

УДК 533.6.021.6:534.13

DOI: <https://doi.org/10.17721/1812-5409.2026/1.13>

Сергій АЛЕКСЕЄНКО, д-р техн. наук, проф.

ORCID ID: 0000-0003-0320-989X

e-mail: aleksieienko.s.v@nmu.one

Національний технічний університет "Дніпровська політехніка", Дніпро, Україна

Лілія НАКАШИДЗЕ, д-р техн. наук, доц.

ORCID ID: 0000-0003-3990-6718

e-mail: foton_dnu@ukr.net

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

Сергій ЗОЛОТАРЕНКО, асп.

ORCID ID: 0009-0008-5291-4206

e-mail: zolotareno.s.an@nmu.one

Національний технічний університет "Дніпровська політехніка", Дніпро, Україна

ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ АЕРОАКУСТИЧНИХ ПРОЦЕСІВ ПІД ЧАС ОБТІКАННЯ СЕГМЕНТІВ ЛОПАТЕЙ ВІТРЯНИХ ТУРБІН

Представлено чисельну методику для дослідження аероакустичних процесів, що виникають під час обтікання сегментів лопатей вітрових турбін. Методика ґрунтується на розв'язанні стисливих рівнянь Нав'є – Стокса із застосуванням методу великих вихорів (LES) для точного моделювання турбулентних течій, що дає змогу враховувати складну взаємодію гідродинамічних й акустичних явищ. Запропонований підхід полягає в застосуванні прямого акустичного методу (DAS) для детального аналізу ближнього поля та аналогії Фоукс Вільямса – Гокінгса (FW-H) для ефективного прогнозування шуму в дальньому полі.

З метою верифікації методики чисельні експерименти проведено для аеродинамічного профілю NASA0012 в перехідних режимах обтікання. Відтворено ключові особливості течії, такі як відрив примежового шару, формування відривних зон, перехід примежового шару в турбулентний стан із повторним приєднанням до обтічної поверхні, утворення вихрових структур та їхня взаємодія із задньою крайкою як основне джерело аеродинамічного шуму. Наведено порівняння отриманого розподілу акустичних характеристик у ближньому полі з відомими розрахунковими даними.

Виконано дослідження шумових характеристик профілю NASA0012 у ближньому полі з використанням методу DAS, встановлено зв'язок між аеродинамічними особливостями потоку та механізмом генерації акустичних флуктуацій. Дослідження шумових характеристик у дальньому полі також проведено із використанням аналогії FW-H. Спектральний аналіз, виконаний на основі алгоритму швидкого перетворення Фур'є, продемонстрував узгодження отриманих частот тонального шуму, одержаних методами DAS і FW-H, а також кореляцію із відомими експериментальними даними.

Розроблена методика є ефективним інструментом для вивчення механізмів генерації шуму та може бути застосована у створенні малощумних конструкцій лопатей вітряних турбін.

Ключові слова: аероакустика, чисельне моделювання, вітрові турбіни, сегменти лопатей, аеродинамічний шум, метод прямого акустичного моделювання, аналогія Фоукс Вільямса – Гокінгса.

Класифікація відповідно до AMS 2020: 76Q05.

Вступ

Аеродинамічний шум, що генерується лопатями вітрових турбін, є однією з ключових проблем сучасної вітроенергетики, яка обмежує більш широке впровадження вітрових технологій, особливо в умовах щільної забудови або в безпосередній близькості до житлових зон. Проблема шуму найбільш критична для малих і середніх вітроустановок, які дедалі частіше застосовують як локальні джерела електроенергії. Такий шум здатен негативно впливати на здоров'я людей, тварин, а також викликати зниження рівня соціального прийняття вітроенергетичних проєктів (Teff-Seker et al., 2022; Zhu, Shen, & Sørensen, 2018).

Складність дослідження аеродинамічного шуму зумовлена комплексними турбулентними течіями навколо лопатей і пов'язаними акустичними явищами, що залежать від конструкції лопаті турбіни, швидкості вітру й умов навколишнього середовища. Традиційні методи вимірювання шуму, такі як польові випробування, є дорогими й обмеженими за точністю через вплив фонового шуму та метеорологічних умов. У цьому контексті чисельні методи моделювання стають ефективними інструментами для прогнозування рівнів аеродинамічного шуму та розробки технологій його зниження (Zhang, Y., Zhang, T., & Li, 2018).

Основна проблема моделювання аеродинамічного шуму пов'язана з необхідністю врахування як його основного джерела, так і динаміки турбулентних течій, що характеризується складною та стохастичною природою. Відомі підходи до моделювання шумових характеристик, засновані на спрощених моделях турбулентності, незважаючи на більш просту практичну реалізацію, мають обмежену точність, що ускладнює їхнє використання під час розроблення нових, тихіших аеродинамічних профілів. Однак сучасні досягнення обчислювальної техніки і їхня дедалі більша обчислювальна потужність відкривають можливості для точного моделювання турбулентних течій, та, відповідно, значно кращого прогнозування шумових характеристик профілів. Проте необхідно зазначити, що для забезпечення надійності чисельних моделей, які розробляються, важливим стає проведення їхньої верифікації шляхом порівняння з експериментальними даними. Такий підхід дає змогу калібрувати численні результати, підвищуючи точність прогнозування шумових характеристик. Тобто чисельне моделювання уможливорює проведення детального аналізу механізмів генерації шуму, тоді як експериментальні дані служать для підтвердження достовірності моделей.

Завдання обчислювальної аероакустики можуть розв'язуватися з використанням таких основних підходів: прямого акустичного моделювання (Direct Acoustic Simulation – DAS) та гібридних методів (акустична аналогія, акустичний / в'язкісний поділ) (Jones et al., 2008; Huang, Yang, & Leung, 2021).

© Алексєєнко Сергій, Накашидзе Лілія, Золотаренко Сергій, 2026

Метод DAS дає змогу одночасно отримувати як гідродинамічні, так й акустичні величини шляхом прямого розв'язання рівнянь Нав'є – Стокса для стисливих середовищ. Цей метод є природним способом обчислення генерації звуку, оскільки базові рівняння повністю описують фізику явища (Jones et al., 2008). Також перевагами зазначеного підходу є відсутність обмежень, зумовлених прийнятими припущеннями, можливість уточнення потокоакустичних зв'язків і можливість відстеження процесів генерації та поширення звуку у ближніх і середніх полях. Варто зауважити, що хоча DAS вимагає значних обчислювальних ресурсів, особливо на розв'язання інженерних завдань, з розвитком високопродуктивних обчислювальних технологій методи прямого моделювання стають дедалі доступнішими. Проте бажано використовувати вирішувачі з високою надійністю, сумісністю та можливістю паралельних обчислень (Jones, Sandberg, & Sandham, 2008).

