

А. С. Руденко<sup>1</sup>, бакалавр, І. С. Кривохатько<sup>2</sup>, доцент, к.т.н.

## ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ ТЕХНОЛОГІЧНИХ ВІДХИЛЕНЬ НА АЕРОДИНАМІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ БЕЗПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

**En**

At the stage of serial production, all the potential of the aircraft must find a practical realization. Such features of the contour such as projecting rivets, surface waviness, steps, cracks, and flashing lights cause the additional drag.

Methods for additional drag calculating can be found in various sources, but there is no confirmation how these methods are regular for low Reynolds numbers.

The influence of technological deviations on the aerodynamic characteristics of the unmanned aerial vehicle was investigated by the computational fluid dynamics method.

The study was performed in Profili 2.27 software, which uses the XFOIL code. It shows a high convergence of calculation results with experimental data for low Mach numbers and a wide range of Reynolds numbers. Each of the airfoils was considered with different positions of the deviation and with its different depth. The calculation was also performed for different Reynolds numbers.

Eighteen polars of SD8040 (10 %) and HN-417 (10 %) airfoils were received. Twelve dependencies of drag coefficient and maximum lift coefficient from the cavity depth, its coordinate and Reynolds number were also presented in the form of tables and graphs. A comparison of the determined impact of surface deviations on aerodynamic characteristics with generalized regularities was made. As a result of the calculation, it was shown that, in general, the cavity shifting backward decreases its effect on the aerodynamic characteristics, since the thickness of the boundary layer increases and the relative cavity depth to this thickness becomes less. Mainly, the Reynolds number decreasing reduces the influence of the cavity on the airfoil aerodynamic characteristics for the same reason. The obtained results meet the known patterns and confirm the correctness of the chosen research method. The impact of the cavity with a 0,5 % depth of the chord can significantly reduce the maximal lift coefficient (from 1,28 to 1,21). At the same time, it was found that the effect of deviations from the theoretical contour depends essentially on the particular airfoil shape, even if these airfoils have the same thickness and are geometrically similar. Comparisons with analytical generalizations indicated that the calculated results have one order of value, but unlike theory, they are more complex nonlinear dependences on the cavity depth.

Further studies of other airfoils of different thickness and curvature with similar deviations from the theoretical contour are promising as well as using more powerful numerical methods (solving Navier-Stokes equations).

**Ru**

В работе методами численной аэродинамики исследовано влияние технологических отклонений в виде впадин на аэродинамические характери-

<sup>1</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

<sup>2</sup> КПІ ім. Ігоря Сікорського

ки крыла беспилотного летательного аппарата. Исследование проведено с расчетным кодом XFOIL. Рассмотрены два типичных для малых БЛА аэродинамических профиля с разными координатами расположения впадины и с разной величиной отклонения от теоретического контура. Показано, что в целом смещение впадины назад уменьшает её влияние на аэродинамические характеристики; уменьшение числа Рейнольдса также уменьшает это влияние. Отклонение величиной 0,5 % хорды может привести к существенному снижению  $C_{y\max}$  (с 1,28 до 1,21). Влияние отклонения от теоретического контура существенно зависит от формы конкретного профиля, даже если эти профили имеют одинаковую толщину и геометрически близки. Сравнение с аналитическими обобщениями показало, что расчетные результаты имеют с ними один порядок величин, но в отличие от теории представляют собой более сложные, нелинейные зависимости от глубины впадины.

### Вступ

На етапі серійного виробництва повинен знайти практичну реалізацію весь потенціал, закладений при створенні літальних апаратів (ЛА) вченими, конструкторами, технологами. Безпека експлуатації серійних літаків є метою виконання все більш жорстких сертифікаційних вимог, а економічна ефективність експлуатації вироблених ЛА у великій мірі залежить від якості їх виготовлення. На паливну економічність ЛА, поряд із витратними характеристиками двигунів, впливає рівень його аеродинамічної якості. Відмінність практичних зовнішніх обводів літака від найкращих теоретичних форм може істотно спотворити оптимальний розподіл тиску і знизити аеродинамічну якість. Напевно, що за компонувальними, технологічними і економічними причинами повністю уникнути таких недосконалостей форми у сучасних конструкціях літаків неможливо.

Якість виготовлення зовнішньої поверхні ЛА у великій мірі впливає на його конкурентоспроможність. Під якістю виготовлення зовнішньої поверхні ЛА розуміється її аеродинамічна гладкість, котра визначається не тільки геометричною гладкістю, а й величиною й кількістю відхилень від теоретичного контуру поверхні. Існують документи, що регламентують допустимі відхилення та якість зовнішньої поверхні ЛА – галузевий стандарт (ОСТ) і створювані на його базі Технічні умови (ТУ) або Технічні вимоги (ТВ). Ці документи обґрунтовані аналізом впливу різних видів дефектів поверхні на лобовий опір літака. Виконання ТВ або ТУ на граничні відхилення і якість зовнішньої поверхні є обов'язковим під час отримання ЛА сертифіката типу. Цим встановлюються граничні відмінності у геометрії різних примірників літаків одного типу, що фактично характеризує можливості виробництва. У разі неможливості виконання ТВ або ТУ виробництвом, припустимі відхилення повинні бути збільшені із відповідним збільшенням шкідливого опору і зміною льотних характеристик.

