

**Кривохатько І. С., Пулава О. В., Сухов В. В.**

## **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 і, 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].

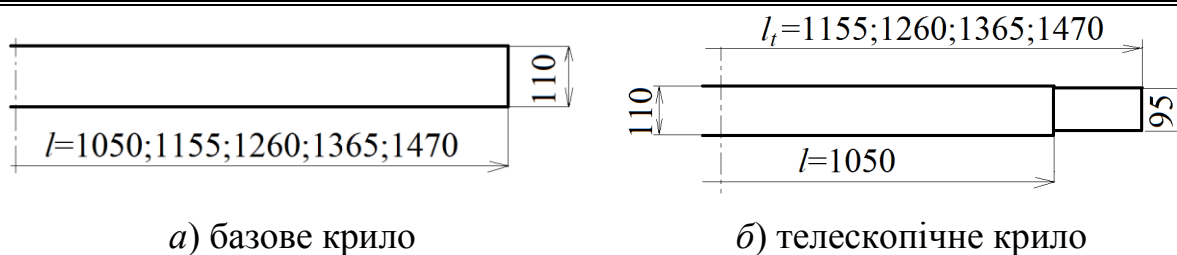
### **Постановка задачі**

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»).



а) базове крило  
Рис. 1. Параметри різних видів крил

б) телескопічне крило

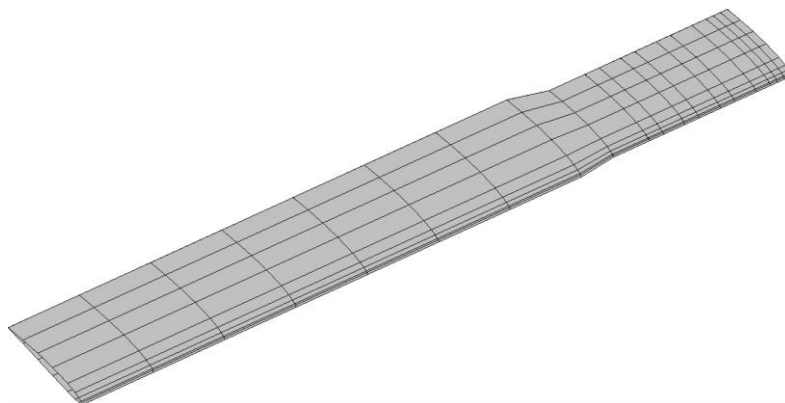


Рис. 2. Модель напівкрила в програмі Pansym98

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).

