

УДК 629.735.33

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/2219-3804182018134713>

Е. О. Богиня¹, бакалавр, І. С. Кривохатько², доцент, к.т.н.

АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТЕЛЕСКОПІЧНОГО КРИЛА

En

In the last decade folding tube launch of UAV became common, for which telescopic wings are reasonable. Nowadays, telescopic wing aerodynamic characteristics are researched much less than constant geometry wing. In present work telescopic wings` aerodynamic characteristics were determined by means of Finite elements (Ansys software) and Panel-vortex methods, as well as results obtained during wind tunnel experiment.

Finite element method with unstructured mesh allows to consider vortices on joints between telescopic wing`s sections and as a result to get more accurate values for lift coefficient. Both Panel-vortex and Finite element method allow estimating the decrease of drag due to the telescopic wing span growth. However, the Panel-vortex method is more accurate in prediction the dependence of drag changing versus lift coefficient (if lift increases then drag changing increases as well).

Ru

За последнее десятилетие одним из распространенных методов запуска БПЛА становится контейнерный или трубный старт, для которого на аппаратах целесообразно использовать телескопические крылья. На сегодняшний день аэродинамические характеристики телескопического крыла изучены в меньшей степени, чем крыльев постоянной геометрии. В данной работе исследованы аэродинамические характеристики телескопического крыла, рассчитанные с помощью конечно-элементного (Ansys) и панельно-вихревого методов, а также полученные в эксперименте, проведенном в аэродинамической трубе.

¹ НТУУ «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», факультет авіаційних і космічних систем

² Державне підприємство «Антонов»

Конечно-элементный метод с использованием неструктурированной сетки способен учитывать вихри на стыках между секциями телескопического крыла и позволяет получить более точный результат касательно коэффициента подъемной силы. Оба метода позволяют в первом приближении оценить уменьшение коэффициента сопротивления от изменения размаха крыла. Однако панельно-вихревой метод более точно показывает характер изменения коэффициента сопротивления от коэффициента подъемной силы, с увеличением которого изменение сопротивления растет.

Вступ

Останніми роками одним з поширених методів запуску малих безпілотних літальних апаратів (БпЛА) став контейнерний або трубний старт [1]. Складена модель виштовхується із труби за допомогою гумового або пневматичного приводу і розкривається у польоті. Недоліком таких апаратів є розмах, обмежений внутрішніми розмірами контейнеру, і, як наслідок, видовження крила. Зменшення видовження крил призводить до погіршення аеродинамічних характеристик літального апарату, що зменшує тривалість і дальність його польоту. За цих причини доцільно розглянути можливість використання телескопічного крила, яке складається із основної та висувної секції.

У відомих літературних джерелах [2, 3] наводиться розрахунок крила складної форми, розрахунок аеродинамічних характеристик телескопічного крила панельно-вихровим методом [4], але математична модель не враховує вихорів між секціями крила. Крім того, відсутні аналітичні залежності аеродинамічних характеристик та ефективного видовження від співвідношення хорд, товщини секцій та розмахів крила. Панельно-вихровий метод вимагає від моделі суттєвої схематизації поверхні літального апарату, що негативно впливає на точність результатів. У даній роботі виконується розрахунок телескопічного крила методом кінцевих елементів, який використовує розв'язання повних рівнянь Нав'є-Стокса для тривимірного потоку і дозволяє отримати більш якісний результат за рахунок врахування вихорів на стиках секцій телескопічного крила, дає можливість виразити вказані вище залежності аеродинамічних характеристик від геометричних параметрів. Зважаючи на потенційну можливість дослідити та покращити характеристики крила, дана тема є актуальною задачею.

Постановка задачі

Метою даної роботи є дослідження методами обчислювальної аеродинаміки характеристик двосекційного телескопічного крила, впливу геометричних параметрів, а саме, співвідношення розмаху висувної частини крила до базового, на аеродинамічні характеристики; порівняння результа-

тів розрахунку, отриманих за допомогою кінцево-елементного та панельно-вихрового методів.

Об'єкт дослідження

Для дослідження обрано модель БПЛА «Сокіл-2». Для розрахунків його аеродинамічних характеристик було побудовано 3D-модель у додатку *ICEM CFD* програмного пакету *ANSYS*, побудовано кінцево-елементну сітку. Аеродинамічні характеристики були розраховані за допомогою додатку *Fluent* пакету програм *ANSYS*.