Гібридні методи полягають у використанні двох різних чисельних вирішувачів: нестационарної обчислювальної гідродинаміки як генератора джерела звуку й акустичного вирішувача як методу перенесення. Водночас акустичний вирішувач може бути заснований на розв'язанні системи диференціальних рівнянь у часткових похідних, таких як лінійні рівняння Ейлера або рівняння акустичних збурень (Ewert, & Schröder, 2003), або як інтегральний метод, наприклад, з використанням аналогії FW-H на основі робіт (Lighthill, 1952) та (Ffowcs Williams, & Hawkings, 1969). З обчислювальної позиції інтегральні методи менш затратні і дають змогу отримати явний розв'язок для акустичного тиску, який необхідно чисельно оцінити з початкових умов, одержаних шляхом розв'язання рівнянь Нав'є – Стокса.

У разі використання методу DAS ключовим питанням є моделювання турбулентності. Натеper найточнішим методом моделювання поля турбулентної течії є метод великих вихорів (LES) (Wagner et al., 1996), проте цей підхід обчислювально витратний. Однак значне збільшення обчислювальної потужності, що відбулося останнім часом, та використання технологій паралельних обчислень дають змогу використовувати LES під час моделювання течій, пов'язаних із шумом задньої крайки.

LES ґрунтується на просторовій фільтрації, а не на усередненні за часом, як у випадку з RANS-моделюванням. Просторова фільтрація забезпечує пряме розділення масштабів турбулентності, що перевищують розмір сітки, без будь-яких припущень моделювання. Для масштабів турбулентності, менших за розмір сітки, застосовують спеціальну модель турбулентності, відому як модель підсіткового масштабу (SGS).

Крім згаданих основних підходів до розв'язання задач обчислювальної аероакустики, варто виокремити метод прямого чисельного моделювання (Direct Numerical Simulation – DNS), який є найточнішим методом, оскільки розв'язує повні рівняння Нав'є – Стокса без використання будь-яких моделей турбулентності, даючи змогу повністю розв'язати всі масштаби турбулентності (Sandberg, & Jones, 2010). Цей підхід забезпечує детальний аналіз турбулентних течій та акустичних явищ, але вимагає надзвичайно великих обчислювальних ресурсів, що робить його вкрай обмеженим для практичних застосувань.

Недоліки сучасних методів, зокрема висока обчислювальна складність DNS, обмежена точність FW-H у близькому полі та ресурсоемність DAS, обґрунтовують необхідність розроблення методології, яка б інтегрувала їхні переваги для ефективного моделювання аеродинамічного шуму.

Об'єктом дослідження у пропонованій роботі є аеродинамічне й акустичне поле навколо сегмента лопаті з профілем NACA0012. Мета дослідження – розроблення чисельного інструменту для моделювання аеродинамічного шуму сегментів лопатей вітрових турбін, призначеного для дослідження й оптимізації їхніх акустичних характеристик.

Розділ 1 роботи присвячено опису методик дослідження, розд. 2 і 3 містять ключові теоретичні положення LES, DAS та FW-H, описану постановку задачі та методику розв'язання. Розділи 4 і 5 присвячені результатам чисельних експериментів і їхній верифікації. У розд. 6 наведено обговорення, висновки та перспективи подальших досліджень.

1. Методика дослідження

Запропонована методика являє собою комплексний чисельний підхід до моделювання аероакустичних процесів під час обтікання сегментів лопатей вітрових турбін. Вона інтегрує метод LES для детального опису турбулентних течій, DAS для аналізу ближнього акустичного поля та аналогію FW-H для прогнозування шуму в дальньому полі. Основою слугують стисливі рівняння Нав'є – Стокса, що розв'язуються з використанням LES для фільтрації великих масштабів турбулентності та моделі Смагоринського для підсіткових напружень. Залучення DAS, на відміну від обмеження лише FW-H, допомагає безпосередньо встановлювати зв'язок між гідродинамічними особливостями потоку (такими як відрив примежового шару, формування вихрових структур і турбулентні флуктуації) та механізмами генерації шуму в близькому полі, де гідродинаміка й акустика тісно переплітаються. Проте не всі гідродинамічні характеристики впливають на шум, ключову роль відіграють лише нестационарні компоненти, такі як періодичні вихори чи пульсації, які FW-H ефективно екстраполює в дальнє поле як інтегральний метод, мінімізуючи обчислювальні витрати.

Реалізація методики передбачає чисельний алгоритм розв'язання рівнянь Нав'є – Стокса з дискретизацією третього порядку для точнішого відтворення турбулентних структур і високої роздільної здатності сітки в зонах турбулентності. Для верифікації підходу застосовуємо відомі тестові випадки обтікання аеродинамічних профілів у перехідних режимах, що дає змогу перевірити відтворення ключових особливостей течії, таких як утворення вихрових структур і їхня взаємодія з поверхнею. Обробка результатів передбачає спектральний аналіз (з використанням FFT) для порівняння частотних характеристик між DAS (повний сигнал із сумішшю гідродинамічних й акустичних флуктуацій) і FW-H (ізолюваний акустичний внесок), що допомагає ідентифікувати компоненти гідродинаміки, відповідальні за генерацію шуму, та долати складність розділення акустичної складової у близькому полі. Такий комплексний аналіз у близькому та дальньому полях забезпечує повноту, коли DAS фокусується на локальних механізмах генерації, а FW-H – на поширенні та рівнях шуму.

Загалом методика може слугувати інструментом для вивчення механізмів шумоутворення та розробки технологій зниження шуму, таких як оптимізація геометрії лопатей чи пасивний або активний контроль потоку. Серед переваг можна зазначити баланс між точністю й обчислювальною ефективністю, а також можливість глибокого аналізу взаємозв'язків між гідродинамікою та акустикою. Водночас необхідно зауважити, що, як і в інших чисельних підходах до аероакустики, будь-які особливості розрахункової схеми можуть призводити до розбіжностей у результатах досліджень, тому існує проблема забезпечення відповідності отриманих чисельних результатів реальним експериментальним даним. З огляду

на це ключовим пріоритетом методики є забезпечення її надійності, що гарантує отримання реалістичних результатів для ефективного практичного використання в розробленні технологій шумозниження.

2. Математична постановка задачі

У межах запропонованої методики математична постановка задачі базується на розв'язанні рівнянь Нав'є – Стокса, що враховують стисливість потоку та дають змогу детально описувати джерела шуму. Ці рівняння охоплюють рівняння неперервності, імпульсу й енергії і мають такий вигляд:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \otimes \mathbf{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot \tau + \rho \mathbf{f}, \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathbf{u}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (\mathbf{u} \cdot \tau) + \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{u} + \nabla \cdot (k \nabla T), \quad (3)$$

де ρ – густина, $\mathbf{u}$ – вектор швидкості, p – тиск, τ – тензор в'язких напружень, E – повна питома енергія, $\mathbf{f}$ – масові (об'ємні) сили, k – коефіцієнт теплопровідності, T – температура.

Система рівнянь (1)–(3) замикається рівнянням стану, що пов'язує тиск, густину та температуру.