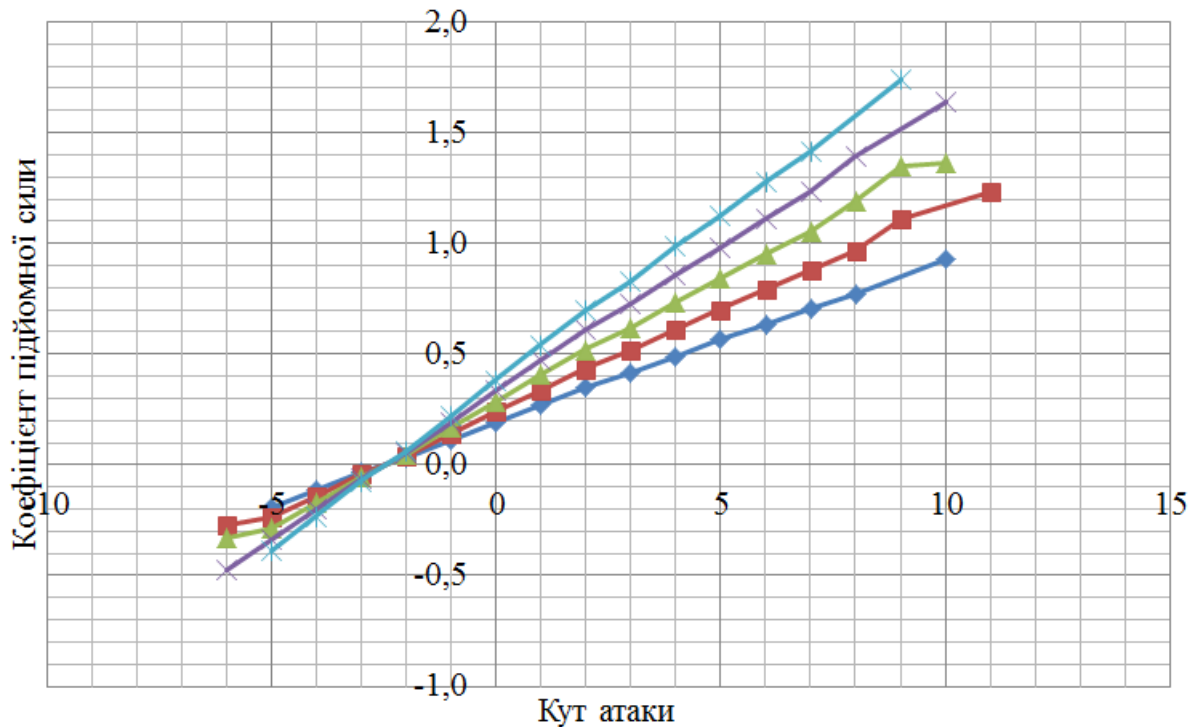


Рис. 4. Залежність коефіцієнта підйомної сили базового крила від кута атаки

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

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.

