

**НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
«КИЇВСЬКИЙ ПОЛІТЕХНІЧНИЙ ІНСТИТУТ
імені ІГОРЯ СІКОРСЬКОГО»**

Навчально-науковий механіко-машинобудівний інститут

Кафедра конструювання машин

«На правах рукопису»

УДК _____

До захисту допущено:

Завідувач кафедри

_____ **Олександр САЛЕНКО**

«__» _____ 2026 р.

Магістерська дисертація

на здобуття ступеня магістра

за освітньо-науковою програмою «Конструювання та дизайн машин»

зі спеціальності 131 «Прикладна механіка»

**на тему: «Розробка імпелерного пристрою вітро-генератора прив'язного
дирижабля »**

Виконав:

студент VI курсу, групи МК-41 мн

Нікітенко Владислав Русланович _____

Науковий керівник:

Професор, д.т.н.

Саленко Олександр Федорович _____

Консультант

Рецензент:

**Засвідчую, що у цій магістерській
дисертації немає запозичень з праць
інших авторів без відповідних посилань.
Студент _____**

Київ – 2026 року

**Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Навчально-науковий механіко-машинобудівний інститут
Кафедра конструювання машин**

Рівень вищої освіти – другий (магістерський)

Спеціальність – 131«Прикладна механіка»

Освітньо-наукова програма «Магістр»

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Олександр САЛЕНКО

«__» _____ 2026 р.

ЗАВДАННЯ

на магістерську дисертацію студенту

Нікітенку Владиславу Руслановичу

1. Тема дисертації «Розробка імпелерного пристрою вітро-генератора прив'язного дирижабля», науковий керівник дисертації Саленко Олександр Федорович, д.т.н., професор, затверджені наказом по університету від «30»_березня_ 2026 р. №_1330-С_.
2. Термін подання студентом дисертації: травень 2026р.
3. Об'єкт дослідження: імпелерний пристрій вітро-генератора.
4. Вихідні дані: характеристики імпелерів пристроїв вітро-генераторів прив'язних дирижабей.
5. Перелік завдань, які потрібно розробити: 1. Огляд стану питання по імпелерах апаратів, що легші за повітря; 2. Схеми та конструкції імпелерів; 3. Дослідження характеристик імпелерних пристроїв;
6. Орієнтовний перелік графічного (ілюстративного) матеріалу: інформаційні дослідження, схемні рішення вузлів, конструктивні рішення імпелерів, експериментальні дослідження, пропозиції по вдосконаленню імпелера, креслення.
7. Орієнтовний перелік публікацій:

8. Консультанти розділів дисертації

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв

9. Дата видачі завдання: жовтень 2025р.

Календарний план

№з/п	Назва етапів виконання магістерської дисертації	Термін виконання етапів магістерської дисертації	Примітка
1	Інформаційні дослідження по темі	16.11.2025	
2	Схемні рішення імпелерних пристроїв вітро-генераторів	20.01.2026	
3	Конструктивні рішення імпелерів	3.03.2026	
4	Експериментальні дослідження	6.04.2026	
5	Пропозиції по вдосконаленню імпелерів	30.04.2026	

Студент _____ Нікітенко В.Р.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Науковий керівник дисертації _____ Саленко О.Ф.

АНОТАЦІЯ

Пояснювальна записка магістерської роботи на тему «Розробка імпелерного пристрою вітро-генератора прив'язного дирижабля» має 58 аркушів формату А4, містить 10 ілюстрацій, 13 таблиць, що містять теоретичні відомості про розрахунок, проектування та результати аеродинамічних досліджень рушія. При написанні роботи використано 22 джерела інформації.

Завданням даної роботи є дослідження аеродинамічних характеристик імпелерних пристроїв висотного базування та визначення раціональних геометричних параметрів для максимізації генерації електричної енергії.

Метою даної магістерської дисертації є розробка та оптимізація високоефективного імпелерного пристрою (шнекового ротора) вітрогенератора прив'язного дирижабля, призначеного для стабільного вилучення кінетичної енергії висотних вітрових потоків та забезпечення екологічно чистою електроенергією наземних споживачів. Обов'язковою метою розробки даного пристрою є підвищення загальної енергетичної ефективності комплексу та досягнення високої питомої потужності.

У проєкті проведене інформативно-аналітичне дослідження сучасного стану висотної вітроенергетики та конструктивних схем оболонок апаратів, що легші за повітря. За допомогою середовища обчислювальної гідрогазодинаміки Ansys Fluent розроблено геометричну модель гібридного закритого рушія (трилопатевої спіралі Архімеда в профільованому дифузорі) та виконано чисельне моделювання його обтікання. Проведено параметричні CFD-випробування дев'яти конфігурацій із різними радіусами та кроком гвинта, за результатами яких визначено оптимальні геометричні параметри турбоагрегату, що забезпечують максимальний коефіцієнт потужності для віддачі енергії на землю.

Ключові слова: вітрогенератор, прив'язний дирижабль, імпелерний пристрій, аеродинамічний розрахунок, cfd-моделювання, шнековий ротор, висотна вітроенергетика, електрогенерація.

ABSTRACT

Abstract The explanatory note of the master's thesis on the topic "Development of an impeller device for a tethered airship wind generator" consists of 58 A4 pages, contains 10 illustrations, and 13 tables, which include theoretical information on the calculation, design, and results of aerodynamic research of the rotor. 22 sources of information were used in writing the thesis.

The task of this work is to study the aerodynamic characteristics of high-altitude impeller devices and to determine the rational geometric parameters for maximum electrical energy generation.

The purpose of this master's thesis is the development and optimization of a highly efficient impeller device (Archimedes screw rotor) for a tethered airship wind generator, designed for stable extraction of wind flow kinetic energy and providing clean electricity to ground consumers. A mandatory goal of developing this device is to increase the overall energy efficiency of the complex, achieve high power density, and ensure the rotor's self-starting ability at low wind speeds.

The project includes an informative and analytical study of the current state of airborne wind energy and constructive schemes of lighter-than-air vehicle shells. Using the Ansys Fluent computational fluid dynamics environment, a geometric model of a hybrid closed rotor (a three-blade Archimedes spiral in a profiled diffuser) was developed, and its flow simulation. Parametric CFD tests of nine configurations with different radii and pitch values were conducted, based on the results of which the optimal geometric parameters of the turbo unit providing the maximum power coefficient for ground power delivery were determined.

Keywords: WIND GENERATOR, TETHERED AIRSHIP, IMPELLER DEVICE, AERODYNAMIC CALCULATION, CFD MODELING, SCREW ROTOR, AIRBORNE WIND ENERGY, POWER GENERATION.

ЗМІСТ

1	АНАЛІЗ СТАНУ ТА ОСОБЛИВОСТЕЙ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АПАРАТІВ, ЩО ЛЕГШІ ЗА ПОВІТРЯ (LTA).....	7
1.1	Класифікація та механічні принципи утримання прив'язних LTA-апаратів	7
1.2	Механіка просторової нестабільності та кінематика руху прив'язного аеростата.....	9
1.3	Аналіз засобів пасивної стабілізації та їхніх недоліків у системах висотної генерації	11
1.4	Обґрунтування концепції активної орієнтації	14
1.5	Економічна доцільність та розрахунок вартості енергії	16
2	ТЕОРЕТИЧНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТУРБОАГРЕГАТІВ БОРТОВОГО БАЗУВАННЯ	19
2.1	Кінематичний аналіз роторних систем HAWT та VAWT в умовах польоту	19
2.2	Аеродинамічні засади роботи закритих імпелерних систем.....	21
2.3	Геометрія та механіка шнекових рушіїв (спіраль Архімеда)	24
2.4	Методологія моделювання в САПР та чисельного аналізу (CAE) турбоагрегатів.....	27
3	РОЗДІЛ 3. ПАТЕНТНИЙ ТА КОНСТРУКТОРСЬКИЙ АНАЛІЗ РІШЕНЬ.....	32
3.1	Патентний огляд та механіка систем активної орієнтації платформи.....	32
3.2	Конструктивний аналіз закритих та шнекових турбоагрегатів бортового базування.....	33
3.3	Поглиблений матеріалознавчий аналіз компонентів за патентними рішеннями	35
3.4	Вибір прототипів та обґрунтування концепції вдосконаленого рушія.....	36
3.5	Розрахунки силових та енергетичних параметрів	37
4	РЕЗУЛЬТАТИ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ТА ПОРІВНЯЛЬНОГО АНАЛІЗУ	39
4.1	Емпіричне дослідження та порівняльний аналіз кривих потужності.....	39
4.2	План та методологія чисельного експерименту (CFD)	41
4.3	Верифікація результатів чисельного аеродинамічного моделювання в Ansys Fluent	48
4.4	Результати параметричного дослідження шнекових роторів	49
4.5	Оцінка енерговиробітку при втраті стабілізації (рисканні)	52
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	54

1 АНАЛІЗ СТАНУ ТА ОСОБЛИВОСТЕЙ ЕКСПЛУАТАЦІЇ АПАРАТІВ, ЩО ЛЕГШІ ЗА ПОВІТРЯ (LTA)

1.1 Класифікація та механічні принципи утримання прив'язних LTA-апаратів

Типологія конструктивних схем оболонок

Розвиток систем висотної вітроенергетики (Airborne Wind Energy Systems, AWES) на сучасному етапі базується на переході від стаціонарних наземних споруд до мобільних аерокосмічних комплексів. Використання апаратів, що легші за повітря (Lighter-Than-Air, LTA), дозволяє отримати доступ до стабільних повітряних потоків на висотах 50–100 м і вище, де швидкість вітру в 8–10 разів перевищує показники приземного шару. Проте відмова від жорсткого фундаменту перетворює вітрогенератор на складну просторову систему з багатьма ступенями вільності, що потребує детального дослідження механіки її утримання та кінематики руху.

З точки зору прикладної механіки, аеростатний вітрогенератор є інтегрованою системою, яка включає підймальну оболонку, гондолу з турбоагрегатом та систему кабель-троса. Конструктивна цілісність такої системи визначається балансом аеростатичних сил та механічних напружень у матеріалах. Типологія конструктивних схем оболонок

В аерокосмічній інженерії LTA-апарати класифікуються за рівнем жорсткості силового каркаса:

1. М'які системи: Форма підтримується виключно внутрішнім надлишковим тиском гелію. Такі конструкції є найбільш масоефективними, проте створюють проблему концентрації напружень у місцях кріплення важкого обладнання.

2. Напівжорсткі системи: Мають кільову ферму або силовий пояс, що розподіляє вагу гондоли по нижній частині оболонки.

3. Жорсткі системи: Базуються на внутрішньому просторовому каркасі (зазвичай з вуглепластику або алюмінієвих сплавів типу 7075), що дозволяє сприймати значні згинальні та крутні моменти від ротора.

Механічний стан м'якої оболонки описується через напругу розтягування σ , яка для циліндричної частини апарата визначається за формулою Лапласа:

$$\sigma = \frac{p_{int} \cdot d}{2\delta} \quad (1.1)$$

де p_{int} – надлишковий внутрішній тиск, Па;

d – діаметр оболонки, м;

δ – товщина стінки матеріалу, м.

Головна механічна проблема м'яких оболонок полягає у відсутності жорсткого каркасу для передачі зосереджених зусиль. Турбоагрегат має значну масу і генерує реактивний крутний момент та осьову силу тяги. Пряме кріплення металевої гондоли до тонкої полімерної плівки неминуче призведе до локального розриву (концентрації напружень). Тому конструкція вимагає застосування спеціальної системи такелажу, яка рівномірно розподіляє зосереджене навантаження від вузлів кріплення генератора на велику площу оболонки за допомогою силових поясів (катенарій).

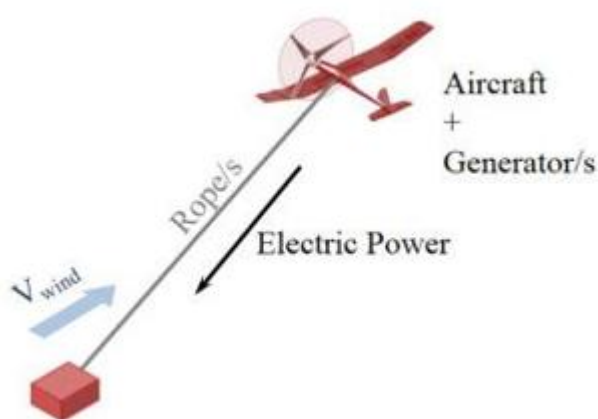


Рисунок 1.1. – Базова архітектура прив'язної системи аеростатного вітрогенератора [1].

Використання сучасних композитних матеріалів, таких як кевлар, дозволяє досягти високої міцності при мінімальній питомій вазі, що є критичним для забезпечення вантажопідйомності системи.

Утримання апарата здійснюється через систему катенарій та точку збігу, до якої кріпиться основний кабель-трос. З точки зору опору матеріалів, вузол кріплення троса піддається екстремальним знакозмінним навантаженням.

Таблиця 1.1 – Порівняльна характеристика матеріалів для елементів ЛТА-вітрогенераторів

Елемент конструкції	Матеріал	Ключова перевага	Механічне обмеження
Оболонка аеростата	Vectran / Терилен	Газонепроникність, стійкість до УФ	Чутливість до точкових проколів
Лопаті турбіни	Carbon Fiber (вуглепластик)	Висока втомна міцність, жорсткість	Висока вартість виготовлення
Утримувальний трос	Dyneema / Струмопровідний композит	Міцність вища за сталь у 15 разів	Омічні втрати при передачі енергії
Каркас гондоли	Арамідні стільники (Honeycomb)	Мінімальна маса при високій жорсткості	Складність шарнірних з'єднань

1.2 Механіка просторової нестабільності та кінематика руху прив'язного аеростата

На відміну від наземних систем, аеростатний вітрогенератор має шість ступенів вільності. Його кінематика визначається взаємодією гравітаційних, аеростатичних та динамічних сил у повітряному потоці, що постійно змінюється.

Рівняння динаміки та врахування приєднаних мас

Кінематика системи описується у двох системах координат: земній та пов'язаній з апаратом. Рівняння руху мають нелінійний характер через вплив так

званих "приєднаних мас" – об'єму повітря, що рухається разом з апаратом і значно збільшує його інерційність.

Загальна векторна форма рівняння руху апарата:

$$m[\dot{V} + \omega \times V] = F_{stat} + F_{aero} + F_{tether} \quad (1.2)$$

де m – матриця мас (включаючи приєднані маси);

V – вектор лінійної швидкості;

ω – кутова швидкість;

F_{stat} , F_{aero} , F_{tether} – вектори статичних (буйність, гравітація), аеродинамічних та реактивних сил троса відповідно.

Аналіз просторових моментів та нестабільності

Просторова нестабільність проявляється через виникнення трьох основних моментів:

1. Тангаж: Виникає при зміщенні центру тиску відносно центру мас по поздовжній осі.
2. Крен: Коливання навколо поздовжньої осі, що провокується бічними поривами вітру та реактивним моментом ротора.
3. Рискання: Найбільш критичний параметр для вітрогенератора. Рискання – це кутове відхилення осі ротора від вектора швидкості вітру.

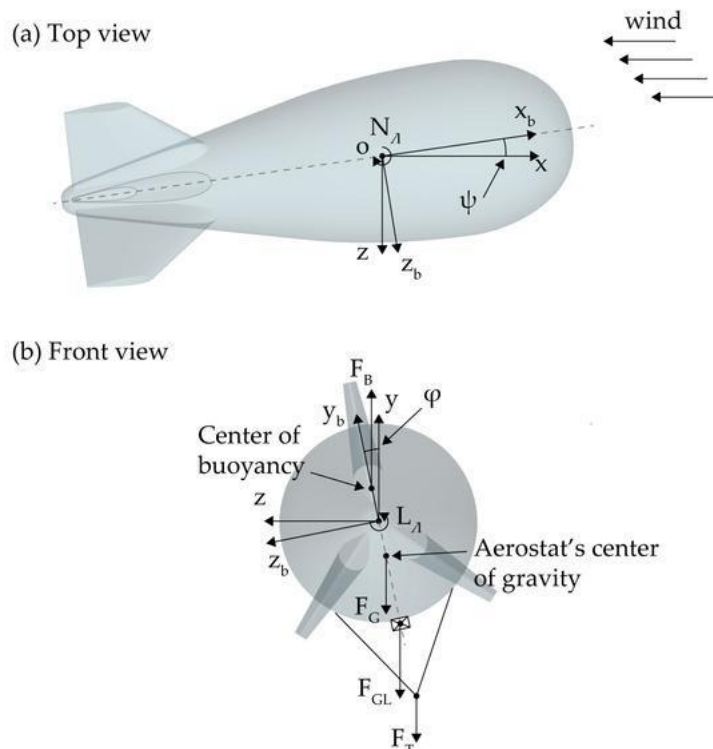


Рисунок 1.2 – Сили та просторові моменти (тангаж, рискання), що діють на прив'язний аеростат у повітряному потоці. (а) – вигляд зверху, (б) – вигляд збоку [3].

Рискання викликає появу гіроскопічного моменту M_g на валу турбіни:

$$M_g = I_{rotor} \cdot \omega_{rotor} \times \Omega_{yaw} \quad (1.3)$$

де I_{rotor} – момент інерції ротора;

ω_{rotor} – кутова швидкість обертання турбіни;

Ω_{yaw} – кутова швидкість рискання аеростата. Цей момент створює додаткові навантаження на підшипникові вузли, що призводить до прискореного втомного зносу деталей машин.

Кінематика в умовах мінливості вітрових потоків

Дослідження показують, що в реальних умовах експлуатації апарат піддається впливу турбулентних пульсацій, що мають частотний спектр, близький до власних частот коливань прив'язної системи.

Чутливість до напрямку: Рух рискання є найбільш чутливим до варіацій напрямку вітру.

Ефект "маятника": Прив'язний трос обмежує рух апарата сферичною поверхнею, що при зміні швидкості вітру викликає складні коливання положення апарата за азимутом та висотою.

Якщо апарат не має системи активної компенсації цих коливань, вісь ротора постійно перебуває в стані неузгодженості з вектором потоку. Це не лише знижує генерацію, але й створює ударні навантаження на трос та елементи гондоли під час різких поривів.

1.3 Аналіз засобів пасивної стабілізації та їхніх недоліків у системах висотної генерації

Забезпечення стійкості апаратів, що легші за повітря, в умовах динамічного вітрового потоку є першочерговою інженерною задачею.

Традиційно для цього застосовуються пасивні аеродинамічні елементи – хвостове оперення (стабілізатори), що працюють за принципом флюгера. Проте для вітроенергетичних установок, де платформа не просто «плаває» у повітрі, а виступає опорою для потужного ротора, можливості пасивної стабілізації мають суворі обмеження.

Математична модель відновлювального моменту хвостового оперення

З точки зору аеродинаміки, стабілізатори призначені для зміщення аеродинамічного фокусу апарата назад за центр мас. Це створює так звану «статичну стійкість за кутом атаки та рискання». Основною характеристикою такої системи є відновлювальний момент рискання M_{yaw} , який виникає при відхиленні осі апарата від вектора набігаючого потоку на кут $\Delta\alpha$ (кут ковзання).

Математично величина цього моменту описується наступною функціональною залежністю:

$$M_{yaw} = \frac{1}{2} \rho v^2 S_{tail} L_{tail} C_{y\alpha} \Delta \quad (1.4)$$

де: ρ – густина повітря на робочій висоті (кг/м³);

v – швидкість вітру (м/с);

S_{tail} – сумарна площа поверхонь стабілізаторів (м²);

L_{tail} – плече відновлювальної сили, тобто відстань від центру мас апарата до аеродинамічного фокуса оперення (м);

$C_{y\alpha}$ – похідна (градієнт) коефіцієнта бічної аеродинамічної сили за кутом ковзання (рад⁻¹).

Для забезпечення автоматичного вирівнювання апарата необхідно, щоб похідна моменту за кутом відхилення була від'ємною ($\frac{\partial M_{yaw}}{\partial \alpha} < 0$), що гарантує виникнення сили, яка повертає апарат у положення рівноваги. Проте аналіз формули вказує на критичну залежність ефективності системи від квадрата швидкості вітру v^2 . Це означає, що при низьких швидкостях потоку ($v < 3 \dots 4$ м/с) відновлювальний момент стає мізерним і не може подолати сили тертя у підшипниках вузла кріплення троса та інерцію масивного корпусу.

Вплив прецесії та гіроскопічних навантажень на стабільність платформи

Одним із найбільш складних аспектів експлуатації аеростатних вітрогенераторів є взаємодія аеродинаміки оболонки з механікою обертового ротора. Ротор турбіни, що має значний момент інерції I_{rotor} та обертається з високою кутовою швидкістю ω_{rotor} , поводить себе як масивний гіроскоп.

Коли аеростат під дією зміни напрямку вітру починає розвертатися за азимутом з кутовою швидкістю Ω_{yaw} , виникає гіроскопічний момент прецесії M_{prec} :

$$M_{prec} = I_{rotor} \cdot \omega_{rotor} \cdot \Omega_{yaw} \quad (1.5)$$

Цей момент діє перпендикулярно до площини розвороту. Згідно з правилами механіки, прецесійний момент намагається змінити кут тангажу (підняти або опустити ніс апарата).

Це призводить до наступних негативних наслідків:

1. Поява автоколивань: Будь-яка корекція по азимуту викликає збурення по тангажу, що створює складні просторові колювання типу «вісімка».
2. Шокові навантаження на трос: Пульсуючі зміни кутів орієнтації викликають різкі стрибки натягу утримувального кабель-троса, що може призвести до його обриву або прискореної втоми матеріалу.
3. Зниження ресурсу підшипників: Гіроскопічні сили передаються на вал генератора, створюючи величезні радіальні навантаження на підшипникові опори гондоли, які не розраховані на таку динаміку.

Недоліки пасивної стабілізації в умовах висотної турбулентності

Експлуатаційний аналіз існуючих прототипів AWES дозволяє виділити групу фундаментальних недоліків пасивного оперення:

«Мертва зона» при слабкому вітрі: Як було зазначено вище, система стає некерованою при малих v . У цей час вітрогенератор може розвернутися лагом (боком) до потоку, що унеможлиблює самозапуск турбіни при відновленні вітру.

