



Universidade de Brasília – UnB  
Faculdade UnB Gama – FGA  
Engenharia Aeroespacial

# **Análise da eficiência aerodinâmica de rotores coaxiais em drones**

**Autor:** Marcus Vinicius Abner de Souza Moreira  
**Orientador:** Prof. Rafael Castilho Faria Mendes, Dr.

Brasília, DF  
2024



Marcus Vinicius Abner de Souza Moreira

# **Análise da eficiência aerodinâmica de rotores coaxiais em drones**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA

Orientador: Prof. Rafael Castilho Faria Mendes, Dr.

Coorientador: Prof. Olexiy Shynkarenko, Dr.

Brasília, DF

2024

---

Marcus Vinicius Abner de Souza Moreira

Análise da eficiência aerodinâmica de rotores coaxiais em drones/ Marcus  
Vinicius Abner de Souza Moreira. – Brasília, DF, 2024-  
61 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Rafael Castilho Faria Mendes, Dr.

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB  
Faculdade UnB Gama – FGA , 2024.

1. Multi-rotores. 2. Rotores coaxiais. I. Prof. Rafael Castilho Faria Mendes,  
Dr.. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise da  
eficiência aerodinâmica de rotores coaxiais em drones

CDU 02:141:005.6

---

Marcus Vinicius Abner de Souza Moreira

## **Análise da eficiência aerodinâmica de rotores coaxiais em drones**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 20 de Setembro de 2024 – Data da aprovação do trabalho:

---

**Prof. Rafael Castilho Faria Mendes,**  
**Dr.**  
Orientador

---

**Prof. Olexiy Shynkarenko, Dr.**  
Coorientador

---

**Pr. Luciano Gonçalves Noletto, Dr.**  
Convidado 1

---

**Matheus Nunes Montenegro, Me.**  
Convidado 2

Brasília, DF  
2024

*Dedico este trabalho à minha família que,  
mesmo eu sem enxergar, sempre me ajudaram a olhar para frente.*

# Agradecimentos

*Gostaria expressar minha profunda gratidão aos meus pais, Mario e Ivete, cujo apoio incondicional foi o alicerce fundamental que me permitiu atingir este marco em minha jornada acadêmica. Aos meus queridos irmãos Lucas e Davi e à minha irmã caçula, Lara, agradeço por serem fontes constantes de inspiração, oferecendo-me força e motivação durante todo o percurso. Não posso deixar de mencionar meus valorosos amigos da FGA, cuja camaradagem e apoio foram fundamentais para a superação de desafios. Da mesma forma, expresso minha gratidão aos meus estimados colegas de trabalho, cuja colaboração e compreensão contribuíram significativamente para o sucesso deste trabalho. Obrigado a todos que, de alguma maneira, fizeram parte desta jornada ao meu lado. Agradeço à Fundação de Apoio à Pesquisa do Distrito Federal (FAPDF) pelo apoio a realização deste trabalho, especialmente pela disponibilização da infraestrutura necessária para as simulações, por meio do projeto 00193-00001897/2023-37 - Otimização da eficiência propulsiva em veículos aéreos não tripulados.*

*“O vento se ergue, devemos tentar viver“*  
*- Paul Valery*

# Resumo

O emprego da configuração coaxial em multirrotores tem crescido na indústria devido à vantagem de reduzir o volume do veículo. No entanto, essa configuração apresenta uma eficiência de tração diminuída devido à interação dos escoamentos dos rotores. O objetivo principal deste trabalho é investigar numericamente essa perda de tração e o impacto tanto no rotor superior quanto no rotor inferior da configuração coaxial. Esse estudo será conduzido por meio de simulações utilizando a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), utilizando o modelo de turbulência SST K-omega. A hélice escolhida para este estudo é de origem comercial. Para obter sua geometria, foi utilizado um scanner 3D para capturar as coordenadas globais e os perfis aerodinâmicos necessários. Observou-se que a hélice inferior é mais afetada pela interação das esteiras, apresentando entre 60% e 63% da tração do rotor isolado, enquanto a eficiência do rotor superior variou entre 89% e 94%. Portanto, a eficiência global da configuração coaxial obtida variou de 75% a 79%.

**Palavras-chave:** Engenharia Aeroespacial, Drones, VANT, Aerodinâmica de rotores, configuração Coaxial.

# Abstract

The adoption of coaxial configurations in multirotor systems has grown in the industry due to the advantage of reducing vehicle size. However, this configuration suffers from reduced thrust efficiency due to the interaction between the rotor wake flows. The primary objective of this study is to numerically investigate the thrust loss and its impact on both the upper and lower rotors in the coaxial setup. This investigation is conducted through simulations using Computational Fluid Dynamics (CFD) and the SST k-omega turbulence model. A commercially available propeller was selected for this study, and its geometry was obtained using a 3D scanner to capture the global coordinates and aerodynamic profiles. Results indicate that the lower rotor is more significantly affected by wake interaction, generating between 60% and 63% of the thrust of a standalone rotor, while the upper rotor's efficiency varied between 89% and 94%. Consequently, the overall efficiency of the coaxial configuration was found to range from 75% to 79%.

**Key-words:** Aerospace Engineering, Drones, UAV, Rotor aerodynamics, coaxial configuration.

# Lista de ilustrações

Figura 1 – Drone Quadricóptero (MUELLER; LEE; D’ANDREA, 2022a) . . . . .	16
Figura 2 – Possíveis configurações de multirrotores (BLASCO; ROSENDE; SÁNCHEZ-SORIANO, 2023) . . . . .	17
Figura 3 – Esquemático de um quadricóptero e de um rotor com duas pás. (MUELLER; LEE; D’ANDREA, 2022b), Adaptado . . . . .	17
Figura 4 – Transporte do drone coaxial de pulverização DJI Agras T40 (DJI, ) . . . . .	18
Figura 5 – Exemplo de configuração coaxial (ARDUPILOT, 2023) . . . . .	18
Figura 6 – Drone eVTOL EHANG 216-S (NEWS, ) . . . . .	19
Figura 7 – Boeing CH-47 Chinook (STEPNIEWSKI; KEYS, 1979) . . . . .	20
Figura 8 – Escoamento no disco atuador em Hover (CHOPRA; DATTA, 2011), Adaptado. . . . .	21
Figura 9 – Eficiência em hover em função do carregamento de disco. Fonte:(LEISHMAN, 2016), Adaptado. . . . .	23
Figura 10 – Coeficiente de mérito, (LEISHMAN, 2016), Adaptado. . . . .	24
Figura 11 – Divisão da hélice em elementos (University of Cambridge, 2023), Adaptado. . . . .	25
Figura 12 – Forças aerodinâmicas no elemento (University of Cambridge, 2023), Adaptado. . . . .	26
Figura 13 – Ângulo de torção (United States. Federal Aviation Administration, 2019) . . . . .	27
Figura 14 – Esquemático da interação aerodinâmica dos rotores (OTSUKA; NAGATANI, 2016), Adaptado. . . . .	27
Figura 15 – Visualização do escoamento em rotor coaxial (TAYLOR, 1950) . . . . .	28
Figura 16 – Vista lateral e oblíqua do critério Q para rotores coaxiais em hover (YOON; LEE; PULLIAM, 2016) . . . . .	29
Figura 17 – Isossuperfícies e contorno de vorticidade (KONSTANTINOV et al., 2021) . . . . .	29
Figura 18 – Configuração de sobreposição parcial (OTSUKA; NAGATANI, 2016), Adaptado. . . . .	30
Figura 20 – Vista superior e frontal da Hélice . . . . .	32
Figura 19 – Seções transversais da hélice . . . . .	33
Figura 21 – Ângulo de torção da hélice . . . . .	33
Figura 22 – Volume rotativo . . . . .	34
Figura 23 – Domínio computacional do rotor isolado . . . . .	34
Figura 24 – Comparativo de malhas . . . . .	34
Figura 25 – Malha domínio estacionário . . . . .	35
Figura 26 – Vista ampliada do domínio rotativo . . . . .	35
Figura 27 – Malha da pá . . . . .	36