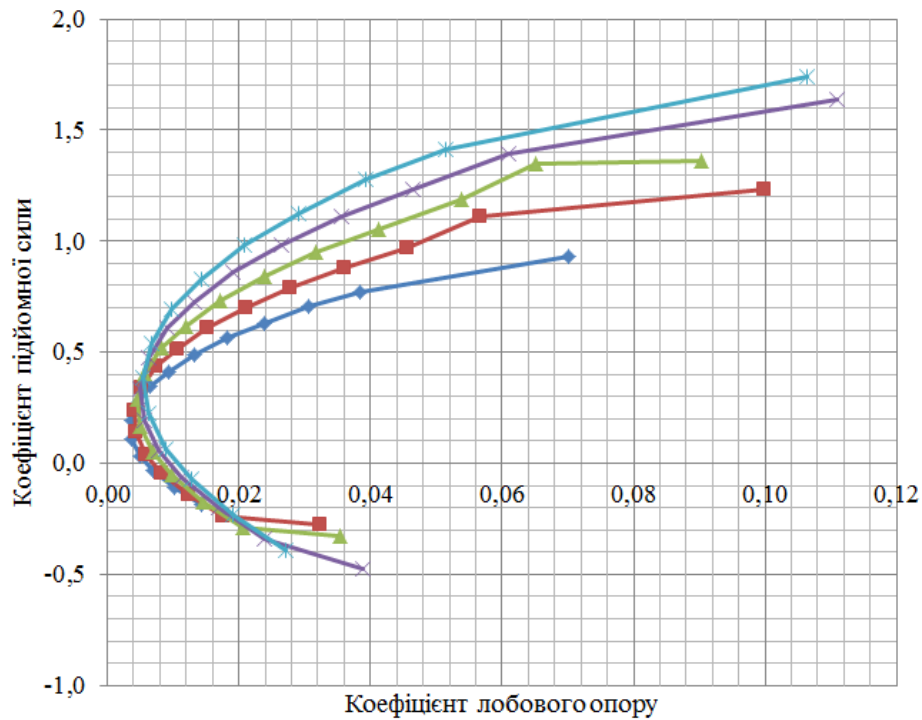


Рис. 5. Поляра базового крила

$l=1155$   $l=1270$   $l=1385$   $l=1500$   $l=1615$

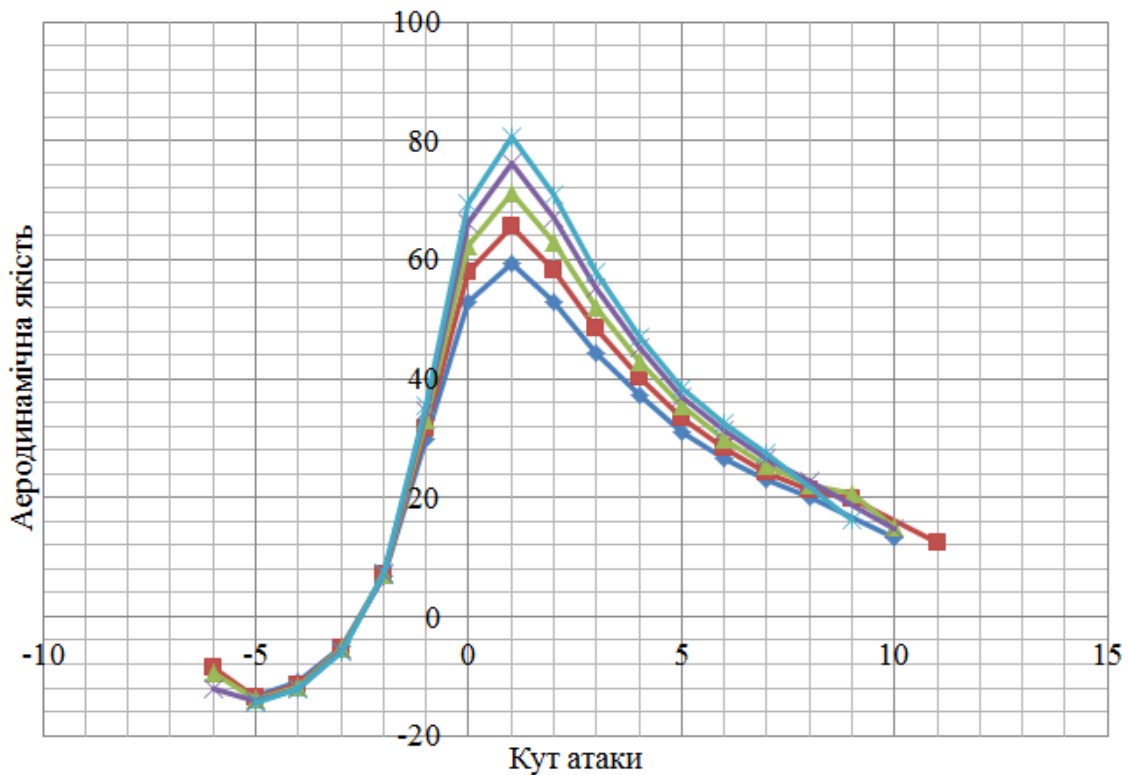


Рис. 6. Залежність аеродинамічної якості базового крила від кута атаки

$l=1155$   $l=1270$   $l=1385$   $l=1500$   $l=1615$

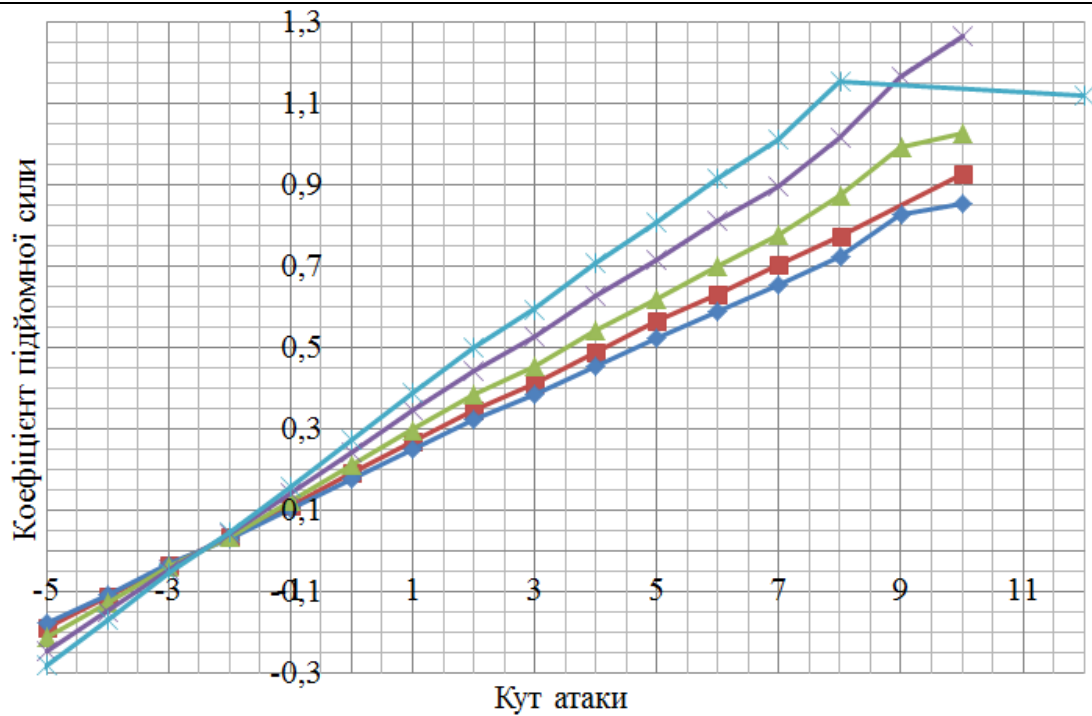


Рис. 7. Залежність коефіцієнта підйомної сили телескопічного крила від кута атаки