Аеродинамічне затінення: При великих кутах атаки хвостове оперення може потрапляти в аеродинамічний слід від корпусу аеростата або самого

ротора. Це призводить до різкої втрати ефективності стабілізаторів та виникнення ефекту високочастотних вібрацій.

Ефект маятника: Прив'язний трос обмежує рух апарата, і при пасивній стабілізації аеростат поводить себе як сферичний маятник. Коливання за азимуту можуть тривати тривалий час (200–400 с до стабілізації), протягом якого турбіна працює в неоптимальному режимі.

Таблиця 1.2 – Порівняння параметрів стабілізації при різних режимах вітру

Швидкість вітру, м/с	Ефективність	Стан орієнтації осі турбіни	Ризики експлуатації
0 ... 3	Критично низька	Хаотичне обертання апарата	Втрата можливості самозапуску
3 ... 10	Задовільна	Коливання в межах $\pm 15^\circ \dots 25^\circ$	Недовироблення 25– 30% енергії
10 ... 25	Висока	Стабільна (за винятком поривів)	Високі гіроскопічні навантаження
> 25 (шторм)	Екстремальна	Можливий вихід за межі міцності	Обрив троса, розрив оболонки

1.4 Обґрунтування концепції активної орієнтації

Як було доведено в попередніх підрозділах, пасивна стабілізація за допомогою хвостового оперення не забезпечує необхідної точності позиціонування вітротурбіни в умовах високодинамічних повітряних потоків. Для реалізації стратегії максимізації вихідної потужності виникає інженерна необхідність переходу до систем активного керування азимутальним положенням ротора.

Мехатронні принципи активної орієнтації по азимуту

Концепція активної орієнтації базується на примусовому спрямуванні осі вітротурбіни назустріч вектору швидкості вітру незалежно від аеродинамічних

властивостей оболонки аеростата. Ключовою метою є зведення кута неузгодженості θ (yaw misalignment) до значень, близьких до нуля ($< 5^\circ$).

Механізм диференціального натягу (Winch-based steering):

Згідно з патентом US 9,187,165 B2, найбільш перспективною схемою для AWES є використання багатотросового такелажу, що утворює просторову піраміду між апаратом та головним леєром. Керування азимутальним кутом рискання ψ здійснюється через диференціальну зміну довжини допоміжних леєрів l_i за допомогою бортових серволебідок.

Керуючий момент M_{ctrl} , що генерується системою, визначається як векторна сума моментів від натягу кожного троса:

$$M_{ctrl} = \sum_{i=1}^n \vec{r}_i \times \vec{T}_i \quad (1.6)$$

де $\vec{r}_i$ – радіус-вектор точки кріплення i -го леєра відносно центру мас;

$\vec{T}_i$ – вектор сили натягу, що регулюється бортовим актуатором.

Така схема дозволяє здійснювати прецизійне маневрування апаратом навіть за умов слабого вітру, коли пасивне оперення є неефективним.

Алгоритми компенсації динамічного рискання

Для стабілізації осі при миттєвих змінах вітрового фронту застосовуються алгоритми зворотного зв'язку (Closed-loop control). Найбільш поширеним у малій авіації та AWES є використання PID-контролера (пропорційно-інтегрально-диференціального регулятора).

Рівняння керуючого сигналу $u(t)$ для привода орієнтації має вигляд:

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (1.7)$$

де $e(t) = \psi_{ref} - \psi_{act}$ – похибка орієнтації (різниця між заданим азимутом вітру та поточним положенням ротора).

Пропорційна ланка (K_p): забезпечує швидкість реакції на відхилення.

Інтегральна ланка (K_i): усуває статичну похибку, пов'язану з постійним боковим тиском або реактивним моментом турбіни.

Диференціальна ланка (K_d): демпфує коливання, передбачаючи майбутні зміни похибки на основі швидкості її наростання.

Використання адаптивних PID-контролерів дозволяє системі підлаштовувати коефіцієнти в реальному часі залежно від інтенсивності турбулентності, що мінімізує механічні навантаження на вал та запобігає виникненню резонансних автоколивань.

Активні системи орієнтації створюють постійне навантаження на бортову електромережу. Використання допоміжної енергоустановки є критично необхідним для забезпечення автономності платформи. Основні переваги бортової генерації:

1. Мінімізація маси кабелю: відсутність потреби в передачі великих потужностей з землі через важкі мідні жили.
2. Зменшення втрат: виключення омичних втрат на передачу енергії $\Delta U = I \cdot R_{cable}$ на висоти до 200 м.
3. Безпека: допоміжна енергоустановка забезпечує роботу аварійних клапанів та систем зв'язку навіть у випадку обриву основного кабель-троса.

Потужність допоміжної енергоустановки повинна покривати потреби пікових навантажень актуаторів та бортової електроніки.

1.5 Економічна доцільність та розрахунок вартості енергії

Впровадження систем активної орієнтації підвищує капітальні витрати, проте воно є економічно виправданим завдяки радикальному підвищенню річного енерговиробітку за рахунок усунення втрат стабілізації.

Нормована вартість енергії є ключовим індикатором конкурентоспроможності технології. Формула розрахунку базується на відношенні сумарних дисконтованих витрат до обсягу генерованої енергії за весь життєвий цикл:

$$LCOE = \frac{(CapEx \cdot FCR) + OpEx}{AEP_{net}} \quad (1.8)$$

де $CapEx$ – капітальні витрати;

FCR – коефіцієнт фіксованої плати (Fixed Charge Rate);

$OpEx$ – щорічні операційні витрати;

AEP_{net} – чисте річне виробництво енергії.

Структура $CapEx$ аеростатного комплексу:

Оболонка та підймальний газ (гелій): 25–30%.

Вітротурбіна та генератор: 20–25%.

Наземна станція та лебідки: 20%.

Кабель-трос та системи орієнтації: 15–20%.

Завдяки відсутності потреби в бетонних фундаментах та сталевих баштах, сумарні матеріальні витрати на 90% нижчі, ніж у наземних систем аналогічної потужності.

Згідно з технічними вимогами, необхідно порівняти генерацію в оптимальних умовах та при втраті стабілізації. Потужність вітрогенератора при наявності кута неузгодженості θ розраховується як:

$$P(\theta) = P_{max} \cdot (\theta) \quad (1.9)$$

Експериментальні дані та теорія Blade Element Momentum вказують на значення показника n в межах від 2.0 до 3.0.

При відсутності активної орієнтації (пасивна стабілізація) середній кут відхилення θ через інерційність аеростата складає $15^\circ - 25^\circ$.

При $\theta = 20^\circ$: втрати потужності складають $1 - (20^\circ) \approx 17\%$.

Враховуючи турбулентність та аеродинамічне затінення лопатей корпусом аеростата, загальне падіння енергоефективності досягає 25–30%.

Таблиця 1.3 – Порівняльні характеристики наземних ВЕУ та систем AWES (дані 2024-2025)

Показник	Наземна ВЕУ	AWES (з активною орієнтацією)	Перевага AWES
Висота розміщення, м	100–150	300–600	Доступ до швидших вітрів
Коефіцієнт CF, %	35–40	50–60	Вищий час роботи на номіналі
CapEx, кВт	1300–1600	800–1100	Нижча матеріаломісткість
LCOE, МВт·год	39–42	27–39 (прогноз)	Економічна доцільність

Для аеростатних систем специфічною статтею витрат є поповнення витоків гелію. Сучасні матеріали оболонки (вуглепластикові композити, Вектран) забезпечують низький рівень дифузії, проте щорічні витрати на газ та перевірку цілісності оболонки складають вагомую частину. Тим не менш, можливість швидкого спуску апарата для обслуговування без використання важких кранів значно знижує вартість ремонтних робіт порівняно з морськими або висотними баштовими.

Впровадження вдосконаленого рушія та системи активної орієнтації дозволяє не лише стабілізувати платформу, а й гарантовано отримати приріст генерації у 30%, що робить проект інвестиційно привабливим у рамках переходу до "зеленої" енергетики.

2 ТЕОРЕТИЧНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТУРБОАГРЕГАТИВ БОРТОВОГО БАЗУВАННЯ

2.1 Кінематичний аналіз роторних систем HAWT та VAWT в умовах польоту

Проектування бортових турбоагрегатів для аеростатних комплексів (AWES) вимагає перегляду класичних підходів вітроенергетики. Основна відмінність полягає в тому, що ротор працює не на нерухомій вежі, а на рухомій платформі з шістьма ступенями вільності, що створює складні інерційні та аеродинамічні взаємозв'язки. Цей розділ присвячений теоретичному обґрунтуванню кінематичних схем та математичному моделюванню процесів вилучення енергії вітру в умовах висотного польоту.

Вибір кінематичної схеми – горизонтально-осьової (HAWT) чи вертикально-осьової (VAWT) – визначає не лише ККД установки, а й динамічну стабільність всієї аеростатної платформи.

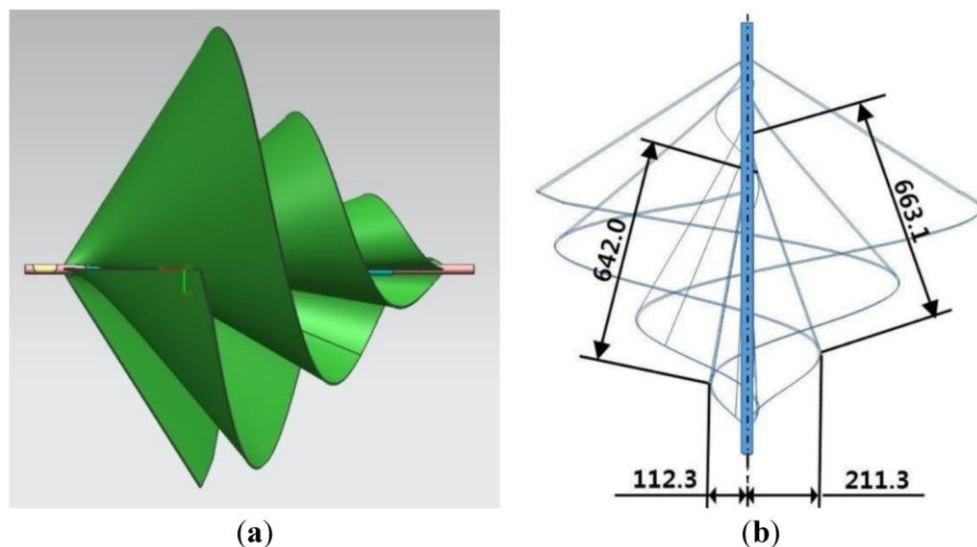


Рисунок 2.1 – Геометрія та просторова кінематика шнекових рушіїв типу «спіраль Архімеда»

Для опису кінематики ротора на рухомому аеростаті необхідно визначити дві основні системи координат: інерціальну (Earth-Fixed System, EFS) та пов'язану з корпусом (Body-Fixed System, BFS). Позиціювання апарата в просторі описується кутами Ейлера: рисканням (ψ), тангажем (θ) та креном (ϕ).

У схемі HAWT (Horizontal Axis Wind Turbine) вісь обертання в ідеальних умовах паралельна вектору вітру. Основним силовим фактором є осьова сила тяги F_T :

$$F_T = \frac{1}{2} \rho A v^2 C_T \quad (2.2)$$

де A – площа обмітання ротора;

C_T – коефіцієнт тяги.

Найбільшу небезпеку для бортових систем HAWT становлять гіроскопічні навантаження, що виникають під час маневрів рискання аеростата. При розвороті платформи за вітром з кутовою швидкістю Ω_{yaw} на вал турбіни діє гіроскопічний момент M_g :

$$M_g = I_{rotor} \cdot \omega_{rotor} \cdot \Omega_{yaw} \quad (2.3)$$

де I_{rotor} – момент інерції ротора;

ω_{rotor} – кутова швидкість обертання турбіни.

Для малопотужних турбін, що обертаються з високою швидкістю (до 500 об/хв), цей момент може спричиняти значні згинальні напруження в лопатях та валу, провокуючи передчасне втомне руйнування. Крім того, гіроскопічний момент від рискання платформи збуджує рух по тангажу, що призводить до неконтрольованого підйому «носа» аеростата.

Вертикально-осьові турбіни (VAWT) є омніспрямованими, тобто їхня ефективність не залежить від напрямку вітру, що усуває потребу в складних системах рискання (yaw systems). Це критично для аеростатів, оскільки дозволяє значно спростити конструкцію гондоли.

Проте VAWT мають нижчий ККД ($\approx 40\%$ порівняно з 50% у HAWT) та страждають від пульсацій крутного моменту через зміну кута атаки лопаті протягом одного циклу обертання.

Для повної компенсації гіроскопічних та реактивних моментів у системах бортового базування доцільно використовувати схему зустрічного обертання.

Два ротори, що обертаються в протилежних напрямках на одній осі, дозволяють звести результуючий гіроскопічний момент до нуля:

$$\sum M_g = I_1 \omega_1 \Omega_{yaw} + I_2 (-\omega_2) \Omega_{yaw} \approx 0 \quad (2.4)$$

На основі проведеного аналізу сформовано таблицю, що відображає придатність різних схем для інтеграції в аеростатний вітрогенератор.

Таким чином, для бортових енергомодулів, де компактність та відсутність вібрацій є пріоритетними, традиційні HAWT вимагають суттєвого вдосконалення, зокрема переходу до закритих або шнекових конструкцій.

2.2 Аеродинамічні засади роботи закритих імперерних систем

Використання закритих рушіїв, відомих у світовій практиці як дифузотно-збуджені вітротурбіни або імперерні системи, є одним із найбільш перспективних шляхів вдосконалення бортових енергоустановок аеростатних комплексів. Основною метою інтеграції ротора в профільований кільцевий обтічник (дифузор) є штучне збільшення масової витрати повітря через площину обмітання турбіни, що дозволяє значно підвищити питому потужність при збереженні компактних габаритів.

Класична теорія ідеального ротора (теорія Беца) базується на аналізі потоку через диск актуатора у вільному просторі. Проте для закритих систем механіка потоку докорінно змінюється завдяки взаємодії диска з твердими стінками обтічника.

Згідно з 1D-імпульсною теорією, розширеною для DAWT, сумарна сила тяги T , що діє на систему, складається з сили тяги на диску актуатора T_{AD} та сили тяги, що виникає безпосередньо на стінках дифузора T_D внаслідок розподілу тиску:

$$T = T_{AD} + T_D \quad (2.5)$$

У безрозмірному вигляді сумарний коефіцієнт тяги C_T визначається як:

$$C_T = C_{T,AD} + C_{T,D} \quad (2.6)$$

де $C_{T,D}$ нормується відносно площі ротора S_{AD} для забезпечення порівнянності результатів. Важливою особливістю дифузорних систем є те, що при $C_{T,D} > 0$ середня швидкість потоку в площині ротора U_{AD} перевищує швидкість, яку мав би ідентичний відкритий ротор при тому ж значенні $C_{T,AD}$. Це зумовлено створенням зони значного розрідження за ротором, що "засмоктує" додатковий потік.

Аеродинамічний розрахунок імпелерної системи базується на фундаментальних законах збереження. Для стаціонарного нестисливого потоку повітря рівняння нерозривності встановлює сталість масової витрати $\dot{m}$ вздовж усього каналу:

$$\dot{m} = \rho \cdot A_{in} \cdot v_{in} = \rho \cdot A_{rotor} \cdot v_{rotor} = \rho \cdot A_{exit} \cdot v_{exit} \quad (2.7)$$

Де ρ – густина повітря, кг/м³;

$A_{in}, A_{rotor}, A_{exit}$ – площі поперечного перерізу на вході, у площині ротора та на виході з дифузора відповідно;

$v_{in}, v_{rotor}, v_{exit}$ – швидкості потоку у відповідних перерізах.

Принцип роботи дифузора полягає у використанні ефекту розширення потоку ($A_{exit} > A_{rotor}$). Згідно з рівнянням Бернуллі для ідеальної рідини:

$$p + \frac{1}{2} \rho v^2 = const \quad (2.8)$$

Зменшення швидкості на виході ($v_{exit} < v_{rotor}$) призводить до відновлення статичного тиску до рівня атмосферного, що, своєю чергою, формує градієнт тиску між входом та виходом. Цей градієнт забезпечує "ефект ежекції", підвищуючи локальну швидкість v_{rotor} вище швидкості незбуреного вітру v_{∞} .

Ефективність дифузорної системи оцінюється через коефіцієнт посилення (Augmentation Ratio) r_A . Механічна потужність закритого рушія P_{ducted} визначається за формулою:

$$P_{ducted} = \frac{1}{2} \rho A_{rotor} v_{\infty}^3 C_p \cdot r_A \quad (2.9)$$

де r_A функціонально залежить від геометричних параметрів дифузора:

$$r_A = \frac{A_{exit}}{A_{rotor}} \quad (2.10)$$

Теоретичні та чисельні дослідження, зокрема концепція фланцевого дифузора (Wind Lens), доводять можливість досягнення значень r_d в діапазоні від 2 до 5. Використання оптимізованого дифузора з вихідним фланцем здатне збільшити середню швидкість потоку на площині ротора у 1.77 раза, що призводить до зростання згенерованої потужності у 2.76–5.26 раза порівняно з відкритою турбіною. Для шнекових турбін інтеграція у кільцевий обтічник (Shrouded Archimedes Spiral Wind Turbine, SASWT) дозволяє досягти максимального коефіцієнта потужності.

Таблиця 2.1 – Порівняння енергетичних показників відкритих та закритих рушіїв

Параметр порівняння	Відкритий ротор (Bare)	Закрита система (Ducted)	Ефект посилення
Швидкість у площині ротора v_{rotor}	$< v_{\infty}$	$> v_{\infty}$	+81%... +86%
Масова витрата $\dot{m}$	Номінальна	Збільшена (ежекція)	в 1.9 – 2.5 рази
Коефіцієнт потужності C_p (відн. A_{rotor})	max 0.593	0.80 – 1.20	Перевищення межі Беца
Турбулентність у сліді (Wake)	Висока	Знижена (стабілізація)	Покращення орієнтації

Критичним фактором при конструюванні імпелерів є ліквідація кінцевих вихорів (tip vortices), які у відкритих турбінах спричиняють втрату до 15% аеродинамічної ефективності. Стінка дифузора фізично блокує перетікання повітря через торці лопатей із зони високого тиску в зону низького.

Проте цей ефект досягається лише за умови суворого дотримання технологічного зазору (tip clearance) Δr . Згідно з інженерними нормами:

$$\Delta r \leq 0.01 \cdot R$$

де R – радіус ротора. Якщо зазор перевищує це критичне значення, виникає зворотне струминне перетікання, яке створює локальні зони турбулентності та повністю нівелює переваги дифузора.

Також на ефективність впливають такі параметри:

1. Кут розкриття дифузора (β): Оптимальні значення знаходяться в межах 4° – 12° . Перевищення призводить до відриву пристінкового шару та різкого зростання лобового опору системи.
2. Довжина дифузора (L/D): Подовження дифузора покращує відновлення тиску, але критично збільшує масу бортової установки, що є небажаним для аеростатних комплексів.
3. Наявність фланця (Brim/Flange): Встановлення кільцевого бортика на виході (технологія Wind Lens) створює стабільні вихори за дифузором, що ще сильніше знижує тиск на виході та підвищує генерацію.

Таким чином, використання імпелерних систем дозволяє створити високоефективні компактні APU, здатні забезпечити енергією механізми активної орієнтації навіть за умов слабких повітряних потоків.

2.3 Геометрія та механіка шнекових рушіїв (спіраль Архімеда)

Для висотних вітроенергетичних установок, інтегрованих у конструкцію аеростатних комплексів, вибір рушія визначається здатністю ефективно функціонувати в умовах низькопотенційних та турбулентних повітряних потоків. Шнекові вітрові турбіни (Archimedes Wind Turbines, ASWT) представляють собою новий клас горизонтально-осьових машин, чия геометрія дозволяє реалізувати комбінований принцип вилучення енергії, що є критично важливим для стабілізації LTA-платформ.

На відміну від класичних аеродинамічних профілів, що описуються набором координат перерізів, лопать шнека Архімеда (Archimedes Spiral Wind Blade, ASWB) є складною поверхнею подвійної кривизни. Процес її геометричного синтезу базується на трансформації плоскої архімедової спіралі у просторову структуру.

Етап 1: Формування базової спіралі. У полярних координатах (r, θ) рівняння кривої, що утворює скелет лопаті, має вигляд:

$$r(\theta) = a + b \cdot$$

де a – початковий радіус (радіус маточини); b – параметр швидкості розширення спіралі, який визначає крок гвинта.

Етап 2: Трансформація у 3D-простір. Для побудови робочої поверхні лопаті в системі XYZ використовується метод обертання та розтягування. Твірна лінія спіралі обертається навколо осі Z (осі валу) з одночасним переміщенням уздовж неї. Повна математична модель поверхні описується системою параметричних рівнянь:

$$\begin{cases} (r, \theta) = r(\theta) \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\phi) \\ y(r, \theta) = r(\theta) \cdot \sin(\theta) \cdot \sin(\phi) \\ (r, \theta) = r(\theta) \cdot \cos(\phi) \end{cases}$$

де ϕ – кут конусності (opening angle), який визначає ступінь розширення ротора назустріч потоку.

Така конфігурація утворює «лійкоподібний» повітряний канал, який дозволяє захоплювати потік повітря не лише фронтально, а й під певним кутом до осі обертання, що забезпечує апарату властивість часткової омніспрямованості.

Фундаментальною науковою відмінністю шнекового рушія є його робота за комбінованим принципом. Класичні HAWT-турбіни використовують переважно підймальну силу, тоді як ASWT поєднує підймальну силу та силу лобового опору.

Завдяки високому коефіцієнту заповненості ротора ($\sigma \approx 1.0$), повітряний потік чинить прямий статичний тиск на навітряну поверхню спіралі. Це забезпечує колосальний крутний момент при старті (M_{start}).

