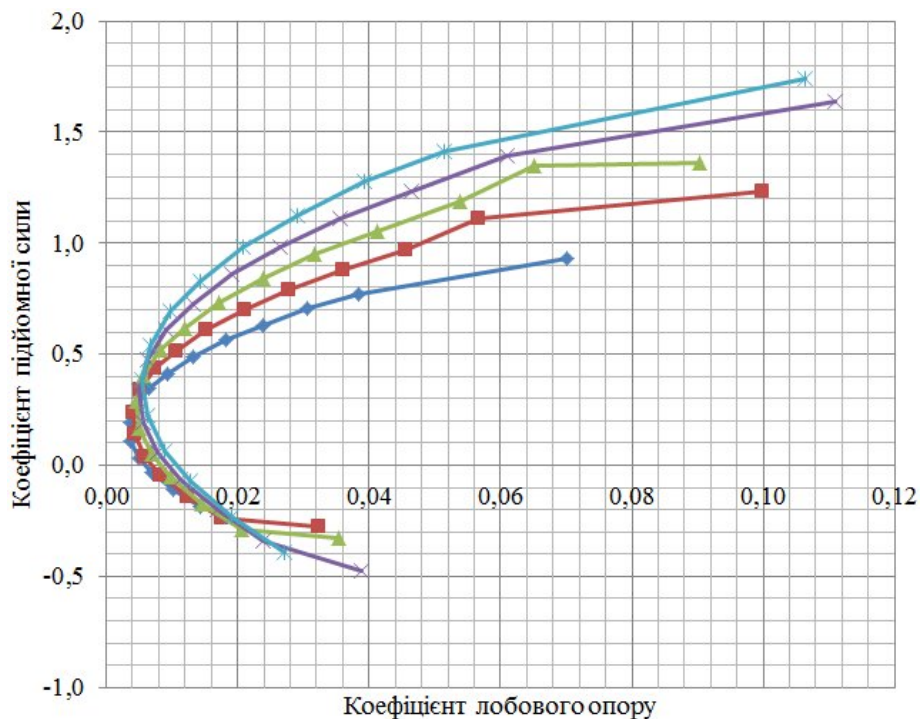


Рис. 5. Поляра базового крила

◆  $l=1155$  ■  $l=1270$  ▲  $l=1385$  ✕  $l=1500$  \*  $l=1615$

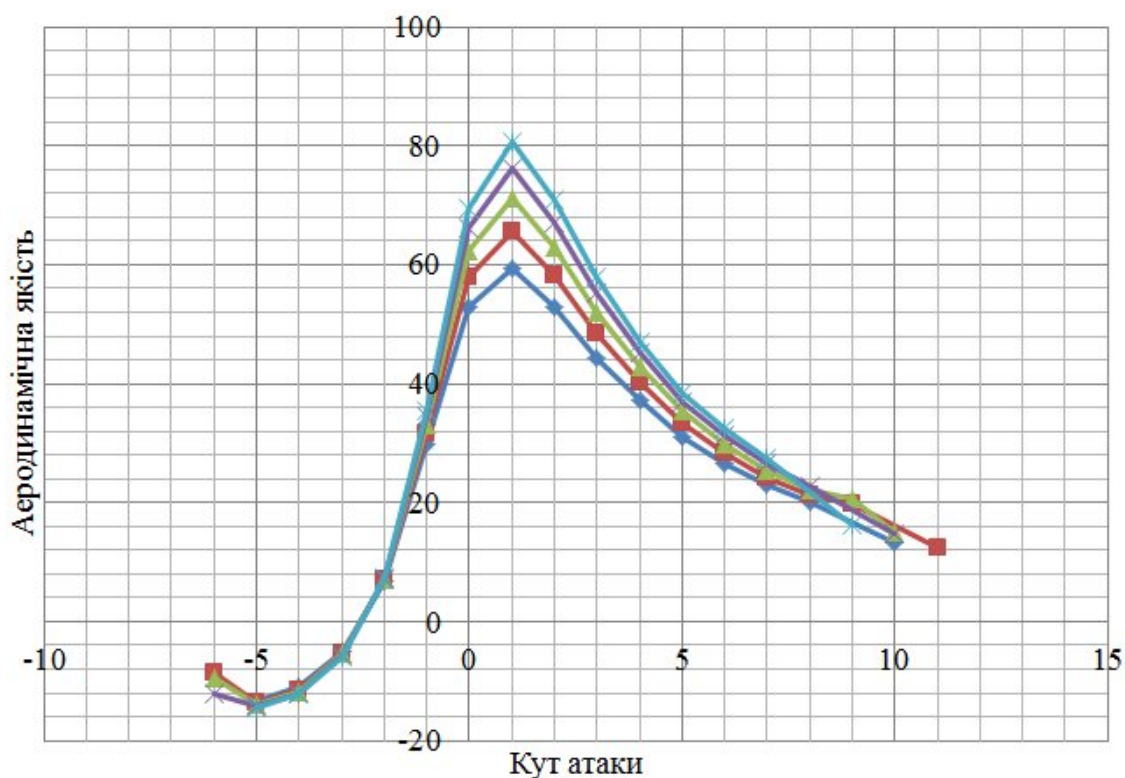


Рис. 6. Залежність аеродинамічної якості базового крила від кута атаки