—■—  $l_t=1155$  —◆—  $l_t=1270$  —▲—  $l_t=1385$  —×—  $l_t=1500$  —\*—  $l_t=1615$

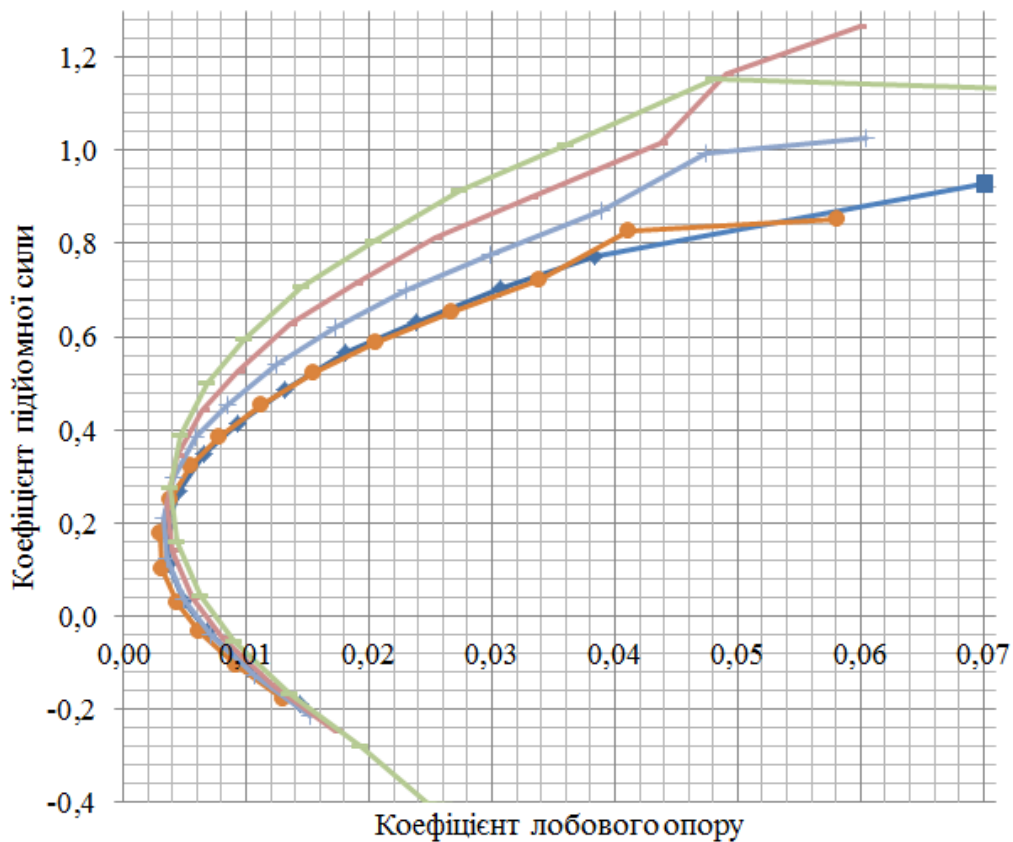


Рис. 8. Поляра телескопічного крила

—◆—  $l_t=1155$  —●—  $l_t=1270$  —×—  $l_t=1385$  —■—  $l_t=1500$  —▲—  $l_t=1615$