У LES великі масштаби турбулентності розв'язують прямим чисельним методом, тоді як дрібні масштаби моделюють за допомогою підсіткових моделей. Фільтровані рівняння Нав'є – Стокса неперервності та імпульсу для LES мають вигляд:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\rho} \bar{\mathbf{u}}) = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial (\bar{\rho} \bar{\mathbf{u}})}{\partial t} + \nabla \cdot (\bar{\rho} \bar{\mathbf{u}} \otimes \bar{\mathbf{u}}) = -\nabla \bar{p} + \nabla \cdot \bar{\tau} - \nabla \cdot \tau^{SGS}, \quad (5)$$

де риска над символом позначає просторове фільтрування відповідної величини; $\bar{\mathbf{u}}$ – швидкість, відфільтрована за Фавром; τ^{SGS} – підсітковий тензор напружень. Для моделювання τ^{SGS} запропоновано використовувати модель Смагоринського:

$$\tau_{ij}^{SGS} = -2\nu_t \bar{S}_{ij}, \quad \nu_t = (C_s \Delta)^2 |\bar{S}|, \quad |\bar{S}| = \sqrt{2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij}}, \quad (6)$$

де ν_t – турбулентна в'язкість, C_s – константа Смагоринського (приймаємо 0,1), Δ – ширина фільтра, $\bar{S}_{ij}$ – тензор деформації.

Наведені рівняння описують динаміку стисливого потоку, зокрема турбулентність й акустичні хвилі, що є критично важливим для моделювання аеродинамічного шуму (Wagner et al., 1996).

У разі застосування аналогії FW-H, що використовує інтегральний підхід для обчислення акустичного тиску на основі даних про течію, рівняння для визначення акустичного збурення тиску в точці спостереження має вигляд:

$$p' = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)] + \frac{\partial}{\partial x_i} [L_i \delta(f)] + \frac{\partial}{\partial t} [\dot{M} \delta(f)], \quad (7)$$

де p' – акустичне збурення тиску, T_{ij} – тензор Лайтхілла, $H(f)$ і $\delta(f)$ – функції Хевісайда і дельта-функція Дірака, L_i – векторна щільність силових джерел на поверхні, а $\dot{M}$ – щільність джерела масового потоку.

Формула (7) справедлива за умови, якщо потік за межами інтеграційної поверхні вважати незбуреним (тобто гідродинамічні збурення є малими, а їхній внесок у генерацію шуму є неістотним), а сама поверхня може бути рухомою або деформованою.

Метод DAS передбачає пряме розв'язання повних стисливих рівнянь Нав'є – Стокса без додаткових припущень, що забезпечує високу точність у ближньому полі, де гідродинамічні й акустичні ефекти тісно пов'язані (Belamadi et al., 2022).

Для використання зазначених методів необхідно обирати точки спостереження в просторі, де буде обчислюватися акустичний тиск. Вибір точок спостереження залежить від методу і цілей аналізу.

3. Чисельний метод

Чисельний метод охоплює дискретизацію рівнянь Нав'є – Стокса для стисливих середовищ, моделювання турбулентних течій за допомогою методу LES, обчислення акустичного поля з використанням аналогії FW-H для дальнього поля та DAS для ближнього поля, а також налаштування обчислювальних сіток, граничних умов і постобробки результатів.

У запропонованій методиці застосовано неявний чисельний алгоритм розв'язання рівнянь Нав'є – Стокса зі зв'язуванням тиску та швидкості. Просторову дискретизацію виконано третьопорядковою схемою MUSCL для забезпечення вищої точності відтворення турбулентних структур і, відповідно, акустичних полів. Для часової дискретизації використано неявну схему другого порядку, що гарантує стабільність обчислень. Часовий крок Δt було обрано так, щоб число Курранта – Фрідрікса – Леві (CFL) було меншим 1, з урахуванням умови $\Delta t \leq \min\left(\frac{\Delta x}{c \cdot CFL}, \frac{1}{10 f_{max}}\right)$, де Δx – мінімальний просторовий крок, c – швидкість звуку, а f_{max} – верхня межа частотного спектру, що визначає мінімальну точність дискретизації в часі.

При цьому під час моделювання використовується сітка з високою роздільною здатністю в зонах зі значною турбулентністю, таких як задня крайка і слід за сегментом лопаті, де розмір комірки був меншим за 1/10 масштабу турбулентних вихорів. Під час розрахунків для досягнення статистично стійкого стану течії було забезпечено достатню кількість часових кроків, прийняту як 20 періодів обтікання сегменту лопаті.

У разі застосування FW-H до нерухомої твердотілої поверхні, рівняння (7) спрощується до так званої акустичної інтегральної формули:

$$4\pi p'(\mathbf{X}, t) = \frac{\partial}{\partial t} \int_S \frac{\rho_0 U_n}{r} dS + \int_S \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{p - p_0}{r} \right) dS, \quad (8)$$

де $\mathbf{X}$ – точка спостереження, r – відстань між джерелом і приймачем, U_n – нормальна складова швидкості на поверхні S , p_0 – тиск спокою. Нормаль n орієнтована зовні від поверхні обтікання.

Із використанням DAS виконано пряме розв'язання повних стисливих рівнянь Нав'є – Стокса та здійснено аналіз флуктуацій тиску в обраних точках спостереження в просторі.

Для примежового шару забезпечено виконання вимоги $y^+ \leq 0.2$ для першої комірки біля поверхні, що гарантує правильне розв'язання в'язкого підшару. Тут y^+ – це безрозмірна відстань від стінки до центру першої сіткової комірки, що враховує в'язкі характеристики потоку.

4. Обробка результатів розрахунків

Ключовим етапом реалізації методики чисельного моделювання аероакустичних процесів у роботі є оцінка шумових характеристик сегментів лопатей, що досліджуються, з подальшим аналізом та локалізацією джерел шуму. Запропонований підхід передбачає аналіз акустичного тиску, отриманого за допомогою DAS та аналогії FW-H, з подальшим обчисленням спектрів шуму, рівнів звукового тиску (SPL), візуалізацією джерел шуму та порівнянням результатів. Хоча обидва методи мають спільні елементи постобробки, такі як використання FFT й обчислення SPL, процеси отримання даних різняться: у DAS акустичний тиск є частиною розв'язку повних стисливих рівнянь Нав'є – Стокса, тоді як у FW-H його визначають через інтегральні співвідношення на основі даних про течію, отриманих із розрахунків із використанням LES (Wagner, Bareiß, & Guidati, 1996). У методиці передбачається порівняння результатів DAS і FW-H за піковими частотами спектрів шуму, а також верифікація через порівняння з експериментальними даними у ближньому полі.

Точки спостереження для DAS були розташовані у ближньому полі поблизу задньої крайки сегмента лопаті, для FW-H – у дальньому полі.

Спектри шуму використано для аналізу частотних характеристик аеродинамічного шуму, що дає змогу ідентифікувати домінуючі частоти та їхні джерела. Для обох використаних методів спектри отримують шляхом застосування FFT до часових рядів акустичного тиску.

У методі DAS акустичне поле є складовою частиною загального розв'язку рівнянь Нав'є – Стокса для стисливого середовища (Huang, Yang, & Leung, 2021). Це дає змогу безпосередньо отримувати часові ряди акустичного тиску $p'(t)$ у вибраних точках спостереження.