◆  $l=1155$  ■  $l=1270$  ▲  $l=1385$  ✕  $l=1500$  \*  $l=1615$

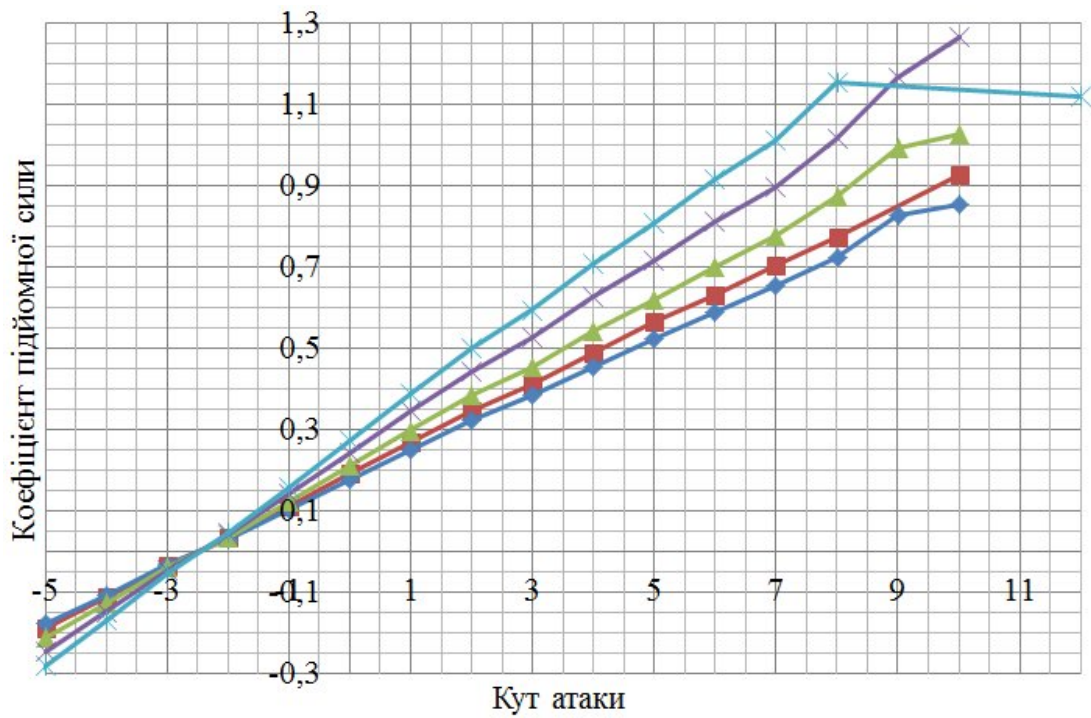


Рис. 7. Залежність коефіцієнта підйомної сили телескопічного крила від кута атаки