У якості вихідних даних було взяте крило із розмахом 1050 мм, хордою 110 мм та профілем *MH32*. Експериментальні дослідження моделі літального апарата із базовим та телескопічним крилами були раніше проведені у аеродинамічній трубці АТ-1 (ДП «Антонов»).

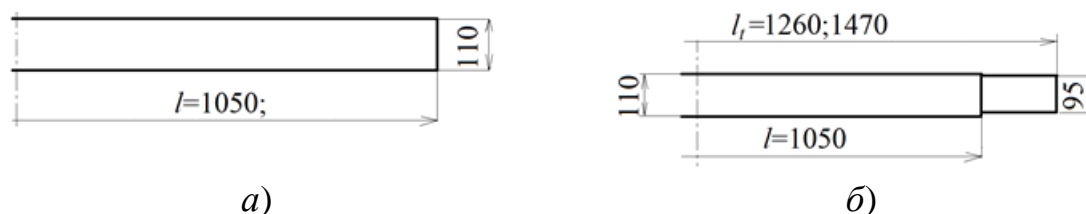


Рис. 1. Параметри крил: а) базове крило, б) телескопічне крило

Розрахунок проведено для базового крила: розмах $l = 1050$ мм, складеного телескопічного крила, і для висунутих положень крила – 20% та 40% від базового розмаху, 1260 мм та 1470 мм відповідно.

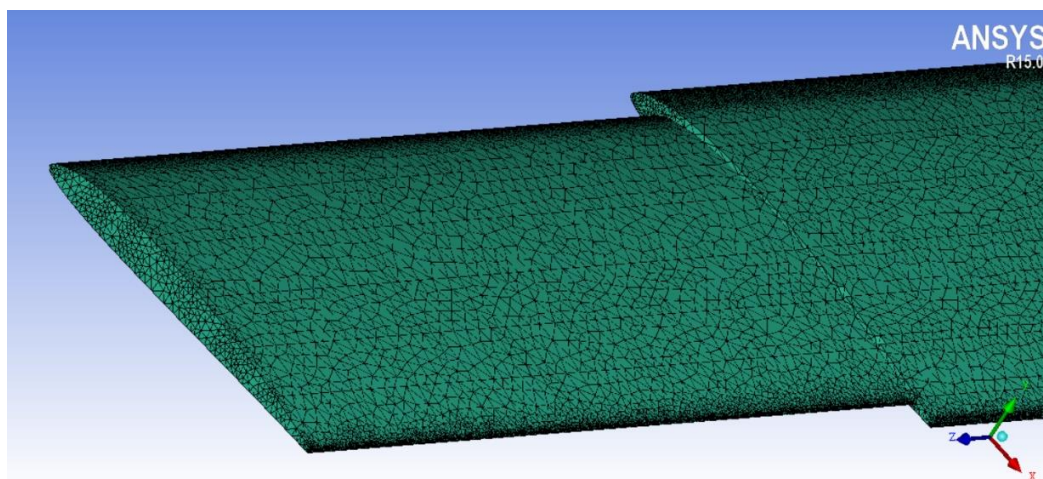


Рис. 2. Неструктурована розрахункова сітка для моделі крила у розгорнутому стані, розмах висувних секцій становить 40% від базового розмаху

Побудована неструктурована розрахункова сітка із тетраедричних елементів з моделюванням призматичного примежового шару (рис. 2). У разі довжини хорди базового крила 110 мм та висувного – 95 мм, максимальний розмір поверхневого елемента для крила – 3 мм, лінійного елеме-

нта по передній крайці – 1 мм, по задній – 1 мм. Висота призматичного шару (3 мм) обрана рівною товщині примежового шару на задній крайці. Безпосередній розрахунок було виконано за типом розв'язувача *pressure-based*, моделлю турбулентності Ментера, із параметрами, встановленими за замовчуванням, та у стандартних атмосферних умовах. Такий розрахунок не дозволяє визначити абсолютні величини опору, але дозволяє проводити їх порівняння для кількох подібних випадків.

