

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет авіаційних двигунів

Кафедра теорії авіаційних двигунів

Пояснювальна записка

ДО ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТУ

магістра

(освітньо-кваліфікаційний рівень)

на тему «Дослідження можливостей використання 3D методів
моделювання потоку при проектуванні турбіни»

Виконав: студент 6 курсу групи 261м
спеціальності

142 «Енергетичне машинобудування»

(шифр і назва напрямку підготовки (спеціальності))

Барієв А.А.

(прізвище й ініціали студента)

Керівник: Фесенко К.В.

(прізвище й ініціали)

Рецензент: Росинська А.В.

(прізвище й ініціали)

Харків – 2020

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»

Факультет авіаційних двигунів
Кафедра теорії авіаційних двигунів
Освітньо-кваліфікаційний рівень – магістр
Спеціальність – 142 «Енергетичне машинобудування»

ЗАТВЕРДЖУЮ:
Завідувач кафедри 201
_____ професор, д. т. н.
(вчене звання, посада)
_____ Л. Г. Бойко
(підпис) (прізвище та ініціали)
“ _____ ” _____ 2020 р.

З А В Д А Н Н Я
НА ДИПЛОМНИЙ ПРОЕКТ МАГІСТРА

студенту гр. 261м 2019/2020 н. р.

Барієву Аліму Арсеновичу

(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема: Дослідження можливостей використання 3D методів моделювання потоку при проектуванні турбіни

Керівник: Фесенко Ксенія Володимирівна, к.т.н., доцент кафедри 201

(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання, посада)

затверджені наказом вищого навчального закладу від 19 листопада 2020 року
№ 1855–уч.

2. Строк подання закінченої роботи: 14.12.2020 р.

3. Вихідні дані до роботи: основні параметри вітротурбіни, програмні пакети для газодинамічних та міцнісних розрахунків.

4. Зміст розрахунково-пояснювальної записки (перелік питань, які потрібно розробити): провести аналіз стану питання; скласти короткий технічний опис вузла вітротурбіни; створити твердотільну модель лопаті вітротурбіни; Побудувати розрахункову область; провести розрахункове дослідження обтікання просторовою течією лопаті вітротурбіни; зробити аналіз отриманих результатів з визначенням найбільш проблемних режимів; провести розрахунок на міцність лопаті турбіни для найбільш нагнужених режимів та проаналізувати результати.

5. Перелік графічного матеріалу (у вигляді сторінок файлу презентації)

аркуш №1 – Мета роботи.

аркуш №2 – Поставлені задачі.

аркуш №3 – Об'єкт дослідження.

аркуш №4 – Класифікація ААТ.

аркуш №5 – Різноманіття зарубіжних ПС з аварійними авіаційними турбінами.

аркуш №6 – Конструкція та принцип роботи.

аркуш №7 – Відео 1.

аркуш №8 – Алгоритм виконання дослідження.

аркуш № 9 – Побудова 3D-моделі лопаті.

аркуш №10 – Розрахункова сітка та вихідні дані для розрахунку.

аркуші № 11, 12 – Аналіз результатів.

аркуш № 13 – Розрахунок на міцність.

аркуш № 14 – Висновки.

аркуш №15 – Відео 2.

аркуш №16 – Відео 3.

6. Керівник та консультанти розділів роботи:

Розділи	Прізвища, ініціали та посади керівника та консультантів	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Розрахунково-теоретична частина	Фесенко К.В., доцент каф. 201		
Нормоконтролер	Череповська І.В., інженер каф. 201		

7. Дата видачі завдання: 21 вересня 2020 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів дипломного проекту	Строк виконання етапів роботи	Примітка
1	Аналіз завдання на виконання роботи, формулювання цілей і задач роботи	1-й тиждень	
2	Аналіз стану питання, постановка задачі дослідження	2-й тиждень	
3	Складання короткого технічного опису вузла агрегату	3-й тиждень	
4	Ознайомлення з програмами розрахунків	4-й тиждень	
5	Створення твердотільної моделі лопаті вітротурбіни	5-й та 6-й тижні	
6	Розрахункове дослідження обтікання просторовою течією лопаті вітротурбіни	7-й тиждень	
7	Аналіз отриманих результатів, визначення найбільш проблемних режимів	8-й тиждень	
8	Розрахунок на міцність лопаті турбіни для найбільш нагружених режимів	9-й та 10-й тижні	
9	Обґрунтування та аналіз отриманих даних	11-й тиждень	
10	Остаточне оформлення пояснювальної записки	12-й тиждень	

Студент

_____ Барієв А.А.
(підпис) (прізвище та ініціали)

Керівник роботи

_____ Фесенко К. В.
(підпис) (прізвище та ініціали)

РЕФЕРАТ

Звіт з дипломного проекту магістра містить 80 стор., 93 рис., 4 табл., 11 посилань.

Об'єкт дослідження – лопать для вітротурбіни системи аварійної підтримки тиску в гідросистемі повітряного судна.

Ціль проекту – проектування лопаті для вітротурбіни системи аварійної підтримки тиску в гідросистемі, проведення аеродинамічних розрахунків і розрахунків на міцність та аналіз отриманих результатів.

Методи дослідження – розрахунково–теоретичні, комп'ютерне моделювання лопаті вітротурбіни.

Дипломний проект магістра складається з чотирьох основних розділів, в яких розглянуто наступні питання:

- аналіз особливостей аеродинаміки просторової течії при обтіканні лопаті вітротурбіни;

- краткий опис об'єкта дослідження, технічний опис вузла вітротурбіни, принцип його роботи;

- створення твердотільної моделі та розрахункове дослідження обтікання просторовою течією лопаті вітротурбіни; аналіз отриманих результатів з визначенням найбільш проблемних режимів

- проведення розрахунку на міцність лопаті турбіни для найбільш нагружених режимів та аналіз результатів.

Ключові слова: розрахункове дослідження, лопать, аварійна авіаційна турбіна, аеродинаміка просторової течії, твердотільна модель, розрахунок на міцність

ЗМІСТ

ВСТУП.....	8
1 ОСОБЛИВОСТІ РОЗРАХУНКУ ПРОСТОРОВОЇ ТЕЧІЇ	9
1.1 Фундаментальні закони аеродинаміки.....	9
1.2 Параметри течії, що рухається.....	10
1.3 Розрахункові залежності аеродинаміки	11
1.4 Деякі пакети програм для розрахунку тривимірних в'язких течій.....	12
1.4.1 Пакет програм Ansys CFX.....	12
1.4.2 Комплекс програм NOISEtte.....	15
1.5 Рівняння Нав'є-Стокса в неінерціальній системі координат.....	16
1.6 Граничні умови на вільній границі.....	18
1.7 Граничні умови на твердій границі.....	19
1.8 Висновки по розділу.....	21
2 КРАТКИЙ ОПИС ОБ'ЄКТА ДОСЛІДЖЕННЯ	22
2.1 Загальні відомості про ААТ	22
2.2 Турбонасосна установка ВД004В	26
2.2.1 Склад установки.....	27
2.2.2 Вимоги за призначенням.....	27
2.2.3 Короткий опис роботи установки.....	28
2.3 Висновки по розділу.....	31
3 РОЗРАХУНКОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТРИВИМІРНОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО ОБТІКАННЯ ТУРБІНИ.....	32
3.1 Методика побудови 3D моделі деталі за фізичним зразком.....	32
3.2 Аналіз геометрії лопаті турбіни з допомогою координатної вимірювальної машини.....	35
3.2.1 Принцип роботи координатно-вимірювальної машини.....	35
3.2.2 Короткий опис КВМ Tesa Micro - hite 3D.....	36
3.3 Побудова 3D моделей лопаті в пакетах Autodesk Inventor і SolidWorks.....	37
3.4 Створення розрахункової області в пакеті SolidWorks	40
3.5 Створення, аналіз і завдання граничних умов для розрахункової сітки в модулі ANSYS Mesh.....	41
3.6 Задання параметрів для розрахунку в препроцесорі ANSYS CFX.....	45

3.7 Аналіз отриманих результатів розрахунку тривимірного газодинамічного обтікання турбіни.....	48
3.7.1 Потужність і момент на валу турбіни.....	48
3.7.2 Поля розподілу параметрів течії в областях розрахунку турбіни на мінімальному куті атаки.....	49
3.8 Висновки по розділу.....	69
4 РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ НАЙБІЛЬШ НАГРУЖЕНИХ РЕЖИМІВ	
4.1 Опис математичної моделі для міцнісного розрахунку.....	70
4.2 Завдання параметрів для розрахунку в модулі ANSYS Static Structural.....	70
4.3 Аналіз картин розподілу повних деформацій і еквівалентних напруг.....	74
4.4 Висновки по розділу.....	76
ВИСНОВКИ.....	78
ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ.....	80

ВСТУП

Аварійна авіаційна турбіна (ААТ) являє собою невеликий пропелер з електричним генератором і/або гідравлічним насосом, призначена для аварійного електроживлення літаків і/або підтримки тиску в гідравлічній системі бустерного управління. Приводом турбіни служить набігаючий потік повітря.

Основними вимогами, що пред'являються до ААТ, є надійність, одинична потужність, тривалий термін служби, висока степінь автоматизації.

По виду перетворення енергії всі аварійні авіаційні турбіни можна розділити на електромеханічні, гідромеханічні та електро-гідромеханічні.

Історія аварійних вітротурбін зародилася ще на початку прошлого століття, особливо стрімко вони стали розвиватися в післявоєнний період в суперництві між США та СРСР. На сьогоднішній день ААТ охопили широкий діапазон застосування як у військовій, так і у цивільній авіації.

В даний час активно розвивається безпілотна авіація. Для невеликих повітряних суден в силу їх малої вантажопідйомності ААТ не можуть застосовуватися. Однак вони можуть бути встановлені на середніх і важких (наприклад, ударних) безпілотних літальних апаратах, враховуючи, що в перебігу випуску різних аварійних авіаційних турбін з'явилися нові матеріали, з використанням яких можливо створити ААТ з більш високими масогабаритними та енергетичними показниками.

Дотримуючись вищесказаного, в даному дипломному проекті магістра необхідно спроектувати лопаті для вітротурбіни системи аварійної підтримки тиску в гідросистемі, провести аеродинамічні розрахунки і розрахунки на міцність та проаналізувати отримані результати.

Для виконання цього дослідження необхідно виконати наступні завдання:

1. Провести аналіз стану питання.
2. Скласти короткий технічний опис вузла вітротурбіни.
3. Створити твердотільну модель лопаті вітротурбіни.
4. Побудувати розрахункову область.
5. Провести розрахункове дослідження обтікання просторовою течією лопаті вітротурбіни.
6. Зробити аналіз отриманих результатів з визначенням найбільш проблемних режимів.
7. Провести розрахунок на міцність лопаті турбіни для найбільш нагружених режимів та проаналізувати результати.

1 ОСОБЛИВОСТІ РОЗРАХУНКУ ПРОСТОРОВОЇ ТЕЧІЇ

1.1 Фундаментальні закони аеродинаміки

Найбільш поширеними завданнями аеродинаміки є завдання, пов'язані з визначенням характеристики дії повітряного потоку на обтічне газом тіло:

- характер розподілу тиску;
- сили і моменти;
- картини розподілу швидкостей в повітряному потоці.

Аеродинаміка описується фундаментальними фізичними законами механіки суцільних середовищ. Ці закони називаються "законами збереження", оскільки вони виражають властивість збереження маси, енергії і імпульсу для кожного елементарного об'єму середовища, що рухається [1].

При використанні законів збереження широко застосовується принцип оборотності (відносності) руху, який був сформульований Галілео Галілеєм (1564-1642). Суть принципу оборотності руху полягає в тому, що сила, що діє на тіло в повітряному потоці, залежить тільки від відносної швидкості рухів тіла і повітря і не залежить від того, чи рухається тіло в повітрі, що покоїться, або ж повітря рухається відносно нерухомого тіла.

Закон збереження імпульсу – це вираз другого закону Ньютона в застосуванні до часток середовища. Його можна записати так: сила дорівнює зміні імпульсу в одиницю часу.

З цього витікає залежність між щільністю ρ , тиском P і швидкістю v . У разі, коли швидкість течії мала і щільність можна вважати постійною упродовж усього поля течії, виконується наступне співвідношення:

$$P + \frac{\rho v^2}{2} = \text{const},$$

де P – статичний тиск; $\frac{\rho v^2}{2}$ – швидкістний напір.

Ця формула називається законом Бернуллі, була отримана швейцарським математиком і інженером Данилом Бернуллі (1700-1782).

Течія, яка відповідає цьому рівнянню, називається нестискуваною, і цю формулу можна застосувати як до рідин, які є практично нестискуваними так само і до газів, якщо швидкості руху малі по відношенню до швидкості звуку. Якщо в деякій точці потоку швидкість більше половини швидкості звуку, то застосування цієї формули неможливе із-за значних погрешностей. Така течія називатиметься такою, що стискається.

Закон збереження енергії використовується для опису деталей поля течії. У випадку з течіями можна виділити два роди кінетичної енергії:

- пов'язану з впорядкованою течією;
- що відповідає хаотичному руху молекул.

Згідно із законом збереження енергії для течій, що встановилися, сума віднесених до одиниці об'єму енергій впорядкованого і випадкового рухів зберігає постійне значення:

$$c_p T + \frac{1}{2} v^2 = \text{const},$$

де C_p – питома теплоємність при постійному тиску; T – абсолютна температура повітря.

З цього рівняння енергії виходить, що при зростанні швидкості течії v відбувається падіння температури T .

1.2 Параметри течії, що рухається

Силу, яка діє на тіло, що рухається, можна виразити через безрозмірний параметр. Цей параметр виходить в результаті відношення сили до деякої комбінації істотних характеристик середовища і течії, яка у свою чергу теж має розмірність середовища. Згідно з другим законом Ньютона сила F дорівнює добутку маси на прискорення і має розмірність ml/t^2 , де m – маса, кг, l – довжина, м і t – час, с.

Величина, яка також має розмірність сили, є добутком квадрата швидкості руху тіла в середовищі v^2 , щільності ρ і площі s . В результаті використання вказаних залежностей отриманий шуканий безрозмірний параметр – коефіцієнт сили [5].

$$C_F = \frac{F}{\frac{1}{2}\rho v^2 s}.$$

Для зручності подальших обчислень вводиться множник $\frac{1}{2}$, оскільки він міститься і в рівнянні Бернуллі.

Можна виділити три коефіцієнти сил:

- коефіцієнт підйомної сили (перпендикулярною до швидкості зустрічного потоку);
- коефіцієнт сили опору (напрям співпадає із швидкістю набігаючого потоку);
- коефіцієнт бічної сили (ортогональна попереднім двом).

Коефіцієнт сили пов'язаний з іншими безрозмірними параметрами. Одним з таких параметрів є число Рейнольдса Re , яке було введено інженером з Англії Осборном Рейнольдсом (1842-1912). Цей критерій визначається формулою:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu},$$

де μ – коефіцієнт в'язкості, з розмірністю m/lt .

Характерним масштабом течії являється довжина l , яка входить у визначення критерію Рейнольдса. Для течії біля крила літака можна взяти хорду крила, для труби – діаметр, а для сфери – діаметр сфери. З цього виходить, що числа Рейнольдса для течій різних середовищ близько двох геометрично подібних об'єктів можна порівнювати і визначити масштаб довжини.

Зіставлення чисел Рейнольдса для течій близько двох геометрично подібних об'єктів служить вказівкою про відносний вплив в'язкості середовища на характер течії.

1.3 Розрахункові залежності аеродинаміки

В систему рівнянь аеродинаміки, яка описує стан руху (у окремих випадках рівноваги) в'язкого безперервного середовища, що стискається, входять:

– рівняння Нав'є – Стоксу

$$\rho \frac{dv}{dt} = \rho F - \text{grad } p + (\xi + \mu) \text{grad div}(v) + \mu \Delta v,$$

– рівняння нерозривності

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho v) = 0,$$

– рівняння енергії

$$c_p \rho \frac{dT}{dt} - \frac{dp}{dt} = q + \operatorname{div}(\lambda \operatorname{grad} T) + \{\xi (\operatorname{div} v)^2 +$$

$$+ 2\mu \left[\left(\frac{\partial v_x}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v_y}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial v_z}{\partial z} \right)^2 \right] +$$

$$+ \mu \left[\left(\frac{\partial v_x}{\partial y} + \frac{\partial v_y}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v_x}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v_y}{\partial z} + \frac{\partial v_z}{\partial y} \right)^2 \right] \},$$

– рівняння стану

$$p = f_1(\rho, T), \quad S = f_2(\rho, T).$$

У цих рівняннях F – вектор об'ємної сили, C_p – питома теплоємність при постійному тиску, q – кількість теплоти, що підводиться до одиниці об'єму в одиницю часу від немеханічних причин (наприклад, випромінювання ззовні), μ, ξ – коефіцієнти динамічної і об'ємної в'язкості, λ – коефіцієнт теплопровідності, S – ентропія. Рівняння приведені для випадку, коли μ, ξ і $\lambda = \operatorname{const}$ [6].

Система рівнянь разом з відповідними початковими і граничними умовами дозволяє вирішувати у рамках прийнятої моделі суцільного середовища усі основні завдання гідроаеромеханіки. Проте аналітичні рішення цих рівнянь отримані тільки при деяких істотних спрощеннях. Один із способів спрощення полягає в зменшенні числа незалежних змінних.

1.4 Деякі пакети програм для розрахунку тривимірних в'язких течій

1.4.1 Пакет програм Ansys CFX

Теоретичне рішення більшості конкретних завдань гідроаеромеханіки здійснюється головним чином із застосуванням чисельних методів. Отримати аеродинамічні параметри можливо в програмах обчислювальної гідродинаміки (CFD), зокрема ANSYS CFX.

Розвиток обчислювальної математики і розробка ефективних чисельних методів рішення систем диференціальних рівнянь в приватних похідних з використанням ЕОМ дозволили у ряді випадків вирішити повну систему рівнянь.

Розрахунки вітрових потоків і дій зводяться до чисельного рішення тривимірних нестационарних нелінійних рівнянь гідрогазодинаміки Нав'є-Стокса [2], які описують рух рідини/газу:

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right]$$

$$\rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} + \rho w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right]$$

$$\rho \frac{\partial w}{\partial t} + \rho u \frac{\partial w}{\partial x} + \rho v \frac{\partial w}{\partial y} + \rho w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right],$$

рівнянь нерозривності (збереження маси) і стану

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0,$$

$$p = \rho RT,$$

де u, v, w – шукані компоненти вектору швидкості (по осях x, y, z), p – тиски, t – час, μ – динамічний коефіцієнт в'язкості для повітря, ρ – щільність, R – газова постійна, T – температура.

Пряме рішення рівнянь з урахуванням вихорів усіх масштабів (DNS – Direct Numerical Simulation) при сучасних можливостях ЕОМ практично реалізується тільки для дуже малих швидкостей потоку.

Для спрощення системи рівнянь Рейнольдс запропонував замінити швидкість на суму середньої і пульсаційної швидкості

$$u_i(t) = \bar{u}_i + u'_i(t).$$

В результаті була отримана система рівнянь Рейнольдса – Нав'є-Стоксу (Reynolds averaged Navier - Stoks Method, RANS)

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i \cdot \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \rho \overline{u'_i u'_j} \right],$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0, \quad \frac{\partial u'_i}{\partial x_i} = 0,$$

де p – середні тиски, індекси $i = 1, 2, 3$ і $j = 1, 2, 3$ відповідають координатам x, y, z . Зсувні напруги (тензор Рейнольдса) $\rho \overline{u'_i u'_j}$ є додатковими шістьма невідомими до параметрів усередненого руху (\bar{u}_i, \bar{p}) .

Шість невідомих тензора Рейнольдса апроксимуються по гіпотезі Буссинеска співвідношенням:

$$\overline{\rho u_i' u_j'} = -\mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}.$$

Динамічна в'язкість представлена у вигляді суми

$$\mu = \mu_l + \mu_t,$$

де μ_l – молекулярна в'язкість, μ_t – турбулентна в'язкість.

Турбулентна в'язкість визначається моделями турбулентності. У розрахунковій практиці найбільш популярна двошарова модель турбулентності Ментера (SST). Вона поєднує в собі сильні сторони моделі $k - \varepsilon$, яка краще описує властивості вільних сдвигових течій і $k - \omega$, яка має перевагу при моделюванні пристіночних течій.

Для моделі турбулентності Ментера (SST):

$$\mu_t = \rho \frac{a_1 \cdot k}{\max(a_1 \cdot \omega, SF_2)},$$

де $a_1 = 0,31$; F_2 – функція зміщення; S – інваріантна міра швидкості деформації.

$$\omega = \frac{\varepsilon}{\beta' \cdot k},$$

де $\beta' = C_\mu = 0,09$.

При $a_1 \cdot \omega > SF_2$

$$\mu_t = C_\mu \cdot \rho \frac{k^2}{\varepsilon},$$

де ρ – щільність, k – турбулентна енергія, ε – турбулентна дисипація.

Величина сітки в пограничному шарі визначається безрозмірним параметром $Y+$. В ANSYS CFX модель турбулентності Ментера (SST) представлена з автоматичною пришаровою функцією (Automatic Near – Wall Treatment):

$$Y+ < 200$$

Для використання моделі SST потрібні наступні початкові параметри:

- кінетична енергія k ,
- дисипація енергії ε .

Кінетична енергія k вітрового потоку визначається по формулі

$$k = \frac{2}{3} \cdot I^2 \cdot U^2,$$

де U – середня швидкість вітру, м/с; I – інтенсивність турбулентності.

Для розвинутої течії

$$I = 0,16 \cdot Re^{-1/8},$$

Для аеродинамічної труби $I = 0,05\%$.

Швидкість дисипації енергії ε визначається по формулі

$$\varepsilon = \frac{k^{3/2}}{l_t},$$

де l_t – вихровий масштаб.

Величина об'єктів, що стоять на шлясі повітряного потоку, визначає початкові розміри вихорів турбулентності [3].

Для завдань зовнішнього обтікання зазвичай приймають рівним 0,1 D. Програми CFD дають тільки інструмент для визначення аеродинамічних параметрів. Тому, необхідно розробити спеціальну методику застосування програм CFD спільно з методами розрахунку на вітрове навантаження.

1.4.2 Комплекс програм NOISEtte

В якості базової математичної моделі використовується система усереднених по Рейнольдсу рівнянь Нав'є-Стокса для в'язкого газу, що стискається, замкнута моделлю турбулентності Спаларта-Аллараса. Підсумкова модель формулюється в неінерціальній системі координат, що обертається, пов'язаній з гвинтом. Для завдання граничних умов на поверхні гвинта використовуються пришарові функції.

Чисельне рішення отриманої системи диференціальних рівнянь проводиться на гібридних неструктурованих сітках, що включають призматичні шари поблизу поверхні обтічного тіла. Чисельний метод будується на основі оригінальних вершинно-центрованих звичайно-об'ємних EBR-схем. Особливістю цих схем є їх

підвищена точність, яка досягається за рахунок використання реброво-орієнтованої реконструкції змінних на розширених квазіодновимірних шаблонах, і помірна обчислювальна вартість, що дозволяє проводити серійні розрахунки. Для наближеного вирішення завдання про розпад розриву використовуються методи Роу і Лакса-Фрідрікса. Метод Роу коригується у разі низькошвидкісних течій. При моделюванні розривів або рішень з великими градієнтами використовується квазіодновимірна WENO- схема або локальне перемикання на квазіодновимірну TVD-реконструкцію.

Інтеграція за часом проводиться за неявною тришаровою схемою другого порядку апроксимації з лінеаризацією по Ньютону системи різницевих рівнянь. Для вирішення системи лінійних рівнянь використовується стабілізований метод зв'язаних градієнтів.

Чисельна методика реалізована у складі дослідницького програмного комплексу NOISEtte згідно дворівневої MPI - OpenMP- моделі, що дозволяє з високою ефективністю проводити розрахунки на сітках, що складаються з сотень мільйонів вузлів, при одночасному задіюванні сотень тисяч процесорних ядер сучасних суперкомп'ютерів.

На основі результатів чисельного моделювання обчислюються аеродинамічні характеристики гвинта, а саме сила тяги, момент, що крутить, і їх безрозмірні коефіцієнти.

1.5 Рівняння Нав'є-Стокса в неінерціальній системі координат

Для розрахунку зовнішнього обтікання потоком газу гвинта, що обертається з кутовою швидкістю ω , використовується усереднена по Рейнольдсу система рівнянь Нав'є-Стокса для газу, що стискається, із замиканням по моделі турбулентності Спаларта-Аллараса. Система рівнянь розглядається в неінерціальній системі координат, що обертається. Обертання осей координат відбувається навколо нерухомої осі гвинта з постійною кутовою швидкістю, що дорівнює швидкості обертання лопаті. Це означає, що обтічні потоком газу лопаті гвинта нерухомі, а напрям зовнішнього потоку міняється залежно від азимутного кута ψ .

Для запису системи усереднених рівнянь Нав'є-Стокса у вигляді законів збереження введемо вектор консервативних змінних

$$Q = (\rho, \rho u, E, \rho \tilde{v})^T,$$

де $u = (u_1, u_2, u_3)$ – вектор швидкості в абсолютній системі координат, ρ – щільність, $E = \rho u^2/2 + \rho \varepsilon$ – повна енергія, ε – питома внутрішня енергія, пов'язана з тиском p

рівнянням стану досконалого газу, $p = \rho\varepsilon (\gamma - 1)$, $\gamma = 1.4$ – показник адіабати. Величина \widetilde{v} – еволюційна змінна, через яку, згідно моделі Спаларта-Аллмараса, визначається коефіцієнт турбулентної в'язкості μ_T :

$$\mu_T = \rho\widetilde{v} \frac{\chi^3}{\chi^3 + 357.911}, \quad \chi = \frac{\rho\widetilde{v}}{\mu},$$

де μ – коефіцієнт динамічної молекулярної в'язкості.

Введемо також вектор лінійної швидкості обертання $V = (V1, V2, V3)^T = \omega \times r$, що визначається вектором кутової швидкості ω і радіус-вектором точки середовища. Тоді систему усереднених рівнянь Нав'є-Стокса в неінерціальній системі координат, що обертається, можна записати в наступному векторному виді:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \nabla \cdot (\mathcal{F}^C(\mathbf{Q}) - \mathcal{F}^R(\mathbf{Q}) - \mathcal{F}^D(\mathbf{Q}, \nabla \mathbf{Q})) = \mathcal{S}(\mathbf{Q}, \nabla \mathbf{Q}). \quad (1)$$

У системі (1) введені складені вектори F^C , F^R і F^D , кожна компонента яких – F^C_i , F^R_i і F^D_i – в координатному напрямі x_i ($i = 1, 2, 3$) є вектором потоку конвективного перенесення, вектором обертального перенесення і вектором потоку дифузії відповідно. Оператор (∇) – оператор дивергенції по кожній компоненті складеного вектору.

Вектори потоків конвективного перенесення і обертального перенесення задаються як функції фізичних змінних ρ , u , p таким чином:

$$\begin{aligned} F_i^C(\mathbf{Q}) &= (\rho u_i, \rho u_i \mathbf{u} + p \mathbf{I}, (E + p) u_i, \rho \widetilde{v} u_i)^T, \\ F_i^R(\mathbf{Q}) &= (\rho V_i, \rho u_i \mathbf{V}, E V_i, \rho \widetilde{v} V_i)^T, \end{aligned} \quad (2)$$

де \mathbf{I} – одинична матриця. Вектори потоків дифузії визначаються як функції фізичних змінних і їх градієнтів по формулі

$$F_i^D(\mathbf{Q}, \nabla \mathbf{Q}) = \left(0, \tau_{i1}, \tau_{i2}, \tau_{i3}, \tau_{ij} u_j + q_i, \frac{3}{2} (\mu + \rho \widetilde{v}) \frac{\partial \widetilde{v}}{\partial x_i} \right)^T, \quad (3)$$

де компоненти тензора в'язкої напруги τ_{ij} і вектору теплового потоку q_i мають вигляд

$$\tau_{ij} = (\mu + \mu_T) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right), \quad q_i = \left(\frac{\mu}{Pr} + \frac{\mu_T}{Pr_T} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \quad (4)$$

де δ_{ij} – символ Кронекера, μ – коефіцієнт молекулярної в'язкості, $Pr = 0.72$, $Pr_T = 1$ – молекулярне і турбулентне числа Прандтля.

Вектором $S(Q, \nabla Q)$ є джерельний член, що описує вплив зовнішніх сил, не пов'язаних з процесами перенесення шуканих змінних, Q :

$$S(Q, \nabla Q) = (0, \rho(\omega \times \mathbf{u}), 0, P_v(Q, \nabla Q) - Y_v(Q, \nabla Q) + 0.992\rho \nabla \tilde{v} \cdot \nabla \tilde{v})^T \quad (5)$$

Квадрат градієнта змінної \tilde{v} є частина визначення дифузійного члена в останньому рівнянні системи (2), що має недивергентний вигляд і тому перенесена в джерельний член. З точки зору спостерігача, що знаходиться в нерухомій системі координат, система рівнянь, визначена рівняннями (2) – (5), описує зміну консервативних змінних за рахунок їх конвективного і дифузного перенесення в тій, що обертається із швидкістю V середовищу, впливи градієнта тиску і повороту вектору швидкості на азимутний кут $\psi(t) = -|\omega|t$.

1.6 Граничні умови на вільній границі

На границях розрахункової області, що покоїться, задаються параметри зовнішнього незбуреного потоку – вектор зовнішнього потоку U_0 , значення щільності ρ_0 і тиску p_0 . Завдання параметрів незбуреного потоку на зовнішній границі не завжди коректно, оскільки на границі реальної розрахункової області течія завжди буде слабооднородною із-за збурень, що приходять з джерельної зони в силу обмеженості розмірів розрахункової зони. Тому на зовнішній границі розрахункової області необхідно задавати штучні або чисельні граничні умови.

У цій роботі на зовнішніх межах використовуються граничні умови на основі розщеплених по напрямку характеристичних швидкостей потоків, що зв'язують значення газодинамічних параметрів усередині розрахункової області ρ_i, U_i, p_i і їх значень у віддаленому потоці $\rho_\infty, U_\infty, p_\infty$. Під значеннями газодинамічних величин $\rho_\infty, U_\infty, p_\infty$ у віддаленому потоці розумітимуться незбурені значення:

$$\rho_\infty = \rho_0, \quad U_\infty = U_0, \quad p_\infty = p_0, \quad (6)$$

або значення, що визначаються характеристичними співвідношеннями

$$\rho_{\infty} = \rho_i \left(\frac{p_{\infty}}{p_i} \right)^{1/\gamma}, \quad p_{\infty} = p_0, \quad \mathbf{U}_{\infty} = \mathbf{U}_i + \frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\gamma \frac{p_i}{\rho_i} \right)^{1/2} - \left(\gamma \frac{p_{\infty}}{\rho_{\infty}} \right)^{1/2} \right] \cdot \mathbf{n}. \quad (7)$$

Для визначення значень скалярних фізичних змінних на зовнішній межі розрахункової області, що обертається, справедливі вирази (6) – (7), тоді як вектор абсолютної швидкості на зовнішній межі обертається в напрямі, протилежному до напрямку обертання області, і визначається як

$$\mathbf{U}_0^R = \mathbf{U}_0 + (\mathbf{e}_{\omega} \times \mathbf{U}_0) \sin \psi + ((\mathbf{e}_{\omega} \times \mathbf{U}_0) \times \mathbf{e}_{\omega}) (\cos \psi - 1),$$

де $\mathbf{e}_{\omega} = -\boldsymbol{\omega}/|\boldsymbol{\omega}|$ – одиничний вектор, відносно якого відбувається обертання, $\psi = |\boldsymbol{\omega}|t$ – азимутний кут повороту.