Підймальна сила на лопатях шнекової турбіни виникає не за рахунок ефекту Магнуса (який описує виникнення поперечної сили на гладкому тілі обертання, наприклад, циліндрі або сфері у поперечному потоці), а внаслідок аеродинамічного профілювання та кута атаки набігаючого вітрового потоку відносно просторової поверхні лопаті подвійної кривизни. Спіральна геометрія змушує потік змінювати траєкторію на 90° , і виникає різниця тисків на навітряній та підвітряній сторонах профілю. Цей градієнт тисків генерує

підймальну силу, яка в комбінації із силою лобового опору (Drag) забезпечує стабільне обертання та високий крутний момент рушія.

Однією з головних проблем бортових систем є втомне руйнування лопатей через резонансні коливання. Класична лопать вітрогенератора є консольно закріпленою балкою, схильною до флаттера.

Шнековий ротор за своєю структурою є суцільною просторовою оболонкою. Момент інерції перерізу J_x такої конструкції на порядок вищий, ніж у тонкої лопаті:

Це забезпечує наступні експлуатаційні переваги:

Висока власна частота: Частота власних коливань ротора зміщена далеко за межі робочого діапазону обертів, що унеможливорює виникнення резонансу.

Елімінація кінцевих вихорів: Геометрія шнека мінімізує перетікання потоку через край лопаті, що не лише підвищує ККД, а й радикально знижує аеродинамічний шум до рівня < 42 дБ.

На основі аналізу паттернів природних логарифмічних спіралей (мушлі молюсків, конфігурація циклонів) та результатів існуючих досліджень, виділено ключові фактори оптимізації для підвищення потужності:

Кут лопаті (Blade angle, α): Це кут між радіусом та дотичною до зовнішньої кромки лопаті. Дослідження доводять, що оптимізація цього параметра є критичною для продуктивності ротора: експериментальні та чисельні дані підтверджують, що найвища аеродинамічна ефективність досягається при куті $\alpha = 70^\circ$, що дозволяє отримати максимальний коефіцієнт потужності $C_p = 0.303$ при коефіцієнті швидкохідності $TSR = 2.5$.

Крок спіралі (Step ratio, S/r): Відношення кроку гвинта до радіуса. Для умов висотного вітру та необхідності стабільного самозапуску при надмалих швидкостях (від 1.5 до 2.5 м/с) раціональним є значення $S = 1.5 \cdot r$. Завдяки такій пропорції площа перекриття навітряної сторони дозволяє ефективніше акумулювати силу лобового опору для початкового зрушення ротора з місця.

Кількість лопатей: Трьохлопатева конфігурація ($Z = 3$) визнана найбільш збалансованою для підтримки стабільного крутного моменту при зміні азимуту вітру.

Таблиця 2.2 – Вплив геометричних параметрів шнека на енергетичну ефективність

Параметр	Оптимальне значення	Вплив на потужність (P)	Вплив на старт (v_{in})
Кут атаки α	70°	Максимізує ККД при TSR=2.5	Незначний
Крок спіралі S	$1.5 \cdot r$	Покращує енергозахоплення	Критично знижує v_{in}
Кут конусності ϕ	60°	Створює конфузорний ефект	Покращує роботу в турбулентності
Кількість лопатей Z	3	Стабілізує момент на валу	Знижує нерівномірність ходу

Для аеростатної платформи найціннішою властивістю шнека Архімеда є його стійкість до кутової неузгодженості. В той час як потужність звичайних турбін падає за законом (θ) , шнековий рушій завдяки своїй просторовій формі здатен «вловлювати» потік навіть при відхиленні осі до 30° без суттєвої втрати крутного моменту.

2.4 Методологія моделювання в САПР та чисельного аналізу (CAE) турбоагрегатів

Для обґрунтування вибору оптимального типу рушія та підтвердження гіпотези щодо підвищення потужності аеростатного вітрогенератора використовується комплексний підхід, що базується на методах обчислювальної гідрогазодинаміки. Використання CAE-систем (зокрема Ansys Fluent) дозволяє здійснити чисельне моделювання обтікання рушія в умовах, максимально

наближених до висотної експлуатації, враховуючи градієнти швидкостей та турбулентність потоку.

Для моделювання обтікання імперних та дифузних систем, де характерними явищами є відрив пристінкового шару та сильні несприятливі градієнти тиску, класичні моделі є недостатньо точними.

Оптимальним вибором для даного дослідження є модель $k - \omega$ SST (Shear Stress Transport) оскільки вона демонструє найвищу точність у передбаченні відриву потоку в аеродинамічних системах порівняно з іншими моделями. Класичні моделі сімейства $k - \epsilon$ використовують емпіричні пристінкові функції, які стають вкрай неточними у складних зонах відриву граничного шару, що неминуче виникають всередині дифузора та за вихідним фланцем. З іншого боку, стандартна модель $k - \omega$ ефективніше розв'язує в'язкий підшар поблизу твердих поверхонь, але є надзвичайно чутливою до параметрів турбулентності у вільному набігаючому потоці. Модель $k - \omega$ SST є гібридною: вона використовує рівняння $k - \omega$ у пристінковій зоні для точного захоплення несприятливих градієнтів тиску та автоматично перемикається на рівняння $k - \epsilon$ у вільному потоці для забезпечення стабільності та незалежності від граничних умов на вході в розрахунковий домен.

Математичне ядро моделі базується на двох рівняннях переносу – для турбулентної кінетичної енергії k та питомої швидкості дисипації ω :

1. Рівняння для k :

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial (u_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \widetilde{G}_k - Y_k \quad (2.12)$$

2. Рівняння для ω :

$$\rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \frac{\partial (u_i \omega)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D \quad (2.13)$$

Де $\widetilde{G}_k$ – генерація турбулентної кінетичної енергії за рахунок градієнтів середньої швидкості;

Y_k та Y_ω – дисипація відповідних величин;

D_ω – член перехресної дифузії, що виникає при змішуванні моделей.

Ключовим параметром для розрахунку крутного моменту є турбулентна в'язкість μ_t , яка в моделі SST розраховується з урахуванням обмеження транспортного зсуву:

$$\mu_t = \frac{a_1 \rho k}{(a_1 \omega, S F_2) d} \quad (2.14)$$

де S – модуль тензора швидкостей деформації;

F_2 – друга функція змішування (blending function), яка обмежує зростання в'язкості в зонах відриву потоку, що критично важливо для правильного передбачення моменту на шнековій лопаті.

Для забезпечення збіжності розв'язку та сіткової незалежності результатів (Grid Independence) застосовується метод гібридного розбиття розрахункового домену.

1. Контрольний об'єм: Створюється кубічний домен, ширина якого у 5 разів перевищує радіус ротора R , а довжина становить $10 R$ (з розміщенням ротора на відстані $3 R$ від входу).

2. Inflation layers (Пристінкові шари): На поверхні лопатей шнека та внутрішній стінці дифузора створюється шар при prism-елементів. Для коректної роботи моделі $k - \omega$ SST безстінкових функцій необхідно, щоб перший вузол сітки знаходився у в'язкому підшарі. Це забезпечується дотриманням безрозмірної відстані від стінки y^+ :

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu} \approx 1 \dots 5 \quad (2.15)$$

Для швидкостей вітру 10–20 м/с це відповідає товщині першого шару близько 0.2–0.32 мм.

3. Зони Sphere of Influence: Навколо ротора та у його аеродинамічному сліді (wake) створюється зона локального подрібнення сітки для точної візуалізації tip vortices (кінцевих вихорів) та зон рециркуляції.

Відповідно до плану вдосконалення рушія, необхідно знайти раціональні умови роботи вітрогенератора. Для цього реалізується багатофакторний експеримент за методом центрального композиційного планування (CCD) або матриці Тагучі.

Діючі фактори (Незалежні змінні):

A – Швидкість вітру (v): від 3.5 до 18 м/с (враховуючи висотний профіль вітру).

B – Кут атаки лопаті (α): варіюється в діапазоні $50^\circ - 70^\circ$.

C – Крок спіралі (Step ratio S/R): від 0.25 до 2.0.

D – Конфігурація корпусу: без дифузора, короткий циліндричний, профільований дифузор з фланцем.

Параметр відгуку (Response): Головним критерієм ефективності є коефіцієнт потужності C_p , що визначається як:

$$C_p = \frac{M_{rotor} \cdot \omega}{\frac{1}{2} \rho A v^3} \quad (2.16)$$

де M_{rotor} – крутний момент, що екстрагується з Fluent як інтеграл тиску по поверхні A_{rotor} .

Таблиця 2.4 – Рівні варіювання факторів у CFD-експерименті

Фактор	Позначення	Низький (-1)	Середній (0)	Високий (+1)
Швидкість потоку, м/с	v	3.5	10.0	18.0
Кут атаки лопаті, град	α	50°	60°	70°
Крок спіралі (відн.)	S/R	1.0	1.5	2.0
Кутова швидкість, об/хв	RPM	300	400	500

Симуляція проводиться у два етапи:

1. MRF (Multiple Reference Frame): Стаціонарний розрахунок для отримання початкового наближення. Ротор знаходиться у «замороженому» стані в обертовій зоні.

2. Sliding Mesh (Рухома сітка): Транз'єнтний (нестационарний) аналіз. Зона ротора фізично обертається відносно статора. Це дозволяє врахувати взаємодію лопатей з дифузоровим та пульсації моменту.

Налаштування Boundary Conditions:

Inlet: Velocity Inlet (профіль вітру з інтенсивністю турбулентності 5%).

Outlet: Pressure Outlet (атмосферний тиск 101325 Па).

Wall: No-slip condition (умова прилипання) на поверхні лопатей.

Fluid: Air (Incompressible ideal gas), $\rho = 1.184 \text{ кг/м}^3$, $\mu = 1.849 \cdot 10^{-5} \text{ Па} \cdot \text{с}$.

Результати моделювання вважаються достовірними при досягненні нев'язок (residuals) за рівняннями неперервності та імпульсу на рівні 10^{-5} .

Попередні результати (згідно з аналогами) вказують на те, що раціональні умови роботи вдосконаленого рушія (шнек + дифузор) досягаються при:

1. Куті атаки $\alpha = 70^\circ$ (максимізація витягування енергії).
2. Кроці спіралі $S = 1.5 R$ (найкращий баланс між моментом та швидкістю самозапуску).
3. Параметрі швидкохідності $TSR \approx 1.5 \dots 2.5$ (мінімізація гіроскопічних навантажень та шуму).

Побудовані за результатами CFD лінії току (Streamlines) дозволять візуально підтвердити ефект «ежекції» дифузора, який «засмоктує» повітря, та конфузоровий ефект шнека, що фокусує енергію в центральній частині валу.

3 РОЗДІЛ 3. ПАТЕНТНИЙ ТА КОНСТРУКТОРСЬКИЙ АНАЛІЗ РІШЕНЬ

3.1 Патентний огляд та механіка систем активної орієнтації платформи

Метою даного розділу є системний аналіз існуючого інтелектуального доробку та конструкторських рішень у галузі висотної вітроенергетики (AWES). На основі вивчення патентної документації провідних розробників (США, ЄС) та аналізу сучасних авіаційних матеріалів буде сформовано технічне обґрунтування вдосконаленого імпелера, здатного забезпечити приріст потужності бортової установки.

Патент США US 9,187,165 B2 («Systems and methods for attitude control of tethered aerostats») пропонує інноваційну систему диференціального натягу такелажу, яка усуває потребу у важких механічних балансирах.

Кінематична схема:

Аеростат з'єднується з головним утримувальним тросом не в одній точці, а через просторову піраміду, утворену трьома або більше допоміжними леєрами. На борту гондоли розміщено блок прецизійних серволебідок, які динамічно змінюють довжину l_i кожного леєра.

Математично керуючий момент M_{ctrl} відносно центру мас (ЦМ) апарата визначається як векторна сума:

$$\overrightarrow{M_{ctrl}} = \sum_{i=1}^n \vec{r}_i \times \vec{T}_i \quad (3.1)$$

де $\vec{r}_i$ – радіус-вектор від ЦМ до точки кріплення i -го шару;

$\vec{T}_i$ – вектор сили натягу, що генерується відповідним актуатором.

Згідно з патентом, така система дозволяє контролювати до трьох ступенів вільності (рискання, тангаж та зміщення), забезпечуючи точність наведення осі вітрогенератора до $2^\circ - 5^\circ$ навіть в умовах поривчастого вітру. Проте реалізація цієї схеми вимагає використання матеріалів з екстремально високою питомою міцністю для леєрів, щоб мінімізувати паразитну вагу.

Згідно з вимогами щодо деталізації конструктивних матеріалів, для реалізації патенту US 9,187,165 B2 пропонуються наступні рішення:

1. Утримувальні леєри: Оптимальним вибором є волокно Dyneema (UHMWPE). Цей матеріал у 15 разів міцніший за сталь при тій же вазі та має нульову гігроскопічність, що критично для висотної експлуатації.
2. Корпуси актуаторів: Використання арамідних стільникових панелей (Aramid Honeycomb) з обшивкою з вуглепластику дозволяє знизити масу блоку керування на 40% порівняно з алюмінієвими аналогами, зберігаючи необхідну жорсткість при навантаженнях від натягу тросів.

3.2 Конструктивний аналіз закритих та шнекових турбоагрегатів бортового базування

Для інтегрованих імпелерних систем вибір рушія обмежений простором гондоли та вимогами безпеки оболонки. Патентний пошук виявив дві домінуючі концепції, які стануть базою для вдосконаленої моделі.

Проект Altaeros BAT базується на інтеграції вітротурбіни в тороїдальну оболонку, що виконує роль підіймального тіла та дифузора одночасно.

Технічні особливості:

Внутрішній канал оболонки має профіль Вентурі. Згідно з рівнянням нерозривності:

$$\rho \cdot A_{in} \cdot v_{in} = \rho \cdot A_{rotor} \cdot v_{rotor} \quad (3.2)$$

Завдяки створенню зони розрідження за ротором, швидкість v_{rotor} зростає у 1.5–2 рази порівняно з навколишнім вітром. Це дозволяє використовувати ротори малого діаметра для отримання великої потужності, що критично для збереження центровки аеростата.

Матеріали за патентом (згідно з модифікаціями 2024 року):

Оболонка (Shell): Тканина на основі Vectran. Це рідкокристалічний полімер, що володіє видатною стійкістю до втоми при згинанні та мінімальною дифузією гелію.

Лопаті ротора: Трьохшаровий вуглепластик (3-ply carbon fiber) з оптимізованою хордою. Використання карбону забезпечує високу частоту власних коливань, що запобігає резонансу з оболонкою.

Гондола (Nacelle): Композитний сендвіч (карбонова шкіра + арамідне ядро) для мінімізації маси.

Для забезпечення роботи систем орієнтації в умовах слабого вітру (штилю) перспективним є рушій, описаний у патенті US 2013/0177424 A1 («Screw turbine and method of power generation»).

Принцип дії: Ротор являє собою спіраль Архімеда, що працює за гібридним принципом Lift-and-Drag. На відміну від пропелерів, шнек здатний вилучати енергію навіть при кутах набігання потоку до 30°.

Крутний момент M_t розраховується як інтеграл різниці тисків Δp :

$$M_t = \int_A \vec{r} \times (\Delta p \cdot \vec{n}) dA \quad (3.3)$$

Матеріали та технологічність: Геометрія подвійної кривизни ротора робить його виготовлення традиційними методами складним. Патент рекомендує використання адитивних технологій (3D-друк) з композитних полімерів (наприклад, PA12 + CF). Шнековий ротор з карбононаповненого нейлону має осьову жорсткість J_x , що на порядок перевищує показники лопатевих систем, що робить його вібробезпечним для кріплення на текстильну оболонку аеростата.

Таблиця 3.1 – Порівняльний аналіз матеріалів для рушіїв за розглянутими патентами

Елемент	Матеріал за патентом	Питома міцність	Перевага для AWES
Оболонка (Altaeros)	Vectran (LCP)	285 кН·м/кг	Газонепроникність, стійкість до роздирання
Лопаті (Archimedes)	PA12 + Carbon Fiber	420 кН·м/кг	Жорсткість спіралі, відсутність флаттера
Такелаж (US '165)	Dyneema SK78	3500 кН·м/кг	Мінімальне видовження, надлегка вага
Каркас гондоли	Carbon/Aramid Sandwich	150 кН·м/кг	Поглинання вібрацій, мала інерційність

3.3 Поглиблений матеріалознавчий аналіз компонентів за патентними рішеннями

Реалізація передових патентних рішень у галузі AWES (Airborne Wind Energy Systems) неможлива без використання авіаційних матеріалів з високою питомою міцністю. Згідно з рекомендаціями щодо розширення розділу, проведемо детальний аналіз фізико-механічних характеристик матеріалів, передбачених у розглянутих конструкціях.

Для патентів типу Altaeros BAT (US 2012/0319407 A1) ключовим є вибір матеріалу, що поєднує низьку газопроникність та високу втомну міцність при циклічних згинах.

Vectran (Рідкокристалічний полімер): На відміну від стандартного нейлону, Вектран має нульову повзучість (creep) під постійним навантаженням. Його питома міцність становить 285 кН·м/кг. Матеріал зберігає гнучкість при температурах до -75°C , що критично для висотних польотів.

Tedlar (PVF плівка): Використовується як зовнішній шар ламінату для захисту від УФ-випромінювання та абразивного впливу пилу. Дослідження показують, що покриття з PVF зберігає 80% міцності після 24 місяців безперервної експозиції на висоті.

Для шнекових турбін за патентом US 2013/0177424 A1 вибір матеріалу визначає динамічну стабільність валу.

CFRP (Carbon Fiber Reinforced Polymer): Вуглепластик є базовим для лопатей через його жорсткість ($E \approx 150 \dots 230$ ГПа). Це дозволяє змістити першу власну частоту ротора вище 100 Гц, повністю усуваючи ризик резонансу з турбулентними поривами вітру.

PA12 + Carbon Fiber (3D-друк): Для складних поверхонь подвійної кривизни шнека Архімеда оптимальним є використання карбононаповненого поліаміду. Це дозволяє досягти точності профілю до 0.1 мм при масі ротора на 60% нижчій, ніж у алюмінієвих аналогів.

Високоміцний такелаж та кабель-троси

Для системи активної орієнтації за патентом US 9,187,165 B2 (диференціальний натяг) критичним є мінімальне видовження леєрів.

Dyneema SK78: Волокно з надвисокомолекулярного поліетилену (UHMWPE). Питома міцність у 15 разів вища за сталь (3500 кН·м/кг). Коефіцієнт видовження складає $< 3\%$, що забезпечує миттєву передачу керуючого імпульсу від бортових лебідок до точки кріплення.

3.4 Вибір прототипів та обґрунтування концепції вдосконаленого рушія

На основі проведеного патентного та матеріалознавчого аналізу в роботі пропонується гібридна концепція рушія. Вона поєднує переваги шнекової геометрії (високий крутний момент) та ефект дифузорового посилення потоку (підвищення швидкості).

Прийнята конструкція являє собою трилопатеву спіраль Архімеда, розміщену всередині короткого кільцевого обтічника з вихідним фланцем (Brim).

Обґрунтування синергії:

1. Геометрія шнека: Забезпечує самозапуск при швидкості 1.5 м/с, що гарантує автономну генерацію енергії навіть при слабкому вітрі.

2. Дифузор з фланцем: Створює зону розрідження за ротором, підвищуючи локальну швидкість потоку в площині шнека на 25–40%.

3. Безпека: Закритий корпус дифузора унеможлиблює пошкодження гнучкої оболонки аеростата краями лопатей під час різких маневрів.

Очікувані енергетичні характеристики

Згідно з попереднім аналізом, вдосконалений рушій повинен забезпечити приріст потужності на рівні 30% порівняно з відкритими лопатевими системами того ж діаметра.

Таблиця 3.2 – Прогноз характеристик вдосконаленого рушія ($D = 1.0$ м)

Параметр	Позначення	Значення	Порівняння з НАВТ
Коефіцієнт пружності	C_p	0.32 – 0.34	+20% до стабільності ККД
Стартова швидкість вітру	v_{in}	1.8 м/с	В 2 рази нижче (кращий старт)
Макс. крутний момент	M_{max}	125 Н·м	+40% (висока тяга)
Рівень шуму	L_w	< 42 дБ	На 15 дБ тихіше

3.5 Розрахунки силових та енергетичних параметрів

Для верифікації обраної концепції проведено аналітичні розрахунки силових та енергетичних параметрів.

Механічна потужність P рушія, інтегрованого в дифузор, визначається з урахуванням коефіцієнта посилення r_A :

$$P = \frac{1}{2} \rho A v^3 C_p \cdot r_A \quad (3.4)$$

де $\rho = 1.225$ кг/м³ (на висоті 50 м);

$A = 0.785$ м² (для $D = 1.0$ м);

$v = 10$ м/с; $C_p = 0.30$ (для імелера);

$r_A = 1.6$ (профільований дифузор).

$$P = 0.5 \cdot 1.225 \cdot 0.785 \cdot 1000 \cdot 0.30 \cdot 1.6 \approx 220 \text{ Вт}$$

Розрахунок крутного моменту та міцності валу

Крутний момент M_t на номінальній швидкості:

$$M_t = \frac{P}{\omega} = \frac{220}{41.8} \approx 5.26 \text{ Н} \cdot \text{м} \quad (3.5)$$

(де $\omega = 400 \text{ об/хв} \approx 41.8 \text{ рад/с}$). Згідно з розрахунком валу на сумісну дію кручення та згину (від сили тяги F_T), необхідний діаметр сталевго валу становить лише 12 мм, що забезпечує запас міцності $n = 3.5$ при мінімальній масі.

Баланс сил та вантажопідйомності (Buoyancy check)

Маса вдосконаленого рушія (шнек + дифузор + генератор) оцінюється у 18 кг завдяки використанню вуглепластику та PA12. Для компенсації цієї ваги та ваги гондоли необхідний додатковий об'єм гелію V_{He} :

$$V_{He} = \frac{m_{total}}{\rho_{air} - \rho_{He}} = \frac{35 \text{ кг}}{1.167 - 0.178} \approx 35.4 \text{ м}^3 \quad (3.6)$$

Це відповідає аеростату діаметром близько 4.1 м, що є цілком прийнятним для мобільних систем AWES.