Figura 28 – Malha aerofólio . . . . .	36
Figura 29 – Volumes rotativo superior (Anti-horário) e inferior (horário) . . . . .	36
Figura 30 – Domínio computacional do rotor Coaxial . . . . .	37
Figura 31 – Malha do domínio coaxial . . . . .	37
Figura 32 – Vista ampliada do domínio coaxial . . . . .	37
Figura 33 – Exemplo de modelagem MRF (Autoria própria) . . . . .	38
Figura 34 – Condições de contorno (Autoria própria) . . . . .	38
Figura 35 – Bancada de ensaios . . . . .	39
Figura 36 – Motor de Imã permanente sem escova . . . . .	40
Figura 37 – Elementos do ensaio de tração . . . . .	41
Figura 38 – Velocidade angular por PWM . . . . .	43
Figura 39 – Tração do rotor . . . . .	43
Figura 40 – Potência elétrica requerida do conjunto . . . . .	43
Figura 41 – Eficiência propulsiva $g/w$ . . . . .	44
Figura 42 – Velocidade da esteira . . . . .	44
Figura 43 – Linhas de trajetória . . . . .	45
Figura 44 – Contração da esteira do rotor . . . . .	45
Figura 45 – Linhas de trajetória no extradorso da hélice . . . . .	45
Figura 46 – Vista ampliada das linhas de trajetória no extradorso da hélice . . . . .	46
Figura 47 – Linhas de trajetória no extradorso da hélice . . . . .	46
Figura 48 – Vórtice de ponta de hélice visto por meio de linhas de trajetória . . . . .	46
Figura 49 – Magnitude de velocidade na entrada do volume rotativo . . . . .	47
Figura 50 – Magnitude de velocidade na saída do volume rotativo . . . . .	47
Figura 51 – Pressão estática no extradorso das pás . . . . .	48
Figura 52 – Pressão estática no intradorso das pás . . . . .	48
Figura 53 – Tração em função da velocidade angular . . . . .	49
Figura 54 – Torque em função da velocidade angular . . . . .	49
Figura 55 – Potência mecânica em função da velocidade angular . . . . .	50
Figura 56 – Comparação de tração CFD e experimental . . . . .	50
Figura 57 – Contorno de velocidade em Z . . . . .	51
Figura 58 – Contorno de velocidade na entrada do rotor superior . . . . .	51
Figura 59 – Contorno de velocidade na saída do rotor superior . . . . .	52
Figura 60 – Contorno de velocidade na entrada do rotor inferior . . . . .	52
Figura 61 – Contorno de velocidade na saída do rotor inferior . . . . .	52
Figura 62 – Linhas de trajetória . . . . .	53
Figura 63 – Linhas de trajetória bordo de ataque . . . . .	53
Figura 64 – Pressão estática no extradorso da hélice . . . . .	54
Figura 65 – Pressão estática no intradorso da hélice . . . . .	54
Figura 66 – Resultados de tração . . . . .	55

Figura 67 – Torque dos rotores . . . . .	56
Figura 68 – Potência mecânica dos rotores . . . . .	56
Figura 69 – Resultados de tração do rotor inferior variando a velocidade angular do rotor superior . . . . .	57

# Lista de tabelas

Tabela 1 – Parâmetros do rotor . . . . .	32
Tabela 2 – Dados das malhas geradas . . . . .	35
Tabela 3 – Dados da malha coaxial . . . . .	38
Tabela 4 – Especificações do Motor, Bateria e ESC . . . . .	40
Tabela 5 – Resultados do Ensaio de Tração . . . . .	42
Tabela 6 – Resultados numéricos do rotor isolado (CFD) . . . . .	49
Tabela 7 – Dados dos rotores . . . . .	55
Tabela 8 – Dados totais do Conjunto Coaxial . . . . .	56
Tabela 9 – Dados Rotor inferior . . . . .	57

# Lista de abreviaturas e siglas

BLDC	Motor de corrente contínua sem escova (Brushless Direct Corrent)
CCW	Sentido anti-horário (Counter-ClockWise)
CFD	Dinâmica dos fluidos computacional
CW	Sentido horário (ClockWise)
DNS	Direct Navier Stokes
ESC	Controlador de velocidade eletrônico
FM	Coefficiente de mérito
LES	Large Eddy Simulation
PWM	Modulação por largura de pulso
RANS	Raynolds Average Navier Stokes
RPM	Rotações por minuto
SST	Shear Stress Transport
URANS	Unsteady Raynolds Average Navier Stokes
VANT	Veículo aéreo não tripulado

# Lista de símbolos

$D$	Arrasto [N]
$D()/Dt$	Derivada material
$L$	Sustentação [N]
$P$	Potência [W]
$P_{0,75}$	Passo em 75% do raio.
$Q$	Torque [N*m]
$R$	Raio [m]
$T$	Tração [N]
$v$	Velocidade induzida [m/s]
$\alpha$	Ângulo de ataque [°]
$\lambda$	Razão de inflow
$\phi$	Ângulo do escoamento [°]
$\rho$	Massa específica [kg/m <sup>3</sup> ]
$\sigma$	Solidez do rotor
$\theta$	Ângulo de incidência [°]
$\omega$	Velocidade angular [rad/s]
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$C_P$	Coefficiente de potência
$C_Q$	Coefficiente de torque
$C_T$	Coefficiente de tração

# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>16</b>
1.1	Objetivo geral	19
1.2	Objetivos específicos	19
<b>2</b>	<b>REFERENCIAL TEÓRICO</b>	<b>21</b>
2.1	Teoria do disco atuador	21
2.2	Teoria do elemento de Pá	24
2.3	Revisão bibliográfica - Interação do escoamento de rotores	27
2.4	Dinâmica dos fluidos computacional (CFD)	30
2.4.1	Equações de Navier Stokes	30
2.5	Modelagem da turbulência	31
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>32</b>
3.1	Geometria da hélice	32
3.2	Domínio computacional e malha - Rotor isolado	33
3.3	Domínio computacional e malha - Rotores coaxiais	36
3.4	Condições de contorno e Modelo de turbulência	38
3.5	Bancada experimental	39
<b>4</b>	<b>RESULTADOS</b>	<b>42</b>
4.1	Bancada experimental	42
4.2	Simulação numérica rotor isolado	44
4.3	Simulação Coaxial	50
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO</b>	<b>58</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b>	<b>60</b>

# 1 Introdução

O Veículo aéreo não tripulado (VANT), popularmente conhecido como drone, é uma aeronave projetada para operar sem um piloto a bordo e não é utilizada meramente para fins recreativos. Essa definição abrange todos os aviões, helicópteros e dirigíveis controláveis nos três eixos ([Agência Nacional de Aviação Civil, 2014](#)). Os VANTs multirrotores são drones que utilizam dois ou mais rotores para gerar sustentação. Diferentemente dos helicópteros, nos quais o rotor é articulado para possibilitar controle, os multirrotores possuem hélices de angulação fixa.