1.7 Граничні умови на твердій границі

У разі використання моделей на основі рівнянь Нав'є-Стокса (1) на тверду границю ставиться умова прилипання, тобто умова рівності нулю величини вектору швидкості. При цьому для поверхні гвинта, що обертається, ця умова формується з урахуванням лінійної швидкості обертання $\mathbf{V} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}$ як

$$\mathbf{u} - \mathbf{V} = 0,$$

а для нерухомих в абсолютній системі координат – як

$$\mathbf{u} = 0.$$

Для коректної постановки граничних умов на твердій поверхні за наявності турбулентного пограничного шару в кожному сітковому вузлі, що лежить на поверхні, має бути відома величина пристінкового числа Рейнольдса:

$$y^+ = \frac{\rho u_* h_{mw}}{\mu},$$

де h_{mw} – характерний розмір по нормалі до твердої поверхні пристінкових чарунок, а u_* – динамічна швидкість, що визначається через напругу тертя на стінці τ_w як

$$u_* = \sqrt{\frac{1}{\rho_w} \tau_w}. \quad (8)$$

Для усіх використовуваних в розрахунках сіток величина y^+ була більше одиниці. Це означає, що постановка граничних умов прилипання (швидкість рідини на поверхні співпадає із швидкістю руху самої поверхні) не коректна, оскільки неможливе правильне визначення градієнтів компонент вектору швидкості на твердій стінці. Тому в цій ситуації використовується механізм пристінкових функцій, що визначає поле швидкості турбулентного потоку, яке моделює течію в обмеженою сіткою частині пограничного шару. Реалізація механізму пристінкових функцій залежить від використаних методів дискретизації рівнянь Нав'є-Стокса.

Визначимо в'язку складову потоку імпульсу на граничній поверхні через напругу тертя на стінці або з урахуванням співвідношення (8) через динамічну швидкість таким чином:

$$F_w^{wl} = \rho u_f^2 \mathbf{u}_t^e, \quad (9)$$

де \mathbf{u}_t^e – одиничний вектор тангенціальної швидкості на граничній поверхні, рівний

$$\mathbf{u}_t^e = \mathbf{u}_t / |\mathbf{u}_t|, \quad \mathbf{u}_t = \mathbf{u} - u_n \mathbf{n},$$

а u_n – нормальна швидкість на граничній поверхні, яка належить рівній нормальній компоненті швидкості руху стінки $V_n = (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r})$. Таким чином, для визначення в'язкої складової потоку необхідно знати величину динамічної швидкості, яку можна визначити, вирішуючи наступне нелінійне рівняння:

$$|\mathbf{u}_t| - u_* f\left(\frac{u_* \rho h_{nw}}{\mu}\right) = 0, \quad (10)$$

де пристінкова функція $f(y^+)$, що визначає профіль швидкості у в'язкому, буферному і логарифмічному підшарі, задається законом Райхардта:

$$f(y^+) = \frac{1}{0.41} \ln(1 + 0.41y^+) + 7.8 \left(1 - e^{-\frac{y^+}{11}} - \frac{y^+}{11} e^{-\frac{y^+}{3}}\right).$$

Нелінійне рівняння (10) вирішується методом Ньютона. На кожній ітерації методу Ньютона значення u_t , μ , ρ беруться у вузлах граничної поверхні. Нульове наближення динамічної швидкості вибирається рівним $u_f^0 = \tau_w^0 / |\mathbf{u}_t|$, де напруга тертя на твердій стінці τ_w^0 обчислюється через нормальну похідну від модуля тангенціальної швидкості з використанням першої різниці $\tau_w = \mu |\mathbf{u}_t| / \delta$.

Величина $\delta = h_w/2$ визначає відстань до твердої стінки, на якій виконуються умови прилипання, а тангенціальна швидкість задається на граничній поверхні. Остаточне вираження для вектора потоку імпульсу на граничній поверхні є сумою потоку (9) з урахуванням приграничних функцій і конвективної складової потоку, що враховує умову $u_n = V_n$:

$$F_w = p\mathbf{n} + F_w^{wl}.$$

Описана техніка пришарових функцій використовується при проведенні розрахунків в програмному комплексі NOISEtte.

1.8 Висновки по розділу

В даному розділі наведено основні завдання аеродинаміки, які пов'язані з визначенням характеристики дії повітряного потоку на обтічне газом тіло: характер розподілу тиску; сили і моменти; картини розподілу швидкостей в повітряному потоці.

Аеродинаміка описується фундаментальними фізичними законами механіки суцільних середовищ. Основними рівняннями при описі просторової течії є система рівнянь Навьє – Стоксу, до якої входять рівняння нерозривності, збереження імпульсу та енергії. Крім того, використовується рівняння стану робочого тіла. Система рівнянь разом з відповідними початковими і граничними умовами дозволяє вирішувати у рамках прийнятої моделі суцільного середовища усі основні завдання аеродинаміки.

Теоретичне рішення більшості конкретних завдань гідроаеромеханіки здійснюється головним чином із застосуванням чисельних методів, в програмах обчислювальної гідродинаміки (CFD).

Розвиток обчислювальної математики і розробка ефективних чисельних методів рішення систем диференціальних рівнянь в приватних похідних з використанням ЕОМ дозволили у ряді випадків вирішити повну систему рівнянь.

Розглянуті особливості деяких пакетів програм для розрахунку тривимірних в'язких течій (ANSYS CFX та NOISEtte). Для розрахунків в цієї роботі використан пакет програм ANSYS CFX.

2 КРАТКИЙ ОПИС ОБ'ЄКТА ДОСЛІДЖЕННЯ

2.1 Загальні відомості про ААТ

Аварійні авіаційні турбіни (ААТ) – досить прості і ефективні пристрої для отримання енергії при польоті (плануванні) повітряного судна. Аварійних авіаційних турбін немає на турбогвинтових літаках і вертольотах.

Термін «аварійна авіаційна турбіна» сформувався не відразу. У СРСР і в Росії подібні пристрої називали «вітрянками» і вітродвигунами. У вітчизняній авіації вітродвигун уперше був встановлений в 1912 році на літаку «Ілля Муромець» (рис. 2.1). Генератори змінного струму (1000 Гц, 2 кВА) з приводом від «вітрянки» живили лампи розжарювання для освітлення приладів усередині кабіни, сигнальні вогні на кінцях площин для упізнання літака, фари для освітлення злітно-посадочної смуги, а також електричні фіксатори бомб і радіостанцію [7]. Генератори з приводом від «вітрянки» в якості основних джерел електроенергії застосовувались на різноманітних літаках аж до 1926 р., після чого від «вітрянок» стали переходити на привід від авіадвигуна [8].



Рисунок 2.1 – Бомбардувальник «Ілля Муромець»

Іншим прикладом є надзвуковий бомбардувальник дальньої дії Ту-22 (СРСР, 1958 р.) (рис. 2.2). На цьому літаку встановлені два вітродвигуна з гідротурбонасосом АТН-15, який створює тиск в гідросистемі для аварійного випуску шасі і роботи керма висоти (суцільноповоротного стабілізатора), електрогенераторів на цих турбінах немає. Кожна повітряна турбіна має корпус, що виконує функції концентратора повітряного потоку, і рами для кріплення аварійного турбонасоса [11].



Рисунок 2.2 – Аварійна повітряна турбіна на ТУ-22

На літаку Іл-96 (СРСР, 1988 р.) (рис. 2.3) встановлена аварійна авіаційна турбіна, в якій вітродвигун є приводом гідронасоса, що створює тиск в гідросистемі літака [9]. В якості аварійного джерела електропостачання ААТ на Іл-96 не використовується.

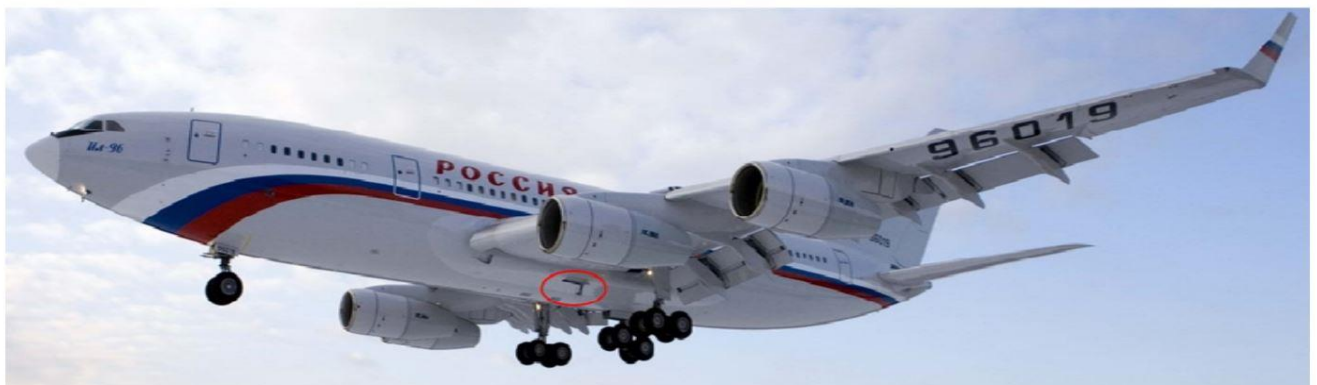


Рисунок 2.3 – Повітряна турбіна з гідронасосом на Іл- 96

Деякі зарубіжні повітряні судна також оснащені ААТ. Відомо, що генератор з приводом від повітряної турбіни встановлювався на одному з перших реактивних літаків Мессершміт «Комета» Me-163 (Німеччина, 1941 р.) (рис. 2.4).

В носовій частині обтічника установлений дволопатевий гвинт, який розміщений на валу генератора. Вітрогенератор на Me-163, як і на літаку «Ілля Муромец», використовується як основний, а не як аварійне джерело електроживлення, і не складається під фюзеляж [10].



Рисунок 2.4 – Реактивний літак Мессершміт Me-163

Іншим зарубіжним прикладом повітряного судна, що оснащено ААТ, є палубний винищувач DH-110 Sea Vixen (Великобританія, 1951 р.). ААТ на ньому розміщується в центральній частині планера між двигунами (рис. 2.5).

Вітротурбіна приводить в обертання гідронасос, який при відмові обох двигунів підтримує роботу елеронів і керма висоти. Відмітною особливістю цієї конструкції є те, що турбіна висувається не вниз і не убік, як на більшості повітряних суден, оснащених подібними пристроями, а вгору (за допомогою пружини), що пояснюється палубним базуванням цього літака.

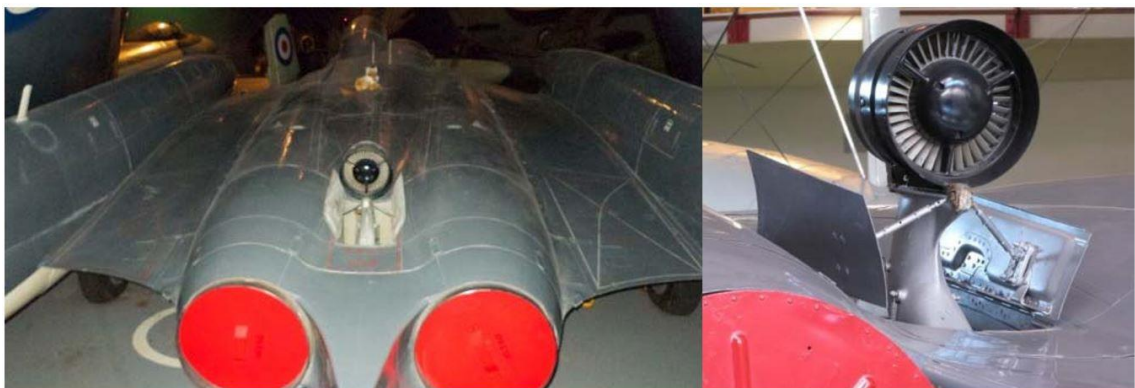


Рисунок 2.5 – Повітряна турбіна на літаку DH-110 Sea Vixen (Великобританія)

Усі аварійні авіаційні турбіни можна класифікувати (рис. 2.6):

1. По виду перетворення енергії:
 - електромеханічні;
 - гідромеханічні;

– електро-гідромеханічні.

2. За призначенням:

– для резервування системи електропостачання;

– для резервування гідравлічної системи.

3. За типом підключення джерела енергії до систем повітряного судна:

– основний;

– аварійний.



Рисунок 2.6 – Класифікація аварійних авіаційних турбін

Електромеханічні ААТ перетворюють енергію обертання повітряного гвинта в електричну енергію змінного або постійного струму. Такі ААТ резервують систему електропостачання безпосередньо і через електронасос можуть резервувати гідравлічну систему. Як приклад електромеханічних ААТ можна привести турбіни на літаках Л-39, Sukhoi SuperJet100, Embraer ERJ - 100, Bombardier CRJ - 100, Vickers VC10 (електрична турбіна «ELRAT»).

Гідромеханічні ААТ перетворюють енергію обертання повітряного гвинта в гідравлічну енергію. Такі ААТ резервують гідравлічну систему безпосередньо, а також можуть резервувати систему електропостачання шляхом обертання валу аварійного генератора через гідропривід. На практиці відомі приклади і тих, і інших ААТ. Як приклад можна привести ААТ на Ту- 22, Іл- 96, Airbus A320, Boeing 767, Vickers VC10 (гідравлічна турбіна «HYRAT»).

Електро-гідромеханічні ААТ перетворюють енергію обертання повітряного гвинта одночасно в гідравлічну, і в електричну енергію змінного або постійного струму. Такі ААТ найбільш складні по конструкції і мають найбільший діаметр повітряного гвинта, проте дозволяють безпосередньо, без додаткових

перетворювачів, резервувати електричну і гідравлічну системи повітряно судна. Як приклад можна привести ААТ на Boeing 777.

Для отримання електричної енергії можна використати:

– електромеханічні і електро-гідромеханічні ААТ (безпосередньо від електрогенератора), як приклад можна привести турбіни на літаках Л-39, Sukhoi SuperJet100, Vickers VC10 (електрична турбіна «ELRAT»), Boeing 777 (електрогенератор «RAT Generator»);

– гідромеханічні (через гідропривід) ААТ, як приклад можна привести Airbus A320, Boeing 767.

Для отримання гідравлічної енергії можна використати:

– гідромеханічні і електро-гідромеханічні (безпосередньо від гідронасоса) ААТ, як приклад можна привести Ту-22, Airbus A320, Vickers VC10 (гідравлічна турбіна «HYRAT»), Boeing 767, Boeing 777 (гідронасос «RAT Pump»);

– електромеханічні (через електронасос) ААТ (на практиці таке технічне рішення не застосовується).

2.2 Турбонасосна установка ВД004В

Турбонасосна установка ВД004В призначена для живлення гідросистеми повітряного судна в аварійному режимі. Загальний вигляд установки приведений на рис. 2.7.



Рисунок 2.7 – Загальний вигляд установки

Система аварійного живлення гідравлічної системи повітряного судна являє собою приводну дволопатева турбіну зі змінюваним кутом атаки лопаток, що приводить в рух плунжерний насос змінної продуктивності.

2.2.1 Склад установки

Турбонасосна установка складається з наступних складових частин:

- турбопривода з системою регулювання кута установки лопатей, механізму стопорення турбіни, блоку запуску і вузла підвіски;
- плунжерного насоса змінної продуктивності (гідронасоса);
- бака маслосистеми.

2.2.2 Вимоги за призначенням

Робочі рідини – Skydrol LD-IV SAE AC1241B або HyJet IV-A^{plus} SAE AC1241B.

Навколишня середа – повітря.

Діапазон експлуатаційних температур:

- навколишньої середи – від мінус 60 °С до плюс 85 °С;
- робочої рідини – від мінус 54 °С до плюс 100 °С.

Номинальний тиск робочої рідини в гідросистемі, в якій встановлюється турбонасосний агрегат, – 21 МПа (210 кгс/см²).

Абсолютний тиск робочої рідини на вході в гідронасос – від 0,2 МПа (2 кгс/см²) до 0,55 МПа (5,5 кгс/см²).

Тиск нульового подання гідронасоса в усьому діапазоні частот обертання турбіни повинен складати 21 МПа (210 кгс/см²).

При температурі навколишнього повітря і початковій температурі робочої рідини мінус 60 °С допускається на час розігріву рідини до температури мінус 35 °С збільшення тиску нульового подання до 26,5 МПа (265 кгс/см²).

Вихідні характеристики турбонасосного агрегату повинні відповідати даним таблиці 2.1 при абсолютному тиску на вході (0,22±0,02) МПа [(2,2±0,2) кгс/см²], тиску штуцера зливу (0,7±0,1) МПа [(7±1) кгс/см²] і температурі робочої рідини на вході в гідронасос (75±10) °С.

Вимоги до конструкції установки:

1. Має бути забезпечена міцність конструкції і можливість роботи турбонасосного агрегату до $M = 0,85$.

2. При швидкості повітряного потоку менше 250 км/год турбонасосний агрегат повинен зберігати працездатність. При цьому параметри на виході з гідронасоса не регламентуються.

Таблиця 2.1 – Вихідні характеристики

Індикатор на земна швидкість перед турбіною, км/год	Швидкісний напір, кгс/м ²	Геометрична висота, м	Параметри на виході з	
			Подача в кінці ресурсу, не менш, л/хв.	Тиск, відповідний максимальній подачі гідронасосу, МПа (кгс/см ²)
250	300	0	70	190.7
		2500		
440	950	0		
		5000		
500	1200	3000		
		12000		
560	1400	0	70	190.7
730	2400	2000		
		8000		

Для забезпечення стійкої роботи турбонасосного агрегату і забезпечення охолодження гідронасоса при роботі з відсутністю витрати в гідросистемі літака гідронасос повинен забезпечувати подання не менше (9-12) л/хв.

2.2.3 Короткий опис роботи установки

Установка в неробочому стані прибрана у відсік повітряного судна (рис. 2.8).



Рисунок 2.8 – Система аварійного живлення гідросистеми з дволопатевою турбіною

Схема турбонасосної установки ВД004В наведена на рис. 2.9.

До повітряного судна установка кріпиться за лапи кронштейна (1). Фіксатор (2) знаходиться в отворі ротора повітряної турбіни (3). Запуск установки в повітряний потік робиться поворотом штанги (4) відносно кронштейна (1) за допомогою силового циліндра системи випуску, пов'язаного з провусиною (5) на корпусі насоса. В процесі виведення установки в потік ротор турбіни залишається загальмованим до положення, при якому виключається зачіпання лопатей, що обертаються, о конструкцію літака. Ролик (6) механізму стопорення ротора обкатується навколо кронштейна (1) до упора у виступ (7) на кронштейні. При подальшому повороті відбувається осьове переміщення фіксатора (2) в штанзі (4) і стискування пружини штанги (8).

Фіксатор (2) виходить з отвору в роторі і ротор турбіни розгальмовується.

У неробочому (прибраному) положенні лопаті (9) розташовуються уздовж осі штанги і знаходяться на максимальному куті установки φ_{\max} , оскільки поводок лопатей (10) зрушений пружиною (11) на упор великого кроку. Після розгальмування і виведення установки в потік, ротор турбіни починає обертатися від повітряного потоку, що набігає на лопаті.

Змонтована в корпусі шестерня (12) маслососа оббігає ведучу шестерню (13), що утримується нерухомо ресорою (14). Маслосос нагнітає рідину під поршень поводка лопатей (порожнина А). Поводок лопатей (10) переміщається вліво, повертаючи пов'язані з ним через палець противаги (15) лопаті (9) на менший кут. У міру зменшення кута установки лопатей відбувається збільшення частоти обертання. Через шестерню (16) ротора, колесо (17) і ресору в штанзі, обертання передається на качаючий вузол (18), який пов'язаний з гідросистемою літака через блок забезпечення запуску (19).

Блок забезпечення запуску перемикає качаючий вузол (18) з режиму холостого ходу на режим подачі в гідросистему літака.

При досягненні установкою частоти обертання близької до робочої, спрацьовує блок запуску (19), установка переходить з режиму холостого ходу на режим подачі рідини в гідросистему літака. У разі збільшення частоти обертання понад задану, під дією відцентрових сил, спрацьовує важіль, збільшуючи переріз зливу, тиск під поршнем падає (порожнина А), лопаті синхронно обернуться у бік збільшення кута їх установки. Частота обертання знизиться.

При зменшенні частоти обертання відносно заданої, процес зворотний, важіль закриває злив з під поршня, тиск під поршнем (порожнина А) зростає і зрушить поводок вліво, лопаті обернуться в менший кут, збільшивши частоту обертання. Рівновага на поводці настане при заданій частоті обертання.

Протирознесення установки запобігає надмірному розкручуванню агрегату при виході з ладу регулятора частоти обертання. У разі підвищення частоти

обертання вище допустимою запобіжний клапан відкривається і стравлює тиск з-під поршня (порожнина А), під дією пружини поводок зміщується вправо, виводячи лопаті на більший кут установки, частота обертання падає. Прибирання установки у відсік літаку робиться тільки після посадки і повної зупинки повітряного судна.

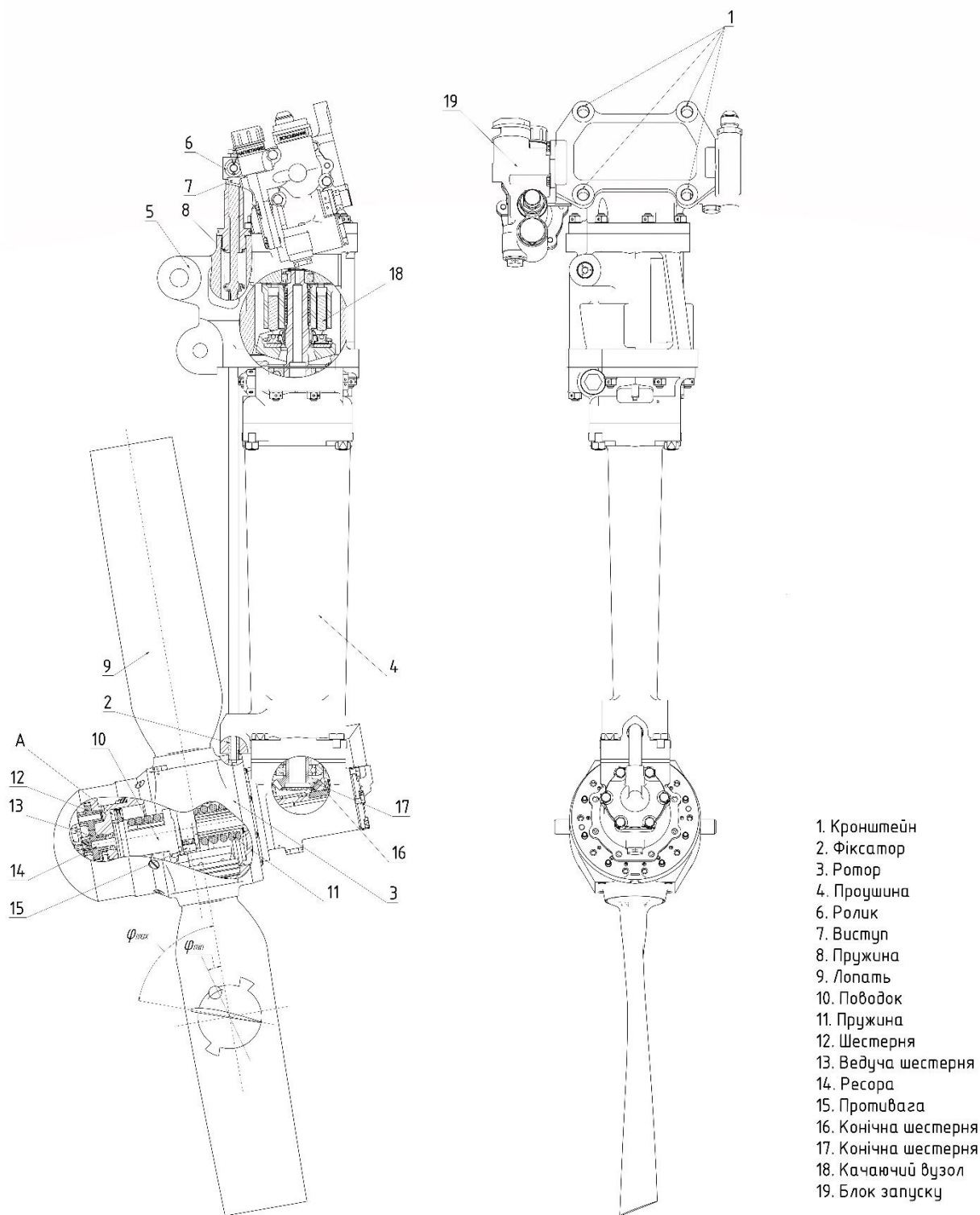


Рисунок 2.9 – Схема турбонасосної установки ВД004В

2.3 Висновки по розділу

В даному розділі наведено визначення, класифікацію та особливості застосування аварійних авіаційних турбін.

Розглянуто роботу турбонасосної установки ВД004В, що призначена для живлення гідросистеми повітряного судна в аварійному режимі. Вона являє собою приводну дволопатеvu турбіну зі змінюваним кутом атаки лопаток, що приводить в рух плунжерный насос змінної продуктивності.

Наведено склад установки та вимоги до неї, а також короткий опис її роботи.

В даному дипломному проекті магістра використовуються режимні та геометричні параметри цієї установки для проведення аеродинамічних розрахунків течії та міцністних розрахунків.

3 РОЗРАХУНКОВЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ТРИВИМІРНОГО АЕРОДИНАМІЧНОГО ОБТІКАННЯ ТУРБІНИ

3.1 Методика побудови 3D моделі деталі за фізичним зразком

В процесі проектування деталі може виникнути проблема побудови електронної (3D) моделі за фізичним зразком. Для отримання електронної моделі часто використовується контрольна-вимірювальна машина (КВМ). Завдання створення 3D моделі деталі за даними від КИМ може бути успішно вирішене засобами систем просторового моделювання (CAD систем) [4].

При необхідності не лише для відтворення початкової геометрії моделі, але і її корекції системи моделювання пропонують набори інструментів для створення і зміни поверхонь будь-якої складності. Великий вибір інструментів моделювання може ускладнити пошук раціонального методу побудови. Існують методи, які дозволяють скоротити кількість операцій.

В процесі проектування лопаті необхідно не лише відтворити задану геометрію, але і забезпечити технологічні і експлуатаційні вимоги. Оскільки при роботі турбоустановки створюється певний тиск повітря на лопать, то важливими характеристиками лопаті є не лише їх міцність, а і форма і аеродинамічні властивості, що, у свою чергу, обумовлює застосування методу побудови, що забезпечує зручний контроль і управління формою кривої або поверхні.

Для моделювання лопаті можуть бути використані різні CAD системи. При виборі середовища проектування необхідно враховувати, що системи з розширеними функціональними можливостями дозволяють швидше і зручніше створювати складні поверхні.

Методи створення складних поверхонь, до яких відноситься і поверхня лопаток, в CAD системах схожі. Вони визначаються початковими даними і зовнішньою формою конструкції, відрізняються лише набором і можливостями інструментів моделювання. Крім того, CAD системами пропонуються засоби аналізу і управління формою поверхні. При створенні лопаток робочого колеса турбокомпресора, наприклад, у яких відома форма граничних кривих, очевидним є метод побудови тіла по двох граничних перерізах і направляючої.

Проте для даного випадку закон, що описує їх форму, невідомий, тому необхідно підібрати метод, що забезпечує моделювання лопаті з мінімальною кількістю дій. Таким чином, проектування лопаті турбіни включає:

- методологічну частину – визначення послідовності розробки моделі виробу і вимог до неї;
- практичну частину – створення моделі лопаті, освоєної в промисловому виробництві без електронного супроводу, різними методами (по конструкторській

документації і шляхом обміру), опрацювання методики створення і модифікації електронної моделі.

Для проектування колеса вітротурбіни необхідно спочатку визначити основні інструменти і алгоритм створення 3D моделі. В якості початкових даних були запропоновані два варіанти.

На рис. 3.1 показана імпортована в середу системи SolidWorks модель, що отримана безпосередньо по точках від КВМ. Ця модель відтворює зразок, який складається з 1 200 поверхонь, при цьому одна велика лопать складається з 32 поверхонь. Оскільки зручність модифікації 3D моделі обернено пропорційно до кількості елементів, потрібний інший метод побудови.

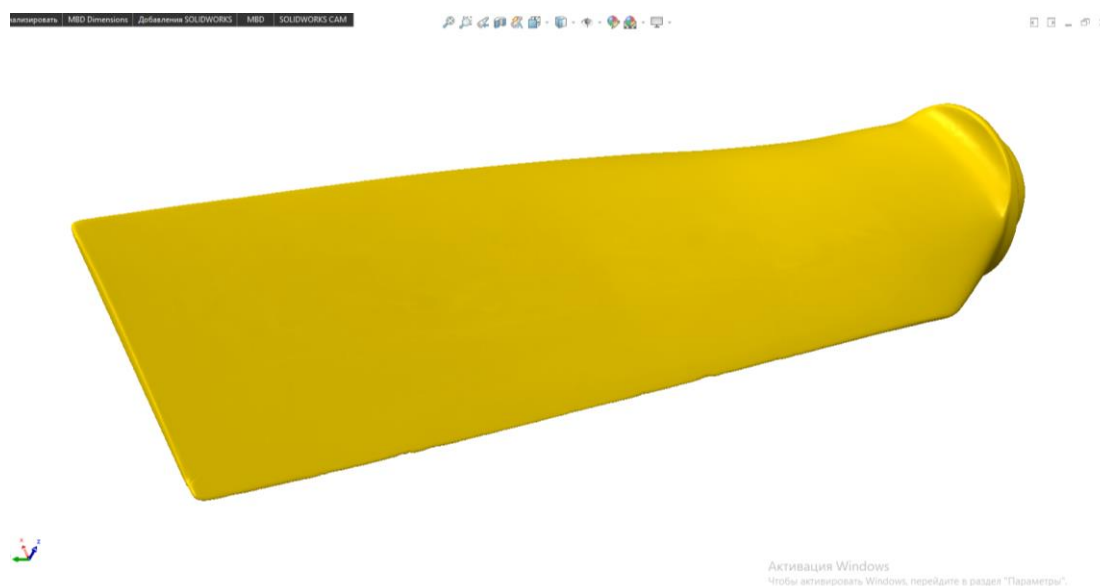


Рисунок 3.1 – Модель лопаті в пакеті SolidWorks

Для зручності створення креслень кінцева модель має бути твердотільною, тому тіло створюється засобами твердотільного моделювання. Форма лопаті складніша. Остаточна модель лопаті виходить операцією побудови лофт. Для створення основного тіла лопаті зручніше використати координати точок, отримані на КВМ.