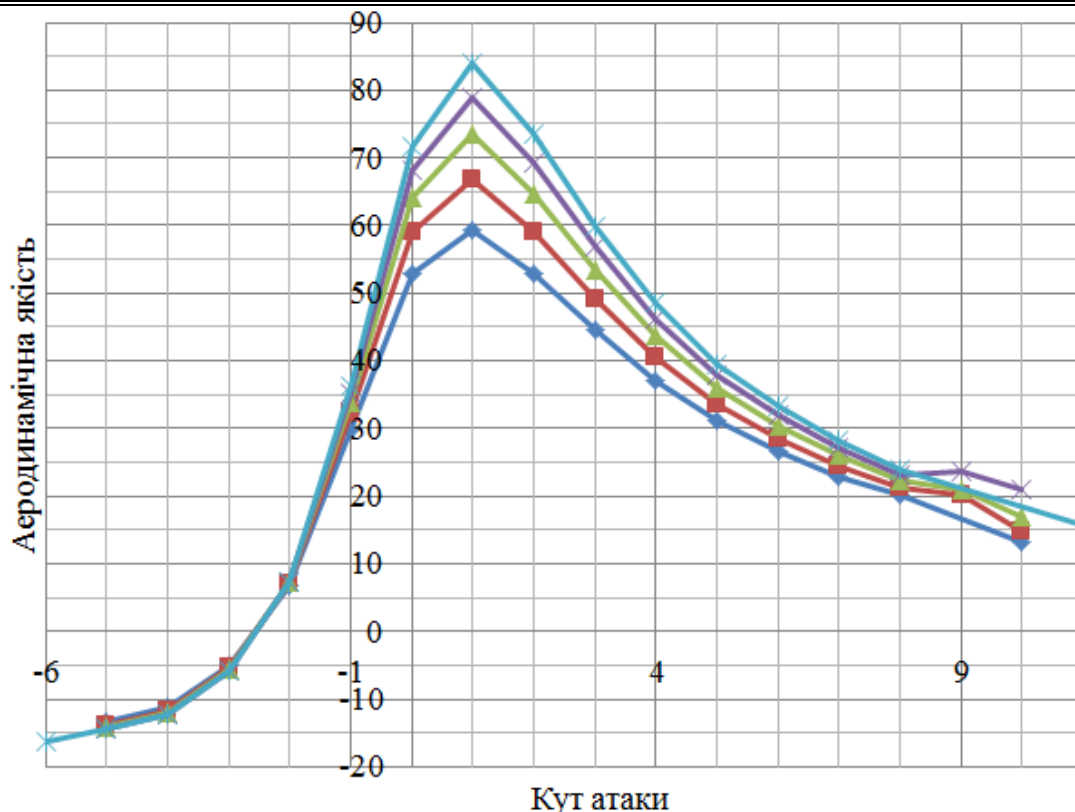


Рис. 9. Залежність аеродинамічної якості телескопічного крила від кута атаки

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

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).

