УДК 629.7.017.1
*DOI*: https://doi.org/10.20535/0203-3771502025347460

**В. А. Делінгевич**[1], *PhD студент,* **Ю. І. Бондар**[2], *к. т. н., доцент*

# ТЕХНОЛОГІЯ УНІФІКАЦІЇ ТА СТРУКТУРИЗАЦІЇ РЕЗУЛЬТАТІВ АЕРОДИНАМІЧНИХ ВИПРОБУВАНЬ ЛІТАКА ТРАНСПОРТНОЇ КАТЕГОРІЇ

**Ua** Представлено концепцію динамічної системи універсального набору даних аеродинамічних випробувань літака транспортної категорії та моделювань на основі алгоритмів штучного інтелекту. Вводиться поняття ієрархії правдоподібності даних та наведено алгоритм призначення рівнів правдоподібності.

Проаналізовано основні методи отримання вхідних даних та підходи до їх імплементації у технологію уніфікації та структуризації даних. Ключовими компонентами системи виступають машинне навчання та штучний інтелект.

Запропонована інформаційна технологія знань в області проєктування, випробування та експлуатації систем, конструкцій та агрегатів літака, які знаходяться під впливом навантажень.

**En** The concept of a dynamic system of a universal dataset of aerodynamic tests of a transport-category aircraft and simulations based on artificial intelligence algorithms is presented. The concept of a hierarchy of data plausibility is introduced and an algorithm for assigning plausibility levels is given.

The main methods of obtaining input data and approaches to their implementation in the technology of data unification and structuring are analyzed. The key components of the system are machine learning and artificial intelligence.

An information technology of knowledge in the field of design, testing and operation of aircraft systems, structures and units that are under the influence of loads is proposed.

## Вступ

Вважаючи на різноманітність методів аеродинамічних досліджень, результати відзначаються варіативністю за структурою, форматом представлення, розмірністю параметричного простору, а також за ступенем довіри до результатів [1]. Це ускладнює їх подальше використання під час вирішенні інженерних задач, які вимагають багатовимірного аналізу, узагальнення, інтерполяції або комбінування із іншими джерелами. Зокрема, дані, отримані у ході випробувань, обмежені окремими режимами, а чисельні моделі не гарантують точність поза межами валідованого набору даних. Відсутність спільної системи для таких даних обмежує можливості побудови комплексних моделей або проведення аналізу.

[1] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*
[2] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*

Із розвитком машинного навчання (МН) та штучного інтелекту (ШІ) отримали ширше застосування методи автоматизованого аналізу результатів обробки даних аеродинамічних досліджень [2], що дозволяє створити систему форматування графічних даних результату дослідження у відповідний (потрібний) тип даних. Також, можливе застосування технології ШІ та МН для управління, структуризації, апроксимації, аналізу та оцінювання даних.

Технологія ШІ та МН у сфері аеродинамічних досліджень є доповнюючими елементами технології уніфікації та структуризації даних. Без системи здатної звести дані у єдиний набір, обробка результатів за допомогою засобів МН та ШІ буде неповною або складною у реалізації. Створення уніфікованого набору даних без використання ШІ та МН, потребує «мануальної» людської роботи для обробки результатів досліджень.

Додатковим чинником, що сприяє формуванню умов для розвитку технології уніфікації набору даних, є зменшення відносної вартості обчислювальних потужностей. Це відкриває можливість проведення комплексних числових розрахунків навіть для відносно невеликих дослідницьких команд та компаній [3].