В якості натурального зразка при обмірі використовувалася робоча лопать турбоустановки (рис. 3.2). Найбільш зручними для проектування є методи створення лопаті по масиву точок і по перерізах. У кожному перерізі задані від 8 до 13 точок, а для кожної точки – три координати. Як показує практика, дані, отримані від КВМ, містять погрішності, які візуально виражаються в нерівностях на поверхні. Вони залежать, наприклад, від вимірювальної машини і якості поверхні деталі. Системи просторового моделювання надають інструменти для

згладжування поверхні, а також спеціальні модулі для роботи з параметрами від КВМ.



Рисунок 3.2 – Лопаті установки ВД004В

Проте процес проектування часто включає і етап комп'ютерного аналізу, результати якого можуть зажадати зміни форми поверхні геометрії. Тому зручніше використати метод проектування по перерізах. Будь-яка система 3D-моделювання надає великий вибір засобів і опису характерних сфер їх застосування. Тому для проектування лопаті необхідно сформулювати методику, що дозволяє полегшити зміну моделі, тобто скоротити кількість елементів (точок і кривих), що управляють.

Для проектування деталей розробники системи моделювання пропонують модулі, які забезпечують можливість створення і редагування NURBS-поверхонь різної форми: лінійчастою з довільною параметризацією; поверхні на основі безлічі точок; по сітці кривих; кінематичних і таких, що сполучають; на базі довільного кінечного перерізу. Такі методи застосовуються при роботі з аеродинамічними поверхнями або над дизайном виробу. Для порівняння можливостей 3D-систем різного рівня при побудові моделі використовуються системи SolidWorks і Autodesk Inventor. Вони дозволяють створювати твердотілу або поверхневу моделі по перерізах. Проте наявність в системі Inventor додаткових можливостей контролю форми поверхні і її аналізу визначає вибір на користь Inventor. Тому надалі розглядається проектування в середовищі цієї системи моделювання.

3.2 Аналіз геометрії лопаті турбіни з допомогою координатної вимірювальної машини

3.2.1 Принцип роботи координатно-вимірювальної машини

Принцип роботи координатно-вимірювальної машини полягає в послідовному визначенні координат точок, заздалегідь заданих фахівцем.

Традиційна "мостова" КВМ є трьохосьовою з X , Y і Z осями. Осі ортогональні один одному і утворюють звичайну тривимірну систему координат. Кожна вісь має свій масштаб, що визначає розташування цієї осі. Машина прочитує дані з сенсорного датчика, за вказівкою оператора або комп'ютера. Потім машина використовує X , Y , Z координати кожної з цих точок, щоб визначити розмір і розташування. Як правило точність вимірів координатної машини порядку одного мікрона. Приклад ручного управління датчиком КВМ приведений на рис. 3.3.

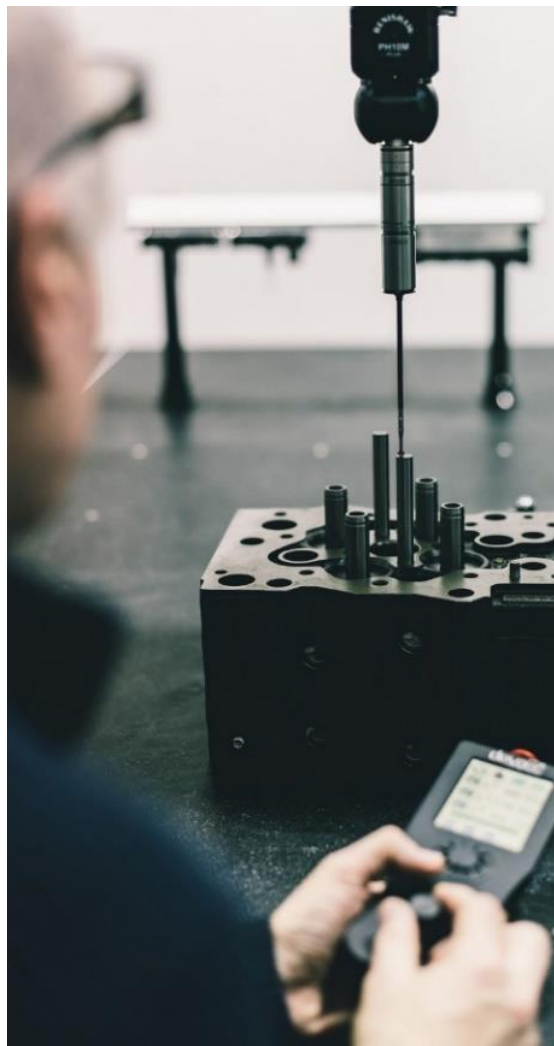


Рисунок 3.3 – Ручне управління датчиком КВМ

Для визначення координат і подальшої побудови тривимірної моделі лопаті турбіни, була застосована координатно-вимірювальна машина Tesa Micro - hite 3D (рис. 3.4).



Рисунок 3.4 – КВМ Tesa Micro-hite 3D

3.2.2 Короткий опис КВМ Tesa Micro - hite 3D

Основні характеристики КВМ Tesa Micro - hite 3D:

- КВМ з рухливим порталом; основа приладу з легкого сплаву;
- вимірювальний стіл з граніту з 22 повітряними підшипниками, що забезпечують плавне переміщення;
- висока стабільність завдяки трикутному перерізу portalу;
- запатентована фірмою TESA оптикоелектронна вимірювальна система, що базується на інкрементних скляних вимірювальних лінійках.

Програма TESA - REFLEX має велике число опцій:

- декілька режимів: вимір, сканування, ретрансляція даних;
- виклик і збереження програм обробки деталей;
- визначення декількох позицій вимірювальної голівки;

– різні способи збереження результатів виміру: USB-накопичувач, цифровий вихід RS232 або принтер;

– робота в автоматичному режимі (тільки TESA REFLEX Recorder).

У усіх КВМ фірми TESA можуть використовуватися три типи керованих вручну вимірювальних голівок (рис. 3.5), що дозволяють користувачеві знайти рішення, що відповідає його потребам. Кожна вимірювальна голівка програми TESASTAR, що включає повний асортимент вимірювальних датчиків контактного типу, а також високоточні комплектуючі з маркою SWISS MADE, підходить до будь-якого типу вимірювальних машин з комп'ютерним або ручним управлінням.

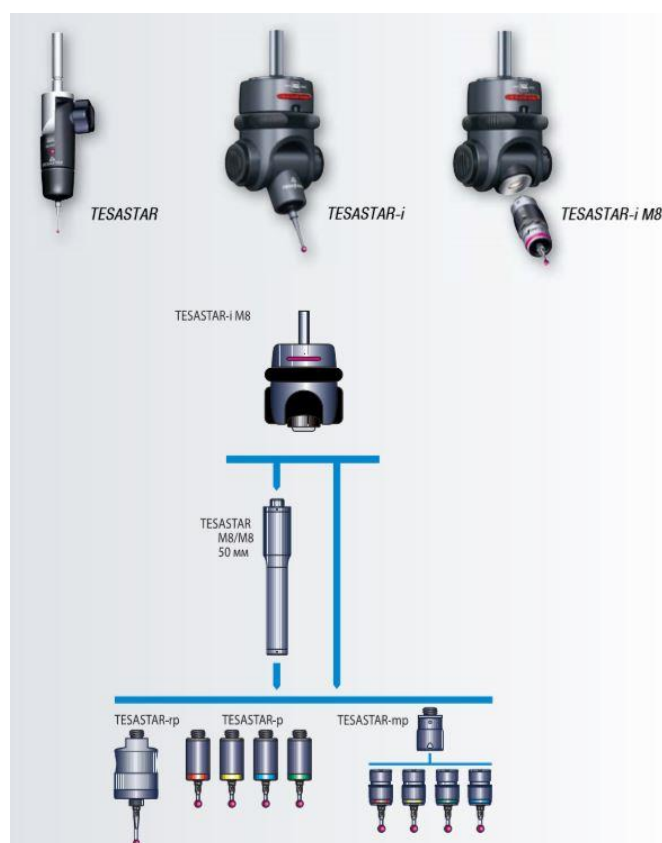


Рисунок 3.5 – Типи керованих вручну вимірювальних голівок TESA

Виміри в цієї роботі проводилися в режимі ручного управління. Були визначені крайні точки в кожному перерізі, а також максимальна товщина профілю лопаті.

3.3 Побудова 3D моделей лопаті в пакетах Autodesk Inventor і SolidWorks

Для вибраної схеми проектування лопатки (по перерізах) можна використати як поверхневі, так твердотільні методи моделювання.

Необхідно враховувати наступні чинники:

– за наявності дерева побудови для оновлення моделі після модифікації вимагається значно менше часу для поверхневої моделі;

– чим більше розмір твердотільної моделі, тим повільніше вона оновлюється.

Швидкість оновлення поверхневої моделі практично не залежить від її розмірів. Для порівняння ефективності пропонованих системою засобів побудова лопаті здійснена поверхневим і твердотільним методами. В процесі побудови лопаті в пакеті SolidWorks (за даними KBM) з'ясувалося, що отримана твердотільна модель не має достатньої гладкості (рис. 3.6) і потрібно коригування даних для створення прийнятної точності.

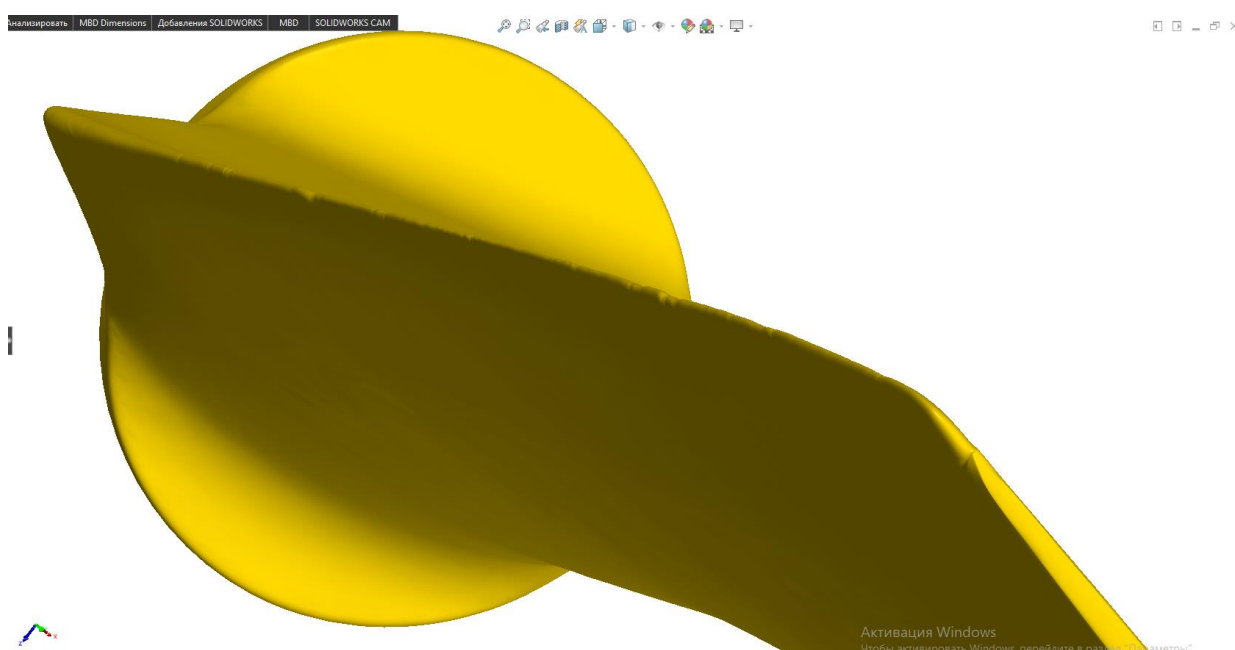


Рисунок 3.6 – Твердотільна модель лопаті, побудована в пакеті SolidWorks

Як показав досвід, поверхня, побудована на базі кривих перерізів, має меншу погрішність, якщо довжини кривих сумірні. Тому вимагалось додати більше перерізів для побудови (рис.3.7). Для створення плавнішої і точнішої моделі, тверде базове тіло (модель SolidWorks) було імпортовано в Autodesk Inventor. Далі тверде тіло було розділене на перерізи, і в кожному перерізі спроектовані нові ескізи по контуру базового тіла.

Після побудови усіх ескізів з уточненими радіусами на вході і виході лопаті була побудована кінцева твердотільна лопать за допомогою команди лофт. Втулкова частина лопаті виконана у відповідності дійсним розмірам прототипу, що обмірявся.

В результаті була отримана тривимірна модель лопаті, зображена на рис. 3.8.

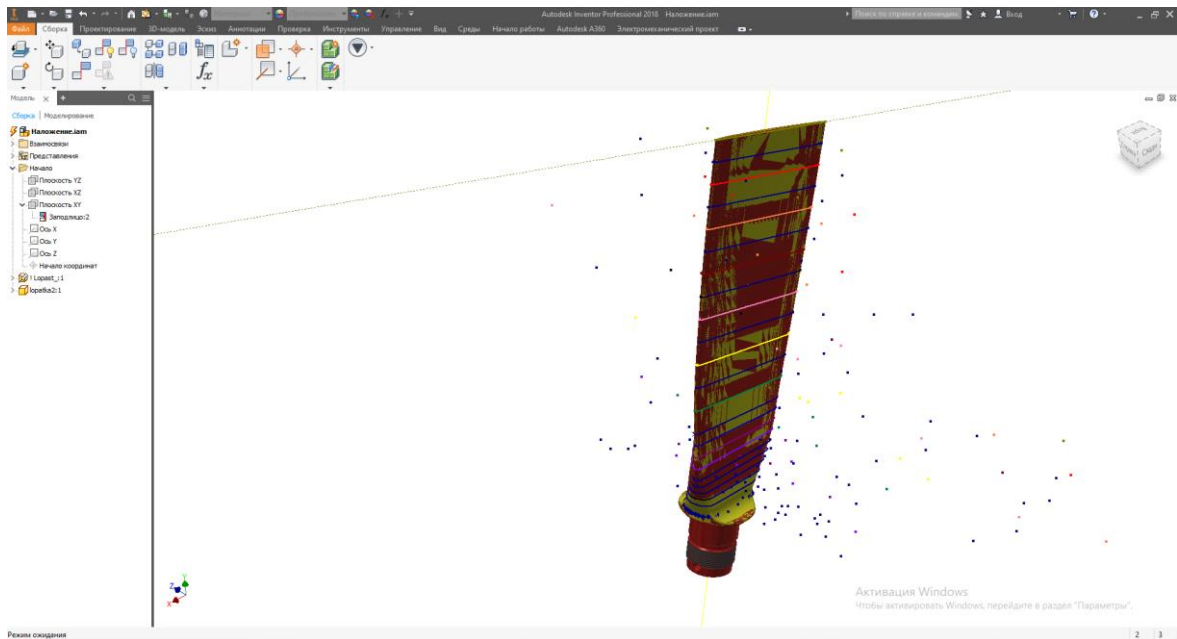


Рисунок 3.7 – Поєднання базового твердого тіла і побудова моделі

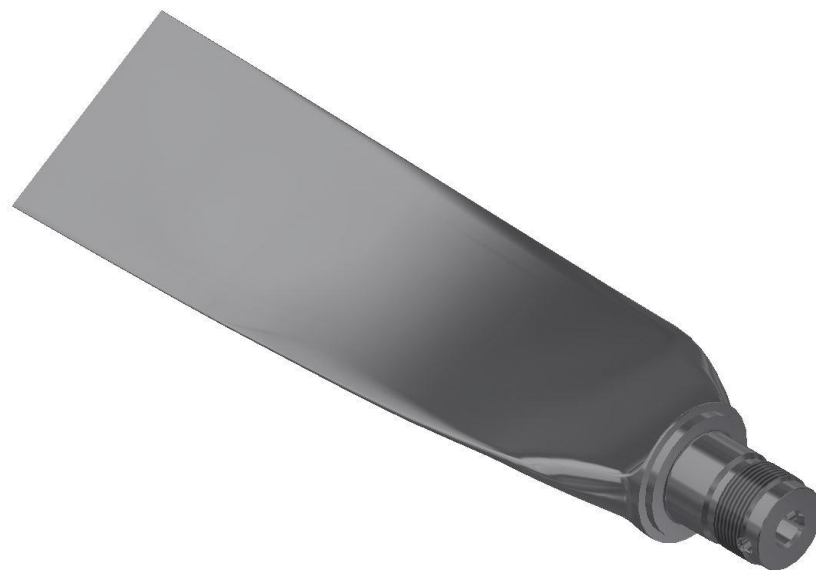


Рисунок 3.8 – Тривимірна модель лопаті турбіни

Завдання створення моделі конструкції на основі аналога зустрічається, наприклад, в машино- і приладобудуванні. Метод, розглянутий на прикладі побудови лопаті турбіни, дозволяє створювати різні конструкції по аналогу на основі даних від КВМ. При цьому забезпечується не лише отримання 3D моделі, але і зручність редагування форми. Запропонована для середовища Autodesk Inventor методика може бути застосована і для інших систем моделювання завдяки наявності в них аналогічних інструментів проектування.

3.4 Створення розрахункової області в пакеті SolidWorks

Розрахункова область для імпорту лопаті в програмний комплекс Ansys CFX була виконана в пакеті SolidWorks. Для цього моделі лопаті і ротора з обтічником турбонасосної установки експортовані в програму SolidWorks у форматі SLDPRT.

З метою спрощення, вихідна частина ротора була побудована умовно (рис. 3.9). Кути установки лопаті так само представлені на рис. 3.9:

- а) максимальний,
- б) середній,
- в) мінімальний.

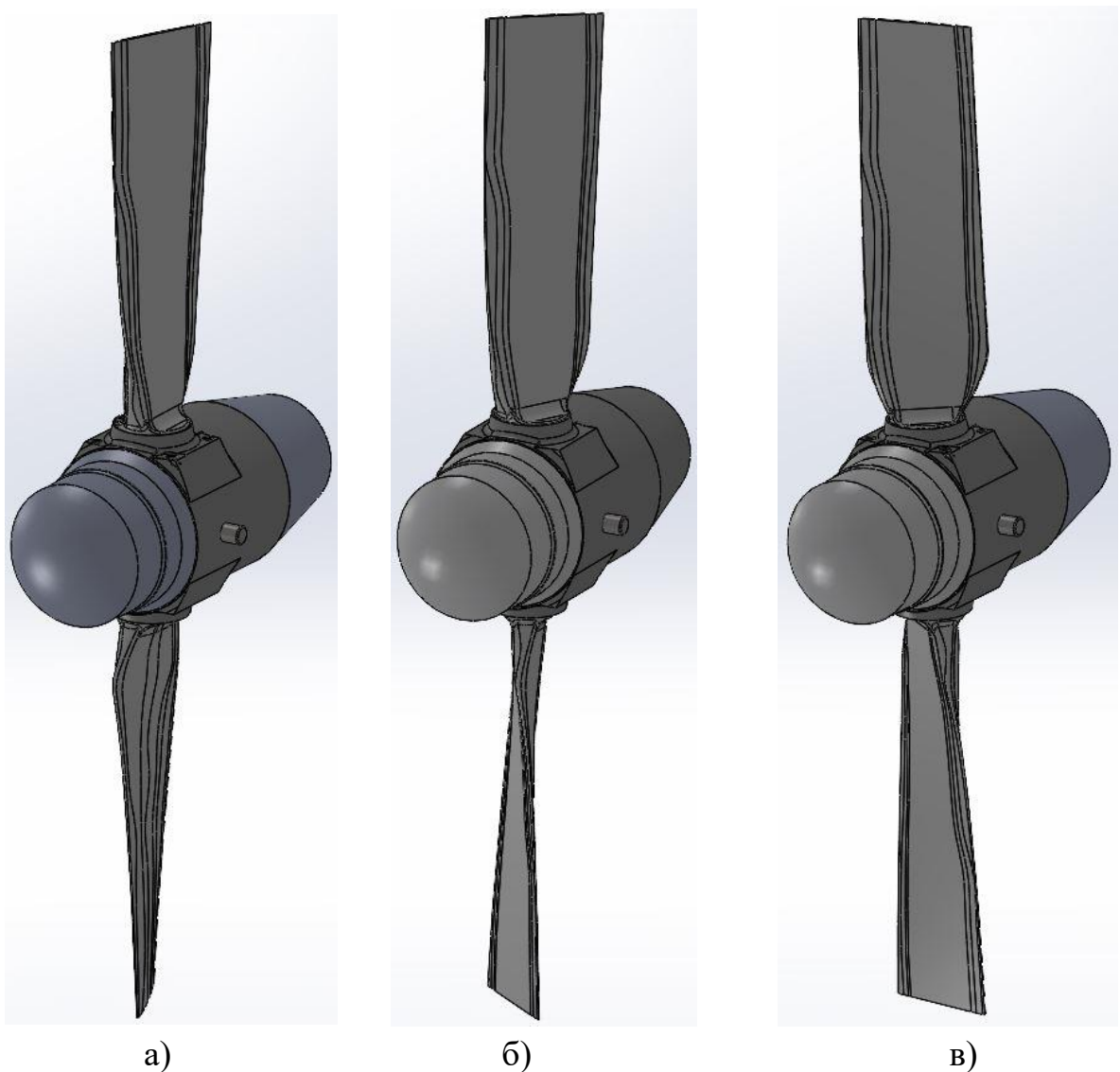


Рисунок 3.9 – 3D модель ротора турбіни з лопатями

Експортовані тверді тіла лопатей і ротора, а так само побудована частина ротора були об'єднані командою "Скомбінувати тіла". Розрахункова область є

циліндром, і оскільки завдання з обертанням, розрахункова область була побудована у виді: вхідна і вихідна частина – як статор, і проміжна – як ротор (рис. 3.10).

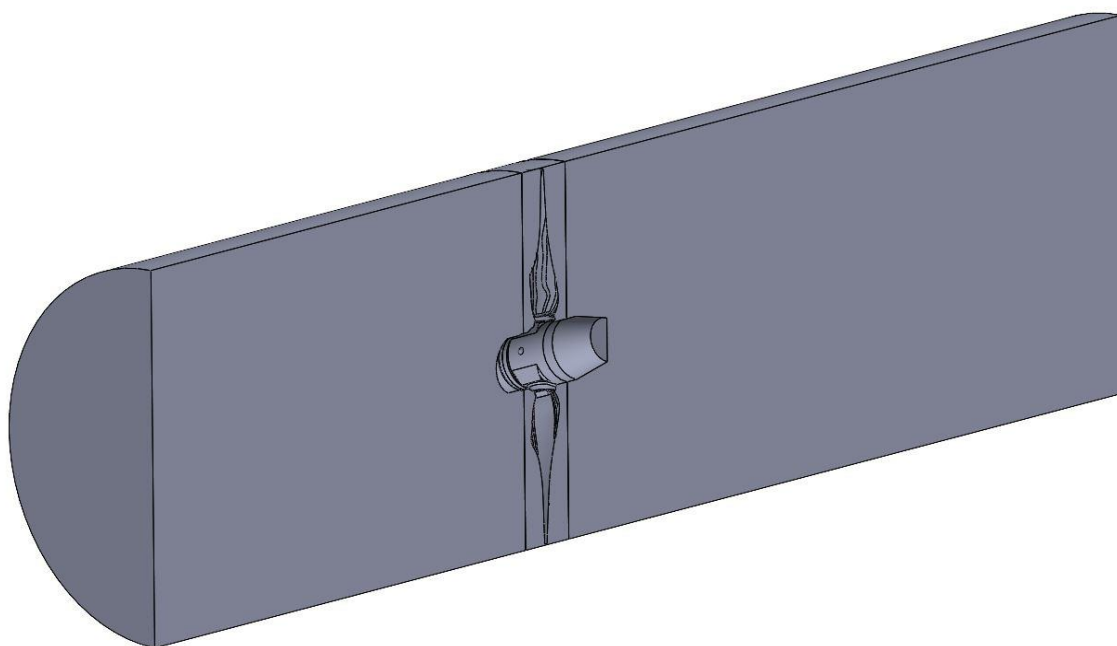


Рисунок 3.10 – Розрахункова область

Проточні частини були побудовані як окремі тіла командою "Повернути". Для побудови надалі пограничного шару в розрахунковій сітці діаметр проточної частини узятий з невеликим запасом. Потім командами "Перемістити/копіювати" і "Скомбінувати тіла" віднімаємо з проточних частин тверде тіло ротора з лопатями. В результаті отримуємо три окремі частини з оболонкою турбіни. Для подальшого експорту в модуль геометрії Ansys файл зберігаємо у форматі X _ T.

3.5 Створення, аналіз і завдання граничних умов для розрахункової сітки в модулі ANSYS Mesh

Перший крок в побудові розрахункової сітки – завантаження моделі розрахункової області в модуль FluidFlow (DesignModeler).

Після імпортування моделі розрахункової області необхідно задати імена границь командою Named Selections (рис. 3.11).

Потім задаємо параметри сітки. У першому наближенні розмір чарунок ставимо в співвідношенні 1/20 від діаметру, мінімальний розмір 1мм, так само вибираємо опцію Proximity – тобто залежно від радіусу кривизни буде будуватися сітка. Надалі загрубляємо сітку шляхом зміни розмірів чарунок для отримання

прийнятної їх кількості, при цьому якість сітки не повинна значно знизитися (рис. 3.12).

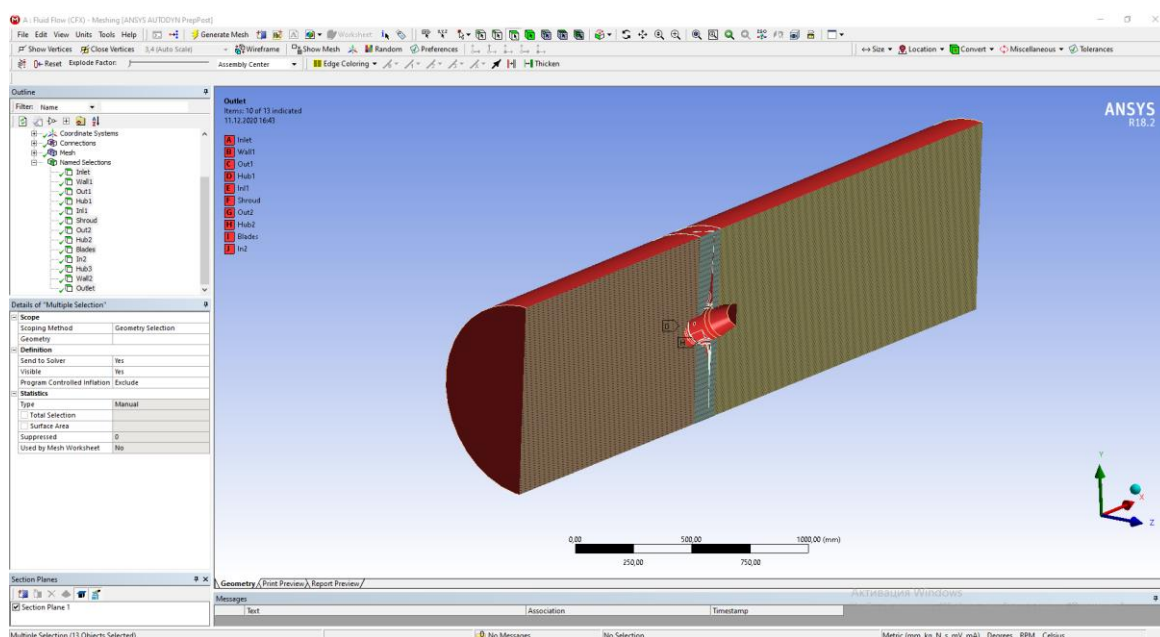


Рисунок 3.11 – Розрахункова область с іменами границь

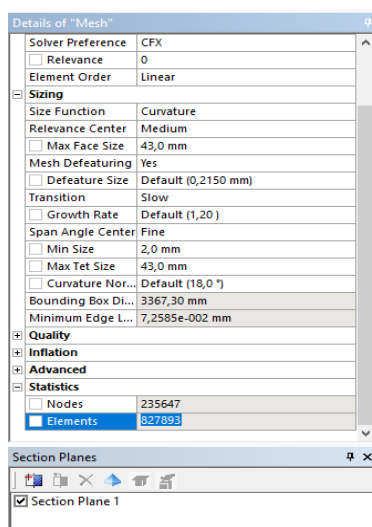


Рисунок 3.12 – Параметри сітки

Наступним кроком будемо сітку в пограничному шарі, тобто уздовж стінок. Для цього необхідно використати опцію Inflation. Для загальної сітки в Inflation Option вибираємо Total Thickness, товщину пограничного шару задаємо 20 мм. Для поверхонь лопатей і ротора в трьох областях задаємо окремо товщину шару 10мм.

При переході між областями є присутнім відмінність чарунок за розміром, що у свою чергу впливає на розмір чарунок на лопатях. Для збереження дрібної

сітки на ділянках з малими радіусами кривизни необхідно використати опцію Sizing, вибираємо поверхні входу і виходу між областями командою Box Select і задаємо розмір чарунок 10 мм (рис. 3.13).

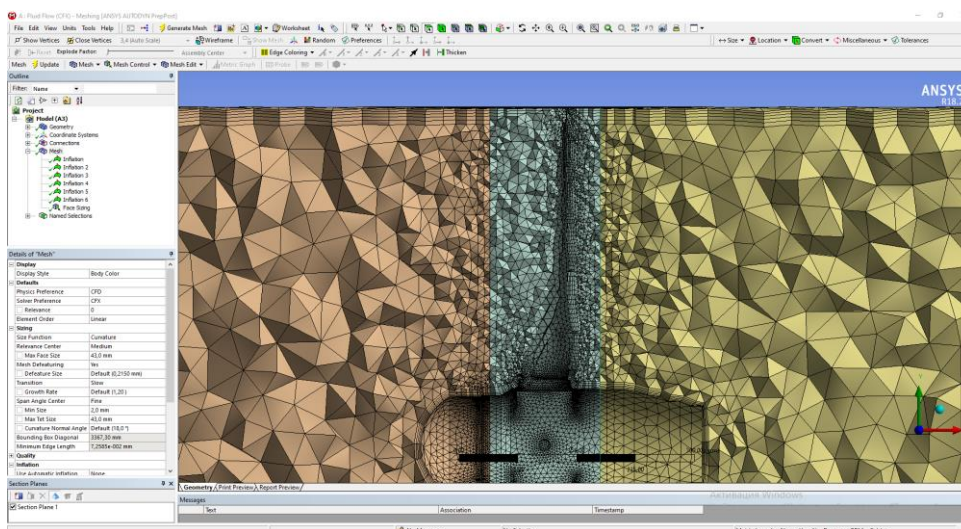


Рисунок 3.13 – Модель розрахункової сітки

Зрештою в модулі ANSYS Mesh був проведений кінцево-елементний аналіз моделі (рис. 3.14).