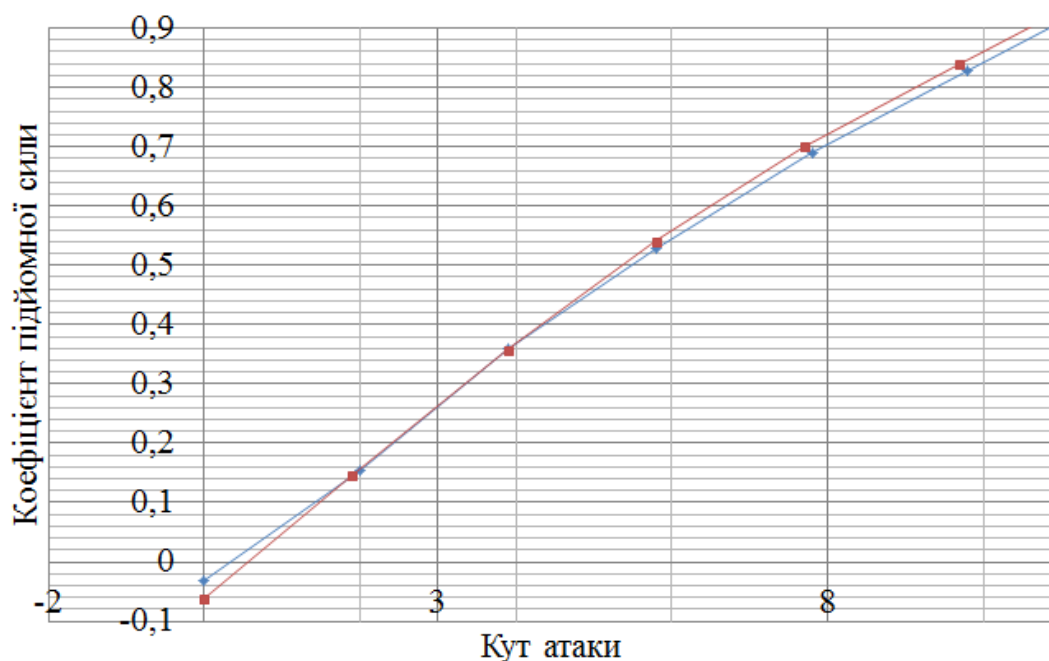


Рис. 10. Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

—•— Модель з базовим крилом —■— Модель з телескопічним крилом

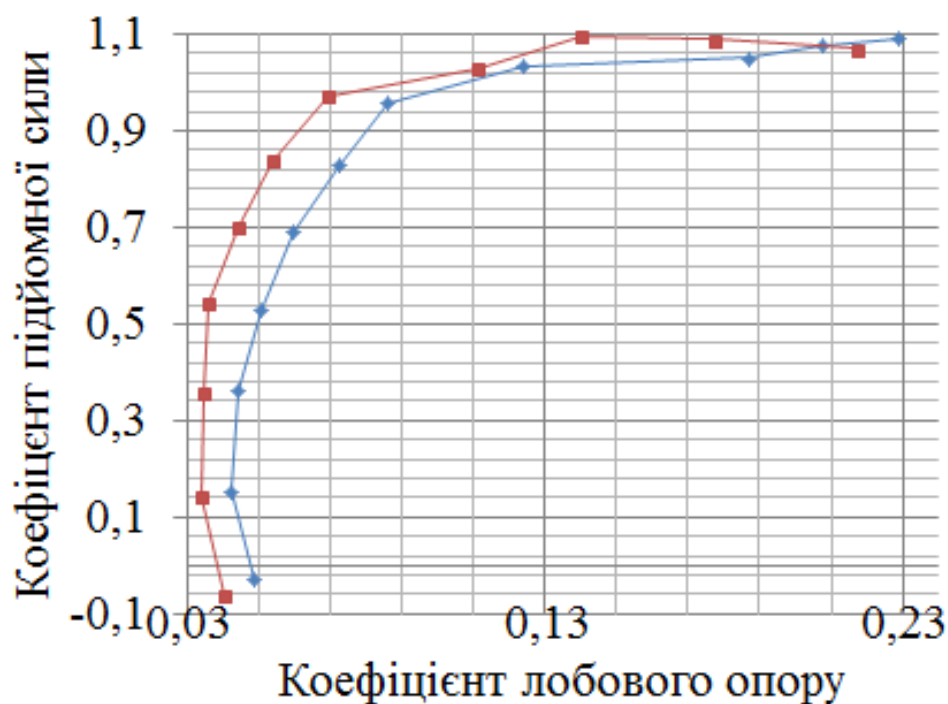


Рис. 11. Залежність коефіцієнта підйомної сили від коефіцієнта опору

—•— Модель з базовим крилом —■— Модель з телескопічним крилом

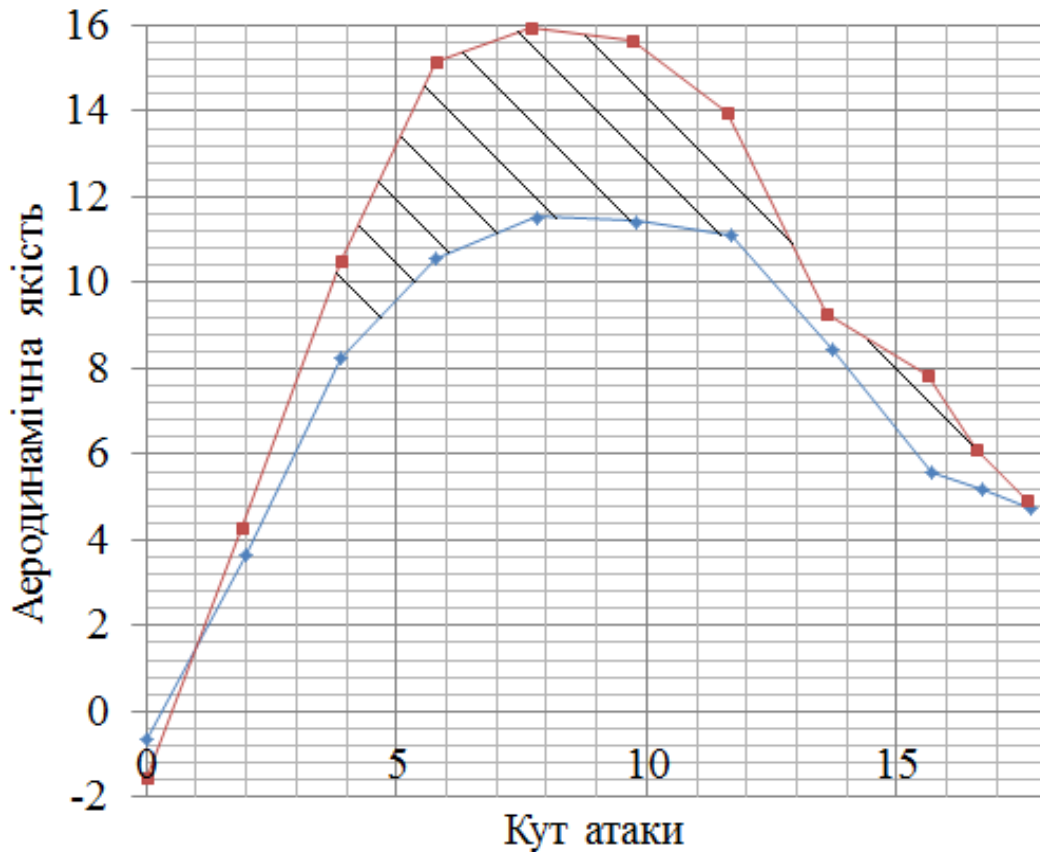


Рис. 12. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки

—•— Модель з базовим крилом —■— Модель з телескопічним крилом

На рис. 12 можемо побачити, що максимальна величина аеродинамічної якості телескопічного 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

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

Коефіцієнт опору крила:

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

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