**Постановка задачі**

Технологія структуризації та уніфікації даних являє собою систему універсального динамічного набору даних (УДНД), що приймає різнорідні результати аеродинамічних досліджень об’єкта, форматує та розширює їх до єдиного типу даних, зводить у цілісний набір та забезпечує зворотній зв’язок щодо їх рівня правдоподібності. Кінцевим результатом технології є універсальний набір даних (УНД), відповідного рівня правдоподібності, який містить достатню кількість інформації для оцінки аеродинамічної поведінки досліджуваного тіла на визначених режимах польоту. На рис. 1 наведено блок-схема взаємодії компонентів УДНД:

Система УДНД складається з:

– УНД, включає інформацією про геометрію, результати розрахунків аеродинамічних характеристик та рівня правдоподібності даних. у найтривіальнішій формі система здатна генерувати УНД без наявних даних, окрім геометрії, завдяки ШІ, МН та результатам методу числової гідродинаміки з високим ступенем інтерполяції та екстраполяції даних, відповідно з низьким рівнем правдоподібності;
– модуль оцінки правдоподібності даних: алгоритм призначає рівень правдоподібності відповідно до прийнятої ієрархії. (більш детально у розділі «ієрархія вхідних даних»);
– модуль форматування перетворює графічні результати досліджень у сумісні із системою дані за допомогою ШІ та МН. можливе використання методів числової гідродинаміки для покращення результатів;