Для аналізу частотних характеристик шуму до цих сигналів застосовуємо швидко перетворення Фур'є, що допомагає обчислити комплексну спектральну амплітуду:

$$P(f) = \int_{-\infty}^{\infty} p'(t) e^{-i2\pi f t} dt, \quad (9)$$

де $P(f)$ – комплексна спектральна компонента акустичного тиску на частоті f , $p'(t)$ – часовий ряд акустичного тиску в точці спостереження. Цей процес дає змогу визначити частотний розподіл шуму, наприклад, тональні компоненти, пов'язані з вихреутворенням, або широкопasmовий шум від турбулентності (Belamadi et al., 2022).

У методі FW-H акустичний тиск визначають окремо на основі отриманих даних про течію. При цьому основне рівняння FW-H (7) для твердої поверхні сегментів лопатей спрощується до вигляду (8).

Рівень звукового тиску (SPL) є загальноприйнятим показником рівня шуму, що допомагає порівнювати чисельні результати з експериментальними даними або нормативними вимогами.

У DAS, оскільки акустичний тиск $p'(t)$ є частиною розв'язку, SPL обчислюється безпосередньо із часових рядів тиску в обраних точках спостереження:

$$SPL = 20 \log_{10} \left(\frac{p_{rms}}{p_0} \right), \quad p_{rms} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T p'^2(t) dt}, \quad (10)$$

де p_{rms} – середньоквадратичне значення акустичного тиску за період спостереження T , $p_0 = 20 \mu Pa$ – опорний тиск, що відповідає пороговому значенню чутності для людини.

Така метрика надає можливість прямо порівнювати результати моделювання з експериментальними даними або нормативними вимогами щодо шуму.

У методі FW-H після обчислення акустичного тиску $p'(t)$ за допомогою інтегральних формул у точках спостереження SPL розраховують за тією ж формулою.

5. Верифікація чисельної методики

З метою верифікації запропонованого підходу було виконано серію обчислювальних експериментів. Як тестовий було обрано відомий розрахунковий випадок обтікання симетричного профілю NACA0012 при числі Рейнольдса $Re = 50\,000$ і числі Маха $M = 0.4$. Розрахунки проведено для трьох значень кута атаки: 3° , 5° та 7° , що допомогло охопити діапазон режимів обтікання профілю з утворенням відривного пухиря на поверхні всмоктування.

Обчислювальна область містила 1 440 000 елементів ортогональної O-сітки, сформованої навколо аеродинамічного профілю з адіабатичною стінкою без проковзування. На відстані 40 довжин хорди від профілю застосовували умови вільного потоку із поступовим розрідженням сітки до межі для ефективного усунення штучних відбиттів.

Отримані результати були зіставлені з відомими чисельними даними (Arif et al., 2020; 2022), що дало можливість підтвердити коректність реалізації математичної й обчислювальної моделей та їхню здатність відтворювати складні вихрові структури течії, взаємодія яких із обтічною поверхнею профілю є основним джерелом акустичного випромінювання.

Унаслідок моделювання за запропонованою методикою було відтворено складну динаміку течії поблизу поверхні профілю, зокрема формування відривного пухиря, його пульсації та подальше утворення регулярних вихрових структур у задньому шлейфі (рис. 1).

Під дією негативного градієнта тиску ламінарний примежовий шар відривається та під впливом збурень, що нарастають, переходить у турбулентний режим. При цьому в примежовому шарі посилюється перемішування та передача імпульсу в напрямку, перпендикулярному до поверхні. Унаслідок втрати енергії примежовий шар знову приєднується до обтічної поверхні, утворюючи так званий "відривний пухир". У зоні повторного приєднання через нестійкість, що розвивається під час обтікання поверхні, зароджуються вихори. Далі, взаємодіючи із задньою крайкою профілю, ці вихори генерують тональний шум.

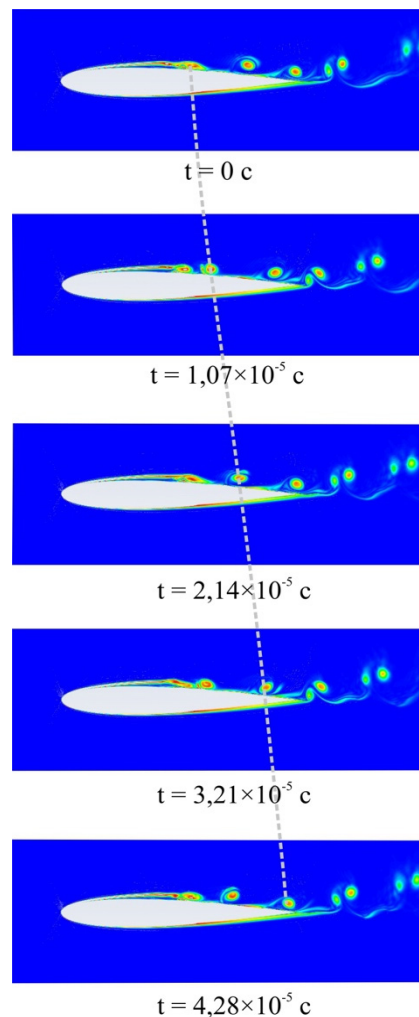


Рис. 1. Еволюція розподілу завихреності в часі під час обтікання профілю NASA0012 під кутом атаки $\alpha = 5^\circ$

На рис. 1 проілюстровано переміщення таких вихрових структур протягом одного циклу, що відповідає, у цьому випадку, виникненню трьох флуктуацій тиску у ближньому полі. Картина течії та динаміка переміщення вихорів є подібними до результатів, опублікованих у (Arif, 2020).

Крім того, негативний градієнт тиску з боку нагнітання поблизу задньої крайки призводить до викривлення профілів швидкості у примежовому шарі, які також переходять у зону відривного потоку. Нестійкість, що поширюється вниз за потоком, істотно посилюється в цій області й може охоплювати задню крайку, беручи участь у формуванні здвоєного кінцевого вихору. Як зазначалося, ці вихори взаємодіють із задньою крайкою, створюючи коливальне поле навколо профілю на тій самій частоті, що й спостережувана нестійкість, і, відповідно, спостережуваний дискретний тон.

Окрім того, на основі розподілу моментальних полів завихреності було проведено ідентифікацію точок відриву та повторного приєднання примежового шару, із формуванням "відривного пухиря", а також виконано порівняння з відомими даними (рис. 2). Спостерігається хороше узгодження даних.

Отже, запропонована методика моделювання аеродинамічного шуму з використанням прямого розв'язання стисливих рівнянь Нав'є – Стокса (DAS) із застосуванням моделі LES, що також лежить в основі методу із використанням інтегрального підходу FW-H, дає змогу відтворити характерну структуру обтікання профілю та фізичні механізми генерації аеродинамічного шуму.