Інженерні служби зобов'язані вживати заходів щодо зниження під час експлуатації додаткового опору тертя, профільного та індуктивного,

що викликано розвитком індивідуальних особливостей літаків. Технологія ремонту обшивки ЛА повинна забезпечувати максимальну гладкість [1], [2].

Ступінь впливу дефекту зовнішньої поверхні на аеродинамічну якість залежить від місця розташування цього дефекту. Умовно вся зовнішня поверхня літака розбивається на зони, що відрізняються ступенем впливу якості поверхні на його аеродинамічні характеристики. Зазвичай таких зон буває дві або три [3].

Такі особливості контуру обшивки, як виступаючі заклепки або хвилястість поверхні, сходинки, щілини, пробілкові вогні теж викликають додатковий опір.

У різних джерелах [3], [4, с. 5-6, с. 120-121], [5] можна знайти інформацію щодо методик обчислення додаткового опору, але не має місця підтвердженню, на скільки ці методики являють собою закономірність, тобто можуть претендувати на універсальність розрахунків.

Іншими словами, якщо на етапі виробництва ЛА, у декількох місцях буде деформовано обшивку крила, а ми за допомогою відомих методик розрахуємо додатковий опір внаслідок цих деформацій, не факт, що отриману інформацію ми можемо використовувати у подальшому для визначення додаткового опору, маючи за інформацію тільки місце та характер деформації.

У теорії така закономірність цілком логічна, але експериментального підтвердження у відкритих джерелах не виявлено, тому задача із дослідженням впливу технологічних відхилень на аеродинамічні характеристики і льотно-технічні характеристики безпілотних літальних апаратів (БПЛА) досі залишається в процесі вирішення.

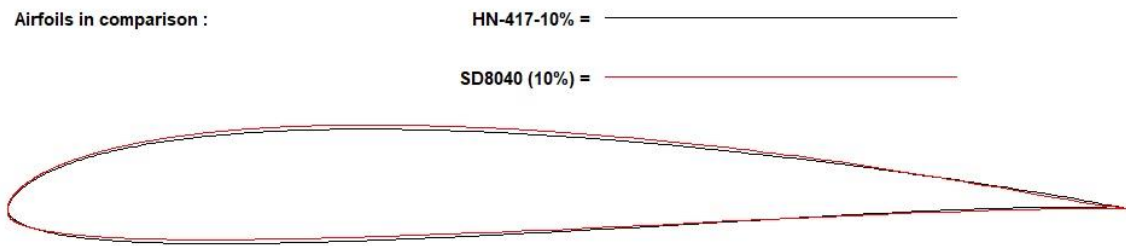
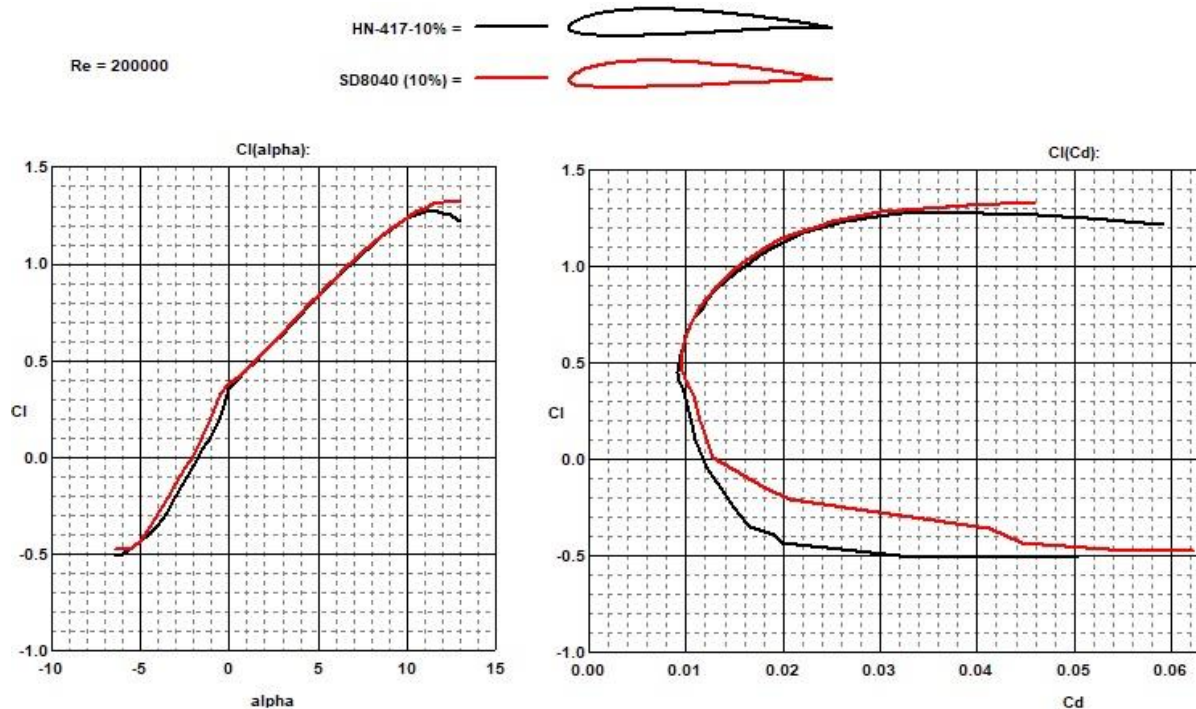
### **Постановка задачі**

В даній роботі методами обчислювальної аеродинаміки досліджено вплив технологічних відхилень на аеродинамічні характеристики і льотно-технічні характеристики безпілотних літальних апаратів.