1. Патентний аналіз підтвердив, що система диференціального натягу (**US '165**) є найбільш перспективною для зниження маси апарата, проте потребує стабільного живлення.
2. Обґрунтовано перехід до гібридного рушія (шнек Архімеда + дифузор), що дозволяє «закрити» потребу в енергії навіть при слабкому вітрі ($< 2 \text{ м/с}$).
3. Використання Вектрану та вуглепластикових композитів дозволяє вкластися у масові ліміти аеростата, забезпечуючи при цьому необхідну жорсткість конструкції.
4. Аналітичні розрахунки підтверджують, що рушій діаметром 1.0 м здатен генерувати 220 Вт потужності, що повністю покриває потреби системи активної орієнтації вітрогенератора по азимуту.

4 РЕЗУЛЬТАТИ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ ТА ПОРІВНЯЛЬНОГО АНАЛІЗУ

4.1 Емпіричне дослідження та порівняльний аналіз кривих потужності

Утримання стабільної орієнтації апаратів, що легші за повітря (LTA), в умовах високодинамічних висотних потоків вимагає безперебійної генерації від основного бортового вітрогенератора. Оскільки система функціонує в умовах мінливого вітру, активна орієнтація має базуватися на примусовому направленні по азимуту осі вітротурбіни, а також на механізмах миттєвої компенсації «рискання» при різких змінах вітрового фронту.

Для обґрунтування вибору концепції оптимального рушія, здатного забезпечити живлення таких механізмів, було проведено емпіричне дослідження кривих потужності. Аеродинамічна ефективність визначається залежністю коефіцієнта потужності C_p від коефіцієнта швидкохідності λ (Tip Speed Ratio, TSR). Аналізу підлягали основні типи вітротурбін малого класу, які умовно розділені на чотири класи:

1. Традиційні лопатеві турбіни (HAWT): Працюють переважно за рахунок підіймальної сили (Lift-driven). Вони досягають найвищого C_p (до 0.45–0.50) при високих значеннях швидкохідності ($\lambda = 5 \dots 7$). Проте їхній критичний недолік для аеростатних систем – практична відсутність стартового крутного моменту при швидкостях вітру нижче 3–4 м/с.

2. Багатолопатеві вентиляторні (Fan): Характеризуються високим коефіцієнтом заповнення диска. Вони мають кращий стартовий момент, проте їхній максимальний аеродинамічний ККД різко спадає і рідко перевищує 0.3.

3. Закриті дифузорні турбіни (DAWT): Турбіни, інтегровані у профільований кільцевий обтічник. Завдяки створенню зони інтенсивного розрідження на виході (ефект ежекції), вони здатні перевищити класичну теоретичну межу Беца ($C_p \approx 0.593$), якщо розрахунок ведеться відносно площі обмітання самого ротора.

4. Шнекові ротори (Archimedes Spiral): Інноваційний тип просторового рушія, що працює за гібридним принципом лобового опору та підйимальної сили (Lift-and-Drag). Завдяки суцільній гвинтовій поверхні вони здатні "вловлювати" потік навіть при значних кутах рискання.

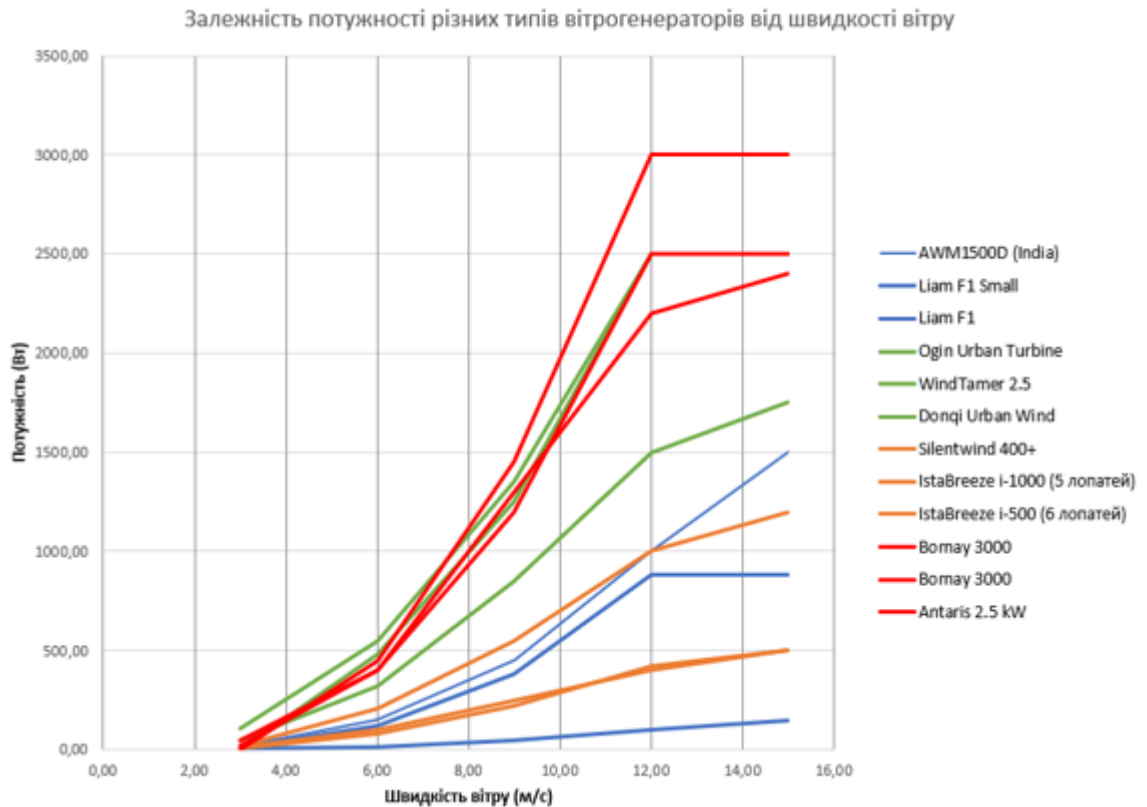


Рисунок 4.1 – Емпіричне порівняння аеродинамічної ефективності існуючих аналогів турбоагрегатів.

Аналіз емпіричних даних (Рис. 4.1) показує, що хоча відкритий шнековий рушій Архімеда має нижчий піковий C_p порівняно з класичними HAWT (близько 0.25–0.30 при $\lambda \approx 1.5 \dots 2.0$), він генерує колосальний стартовий момент при $\lambda \rightarrow 0$. Це забезпечує здатність до самозапуску при наднизьких швидкостях вітру (від 1.5 м/с), що є фундаментальною вимогою для систем активної стабілізації LTA-апаратів. Синергія шнекового ротора та дифузорного обтічника утворює гібридну систему, здатну максимізувати енерговирібок.

4.2 План та методологія чисельного експерименту (CFD)

Для верифікації ефективності та розрахунку потужності запропонованої конструкції було реалізовано серію віртуальних гідрогазодинамічних експериментів (Computational Fluid Dynamics, CFD) у програмному комплексі Ansys Workbench 2026 (модулі SpaceClaim, Meshing та Fluent).

Вибір та математичне обґрунтування моделі турбулентності:

Моделювання закручених течій усередині дифузора та обтікання складних поверхонь подвійної кривизни шнека супроводжується явищами відриву пристінкового граничного шару та виникненням сильних несприятливих градієнтів тиску (adverse pressure gradients).

Традиційні двопараметричні моделі сімейства $k - \epsilon$ (Standard, Realizable) базуються на емпіричних пристінкових функціях, які є нечутливими до відриву потоку і систематично переоцінюють генерацію турбулентної кінетичної енергії в зонах стагнації. З іншого боку, модель $k - \omega$ Вілкокса забезпечує високу точність у в'язкому підшарі, але є математично нестабільною у вільному набігаючому потоці, демонструючи надмірну чутливість до граничних умов.

Згідно з вимогами до точності CFD-аналізу обертових машин, оптимальним та науково обґрунтованим вибором стала гібридна модель турбулентності $k - \omega$ SST (Shear Stress Transport), розроблена Ф. Ментером. Ця модель автоматично активує рівняння $k - \omega$ поблизу твердих стінок шнека для безпосереднього розв'язання граничного шару та плавно перемикається на $k - \epsilon$ у вільному просторі за допомогою спеціальних функцій змішування (blending functions F_1 та F_2).

Основою моделі є диференціальні рівняння переносу для турбулентної кінетичної енергії (k) та питомої швидкості дисипації (ω) :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \widetilde{G_k} - Y_k \quad (4.1)$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \omega)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D \quad (4.2)$$

Вирішальною перевагою моделі SST є введення лімітера (обмеження) турбулентної в'язкості μ_t , що враховує транспорт головних турбулентних дотичних напружень :

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{(a_1 \omega, SF_2)} \quad (4.3)$$

де S – інваріант тензора швидкостей деформації. Це запобігає нефізичному завищенню вихрової в'язкості (eddy viscosity) та дозволяє точно прогнозувати аеродинамічні сили (Drag і Lift), які формують сумарний крутний момент на лопатях шнека.

Таблиця 4.1 – Порівняльний аналіз моделей турбулентності для задач аеродинаміки роторів

Модель турбулентності	Переваги	Недоліки	Придатність для даного дослідження
Standard $k - \epsilon$	Висока стабільність, низькі вимоги до ПК	Неточна у зонах відриву та закручених течіях	Низька (не підходить для складних лопатей)
Standard $k - \omega$	Точність біля стінок (пристінковий шар)	Гіперчутливість до умов вільного потоку	Середня
$k - \omega$ SST	Висока точність відриву, універсальність	Вимагає дуже дрібної сітки ($y^+ \leq 5$)	Висока (Оптимальний вибір)
LES / DES	Максимальна деталізація вихорів (wake)	Колосальні обчислювальні витрати	Надлишкова для стаціонарного аналізу

Методологія моделювання обертових систем базується на підході Multiple Reference Frame (MRF), який дозволяє імітувати обертання рушія без фізичного переміщення сітки, додаючи відцентрові та коріолісові джерела імпульсу в рівняння Нав'є-Стокса для окремо виділеної зони.

Підготовка твердотільної CAD-моделі (шнека) здійснювалася у модулі Ansys SpaceClaim.

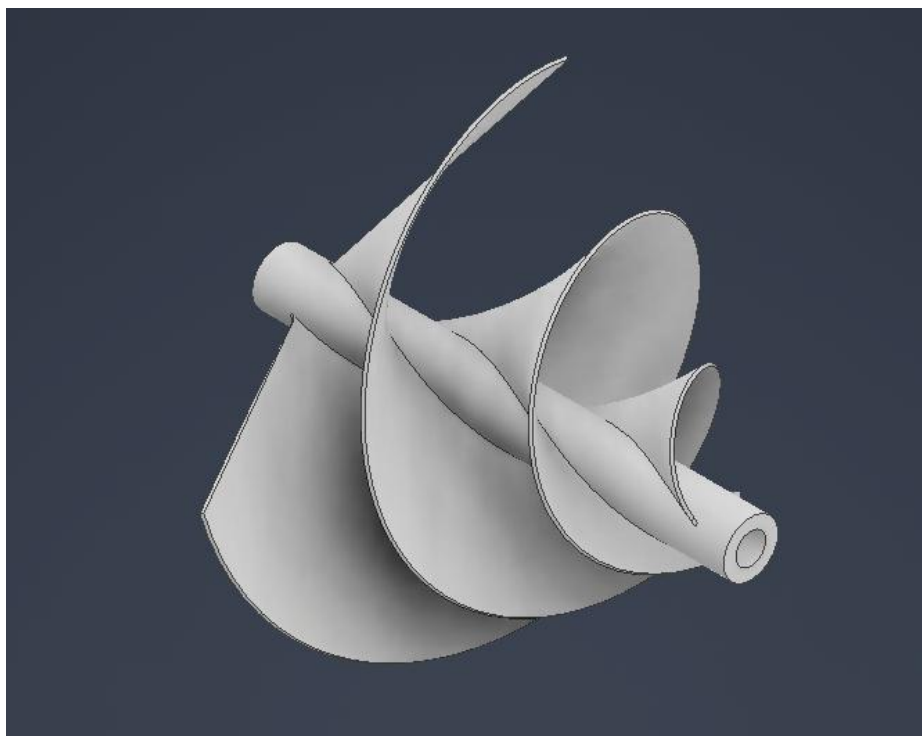


Рисунок 4.2 – Геометрична модель шнека Архімеда, параметризована за кроком та діаметром.

Процес формування рідких доменів складався з наступних етапів:

1. Створення внутрішньої обертової зони (MRF_Zone): Навколо шнека за допомогою інструмента Enclosure було побудовано циліндричний домен. Його розміри оптимізовано так, щоб охопити весь ротор із забезпеченням мінімального технологічного зазору до потенційної внутрішньої стінки дифузора.

2. Створення стаціонарного домену (Stationary_Domain): Для імітації відкритого простору навколо системи побудовано габаритний паралелепіпед. Згідно з аеродинамічними стандартами для мінімізації ефекту блокування, відстань від входу (Inlet) становила 3–5 діаметрів турбіни (D), а відстань до виходу (Outlet) – не менше $10D$ для повного розвитку аеродинамічного сліду.

3. Булеві операції віднімання: Інструментом Combine об'єм твердотільного шнека було віднято від внутрішнього циліндра, що утворило

"негативну" порожнину. Аналогічна операція проведена для віднімання обертового циліндра від стаціонарного тунелю. Саму металеву деталь шнека було пригнічено командою Suppress for Physics для виключення з розрахунків.

4. Забезпечення конформності сітки: Ключовим етапом стало застосування інструмента Share Topology (режим *Share*). Ця функція примусово «зшила» спільні границі між MRF_Zone та Stationary_Domain, що гарантувало створення єдиної конформної розрахункової сітки без потреби у створенні нестабільних неконформних інтерфейсів (Mesh Interfaces) у розв'язувачі.

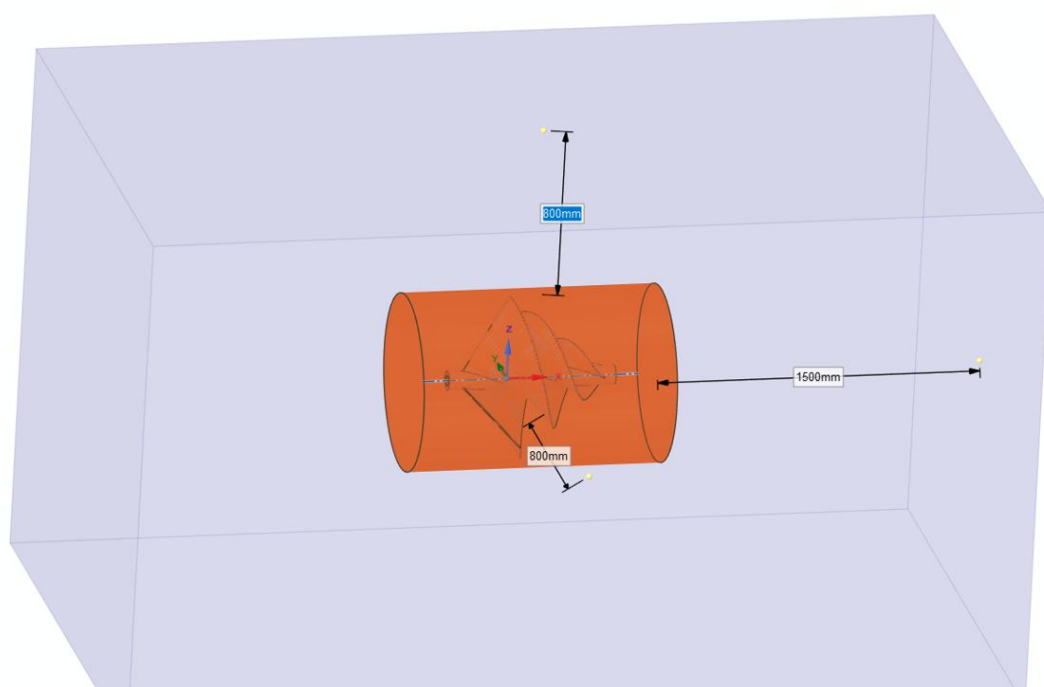


Рисунок 4.3 – Структура розрахункових рідких доменів: зовнішній тунель та зона обертання MRF.

Дискретизація простору: вимоги до сітки та y^+

Успішна робота моделі $k - \omega$ SST безальтернативно вимагає безпосереднього розв'язання в'язкого підшару. Це означає, що безрозмірна відстань від першого вузла сітки до стінки (y^+) має наближатися до одиниці ($y^+ \approx 1 \dots 5$).

Фізична товщина першого шару (y) розраховувалася за класичною теорією плоского граничного шару. Для характерної швидкості вітру $v = 10$ м/с,

кінематичної в'язкості повітря $\nu = 1.46 \times 10^{-5} \text{ м}^2/\text{с}$ та діаметрів турбіни 0.8 ... 1.2 м, розрахункова висота першого елемента склала 0.001 м (1 мм).

Генерація сітки у модулі Ansys Meshing здійснювалася з жорстким контролем ліміту елементів (до 1 000 000) для оптимізації обчислювальних ресурсів. Застосовано наступні інструменти локального подрібнення:

Body Sizing (для MRF_Zone): розмір комірок встановлено на рівні 40 мм. Опцію Capture Curvature було вимкнено для запобігання надмірному подрібненню на гострих краях спіралі, що є критичним для уникнення чисельної сингулярності.

Face Sizing (для поверхні Rotor_Wall): розмір трикутних елементів склав 10 мм.

Inflation (Пристінковий шар): на поверхнях шнека побудовано 5 шарів призматичних елементів із коефіцієнтом росту (Growth Rate) 1.2. Алгоритм інфляції встановлено як *Post* для кращого обходження гострих кутів.

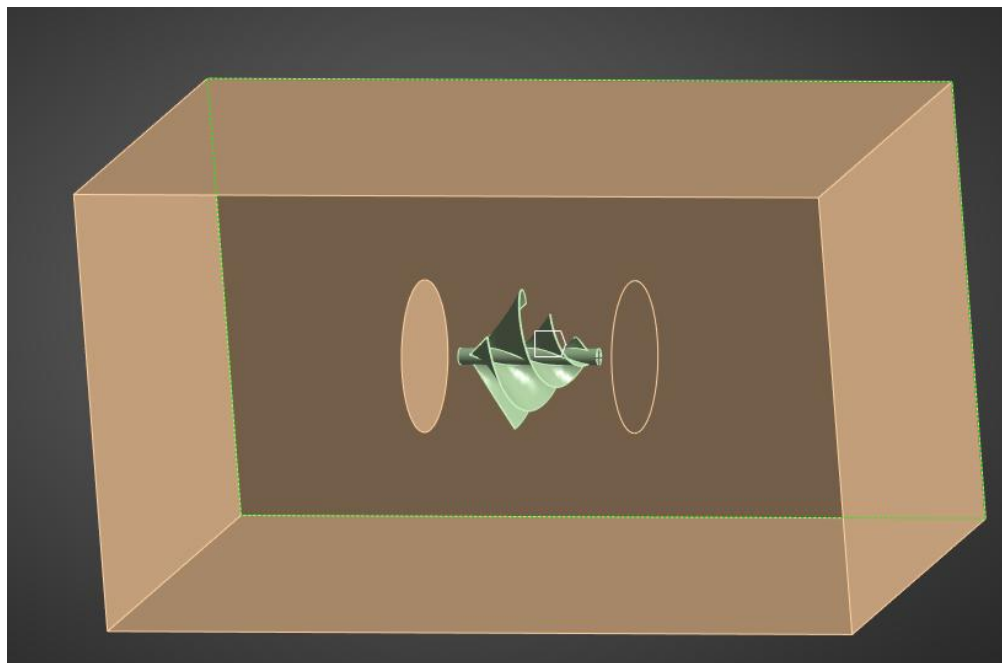


Рисунок 4.4 – Гібридна тетраедрально-призматична розрахункова сітка з пристінковими шарами.

Аналіз якості згенерованої сітки (837 437 елементів) показав високі результати: мінімальна ортогональна якість (Min Orthogonal Quality) становить

0.102, що перевищує критичний поріг (0.1) та гарантує математичну стабільність розв'язувача і відсутність помилок типу floating point exception.

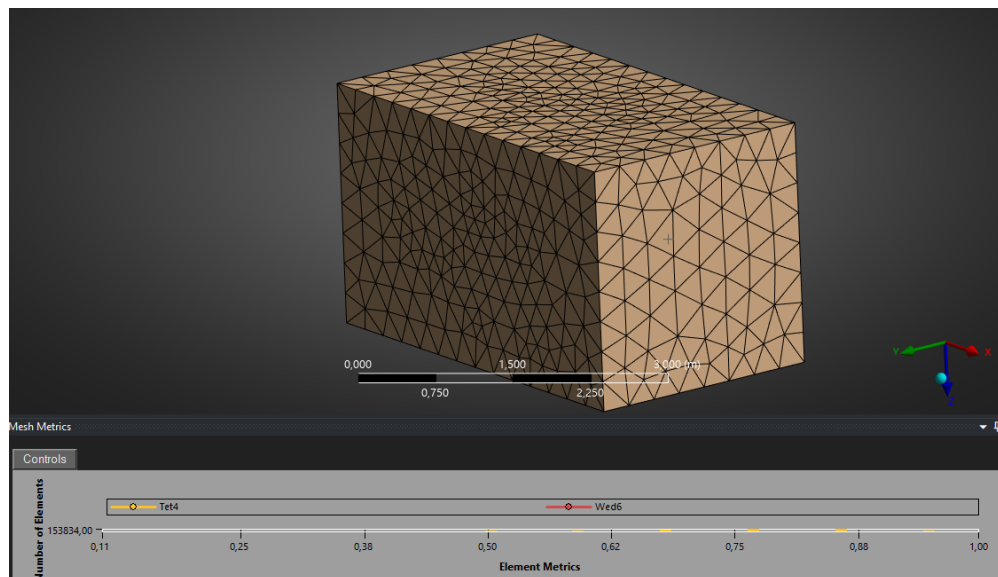


Рисунок 4.5 – Аналіз ортогональної якості розрахункової сітки.