6. Результати розрахунків

Наступні дослідження процесів розповсюдження аеродинамічного шуму були проведені також на прикладі профілю NASA0012, що обтікається під кутом атаки 5° із характеристиками потоку $M = 0,4$ і $Re = 5 \times 10^4$. На рис. 3 наведено миттєвий розподіл поверхневого коефіцієнта тиску та відносних коливань тиску в момент взаємодії вихрової структури із задньою крайкою профілю. На рис. 3 б показано область поблизу профілю, що охоплює ближнє та перехідне до дальнього поле. Спостерігаємо значні флуктуації тиску на задній частині верхньої поверхні профілю, що зумовлені послідовним сходженням за потоком вихрових структур після точки повторного приєднання відокремленого примежового шару (рис. 3 а). Окрім того, на нижній частині профілю також бачимо коливання коефіцієнта поверхневого тиску (але зі значно меншою амплітудою) із частотою, що збігається із частотою сходження вихрових структур із задньої крайки профілю. Унаслідок аналізу поля тиску в ближньому полі робимо висновок про те, що основним джерелом акустичних коливань є задня крайка профілю (рис. 3 б), оскільки центр концентричних колоподібних хвиль розміщується на цій крайці, а коливання тиску вниз і вгору від крайки – у протифазі.

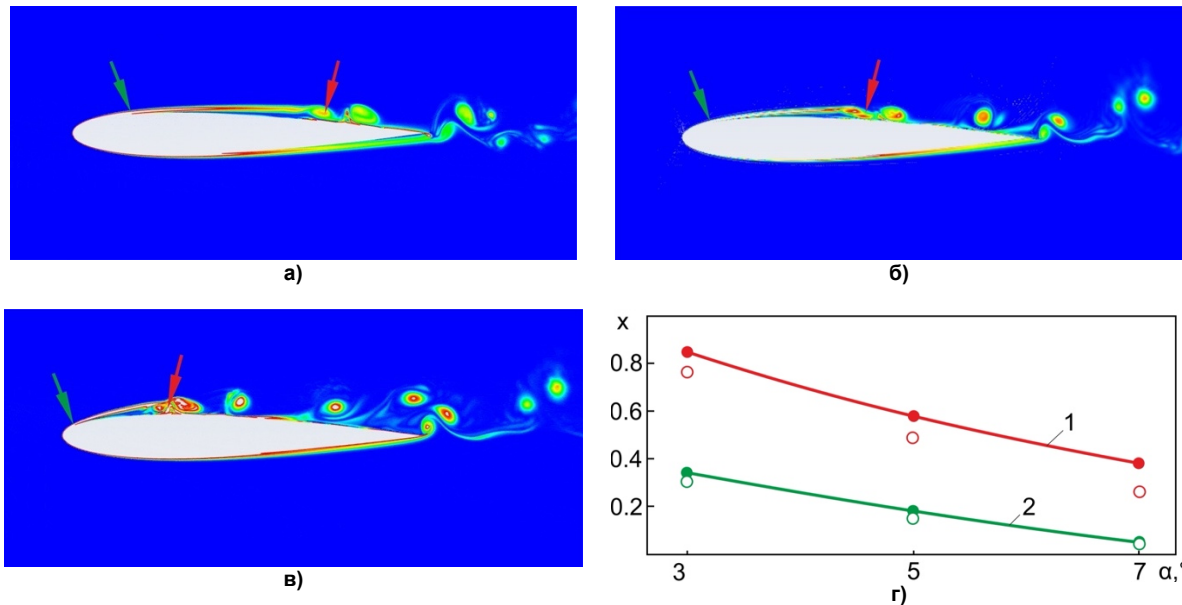


Рис. 2. Положення точок відриву та повторного приєднання примежового шару за перехідного режиму обтікання профілю NASA0012 з утворенням "відривного пухиря", для кута атаки $\alpha = 3^\circ$ (а), 5° (б) та 7° (в), (г) – крива 1 відповідає положенню точок повторного приєднання, крива 2 – положенню точок відриву примежового шару, ● – (Arif et al., 2020), ○ – результати цієї роботи

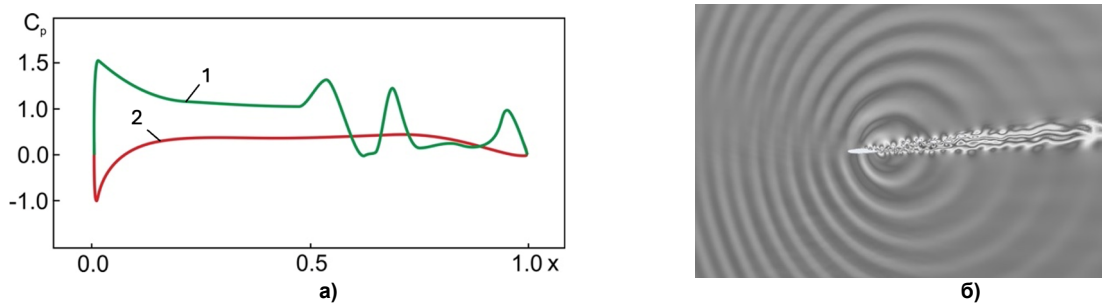


Рис. 3. Миттєвий розподіл коефіцієнта тиску по обтічній поверхні: (а) – крива 1 відповідає верхній частині профілю, крива 2 – нижній частині профілю; миттєві відносні коливання тиску в області поблизу профілю – візуалізація задньої крайки профілю як джерела аеродинамічного шуму (б)

На рис. 4 наведено кругову діаграму розподілу відносного тиску p/p_∞ (де p_∞ – тиск потоку, що набігає) та середньоквадратичне значення акустичного тиску за період спостереження p'_{rms} по колу на відстані трьох довжин хорди від задньої крайки профілю. Також виконано порівняння із відомими розрахунковими даними (Arif et al., 2020), спостерігається розходження p/p_∞ в межах 0,5 % та якісне і кількісне узгодження p'_{rms} із відхиленням не більше 25 %.

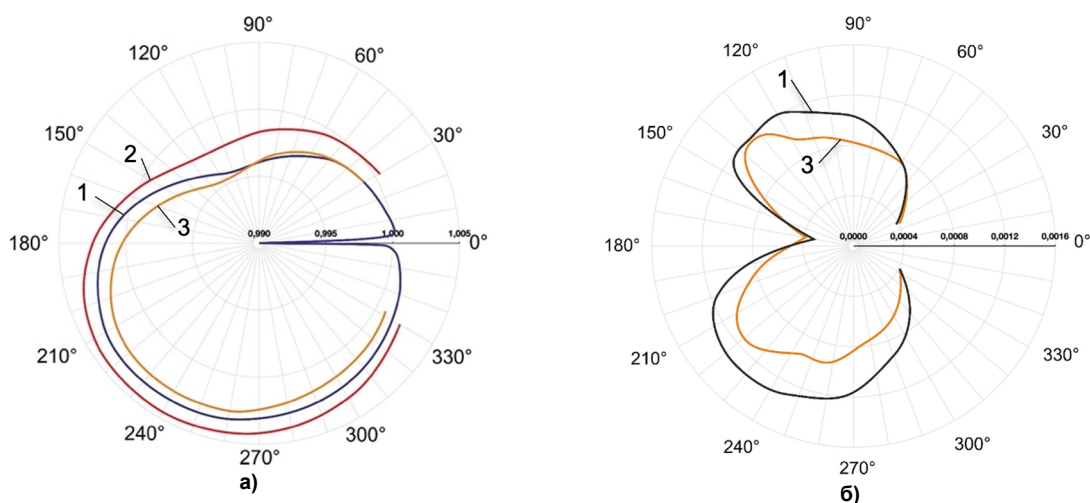


Рис. 4. Просторовий розподіл акустичних характеристик: азимутальний графік усередненого за часом p/p_∞ (а) та азимутальний графік p'_{rms} (б) для $r = 3$, $\alpha = 5^\circ$; 1, 2 – результати роботи (Arif et al., 2020), 3 – результати цієї роботи