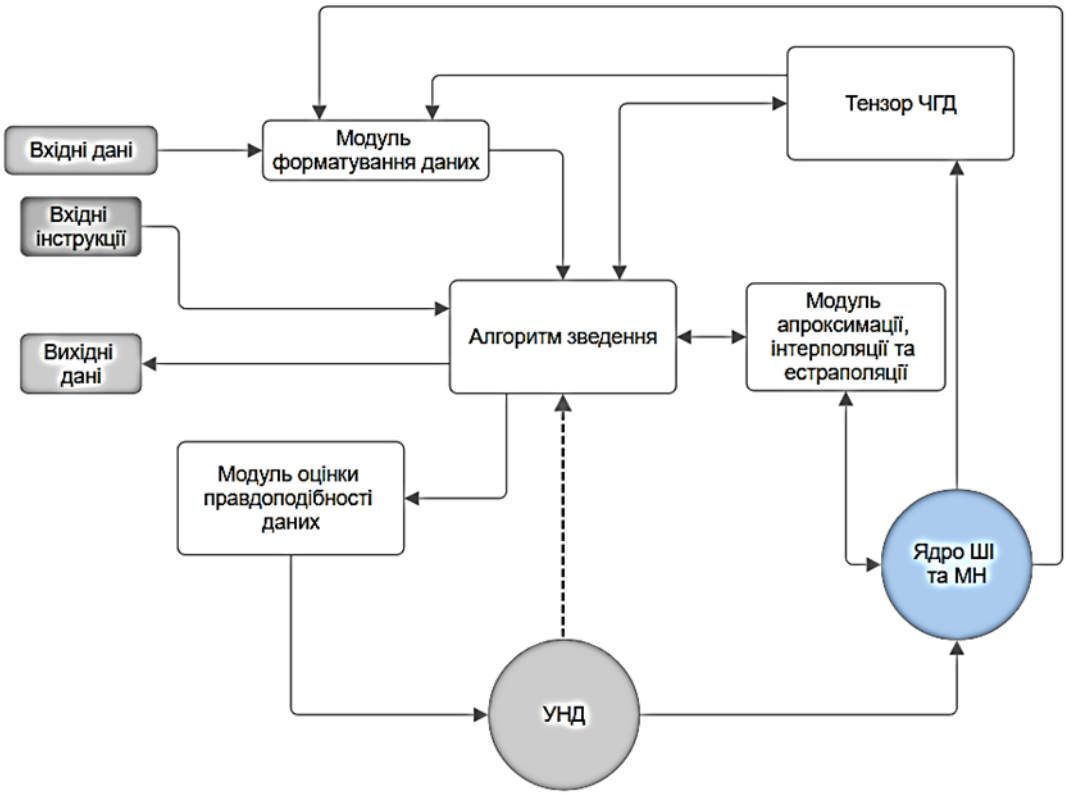


Рис. 1. Блок-схема взаємодії компонентів УДНД

– модуль апроксимації, інтерполяції та екстраполяції застосовується для зведення та обробки внутрішніх та зовнішніх даних. зокрема, з використанням ШІ та МН;
– алгоритм зведення є модулем управління системою, який відповідно до отриманих інструкцій здійснює зведення вхідних даних, покращує рівень правдоподібності за допомогою додаткових розрахунків методів числової гідродинаміки, підвищує рівень дискретизації моделі, сигналізує про декореляцію відповідних даних, генерує запит емпіричних даних для валідації системи та формує вихідні дані;
– ядро ШІ та МН застосовується для створення, форматування, обробки та аналізу даних;
– тензор автономної числової гідродинаміки (ЧГД) призначений для розрахунку двовимірних та тривимірних моделі числової гідродинаміки. використовується для різних методів отримання даних так і, безпосередньо, як джерело даних.

**Ієрархія правдоподібності даних**

Через значну кількість внутрішніх операцій із даними виникла потреба у створенні ієрархії правдоподібності даних, згідно якої можна оцінити загальну якість УНД та виокремити області даних, які потребують уто-

чнення, обробки або покращення. У системі УДНД відбувається маніпуляції з даними різних видів, серед яких визначаються первинні:

– дані згенеровані за допомогою ШІ та МН згідно геометрії об'єкта мають найнижчий рівень правдоподібності, формуються на основі геометрії та застосовуються для прогнозування початкової моделі УНД;
– дані розрахункових методів числової гідродинаміки мають первинний рівень правдоподібності, залежать від рівня дискретизації моделі та її конвергенції;
– емпіричні вхідні дані мають найвищий рівень правдоподібності.

Робота системи із даними може як покращити їх рівень правдоподібності так і навпаки. Два основних підходи до покращення це – валідація нижчого рівня за допомогою емпіричних даних та за допомогою методів числової гідродинаміки. Нижчий рівень правдоподібності можна отримати при апроксимації, інтерполяції, екстраполяції даних та генерації проміжних даних за допомогою штучного інтелекту та машинного навчання. Запропонована попередня гієрархія даних наведена на рис. 2.

– Рівень *S*: Найвищий рівень правдоподібності, дані аеродинамічних експериментів без попередньої обробки.
– Рівень *A*: дані результатів розрахунків, валідованої на основі рівня *S*, конвергованої, моделі числової гідродинаміки. Високий рівень дискретизації моделі, інтерполяція даних рівня *S*.
– Рівень *B*: інтерполяція та екстраполяція даних рівня *A*. Дані результатів розрахунків конвергованої моделі числової гідродинаміки.
– Рівень *C*: результати розрахунків моделі числової гідродинаміки.
– Рівень *D*: Інтерполяція та екстраполяція даних рівня *C*. Дані згенеровані за допомогою штучного інтелекту, машинного навчання та валідовані за допомогою методів числової гідродинаміки.

Рис. 2. Ієрархія правдоподібності даних

– Рівень *F*: Інтерполяція та екстраполяція даних рівня D. Дані згенеровані за допомогою штучного інтелекту, машинного навчання.

Алгоритм призначення рівня правдоподібності наведено на рис. 3, де:

– ЧГД1 – це дані розрахунку моделі числової гідродинаміки без конвергенції та валідації;
– ЧГД2 – конвергована модель числової гідродинаміки;
– ЧГД3 – дані конвергованої та валідованої з експериментальними даними моделі числової гідродинаміки. IAE – інтерполяція, екстраполяція та апроксимація даних.