Результати розрахунків аеродинамічних характеристик моделі

Обчислено аеродинамічні характеристики для базового крила, телескопічного крила, розгорнутого на 20% від розмаху базового та на 40% та для кожного крила окремо.

Із поляр (рис. 3) видно, що для крила у розгорнутому положенні підйомна сила більша за однакових коефіцієнтах опору.

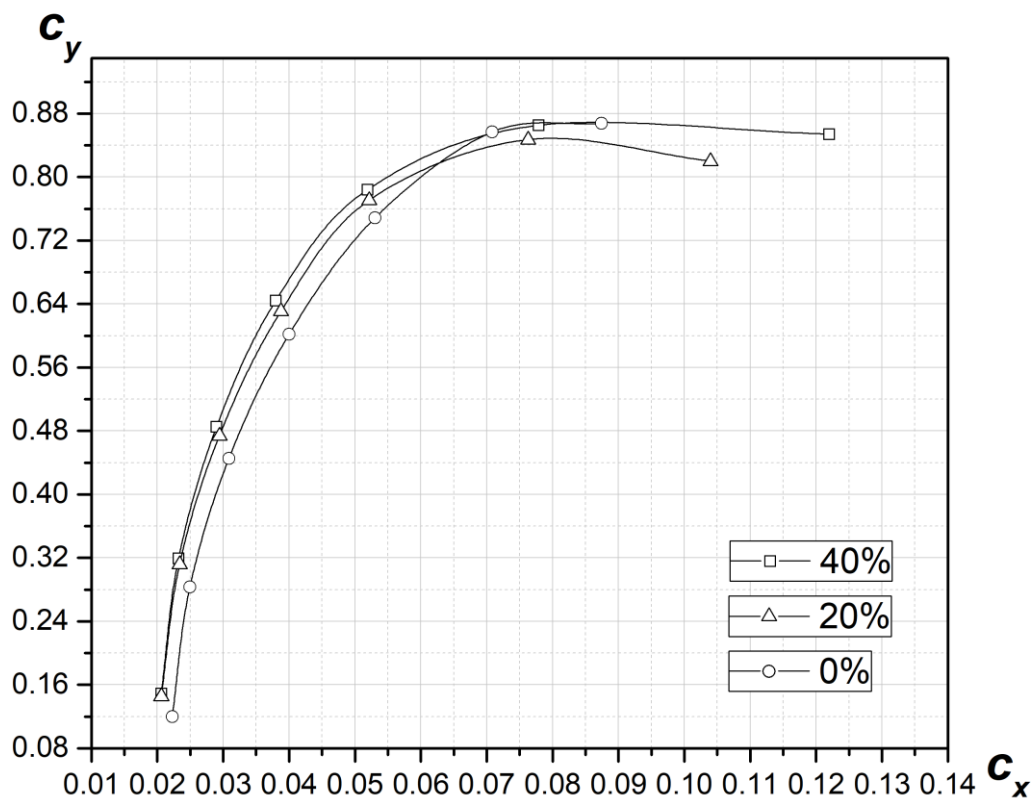


Рис. 3. Поляри базового крила та двох телескопічних крил у розгорнутому положенні. Зверху-вниз: розгорнуте на 40% розмаху, на 20% та базове крило

Із графіків видно, що у разі збільшення розмаху за рахунок висування секцій крила збільшується максимальна якість крила (рис. 5, рис. 6), спостерігається незначне зростання похідної коефіцієнта підйомної сили крила від кута атаки (рис. 4), мінімальне значення коефіцієнта опору і значення у крейсерському режимі знижуються (рис. 3). Це пояснюється зменшенням індуктивного опору телескопічного крила не лише за рахунок ви-

довження, але і за рахунок наближення розподілу циркуляції за розмахом до еліптичної внаслідок появи звуження крила.