### **Об'єкт дослідження**

Для дослідження було обрано такі вихідні дані:

- типові аеродинамічні профілі, що використовуються для малих БПЛА: *HN-417*(10%), *SD 8040* (10%) (рис. 1, рис. 2);
- координати початку відхилення:  $x=20\%$ ,  $40\%$ ,  $60\%$ ;
- величини відхилення від теоретичного контуру:  $h = 0,125\%$ ,  $0,25\%$ ,  $0,5\%$ ;
- числа Рейнольдса  $Re=200\ 000$ ;  $500\ 000$ ;  $1\ 000\ 000$ .

Рис. 1. Порівняння геометрії профілів *HN-417(10%)*, *SD8040 (10%)*Рис. 2. Порівняння аеродинаміки профілів *HN-417(10%)* і *SD 8040 (10%)*

### Метод дослідження

Дослідження проведено у програмі *Profili 2.27* с, яка використовує розрахунковий код *XFOIL*, що показав високу збіжність результатів розрахунку із експериментальними даними для низьких чисел Маха та у широкому діапазоні чисел Рейнольдса [6, с. 59]. Кожен із профілів був прорахований за різними координатами розташування відхилення та за різною величиною відхилення від теоретичного контуру (рис. 3).

Також процедура розрахунку була проведена для різних чисел Рейнольдса (рис. 4).

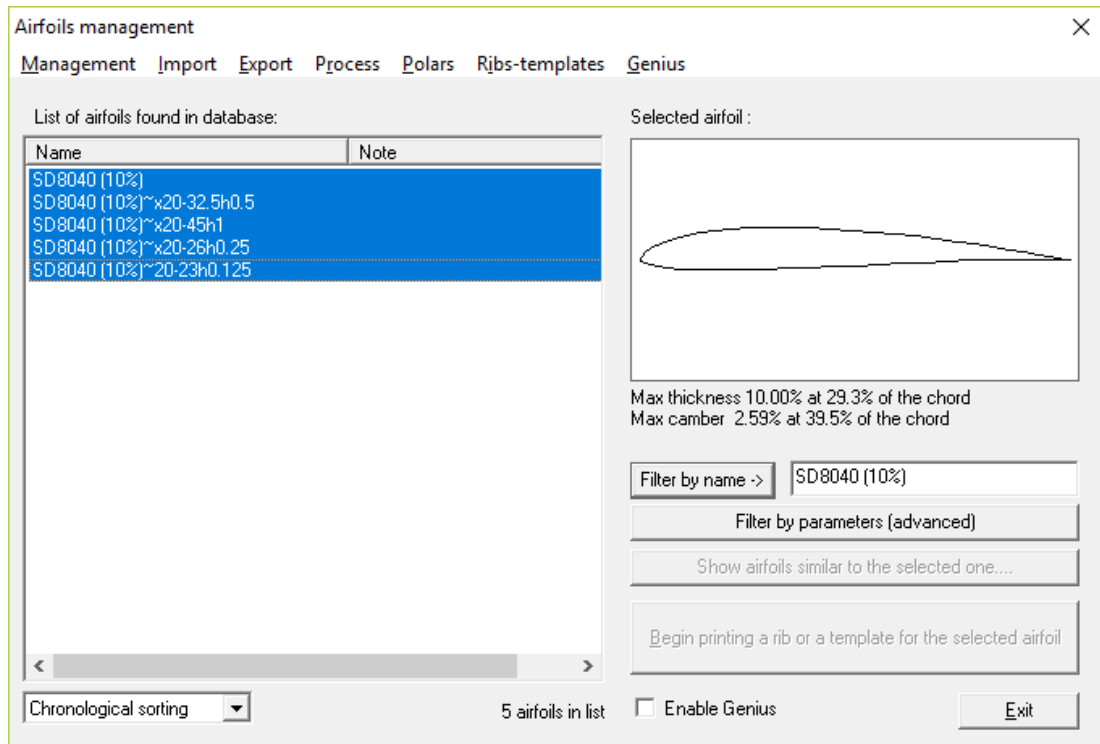


Рис. 3. Профіль SD 8040 (10%), підготовлений для розрахунку за координатою відхилення у 20%.