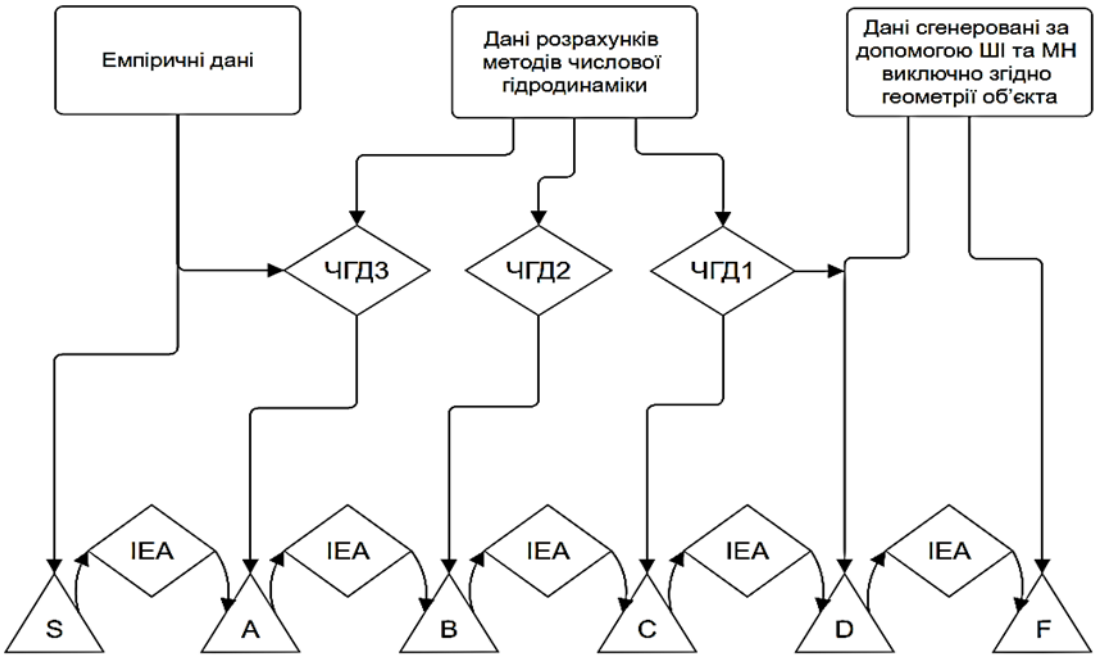


Рис. 3. Алгоритм призначення рівня правдоподібності даних

**Методи отримання вхідних даних**

Потенційною перевагою технології є її універсальність по відношенню до вхідних даних. Можна розділити результати досліджень на дві групи: якісні та кількісні результати. Якісні результати описують загальну картину обтікання об'єкту. Вони показують тип потоку (ламінарний, турбулентний), наявність вихорів, зони відриву потоку, зони високого чи низького тиску, а також візуалізацію потоку, наприклад за допомогою диму чи частинок.

Кількісні результати містять конкретні числові дані. Це, зокрема, коефіцієнти підйомної сили, опору й моменту, значення тиску, швидкості, густини й температури у певних точках, а також загальні сили та моменти,

що діють на тіло. Ці дані потрібні для інженерного аналізу, розрахунків міцності, а також оптимізації форми.

Методи штучного інтелекту та машинного навчання здатні перевести якісні результати у кількісні [2], що дозволить системі УДНД обробляти та аналізувати ці дані. Точність цих даних залежить від ступені залучення методів числової гідродинаміки та подальшого їх валідації емпіричними даними. Загалом, рівень сумісності кількісних даних є високим, так як дані не потребують форматування. А рівень сумісності якісних даних залежить від здатності ШІ та МН опрацьовувати результати відповідного методу.

Аналіз методів, які є потенційними джерелами даних для системи УДНД показує,що:

– Вимірювання сил/моментів у аеродинамічній трубі (вагові випробування). Модель встановлена на прецизійних вагах всередині аеродинамічної труби. Тензодатчики розташовані в опорних точках моделі сприймають аеродинамічні навантаження. Реєстрація їхніх деформацій дозволяє визначати підйомну силу, опір, бічну силу та моменти (тангаж, крен, рискання). [4].

  Тип результатів – кількісні дані коефіцієнтів: $C_L$, $C_D$, $C_Y$, $C_M$. Сумісність із технологією висока – пряме введення, можливе використання ЧГД моделі для розширення прикладних даних.