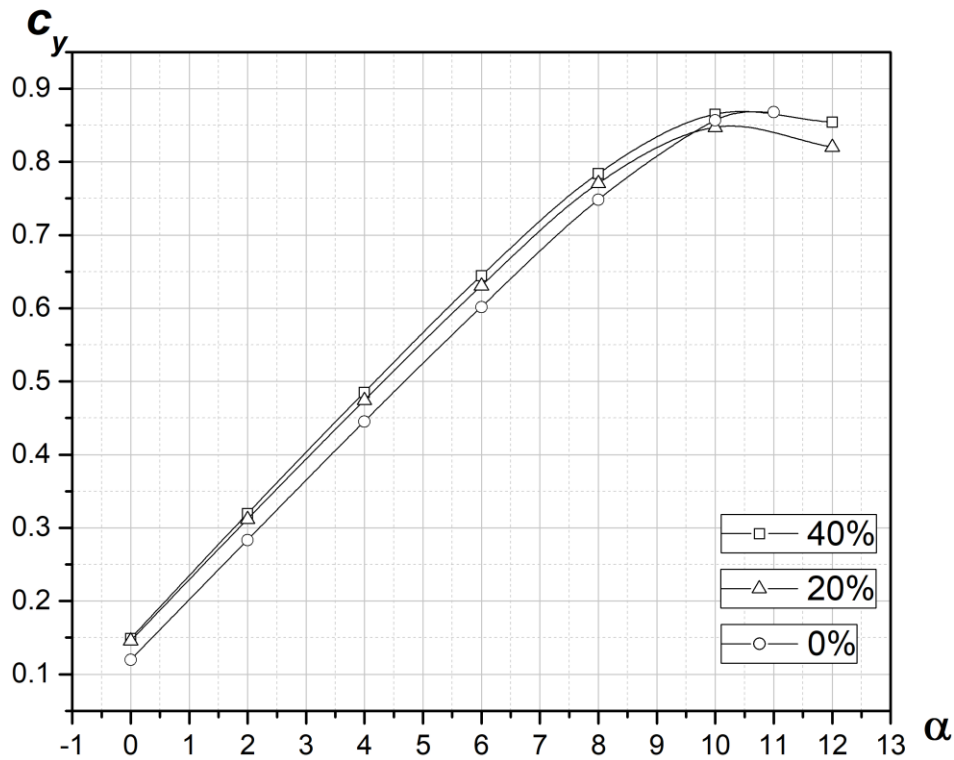


Рис. 4. Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки

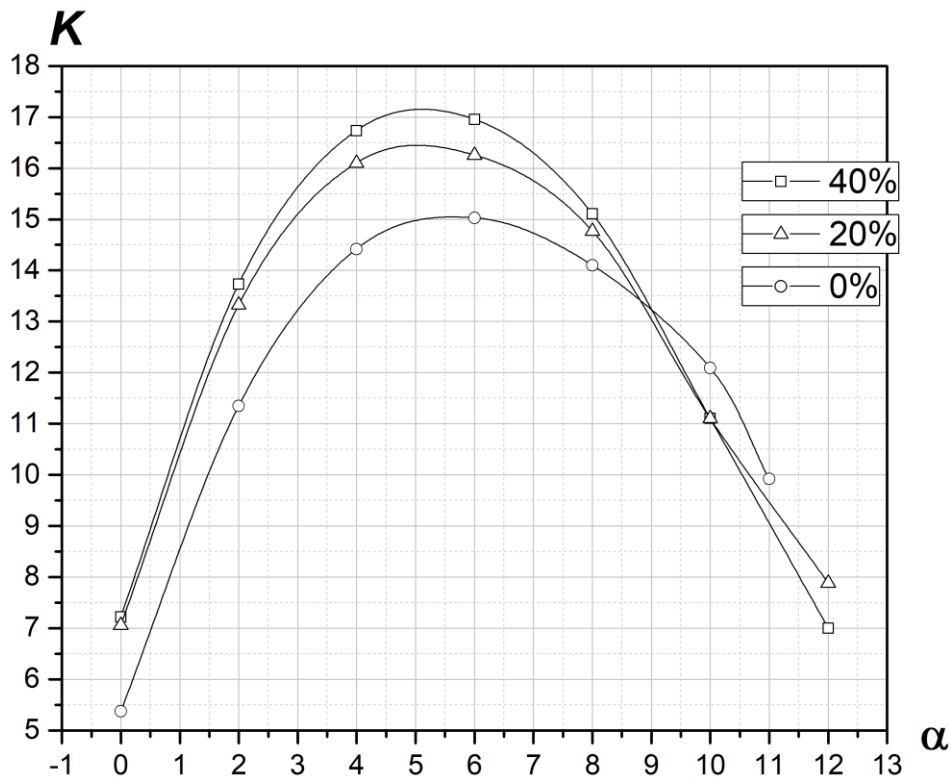


Рис. 5. Залежність аеродинамічної якості від кута атаки

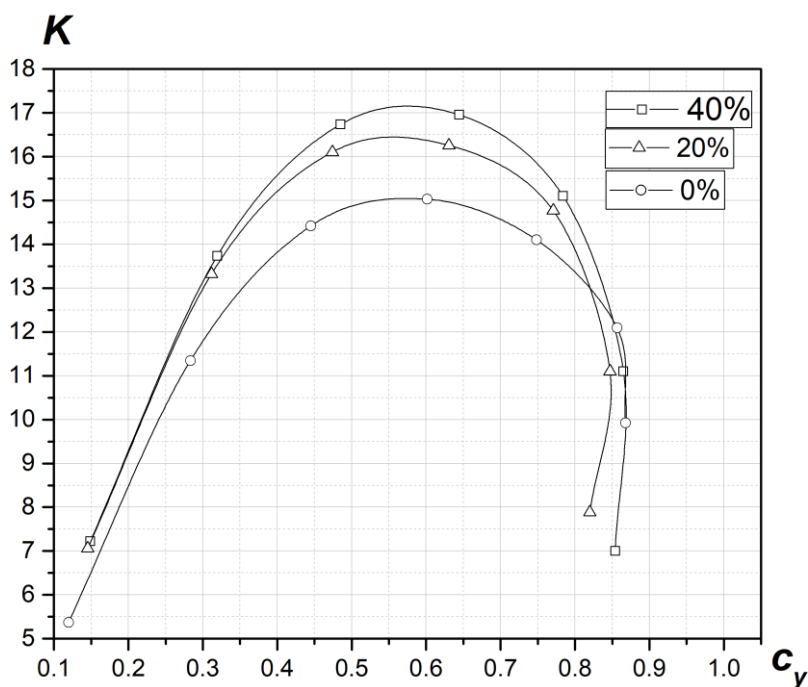


Рис. 6. Залежність аеродинамічної якості від коефіцієнта підйомної сили

Візуалізація аеродинамічних спектрів у *ANSYS* показала наступні результати для розгорнутого на 40% від базового розмаху крила (рис. 7 - рис. 10). На куті атаки 4° (рис. 7) спостерігається наявність невеликого кінцевого вихору, відрив відсутній, вихору на стику секцій немає; 6° – починає формуватися вихор на стику секцій (рис. 8), відриву немає, кінцевий вихор зростає; кут 8° – спостерігається відрив на стику секцій крила (рис. 9); 10° – наявний великий відрив на стику секцій крила (рис. 10), на більших кутах відрив поширюється.