■  $l=1155$  ◆  $l_t=1270$  ▲  $l_t=1385$  ✕  $l_t=1500$  \*  $l_t=1615$

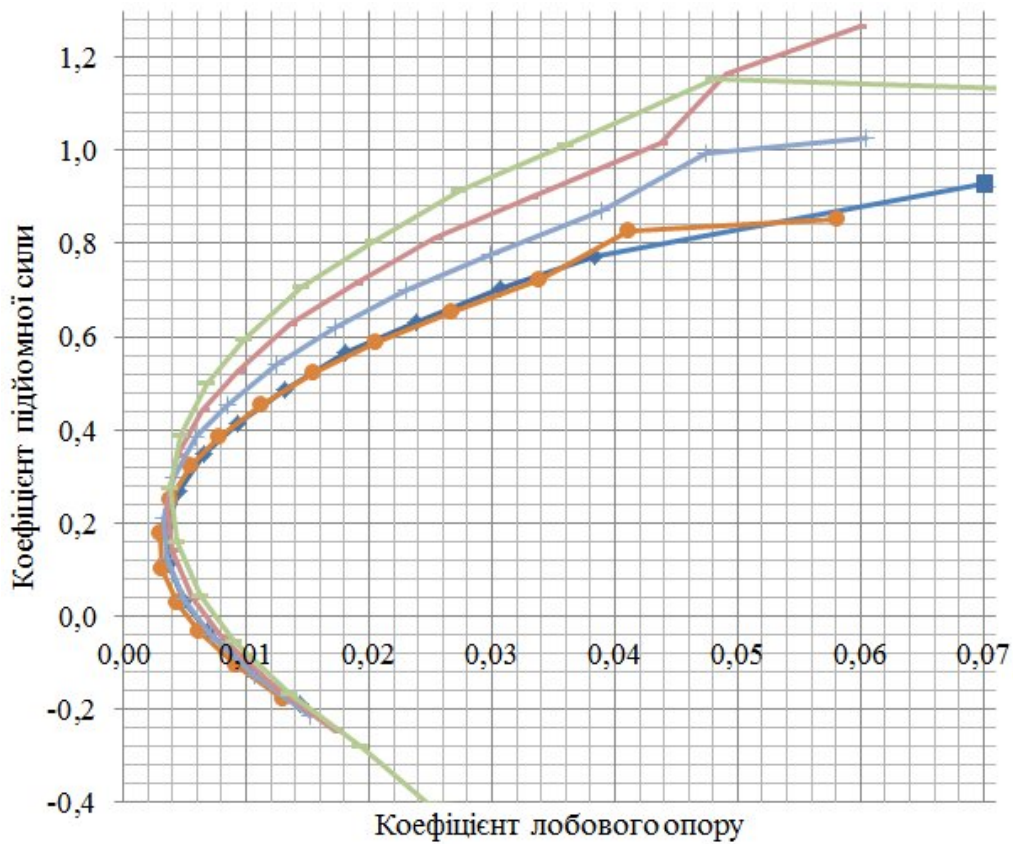


Рис. 8. Поляра телескопічного крила

◆  $l=1155$  ●  $l_t=1270$  +  $l_t=1385$  —  $l_t=1500$  —  $l_t=1615$

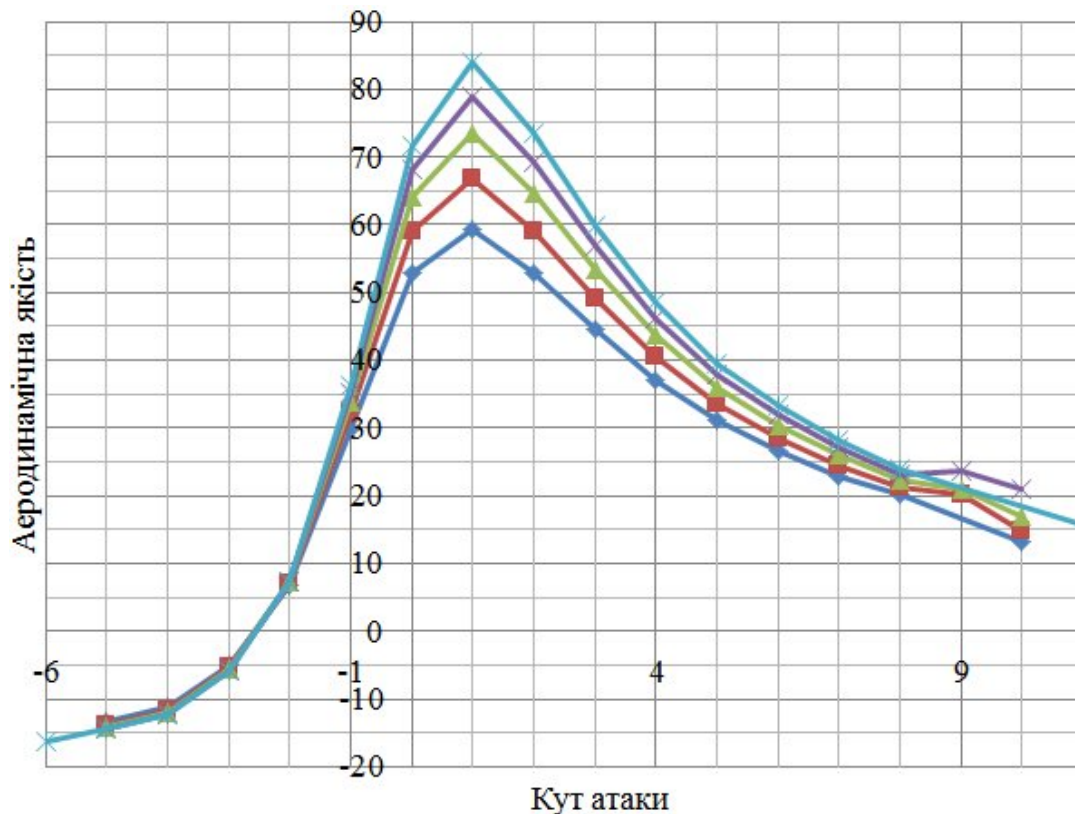


Рис. 9. Залежність аеродинамічної якості телескопічного крила від кута атаки

◆  $l=1155$  ■  $l=1270$  ▲  $l=1385$  ✕  $l=1500$  \*  $l=1615$

З рис. 7... рис. 9 видно, що аеродинамічні характеристики телескопічного крила мають однакові закономірності з прямокутним крилом, але приріст максимальної аеродинамічної якості від збільшення розмаху у телескопічного крила вище, ніж у прямокутного. Це пояснюється зменшенням індуктивного опору телескопічного крила не лише за рахунок видовження, але і за рахунок наближення розподілу циркуляції за розмахом до еліптичної внаслідок появи звуження крила.

### Експериментальні дослідження

На основі продувок в аеродинамічній трубі (рис. 3) моделі БЛА з базовим та телескопічним крилами побудовано графіки залежностей  $C_y(\alpha)$ ,  $C_x(\alpha)$ ,  $C_y(C_x)$ ,  $K(\alpha)$  (рис. 10... рис. 13). Розмах базового крила 1050 мм, телескопічного – 1450 мм.

Значення похідної коефіцієнта підйімальної сили за кутом атаки телескопічного крила (рис. 10) на  $\Delta = 0,006$   $1/^\circ$  більше, ніж у базового крила.

Коефіцієнт лобового опору телескопічного крила (рис. 11) при всіх кутах атаки менший, ніж у базового; мінімальний коефіцієнт опору

знижується з  $C_{x_{min}} \approx 0,042$  до  $C_{x_{min}} \approx 0,034$  (так як зменшується коефіцієнт опору фюзеляжу, що відноситься вже до більшої площі крила).