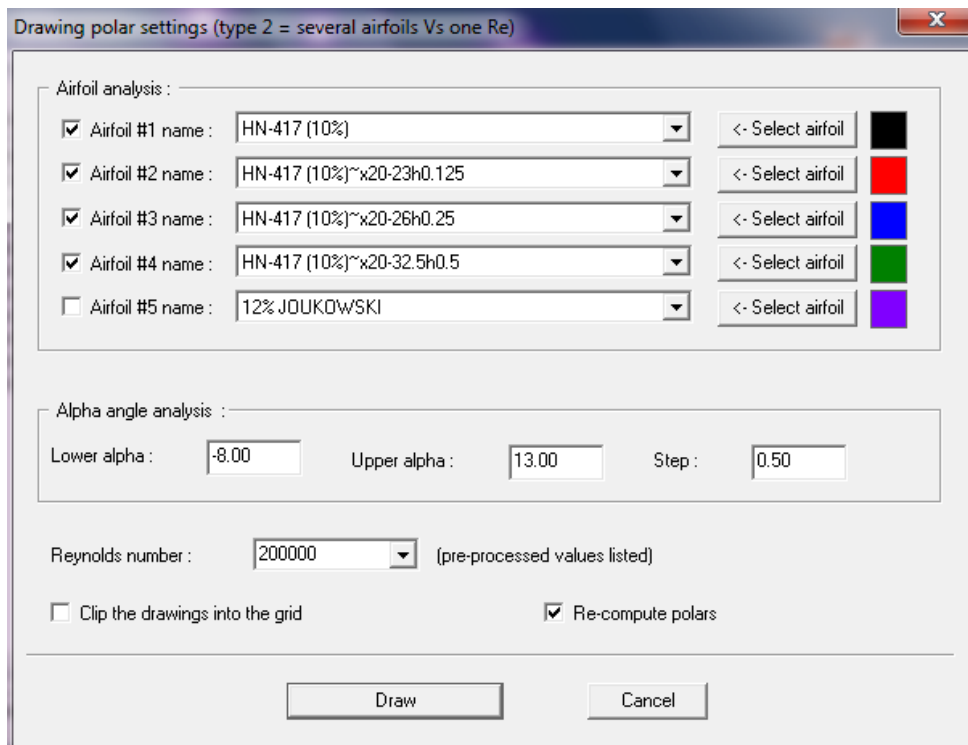


Рис. 4. Профіль HN-417(10%), підготовлений для розрахунку за координатою початку відхилення у 20 % та числом  $Re = 200\ 000$

## Результати дослідження

Всього вийшло вісімнадцять поляр різних профілів (рис. 5, рис. 6).

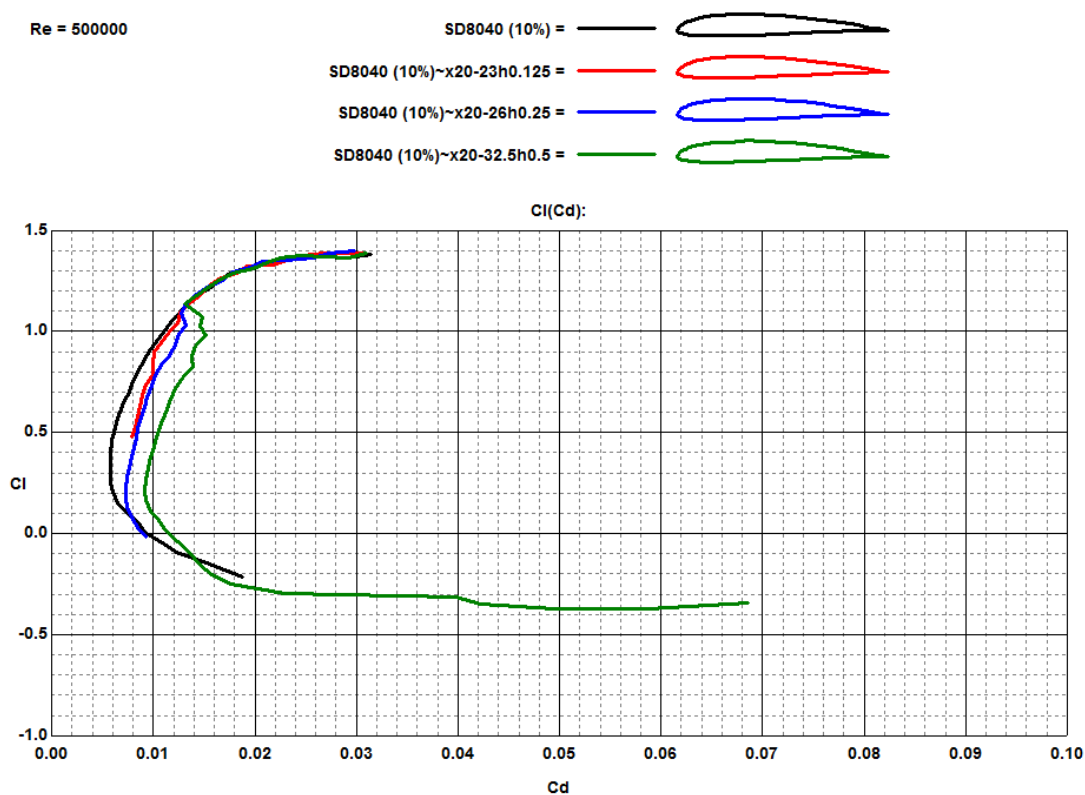


Рис. 5. Поляра профілю *SD 8040 (10%)* за координатою початку відхилення у 20 % та числом  $Re = 1000000$

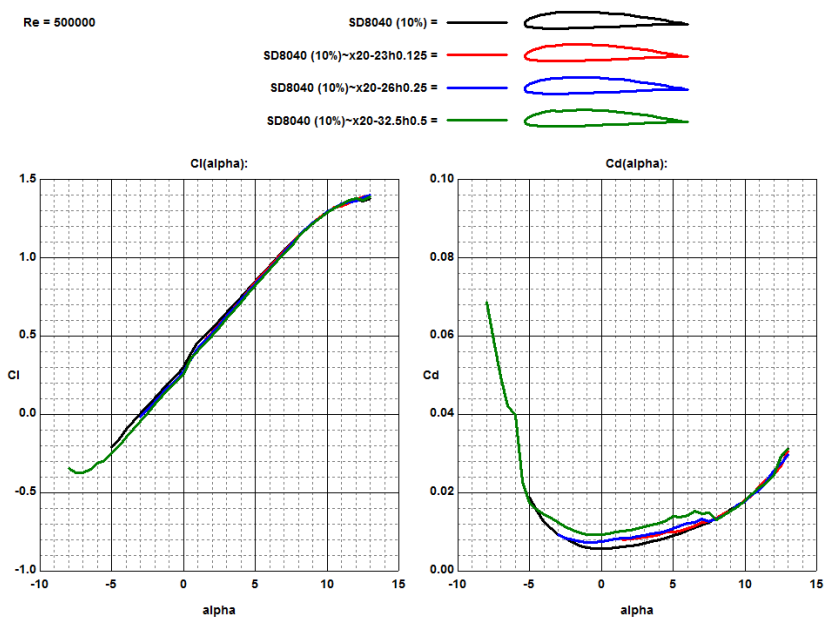


Рис. 6. Поляра профілю *SD 8040 (10%)* за координатою початку відхилення у 20 % та числом  $Re = 1000000$