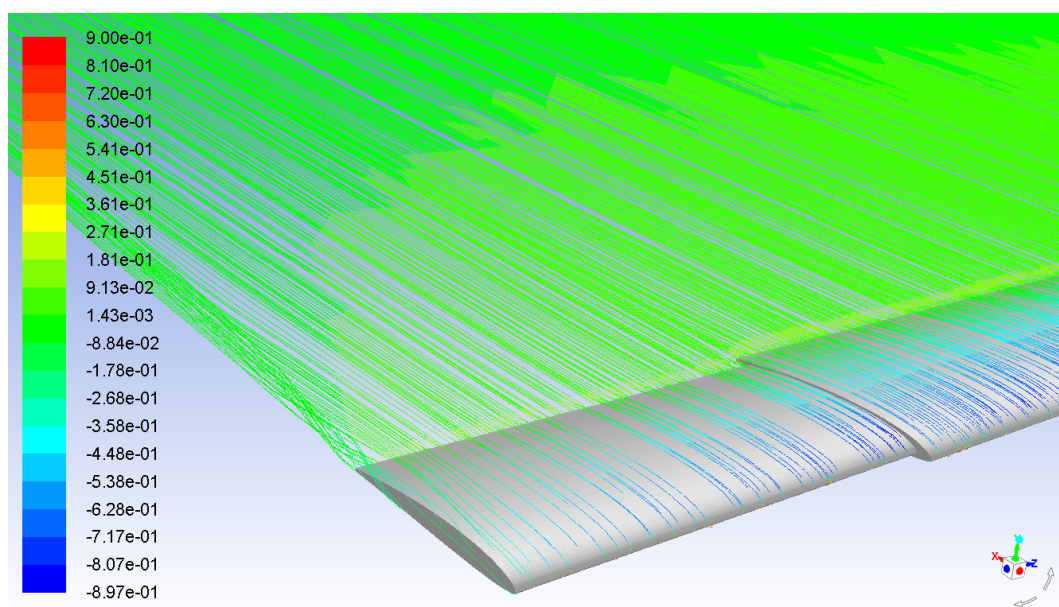


Рис. 7. 40% базового розмаху, кут атаки 4°

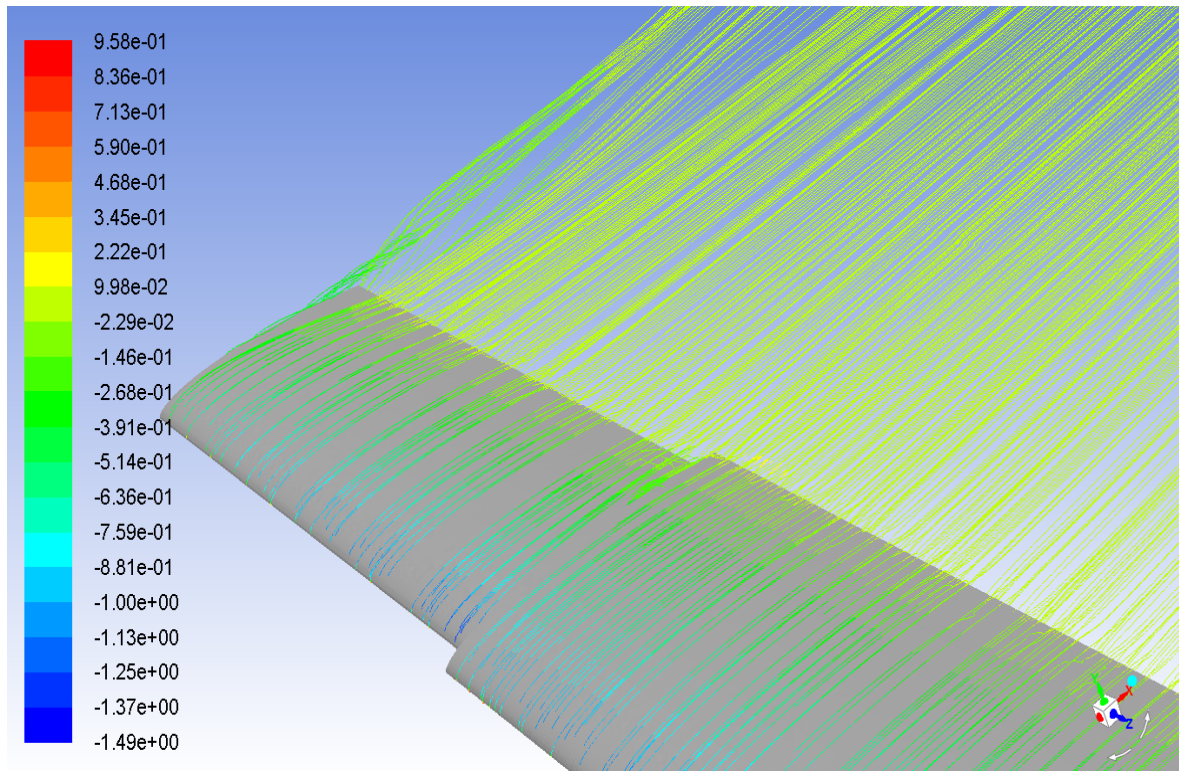


Рис. 8. 40% базового розмаху, кут атаки 6°

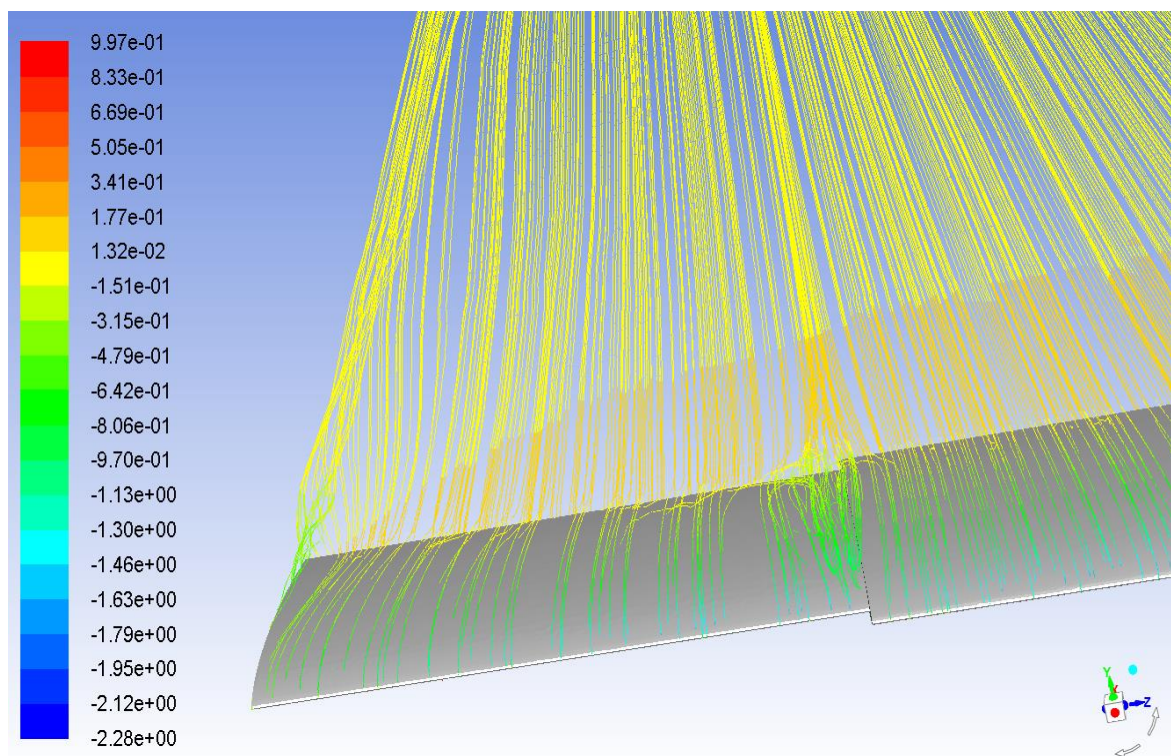


Рис. 9. 40% базового розмаху, кут атаки 8°