– Вимірювання тиску через отвори (дренажні випробування). Невеликі отвори для вимірювання тиску на поверхні моделі з’єднані із датчиками, які вимірюють статичний тиск. Це дозволяє отримати детальний розподіл тиску, компоненти підйомної сили та опору, а також поведінку потоку, таку як відрив[4].

  Тип результатів – кількісні дані коефіцієнтів тиску CP. Сумісність із технологією висока – пряме введення, валідація моделі та навчання ШІ та МН.

– Візуалізація потоку за допомогою ниток/ворсинок**.** Метод полягає у прикріпленні легких ниток або ворсинок (часто флуоресцентних для кращої видимості) до поверхні моделі в аеродинамічній трубі або на реальному літальному апараті. Спостерігаючи за рухом цих ворсинок, можна візуалізувати напрямок і характер примежового шару, а також виявляти такі явища, як відрив потоку, приєднання, рециркуляція тощо[4].

  Тип результатів – кількісні дані формування ліній відриву або повторного прилягання. Сумісність із технологією низька – складна у реалізації модель ШІ, може виступати непрямою валідацією локальних явищ (турбулізація, відрив потоку, тощо) на певних режимах польоту.

– Візуалізація димом. Дим, введений у потік, дозволяє бачити лінії струму навколо моделі. Показує вихори, відрив, збудження та загальну структуру потоку [4].

Тип результатів – якісні дані, що візуалізують лінії струму, вихори, зони відриву. Сумісність з технологією низька – складна у реалізації модель ШІ, може виступати непрямою валідацією локальних явищ (турбулізація, відрив потоку, тощо) на певних режимах польоту.

– Візуалізація потоку за допомогою масла. Суміш легкого масла та дрібнодисперсного пігменту наноситься на поверхню моделі. При проходженні повітряного потоку над поверхнею, олійна плівка стоншується під дією зсувних сил граничного шару. Отримані візерунки вказують напрямки поверхневих ліній струму, лінії відриву та лінії повторного приєднання[4].

  Тип результатів – якісні дані візуалізації поверхневих потоків, розташування відриву та повторного приєднання потоку. Сумісність із технологією низька – складна у реалізації модель ШІ, може виступати непрямою валідацією локальних явищ (турбулізація, відрив потоку, тощо) на певних режимах польоту.

– Лазерна допплерівська анемометрія. Інтерференція лазерів та ефект Допплера від частинок у потоці дозволяють точно вимірювати компоненти швидкості в окремій точці без контакту з потоком [5].

  Тип результатів - кількісні дані миттєвої швидкості, профілі швидкостей потоку. Сумісність із технологією висока – точність та кількісні результати дозволяють отримати високу якість валідації моделі.

– Візуалізація швидкостей потоку за допомогою твердих частинок. Безконтактний оптичний метод для вимірювання швидкісних полів у площині потоку. У рідину додаються дрібні, розсіювальні світло частинки. Два високошвидкісні лазерні імпульси освітлюють тонку площину потоку, фіксуючи два послідовні зображення частинок. Шляхом аналізу зміщення зображень частинок між двома кадрами за допомогою алгоритмів взаємної кореляції розраховуються вектори швидкості в освітленій площині [6].

  Тип результатів - кількісні та якісні дані поля векторів швидкості, лінії потоку, структура турбулентності. Сумісність із технологією середньовисока – дозволяє проводити валідацію певних наборів даних та явищ.

– Шлірен-зйомка (метод Теплера). Візуалізує градієнти густини за рахунок заломлення світла. Показує ударні хвилі, поверхневий шар, зміну густини в надзвукових режимах [7].

  Тип результатів – якісні дані поширення ударних хвиль, розширення, зони змішування, градієнти густини. Сумісність із технологією низька – складна у реалізації модель ШІ, обмежена область застосування, можливе валідування зон трансзвукувого та надзвукового потоку.

– Фарби, чутливі до тиску. Флуоресцентні фарби наносяться на поверхню. Флуоресценція *PSP* (з англ. *Pressure Sensitive Paint*) змінюється залежно від локального тиску через інтенсивність гасіння киснем. Дозво-

ляє отримати детальний розподіл значень тиску із високою роздільною якістю [8].