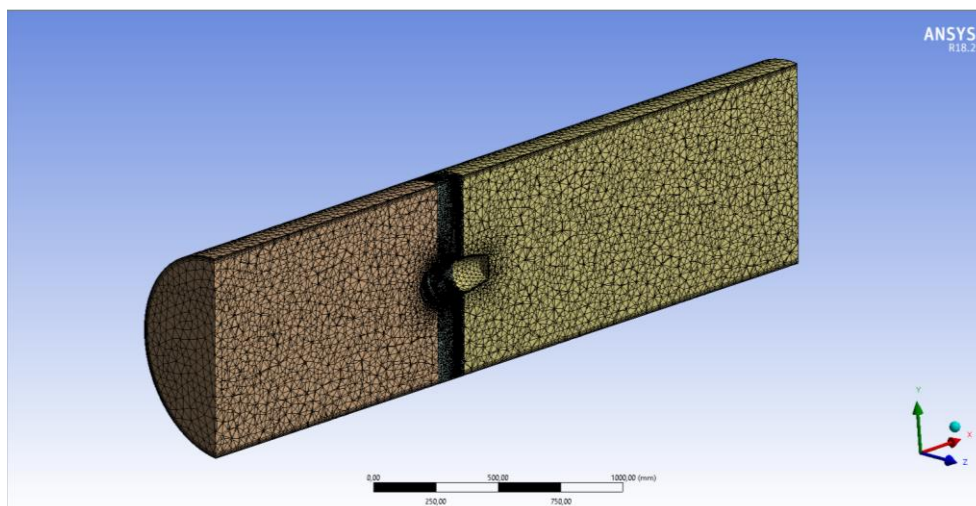


Рисунок 3.13 – Модель розрахункової сітки

Була побудована тетраедральна розрахункова сітка з призматичними шарами для отримання точної епюри розподілу швидкості в пограничному шарі лопаті, а так само сітка в пограничному шарі розрахункової області (рис. 3.15). Граничними умовами були швидкість повітряного потоку з боку входу в розрахункову область,

тиск і температура, а так само частота обертання ротора на відповідній висоті згідно з таблицею 3.1.

Таблиця 3.1 – Початкові дані профілю польоту (залежність мінімальної повітряної швидкості літака від висоти)

Кут атаки	Обороти, об/хв	Індикаторна швидкість перед турбиною, км/год	Тиск, Па	Висота, м	Температура, К	№ режиму	
Max	1000	250	89875	0	288,15	1	
			73967	2500	272,15	2	
		440	54006	5000	256,15	3	
			70116	3000	269,15	4	
		500	19353	12000	217,15	5	
			730	79438	2000	275,15	6
				35565	8000	237,15	7
Middle	3000	250	89875	0	288,15	8	
			73967	2500	272,15	9	
		440	54006	5000	256,15	10	
			70116	3000	269,15	11	
		500	19353	12000	217,15	12	
			730	79438	2000	275,15	13
				35565	8000	237,15	14
Min	5500	250	89875	0	288,15	15	
			73967	2500	272,15	16	
		440	89875	0	288,15	17	
			54006	5000	256,15	18	
		500	70116	3000	269,15	19	
			19353	12000	217,15	20	
			560	89875	0	288,15	21
		730		79438	2000	275,15	22
35565	8000		237,15	23			

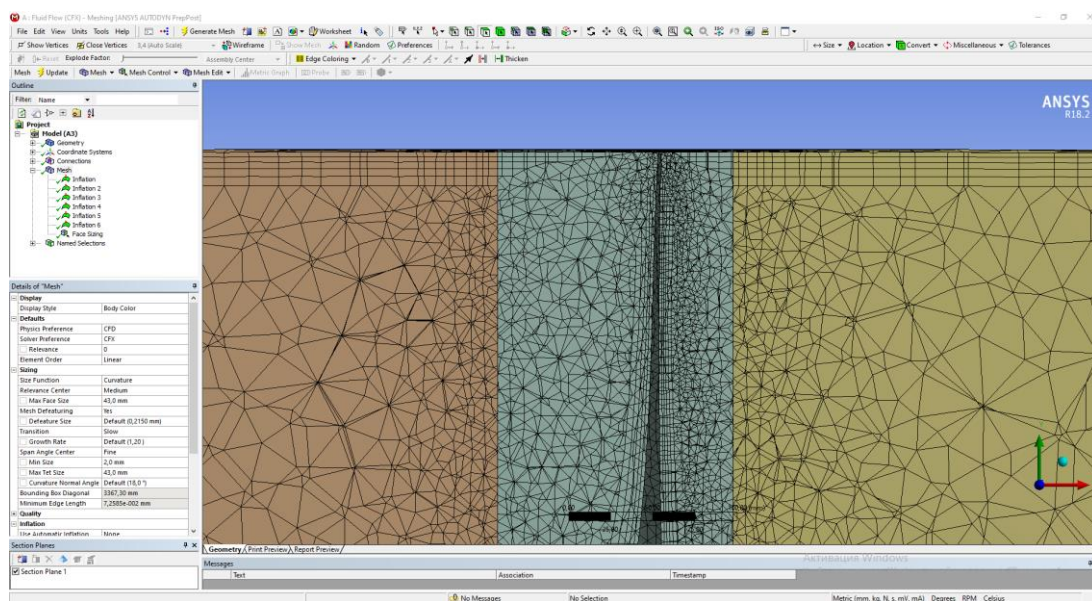


Рисунок 3.14 – Модель розрахункової сітки

3.6 Задання параметрів для розрахунку в препроцесорі ANSYS CFX

На етапі задання параметрів в препроцесорі насамперед задаємо імена трьом розрахунковим областям командою *Insert Domain*. Для вхідної і вихідної області (S1) в вкладці опорний тиск (Reference Pressure) вказуємо тиск, що відповідає висоті польоту на режимі, що розраховується (рис. 3.15). У вкладці Fluid Models режим течії (Head Transfer, Option) виберемо Total Energy – рідина стискається з теплообміном, модель турбулентності – k-ε.

Для вихідної області (S2) і області (R1), що обертається, задані параметри визначаються автоматично.

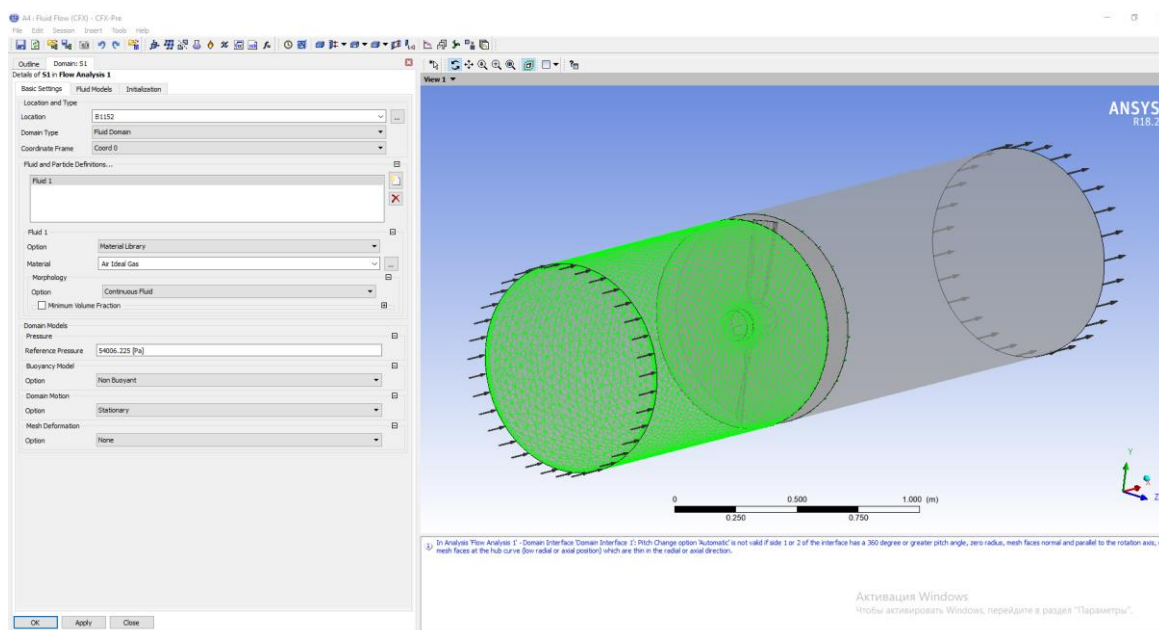


Рисунок 3.15 –Завдання опорного тиску в залежності від висоти польоту

Для проміжної області, що виступає в ролі ротора (R1), додатково необхідно задати функцію обертання (Domain Motion, Option – Rotating), значення оборотів (Angular Velocity) так само задаємо в відповідності з режимом, що розраховується, обертання повинне бути задане за правилом правого буравчика (рис. 3.16).

Після задання імен розрахункових областей і їх параметрів встановимо взаємодії між ними.

Для цього використовуємо команду *Insert Domain Interface* (рис. 3.17), тип взаємодії Fluid Fluid, Interface Models – General Connection, і модель змішення (Frame Change/Mixing Model) – Frozen Rotor. Модель змішення Frozen Rotor передбачає що лопаті не обертаються, а обертається система координат в протилежному напрямі – тобто модель використовує принцип оборотності Даламбера (тіло нерухоме, а потік рухається відносно тіла).

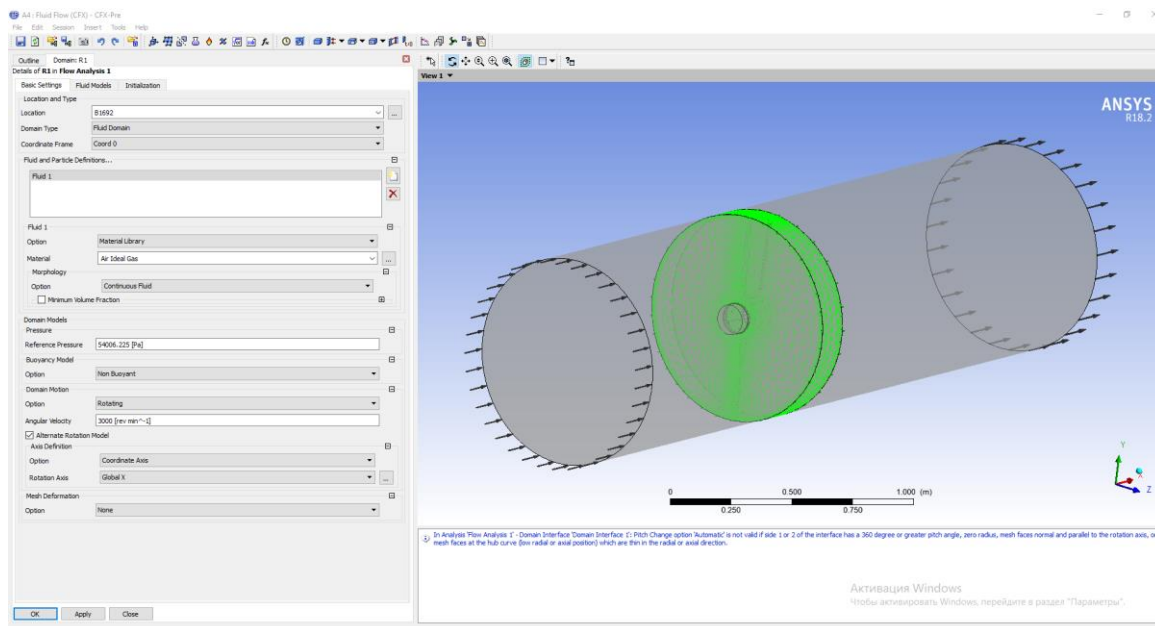


Рисунок 3.16 – Завдання функції обертання для проміжної області

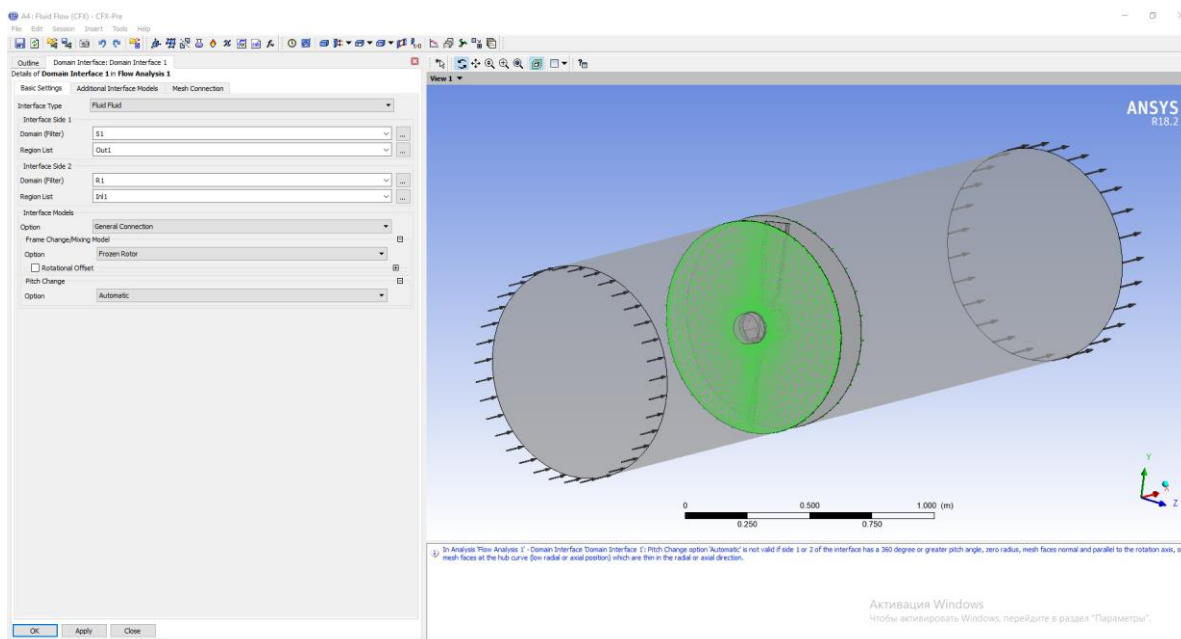


Рисунок 3.17 – Встановлення взаємодії між областями

Процес повторюється для другого переходу з області в область.

Далі задаємо граничні умови на вході і на виході, а так само умови стінки в областях S1, R1, S2 для поверхонь ротора, лопатей і периферії (Boundary Type – Wall) командою Insert Boundary (рис. 3.18). При завданні умови стінки на усіх поверхнях, вказуємо опцію без прослизання (Boundary Details, Mass And Momentum, Option – No Slip Wall). Мається на увазі використання гіпотези прилипання пограничного шару.

У роторній області (R1) для зовнішньої стінки (Shroud2) ставимо галочку на функції Wall Velocity – Counter Rotating Wall (рис. 3.19), тобто при цьому периферія роторної частини не обертається, а обертається тільки потік.

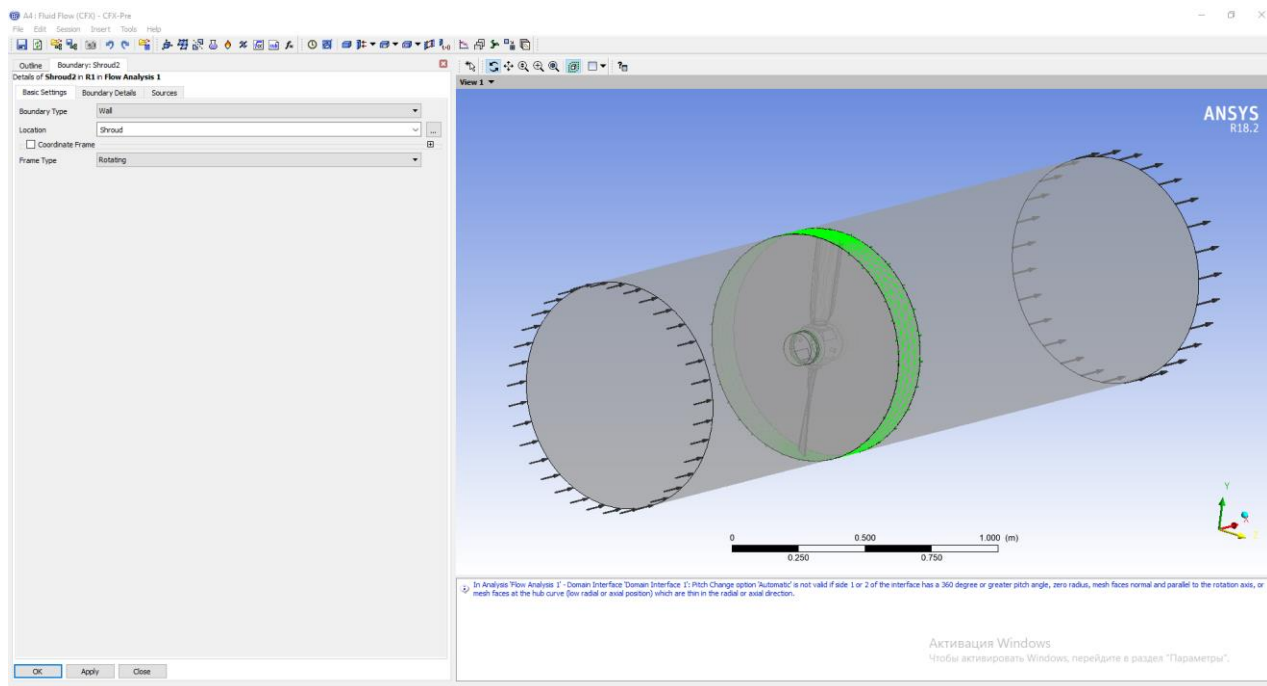


Рисунок 3.18 – Завдання граничних умов

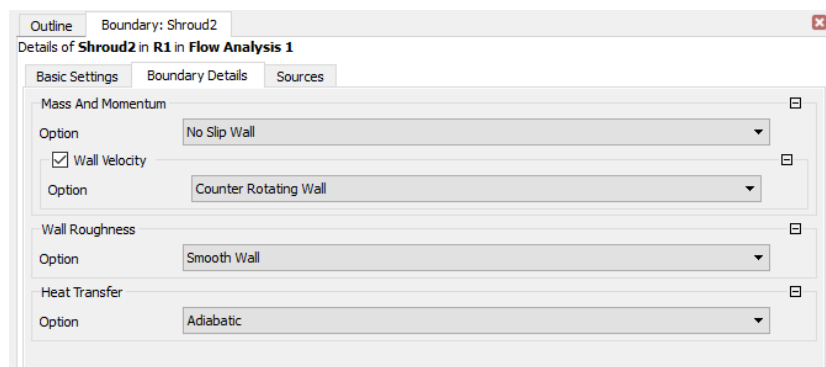


Рисунок 3.19 – Завдання граничних умов у роторі

Далі на вході (Inlet) задаємо швидкість перед турбіною і температуру на відповідному режимі (рис. 3.20).

На виході (Outlet) задаємо тиск Relative Pressure, що дорівнює нулю. Останнім етапом задамо критерій збіжності (Solver Control, Residual Target), рівний 0,000001 і максимальну кількість ітерацій збільшимо до 300, щоб розрахунок не закінчився передчасно.

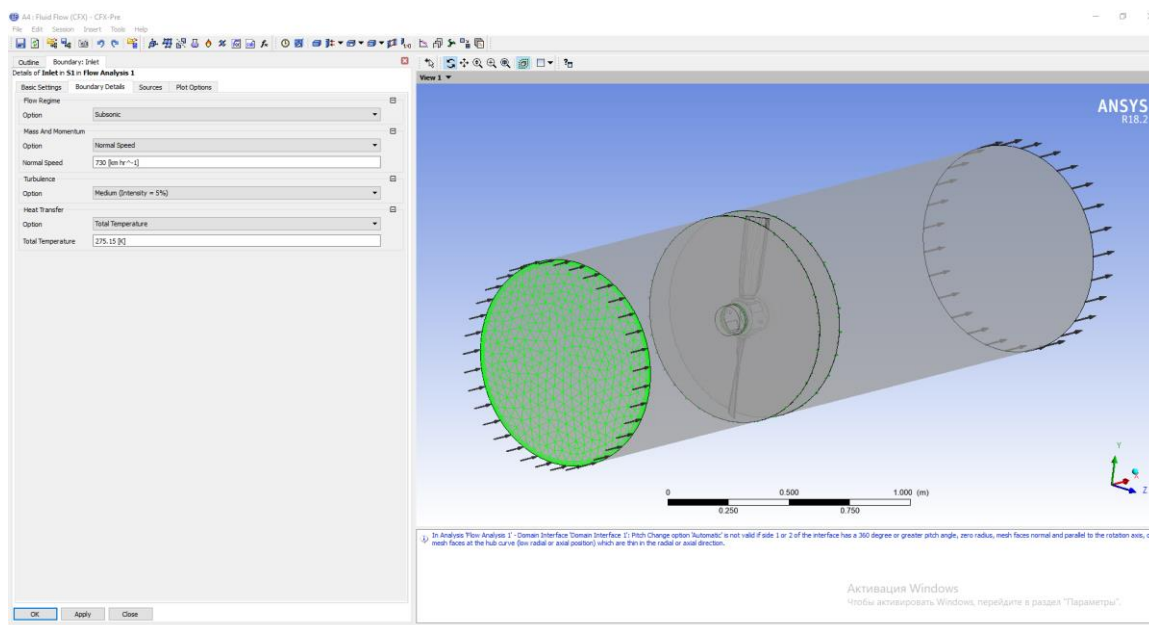


Рисунок 3.20 – Завдання граничних умов на вході

3.7 Аналіз отриманих результатів розрахунку тривимірного газодинамічного обтікання турбіни

В процесі аналізу результатів усі отримані дані були порашовані в постпроцесорі CFX-Post.

3.7.1 Потужність і момент на валу турбіни

Параметри сили, що діє на лопаті, і моменту, що крутить, прораховано за допомогою калькулятора постпроцесора. Для цього вказуємо шуканий параметр і область визначення.

Потужність на валу визначається як кутова швидкість, помножена на момент, цей параметр був прорахований в пакеті Excel.

Результати розрахунків представлені в таблиці 3.2.

Таблиця 3.2 – Результати розрахунків

Кут атаки	№ Режиму	Момент на валу, Н*м	Потужність на валу, кВт	Сила на робочому колесі (Force), Н	Обороти, об/с
Max	1	68,0048	7,121446003	65,7567	16,6667
	2	66,0993	6,92190251	63,6313	
	3	145,007	15,18509753	140,196	
	4	139,177	14,57458136	133,318	
	5	65,0482	6,811831575	65,9016	
	6	533,355	55,85280499	628,944	
	7	416,864	43,653896	548,363	

Продовження таблиці 3.2

Кут атаки	№ Режиму	Момент на валу, Н*м	Потужність на валу, кВт	Сила на робочому колесі (Force), Н	Обороти, об/с
Middle	8	143,802	45,17673068	483,21	50
	9	118,099	37,10189508	397,283	
	10	200,271	62,91699023	664,295	
	11	343,075	107,78019	1140,67	
	12	131,217	41,22303632	437,992	
	13	4036,99	1268,257813	13864,4	
	14	2382,44	748,4656002	8178,08	
Min	15	121,855	70,18344168	1340,02	91,6667
	16	106,764	61,49164965	1168,7	
	17	238,019	137,0891027	2458,99	
	18	140,833	81,113985	1460,66	
	19	171,618	98,84487214	1780,01	
	20	97,2856	56,03248315	992,117	
	21	197,555	113,7835117	2056,36	
	22	1112,57	640,7943187	11293,4	
	23	448,475	258,303057	4549,28	

3.7.2 Поля розподілу параметрів течії в областях розрахунку турбіни на мінімальному куті атаки

Результати розрахунків потоку в різних областях турбіни на мінімальному куті атаки приведені в таблиці 3.3.

Важливо відмітити що найбільш проблемним є режим при швидкості 730 км/год на висоті 2000 м, оскільки динамічний натиск на цьому режимі мінімальний. З цієї причини лопать працює при мінімальному куті атаки 15°. На режимах з 5 по 9 застосовується обмеження потужності за допомогою зриву з середньої частини профілю для обмеження отриманої потужності.

Таблиця 3.3 – Результати розрахунків

Максимальні значення перед турбіною (Max Values in S ₁)					
№ Режиму	Щільність потоку, кг/м ³	Повна температура, К	Повний тиск, Па	Кинетична енергія турбулентності, Дж/кг	Швидкість, м/с
15	1,15	309,47	16659,70	709,59	143,62
16	1,00604	293,73	14798,9	723,97	144,929
17	1,33	336,56	49409,20	2324,87	236,201
18	0,90	302,782	31073,10	2113,60	228,67
19	1,10803	317,12	39852,4	2249,18	233,288
20	0,466186	270,583	20409,2	2624,18	249,98
21	1,23	310,83	41537,7	2442,08	246,31

Продовження таблиці 3.3

Максимальні значення перед турбіною (Max Values in S ₁)					
№ Режиму	Щільність потоку, кг/м ³	Повна температура, К	Повний тиск, Ра	Кинетична енергія турбулентності, Дж/кг	Швидкість, м/с
22	2,92	296,224	203020	2496,68	277,776
23	1,43	259,26	89556,20	2760,18	256,14
Максимальні значення в зоні обертання (Max Values in R ₁)					
№ Режиму	Щільність потоку, кг/м ³	Повна температура, К	Повний тиск, Ра	Кинетична енергія турбулентності, Дж/кг	Швидкість, м/с
15	1,35	295,48	14231,50	2360,67	280,49
16	1,19	279,58	12605,40	2393,35	281,23
17	1,51	300,78	37688,90	4237,22	354,26
18	1,04617	267,846	23225,50	3795,99	335,37
19	1,28	280,77	28820,80	4122,47	333,929
20	0,54	230,70	16047,80	6668,38	400,14
21	1,39	321,71	28673,00	5818,56	353,59
22	3,30906	302,30	197959,00	15401,60	555,443
23	1,64	267,02	83025,30	11935,00	499,65
Максимальні значення за турбіною (Max Values in S ₂)					
№ Режиму	Щільність потоку, кг/м ³	Повна температура, К	Повний тиск, Ра	Кинетична енергія турбулентності, Дж/кг	Швидкість, м/с
15	1,11	329,64	21586,60	982,78	209,98
16	0,971566	313,47	18652,7	1045,37	209,30
17	1,16	320,43	25705,80	3161,66	246,03
18	0,786743	290,96	15786,00	2703,56	222,611
19	0,98	303,87	19769,80	3336,15	215,327
20	0,36	248,93	11879,8	5216,75	283,56
21	1,18	302,267	29613,80	5818,56	353,59
22	2,05	280,532	174075	12655,7	467,983
23	1,00434	251,251	70294	10518,6	410,75

Картини течії потоку на мінімальному куті установки лопаті турбіни для режимів 15 – 23 представлені нижче на рисунках 3.21 – 3.74.

Так, швидкість течії в меридіональному площині показана на рисунках 3.21 – 3.29. Закрутка потоку за лопатю представлена на рисунках 3.30 – 3.38. Розподілення швидкості в радіальному напрямку по лопаті показано на рисунках 3.39 – 3.47. Картина розподілення швидкості в осьовому напрямку по лопаті представлена на рисунках 3.48 – 3.56. Поля температури в осьовому напрямку по лопаті наведено на рисунках 3.57 – 3.65. Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті представлено на рисунках 3.66 – 3.74.