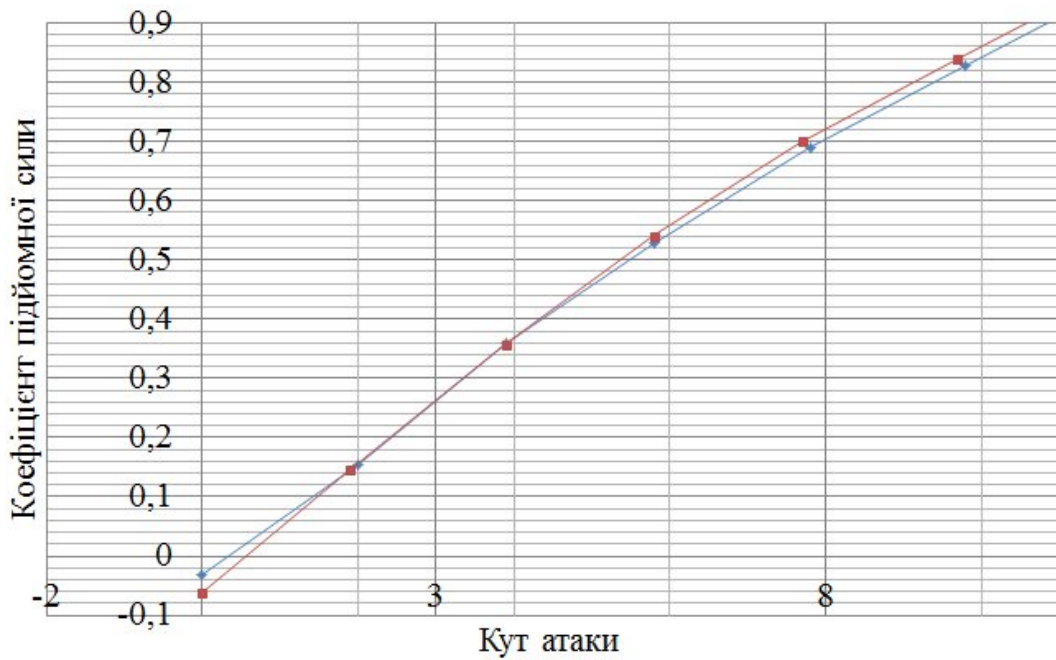


Рис. 10. Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки  
 —♦— Модель з базовим крилом —■— Модель з телескопічним крилом

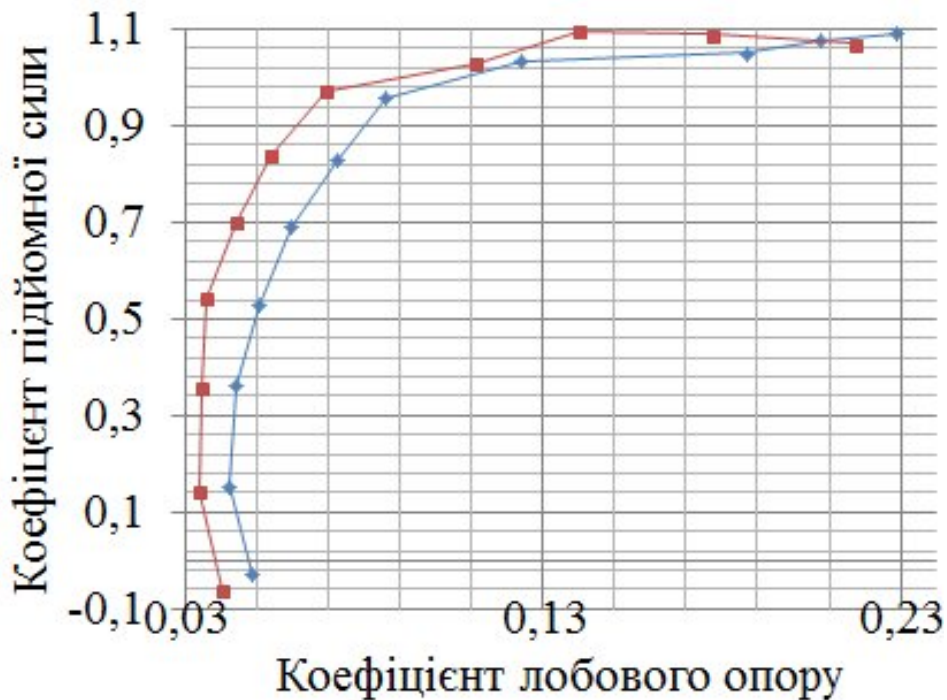


Рис. 11. Залежність коефіцієнта підйомної сили від коефіцієнта опору  
 —♦— Модель з базовим крилом —■— Модель з телескопічним крилом