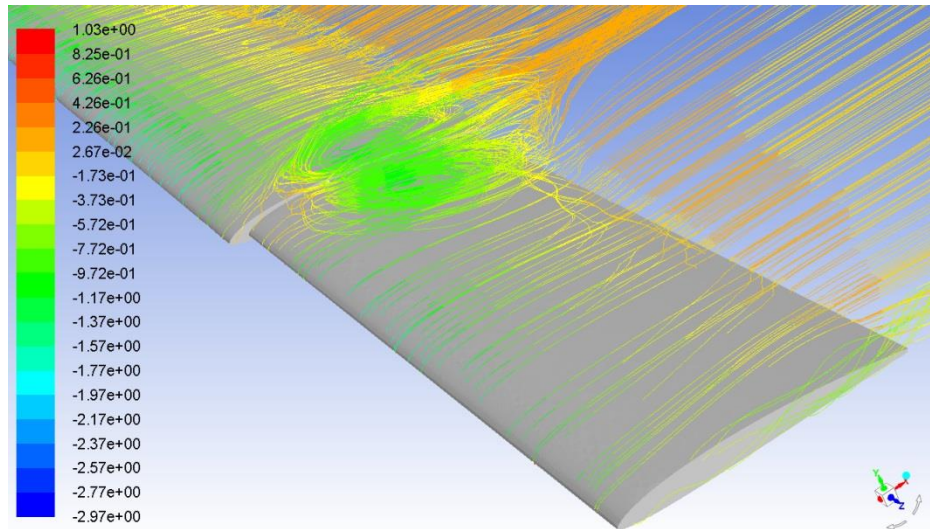


Рис. 10. 40% базового розмаху, кут атаки 10°

У порівнянні із результатами, отриманими панельно-вихровим методом та експериментальним, кінцево-елементний метод дає більш точний результат, як для базового, так і для телескопічного крила.

