

УДК 536.31

## Дослідження аеродинаміки профілю крила над хвилястою поверхнею методом дискретних вихорів

Дреус<sup>1</sup> А.Ю.; Сохацький<sup>2</sup> А.В.

1-Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

2- Університет митної справи і фінансів, Дніпро, Україна

*В роботі представлено результати дослідження аеродинаміки профілю крила літального апарату, що використовує динамічний принцип підтримки над водною поверхнею. Наразі основною проблемою створення таких апаратів є відсутність надійної теорії польоту в умовах хвиль. В роботі розглянуто поведінку коефіцієнтів підйомної сили і аеродинамічного моменту крилового профілю Clark YH-12 поблизу поверхні хвилястого рельєфу. Розрахунки проводились для кутів атаки від  $-2^\circ$  до  $12^\circ$ , та відстаней від середньої лінії синусоїди до задньої крайки профілю крила від  $h=12$  до  $h=0,5$ . Як інструмент дослідження обрано метод дискретних вихорів, що дозволило створити ефективний і економічний алгоритм розрахунку. Показано, що у випадку руху над поверхнею з хвилястим рельєфом має місце погіршення несучих властивостей крилового профілю. Задля ефективного використання ефекту поверхні потрібно використовувати кути атаки не менше ніж  $4^\circ$ , але не більше ніж критичні кути.*

*Ключові слова:* аеродинаміка крилового профілю; метод дискретних вихорів; числові методи; аеродинамічні характеристики

Інтерес до надводних літальних апаратів, що використовують динамічний принцип підтримки над водою (WIG-судна) пов'язаний з перспективами використання таких суден як безпілотні системи [1,2]. Проте, експлуатація надводного літального апарату з динамічним принципом підтримки передбачає, що підстильна поверхня буде мати криволінійний рельєф, що обумовлено наявністю хвиль. Основним механізмом генерації хвиль є вітер, отже, вітрові хвилі – це поверхневі хвилі, що виникають на вільній поверхні води.

Аеродинаміка крилового профілю поблизу хвилястої поверхні вивчена набагато менше за аналогічний рух над плоскою поверхнею. Існуючі математичні моделі [3] характеризуються складністю постановки задачі, збільшенням кількості визначальних параметрів та необхідністю додаткових співвідношень для опису динаміки системи. Окрім цього, ускладнюється процедура побудови розрахункової області та має місце потреба в значних обчислювальних ресурсів. На відмінну від плоскої екранної поверхні в даному випадку не має можливості використовувати метод дзеркального відображення моделей через її хвилястість. Очевидно, що за такого режиму аеродинамічні характеристики крила будуть мати нестационарний характер та змінюватися, як за часом, так і в залежності від його положення в просторі.

Одним з підходів до розрахунку аеродинаміки тіл є використання моделі ідеальної рідини. Цей підхід має широке розповсюдження в обчислювальній аеродинаміці завдяки своїй простоті та набагато меншими вимогами до ресурсів ЕОМ в порівнянні з застосуванням моделі в'язкої рідини. Практика застосування моделі ідеальної рідини показала її ефективну придатність при розв'язуванні цілого ряду прикладних задач [4].

Серед методів на основі моделі ідеальної рідини слід виділити методи дискретних особливостей, а саме метод дискретних вихорів (МДВ) [4]. Він порівняно простіший, не надто трудомісткий, зручний для застосування ЕОМ та достатньо ефективний спосіб математичного моделювання аеродинаміки різноманітних тіл. В даному методі обтічне тіло моделюється приєднаними вихровими елементами, а супутній слід за тілом — вільними вихровими елементами, що рухаються під дією повітряного потоку та змодельованої вихрової системи.

Тому для розв'язування задач аеродинаміки WIG-суден та динаміки їх руху цей метод є перспективним для розв'язування проектних завдань.

На рис. 1 представлена схема руху профілю крила над хвилястою поверхнею.