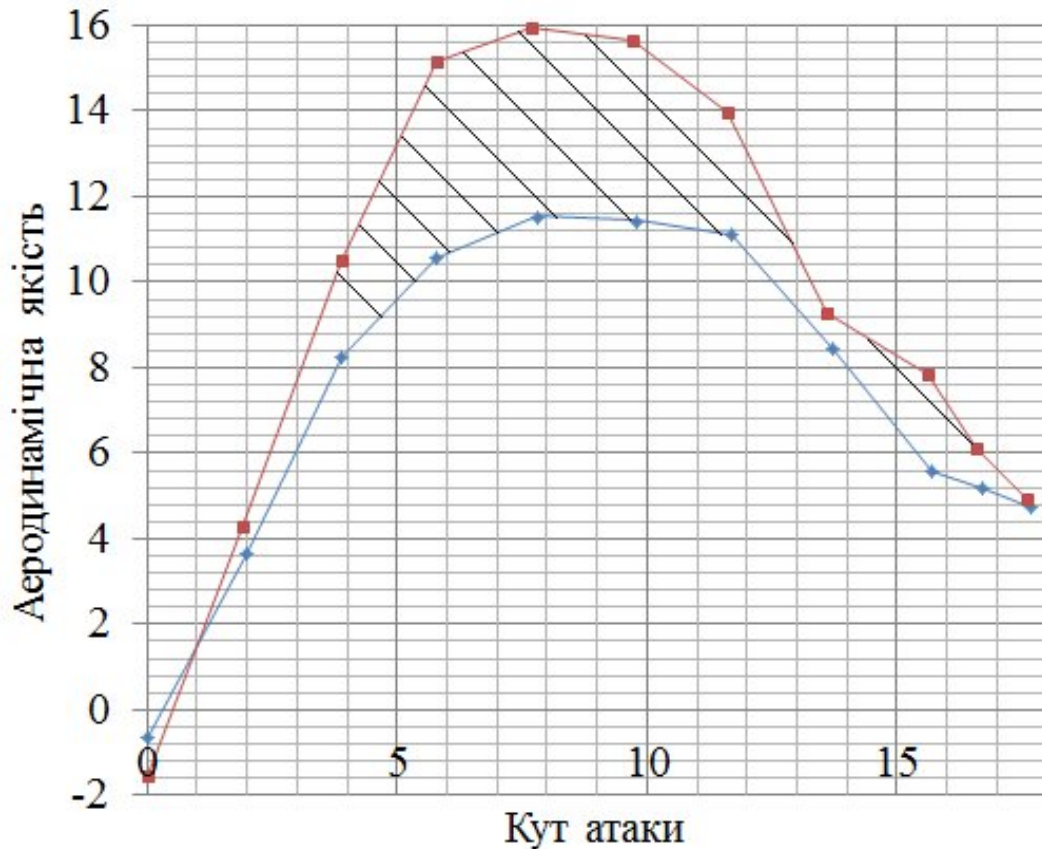


Рис. 12. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки

—•— Модель з базовим крилом —■— Модель з телефоскопичним крилом

На рис. 12 можемо побачити, що максимальна величина аеродинамічної якості телефоскопичного крила на  $\Delta K_{max} \approx 4,4$  вища, ніж у базового крила.

Для порівняння чисельних та експериментальних результатів необхідно до перших додати опір фюзеляжу та вертикального оперення. Цей опір можна розрахувати на основі експериментальних даних [4].

Коефіцієнт лобового опору літального апарата

$$C_X = C_{X_{кр}} + \left( C_{X_{кр}} \cdot \frac{S_M}{S} + C_{X_{во}} \cdot \frac{S_{\phi o}}{S} \right).$$

Коефіцієнт опору крила:

$$C_{X_{кр}} = C_{X_{кр.із}} \left( 1 - k_{инт} \frac{S_{\Pi\Phi}}{S} \right),$$

де коефіцієнт інтерференції  $k_{инт} = 1,0$  для високоплана;

$S_{\Pi\Phi}$  — площа крила, зайнята фюзеляжем;

а коефіцієнт опору для ізолюваного крила  $C_{X_{кр.із}} = C_{X_{кр}} + \frac{C_Y^2}{\pi \lambda_{ef}} (1 + \delta)$ .



Тут  $\lambda_{ef} = \frac{\lambda}{1 + S_{\Pi\Phi} / S} = \frac{l / b}{1 + d / l}$  – ефективне видовження крила;  $d$  – діаметр

фюзеляжу в місці стику з крилом. Для прямокутного крила  $\frac{1 + \delta}{\pi} = 0,335$ .

Таким чином

$$C_{X_{кр}} S_M + C_{X_{во}} S_{во} = C_X S - \left( C_{X_{np}} + \frac{0,335 C_Y^2}{\lambda_{ef}} \right) (S - S_{np}).$$

Коефіцієнти  $C_X, C_Y$  визначаються з експерименту, а  $C_{X_{np}}$  розраховується чисельно для чисел Рейнольдса та ступеня турбулентності, що відповідають експерименту.