Тип результатів - якісні та кількісні дані, глобальні, двовимірні карти коефіцієнтів поверхневого тиску $C_P$ та розподілу температури поверхні $T_S$ на великих ділянках моделі. Сумісність з технологією висока – валідація значної області даних.

– Методи числової гідродинаміки: це метод моделювання аеродинаміки шляхом чисельного розв'язання рівнянь збереження маси, імпульсу та енергії. Геометрія моделі розбивається на сітку (структуровану або неструктуровану), де розраховуються параметри потоку. Для цього використовують методи дискретизації, зокрема скінченно-об'ємний, скінченних різниць, скінченно-елементний, а також моделі турбулентності (*RANS, LES* тощо).

  Тип результатів - кількісні дані. Тривимірні поля швидкості, тиску, температури, густини, в'язкості, коефіцієнти підйомної сили, опору, моментів. Сумісність із технологією висока – використовується як джерело базових точок у УДНД. Може бути поєднаний із ШІ-модулями для навчання, перевірки та інтерполяції.

– Метод вимірювання тиску за допомогою мікроелектромеханічних систем (*MEMS*), використовує мініатюрні датчики тиску, інтегровані безпосередньо у поверхню досліджуваного об'єкта або у гнучкі масиви (пояси). На відміну від традиційних систем із пневмозондами та трубками, *MEMS*-датчики вимірюють абсолютний місцевий тиск безпосередньо у точці вимірювання. [9].

Тип результатів – кількісні дані, абсолютні значення тиску у точках на поверхні.Сумісність із технологією висока – забезпечує щільну карту значень тисків у реальному часі, придатну для валідації даних, тренування моделей ШІ та МН.

**Застосування**

Технологія УНД дозволить створювати цифрових двійників літального апарата відповідного рівня правдоподібності. Кожен із яких матиме застосування на різних етапах проєктування та експлуатації ЛА. Низький рівень правдоподібності може бути використаний у проєктуванні ЛА у першому наближенні для оцінки аеродинамічних характеристик. Зокрема, УНД може бути ефективним інструментом для побудови програм досліджень та випробувань ЛА. Такий підхід забезпечує цілеспрямований відбір найбільш інформативних режимів, які потребують валідації або поглибленого дослідження.

УНД може слугувати джерелом даних аеродинамічних навантажень для подальших інженерних розрахунків, зокрема при побудові навантажувальних циклів для оцінки статичної міцності, ресурсу конструкції та ди-

намічної міцності. Завдяки повноті даних, забезпечується можливість детального моделювання усіх режимів польоту, включаючи непередбачувані або критичні конфігурації. Усі рівні правдоподібності можуть бути використані для оцінки міцності, але потрібно завжди об'єктивно оцінювати такі результати.

Використання бортової інформації, зокрема даних із *MEMS*-сенсорів, перевантажень, швидкості та положення, відкриває можливість наповнення універсального набору даних реальними експлуатаційними даними. На основі цього можливо сформувати індивідуалізований цифровий двійник кожного борта, який відображатиме не лише типові умови, але й реальну історію навантаження конкретної машини. Цей підхід відкриває можливість точного обліку накопиченого ресурсу конструкції. Замість застосування усереднених профілів навантаження, кожен літак аналізується індивідуально, із урахуванням того, як саме він експлуатувався. У результаті з'являється можливість експлуатації за технічним станом: приймати рішення щодо продовження ресурсу, необхідності оглядів чи ремонту на основі прогнозу залишкового ресурсу, побудованого на реальних даних із бортових сенсорів у поєднанні із аналітичними можливостями УНД. Це не лише підвищить безпеку польотів, а й оптимізує витрати на технічне обслуговування.