Figura 1 – Drone Quadricóptero ([MUELLER; LEE; D'ANDREA, 2022a](#))

O controle desse tipo de aeronave é realizado pela variação da velocidade entre os rotores, gerando uma variação na força propulsiva e, portanto, no torque, alterando assim a orientação do veículo. A Figura 1 mostra um quadricóptero, uma configuração de drone com quatro rotores, amplamente conhecida. Outras configurações de drones são mostradas na Figura 2. Na Figura 3, a imagem à esquerda mostra um esquemático geral de um drone quadricóptero, no qual a seta indica a resultante da tração dos rotores aplicada no centro de gravidade do modelo. A imagem à direita mostra um rotor com duas pás, em que cada rotor produz uma tração oriunda da força de sustentação "L" de cada pá, além de um torque contrário à rotação originado do arrasto "D".

Os multirrotores estão sendo cada vez mais utilizados na esfera civil e militar, por conta de suas características de pairar (*hover*) e controlabilidade, vantajosas para diversas aplicações. Na agricultura, são utilizados para monitorar cultivos, na pulverização de precisão e mapeamento de terrenos agrícolas. O potencial de topografia e mapeamento é valioso também nas áreas de mineração, construção e planejamento urbano. Entre outras atuações no ramo civil, pode-se citar inspeção de linhas de transmissão, entrega de encomendas e até mesmo auxílio no combate de incêndios. Já no ramo militar, drones

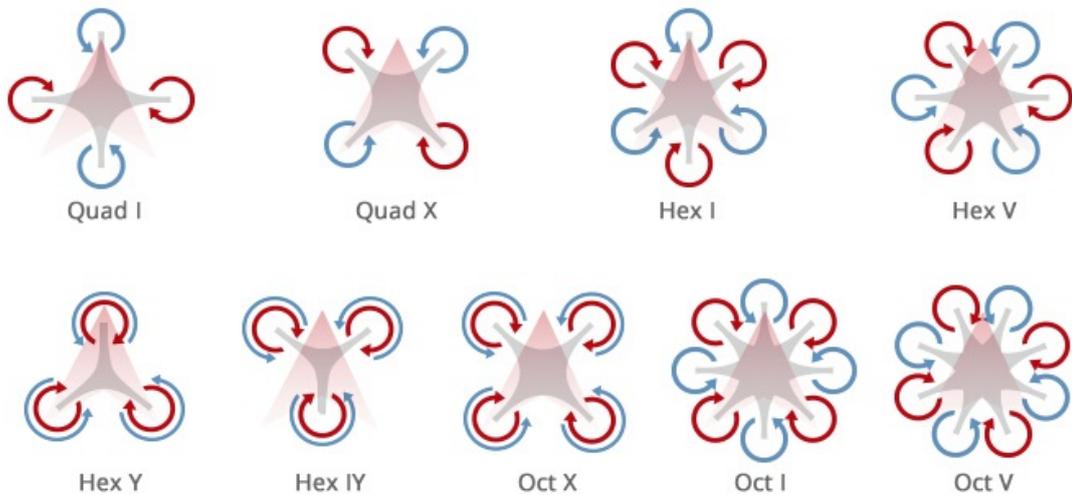


Figura 2 – Possíveis configurações de multirrotores (BLASCO; ROSENDE; SÁNCHEZ-SORIANO, 2023)

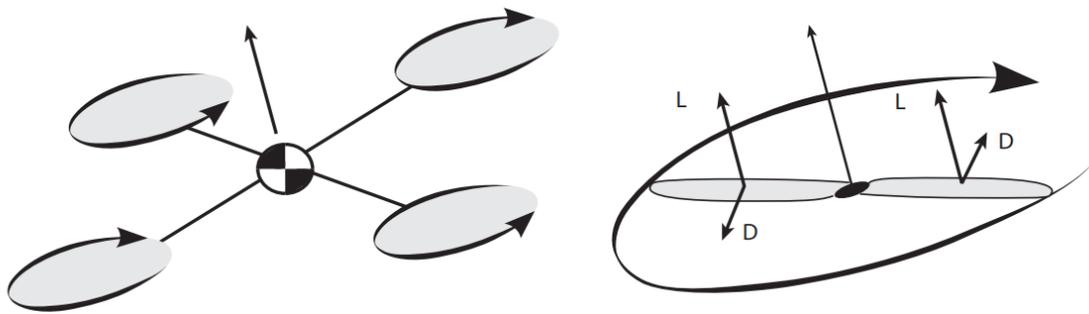


Figura 3 – Esquemático de um quadricóptero e de um rotor com duas pás. (MUELLER; LEE; D'ANDREA, 2022b), Adaptado

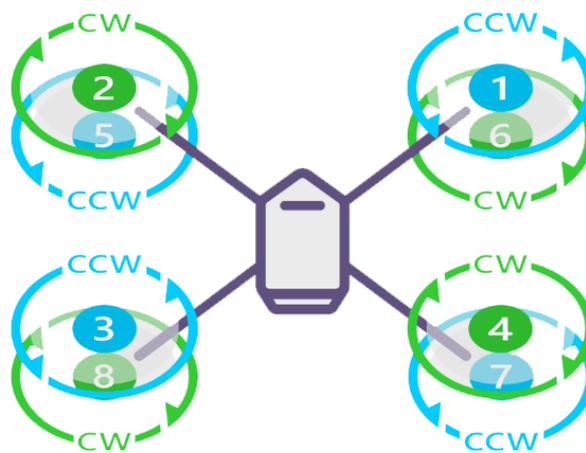
podem ser utilizados nas áreas de vigilância, reconhecimento, ataque e defesa. Além de serem capazes de entregar suprimentos e equipamentos para tropas em áreas remotas ou perigosas.

Tendo em vista toda essa gama de aplicações, a demanda e o investimento em multirrotores não tripulados vem crescendo ao longo dos anos. Os parâmetros de maior interesse desses veículos aéreos são a autonomia e a capacidade de carga útil, ambas intimamente ligadas ao sistema propulsivo (BRAZINSKAS; PRIOR; SCANLAN, 2016). Para aumentar a carga útil de um dado drone, necessita-se aumentar a tração dos rotores. Isto pode ser alcançado aumentando o diâmetro das hélices, geralmente requerendo um aumento também no comprimento dos braços e conseqüentemente, aumentando o tamanho do drone em sua circunferência externa. Esse aumento no volume do drone não é desejado, tendo em vista possíveis voos em ambientes fechados ou com obstáculos. Além disso, no ramo da agricultura os drones são transportados em caminhonetes (Figura 4), portanto, um aumento no volume é prejudicial do ponto de vista da logística de transporte.



Figura 4 – Transporte do drone coaxial de pulverização DJI Agras T40 (DJI, )

Outra alternativa para aumentar a tração sem aumentar a circunferência externa é aumentar o número de rotores, o que geralmente é alcançado por meio de uma configuração coaxial, em que dois ou mais rotores totalmente sobrepostos se encontram no mesmo eixo. Porém, a interação entre o escoamento dos rotores gera uma perda da tração, sendo estimada uma eficiência para esta configuração em torno de 75%. Portanto, um conjunto de dois rotores em configuração coaxial apresentam 75% da tração de um conjunto de dois rotores isolados (OTSUKA; NAGATANI, 2016). A Figura 5 apresenta um exemplo de configuração coaxial.