Після цього поляру телескопічного крила необхідно змістити на коефіцієнт опору  $C_{X_{кр}} \frac{S_M}{S_{ТЕЛ}} + C_{X_{во}} \frac{S_{во}}{S_{ТЕЛ}}$ . Одержимо:

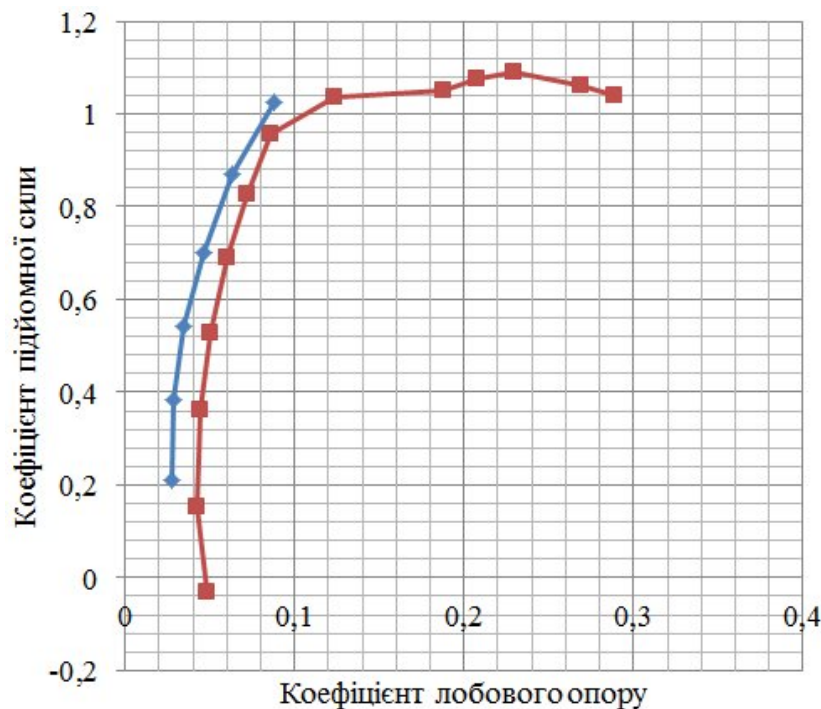


Рис. 13. Порівняння розрахованої та експериментальної поляри

■ – Експеримент    ◆ – Чисельні дослідження

## Висновки

Порівняння з експериментальними даними показує, що чисельний розрахунок панельно-вихровим методом за допомогою програми «Pansym» занижує коефіцієнт лобового опору телескопічного крила; таким чином, даний метод можна використовувати для грубої оцінки аеродинамічних характеристик телескопічного крила на етапі ескізного проектування.

Згідно експериментальних даних використання телескопічного крила з площею висувної частини 32,9 % площі крила підвищує максимальну аеродинамічну якість літального апарата на  $\Delta K_{\max} \approx 4,4$  (з 11,6 до 16,0), що дозволяє розглядати телескопічне крило як перспективний напрямок розвитку безпілотної авіації.

### Список використаної літератури

1. *Збруцький О. В.* Безпілотні літальні апарати контейнерного старту: сучасний стан і напрямки досліджень / О. В. Збруцький, О. М. Масько, В. В. Сухов // Вісник ММІ, вип. 64. – К.: НТУУ «КПІ», 2012. – С. 63-66.
2. *Бадягин А. А.* Проектирование легких самолетов / А. А. Бадягин, Ф. А. Мухамедов. — М. : Машиностроение, 1978.
3. *Егер С. М.* Проектирование самолетов / С. М. Егер. – М.: Машиностроение, 1983.
4. *Мхитарян А. М.* Аэродинамика / А. М. Мхитарян. – М.: Машиностроение, 1976.
5. Кривохатько І. С. Аналіз аеродинаміки малого безпілотно літального апарату з телескопічним крилом / І. С. Кривохатько // Вопросы проектирования и производства конструкции летательных аппаратов. – Сборн. науч. Труд. НАУ им. Жуковского «ХАИ». Вып. 3 (75) – Х.: ХАИ, 2013.
6. *Вырыпаев А. А.* Комплексный учет весовой и аэродинамической эффективности крыльев в проектировании самолетов / А. А. Вырыпаев, Д. М. Козлов, В. А. Комаров, Д. С. Кузнецов // «Полет», №10 (2010). – М. : Машиностроение, 2010.