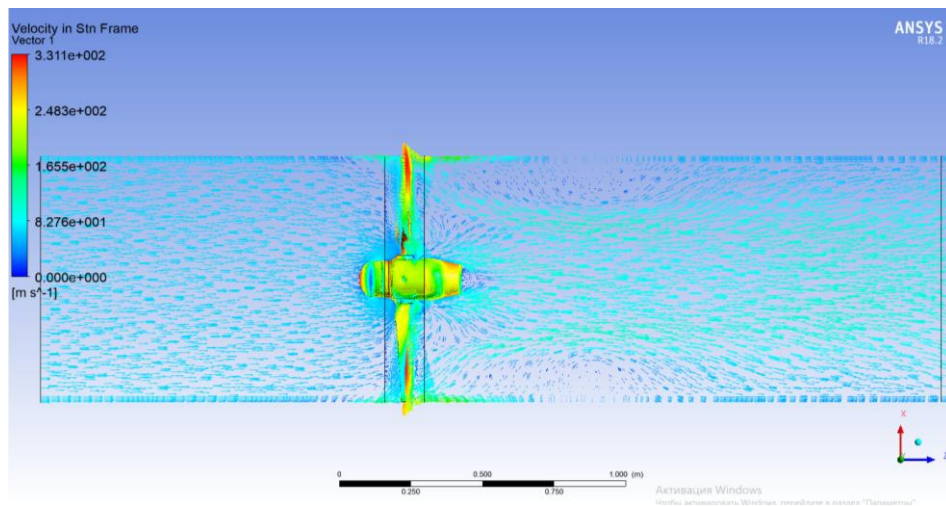


Рисунок 3.21 – Швидкість течії на мінімальному куті атаки (режим 15)

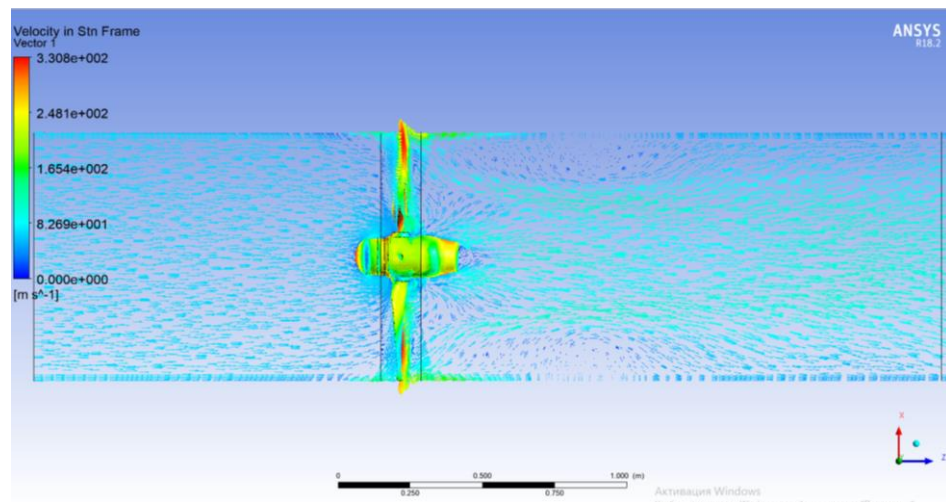


Рисунок 3.22 – Швидкість течії на мінімальному куті атаки (режим 16)

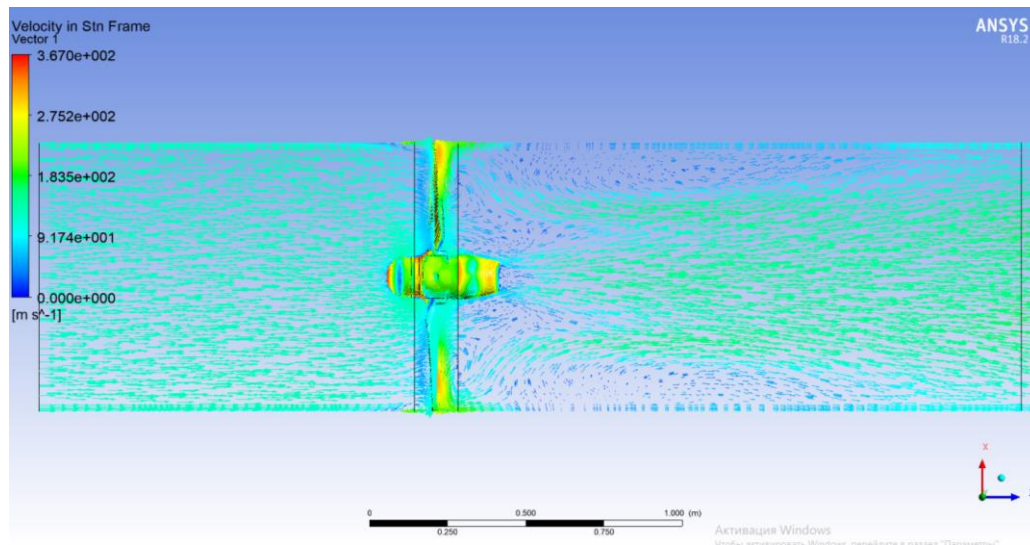


Рисунок 3.23 – Швидкість течії на мінімальному куті атаки (режим 17)

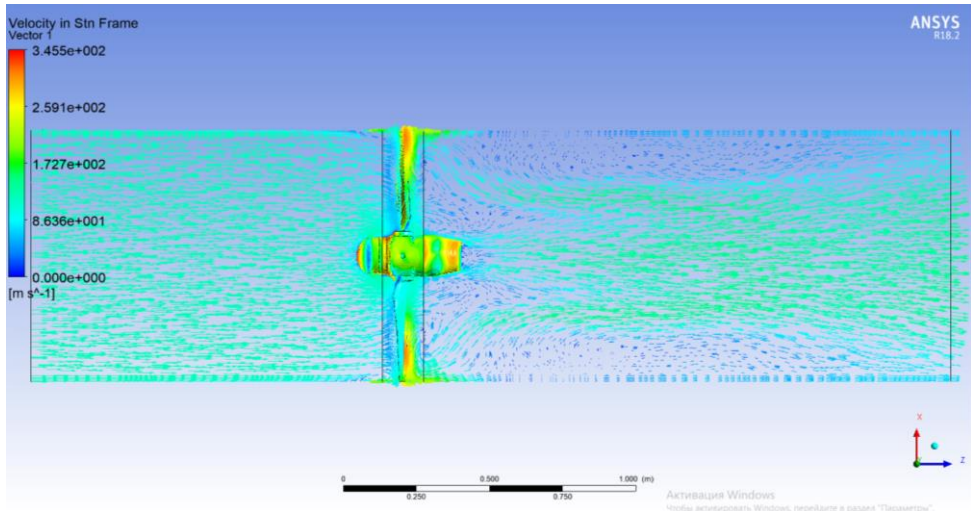


Рисунок 3.24 – Швидкість течії на мінімальному куті атаки (режим 18)

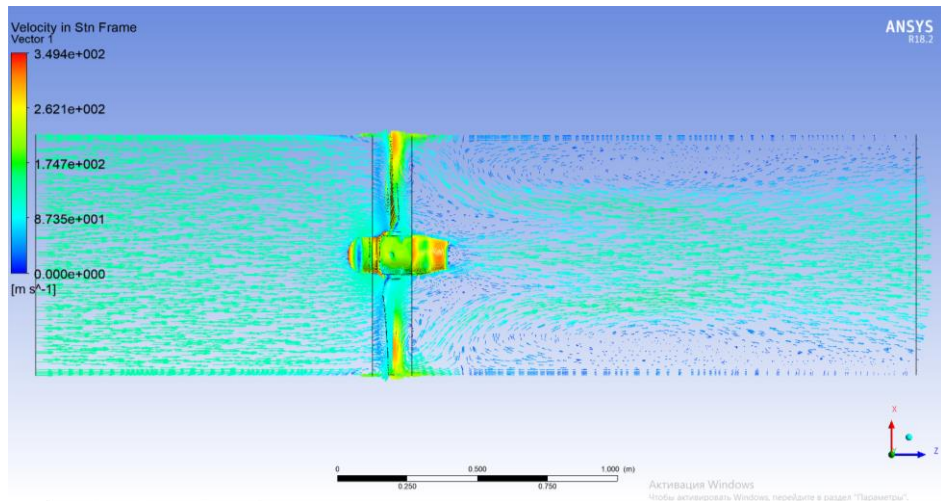


Рисунок 3.25 – Швидкість течії на мінімальному куті атаки (режим 19)

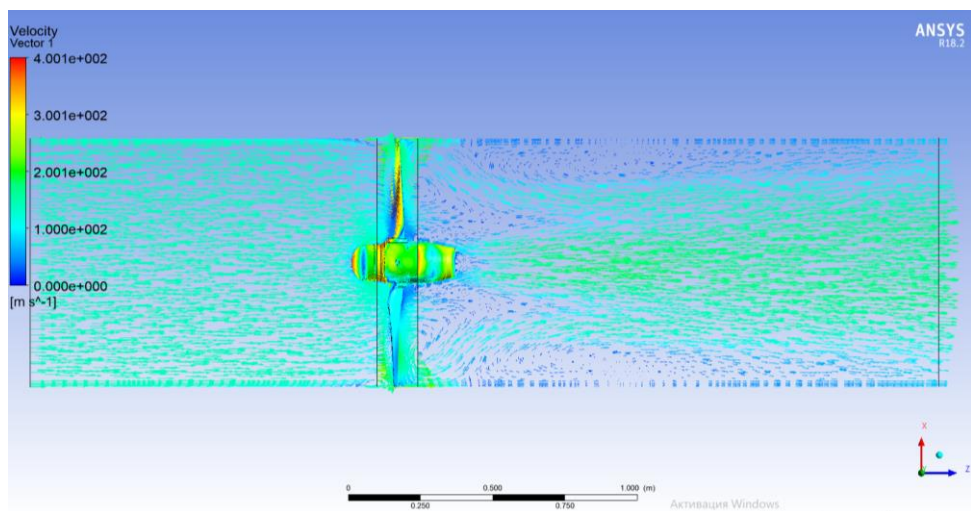


Рисунок 3.26 – Швидкість течії на мінімальному куті атаки (режим 20)

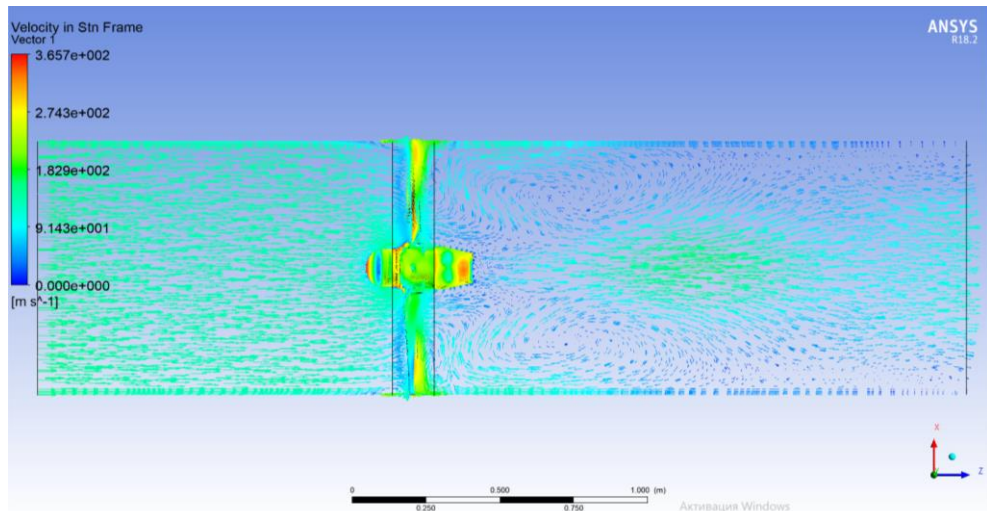


Рисунок 3.27 – Швидкість течії на мінімальному куті атаки (режим 21)

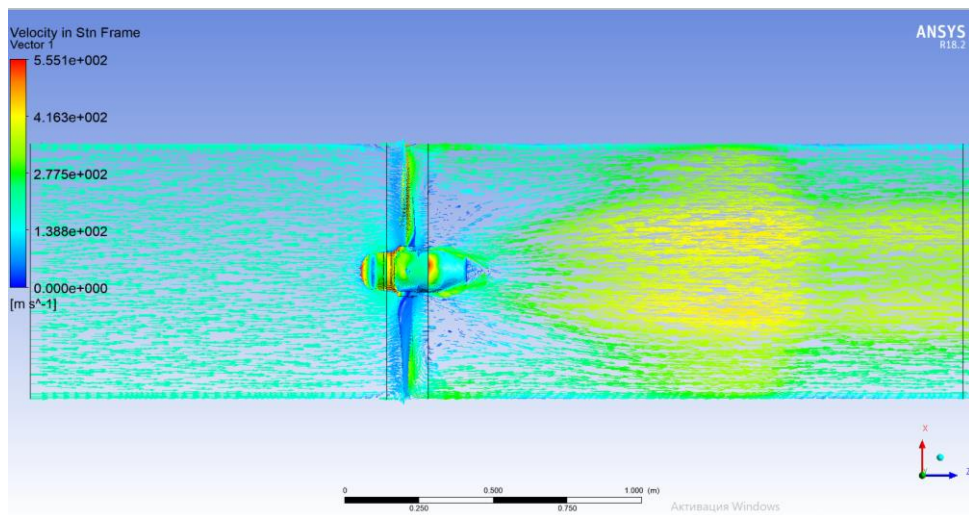


Рисунок 3.28 – Швидкість течії на мінімальному куті атаки (режим 22)

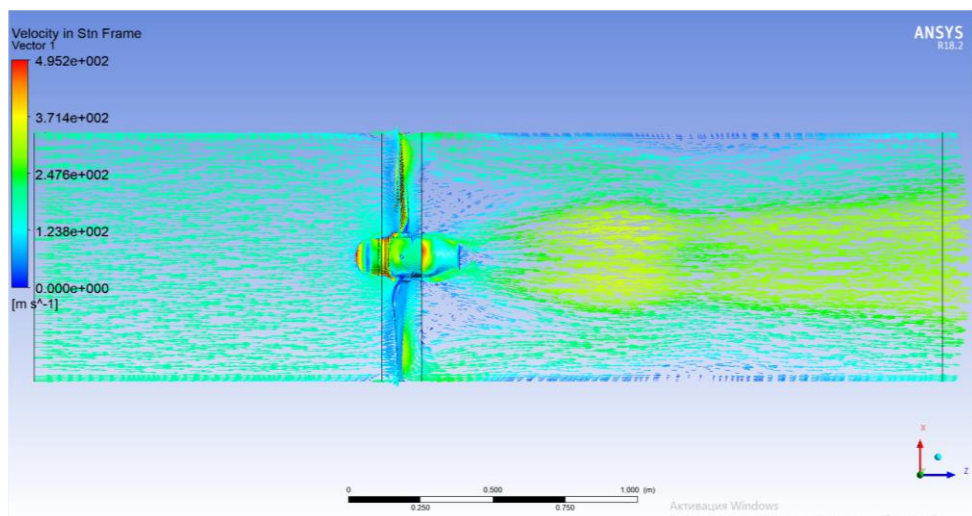


Рисунок 3.29 – Швидкість течії на мінімальному куті атаки (режим 23)

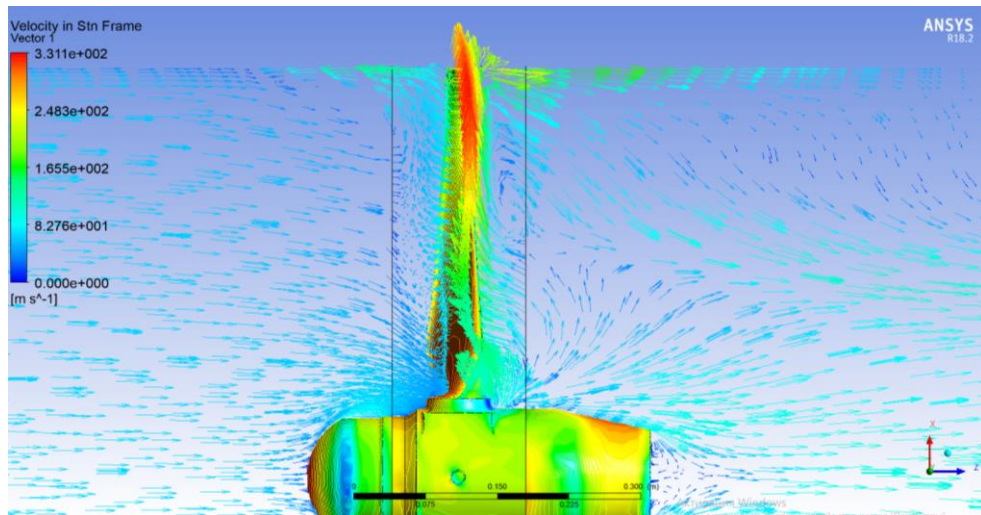


Рисунок 3.30 – Закрутка потоку при мінімальному куті атаки (режим 15)

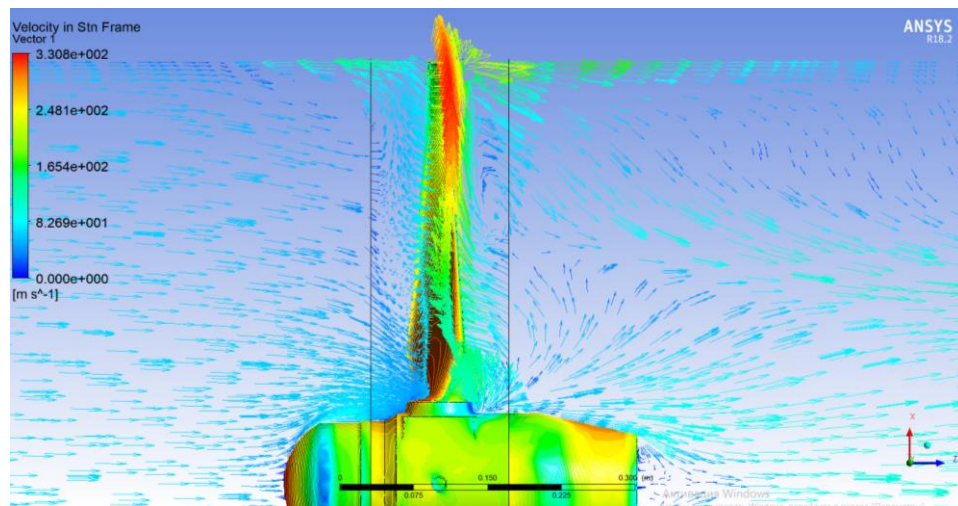


Рисунок 3.31 – Закрутка потоку при мінімальному куті атаки (режим 16)

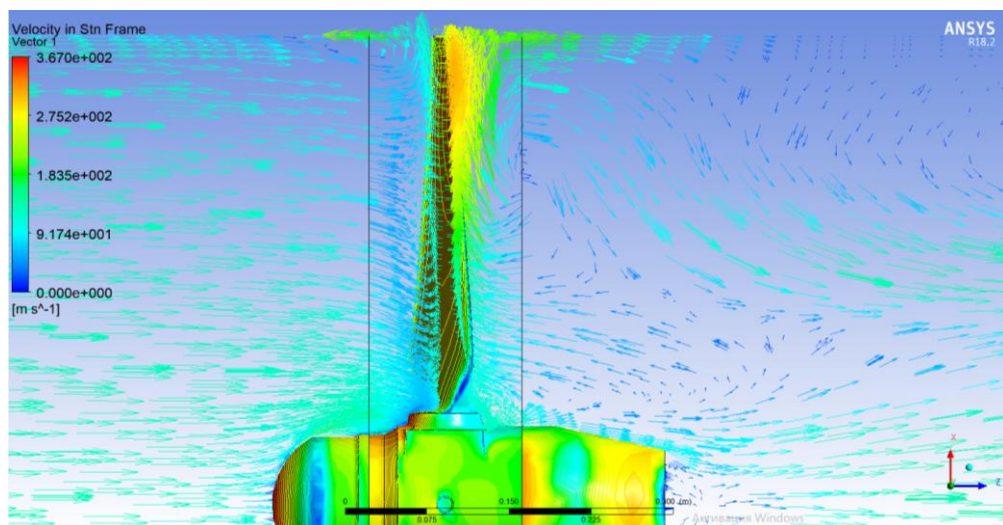


Рисунок 3.32 – Закрутка потоку при мінімальному куті атаки (режим 17)

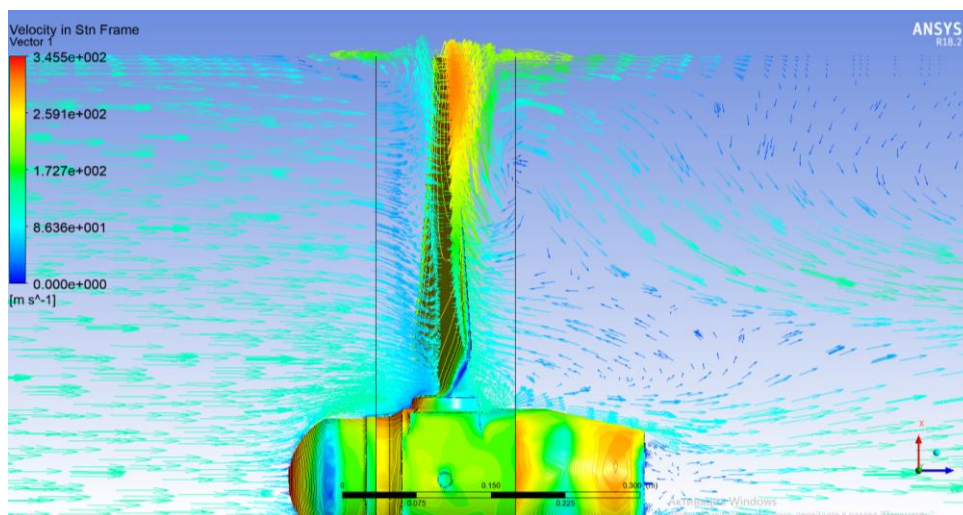


Рисунок 3.33 – Закрутка потока при мінімальному куті атаки (режим 18)

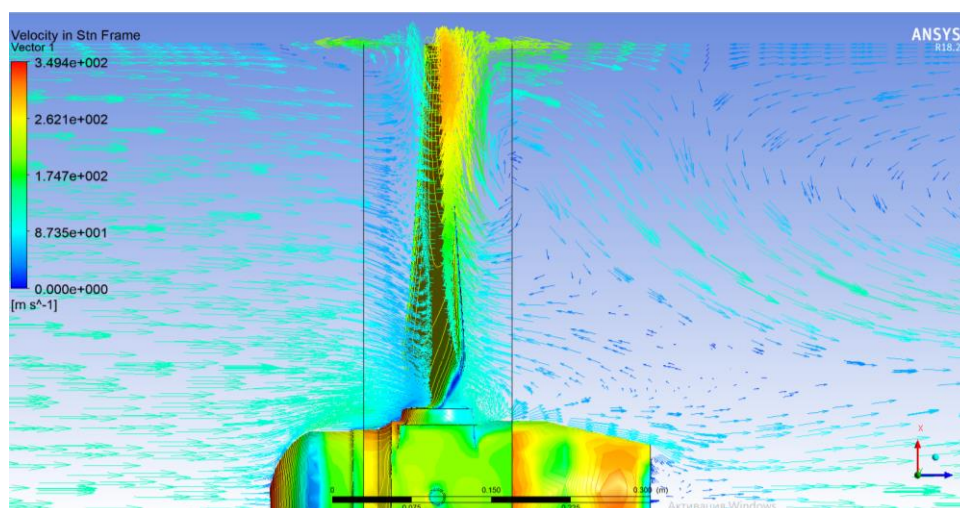


Рисунок 3.34 – Закрутка потока при мінімальному куті атаки (режим 19)

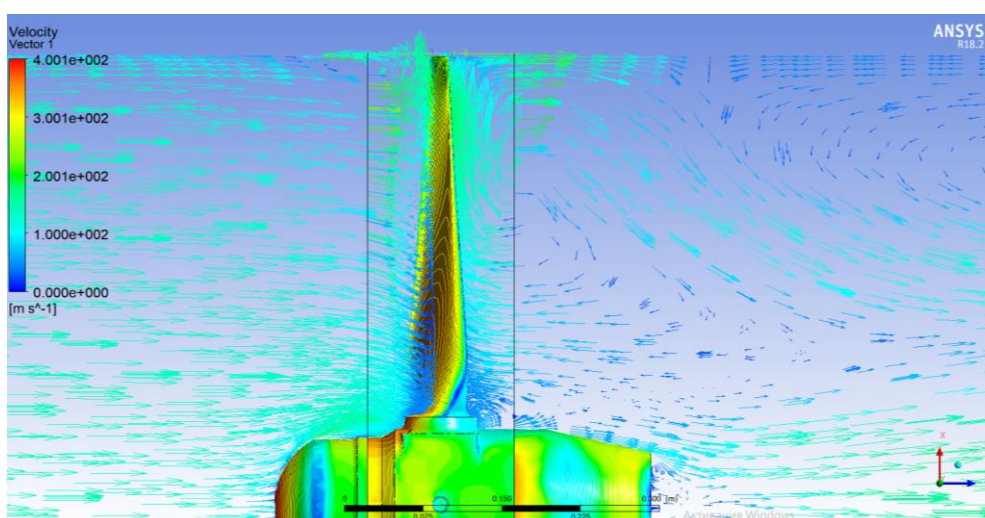


Рисунок 3.35 – Закрутка потока при мінімальному куті атаки (режим 20)

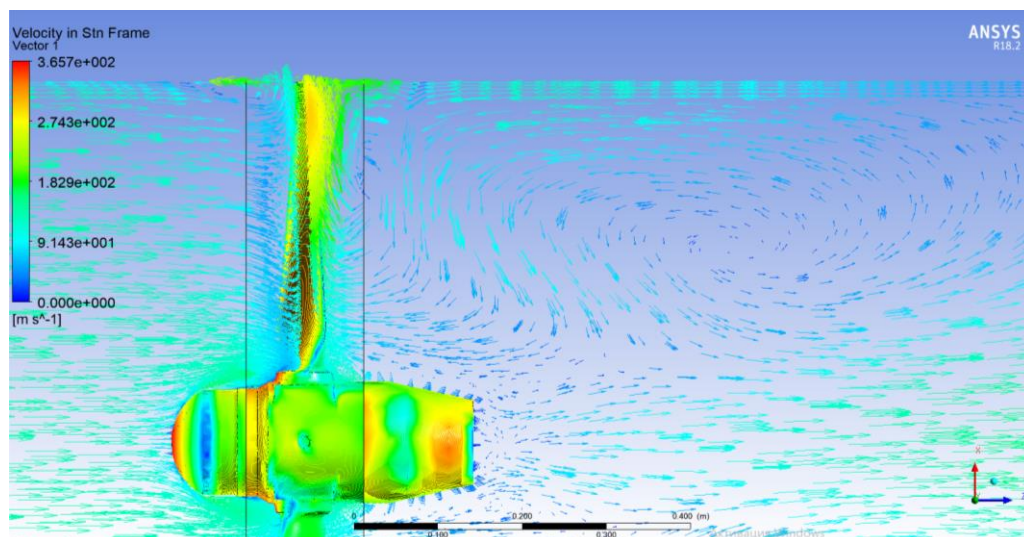


Рисунок 3.36 – Закрутка потока при мінімальному куті атаки (режим 21)

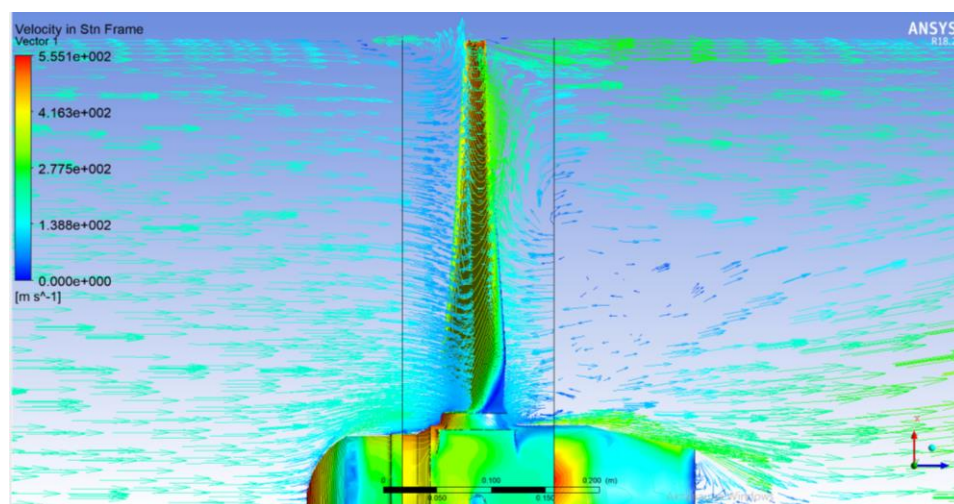


Рисунок 3.37 – Закрутка потока при мінімальному куті атаки (режим 22)

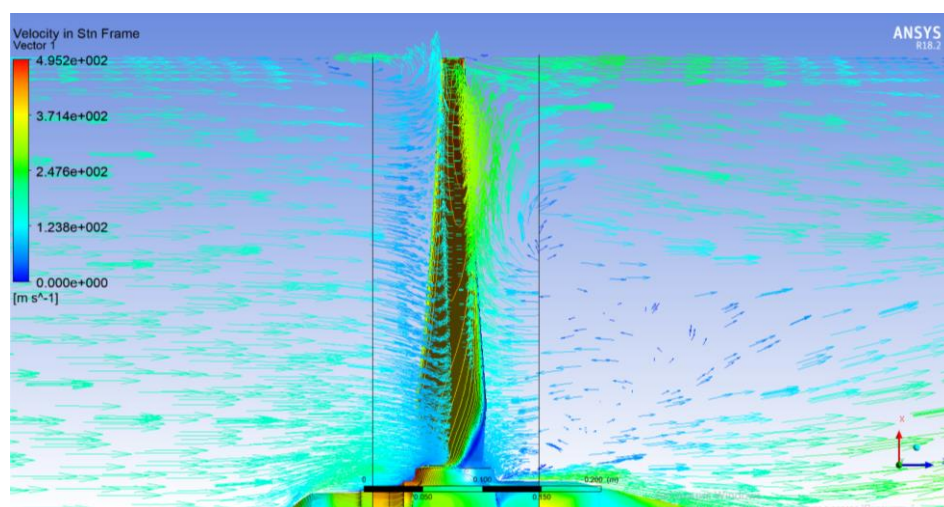


Рисунок 3.38 – Закрутка потока при мінімальному куті атаки (режим 23)

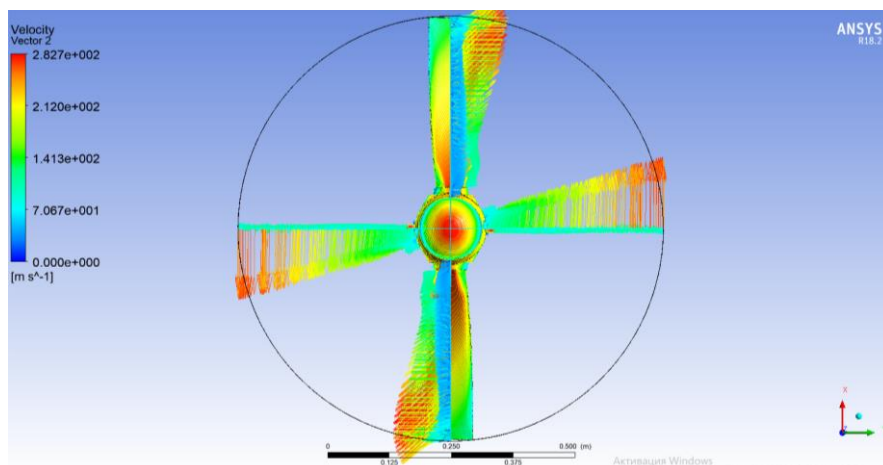


Рисунок 3.39 – Розподілення швидкості по висоті лопаті (режим 15)

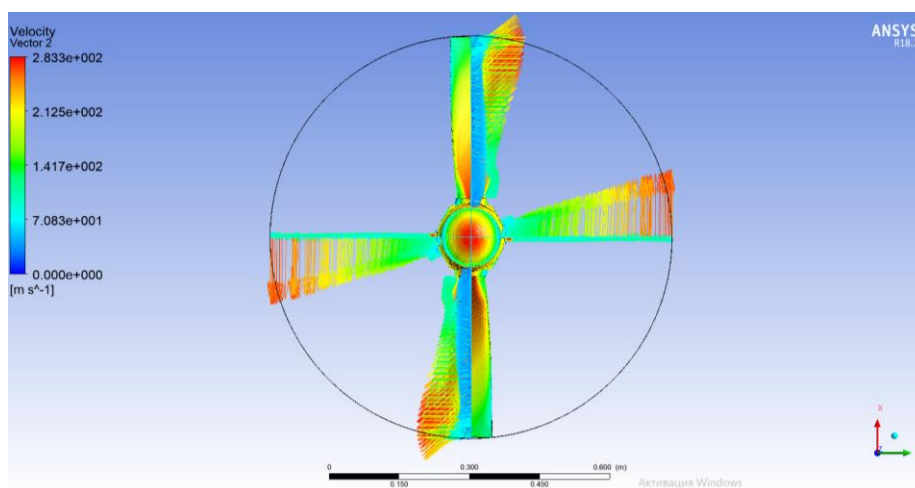


Рисунок 3.40 – Розподілення швидкості по висоті лопаті (режим 16)