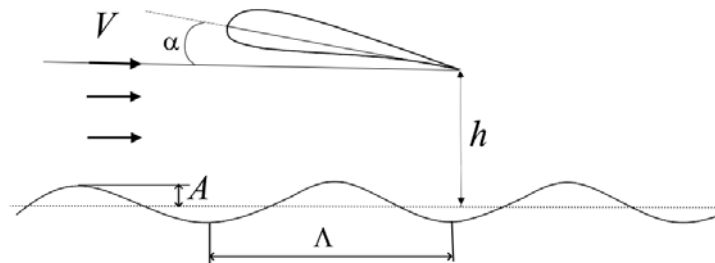


Рис. 1. Схема руху профілю крила над водною поверхнею:  
 $\Lambda$  – довжина хвилі;  $A$  – амплітуда хвилі

Хвиляста поверхня моделюється синусоїдальною функцією з заданими характеристиками: довжиною хвилі  $\Lambda$  і амплітудою коливання хвилі  $A$ . Безрозмірна відстань (віднесена до хорди профілю) від задньої крайки профілю крила до екрану  $h$  приймалась як відстань до середньої лінії синусоїди, як показано на рис.1. На хвилястій поверхні ставилися межові умови непротікання, що а запишеться

$$(\vec{V} - \vec{V}^*) \times \vec{n} = 0, \quad (1)$$

де  $\vec{V}$  – вектор швидкості незбуреного потоку;

$\vec{V}^*$  – швидкість, що генерована вихровою системою на поверхні профілю;

$\vec{n}$  – одиничний вектор нормалі до поверхні.

Розрахунки за побудованим алгоритмом, на основі методу дискретних вихорів, проводились для профілю Clark-YH-12 для ряду відстаней  $h$  до хвилястої екранної поверхні. Для оцінки впливу хвилястої поверхні на аеродинамічні характеристики профілю було проведено низку обчислювальних експериментів за наступних безрозмірних параметрів:  $c=1$ ;  $A=0.4$ ;  $\Lambda=0.2\pi$ . За використання методу дискретних вихорів передбачається, що встановився автоматичний режим обтікання та числа  $Re > 10^6$ . Розрахунки проводились для кутів атаки від  $-2^\circ$  до  $12^\circ$ , та відстаней від середньої лінії синусоїди до задньої крайки профілю крила від  $h=12$  до  $h=0,5$ . Розглянуто три положення профілів хвиль відносно профілю крила, для яких обчислювались значення коефіцієнти підйомної сили і поздовжнього аеродинамічного моменту:

- варіант 1 – максимум висоти хвилі знаходиться на одній лінії з передньої крайкою крилового профілю;
- варіант 2 – максимум висоти хвилі знаходиться на одній лінії з серединою хорди крилового профілю;
- варіант 3 – максимум висоти хвилі знаходиться на одній лінії з задньою крайкою крилового профілю.

Точність та достовірність математичної моделі, розробленого алгоритму та програмного забезпечення, на основі методу дискретних вихорів, проводилась шляхом порівняння результатів розрахунку аеродинамічних коефіцієнтів підйомної сили і поздовжнього

аеродинамічного моменту з результатами експериментальних продувок крилового профілю Clark-YH-12, що викладено в роботі [5]. Результати тестування представлено на рис.2.

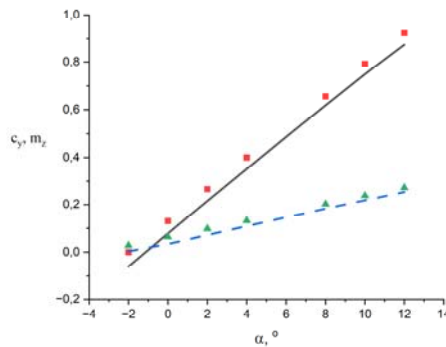


Рис.2. Результати тестування розробленої методики:— розрахунок  $C_y$ ; □ – експеримент  $C_y$ ; --- розрахунок  $m_z$ ; Δ- експеримент  $m_z$

Як видно з рис.2 результати розрахунку, як коефіцієнта підйомної сили, так поздовжнього аеродинамічного моменту продемонстрували задовільну збіжність з експериментальними даними. Розбіжність в аеродинамічних характеристиках знаходилась в межах: для  $C_y$  – 12.6%, для  $m_z$  – 8.3%.

Розрахунки показали, що за наближення крилового профілю до хвилястої поверхні за від’ємних та малих кутів атаки приводить до певного зниження коефіцієнта підйомної сили. В цілому дослідження показали, що залежності коефіцієнту підйомної сили і аеродинамічного моменту від кута атаки набувають нелінійного характеру і змінюються в залежності від положення гребенів хвиль відносно профілю. Вплив хвилювої поверхні на аеродинамічні характеристики крилового профілю порівнювався з експериментальними даними коефіцієнтів підйомної сили і аеродинамічного моменту, що замірялись без впливу будь якої екранної поверхні. Відомі спроби експериментальних досліджень впливу хвилястої водної поверхні на аеродинамічні характеристики крилового профілю в лабораторних умовах, проте надійність таких методик і точність результатів є дискусійними питаннями.—Отже, в даній роботі, обґрунтування достовірності запропонованої методики базується на порівнянні результатів числових досліджень з експериментами без впливу хвилювої екранної поверхні.