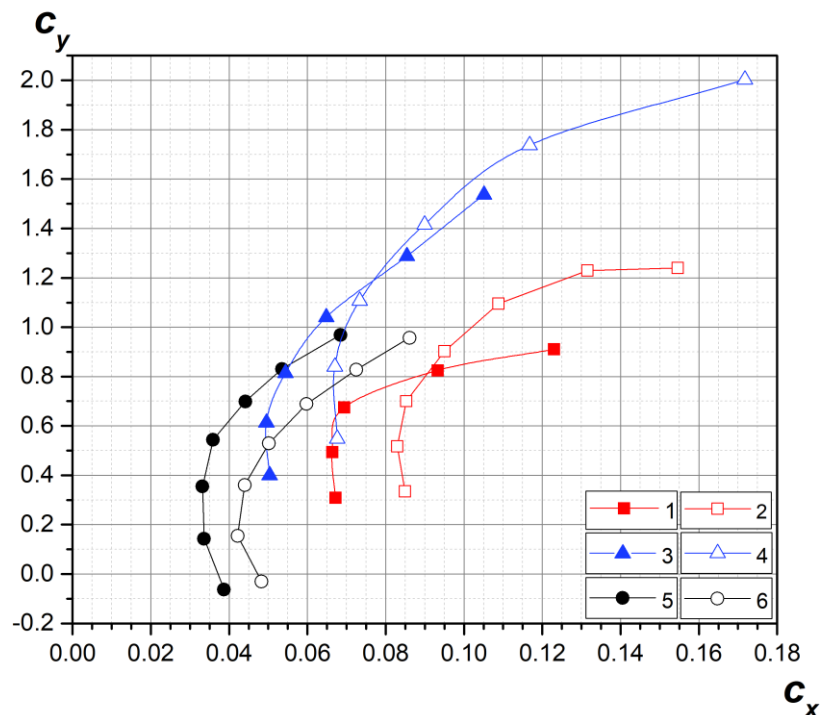


Рис. 11. Графіки залежності коефіцієнту підйомної сили C_y від коефіцієнту опору C_x : 1. кінцево-елементний метод, крило, розгорнуте на 40% від розмаху базового; 2. кінцево-елементний метод, базове крило; 3. панельно-вихровий метод, крило розгорнуте на 40%; 4. панельно-вихровий метод, базове крило; 5. експеримент, розгорнуте на 40% крило; 6. експеримент, базове крило

На рис. 11 зображені графіки залежності коефіцієнту підйомної сили від коефіцієнту опору для базового і для розгорнутого крила, отримані трьома різними методами. На рис. 12 наведено залежність зміни приросту аеродинамічної якості ЛА від коефіцієнта підйомної сили.

Як і панельно-вихровий метод, кінцево-елементний дає завищені значення коефіцієнтів підйомної сили та опору. Значення C_y із кінцево-елементного методу більше наближені до експериментальних даних, ніж панельно-вихрового, однак мінімальне значення коефіцієнту опору C_x – вище, ніж за даними панельно-вихрового методу та експерименту.

Висновки

Визначення аеродинамічних характеристик двосекційного телескопічного крила методом кінцевих елементів дозволило зробити такі висновки:

1. Числове розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса із використанням неструктурованої кінцево-елементної сітки дозволяє врахувати вихори на стиках між секціями крила і, завдяки цьому, отримати результати більш наближені до результатів експерименту, ніж значення, отримані панельно-вихровим методом. Мінімальні значення коефіцієнту опору більш віддалені від результатів експерименту, але значення коефіцієнту підйомної сили ближче до результатів експерименту, ніж значення, отримані у результаті розрахунку панельно-вихровим методом. Отримані результати свідчать про коректність кінцево-елементного методу розрахунку у визначенні підйомної сили та у моделюванні якісної картини обтікання.
2. Зміни аеродинамічних характеристик телескопічного та прямокутного крила мають спільні закономірності, 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 еліптичного внаслідок появи звуження крила.

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. *Кривохатко І. С.* Аналіз аеродинаміки малого безпілотногo літального апарату з телескопічним крилом / І. С. Кривохатко // 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.