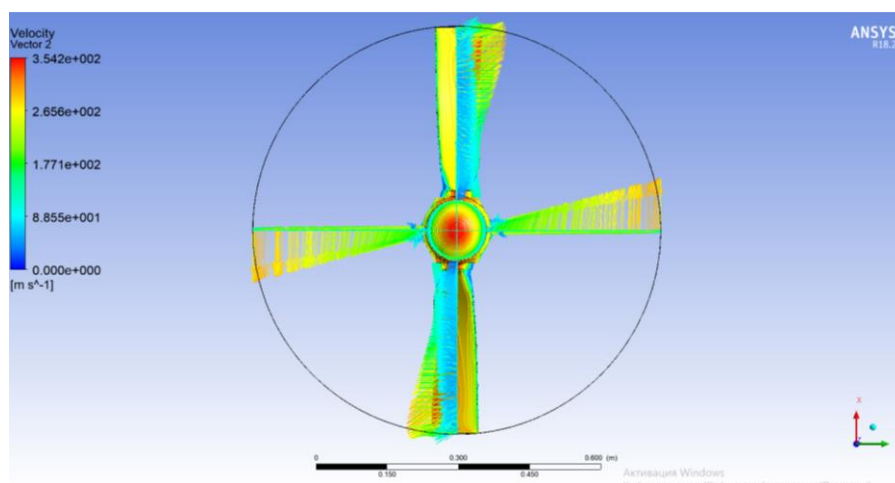


Рисунок 3.41 – Розподілення швидкості по висоті лопаті (режим 17)

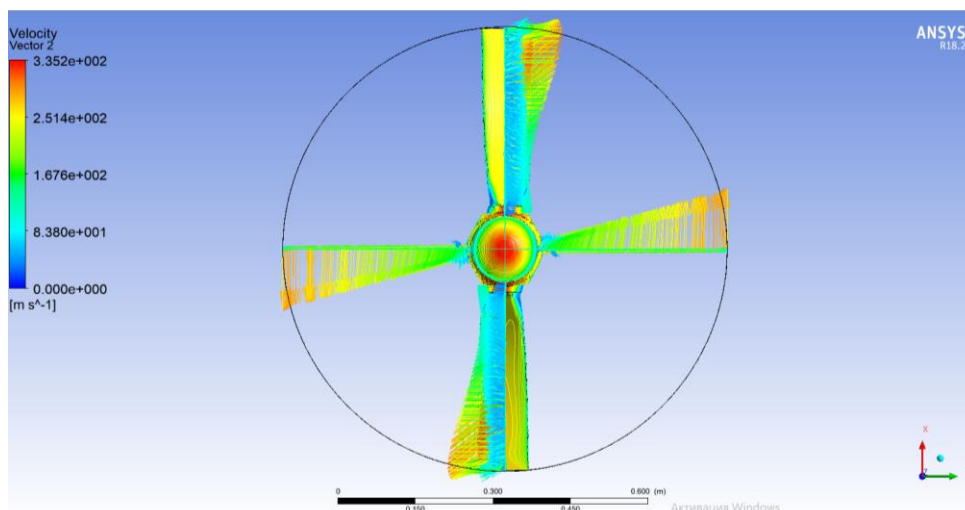


Рисунок 3.42 – Розподілення швидкості по висоті лопаті (режим 18)

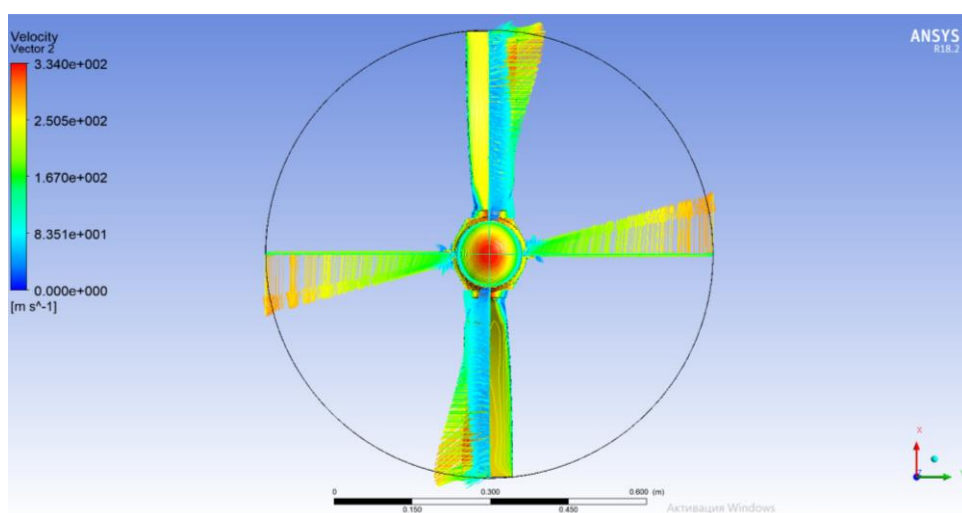


Рисунок 3.43 – Розподілення швидкості по висоті лопаті (режим 19)

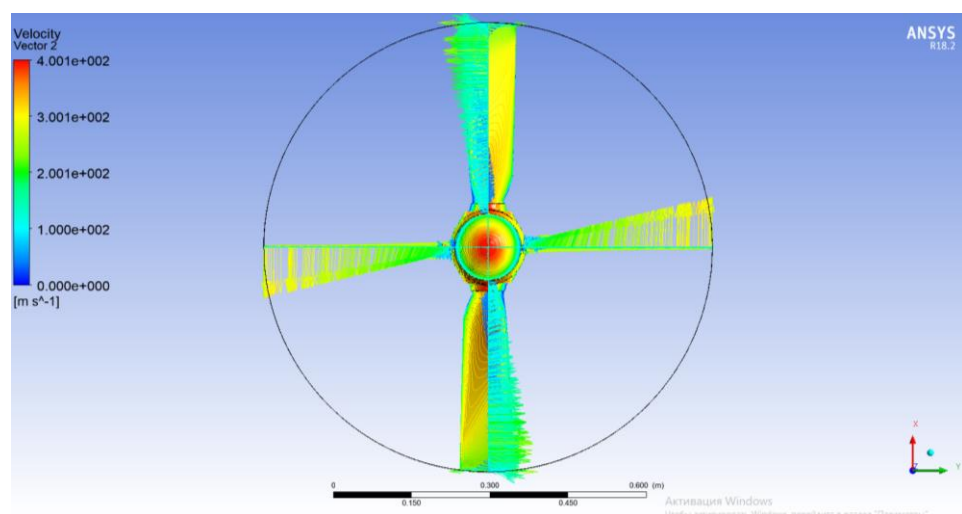


Рисунок 3.44 – Розподілення швидкості по висоті лопаті (режим 20)

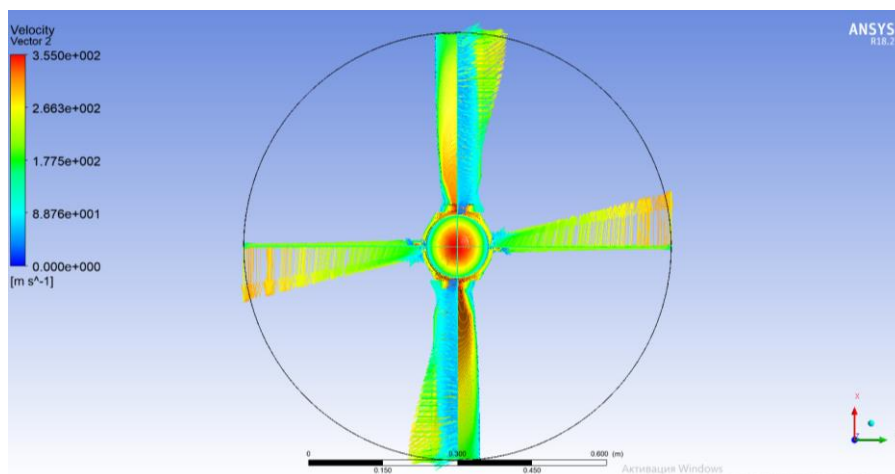


Рисунок 3.45 – Розподілення швидкості по висоті лопаті (режим 21)

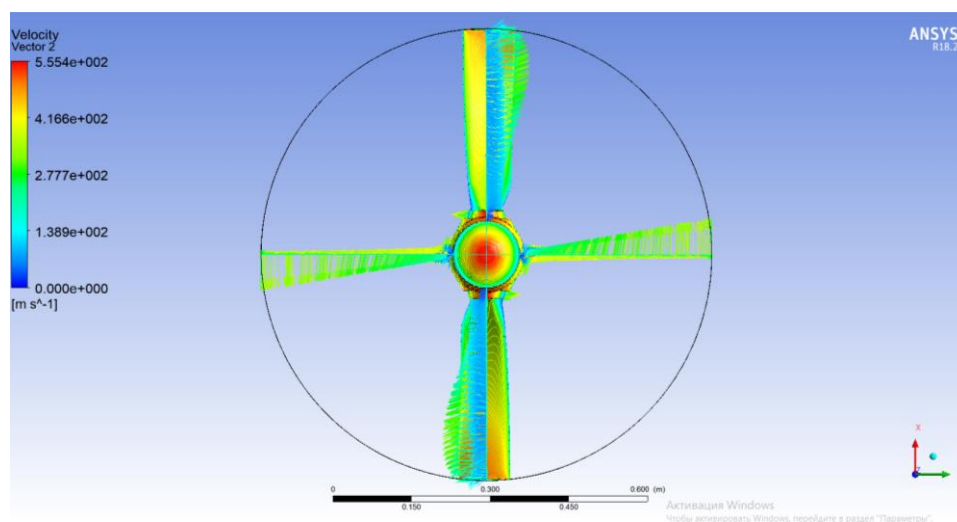


Рисунок 3.46 – Розподілення швидкості по висоті лопаті (режим 22)

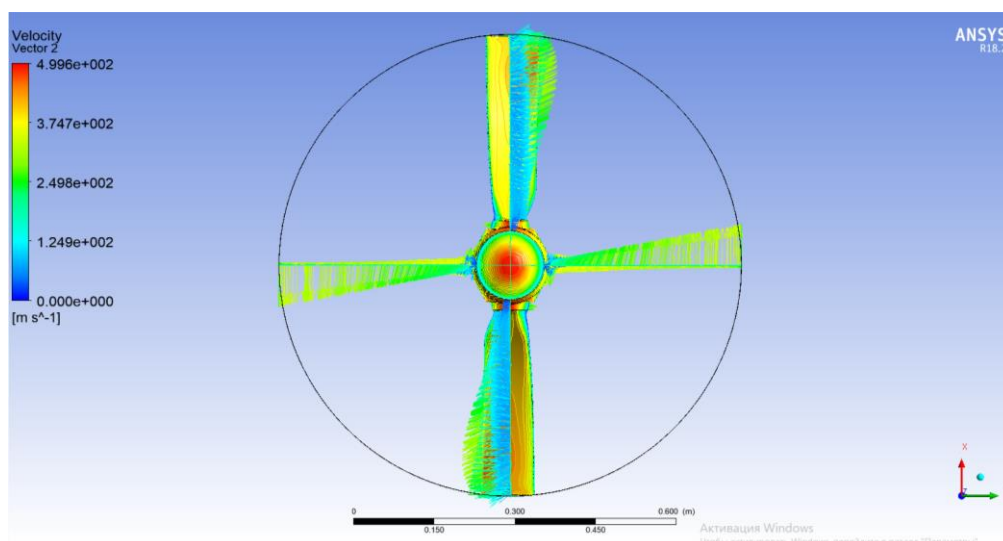


Рисунок 3.47 – Розподілення швидкості по висоті лопаті (режим 23)

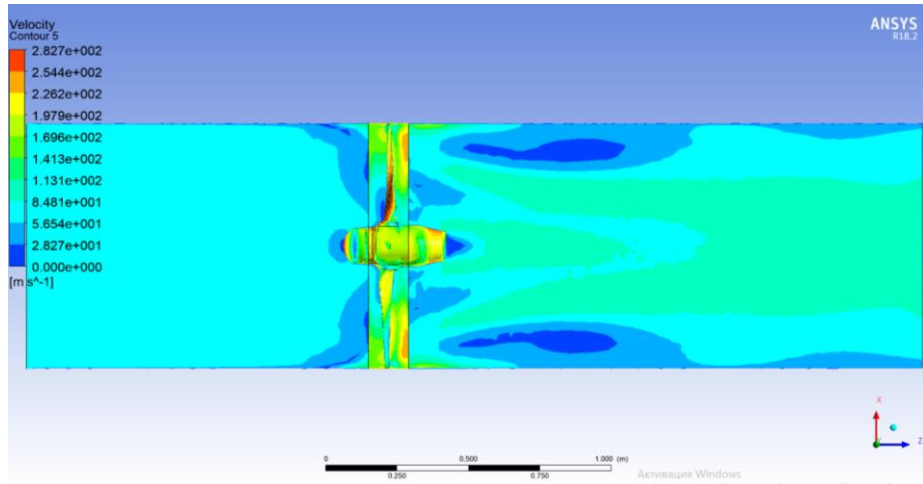


Рисунок 3.48 – Поля швидкості в осьовому напрямку по лопаті (режим 15)

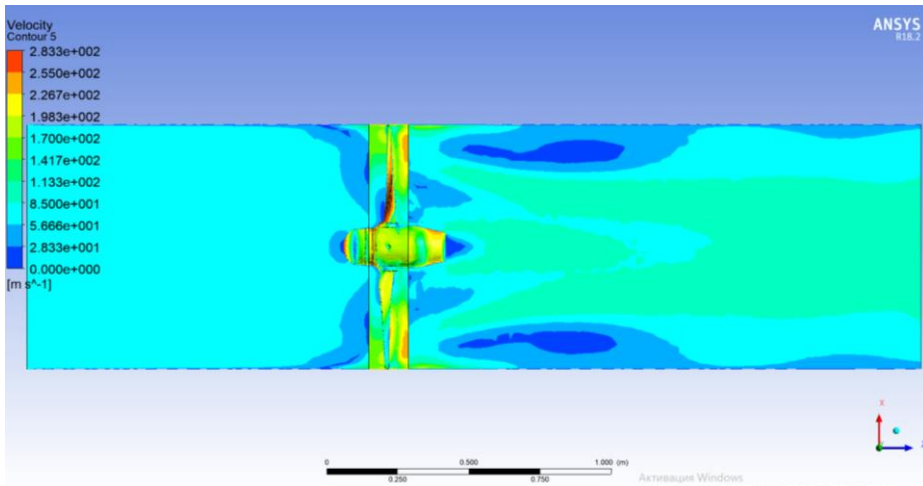


Рисунок 3.49 – Поля швидкості в осьовому напрямку по лопаті (режим 16)

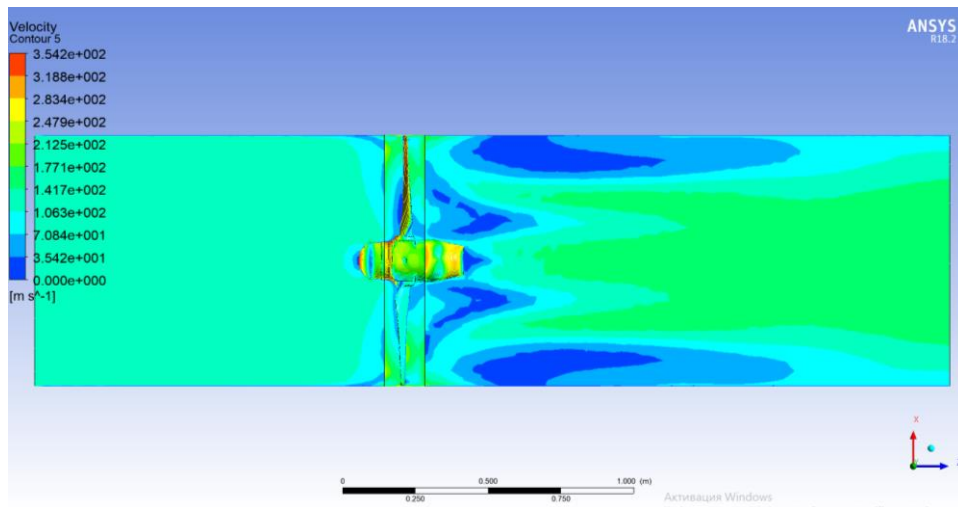


Рисунок 3.50 – Поля швидкості в осьовому напрямку по лопаті (режим 17)

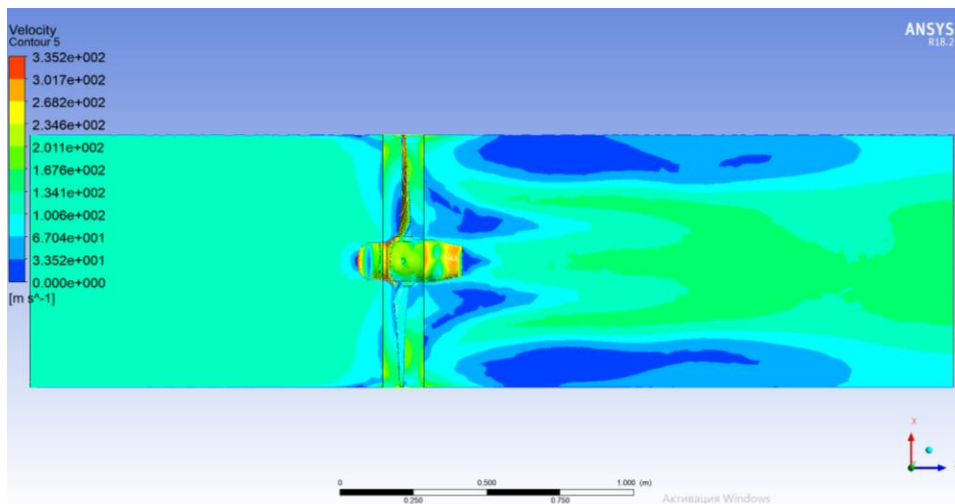


Рисунок 3.51 – Поля швидкості в осьовому напрямку по лопаті (режим 18)

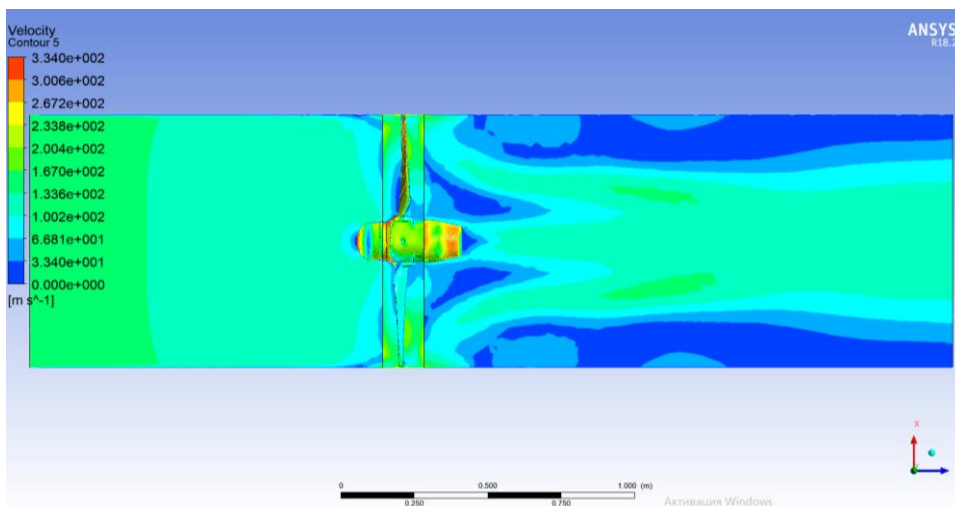


Рисунок 3.52 – Поля швидкості в осьовому напрямку по лопаті (режим 19)

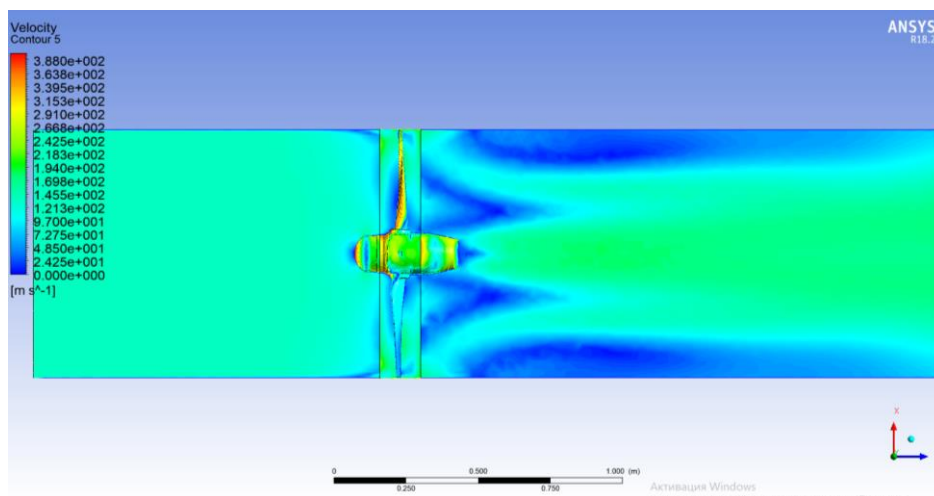


Рисунок 3.53 – Поля швидкості в осьовому напрямку по лопаті (режим 20)

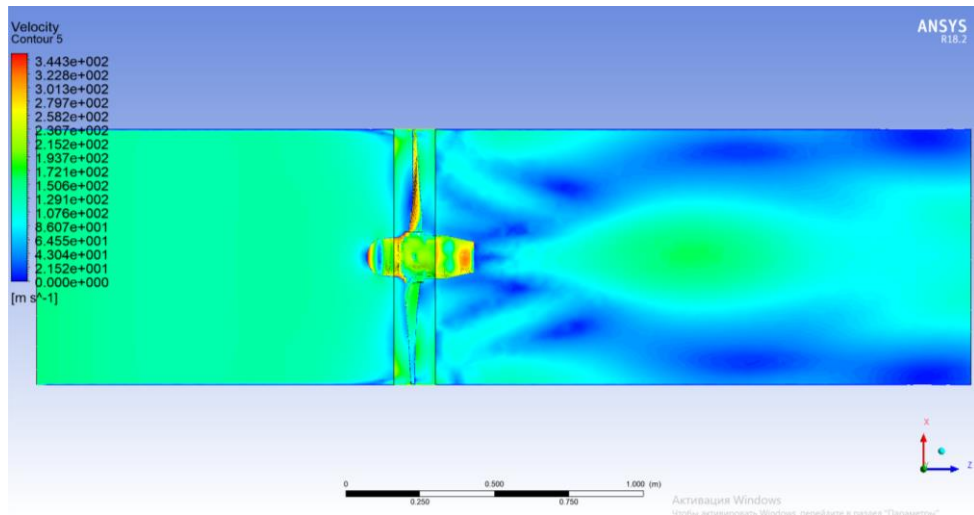


Рисунок 3.54 – Поля швидкості в осьовому напрямку по лопаті (режим 21)

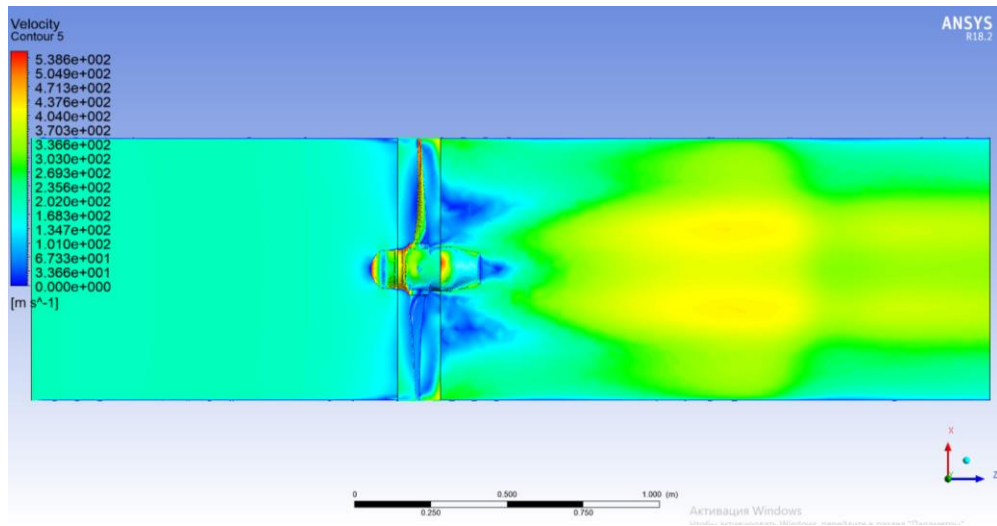


Рисунок 3.55 – Поля швидкості в осьовому напрямку по лопаті (режим 22)

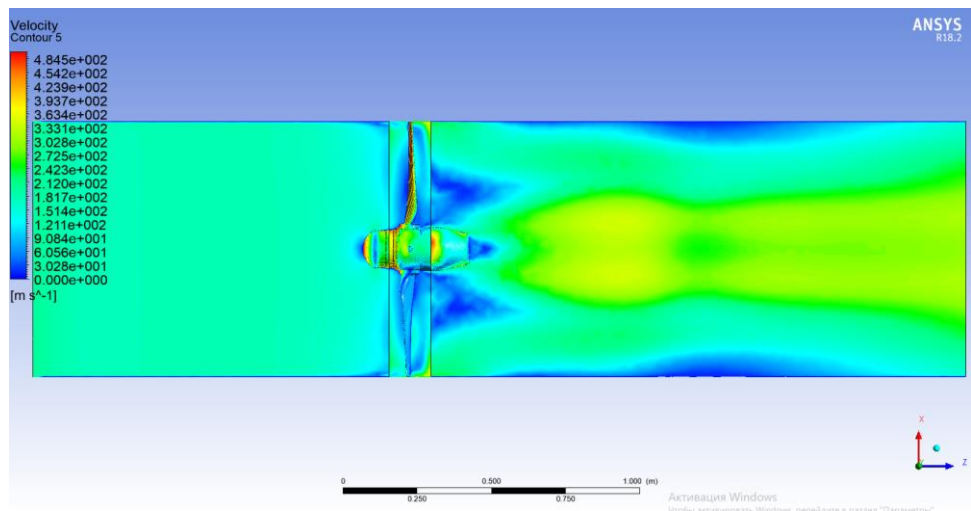


Рисунок 3.56 – Поля швидкості в осьовому напрямку по лопаті (режим 23)

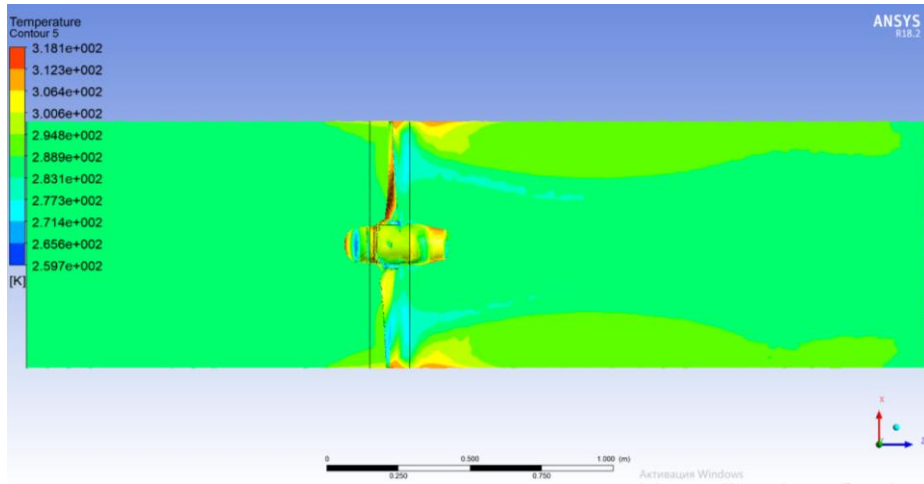


Рисунок 3.57 – Поля температури в осьовому напрямку по лопаті (режим 15)

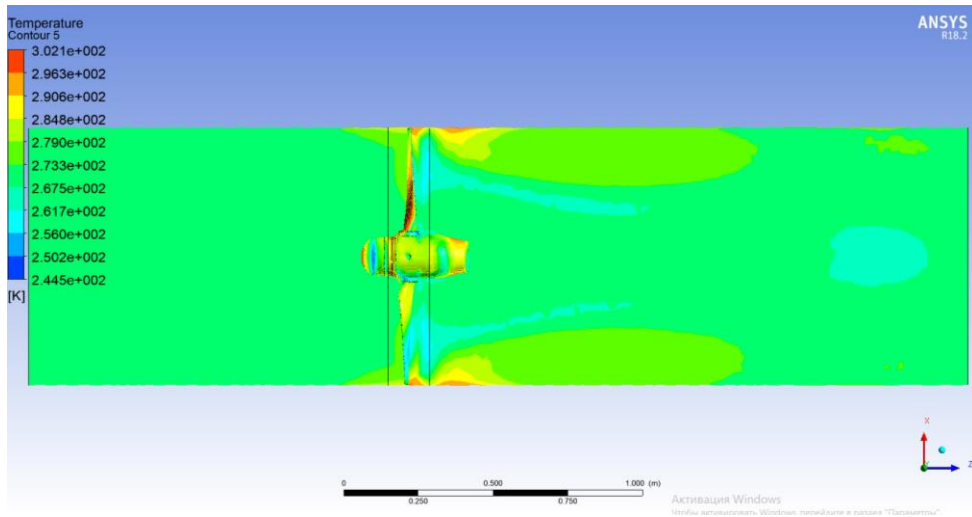


Рисунок 3.58 – Поля температури в осьовому напрямку по лопаті (режим 16)

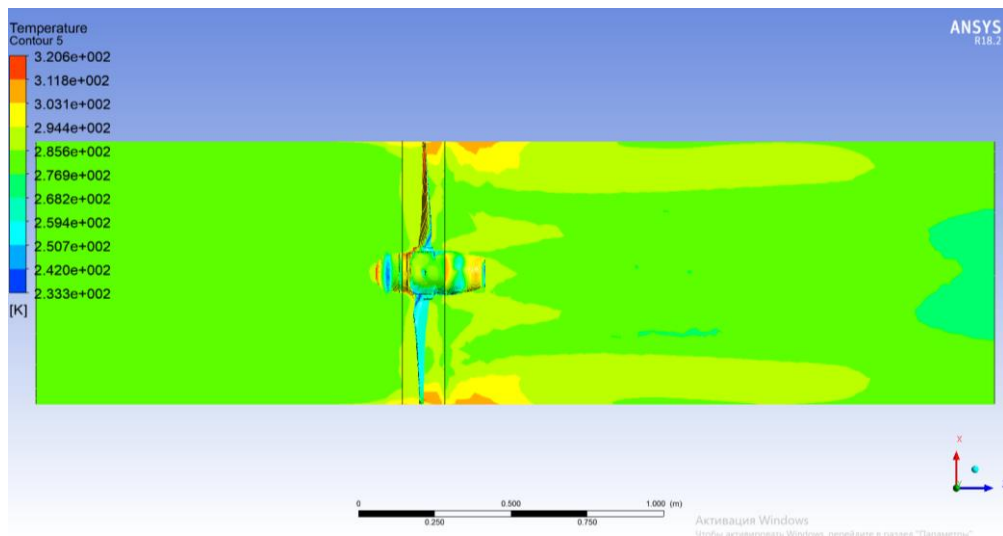


Рисунок 3.59 – Поля температури в осьовому напрямку по лопаті (режим 17)