### **OCTO QUAD X8**

Figura 5 – Exemplo de configuração coaxial (ARDUPILOT, 2023)

Para balancear o torque, os rotores são contra-rotativos, o que significa que giram em sentidos contrários. A figura 6 mostra o drone chinês EHANG 216-S, projetado para

o transporte de pessoas em áreas urbanas. O sistema propulsivo do veículo apresenta uma configuração coaxial dos rotores. Este veículo elétrico de decolagem e pouso vertical (eVTOL) foi o primeiro do mundo a obter certificado em sua categoria.



Figura 6 – Drone eVTOL EHANG 216-S ([NEWS](#), )

Outro tipo de configuração é a sobreposição parcial de rotores, onde apenas parte da área dos discos atuadores interage, apresentando eficiência superior quando comparada à configuração coaxial. Quando aplicada a helicópteros, essa configuração é conhecida como *Tandem*. Um dos helicópteros mais bem-sucedidos que utiliza esse design é o Boeing CH-47 Chinook, mostrado na Figura 7, com mais de 1200 aeronaves construídas em seis gerações, sendo a última prevista para 2060. Entretanto, esta configuração apresenta um campo escoamento cujo campo de velocidades é complexo, em que parte do rotor se encontra em escoamento livre e parte do rotor se encontra sobre a esteira, também conhecida como *Downwash*, do outro rotor.

## 1.1 Objetivo geral

O objetivo principal deste trabalho é investigar o efeito da configuração coaxial de hélices em multirrotores em termos de tração, variando as rotações por minuto (RPM). Esse estudo será conduzido por meio de simulações numéricas utilizando a Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), por meio do programa comercial *Fluent*. A hélice escolhida para este estudo é de origem comercial. Para obter sua geometria, utilizou-se um scanner 3D para capturar as coordenadas globais e os perfis aerodinâmicos necessários.

## 1.2 Objetivos específicos

Os objetivos específicos deste trabalho são:

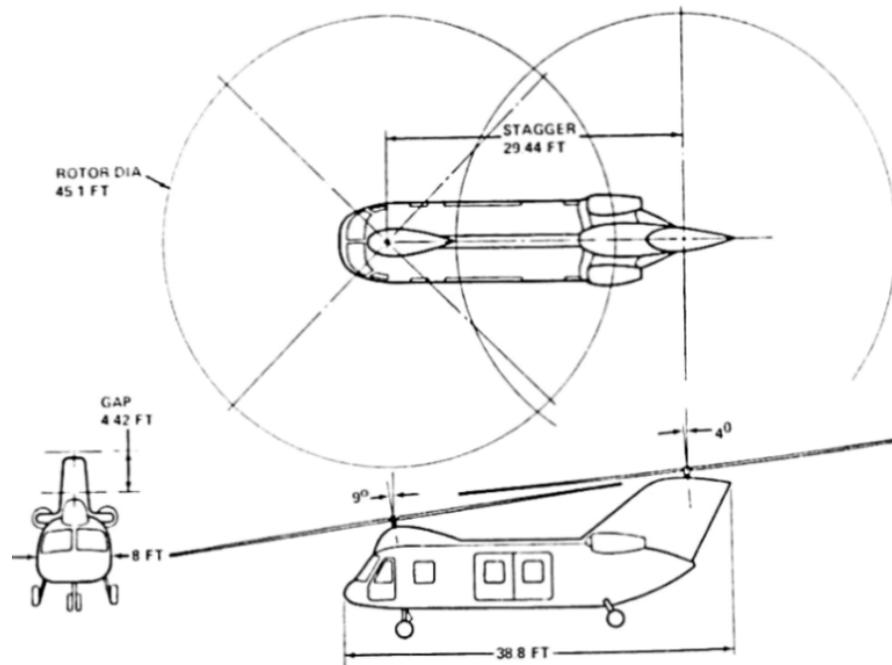


Figura 7 – Boeing CH-47 Chinook (STEPNIEWSKI; KEYS, 1979)

- Obter dados de tração e RPM de um rotor isolado por meio de ensaio em bancada experimental;
- Obter, por meio de simulação numérica computacional (CFD), dados de tração, potência e eficiência propulsiva de um rotor isolado variando o RPM e comparar com os dados experimentais;
- Obter, por meio de simulação numérica computacional (CFD), dados de tração, potência e eficiência propulsiva de dois rotores em configuração coaxial;
- Visualizar qualitativamente o comportamento do escoamento entre os dois rotores.

## 2 Referencial Teórico

### 2.1 Teoria do disco atuador

A teoria do disco atuador utiliza hipóteses simplificadoras para modelar o comportamento axissimétrico de um rotor com base nas leis de conservação de massa, energia e momento, estimando a potência requerida e sua performance ideal. Portanto, embora não descreva com precisão o escoamento em torno das hélices, é um bom ponto de partida para obter dados globais para o design de rotores. Como hipótese, assume-se que o rotor é composto por um número infinito de hélices, e que sua espessura é infinitesimal, não havendo descontinuidade na velocidade do ar que passa pelo rotor, conhecida como velocidade induzida (*inflow*). Logo, o ar é acelerado para baixo de forma uniforme e sem perdas. Assume-se também que o escoamento é incompressível, invíscido e irrotacional. Dessa forma, pela terceira lei de Newton, gera-se uma força de reação no rotor para cima, denominada de tração (CHOPRA; DATTA, 2011).

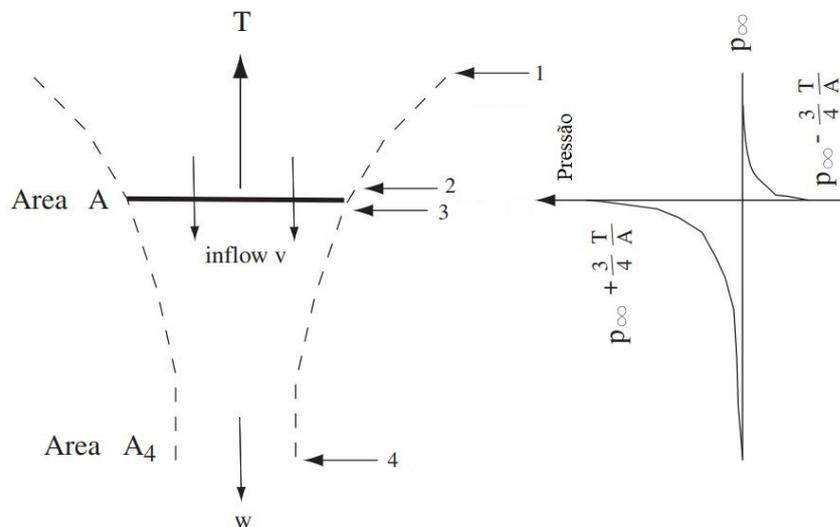


Figura 8 – Escoamento no disco atuador em Hover (CHOPRA; DATTA, 2011), Adaptado.

Na Figura 8, a força de tração é oriunda da diferença de pressão entre as seções 2 e 3 (equação 2.1), em que o termo  $T/A$  é denominado de carregamento de disco e é um parâmetro essencial no Design de asas rotativas.

$$p_3 - p_2 = \frac{T}{A} \quad (2.1)$$

Não há forças atuantes entre as seções 1 e 2, portanto, a pressão total se mantém constante. O mesmo vale entre as seções 3 e 4. Aplicando a conservação de energia, chega-

se na equação 2.2.

$$T = \frac{1}{2}\rho Aw^2 \quad (2.2)$$

Utilizando a conservação de momento, obtém-se a equação abaixo.

$$T = \rho Av(w - 0) \quad (2.3)$$

Manipulando as equações acima, chega-se nas seguintes equações para a velocidade induzida e para a potência requerida:

$$v = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (2.4)$$

$$P = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (2.5)$$

Essa potência, denominada de potência ideal, ou induzida, não leva em consideração os efeitos viscosos do escoamento e pode ser expressa como:

$$P = Tv = (2\rho Av^2)v = 2\rho Av^3 \quad (2.6)$$

Pela equação acima, nota-se que a potência necessária para pairar (*hover*) aumenta com o cubo da velocidade induzida. É evidente que, para gerar tração com o mínimo de potência necessária, a velocidade induzida deve ser pequena, e deve haver um grande fluxo de massa, resultando em uma grande área de disco. Outro parâmetro crucial no design de asas rotativas é a razão entre tração e potência, conhecida como carregamento de potência. Pela equação mencionada, verifica-se que esse parâmetro é inversamente proporcional à velocidade induzida.