Крім цього, чисельні дослідження були проведені для профілю NACA0012 із довжиною хорди $c = 0,1$ м із швидкістю набігаючого потоку $V_\infty = 24$ м/с під кутом атаки $\alpha = 0^\circ$, що відповідало числу Рейнольдса $Re \sim 160\,000$. Точка вимірювання коливань тиску розташовувалася на відстані $0,1$ м над задньою крайкою профілю. Спектральний аналіз результатів, отриманих унаслідок прямого моделювання, було проведено за допомогою швидкого перетворення Фур'є із частотною роздільною здатністю 12 Гц. Отримані результати зіставили з відомими експериментальними даними (Yakhina et al., 2020). Результати порівняння отриманих спектрів шуму (рис. 5) показали хорошу кореляцію частот піків: основний тон – 1300 Гц (експеримент) проти 1240 Гц (чисельне моделювання); вторинні тони – 1410 Гц, 1520 Гц, 1200 Гц (експеримент) проти 1410 Гц, 1130 Гц, 1130 Гц (чисельне моделювання), але водночас відсутність вторинного піку із частотою 844 Гц (чисельне моделювання) в експерименті. Проте рівень звукового тиску у виконаних двовимірних розрахунках виявився вищим на ~ 15 дБ, про що також є згадка, наприклад, в (Nguyen et al., 2021).

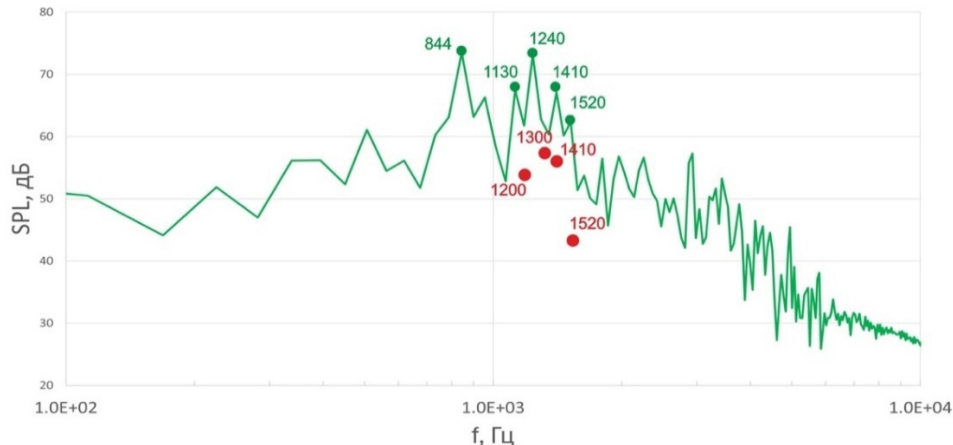


Рис. 5. Спектри шуму для моделі сегменту лопаті з профілем NACA0012 зі швидкістю набігаючого потоку 24 м/с і кутом атаки 0° , порівняння розрахункових і відомих експериментальних даних

З іншого боку, для дослідження відповідності результатів, отриманих методами DAS і FW-H, було проведено дослідження частотних спектрів аеродинамічного шуму під час обтікання профілю NACA0012 із довжиною хорди $c = 0,215$ м зі швидкістю набігаючого потоку $V_\infty = 10$ м/с під кутом атаки $\alpha = 0^\circ$. Точка спостереження у ближньому полі розміщується на відстані $0,2$ м над задньою крайкою профілю, а у дальньому полі – $2,1$ м.

Отримані результати наведено на рис. 6. Спостерігаємо практично повну відповідність частотних піків у шумових спектрах у ближньому і дальньому полях. Отже, у роботі показано, що метод DAS під час дослідження процесів генерації та розповсюдження аеродинамічного шуму в ближньому полі сприяє отриманню абсолютно коректних частотних розподілів, і, відповідно, є ефективним і достатньо точним інструментом для розроблення технологій зниження аеродинамічних шумів. Однак розрахункове значення рівня звукового тиску не може бути напряму зіставлене із фізичними значеннями.

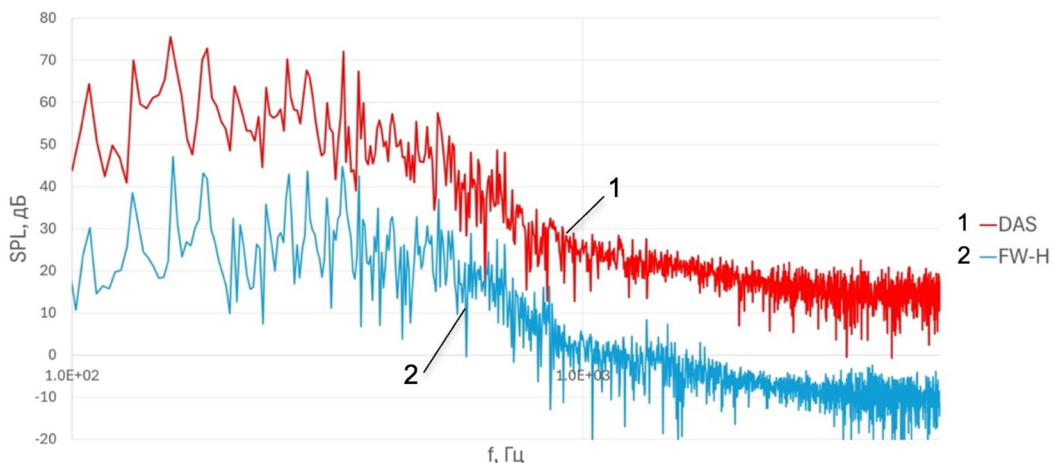


Рис. 6. Спектри шуму для моделі сегменту лопаті з профілем NACA0012 довжиною хорди $0,215$ м зі швидкістю набігаючого потоку 20 м/с і кутом атаки 0° , порівняння розрахункових даних, отриманих методами DAS і FW-H

Використання двовимірної постановки задачі дало змогу в межах проведених досліджень застосувати детальну сітку та врахувати припущення про ламінарний характер течії на значній частині профілю з можливими відривними зонами. Також, як зазначено в (Desquesnes, Terracol, & Sagaut, 2007), двовимірні розрахунки здатні відтворювати фізику, притаманну утворенню вихровим структурам під час обтікання перехідних профілів, та пікові тони аеродинамічного шуму.

Отже, чисельне моделювання за допомогою розробленої методики на прикладі двовимірної постановки сприяло успішному відтворенню основних особливостей течії, охоплюючи відрив ламінарного пограничного шару, з його повторним приєднанням та наступним утворенням вихрових структур. Ці структури, взаємодіючи із задньою крайкою, генерують

пульсації тиску, що є джерелом аеродинамічного шуму. Хороша кореляція частот піків між отриманими чисельними та відомими експериментальними даними підтверджує здатність моделі точно відтворювати механізми генерації шуму.