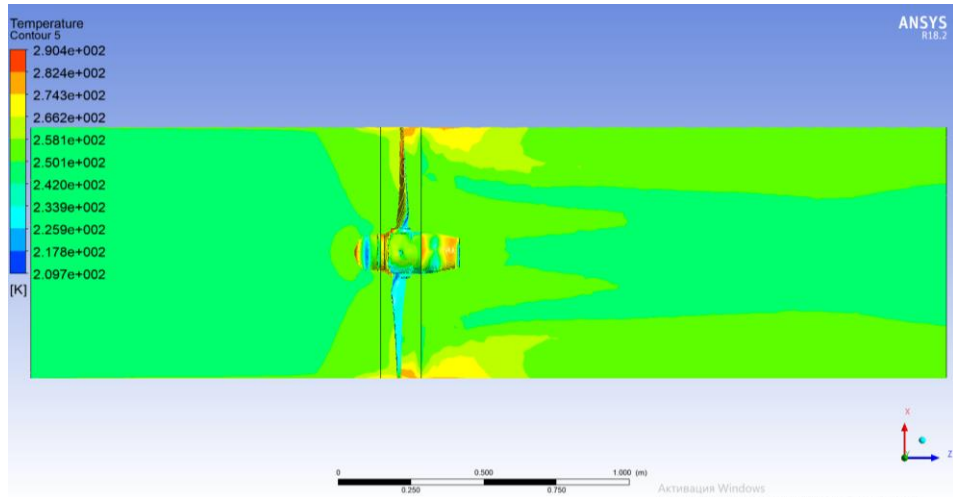


Рисунок 3.60 – Поля температуры в осевом направлении по лопаті (режим 18)

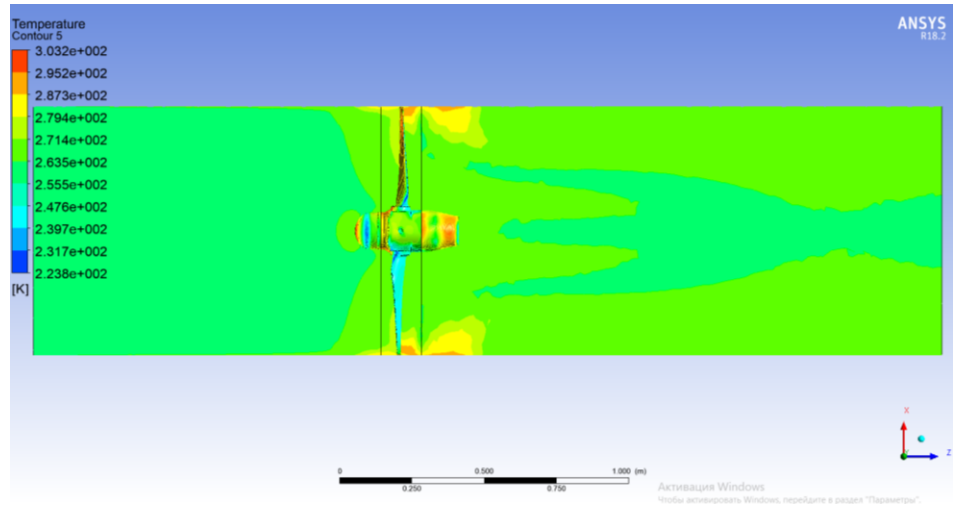


Рисунок 3.61 – Поля температуры в осевом направлении по лопаті (режим 19)

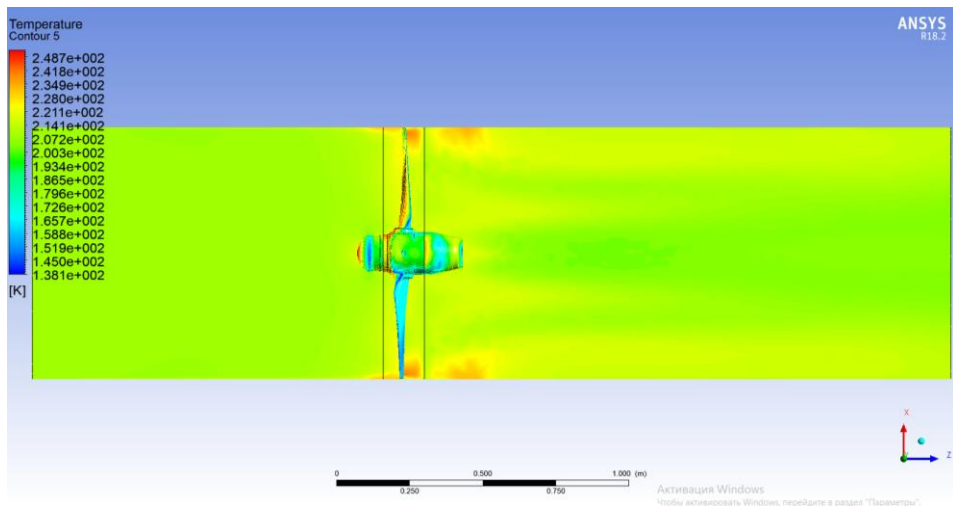


Рисунок 3.62 – Поля температуры в осевом направлении по лопаті (режим 20)

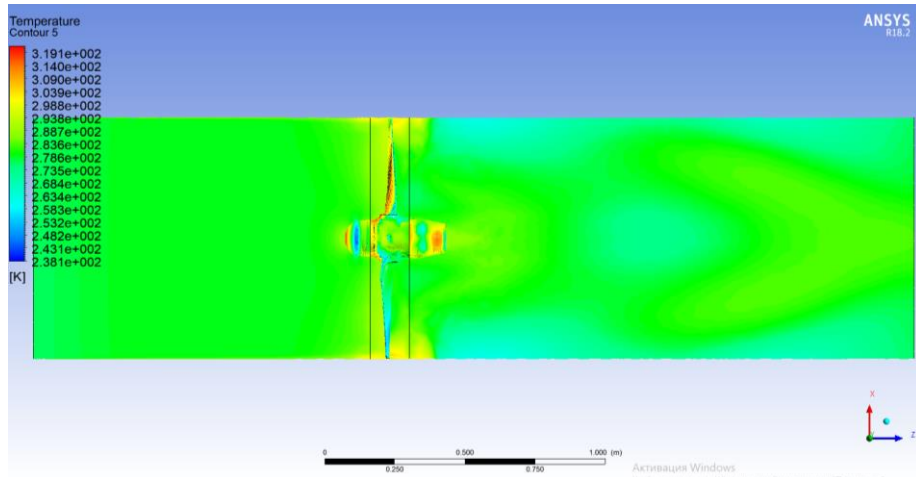


Рисунок 3.63 – Поля температуры в осевом направлении по лопаті (режим 21)

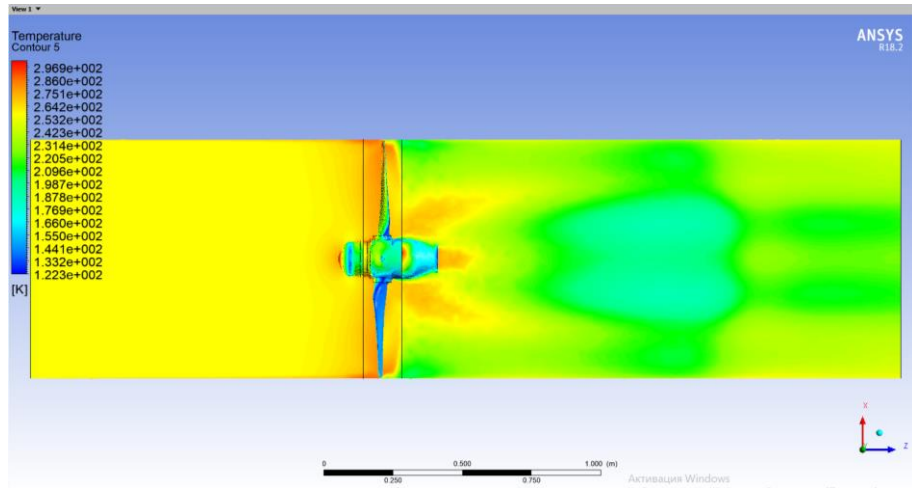


Рисунок 3.64 – Поля температуры в осевом направлении по лопаті (режим 22)

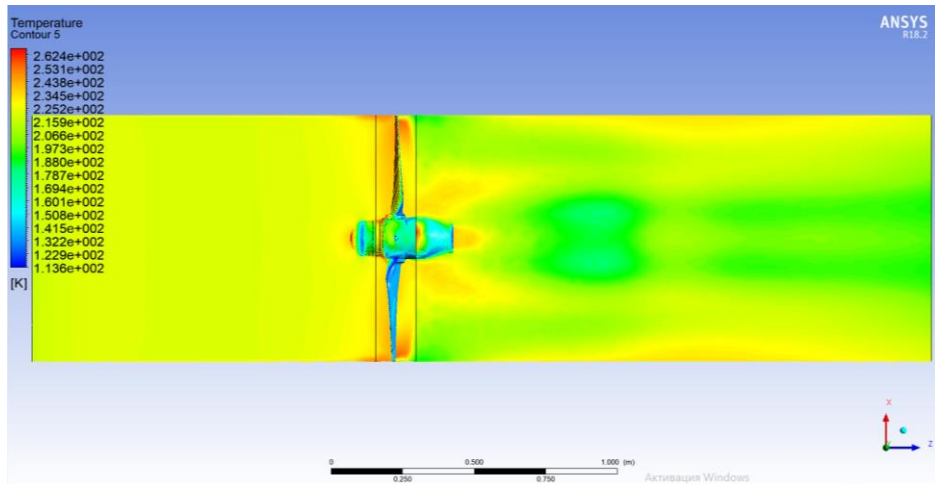


Рисунок 3.65 – Поля температуры в осевом направлении по лопаті (режим 23)

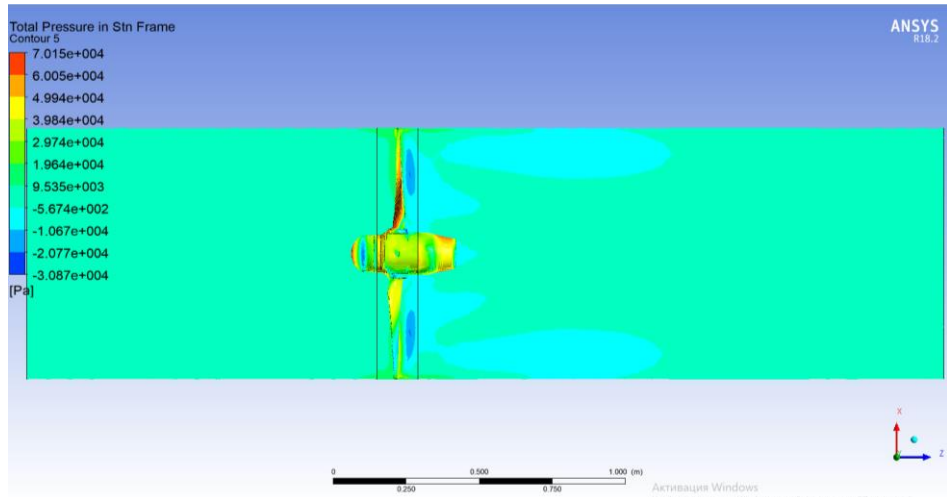


Рисунок 3.66 – Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті (режим 15)

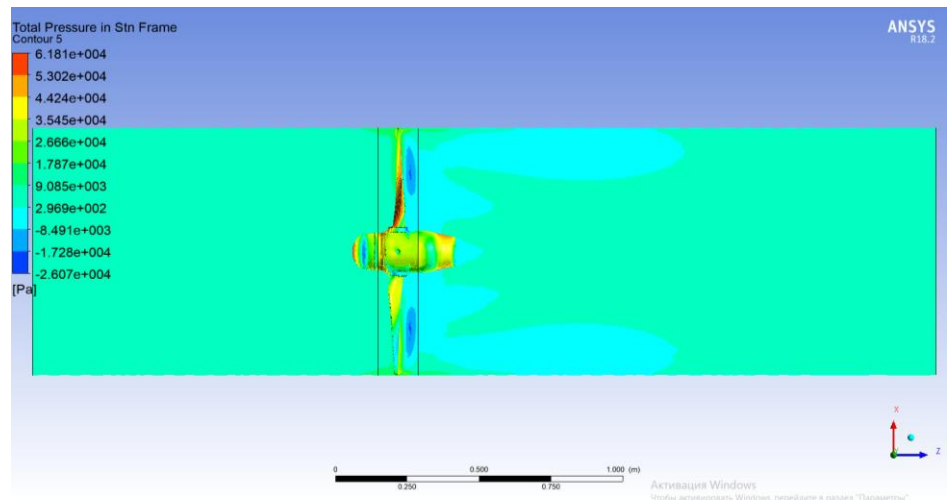


Рисунок 3.67 – Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті (режим 16)

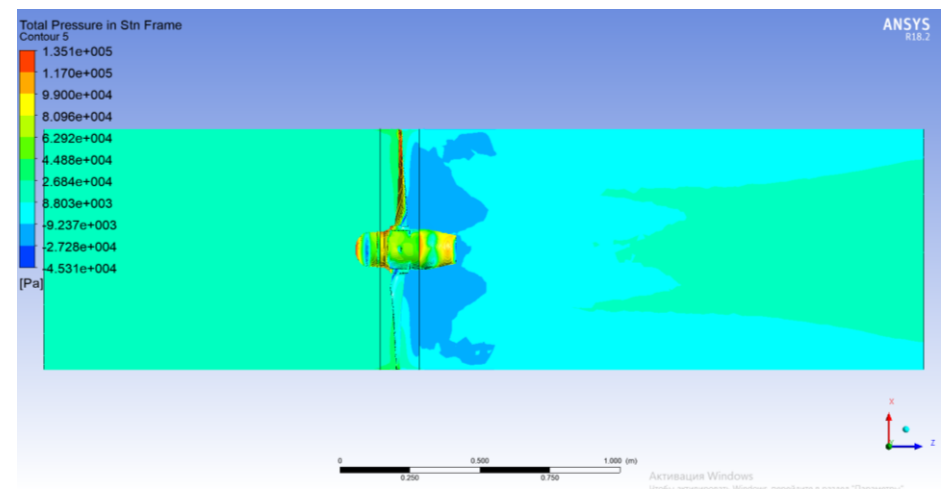


Рисунок 3.68 – Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті (режим 17)

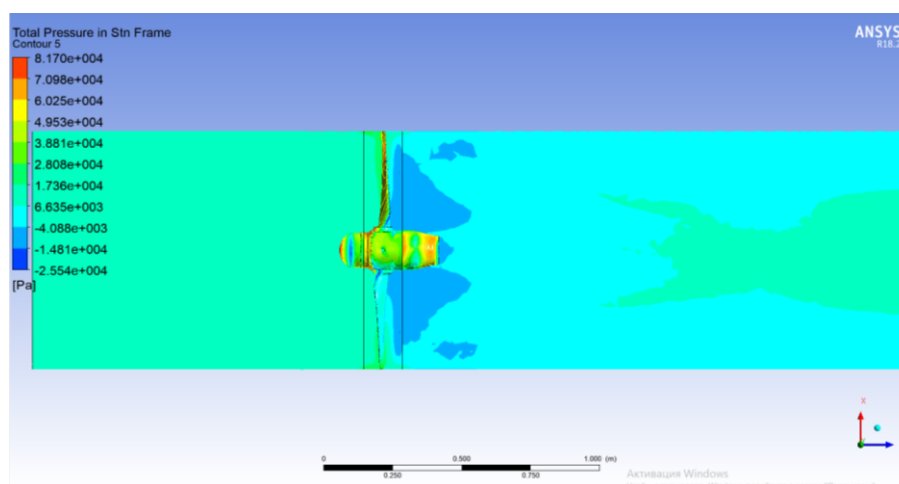


Рисунок 3.69 – Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті (режим 18)

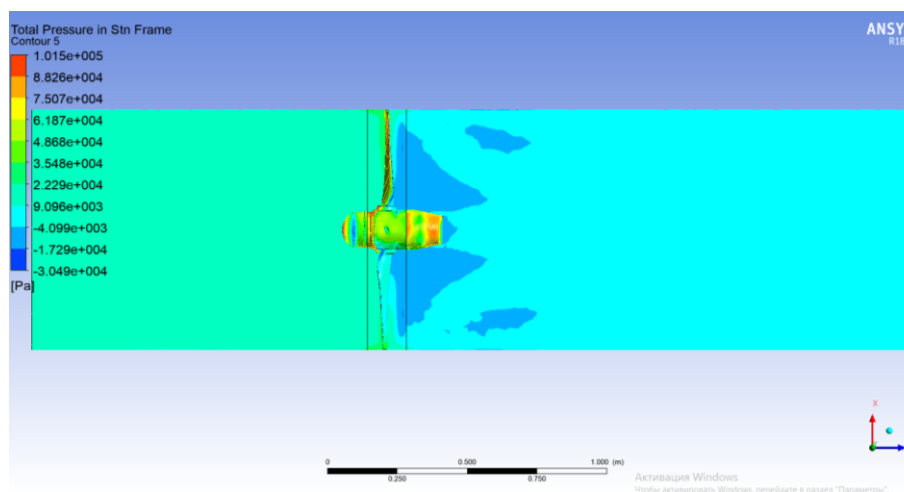


Рисунок 3.70 – Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті (режим 19)

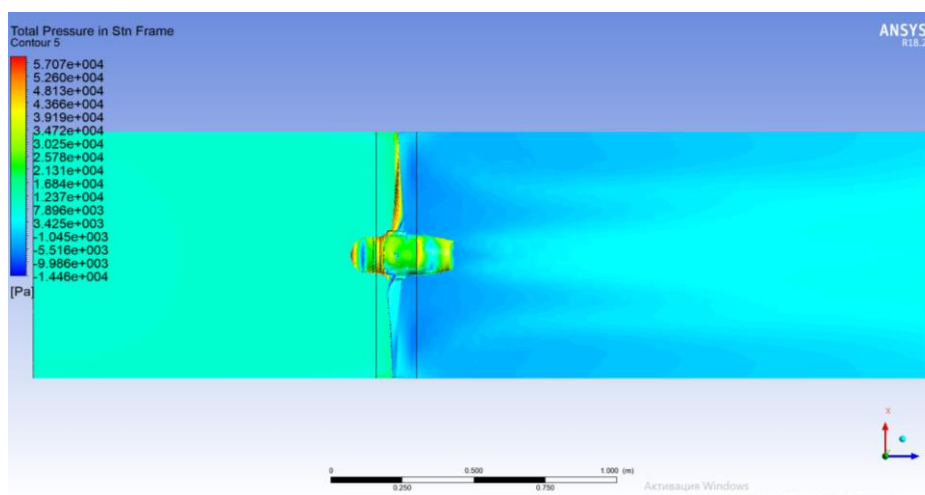


Рисунок 3.71 – Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті (режим 20)

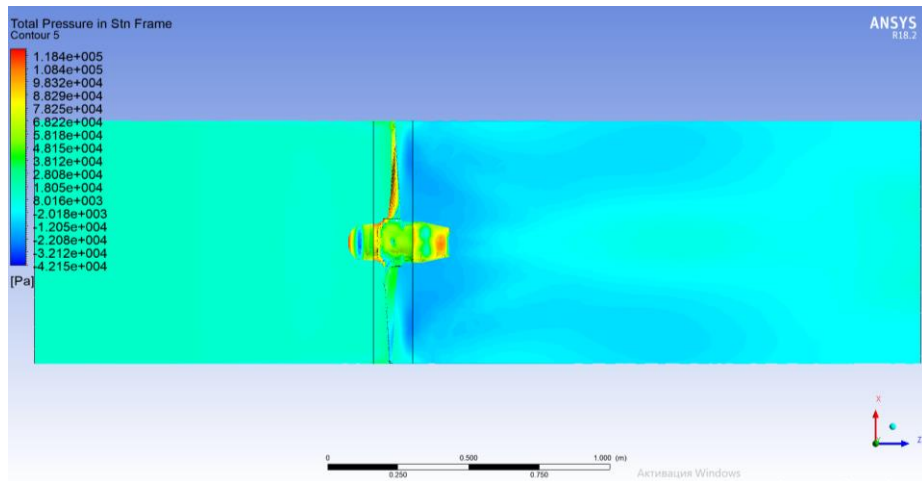


Рисунок 3.72 – Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті (режим 21)

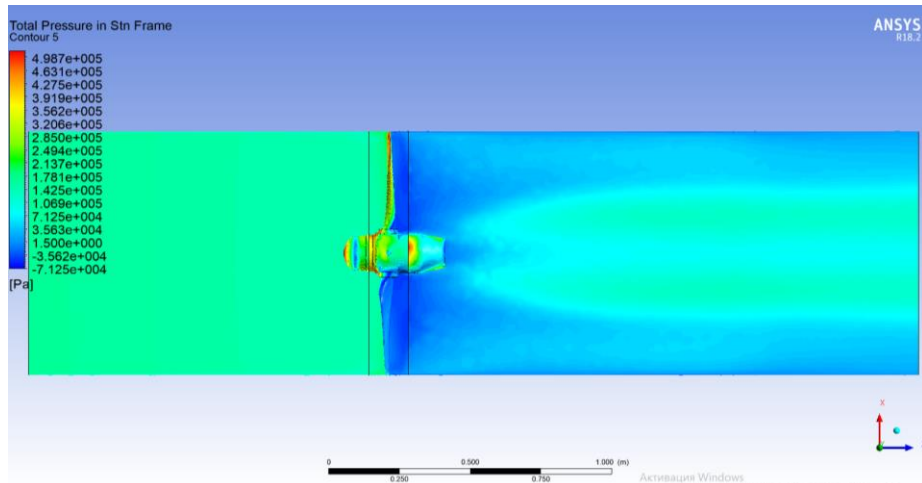


Рисунок 3.73 – Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті (режим 22)

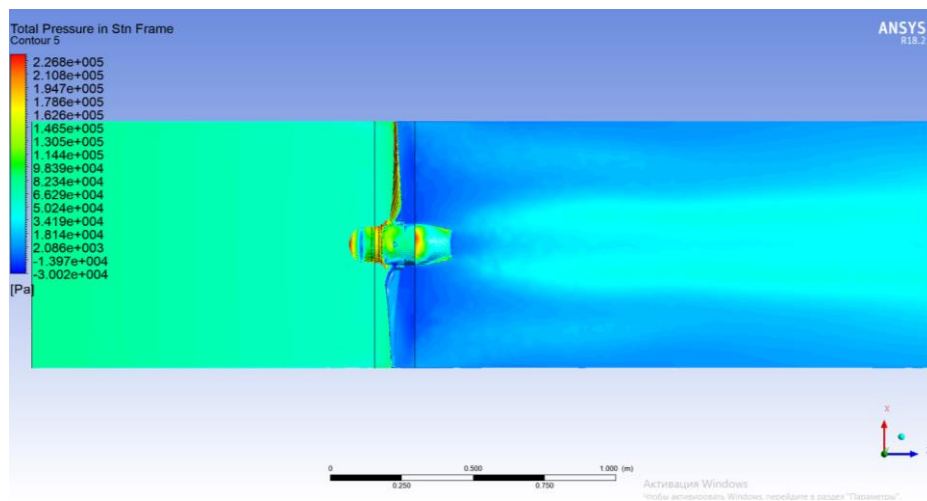


Рисунок 3.74 – Поля повного тиску в осьовому напрямку по лопаті (режим 23)

3.8 Висновки по розділу

В даному розділі наведено детальний алгоритм розрахунку обтікання лопатей вітротурбіни просторовою течією повітря.

Для початку розрахунку потрібно створити 3D модель лопаті турбонасосної установки. Для отримання вихідних даних для створення 3D моделі часто використовується контрольно-вимірювальна машина. Виміри в цієї роботі проводилися в режимі ручного управління за допомогою КВМ Tesa Micro - hite 3D. Були визначені крайні точки в кожному перерізі, а також максимальна товщина профілю лопаті.

Для порівняння можливостей САД систем різного рівня при побудові 3D моделі лопаті використовувалися системи SolidWorks і Autodesk Inventor. Вони дозволяють створювати твердотільну або поверхневу моделі по перерізах. Проте наявність в системі Inventor додаткових можливостей контролю форми поверхні і її аналізу визначило вибір на користь Inventor. В результаті була отримана тривимірна модель лопаті вітротурбіни.

Розрахункова область для імпорту лопаті в програмний комплекс Ansys CFX була виконана в системі SolidWorks.

Опрацьований метод дослідження тривимірних в'язких течій за допомогою програми Ansys CFX. Спочатку була побудована розрахункова сітка з призматичними шарами для отримання точної епюри розподілу швидкості в пограничному шарі лопаті, а так само сітка в пограничному шарі розрахункової області. Граничними умовами були швидкість повітряного потоку на вході в розрахункову область, тиск і температура, а так само частота обертання ротора на відповідній висоті.

В процесі аналізу результатів усі отримані дані були пораховані в постпроцесорі CFX-Post. Були визначені потужність і обертаючий момент на валу турбіни, осьову силу на різних режимах польоту та кутах атаки лопаті. Отримані поля параметрів потоку перед турбіною, в області обертання і за турбіною.

Визначено найбільш проблемний режим роботи вітротурбіни при швидкості 730 км/год на висоті 2000 м, оскільки динамічний натиск на цьому режимі мінімальний. З цієї причини лопать працює при мінімальному куті атаки 15 градусів.

4 РОЗРАХУНОК НА МІЦНІСТЬ НАЙБІЛЬШ НАГРУЖЕНИХ РЕЖИМІВ

4.1 Опис математичної моделі для міцнісного розрахунку

Окрім аеродинамічних розрахунків був також проведений і аналіз на статичну міцність лопаті вітротурбіни. В якості основного конструкційного матеріалу був вибраний титан.

На модель були накладені навантаження наступних типів:

– навантаження, що вигинають, які дорівнюють динамічному тиску, що діє на лопатку;

– відцентрові навантаження, які розвиваються в лопатці при її обертанні.

На поточній стадії проектування робиться розрахункова або експериментальна оцінка спроектованої конструкції на процеси руйнувань різних типів: втомного, крихкого, руйнування внаслідок повзучості матеріалу, зносу в процесі експлуатації.

Увесь аналіз робився в модулі ANSYS Static Structural. Загальні результати приведені на рисунках нижче.

Програмне забезпечення використовує метод кінцевих елементів (МКЕ). МКЕ – це чисельний метод аналізу технічних конструкцій. МКЕ прийнятий як стандартний метод аналізу завдяки його універсальності і придатності для роботи на комп'ютерах. МКЕ ділить модель на багато малих частин простих форм, що називаються елементами, ефективно замінюючи складне завдання декількома простими, які необхідно вирішити спільно.

4.2 Завдання параметрів для розрахунку в модулі ANSYS Static Structural

Для початку міцнісного розрахунку в головному вікні Workbench додамо модуль Static Structural (рис. 4.1).

У бібліотеці матеріалів (Engineering Data) додамо титановий сплав. Видаляємо зв'язок Geometry, і в модулі Design Modeler імпортуємо модель турбіни, що розраховуємо, у форматі X _ T. Стару модель проточної частини також видаляємо (рис. 4.2).

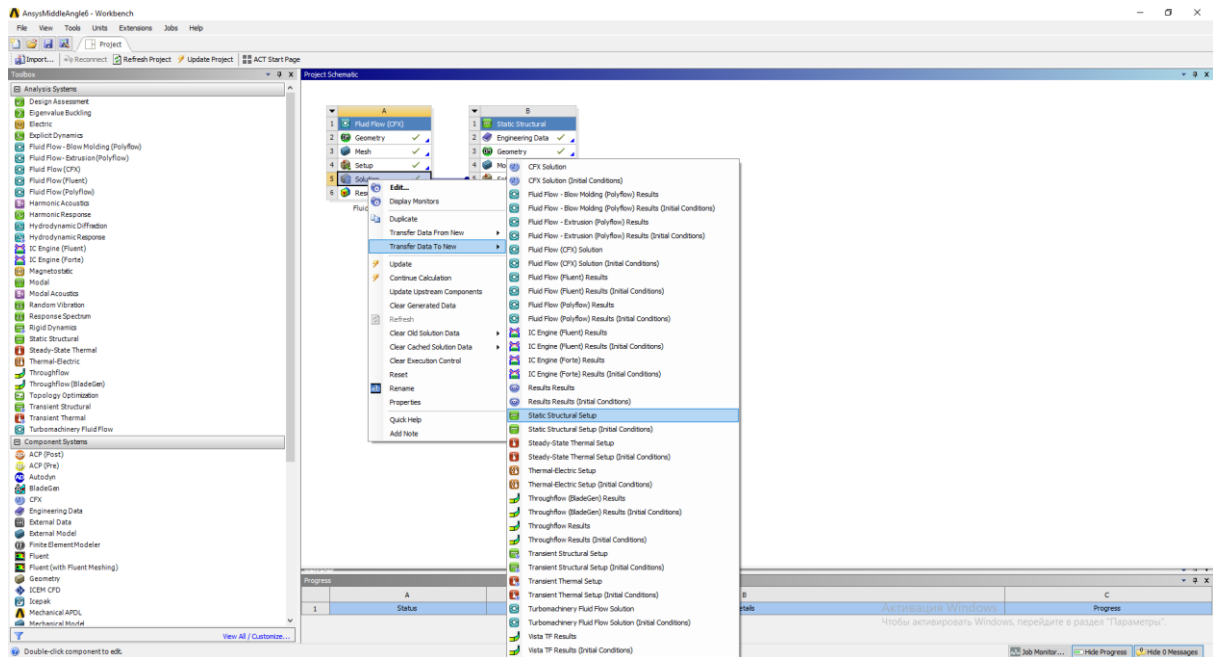


Рисунок 4.1 – Початок міцнісного розрахунку

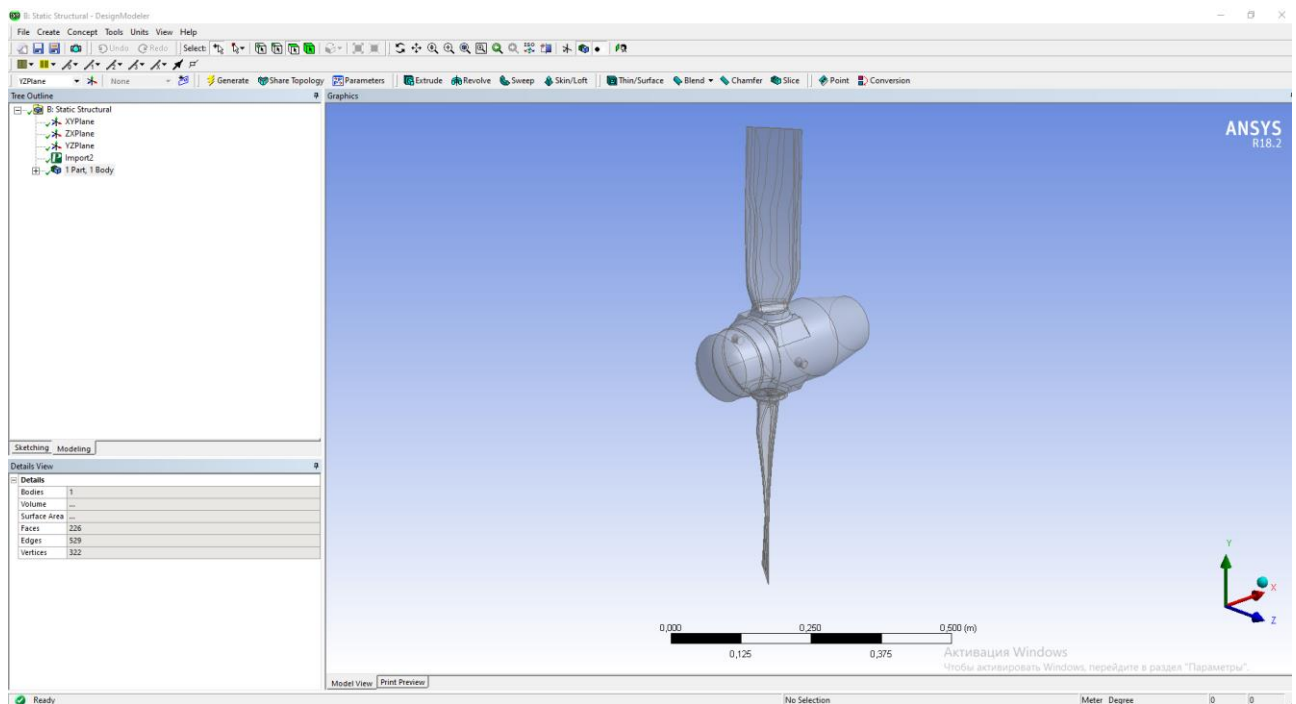


Рисунок 4.2 – Розрахункова область

Далі переходимо до побудови сітки і завдання граничних умов міцнісного розрахунку в модулі Static Structural – Mechanical.