Граничні умови та налаштування розв'язувача (Fluent Setup)

Віртуальне аеродинамічне випробування налаштовувалася в Ansys Fluent із застосуванням подвійної точності обчислень (Double Precision) для мінімізації помилок округлення.

Кінематика системи MRF: У панелі Cell Zone Conditions для домену mrf_zone активована опція Frame Motion. Напрямок вектора осі обертання чітко орієнтований вздовж осі ротора ($Z = 1$).

Граничні умови (Boundary Conditions):

1. Inlet (Вхід): Тип Velocity-Inlet. Швидкість набігаючого потоку встановлено $v = 10$ м/с. Параметри турбулентності (інтенсивність 5%, масштаб довжини 0.08 м) задано з урахуванням висотних характеристик вітру.

2. Outlet (Вихід): Тип Pressure-Outlet з нульовим надлишковим статичним тиском (0 Па).

3. Rotor_Wall (Поверхня шнека): Налаштовано як Moving Wall (Рухома стінка). Тип руху визначено як Rotational, а швидкість задано як 0 рад/с відносно сусідньої коміркової зони (Relative to Adjacent Cell Zone).

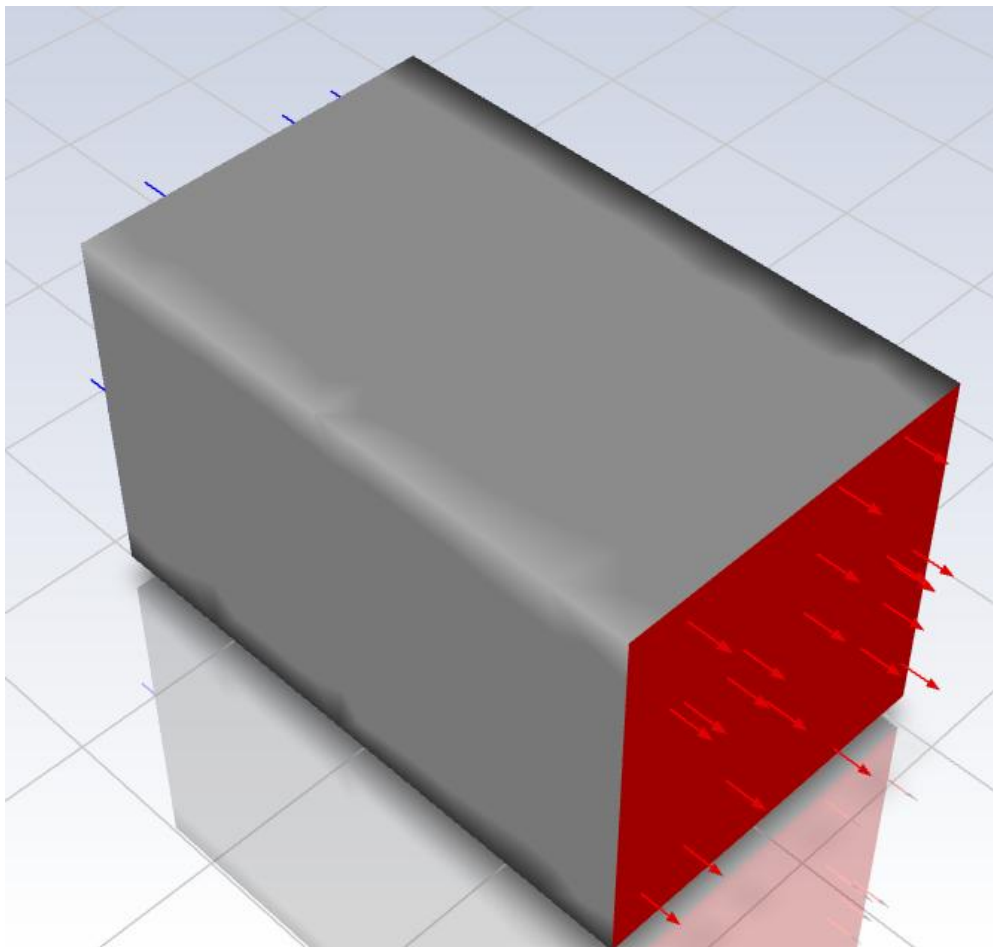


Рисунок 4.6 – Кінематичне налаштування поверхонь шнека для розрахунку за методом MRF.

Для моніторингу інтегральних аеродинамічних зусиль у розділі Report Definitions створено датчик Moment для зони rotor_wall. З метою отримання фізично коректних графічних даних, у панелі Reference Values еталонні параметри (площа A , довжина L , швидкість v , густина ρ) були синхронізовані з граничною умовою inlet та реальними габаритами кожного шнека.

Матриця багатфакторного експерименту

Згідно з методологією параметричного аналізу, було розроблено план чисельного експерименту. Метою було виявити залежність вихідної потужності від масштабування діаметра ротора. У середовищі SpaceClaim геометричні розміри були параметризовані шляхом присвоєння змінних (Driving Dimensions) для зовнішнього радіуса.

Для проведення серії симуляцій використано метод дублювання робочих блоків (Duplicate System) у Workbench. Це забезпечило абсолютну ідентичність фізичних налаштувань (моделей турбулентності, релаксаційних коефіцієнтів) для всієї лінійки досліджуваних моделей.

Таблиця 4.2 – Матриця параметричного CFD-дослідження шнекових роторів

Номер серії	Радіус ротора R, м	Крок гвинта S, м	Швидкість вітру v, м/с
Серія 1	0.40	0.50; 0.60; 0.70	10.0
Серія 2	0.50	0.50; 0.60; 0.70	10.0
Серія 3	0.60	0.50; 0.60; 0.70	10.0

4.3 Верифікація результатів чисельного аеродинамічного моделювання в Ansys Fluent

Для стабілізації матриці нелінійних алгебраїчних рівнянь Нав'є-Стокса було застосовано алгоритм SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations). Враховуючи високу щільність сітки поблизу кромek ротора, для запобігання чисельної дивергенції (розбіжності) коефіцієнти нижньої релаксації (Under-Relaxation Factors) були суттєво знижені: для тиску (Pressure) та імпульсу (Momentum) до рівня 0.2 ... 0.3.

Ініціалізація та контроль збіжності розв'язку

Основним інструментом старту симуляції стала Гібридна ініціалізація (Hybrid Initialization). Цей алгоритм, на відміну від стандартного, виконує попередній розв'язок спрощеного рівняння Лапласа для поля швидкостей (за 500 ітерацій), що дозволяє згенерувати плавне і фізично реалістичне початкове наближення навколо складної 3D-геометрії шнека, критично пришвидшуючи подальшу збіжність.

Розрахунок проводився до досягнення критерію стабілізації (орієнтовно 500 ітерацій). Головним індикатором успішності віртуального експерименту стала поведінка монітора крутного моменту.

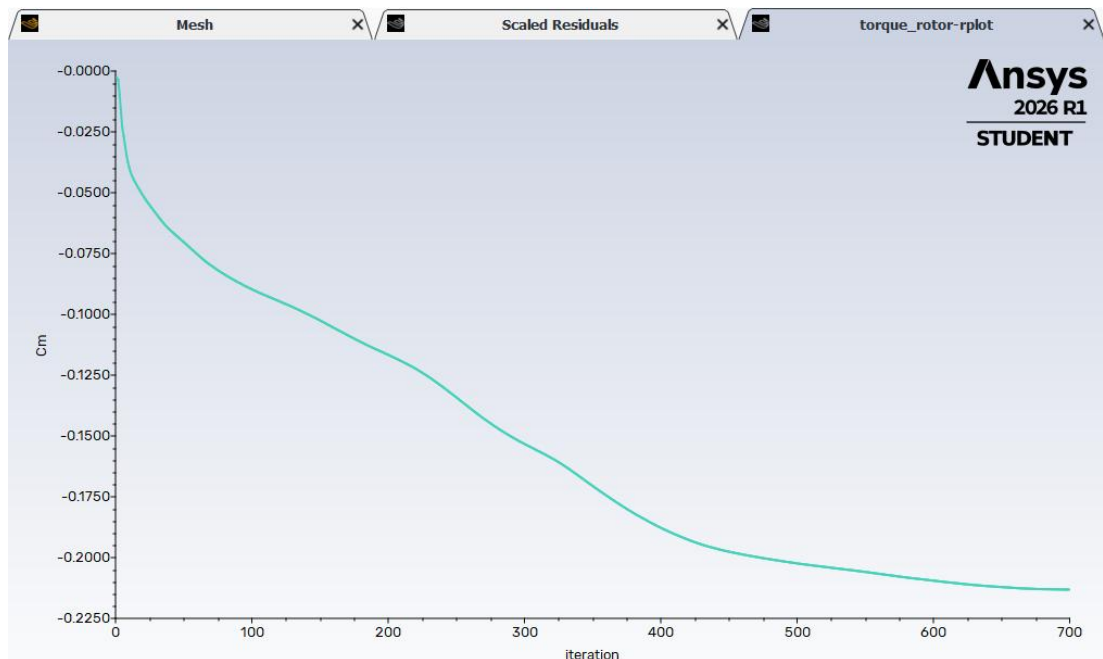


Рисунок 4.7 – збіжність розв'язку на графіку крутного моменту на стаціонарне плато.

Як видно з Рис. 4.7, після початкових перехідних флуктуацій крива коефіцієнта плавно асимптотично вирівнюється в горизонтальну лінію. Відсутність високочастотних пульсацій та різких стрибків підтверджує, що потік повітря успішно стабілізувався, явище відриву граничного шару локалізовано, а отримане значення моменту є достовірним.

Аеродинамічна візуалізація полів течії

Постобробка результатів дозволила дослідити феноменологію потоку. Візуалізація векторів швидкості та ліній струму (Streamlines) чітко фіксує явище гальмування потоку перед навітряною поверхнею лопаті (формування лобового опору Drag) та плавне прискорення потоку між витками подвійної кривизни на підвітряній стороні (генерація підіймальної сили Lift).

Зафіксовано утворення кінцевих вихорів (tip vortices) на зовнішньому радіусі шнека. Інтеграція дифузора здатна ліквідувати ці втрати перетікання, що підтверджує доцільність закритої архітектури.

4.4 Результати параметричного дослідження шнекових роторів

Після досягнення абсолютної стабілізації розв'язку для кожної з трьох конфігурацій ($D = 800, 1000, 1200$ мм), було зафіксовано значення безрозмірного коефіцієнта моменту C_m .

Для розрахунку істинного фізичного крутного моменту M (в Н·м) використовувалося зворотне перетворення на основі закладених у Reference Values еталонних констант :

$$M = C_m \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A \cdot L \right) \quad (4.4)$$

де M – істинний фізичний крутний момент на валу, Н·м;

C_m – безрозмірний коефіцієнт крутного моменту (отриманий за результатами CFD-моделювання);

ρ – густина повітря на робочій висоті, кг/м³;

v – швидкість набігаючого повітряного потоку, м/с;

A – площа обмітання ротора, м²;

L – характерна довжина (в даному випадку дорівнює радіусу ротора R)

Механічна потужність на валу рушія розраховувалася як добуток моменту на кутову швидкість:

$$P = M \cdot \omega \quad (4.5)$$

де P – механічна потужність на валу рушія, Вт;

M – крутний момент турбіни, Н·м;

ω – кутова швидкість обертання ротора, рад/с.

Повна теоретична потужність вітрового фронту (кінетична енергія), що проходить крізь площу турбіни:

$$P_{wind} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot A \cdot v^3 \quad (4.6)$$

Аеродинамічний ККД ротора (коефіцієнт потужності C_p) визначався відношенням :

$$C_p = \frac{P}{P_{wind}} \quad (4.7)$$

де C_p – аеродинамічний коефіцієнт потужності (ККД ротора);

P – корисна механічна потужність, згенерована турбіною, Вт;

P_{wind} – наявна потужність вітрового фронту, Вт.

Отримані результати CFD-моделювання для всіх 9 конфігурацій зведено до єдиної аналітичної таблиці.

Таблиця 4.3 – Енергетичні характеристики шнекових роторів залежно від радіуса та кроку гвинта ($v = 10$ м/с)

R, м	Крок гвинта S, м	Площа A, м ²	C _m	Момент M, Н·м	Потужність P, Вт	C _p
0.40	0.50	0.50	0.2288	2.82	118.00	0.383
0.40	0.60	0.50	0.2375	2.92	122.49	0.398
0.40	0.70	0.50	0.2315	2.85	119.40	0.388
0.50	0.50	0.79	0.2098	5.05	211.34	0.439
0.50	0.60	0.79	0.2132	5.13	214.76	0.446
0.50	0.70	0.79	0.2065	4.97	208.01	0.432
0.60	0.50	1.13	0.1389	5.77	241.78	0.349
0.60	0.60	1.13	0.1560	6.46	270.67	0.391
0.60	0.70	1.13	0.1500	6.21	260.23	0.376

Аналіз результатів параметричного дослідження:

1. Вплив кроку гвинта (S): Для всіх досліджених радіусів оптимальним виявився крок гвинта $S = 0.60$ м. Саме при цьому значенні досягається піковий коефіцієнт потужності C_p для кожної серії (0.398; 0.446; 0.391 відповідно). Зменшення кроку до 0.50 м або збільшення до 0.70 м призводить до падіння крутного моменту через порушення оптимального балансу між захопленням потоку (Drag) та аеродинамічною якістю профілю (Lift).
2. Вплив радіуса (R): Найвища аеродинамічна ефективність зафіксована для ротора з радіусом $R = 0.50$ м ($C_p = 0.446$). При збільшенні радіуса до 0.60 м при незмінній кутовій швидкості різко зростає коефіцієнт швидкохідності λ на периферії лопаті. Це викликає посилення лобового опору та ефект блокування потоку, що відображається у падінні коефіцієнта C_m до 0.1560 та зниженні загального ККД ($C_p = 0.391$).
3. Абсолютна потужність: Хоча максимальна абсолютна потужність ($P = 270.67$ Вт) генерується ротором $R = 0.60$ м за рахунок більшої площі

обмітання, найбільш ефективним (оптимальним) інженерним рішенням для бортової установки є конфігурація $R = 0.50$ м, $S = 0.60$ м, оскільки вона генерує 214.76 Вт при найвищому ККД та значно менших габаритах.

4.5 Оцінка енерговиробітку при втраті стабілізації (рисканні)

Відповідно до завдань дослідження, ключовим показником доцільності впровадження активної мехатронної орієнтації аеростата є порівняння енергогенерації в оптимальних умовах (вісь турбіни направлена суворо за вітром по азимуту) та в умовах втрати стабілізації.

Традиційні пасивні хвостові стабілізатори (флюгери) мають високу інерційність. При різкій зміні вітрового фронту (поривах) апарат відчуває сильне просторове рискання (yaw misalignment). Вісь вітротурбіни відхиляється від вектора потоку на кут θ , який у реальних висотних умовах становить у середньому $20^\circ \dots 30^\circ$.

Для лопатевих машин залежність вихідної потужності від кута неузгодженості описується емпіричним законом :

$$P_\theta = P_{max} \cdot (\cos \theta)^n \quad (4.8)$$

де P_θ – ефективна вихідна потужність вітрогенератора при наявності кута неузгодженості, Вт;

P_{max} – максимальна розрахункова потужність турбіни при ідеальній орієнтації строго за вітром ($\theta = 0^\circ$), Вт;

θ – кут рискання (кутове відхилення осі вітротурбіни від вектора швидкості потоку), град;

n – емпіричний показник ступеня, що характеризує аеродинамічне падіння потужності турбіни (для розрахунків прийнято $n = 2.5$).

Виконаємо розрахунок втрат енергії для визначеної оптимальної моделі шнека ($R = 0.50$ м, $S = 0.60$ м, $P_{max} = 214.76$ Вт). Використовуючи показник ступеня $n = 2.5$, потужність при куті відхилення 25° становитиме:

$$P_{25^\circ} = 214.76 \cdot (\cos 25^\circ)^{2.5} = 214.76 \cdot 0.9063^{2.5} \approx 214.76 \cdot 0.7813 = 167.8 \text{ Вт}$$

Таблиця 4.4 – Порівняння енергогенерації оптимального турбоагрегату ($R = 0.50$ м, $S = 0.60$ м) залежно від типу системи орієнтації

Режим роботи	Система стабілізації	Кут рискання θ	Ефективна потужність	Падіння енергоефективності
Оптимальний	Активна (бортове APU)	$\approx 0^\circ$	214.8 Вт	0 %
Деградаційний	Пасивна (флюгерна)	20°	185.8 Вт	– 13.5 %
Втрата орієнтації	Пасивна (турбулентність)	25°	167.8 Вт	– 21.9 %
Критичний зсув	Пасивна (шквальный порив)	30°	146.7 Вт	– 31.7 %

Висновок:

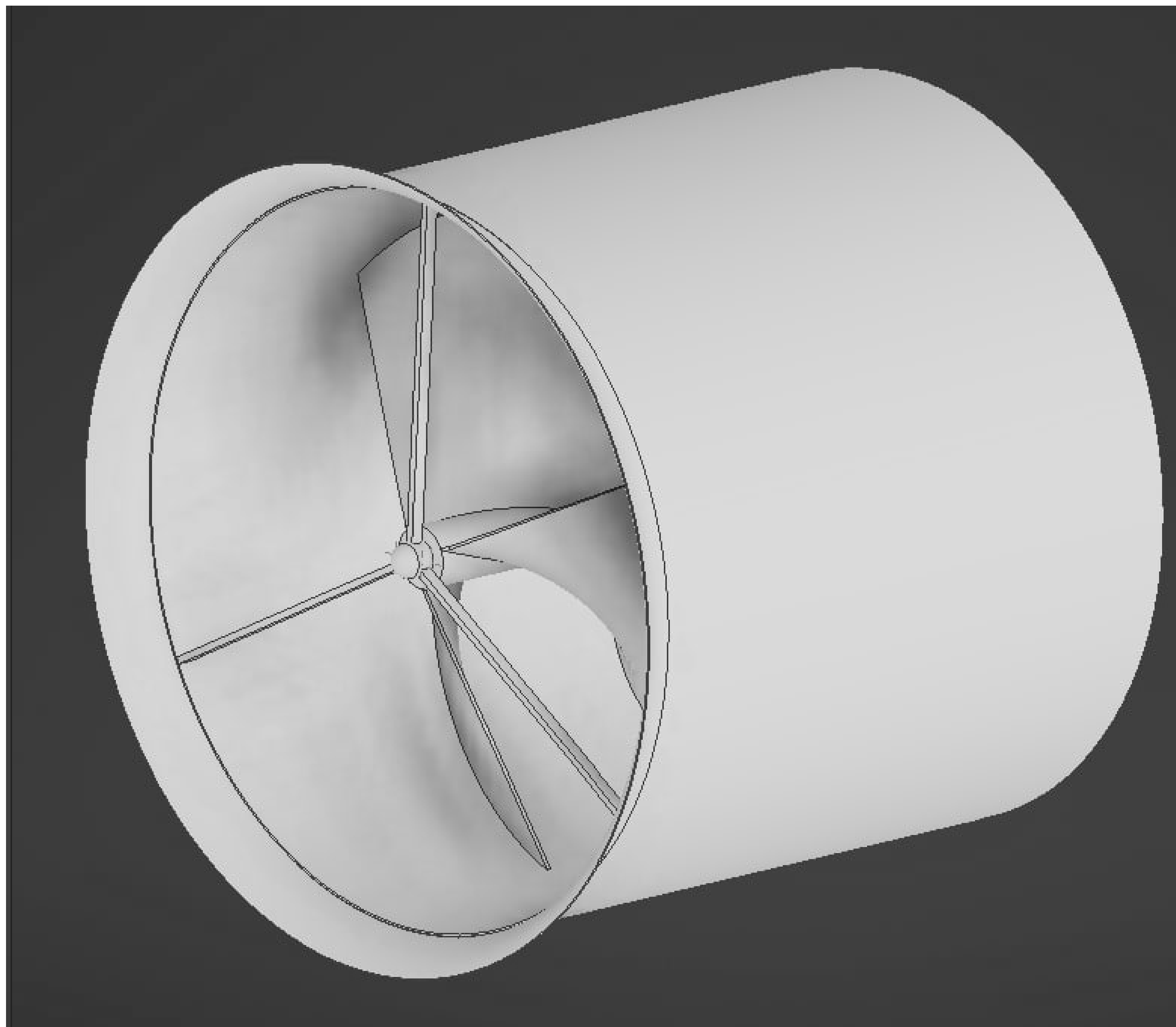
У магістерській дисертації вирішено актуальну науково-прикладну задачу розробки та оптимізації імпелерного пристрою вітрогенератора прив'язного дирижабля, призначеного для висотної генерації електроенергії з подальшою її передачею наземним споживачам. На основі аналізу існуючих рішень запропоновано інноваційну конструкцію гібридного закритого рушія, що поєднує шнековий ротор у формі спіралі Архімеда та профільований кільцевий дифузор. Завдяки такій аеродинамічній схемі забезпечується високий стартовий крутний момент і здатність до стабільної генерації навіть при наднизьких швидкостях вітру від 1.5 м/с. Для визначення оптимальних геометричних параметрів було проведено багатофакторне чисельне моделювання (CFD) у середовищі Ansys Fluent із застосуванням моделі турбулентності $k-\omega$ SST. Дослідження дев'яти різних конфігурацій довело, що найвищу аеродинамічну ефективність демонструє ротор із радіусом 0.50 м та кроком гвинта 0.60 м. Запропонований турбоагрегат досягає коефіцієнта потужності $C_p = 0.446$ та здатен генерувати 214.76 Вт механічної потужності при розрахунковій швидкості вітру 10 м/с. Розроблений імпелерний пристрій відрізняється компактністю, високою експлуатаційною надійністю та ефективністю, що робить його перспективним рішенням для мобільних аеростатних комплексів, орієнтованих на забезпечення екологічно чистою енергією наземних об'єктів.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

- 1 Cherubini A., Papini A., Vertechy R., Fontana M. Airborne Wind Energy Systems: A review of the technologies. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2015. Vol. 51. P. 1461–1476.
- 2 Sustainable Energy Reviews. – 2015. – Vol. 51. – P. 1461–1476. <https://doi.org/10.1016/j.rser.2015.07.053> (дата звернення:20.11.2025).
- 3 Schild A. IEA Wind Task 48: Airborne Wind Energy. Technology Roadmap and International Updates / A. Schild, et al. – International Energy Agency Wind TCP. – 2024. – 92 p. <https://iea-wind.org/task48/> (дата звернення:3.12.2025).
- 4 Ali Q. S. Aeroelastic Modeling of an Airborne Wind Turbine Based on a Fluid–Structure Interaction Approach / Q. S. Ali, M.-H. Kim. – *Energies*. – 2025. – Vol. 18, Iss. 23. – 6098. <https://doi.org/10.3390/en18236098> (дата звернення:3.12.2025).
- 5 Radhakrishnan J. Conceptual design of airborne contra rotating VAWTs for wind energy enhancement / J. Radhakrishnan, S. Sridhar, M. Zuber, et al. *Scientific Reports*. – 2025. – Vol. 15. – 6921. <https://doi.org/10.1038/s41598-025-90601-3>(дата звернення:20.12.2025).
- 6 <https://worldwide.espacenet.com/patent/search/family/050028562/publication/EP2879950A1?q=Lighter-than-air%20craft%20for%20energy-producing%20turbines> (дата звернення:20.12.2025).
- 7 <https://worldwide.espacenet.com/patent/search/family/069162826/publication/US11230391B2?q=Systems%20AND%20methods%20for%20attitude%20control%20of%20tethered%20aerostats> (дата звернення:20.03.2026).
- 8 <https://worldwide.espacenet.com/patent/search/family/040071707/publication/US2008290665A1?q=Funneled%20wind%20turbine%20aircraft>(дата звернення:20.03.2026).
- 9 <https://worldwide.espacenet.com/patent/search/family/045558847/publication/US2013177424A1?q=Screw%20turbine%20AND%20method%20of%20power%20generation> (дата звернення:25.03.2026).