На рис.3 представлено діаграму на якій наочно представлено зміну  $C_y$  для кутів атаки  $\alpha=0^\circ$  і  $\alpha=6^\circ$

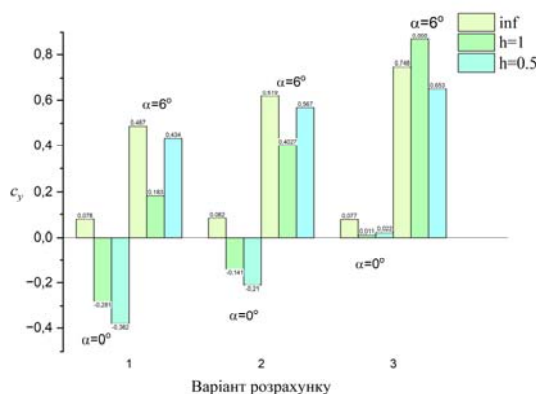


Рис. 3. Вплив параметрів обтікання крилового профілю над хвилястою поверхнею на коефіцієнт підйомної сили

Залежність аеродинамічних коефіцієнтів від положення хвиль відносно профілю показує, що має місце коливання цих параметрів під час руху над поверхнею. Результати проведених досліджень показали, що для урахування позитивного екранного ефекту, за наявності зазначених хвиль потрібно використовувати кути атаки не менше  $4^\circ$ .

Роботу виконано за підтримки гранту від Національного фонду досліджень України (договір №80/0170).

### Список літератури

1. Dreus, A. (2024). Determining the aerodynamic performance of a high-speed unmanned marine wing craft. // Aleksieienko, S., Nekrasov, V. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies, 4(7(130)), 41–46. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.309708>
2. Vijayan, M., Pangoria, A., Milan., P. (2024). Optimizing Wing-In-Ground Effect UAVS for Enhanced Search and Rescue Operations: A Comprehensive Review. International Journal for Research in Applied Science and Engineering Technology. 12. 123-132. 10.22214/ijraset.2024.64283
3. Liu, X., Ma, D., Yang, M., Guo, Y., Hu, H. (2021). Numerical Study on Airfoil Aerodynamics in Proximity to Wavy Water Surface for Various Amplitudes. Applied Sciences. 11. 4215. doi:10.3390/app11094215
4. Mimeau C, Mortazavi I. A. Review of Vortex Methods and Their Applications: From Creation to Recent Advances. Fluids. 2021; 6(2):68. URL: <https://doi.org/10.3390/fluids6020068>
5. Sokhatskyi, A., Dreus, A., Radovskyi, M., Horbonos, S. A review of the problem of modeling the aerodynamics of small-sized ekranoplanes. MATEC Web Conf. 390 04011 (2024) DOI: 10.1051/mateconf/202439004011

### Study of the aerodynamics of an airfoil over a wavy surface using the discrete vortices method

**Andrii, Dreus, Anatolii Sokhatskyi**

*This paper presents the results of a study on the aerodynamics of an aircraft wing profile using the dynamic support principle over a water surface. Currently, the main challenge in developing such vehicles is the lack of a reliable flight theory under wave conditions. The paper examines the behavior of the lift and aerodynamic moment coefficients of the Clark YH-12 airfoil as it approaches a wavy underlying surface. The calculations were performed for angles of attack from  $-2^\circ$  to  $12^\circ$ , and distances from the centerline of the sinusoid to the trailing edge of the wing profile from  $h=12$  to  $h=0.5$ . The discrete vortex method was selected as the research tool, enabling the development of an efficient and cost-effective computational algorithm. The results show that, in the case of a wavy underlying surface, there is a significant deterioration in the wing profile's lift capabilities. To effectively utilize the surface effect, attack angles of at least  $4^\circ$  are required, but they should not exceed the critical angle.*

*Keywords.* wing profile aerodynamics; discrete vortex method; numerical methods; aerodynamic characteristics.