Для моделі турбіни вказуємо матеріал титановий сплав (рис. 4.3).

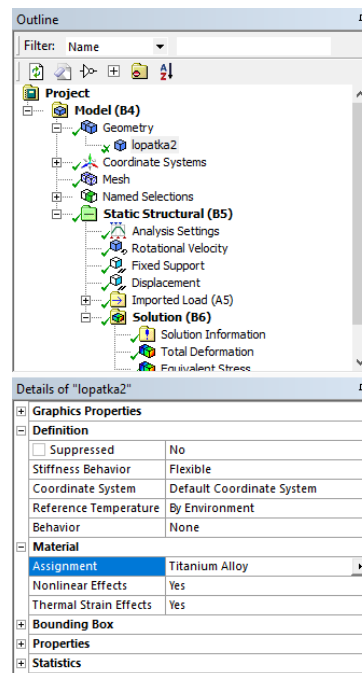


Рисунок 4.3 – Завдання матеріалу

Задаємо імена границям лопаті і ротора командою Create Named Selection, для того щоб на ці границі імпортувати поле тисків з газодинамічного розрахунку (рис. 4.4).

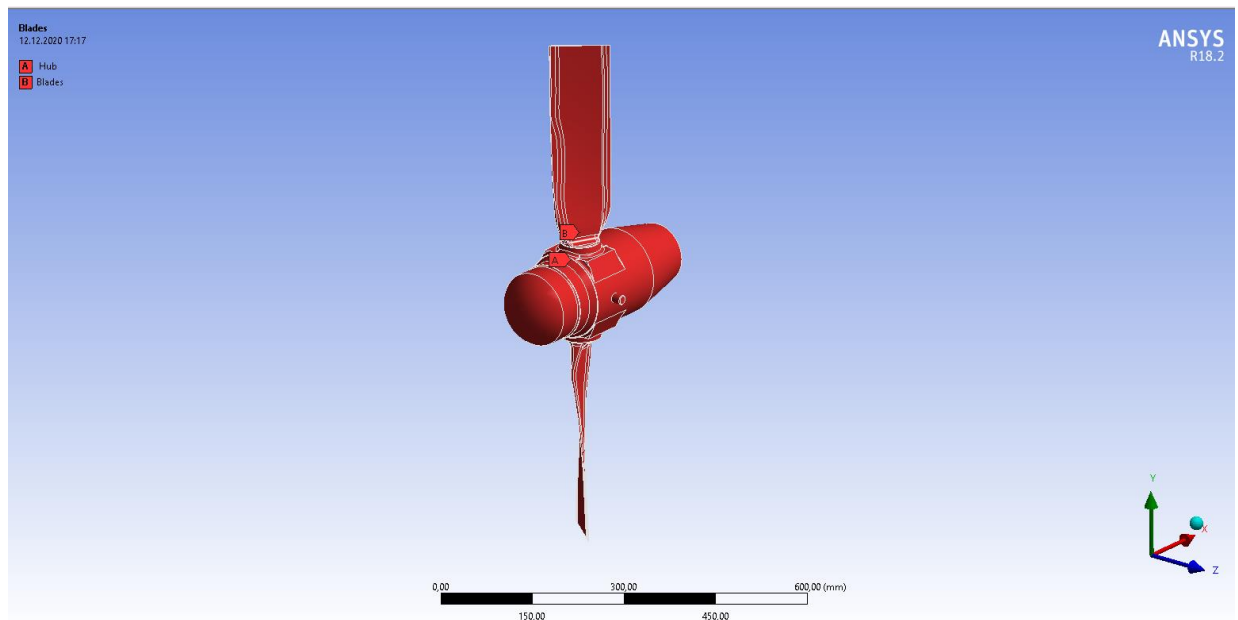


Рисунок 4.4 – Імена границь лопаті і ротора

Далі задаємо параметри сітки: розмір чарунок, співвідношення центру тетраедричної сітки до її границь (Relevance Centr – Medium) і генеруємо сітку (рис. 4.5).

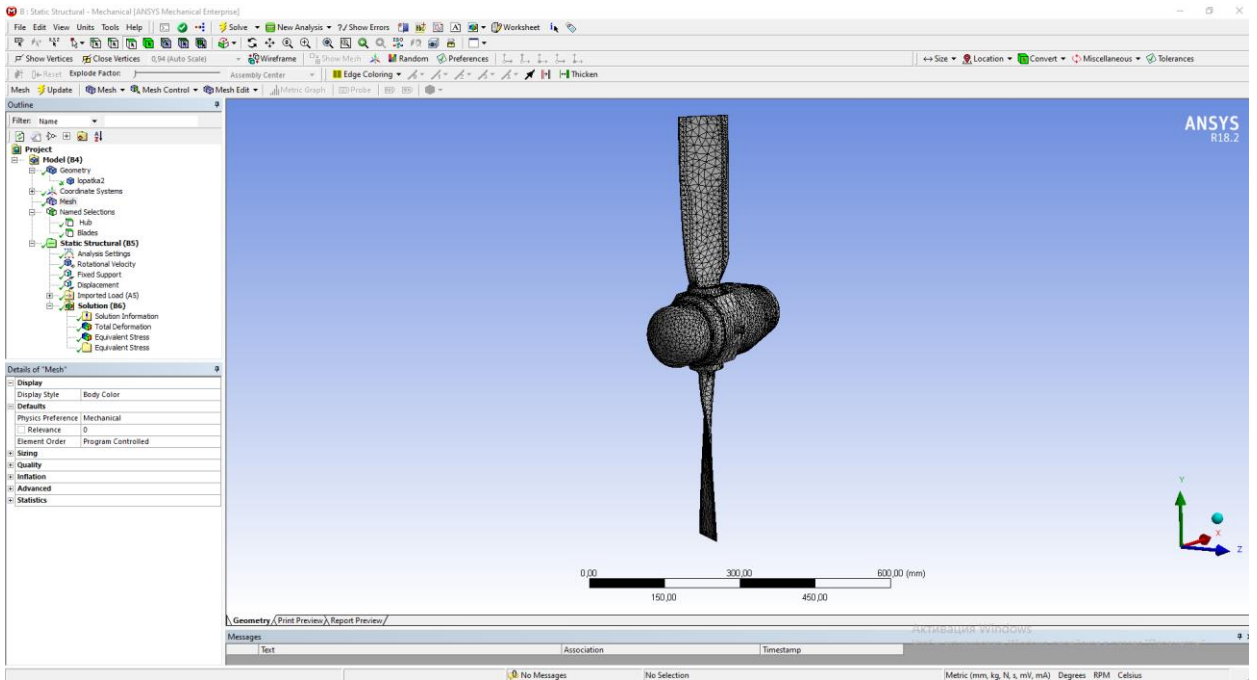


Рисунок 4.5 – Розрахункова сітка

Завантажуємо параметри газодинамічного розрахунку, для цього використовуємо команду (Imported Load, Insert – Pressure) (рис. 4.6) і вказуємо вже задані імена границь лопатей. Імена в опціях Named Selection і CFD Surface обов'язково мають бути однаковими – такими ж, як в газодинамічному розрахунку для правильного імпорту параметрів.

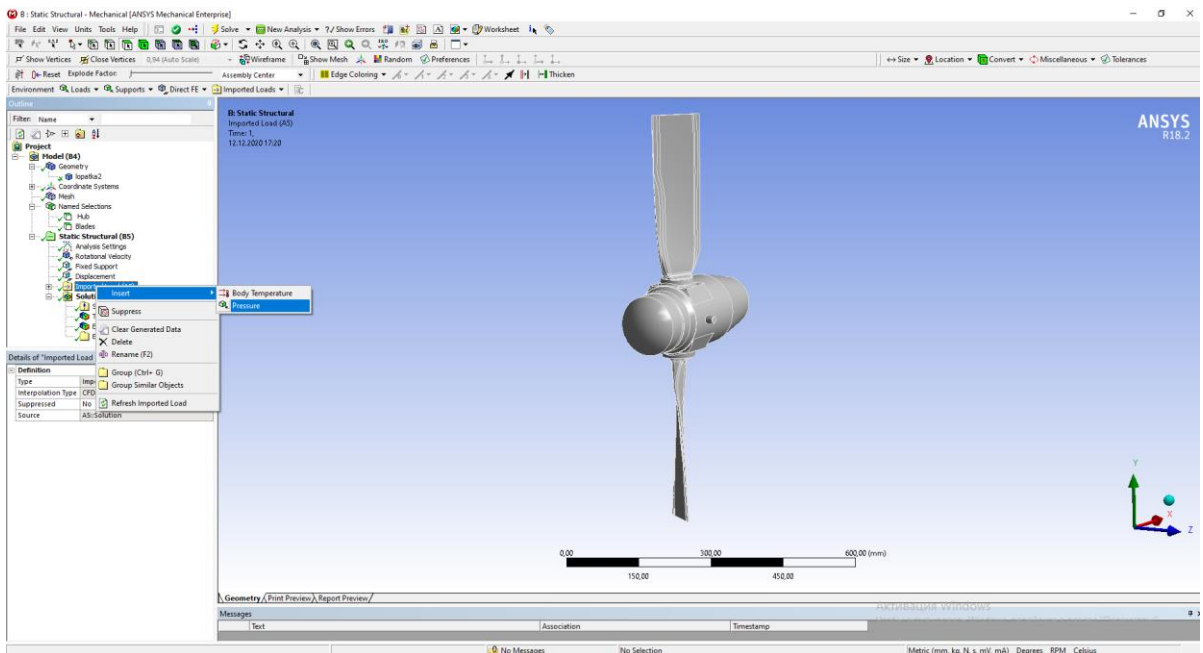


Рисунок 4.6 – Завантаження параметрів газодинамічного розрахунку

Імпортовані навантаження представлені на рис. 4.7.

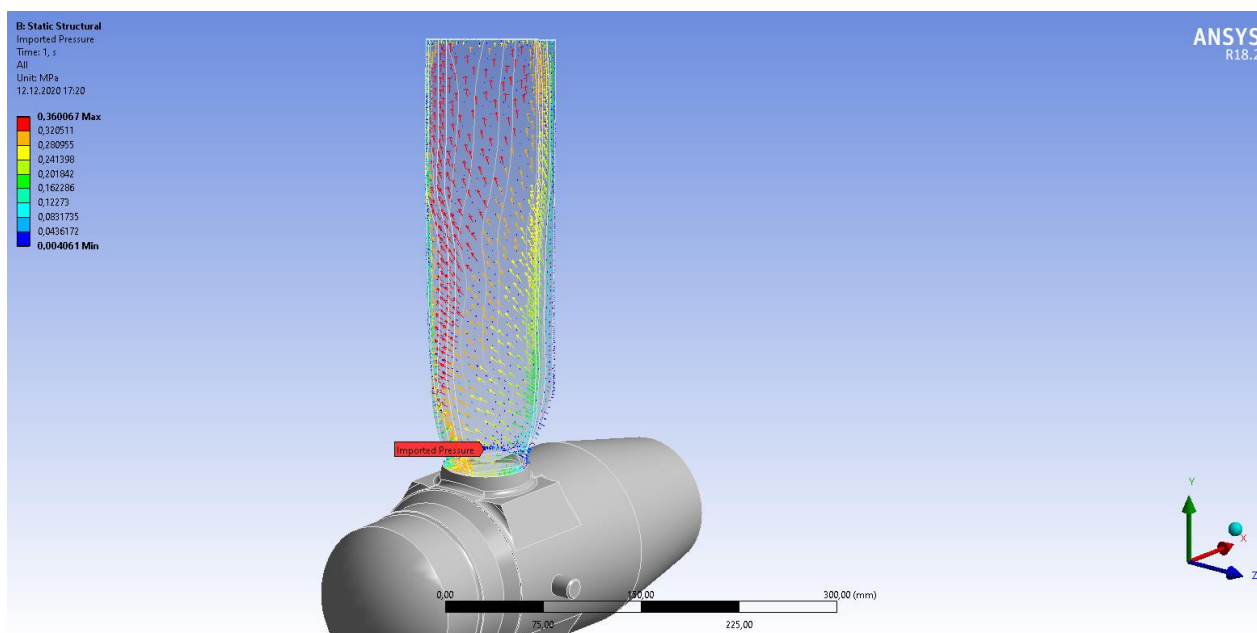


Рисунок 4.6 – Імпортовані навантаження

Задаємо інші граничні умови: Rotational Velocity, Fixed Support, Displacement – тобто обертання моделі і обмеження переміщення моделі по осях координат. Для отримання картин деформації в графі Solution додаємо опції Total Deformation і Equivalent Stress і запускаємо розрахунок.

4.3 Аналіз картин розподілу повних деформацій і еквівалентних напруг

Результати розрахунку на режимах 13 і 22 приведені на рис. 4.7 – 4.10. Так на рис. 4.7 показано повну деформацію, а на рис. 4.8 – еквівалентну напругу на режимі 13. Для режиму 22 на рис. 4.9 представлено повну деформацію, а на рис. 4.10 – еквівалентну напругу.

З наведених рисунків видно, що напруга в кореневій частині лопатки на мінімальному куті атаки не перевищує 200 МПа, що значно менше межі плинності матеріалу 980 МПа. На такому режимі коефіцієнт запасу міцності для лопатки з титану складає 4,9.

Надалі планується опрацювання варіанту з лопаткою з композитного матеріалу.

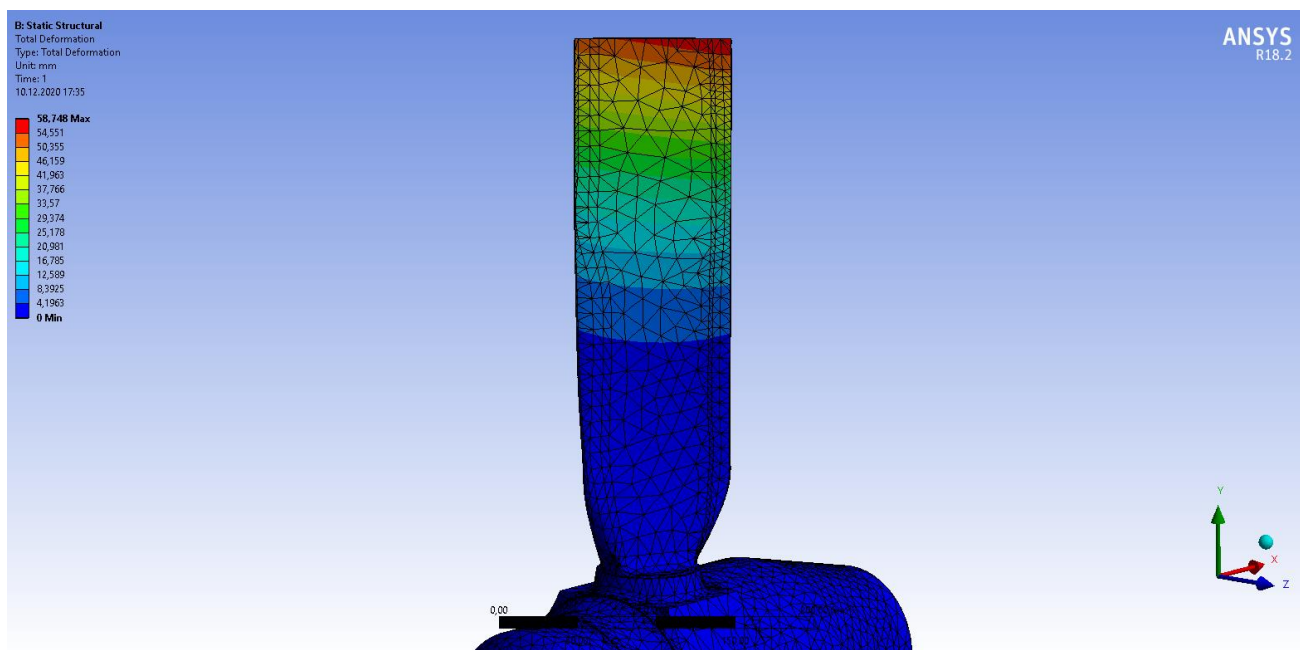


Рисунок 4.7 – Повна деформація на режимі 13

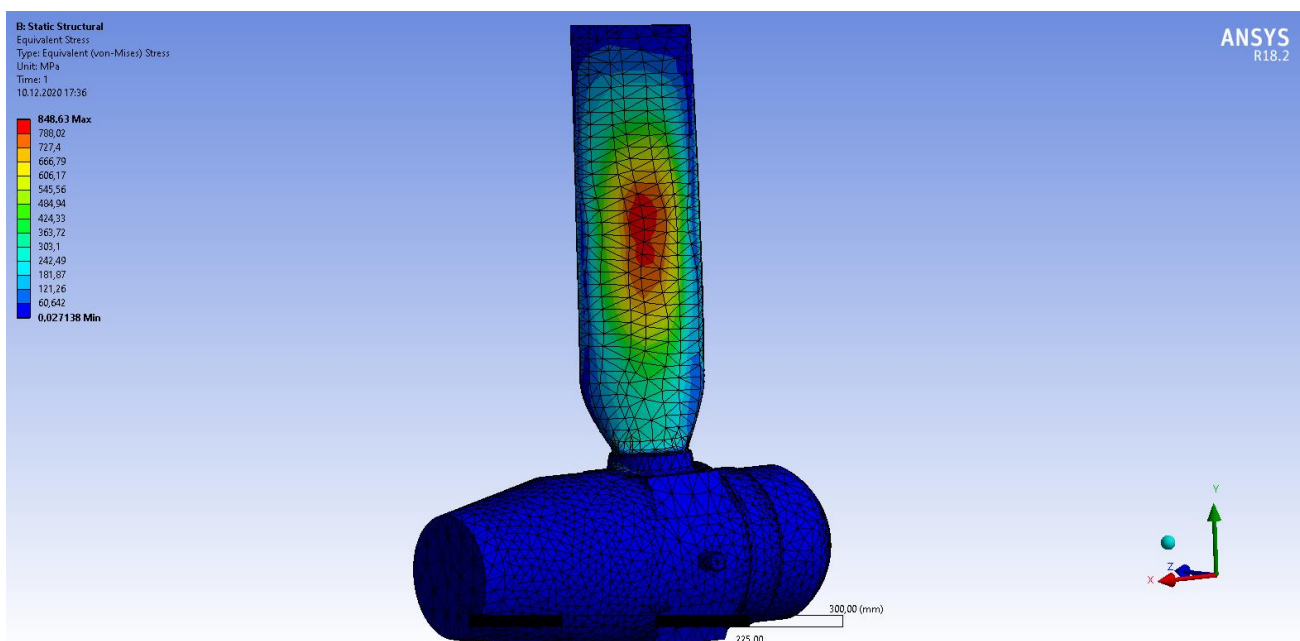


Рисунок 4.8 – Еквівалентна напруга на режимі 13

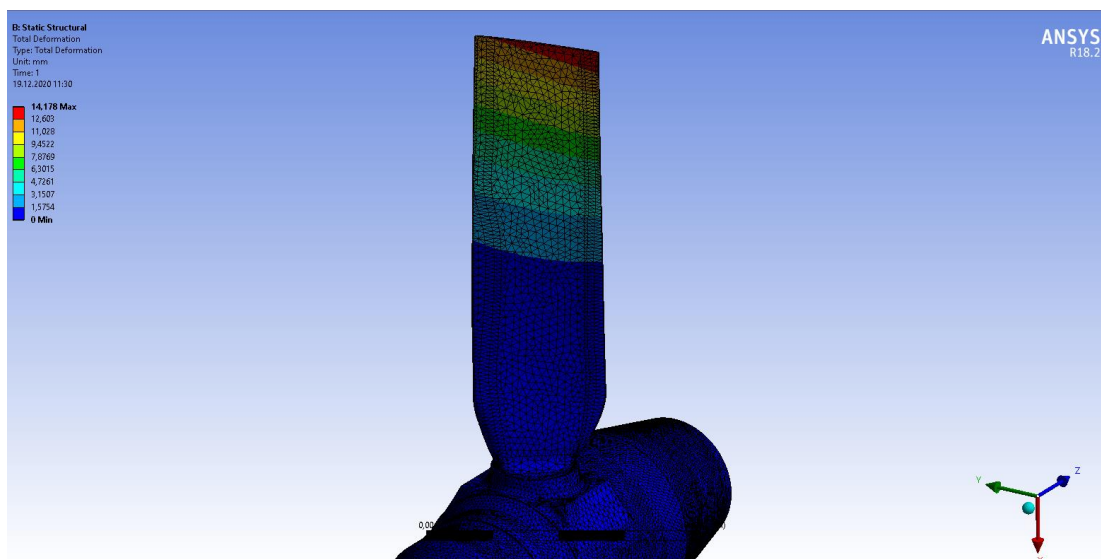


Рисунок 4.9 – Повна деформація на режимі 22

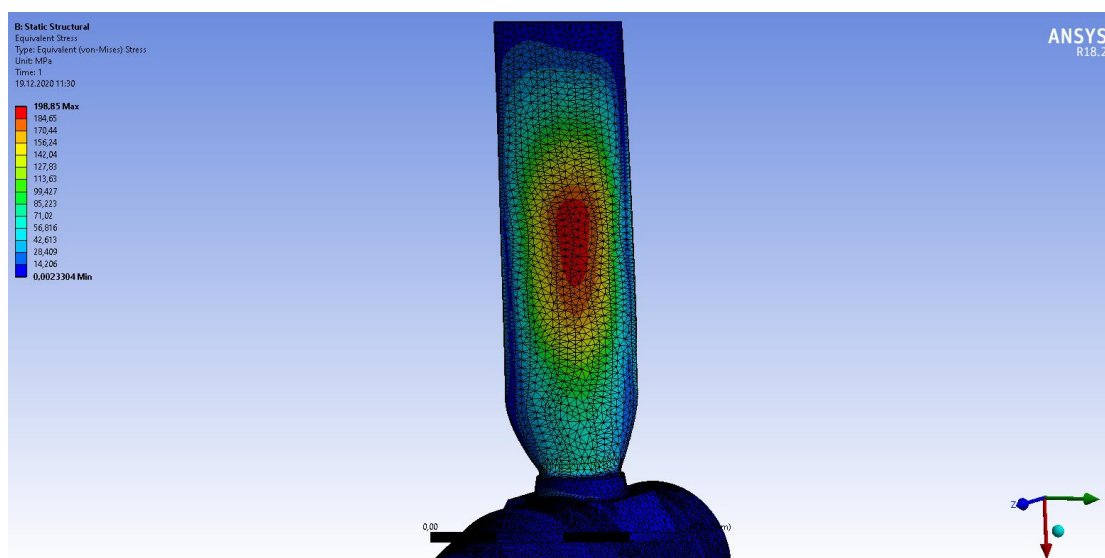


Рисунок 4.10 – Еквівалентна напруга на режимі 22

4.4 Висновки по розділу

В результаті проведеної в даному розділі роботи був опрацьований міцністний розрахунок лопаті вітротурбіни за допомогою програми Ansys.

На границі лопаті і ротора імпортували поле тисків з газодинамічного розрахунку. Розраховані на міцність найбільш навантажені режими польоту. Отримані картини та проведений аналіз розподілу повних деформацій і еквівалентних напруг.

З наведених рисунків видно, що напруга в кореневій частині лопатки на мінімальному куті атаки не перевищує 200 МПа, що значно менше межі плинності

матеріалу 980МПа. На такому режимі коефіцієнт запасу міцності для лопатки з титану складає 4,9.

В якості конструкційного матеріалу для розрахунку був вибраний титан. В подальшому можливе проектування лопаті з застосуванням композитних матеріалів.

ВИСНОВКИ

Аварійна авіаційна турбіна являє собою невеликий пропелер з електричним генератором і/або гідравлічним насосом, призначена для аварійного електроживлення літаків і/або підтримки тиску в гідравлічній системі бустерного управління. Приводом турбіни служить набігаючий потік повітря.

В даний час активно розвивається безпілотна авіація. ААТ можуть бути встановлені на середніх і важких безпілотних літальних апаратах, враховуючи, що в перебігу випуску різних аварійних авіаційних турбін з'явилися нові матеріали, з використанням яких можливо створити ААТ з більш високими масогабаритними та енергетичними показниками.

В даному дипломному проекті магістра спроектовано лопаті для вітротурбіни системи аварійної підтримки тиску в гідросистемі, проведено аеродинамічні розрахунки і розрахунки на міцність та проаналізовано отримані результати.

В роботі проведено розрахунки просторової течії при обтіканні лопаті вітротурбіни. Основними рівняннями при описі просторової течії є система рівнянь Нав'є – Стоксу, до якої входять рівняння нерозривності, збереження імпульсу та енергії. Крім того, використовується рівняння стану робочого тіла. Розвиток обчислювальної математики і розробка ефективних чисельних методів рішення систем диференціальних рівнянь в приватних похідних з використанням ЕОМ дозволили вирішити повну систему рівнянь за допомогою пакету програм для розрахунку тривимірних в'язких течій ANSYS CFX.

Розглянуто роботу турбонасосної установки ВД004В, що призначена для живлення гідросистеми повітряного судна в аварійному режимі. Вона являє собою приводну дволопатевою турбіну зі змінюваним кутом атаки лопаток, що приводить в рух плунжерний насос змінної продуктивності. В даному дипломному проекті магістра використовуються режимні та геометричні параметри цієї установки для проведення аеродинамічних розрахунків течії та міцнісних розрахунків.

Далі наведено детальний алгоритм розрахунку обтікання лопатей вітротурбіни просторовою течією повітря.

Створена 3D модель лопаті в CAD системах SolidWorks і Autodesk Inventor, вихідними даними до якої були виміри за допомогою контрольно-вимірювальної машини. Розрахункова область для імпорту лопаті в програмний комплекс Ansys CFX була виконана в системі SolidWorks. Дослідження обтікання лопатей вітротурбіни проведено за допомогою комплексу програм Ansys CFX. Побудована розрахункова сітка та визначені граничні умови.

В процесі аналізу результатів усі отримані дані були порашовані в постпроцесорі CFX-Post. Були визначені потужність і обертаючий момент на валу

турбіни, осьова сила на різних режимах польоту та кутах атаки лопаті. Отримані поля параметрів потоку перед турбіною, в області обертання і за турбіною.

Визначено найбільш проблемний режим роботи вітротурбіни при швидкості 730 км/год на висоті 2000 м, оскільки динамічний натиск на цьому режимі мінімальний. З цієї причини лопать працює при мінімальному куті атаки 15 градусів.

За допомогою комплексу програм Ansys був опрацьований міцністний розрахунок лопаті вітротурбіни. Розраховані на міцність найбільш навантажені режими польоту. Отримано картини та проведено аналіз розподілу повних деформацій і еквівалентних напруг в лопаті. Коефіцієнт запасу міцності для лопаті складає 4,9. В якості конструкційного матеріалу для розрахунку був вибраний титан. В подальшому можливе проектування лопаті з застосуванням композитних матеріалів.

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Прандтль, Л. Гидроаэромеханика [Текст] : пер. с нем. / Л. Прандтль - М.:РХД,2002.-572с . 99
2. Хлопков, Ю.И. Лекции по теоретическим методам исследования турбулентности [Текст] : учебное пособие /Ю. И. Хлопков, В. А. Жаров, С. Л. Горелов. - М.: МФТИ, 2005. - 179 с.
3. Фрик, П. Г. Турбулентность: модели и подходы [Текст] : курс лекций: 4.1 /П. Г. Фрик. - Пермь: ПГТУ, 1998. - 108 с
4. Родин Н.П., Нестеров М.В. Проектирование математической модели методом обратного инжиниринга с использованием координатно-измерительной машины // САПР и графика. – №3. – 2004. – С. 86-87.
5. Гаркуша А.І. Втулки повітряних гвинтів : учб. посібн. / А.І. Гаркуша. – Харків: Нац. аерокосм. ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2008. – 56 с.
6. Кривцов В.С. Неисчерпаемая энергия. Кн. 2. Ветроэнергетика / В.С. Кривцов, А.М. Олейников, А.И. Яковлев.- Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харк. авиаци. ин-т»,2004.-519 с.
7. Барвинский А.П., Козлова Ф.Г. Электрооборудование самолетов: учеб. для сред. спец. учеб. заведений. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Транспорт, 1990. 320 с
8. Общие сведения об электрооборудовании самолетов. URL: <http://www.studfiles.ru/preview/2584158>
9. Руководство по летной эксплуатации самолета Ил96-300. Кн. 2, ч. 1. Изд-во Авиационный комплекс Ильюшина, 1992. 617 с.
10. Me-163 Komet. URL: <http://www.airwar.ru/enc/fww2/me163.html>
11. Аварийная авиационная турбина. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Аварийная_авиационная_турбина