Також було представлено дванадцять залежностей  $c_x$  і  $c_{y \max} = f(h, x, Re)$  у вигляді таблиць і графіків. Нижче приведені найбільш цікаві результати, які показують загальну картину дослідження:

$$SD-8040 (10\%) - x40 (c_x = f(h, x, Re))$$

Таблиця 1.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	0,0096	0,0094	0,0089	0,0087
500 000	0,0058	0,0057	0,0073	0,0084
1 000 000	0,0047	0,0051	0,0064	0,0072

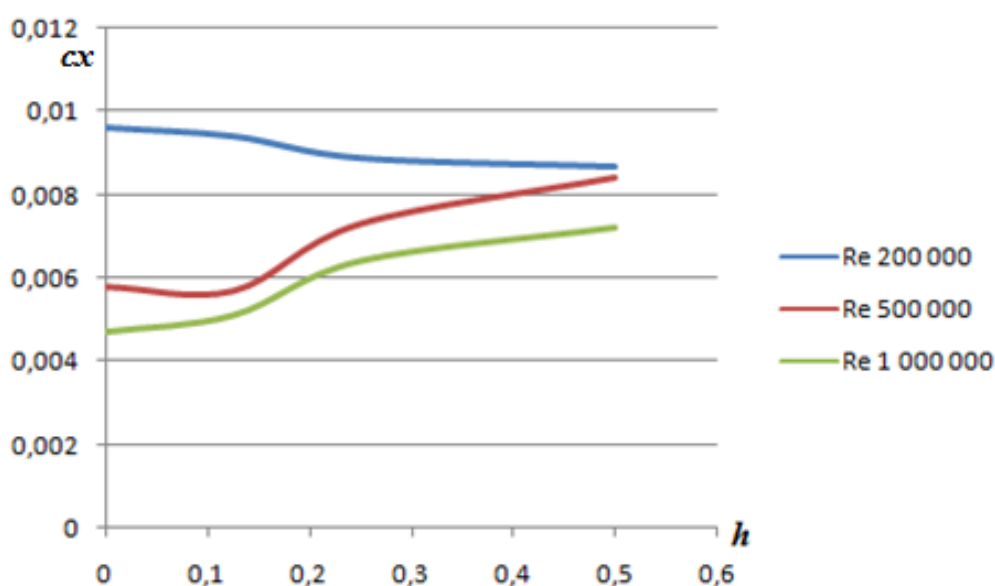


Рис. 7. Графік залежності коефіцієнта опору від глибини западини для профілю SD 8040 (10%) за координатою відхилення у 40%

Порівняно із відхиленням на  $x=60\%$  відхилення на  $x=40\%$  знаходиться на меншій товщині примежового шару, тому має впливати на аеродинамічні характеристики більше. Окрім того, при більших числах Рейнольдса товщина примежового шару буде меншою, а вплив западини – більшим. Залежності коефіцієнту опору, наведені на рис. 7, підтверджують даний ефект.

$$SD-8040 (10\%) - x60 (c_{y \max} = f(h, x, Re))$$

Таблиця 2.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	1,3285	1,3285	1,328	1,3189
500 000	1,3899	1,3899	1,3932	1,3761