$S_{ПФ}$  – площа крила, зайнята фюзеляжем;

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



Тут  $\lambda_{\text{еф}} = \frac{\lambda}{1 + S_{\text{ПФ}} / S} = \frac{l / b}{1 + d / l}$  – ефективне видовження крила;  $d$  – діаметр

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

Таким чином

$$C_{X_{кр}} S_M + C_{X_{60}} S_{60} = C_X S - \left( C_{X_{пр}} + \frac{0,335 C_Y^2}{\lambda_{\text{еф}}} \right) (S - S_{пр}).$$

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

Після цього поляру телескопічного крила необхідно змістити на коефіцієнт опору  $C_{X_{кр}} \frac{S_M}{S_{\text{ТЕЛ}}} + C_{X_{60}} \frac{S_{60}}{S_{\text{ТЕЛ}}}$ . Одержимо:

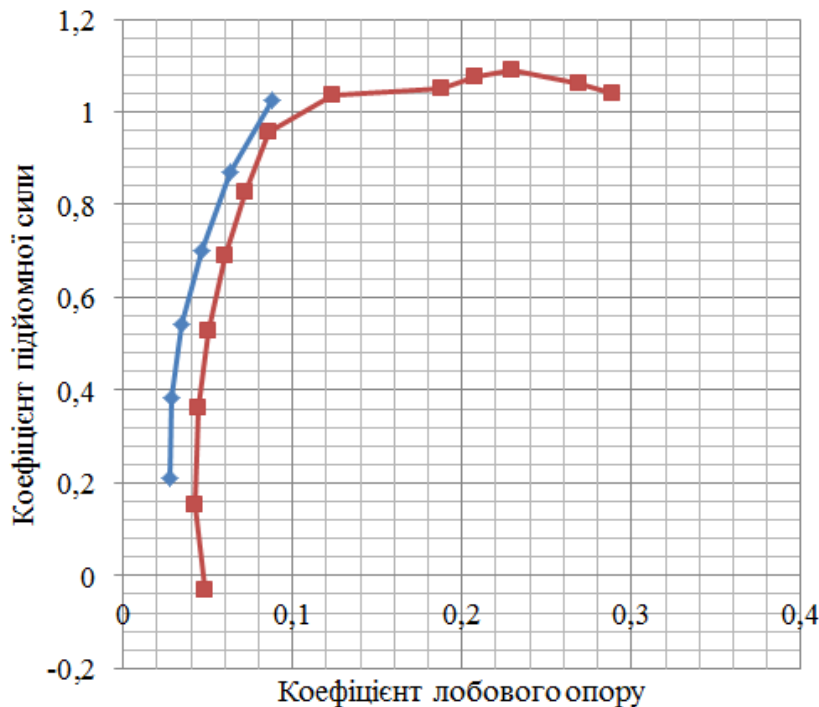


Рис. 13. Порівняння розрахованої та експериментальної поляр

■ 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.