Розбіжність у рівнях звукового тиску може бути пов'язана з обмеженнями двовимірної моделі, яка не враховує тривимірні ефекти, що впливають на інтенсивність вихрових структур. Хоча тривимірні моделі можуть забезпечити точніші прогнози рівнів шуму, проте двовимірна модель виявилася також ефективною для аналізу частотного складу й ідентифікації джерел шуму, що є важливим для розроблення стратегій зменшення шумності.

Дискусія і висновки

У роботі розроблено та реалізовано чисельну методику моделювання аеродинамічного шуму, що виникає під час обтікання сегментів лопатей вітрових турбін. Методика базується на розв'язанні стисливих рівнянь Нав'є – Стокса із застосуванням методу LES та полягає у застосуванні підходів DAS й інтегральної аналогії FW-H, що дає можливість відтворювати як ближнє, так і дальнє акустичне поле. Проведене дослідження показало, що основним джерелом шуму під час обтікання перехідних профілів є періодичні вихрові структури, що утворюються внаслідок нестійкостей у примежовому шарі та які взаємодіють із задньою крайкою профілю, формуючи тональний компонент акустичного випромінювання.

Чисельні розрахунки для профілю NACA0012 за малих кутів атаки та числі Рейнольдса до 160 000 допомогли відтворити характерну структуру течії, включно із формуванням відривного пухиря, періодичним вихреутворенням і коливаннями підйомної сили. Аналіз флуктуацій тиску у ближньому полі виявив концентрацію акустичної активності поблизу задньої крайки, що повністю відповідає теоретичним уявленням про механізм генерації тонального шуму через акустично-гідродинамічний зворотний зв'язок. Спектральний аналіз отриманих часових сигналів акустичного тиску продемонстрував високу точність прогнозування частот основного та вторинних тонів, що добре збігаються з результатами відомих експериментальних вимірювань (відхилення не перевищує 3–5 %).

Водночас встановлено, що рівень звукового тиску, розрахований у двовимірній постановці задачі, перевищує експериментальний приблизно на 15 дБ, що, вочевидь, пояснюється відсутністю тривимірної дисипації в моделі.

Незважаючи на це, отримані результати є достатньо точними для якісного аналізу механізмів шумоутворення та дають змогу ефективно ідентифікувати джерела шуму під час обтікання сегменту лопаті вітряної турбіни. Запропонована методика є гнучким і достовірним інструментом, який може бути використаний як для фундаментальних досліджень, так і для практичного проектування мал шумних профілів технічних пристроїв. Подальші дослідження передбачають розширення моделі до тривимірної постановки, а також вивчення впливу геометричних модифікацій на акустичну ефективність лопаті.

Внесок авторів: Сергій Алексєнко – концептуалізація, методика, теоретичні основи дослідження; Лілія Накашидзе – методологія, формальний аналіз, редагування тексту; Сергій Золотаренко – аналіз даних, візуалізація.

Джерела фінансування. Роботу виконано за підтримки зовнішнього інструменту допомоги Європейського Союзу для виконання зобов'язань України у Рамковій програмі Європейського Союзу з наукових досліджень та інновацій "Горизонт 2020", договір PH/54-2024 з Міністерством освіти і науки України, № державної реєстрації: 0124U004405.

Список використаних джерел

- Arif, I., Lam, G. C. Y., Leung, R. C. K., & Naseer, M. R. (2022). Distributed surface compliance for airfoil tonal noise reduction at various loading conditions. *Physics of Fluids*, 34, 046113. <https://doi.org/10.1063/5.0087350>
- Arif, I., Lam, G. C. Y., Wu, D., & Leung, R. C. K. (2020). Passive airfoil tonal noise reduction by localized flow-induced vibration of an elastic panel. *Aerospace Science and Technology*, 107, 106319. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106319>
- Belamadi, R., Settar, A., Chetehouna, K., & Ilinca, A. (2022). Numerical modeling of horizontal axis wind turbine: aerodynamic performances improvement using an efficient passive flow control system. *Energies*, 15(13), 4872. <https://doi.org/10.3390/en15134872>
- Desquesnes, M., Terracol, M., & Sagaut, P. (2007). Numerical investigation of the tone noise mechanism over laminar airfoils. *Journal of Fluid Mechanics*, 591, 155–182. <https://doi.org/10.1017/S0022112007007896>
- Ewert, R., & Schröder, W. (2003). Acoustic perturbation equations based on flow decomposition via source filtering. *Journal of Computational Physics*, 188(2), 365–398. [https://doi.org/10.1016/S0021-9991\(03\)00168-2](https://doi.org/10.1016/S0021-9991(03)00168-2)
- Ffowcs Williams, J. E., & Hawkings, D. L. (1969). Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 264(1151), 321–342. <https://doi.org/10.1098/rsta.1969.0031>
- Huang, D., Yang, Z., & Leung, R. C. K. (2021). Implementation of direct acoustic simulation using ANSYS Fluent. *InterNoise and Noise-Con Congress and Conference Proceedings*, 263(3), 1243–1252. <https://doi.org/10.3397/IN-2021-1787>
- Jones, L. E., Sandberg, R. D., & Sandham, N. D. (2008). Direct numerical simulations of forced and unforced separation bubbles on an airfoil at incidence. *Journal of Fluid Mechanics*, 602, 175–207. <https://doi.org/10.1017/S0022112008000864>
- Lighthill, M. J. (1952). On sound generated aerodynamically. I. General theory. *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 211(1107), 564–587. <https://doi.org/10.1098/rspa.1952.0060>
- Nguyen, L., Golubev, V., Mankbadi, R., Yakhina, G., & Roger, M. (2021). Numerical investigation of tonal trailing-edge noise radiated by low Reynolds number airfoils. *Applied Sciences*, 11(5), 2257. <https://doi.org/10.3390/app11052257>
- Sandberg, R. D., & Jones, L. E. (2010). Direct numerical simulations of airfoil self-noise. *Procedia Engineering*, 6, 274–282. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2010.09.029>
- Teff-Seker, Y., Berger-Tal, O., Lehnardt, Y., & Teschner, N. (2022). Noise pollution from wind turbines and its effects on wildlife: A cross-national analysis of current policies and planning regulations. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 168, 112801. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2022.112801>
- Wagner, S., Bareiß, R., & Guidati, G. (1996). *Wind Turbine Noise*. Springer. <https://doi.org/10.1007/978-3-642-88710-9>
- Yakhina, G., Roger, M., Moreau, S., Nguyen, L., & Golubev, V. (2020). Experimental and analytical investigation of the tonal trailing-edge noise radiated by low Reynolds number airfoils. *Acoustics*, 2(2), 310–329. <https://doi.org/10.3390/acoustics2020018>
- Zhang, Y., Zhang, T., & Li, X. (2018). Influences of operating parameters on the aerodynamics and aeroacoustics of a horizontal-axis wind turbine. *Energy*, 160, 597–611. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2018.07.048>
- Zhu, W. J., Shen, W. Z., & Sørensen, J. N. (2018). Wind turbine noise generation and propagation modeling at DTU Wind Energy: A review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 88, 133–150. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2018.02.029>