## Розділ 3. Керування

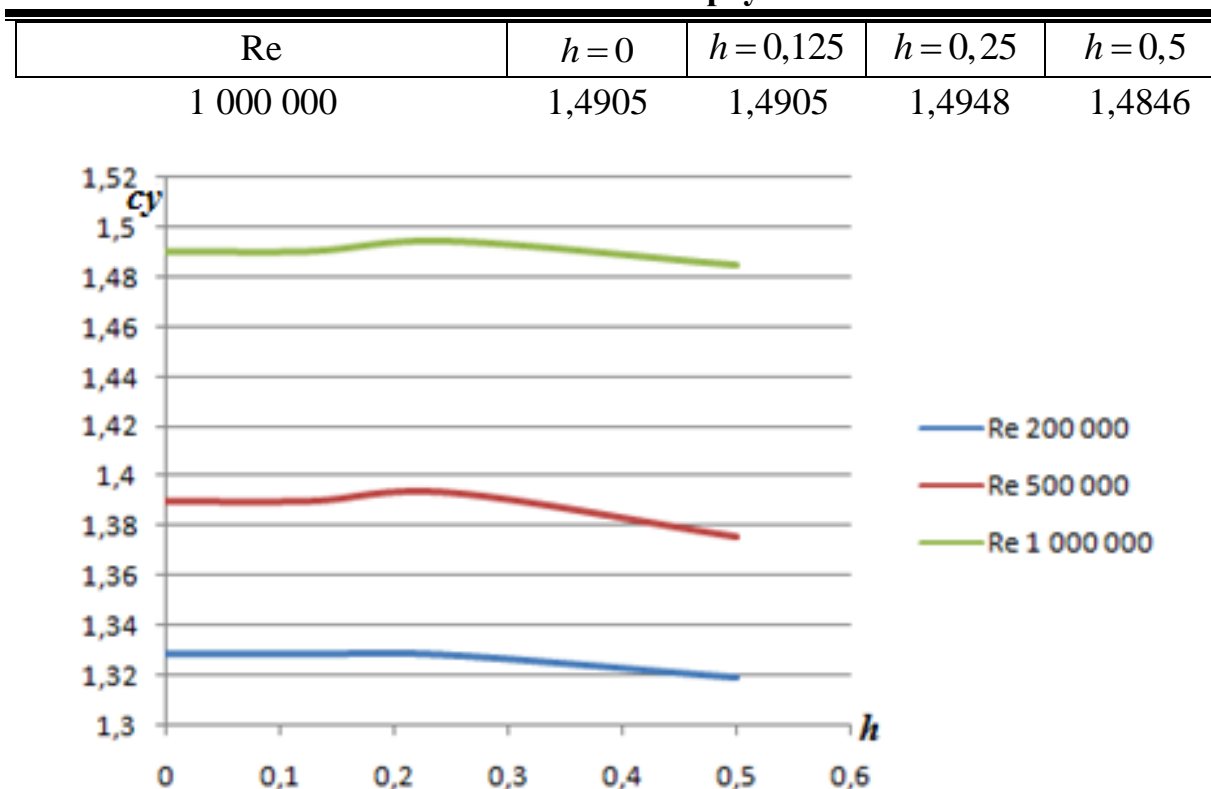


Рис. 8. Графік залежності максимального коефіцієнта підйимальної сили від глибини западини для профілю *SD 8040* (10 %) за координатою початку відхилення у 60 %

Для профілю *SD 8040* точка максимальної кривизни менше, ніж для профілю *HN-417*, тому його хвостова частина створює меншу підйимальну силу. Відповідно розглянуті відхилення в центральній ( $x=40\%$ ) і хвостовій ( $x=60\%$ ) частині *SD 8040* не провокують відрив потоку. Зменшення максимального коефіцієнта підйимальної сили незначне і становить менше, ніж  $|\Delta c_{y_{\max}}| < 0,02$ . Збільшення коефіцієнту опору при різних числах Рейнольдса для даного профілю також незначне.

$$HN - 417 (10\%) - x20 (c_x = f(h, x, Re))$$

Таблиця 3.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	0,0088	0,0087	0,0086	0,0108
500 000	0,006	0,006	0,0067	0,0094
1 000 000	0,0058	0,006	0,0074	0,0084

Відхилення від теоретичного контуру в передній частині ( $x=20\%$ ) профілю *8040* незначно впливає на максимальний коефіцієнт підйимальної сили, а при глибині  $h=(0,25\dots0,5)\%$  створює відчутний додатковий опір ( $\Delta c_x = 0,0020 \dots 0,0035$ ).



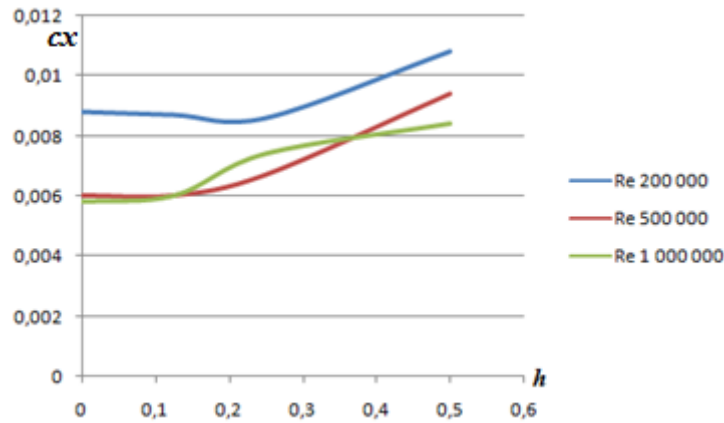


Рис. 9. Графік залежності коефіцієнту опору від глибини западини профілю  $HN-417$  (10 %) за координатою початку відхилення у 20 %

$$HN-417 (10\%) - x40 (c_{y_{\max}} = f(h, x, Re))$$

Таблиця 4.

Re	$h = 0$	$h = 0,125$	$h = 0,25$	$h = 0,5$
200 000	1,2839	1,2789	1,275	1,2766
500 000	1,3713	1,3643	1,3298	1,337
1 000 000	1,4711	1,465	1,4319	1,4188

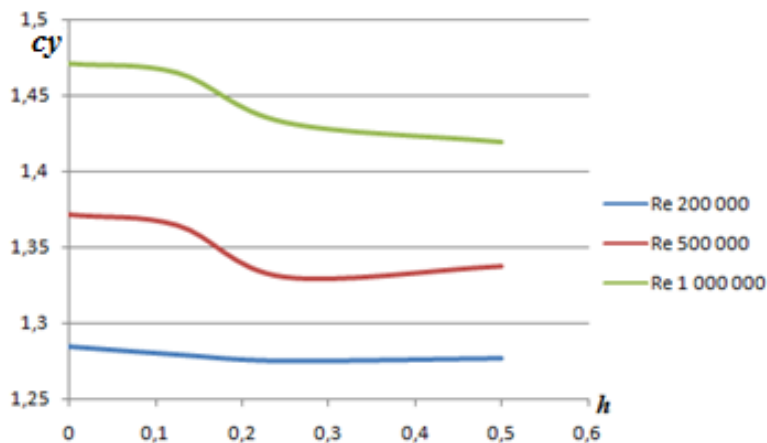


Рис. 10. Графік залежностей максимального коефіцієнту підйимальної сили профілю  $HN-417$  (10 %) за координатою початку відхилення у 40 %