A Figura 9 mostra a relação entre a razão  $T/P$  e o carregamento do disco para algumas configurações de aeronaves. Observa-se que os helicópteros puros possuem a maior eficiência quando comparada às outras configurações em regime de *hover* (LEISHMAN, 2016). A velocidade induzida pode ser adimensionalizada utilizando a velocidade da ponta da hélice, denominada de *inflow ratio* mostrada na equação abaixo (CHOPRA; DATTA, 2011):

$$\lambda = \frac{v}{\Omega R} \quad (2.7)$$

Coefficientes adimensionais são comumente utilizados na análise de multirotores, para fins de comparação de diferentes hélices. Os coeficientes de tração e de potência são definidos da seguinte forma:

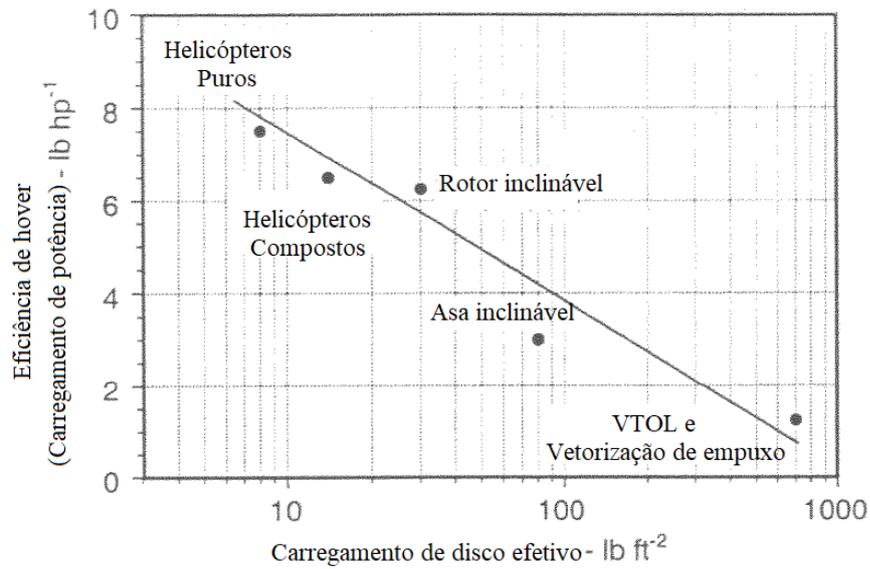


Figura 9 – Eficiência em hover em função do carregamento de disco. Fonte: (LEISHMAN, 2016), Adaptado.

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\Omega R)^2} \quad (2.8)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho A (\Omega R)^3} \quad (2.9)$$

O *inflow ratio*, por sua vez, pode ser expressa em função do coeficiente de tração:

$$\lambda = \frac{v}{\Omega R} = \frac{1}{\Omega R} \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A (\Omega R)^2}} = \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (2.10)$$

De posse da equação acima, o coeficiente de pressão pode ser expresso em função do coeficiente de tração da seguinte forma:

$$C_P = C_T \lambda = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} \quad (2.11)$$

De maneira análoga, o coeficiente de torque é definido como:

$$C_Q = \frac{Q}{\rho A \Omega^2 R^3} \quad (2.12)$$

Pela definição acima e considerando que  $P = \Omega Q$ , nota-se que o coeficiente de torque é numericamente igual ao coeficiente de potência ideal. A teoria do disco atuador pode ser ajustada para incorporar efeitos não ideais, como perdas de ponta de hélice e efeitos viscosos. Essa modificação ocorre pela introdução de um fator induzido  $\kappa$  e a inclusão de uma potência requerida decorrente do arrasto de perfil  $P_0$ , conforme mostrado

na equação abaixo. O fator induzido é determinado experimentalmente, com um valor próximo de 1,15. O parâmetro  $\sigma$  é denominado solidez do rotor, representando a razão entre a área das hélices e a área do disco atuador.

$$C_P = C_{P_i} + C_{P_0} = \frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{d0}}{8} \quad (2.13)$$

Para quantificar a eficiência propulsiva de um rotor, utiliza-se um parâmetro adimensional, a razão entre a potência ideal e a potência real em regime de *hover*. Esse parâmetro é expresso na equação abaixo e é conhecido como coeficiente de mérito (FM - Figure of Merit). A Figura 10 apresenta graficamente o coeficiente de mérito em relação ao  $C_T$ . Nota-se que, para valores pequenos de  $C_T$ , o coeficiente é reduzido, pois o arrasto de perfil domina em relação ao numerador. Entretanto, à medida que  $C_T$  aumenta, a contribuição do arrasto de perfil é diminuída, e o valor do coeficiente de mérito tende ao valor de  $1/\kappa$ , que é o máximo possível. Na prática, considera-se um valor em torno de 0,8 para o coeficiente de mérito de um rotor com boa performance de *hover* (LEISHMAN, 2016).

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{medida}} = \frac{\frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}}}{\frac{\kappa C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} + \frac{\sigma C_{d0}}{8}} \quad (2.14)$$

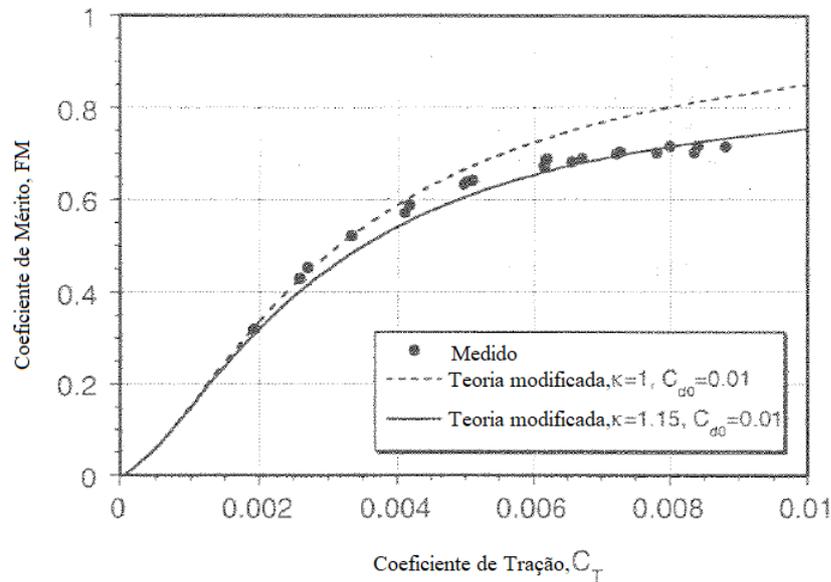


Figura 10 – Coeficiente de mérito, (LEISHMAN, 2016), Adaptado.