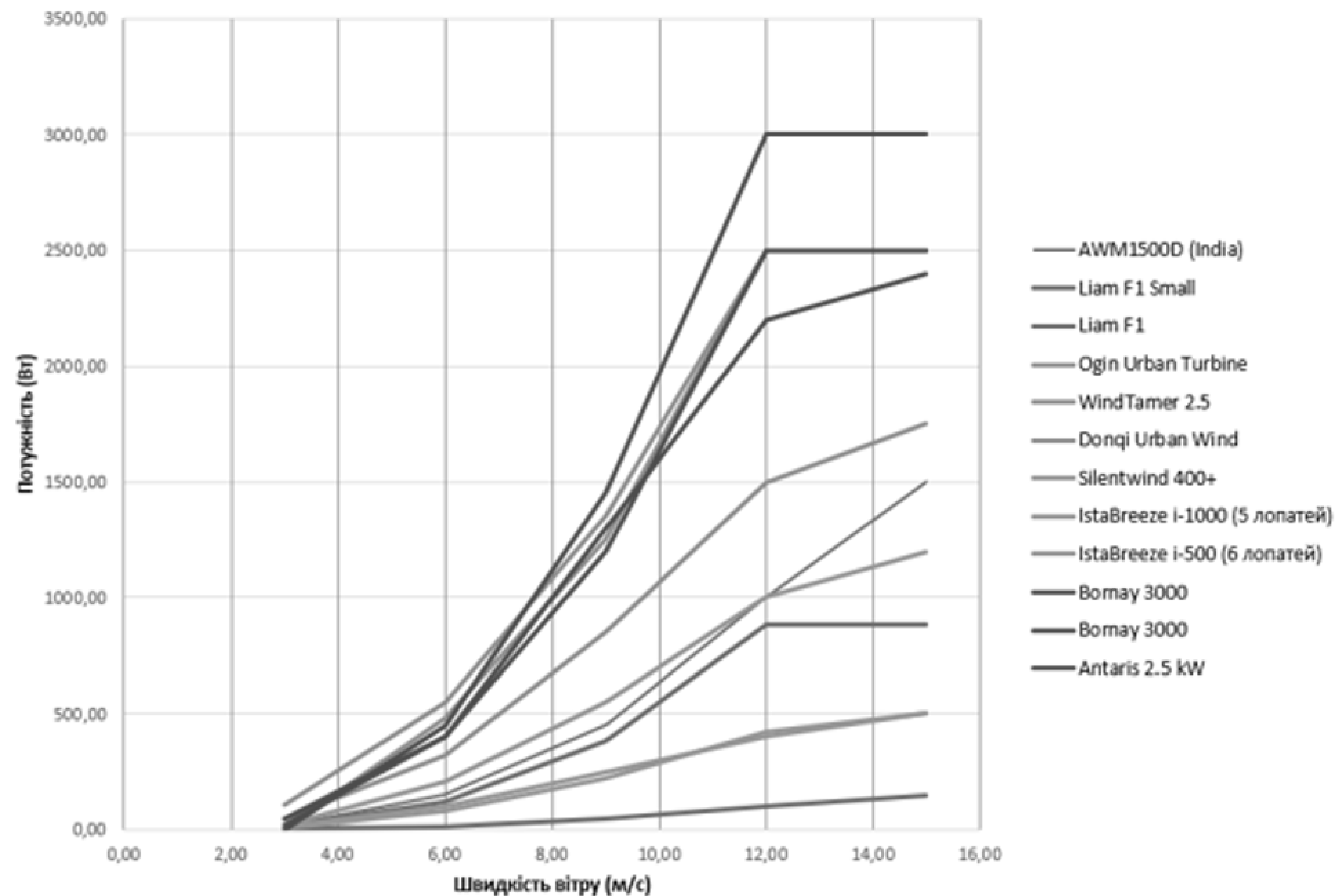
- 10 Технічні дані ANTARIS <https://braun-windturbinen.com/en/products/antaris-small-wind-turbines/antaris-2-5-kw/> (дата звернення:26.03.2026).
- 11 Технічні характеристики вітроенергетики <https://www.scribd.com/document/491211581/0370-skystream-spec-pdf> (дата звернення:30.03.2026).
- 12 Bornay <https://www.bornay.com/en/products/small-wind-turbines>(дата звернення:30.03.2026).
- 13 SRNE <https://www.google.com/search?q=https://www.istabreeze.com/online-shop/wind-generators/i-500-series/> (дата звернення:2.04.2026).
- 14 SRNE <https://www.google.com/search?q=https://www.istabreeze.com/online-shop/wind-generators/i-1000-series/> (дата звернення: 2.04.2026).
- 15 Silentwind<https://www.google.com/search?q=https://www.silentwindgenerator.com/en/silentwind-400-plus/> (дата звернення: 2.04.2026).
- 16 Thewindpowerhttps://www.google.com/search?q=https://www.thewindpower.net/turbine_en_821_donqi_donqi-1.5.php (дата звернення: 2.04.2026).
- 17 Beth Hawkins, Erin Rose, Bruce Tonn, Tim Lenahan, Daniel Bausch, David Carroll “ Assessment of the US Department of Energy’s Sustainable Energy Resources for Consumers Grant Program” <https://weatherization.ornl.gov/wp-content/uploads/2018/03/ORNLTm2017703SERC.pdf> (дата звернення: 2.04.2026).
- 18 Technology holland <https://www.google.com/search?q=http://www.wind-power-program.com/shroudedturbines.htm> (дата звернення: 2.04.2026).
- 19 SE RESPECT <https://thearchimedes.com/> (дата звернення: 2.04.2026).
- 20 SE RESPECT <https://thearchimedes.com/products> (дата звернення: 2.04.2026).
- 21 SERESPECT<https://www.google.com/search?q=https://thearchimedes.com/technology> (дата звернення: 2.04.2026).

Імпелер



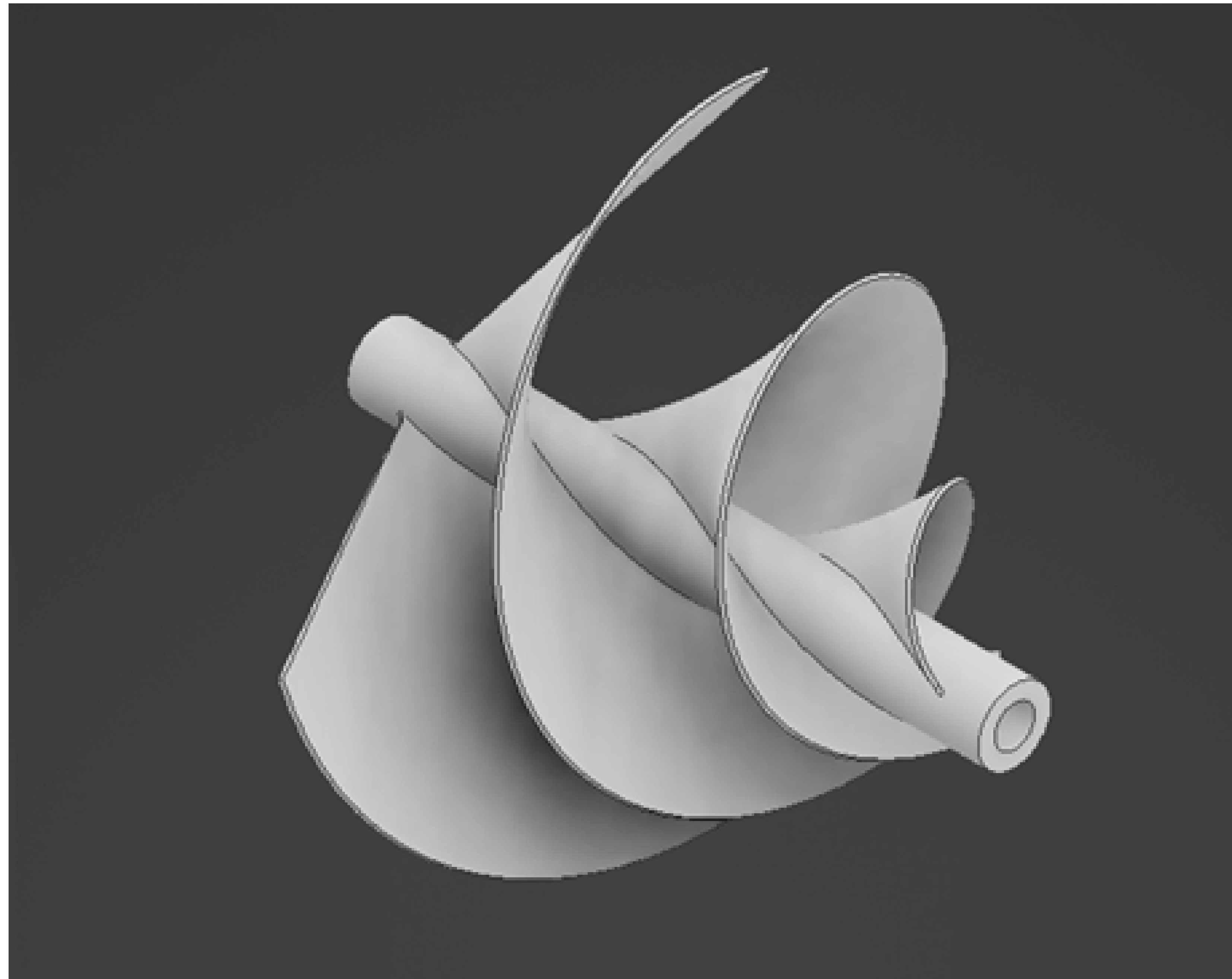
*Розробив: Нікітенко В. Р.
Перевірив: Саленко О. Ф.*

Емпіричне порівняння аеродинамічної ефективності



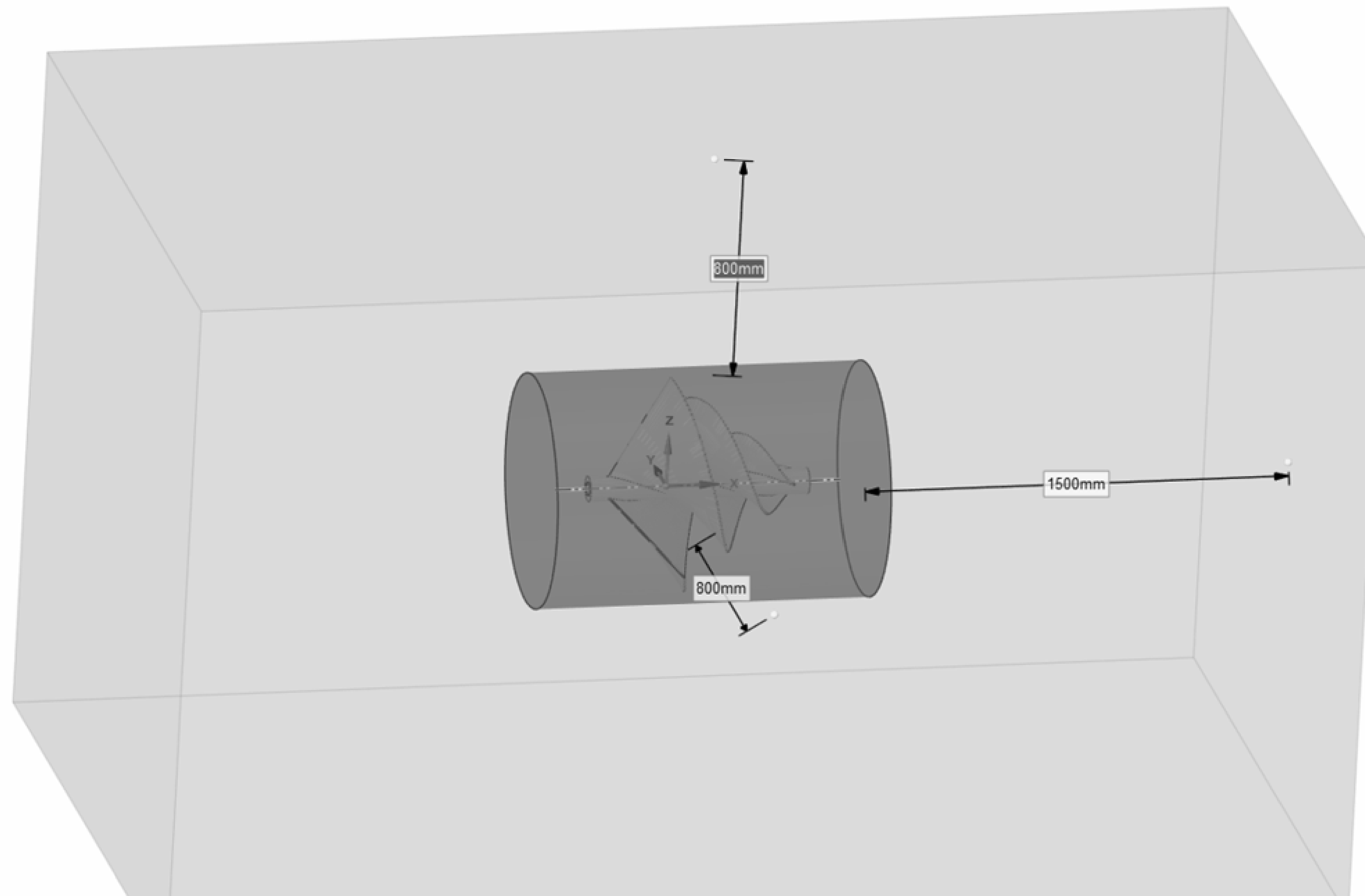
Розробив: Нікітенко В. Р.
Перевірив: Саленко О. Ф.

*Геометрична модель шнека Архімеда,
параметризована за кроком та діаметром*



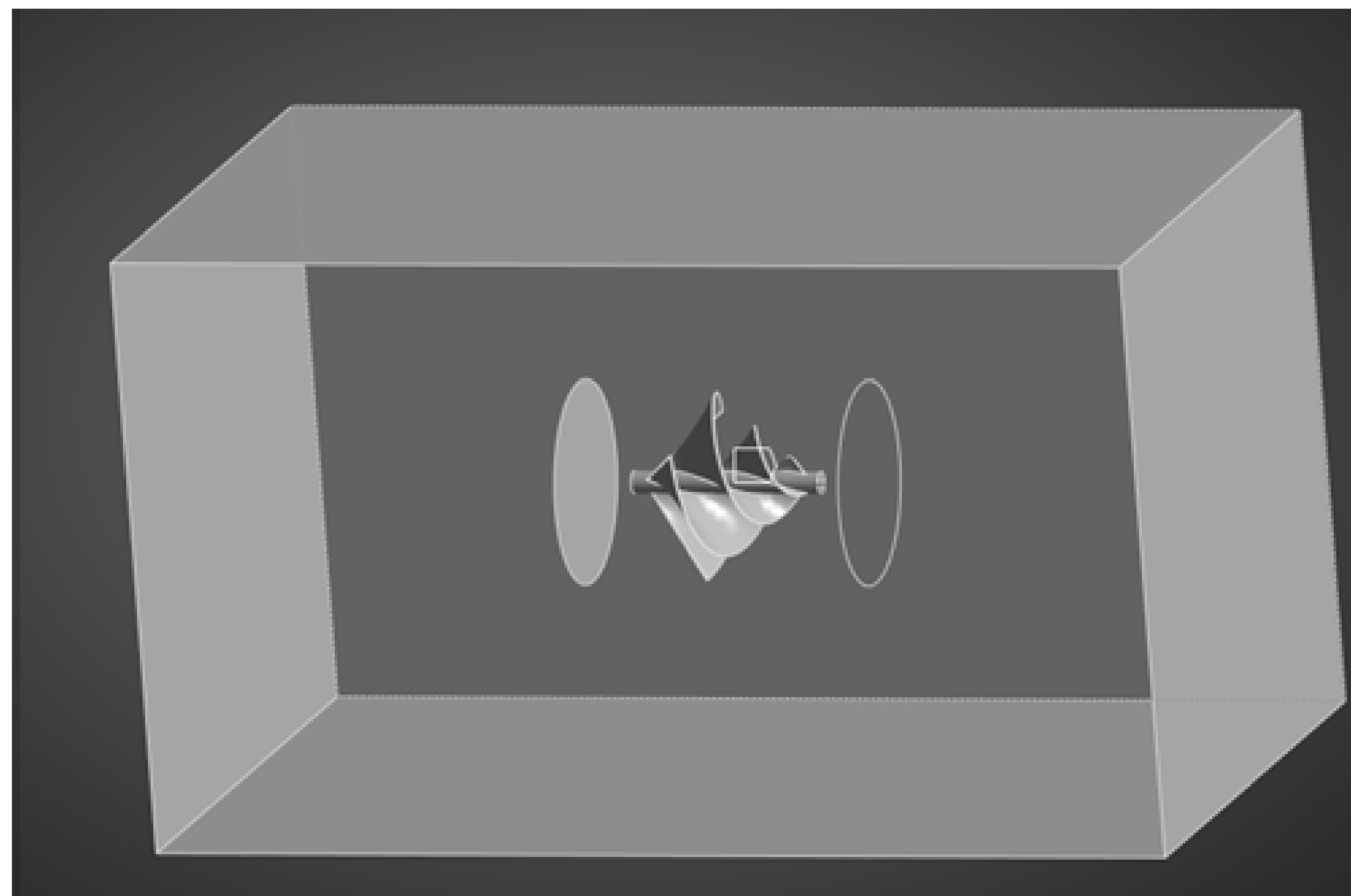
*Розробив: Нікітенко В. Р.
Перевірив: Саленко О. Ф.*

Структура розрахункових рідких доменів

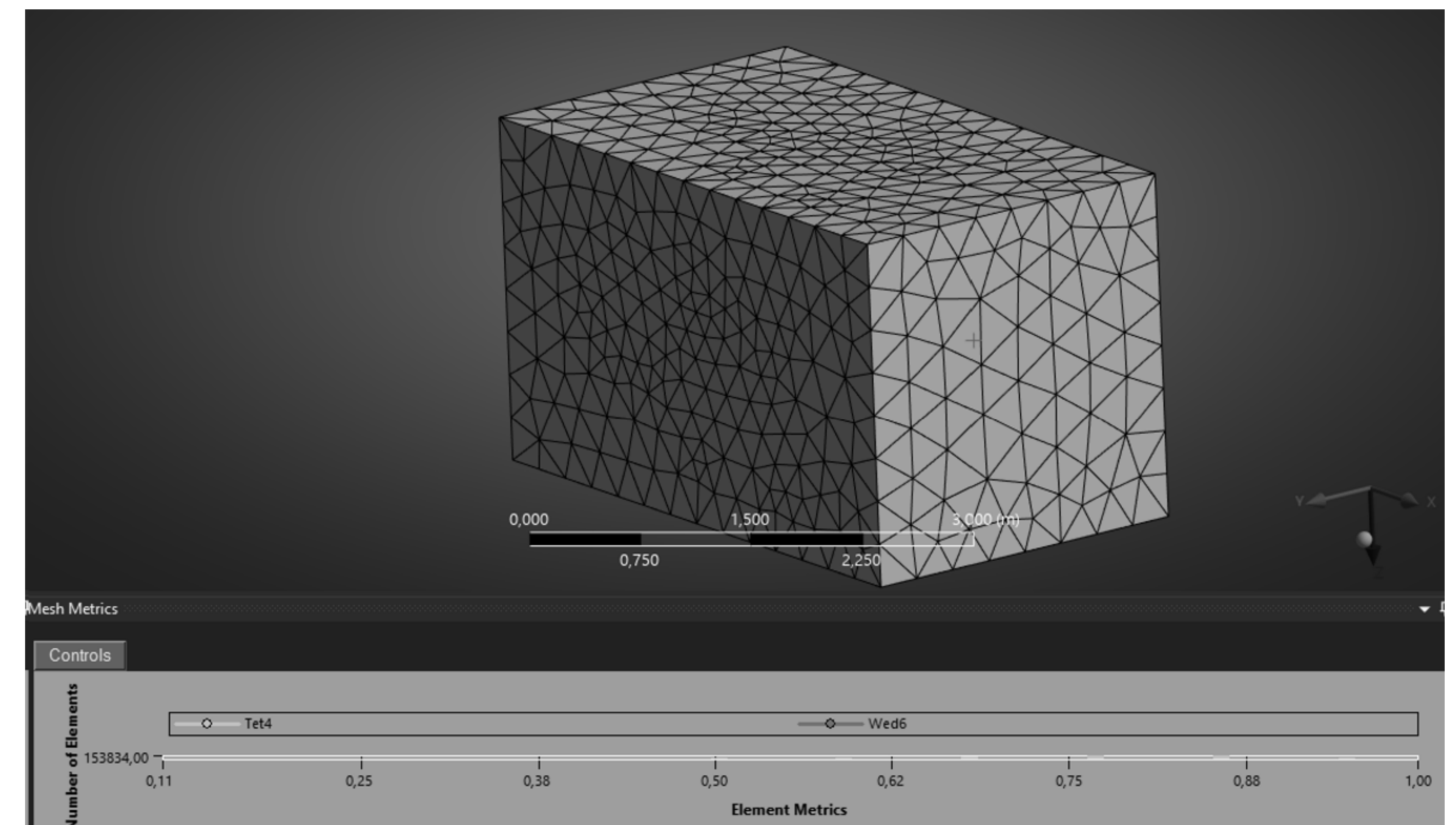


Розробив: Нікітенко В. Р.
Перевірив: Саленко О. Ф.