Під час середнього розташування відхилення від ТК ( $x = 40\%$ ) воно впливає на максимальний коефіцієнт підйимальної сили у разі чисел Рейнольдса 0,5 млн. та 1 млн. і практично не впливає за 0,2 млн. Це пояснюється тим, що за малих числах Рейнольдса товщина примежового шару більша. Величина западини відносно товщини примежового шару буде меншою, тому і впливати на ламінарно-турбулентний перехід і розподіл

## Розділ 3. Керування

тиску за профілем, вона буде менше. Тому припустимі більші відхилення від теоретичного контуру, ніж при більших числах Рейнольдса.

$$HN - 417 (10\%) - x60 (c_{y \max} = f(h, x, Re))$$

Таблиця 5.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	1,2839	1,2783	1,2737	1,2126
500 000	1,3713	1,347	1,3376	1,3376
1 000 000	1,4261	1,4486	1,4375	1,4375

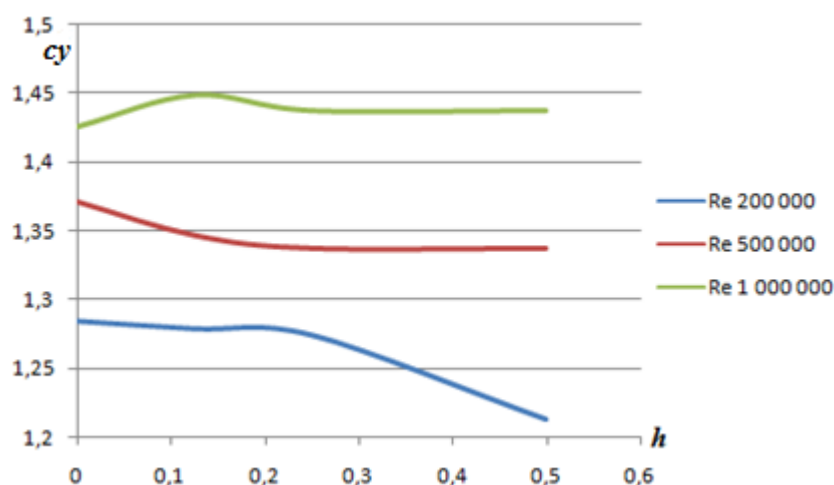


Рис. 11. Графік залежностей максимального коефіцієнту підймальної сили для профілю *HN-417* (10 %) за координатою початку відхилення у 60 %

Як правило, відхилення поверхні від теоретичного контуру у задній частині профілю менше впливають на аеродинамічні характеристики, ніж у передній частині. Для профілю *HN-417* із западиною на координаті  $x=60\%$  дане твердження справедливе при числах Рейнольдса 0,5 млн. і 1 млн: величина  $c_{y \max}$  незначно змінюється за  $h=(0,125\dots0,5)\%$ . Але за  $Re=0,2$  млн. ламінарний примежовий шар досягає точки  $x=60\%$ , у якій починається відхилення контуру від теоретичного. Ламінарний примежовий шар відривається легше, ніж турбулентний (який був за  $Re=0,5$  млн. і  $Re=1$  млн.). Тому западина величиною більше  $h=0,25\%$  спричинює різке зменшення максимальної підймальної сили: за  $h=0,5\%$   $c_{y \max}$  знижується із 1,28 до 1,21.

$$HN - 417 (10\%) - x60 (c_x = f(h, x, Re))$$

Таблиця 6.

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
200 000	0,0088	0,0087	0,0088	0,0611

Re	$h=0$	$h=0,125$	$h=0,25$	$h=0,5$
500 000	0,006	0,0062	0,0065	0,0374
1 000 000	0,0058	0,0069	0,0056	0,0271

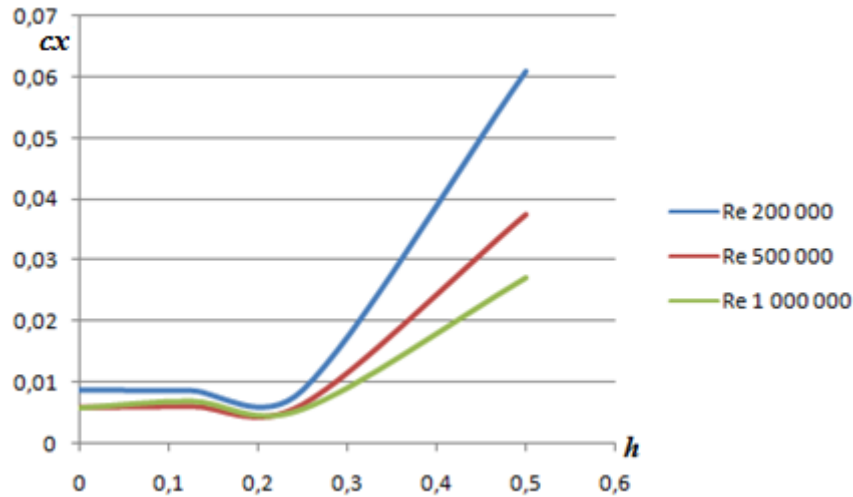


Рис. 12. Графік залежностей коефіцієнту опору від глибини западини для профілю  $HN-417$  (10 %) за координатою початку відхилення у 60 %

Розвиток відриву потоку у задній частині профілю спричинює і різке збільшення коефіцієнту опору, що особливо відчутно у разі малих чисел Рейнольдса і ламінарному примежовому шарі.