Використовуючи бортові дані та дані з датчиків *MEMS* може реалізовуватися й інший напрям. Універсальний набір даних може застосовуватися для побудови системи активної адаптації керуючих поверхонь у польоті, система яка здатна ще до фактичної реакції літака на зміну аеродинамічного обтікання визначити оптимальне положення керуючих поверхонь. Це може забезпечити більш плавне демпфування збурень, підвищити стійкість та керованість, а також зменшити навантаження на конструкцію за рахунок своєчасного згладжування динамічних навантажень.

Також перевагами універсального набору даних є його структурована побудова та здатність до поступового розширення за рахунок як чисельних, так і експериментальних джерел. Завдяки цьому УНД може виступати інструментом для навчання моделей штучного інтелекту та машинного навчання, орієнтованих на розв'язання широкого спектра задач аерогідродинамічного аналізу. У перспективі можлива розробка повноцінного розв'язувача на основі ШІ, де основні дані надає ядро ШІ, а ЧГД методи тільки валідують опорні точки результатів. Тому широке використання технології УНД дозволить створити більш точні моделі ШІ, які даватимуть кращі дані, що у свою чергу зменшить витрати на їх підтвердження.

**Висновки**

У роботі запропоновано концепцію технології уніфікації та структуризації аеродинамічних даних. Визначено складові системи, проаналізова-

но сумісність із основними методами отримання даних аеродинамічних досліджень. Введено концепції універсального набору даних – УНД та динамічної системи УНД – УДНД. Наведено блок-схему взаємодії компонентів УДНД та представлено гієрархію даних системи та алгоритм оцінки даних. Окреслено можливі сфери застосування, такі як: проєктування та випробування ЛА, інженерні розрахунки, оцінка міцності, моделювання режимів польоту, облік ресурсу та експлуатація ЛА, активна адаптація керуючих поверхонь, навчання та розвиток ШІ-моделей.

Для реалізації технології варто вирішити низку проблем та задач пов'язаних із розробкою та взаємодією між собою компонентів технології, які поодинці представляють складні інструменти та системи.

**Список використаної літератури**

1. *He L., Qian W., Zhao T., Wang Q.* Multi-fidelity aerodynamic data fusion with a deep neural network modeling method. Entropy. 2020. Vol. 22, No. 9. P. 1022. https://doi.org/10.3390/e22091022
2. *Brunton S., Noack B., Koumoutsakos P.* Machine learning for fluid mechanics. Annual Review of Fluid Mechanics. 2020. Vol. 52. P. 477–508. https://doi.org/10.1146/annurev-fluid-010719-060214
3. *Taylor S. J. E., Isaila F., Taboada G. L.* Enabling cloud-based computational fluid dynamics with a platform-as-a-service solution. IEEE Transactions on Industrial Informatics. 2018. Vol. 15, No. 1. P. 85–94. https://doi.org/10.1109/TII.2018.2849558
4. *Rae W. H., Pope A.* Low-speed wind tunnel testing. John Wiley & Sons. 1999.
5. *Durst F., Melling A., Whitelaw J. H.,* Principles and practice of laser-Doppler anemometry. Academic Press. 1976.
6. *Adrian R. J.* Particle-imaging techniques for experimental fluid mechanics. Annual Review of Fluid Mechanics. 1991. Vol. 23. P. 261–304. https://doi.org/10.1146/annurev.fl.23.010191.001401
7. *Settles G. S.* Schlieren and shadowgraph techniques: Visualizing phenomena in transparent media. Springer-Verlag. 2001. https://doi.org/10.1007/978-3-642-56640-0
8. Liu T., *Sullivan J. P.* Pressure- and Temperature-Sensitive Paints. Encyclopedia of Aerospace Engineering (eds R. Blockley and W. Shyy). 2011. https://doi.org/10.1002/9780470686652.eae076
9. *Raab C., Rohde-Brandenburger K.* Dynamic flight load measurements with MEMS pressure sensors. CEAS Aeronautical Journal. 2021. Vol. 12. P. 737-753. https://doi.org/10.1007/s13272-021-00529-3