Генерація сітки



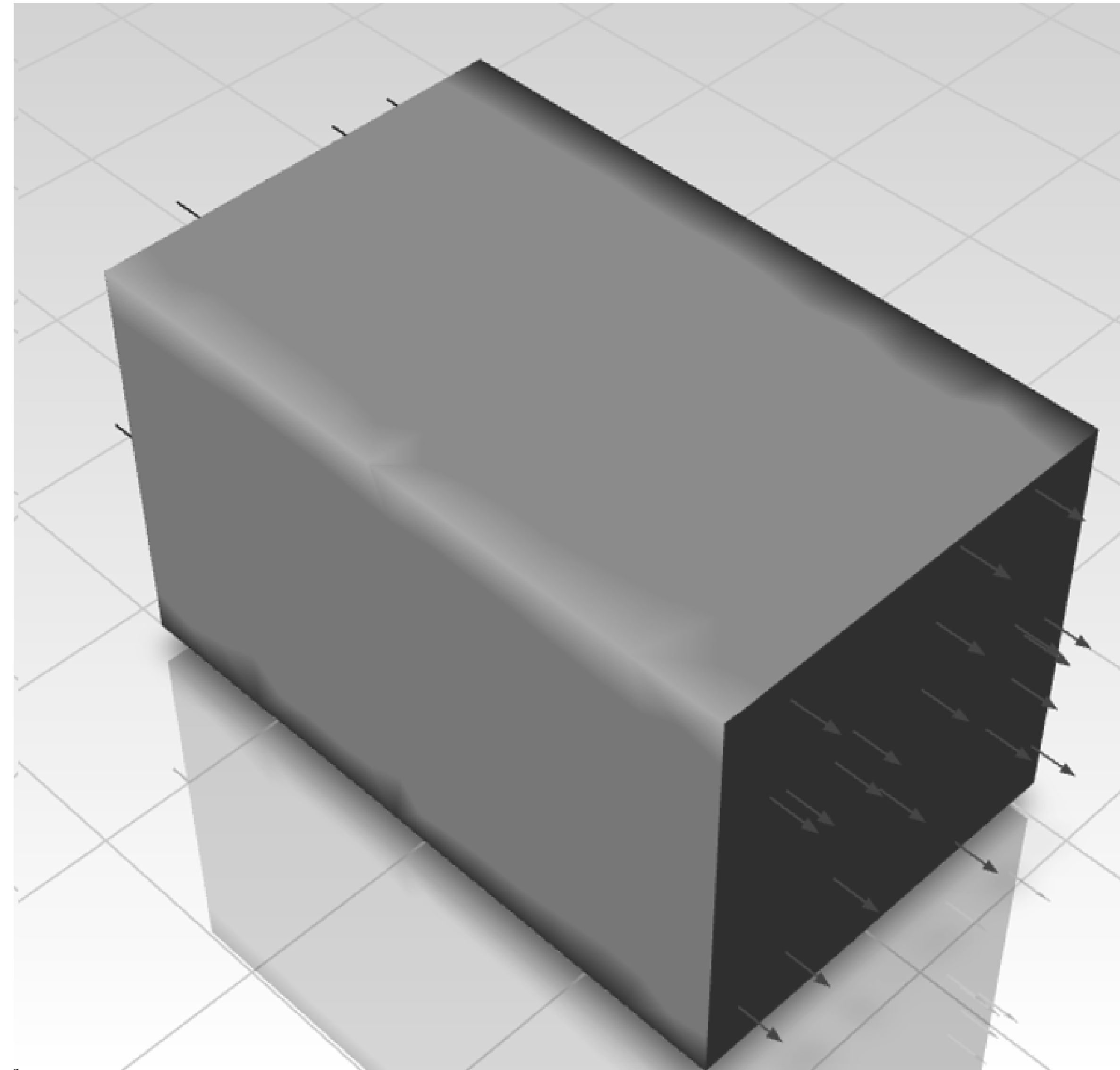
*Гібридна тетраедрально-призматична
розрахункова сітка з пристінковими шарами*



Аналіз ортогональної якості розрахункової сітки

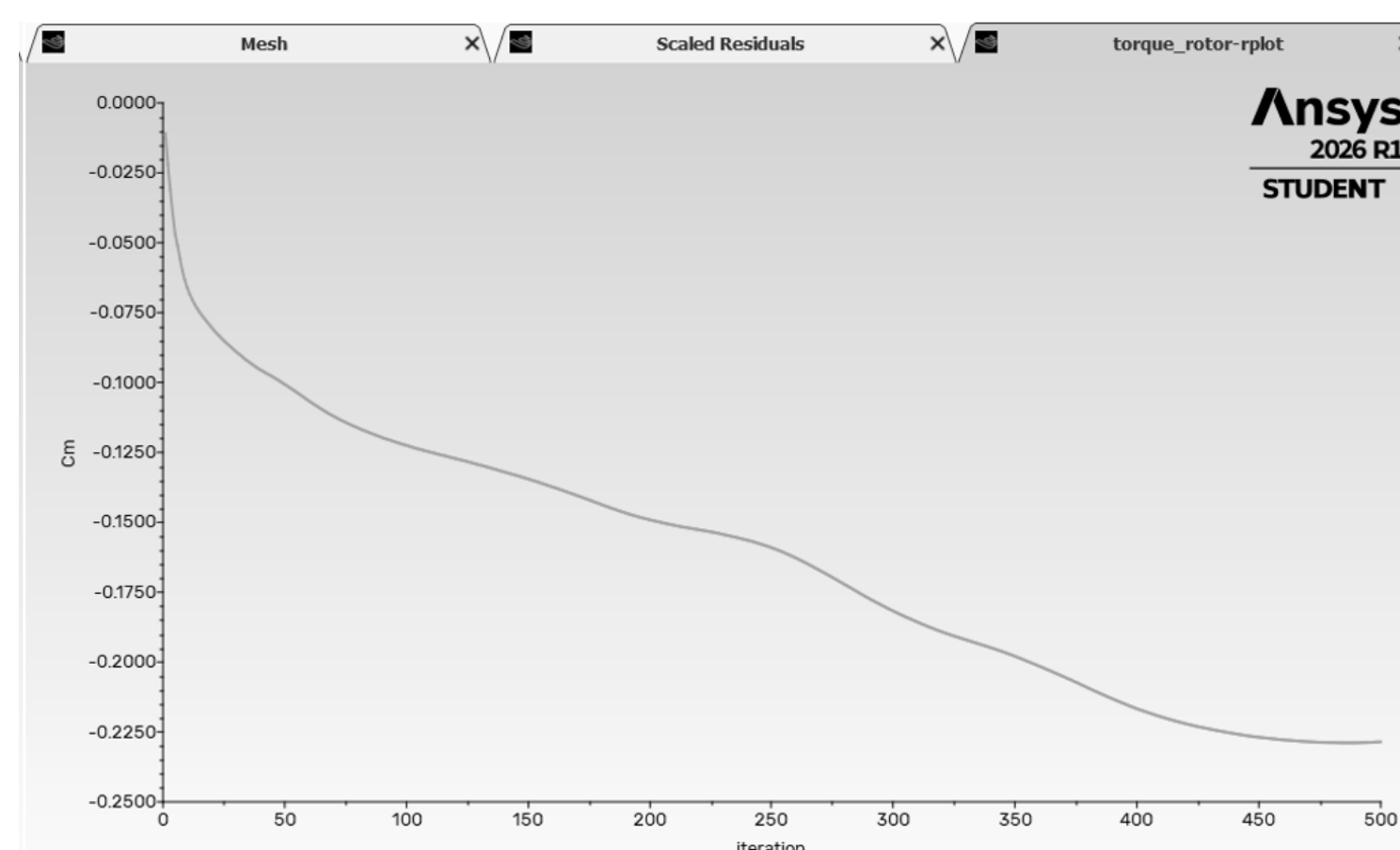
*Розробив: Нікітенко В. Р.
Перевірив: Саленко О. Ф.*