References

- Arif, I., Lam, G. C. Y., Leung, R. C. K., & Naseer, M. R. (2022). Distributed surface compliance for airfoil tonal noise reduction at various loading conditions. *Physics of Fluids*, 34, 046113. <https://doi.org/10.1063/5.0087350>
- Arif, I., Lam, G. C. Y., Wu, D., & Leung, R. C. K. (2020). Passive airfoil tonal noise reduction by localized flow-induced vibration of an elastic panel. *Aerospace Science and Technology*, 107, 106319. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106319>
- Belamadi, R., Settar, A., Chetehouna, K., & Ilinca, A. (2022). Numerical modeling of horizontal axis wind turbine: aerodynamic performances improvement using an efficient passive flow control system. *Energies*, 15(13), 4872. <https://doi.org/10.3390/en15134872>
- Desquesnes, M., Terracol, M., & Sagaut, P. (2007). Numerical investigation of the tone noise mechanism over laminar airfoils. *Journal of Fluid Mechanics*, 591, 155–182. <https://doi.org/10.1017/S0022112007007896>
- Ewert, R., & Schröder, W. (2003). Acoustic perturbation equations based on flow decomposition via source filtering. *Journal of Computational Physics*, 188(2), 365–398. [https://doi.org/10.1016/S0021-9991\(03\)00168-2](https://doi.org/10.1016/S0021-9991(03)00168-2)
- Ffowcs Williams, J. E., & Hawkings, D. L. (1969). Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 264(1151), 321–342. <https://doi.org/10.1098/rsta.1969.0031>
- Huang, D., Yang, Z., & Leung, R. C. K. (2021). Implementation of direct acoustic simulation using ANSYS Fluent. *InterNoise and Noise-Con Congress and Conference Proceedings*, 263(3), 1243–1252. <https://doi.org/10.3397/IN-2021-1787>
- Jones, L. E., Sandberg, R. D., & Sandham, N. D. (2008). Direct numerical simulations of forced and unforced separation bubbles on an airfoil at incidence. *Journal of Fluid Mechanics*, 602, 175–207. <https://doi.org/10.1017/S0022112008000864>
- Lighthill, M. J. (1952). On sound generated aerodynamically. I. General theory. *Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 211(1107), 564–587. <https://doi.org/10.1098/rspa.1952.0060>
- Nguyen, L., Golubev, V., Mankbadi, R., Yakhina, G., & Roger, M. (2021). Numerical investigation of tonal trailing-edge noise radiated by low reynolds number airfoils. *Applied Sciences*, 11(5), 2257. <https://doi.org/10.3390/app11052257>
- Sandberg, R. D., & Jones, L. E. (2010). Direct numerical simulations of airfoil self-noise. *Procedia Engineering*, 6, 274–282. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2010.09.029>
- Teff-Seker, Y., Berger-Tal, O., Lehnardt, Y., & Teschner, N. (2022). Noise pollution from wind turbines and its effects on wildlife: A cross-national analysis of current policies and planning regulations. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 168, 112801. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2022.112801>
- Wagner, S., Bareiß, R., & Guidati, G. (1996). *Wind Turbine Noise*. Springer. <https://doi.org/10.1007/978-3-642-88710-9>
- Yakhina, G., Roger, M., Moreau, S., Nguyen, L., & Golubev, V. (2020). Experimental and analytical investigation of the tonal trailing-edge noise radiated by low Reynolds number airfoils. *Acoustics*, 2(2), 310–329. <https://doi.org/10.3390/acoustics2020018>
- Zhang, Y., Zhang, T., & Li, X. (2018). Influences of operating parameters on the aerodynamics and aeroacoustics of a horizontal-axis wind turbine. *Energy*, 160, 597–611. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2018.07.048>
- Zhu, W. J., Shen, W. Z., & Sørensen, J. N. (2018). Wind turbine noise generation and propagation modeling at DTU Wind Energy: A review. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, 88, 133–150. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2018.02.029>

Отримано редакцією журналу / Received: 09.06.25

Прорецензовано / Revised: 18.03.26

Схвалено до друку / Accepted: 16.04.26

Опубліковано / Published: 05.06.26

Serhii ALEKSIENKO, DSc (Engin.), Prof.
ORCID ID: 0000-0003-0320-989X
e-mail: aleksienko.s.v@nmu.one
Dnipro University of Technology, Dnipro, Ukraine

Liliya NAKASHYDZE, DSc (Engin.), Assoc. Prof.
ORCID ID: 0000-0003-3990-6718
e-mail: foton_dnu@ukr.net
Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine

Serhii ZOLOTARENKO, PhD Student
ORCID ID: 0009-0008-5291-4206
e-mail: zolotareno.s.an@nmu.one
Dnipro University of Technology, Dnipro, Ukraine

NUMERICAL MODELING OF AEROACOUSTIC PROCESSES DURING THE FLOW AROUND WIND TURBINE BLADE SEGMENTS

The paper presents a numerical methodology for studying aeroacoustic processes that occur during flow around wind turbine blade segments. The methodology is based on solving the compressible Navier – Stokes equations using the large eddy simulation (LES) method for accurate modeling of turbulent flows, which allows taking into account the complex interaction of hydrodynamic and acoustic phenomena. The proposed approach consists in applying the direct acoustic method (DAS) for detailed analysis of the near field and the Fawkes Williams – Hawkings (FW-H) analogy for effective prediction of noise in the far field.

To verify the methodology, numerical experiments were conducted for the NACA0012 airfoil in transient flow regimes. Key flow features are reproduced, such as boundary layer separation, formation of separation zones, transition of the boundary layer to a turbulent state with reattachment to the streamlined surface, formation of vortex structures and their interaction with the trailing edge as the main source of aerodynamic noise. A comparison of the obtained distribution of acoustic characteristics in the near field with known calculation data is presented.

The noise characteristics of the NACA0012 profile in the near field were studied using the DAS method, establishing a connection between the aerodynamic features of the flow and the mechanism of acoustic fluctuations generation. The noise characteristics in the far field were also studied using the FW-H analogy. Spectral analysis, performed based on the fast Fourier transform algorithm, demonstrated the agreement of the obtained tonal noise frequencies obtained by the DAS and FW-H methods, as well as correlation with known experimental data.

The developed methodology is an effective tool for studying noise generation mechanisms and can be applied in creating low-noise designs of wind turbine blades.

Key words: aeroacoustics, numerical modeling, wind turbines, blade segments, aerodynamic noise, Direct Acoustic Simulation, Ffowcs Williams – Hawkings analogy.

Автори заявляють про відсутність конфлікту інтересів. Спонсори не брали участі в розробленні дослідження; у зборі, аналізі чи інтерпретації даних; у написанні рукопису; в рішенні про публікацію результатів.

The authors declare no conflicts of interest. The funders had no role in the design of the study; in the collection, analyses or interpretation of data; in the writing of the manuscript; in the decision to publish the results.