## 2.2 Teoria do elemento de Pá

Na teoria do elemento de pá (*Blade Element Theory - BET*), a hélice é tratada como uma asa rotativa, em que sua seção transversal bi-dimensional é um aerofólio. Pri-

meiramente é feita a divisão da hélice em pequenos elementos de área independentes entre si (Figura 11). As forças que agem nesse elemento são equacionadas e, em seguida, integradas ao longo do comprimento para analisar o comportamento da hélice como um todo. Portanto, esta teoria trata da definição das forças aerodinâmicas geradas em cada seção da hélice, como pode ser observado na Figura 12.  $V_0$  é a velocidade axial,  $V_2$  é a velocidade tangencial e  $V_1$  é a velocidade resultante local do vento relativo em relação ao perfil da seção. A velocidade  $V_0$  é a velocidade do escoamento livre acrescida de uma parcela por conta do inflow do disco atuador, já a velocidade  $V_2$  é a velocidade angular da seção ( $\Omega r$ ) diminuída por conta do efeito de vorticidade (GILJARHUS; PORCARELLI; APELAND, 2022). Esses efeitos na velocidade que são ocasionados pela existência do disco atuador são computados pelos fatores de indução apresentados na equação abaixo.

$$V_0 = (1 + a)V_\infty \quad (2.15)$$

$$V_2 = (1 - a')V_\Omega = (1 - a')\Omega r \quad (2.16)$$

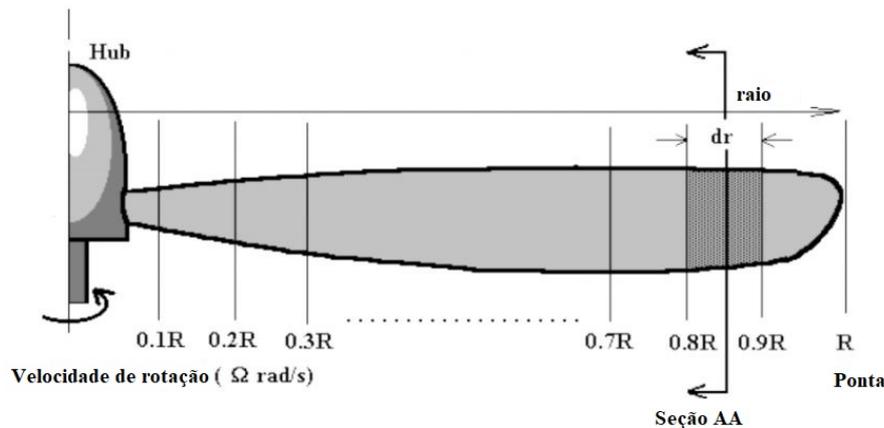


Figura 11 – Divisão da hélice em elementos (University of Cambridge, 2023), Adaptado.

Para determinar as forças aerodinâmicas locais, primeiro deve-se determinar a orientação do aerofólio em relação ao escoamento, ou seja, o ângulo de ataque formado pela velocidade local. Tendo posse das forças aerodinâmicas, pode-se obter a tração e o torque relativo a cada elemento. Da Figura 12, observa-se que o ângulo formado entre a tração e a sustentação ( $\phi$ ) é:

$$\phi = \theta - \alpha \quad (2.17)$$

Em que  $\theta$  é o ângulo de incidência da seção e  $\alpha$  é o ângulo de ataque efetivo em relação ao vento relativo. Utilizando as relações trigonométricas, a tração e o torque em cada elemento é dada por:

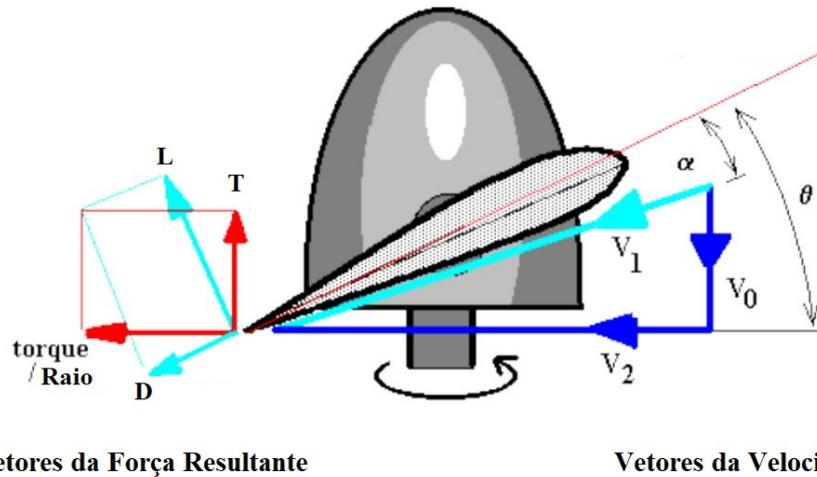


Figura 12 – Forças aerodinâmicas no elemento (University of Cambridge, 2023), Adaptado.

$$dT = dL \cos(\phi) - dD \sin(\phi) \quad (2.18)$$

$$\frac{dQ}{r} = dD \cos(\phi) + dL \sin(\phi) \quad (2.19)$$

Substituindo as forças de sustentação e arrasto do aerofólio:

$$dT = \frac{1}{2} \rho V_1^2 c (C_L \cos(\phi) - C_D \sin(\phi)) dr \quad (2.20)$$

$$dQ = \frac{1}{2} \rho V_1^2 c (C_D \cos(\phi) + C_L \sin(\phi)) dr \quad (2.21)$$

Em que o produto  $c dr$  é o diferencial de área  $dA$  do elemento. A tração, torque e potência total do rotor pode ser obtido através da integração dos diferenciais no raio do disco, conforme mostrado nas equações abaixo, em que  $N$  é o número de hélices.

$$T = N \int_0^R dT \quad (2.22)$$

$$Q = N \int_0^R dQ \quad (2.23)$$

$$P = \Omega Q \quad (2.24)$$

No Design de asas rotativas introduz-se um ângulo de incidência, ou torção, para compensar a variação na sustentação resultante das diferentes velocidades tangenciais ao

longo da hélice. Essa medida visa atenuar as forças internas e alcançar uma distribuição mais uniforme da sustentação. A Figura 13 ilustra a torção da hélice, que promove a variação do ângulo de incidência.

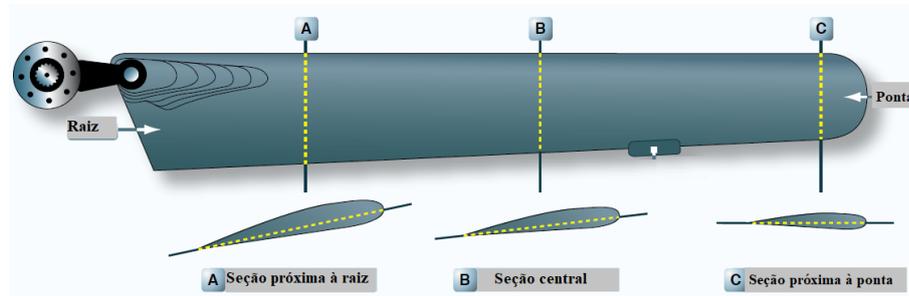


Figura 13 – Ângulo de torção (United States. Federal Aviation Administration, 2019)

Com isso, o ângulo de incidência é maior na raiz, onde velocidade tangencial ( $V_\Omega$ ) é baixa e menor na ponta, onde a velocidade tangencial é mais alta. A variação do ângulo de torção da hélice em relação à posição radial é expressa pela equação 2.17, em que  $P_{0,75}$  é o passo (Pitch) da hélice em posição  $0,75R$  (GILJARHUS; PORCARELLI; APELAND, 2022).