Порівняння розрахункового впливу відхилень поверхні на аеродинамічні характеристики із узагальненими закономірностями [5, 5-7, рис. 10-1] наведено на рис. 13.

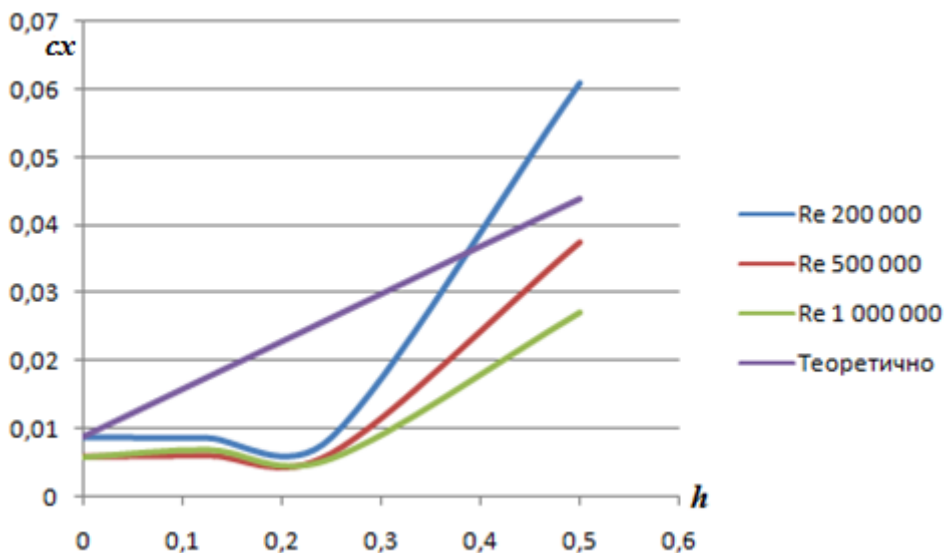


Рис. 13. Розрахункові та аналітичні залежності коефіцієнта опору від глибини западини для  $HN-417$  (10%) за координатою початку відхилення у 60 %

### Висновки

За результатами проведених розрахунків було показано, що:

- загалом зміщення западини назад зменшує її вплив на аеродинамічні характеристики, так як товщина примежового шару збільшується і глибина западини відносно цієї товщини менше;
- загалом зменшення числа Рейнольдса зменшує вплив западини на аеродинамічні характеристики профілю із тієї ж причини збільшення товщини примежового шару.

Отримані результати відповідають відомим закономірностям і є підтвердженням коректності обраного методу дослідження.

Разом із тим було виявлено, що вплив відхилень від теоретичного контуру суттєво залежить від форми конкретного профілю навіть якщо ці профілі мають однакову товщину та геометрично близькі (рис. 1).

Окрім того, було виявлено виключення із закономірностей 1) і 2); для профілю *HN-417* найбільший вплив відхилень контуру на опір та підймальну силу спостерігається при задньому розташуванні западини (координата початку  $x = 60\%$ ) та низькому числі Рейнольдса ( $Re=200\ 000$ ). Пояснення феномену полягає у тому, що за даних умов задньої частини профілю досягає ламінарний примежовий шар, який гірше за турбулентний протистоїть несприятливому градієнту тиску. Відхилення від теоретичного контуру провокує відрив примежового шару із різким погіршенням аеродинамічних характеристик.

Порівняння із аналітичними узагальненнями показало, що розраховані результати мають із ними один порядок величин, але на відміну від теорії є більш складними, нелінійними залежностями від глибини западини.

Перспективними є подальші дослідження інших аеродинамічних профілів різної товщини та кривизни із аналогічними відхиленнями від теоретичного контуру; а також використання більш потужних числових методів (розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса).

### Список використаної літератури

1. ГОСТ 1.02507-84. «Вимоги до гладкості поверхні обшивки літальних апаратів».
2. ОСТ 02507-84. «Літаки дозвукові. Вимоги до якості зовнішньої поверхні».
3. *Шевяков В. И.* Определение вредного сопротивления транспортных воздушных судов на трансзвуковых скоростях. Научный вестник МГТУ ГА. 2014;(199):62-73. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2014-0-199-62-73>

4. *Ударцев, Е. П.* Эксплуатационная аэродинамика. Траекторные задачи: учебное пособие [Текст] / Е. П. Ударцев, А. М. Переверзев, С. А. Ищенко. – К.: КМУГА, 1998.
5. *Hoerner, S. F.* Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance [Text] / Dr. Sighard F. Hoerner. – Hoerner Fluid dynamics, Bricktown, New Jersey, 1965.
6. *Gopalarathnam, A.* Low-Speed Natural-Laminar-Flow Airfoils: Case Study in Inverse Airfoil Design [Text] / A. Gopalarathnam, M. S. Selig // Journal of Aircraft, Vol. 38, No. 1 (2001), p.p. 57-63. – <https://doi.org/10.2514/2.2734>.