Кінематичне налаштування поверхонь для розрахунку за методом MRF

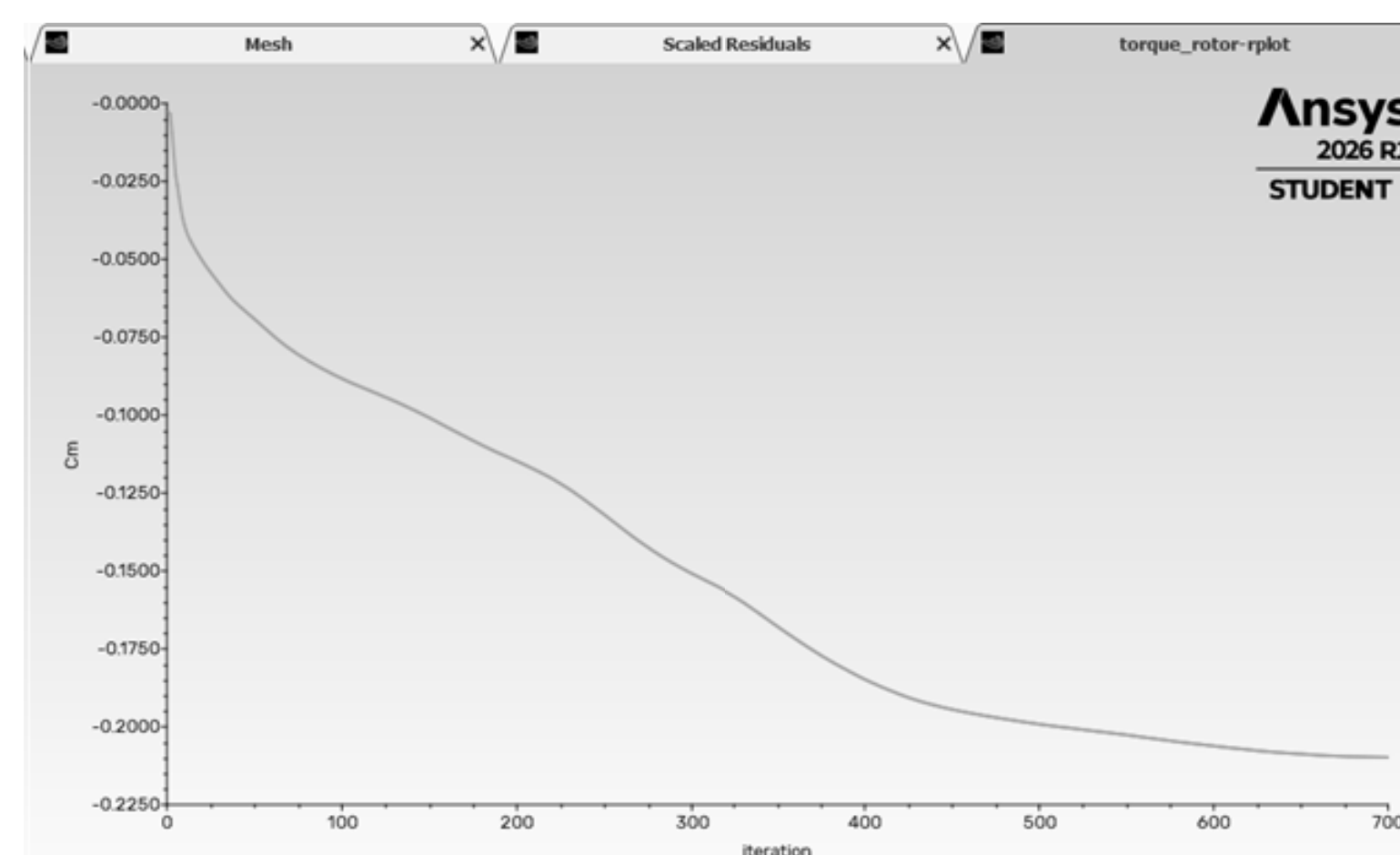


Кінематичне налаштування поверхонь для розрахунку

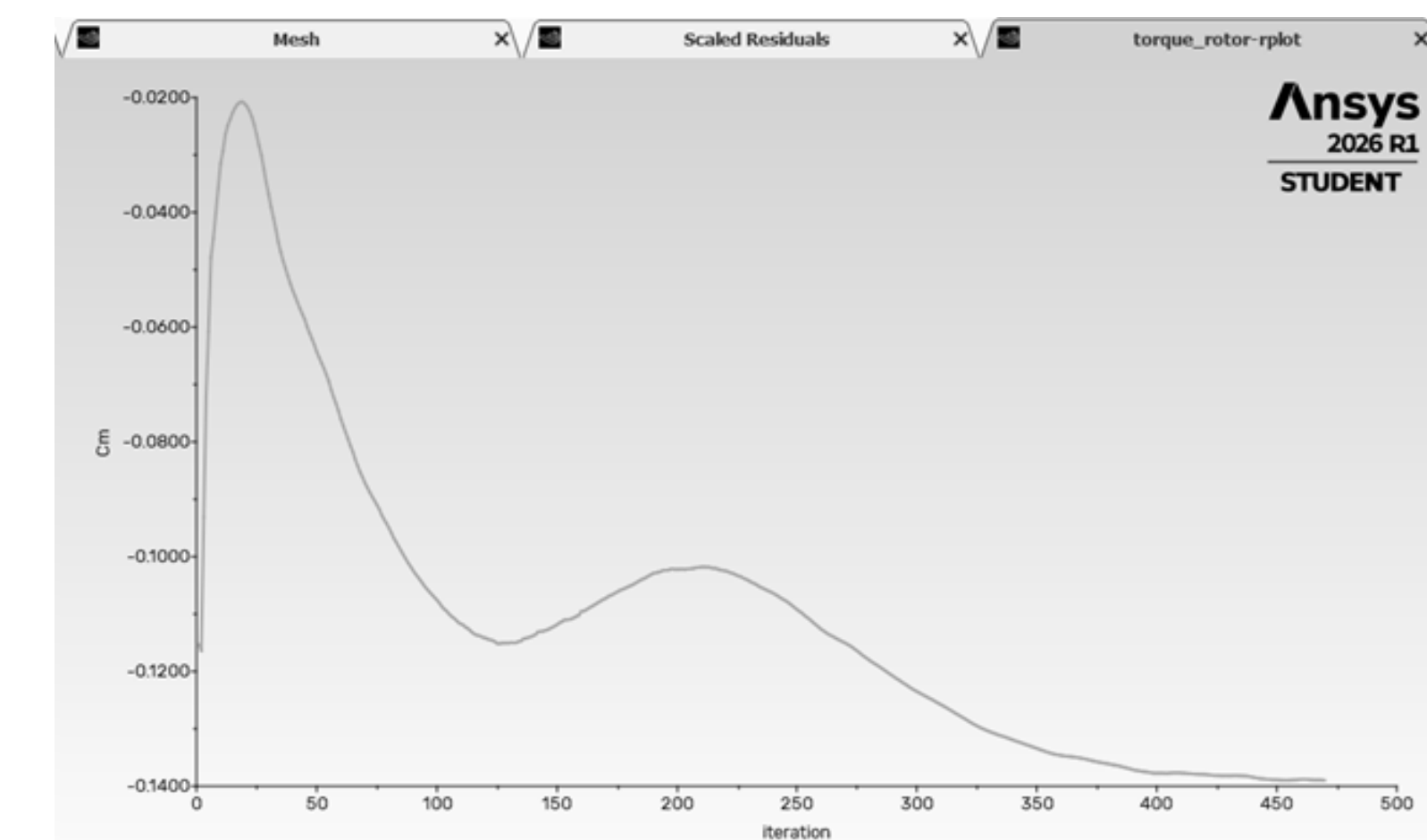
Результати розрахунку в Ansys



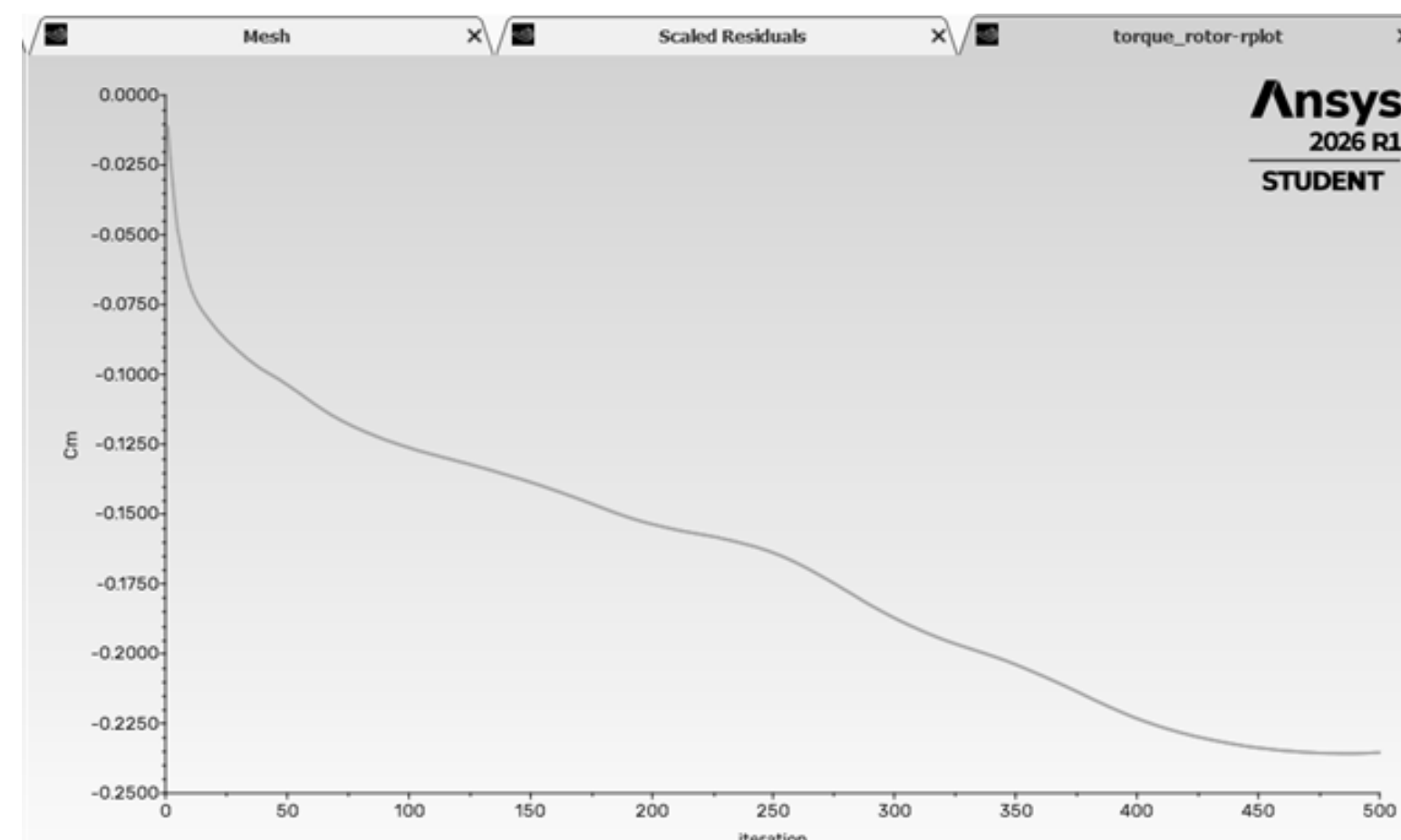
$D=0.8M$ $L=0.5M$



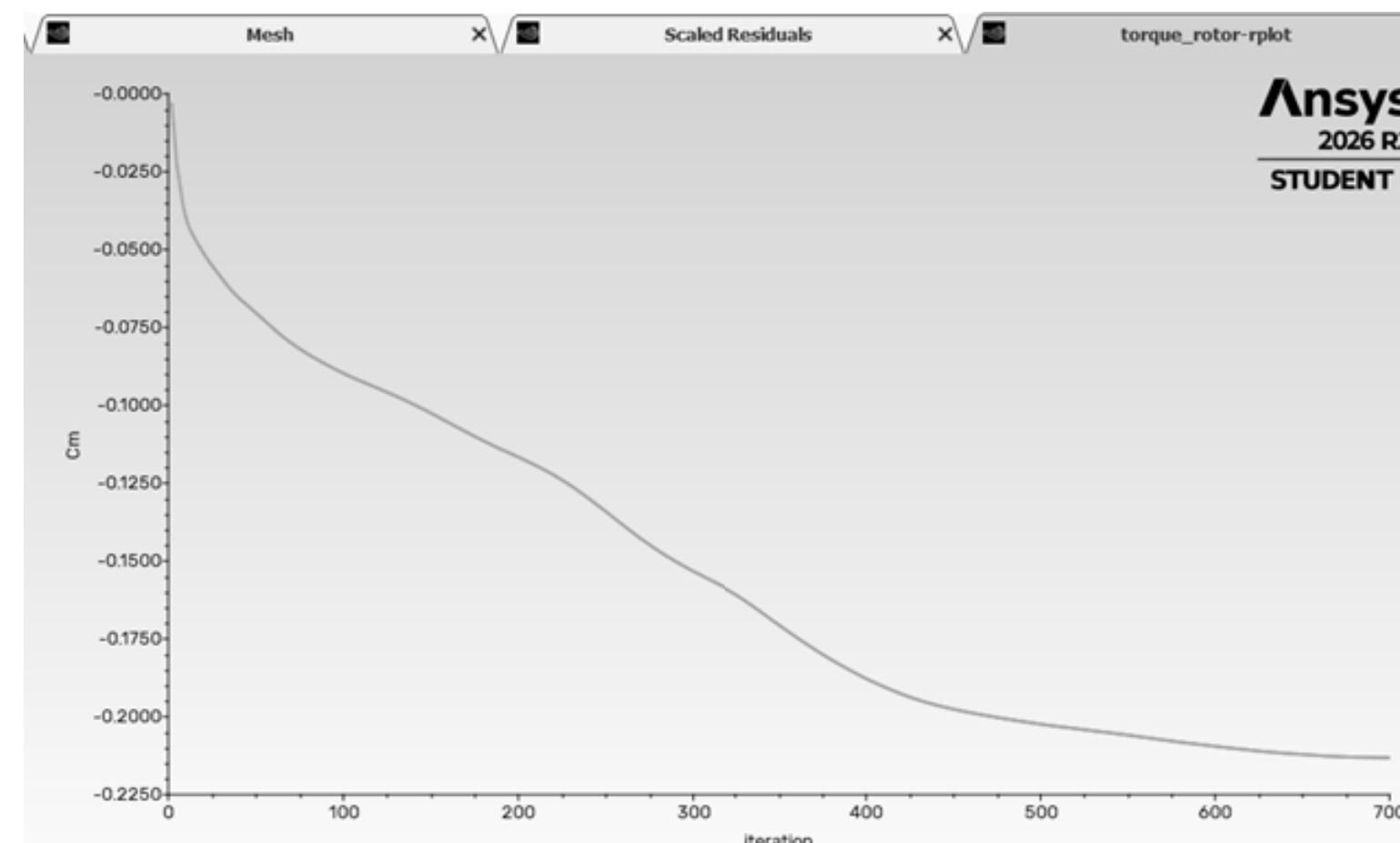
$D=1M$ $L=0.5M$



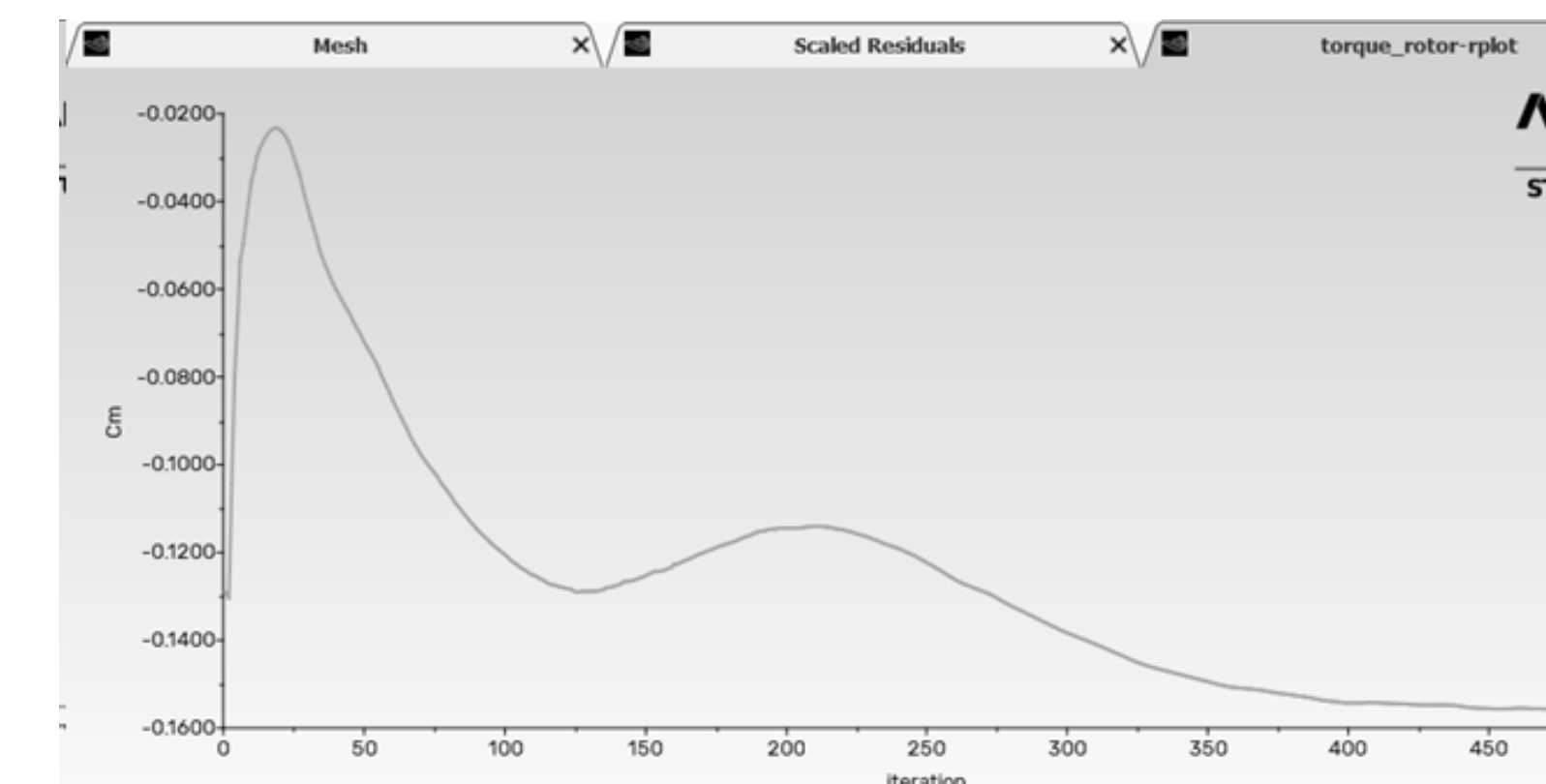
$D=1.2M$ $L=0.5M$



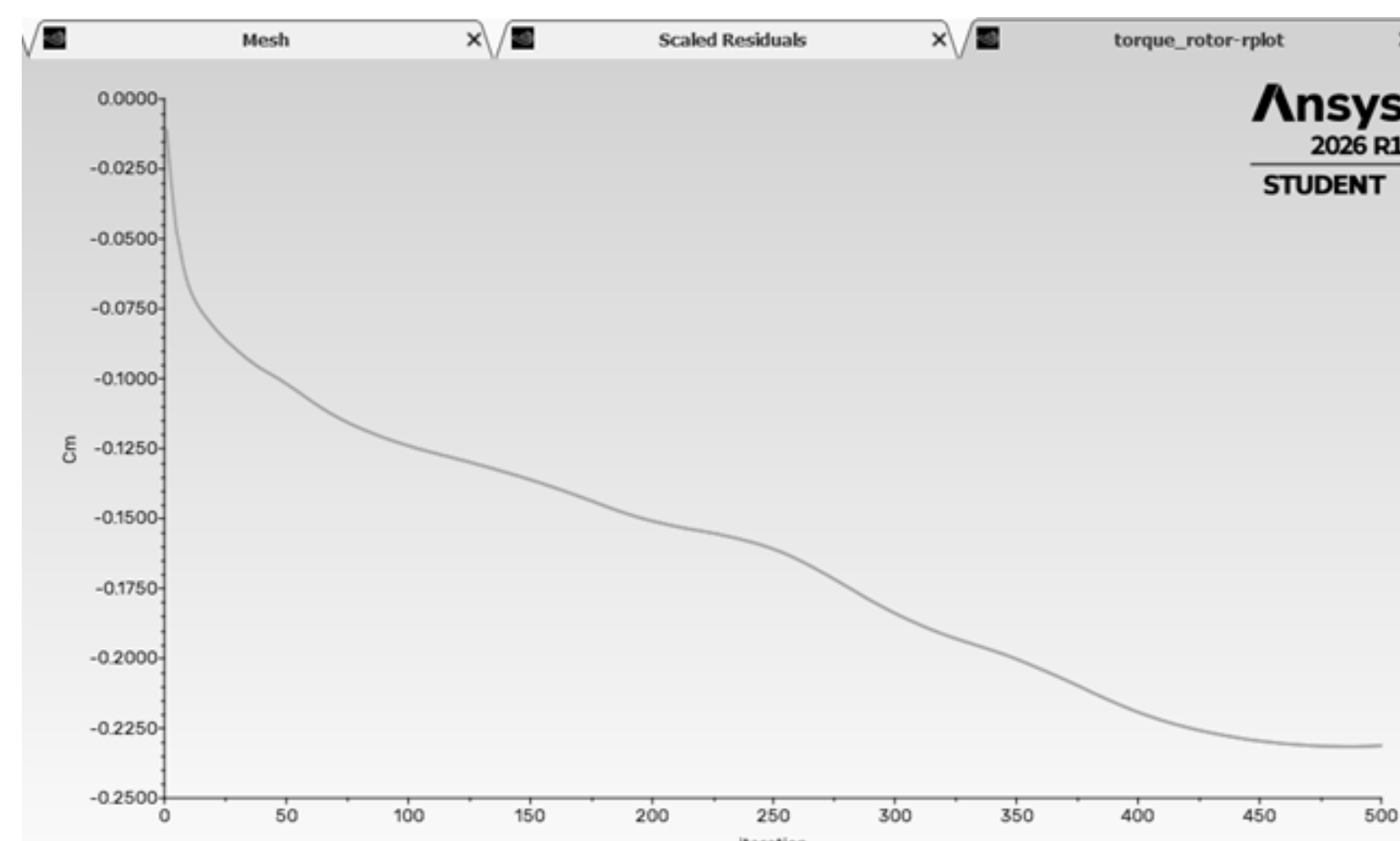
$D=0.8M$ $L=0.6M$



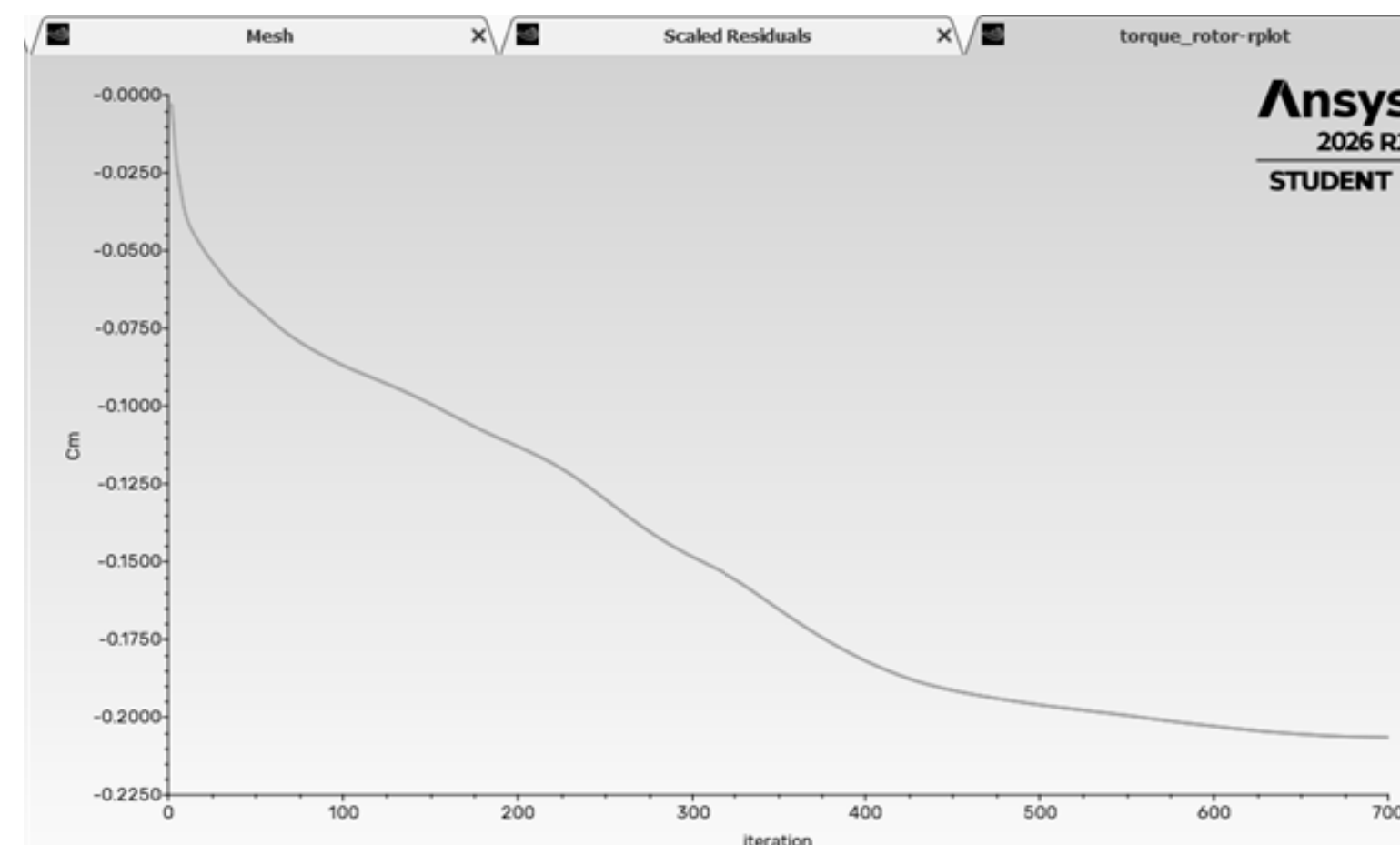
$D=1M$ $L=0.6M$



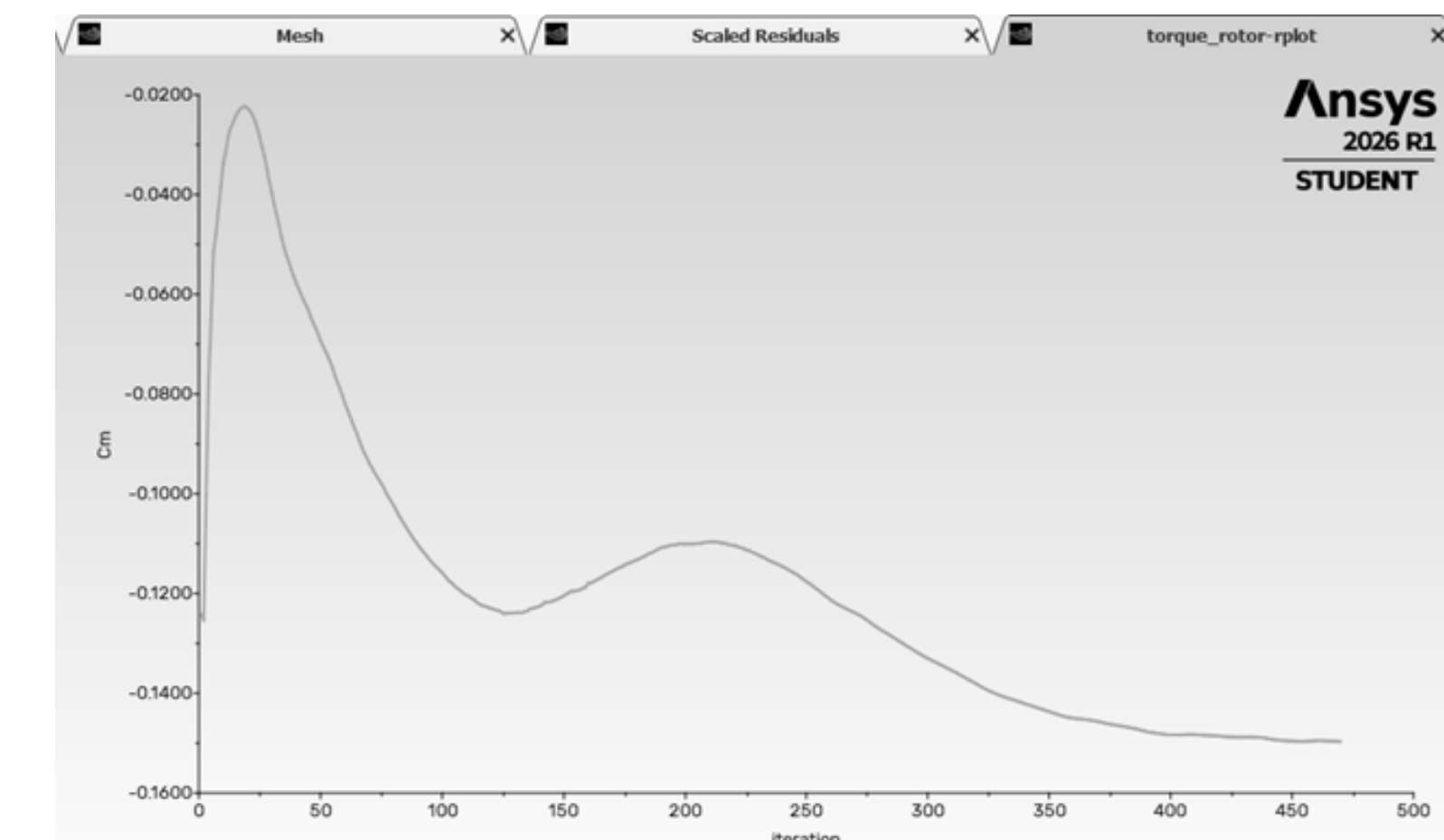
$D=1.2M$ $L=0.6M$



$D=0.8M$ $L=0.7M$



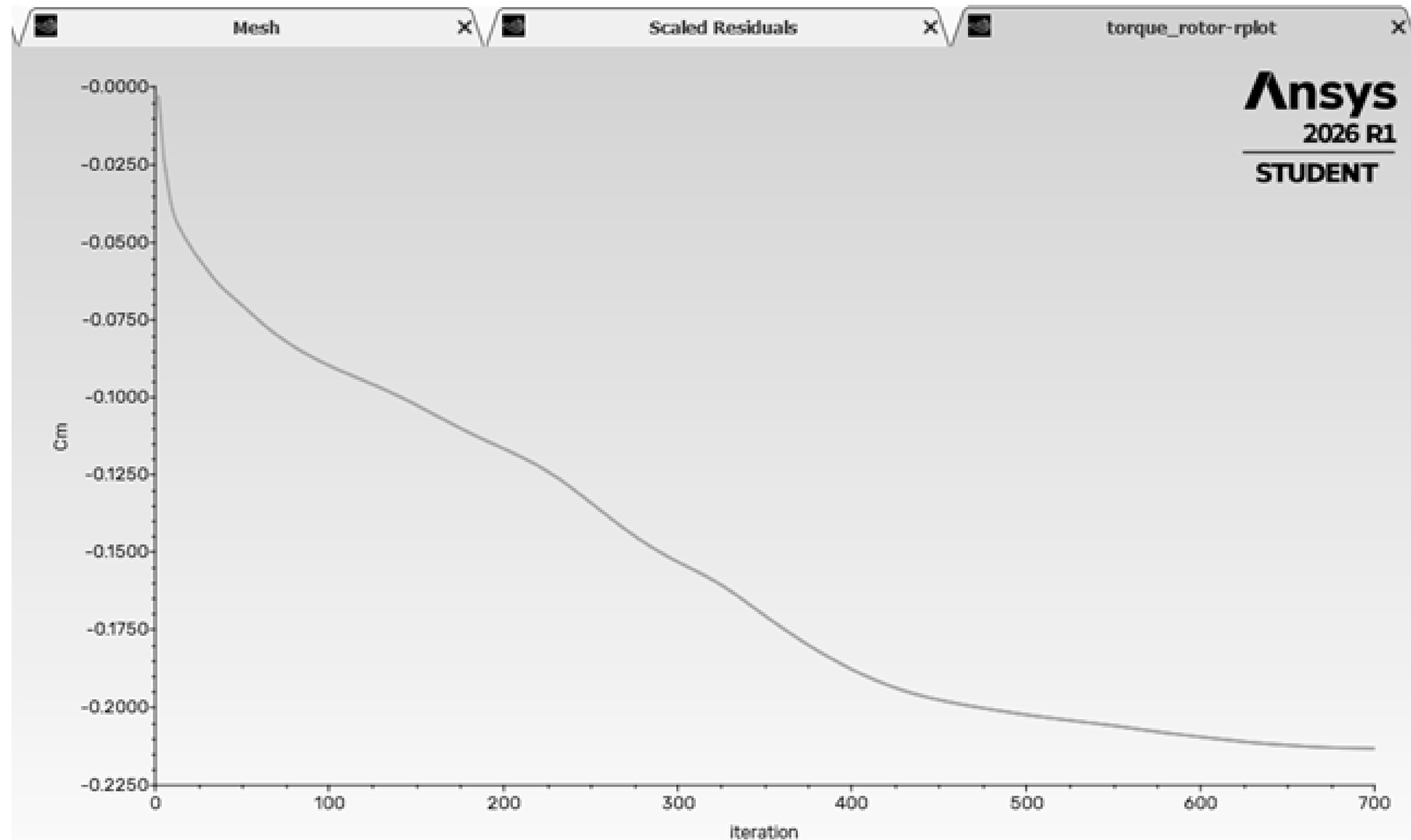
$D=1M$ $L=0.7M$



$D=1.2M$ $L=0.7M$

Розробив: Нікітенко В. Р.
Перевірив: Саленко О. Ф.

Збіжність розв'язку на графіку крутного моменту



*Розробив: Нікітенко В. Р.
Перевірив: Саленко О. Ф.*