$$\theta(r) = \arctan\left(\frac{P_{0,75}}{2\pi r}\right) \quad (2.25)$$

### 2.3 Revisão bibliográfica - Interação do escoamento de rotores

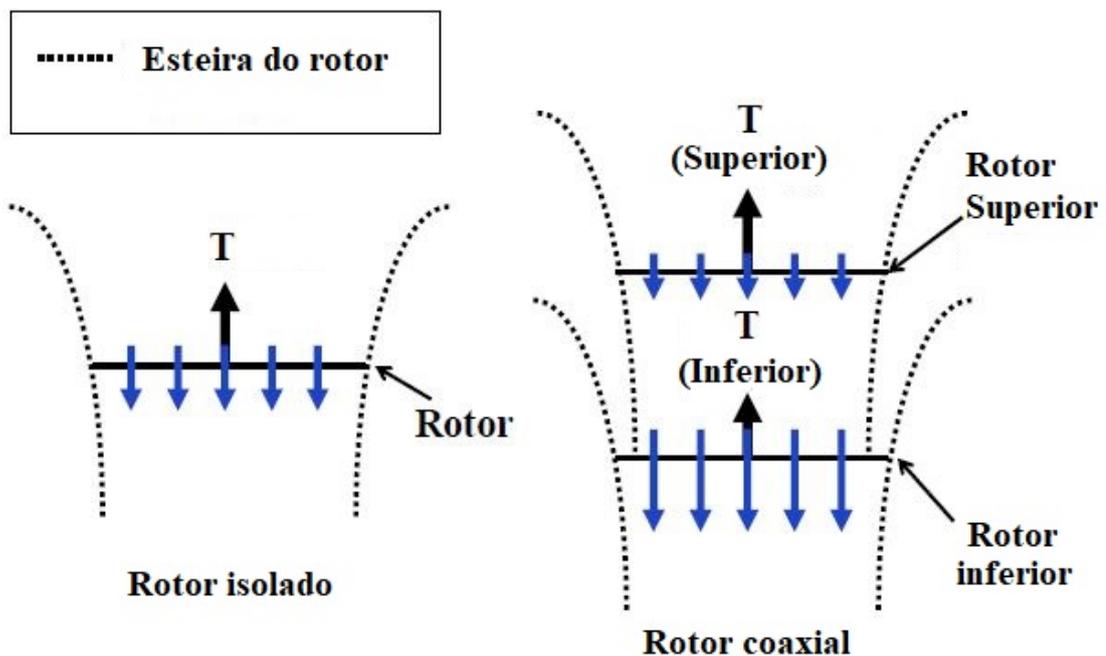


Figura 14 – Esquemático da interação aerodinâmica dos rotores (OTSUKA; NAGATANI, 2016), Adaptado.

Concebida a mais de 150 anos no contexto de helicópteros, a configuração coaxial possui a vantagem de não necessitar de um rotor na cauda para contrabalancear o torque do rotor principal, já que a reação de momento dos rotores se cancelam por contra-rotação. Portanto, toda a potência dos rotores é para voo vertical (YOON; LEE; PULLIAM, 2016). Vários pesquisadores se debruçaram em visualizar como o escoamento de um rotor influencia o outro, visto no esquemático da Figura 14 e experimentalmente na Figura 15.

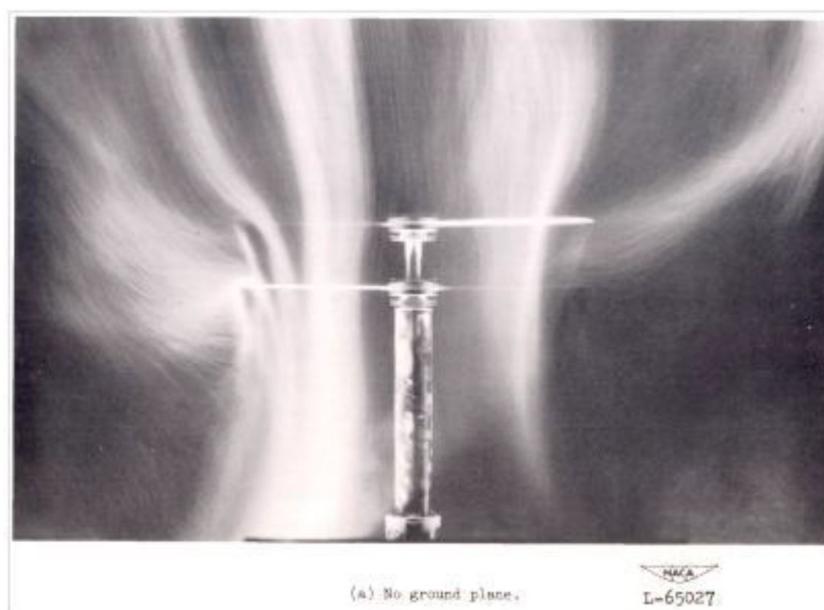


Figura 15 – Visualização do escoamento em rotor coaxial (TAYLOR, 1950)

Neste experimento, Taylor observa que o fluxo de ar gerado pelo rotor superior afeta o rotor inferior, resultando em uma diminuição da tração devido à interação entre os escoamentos (TAYLOR, 1950). A Figura 16 apresenta os resultados do "critério Q" obtidos a partir de um estudo numérico em CFD, que tem como objetivo investigar a interação entre os escoamentos dos rotores coaxiais. Esse critério é empregado para identificar vórtices, combinando informações de velocidade e vorticidade do escoamento. Na imagem, o fluxo de ar proveniente do rotor superior se contrai e interage com o escoamento do rotor inferior, gerando uma esteira turbulenta.

A Figura 17 apresenta as isossuperfícies de vorticidade e os contornos correspondentes obtidos por simulação numérica utilizando modelagem URANS. O autor destaca as áreas de compressão na esteira e estima que a região de maior vorticidade ocorre a uma distância de aproximadamente um raio da hélice. Posteriormente, essa vorticidade diminui em intensidade, dissipando-se em uma área de vorticidade constante (KONSTANTINOV et al., 2021).

Otsuka realizou um estudo experimental que investigou a relação entre a área de sobreposição e a diminuição da tração dos rotores. Na bancada experimental, foram variados o ângulo e a distância entre os eixos, conforme mostrado no esquemático da Figura 18. Segundo o autor, observou-se que a tração do rotor superior é minimamente

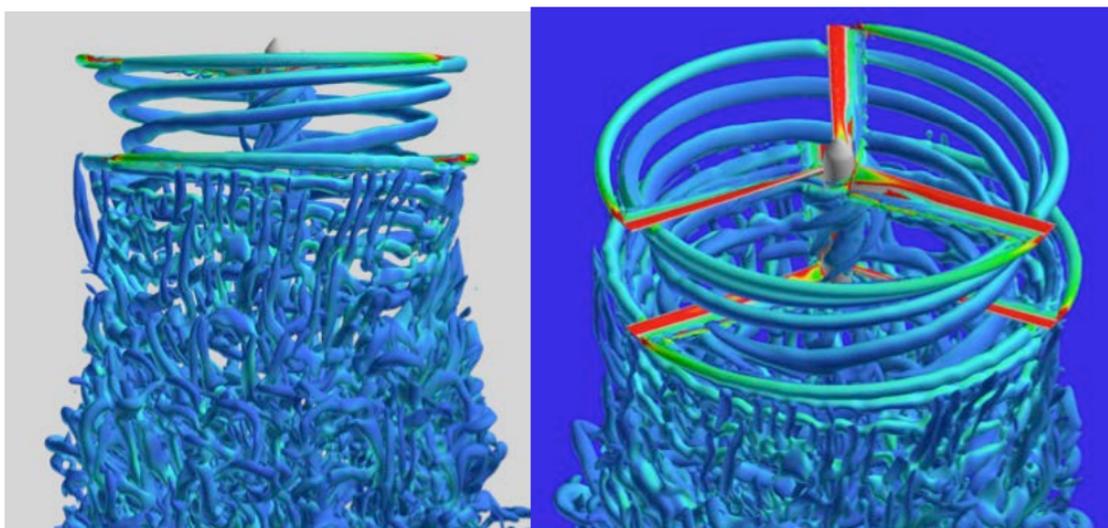


Figura 16 – Vista lateral e oblíqua do critério  $Q$  para rotores coaxiais em hover (YOON; LEE; PULLIAM, 2016)

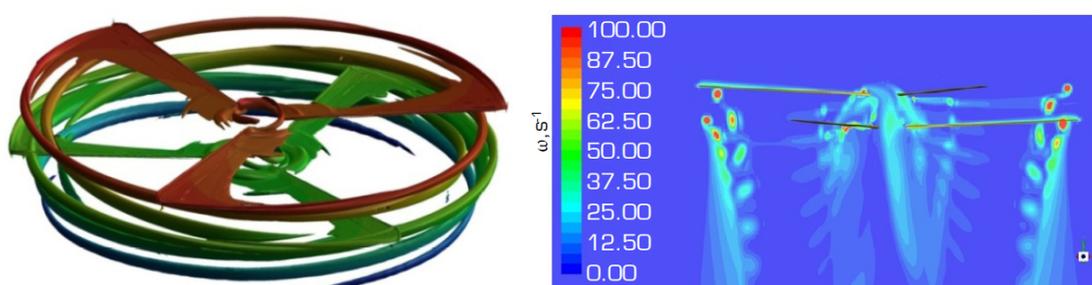


Figura 17 – Isossuperfícies e contorno de vorticidade (KONSTANTINOV et al., 2021)

afetada, sendo o rotor inferior o mais impactado, apresentando perda de tração (OTSUKA; NAGATANI, 2016).

Os resultados indicaram que a menor eficiência da configuração foi registrada para o ângulo de  $0^\circ$ , que corresponde à configuração coaxial. Notavelmente, a configuração que demonstrou maior tração foi aquela com um ângulo de  $45^\circ$  e uma maior distância entre os eixos, resultando em uma menor área de sobreposição. Dessa forma, o autor conclui que a configuração de maior eficiência é aquela com uma menor área de sobreposição. Nesse contexto, a eficiência é a razão entre a tração do rotor em comparação com o rotor isolado.

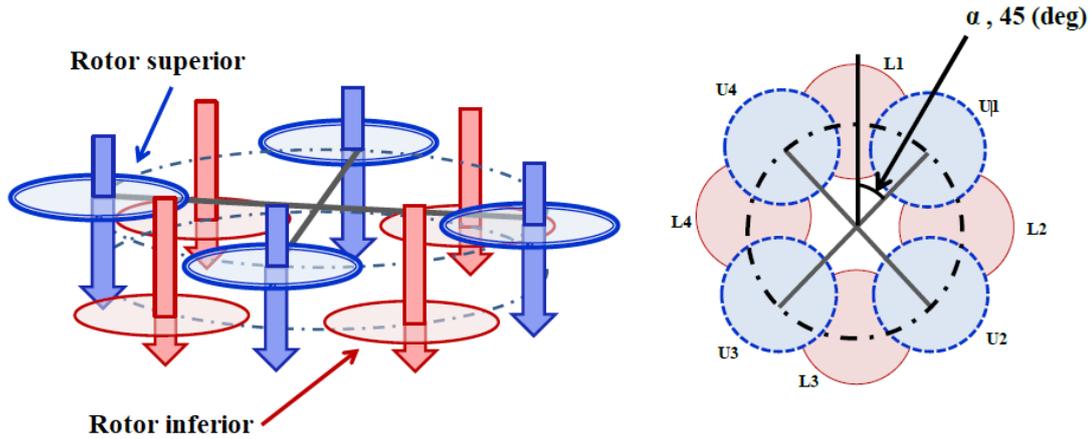


Figura 18 – Configuração de sobreposição parcial (OTSUKA; NAGATANI, 2016), Adaptado.

## 2.4 Dinâmica dos fluidos computacional (CFD)

O uso de métodos numéricos para cálculo aerodinâmico vem crescendo ao longo dos anos no setor aeroespacial. Sua utilização aliada com ensaios experimentais pode fornecer validação dos modelos em CFD e também reduzir o número de ensaios em túneis de vento necessários para caracterizar determinado escoamento. Estes métodos numéricos se baseiam nas equações de conservação de massa, energia e momento linear de Navier Stokes. Porém, a modelagem de fenômenos com turbulência ainda é desafiadora, dada sua natureza caótica, randômica e irregular.

### 2.4.1 Equações de Navier Stokes

As equações a seguir descrevem o comportamento dos fluidos e são empregadas para determinar as propriedades do escoamento, tais como pressão, massa específica e velocidade ao longo do tempo (ANDERSON, 2017). A equação 2.26 expressa o princípio da conservação da massa, enquanto as equações 2.27 - 2.29 expressam a conservação do momento linear nos 3 eixos.

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (2.26)$$

$$\rho \frac{Du}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \quad (2.27)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} \quad (2.28)$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \quad (2.29)$$

Contudo, a resolução dessas equações é uma tarefa árdua quando se trata de problemas tridimensionais e turbulentos. A turbulência é um fenômeno caracterizado por

diferentes escalas de energia, onde a energia cinética do escoamento é transferida das escalas maiores para as menores, até ser dissipada.

## 2.5 Modelagem da turbulência

A escolha da modelagem de turbulência depende do objeto de estudo, sendo selecionado de acordo com a escala de interesse. NA DNS (Simulação numérica direta), não é utilizado um modelo de turbulência, e todas as escalas são resolvidas diretamente por métodos numéricos. Embora esse método apresente majoritariamente erros numéricos e seja capaz de capturar o comportamento completo do escoamento, demanda considerável poder computacional e tempo de simulação devido ao grande número de elementos na malha e ao pequeno passo de tempo necessário para a captura das menores escalas de energia. Devido a essas limitações, A DNS se torna inviável em muitas aplicações práticas de engenharia.

Em muitos problemas de engenharia, interessa-se nas propriedades médias em regime permanente do escoamento. Neste caso, recorre-se às modelagens de turbulência RANS (*Reynolds Average Navier Stokes*), em que se obtêm as propriedades do escoamento médio. Esta abordagem é amplamente utilizada devido ao baixo custo computacional quando comparada com a abordagem DNS ou LES (*Large Eddy simulation*). Como pressuposto, assume-se que a turbulência é uma flutuação majoritariamente randômica das propriedades do escoamento. Portanto, uma variável qualquer  $\phi$  pode ser expressa como  $\phi = \bar{\phi} + \phi'$ , em que o primeiro termo é a propriedade média e o segundo consiste na flutuação. O método URANS também possui o mesmo pressuposto, porém, em regime transiente, sendo utilizado para estudo de esteiras (SILVA, 2014).

Dentre as modelagens RANS, tem-se o método  $\kappa - \epsilon$  e  $\kappa - \omega$ . O Método  $\kappa - \epsilon$  descreve o escoamento em termos da equação de energia cinética turbulenta ( $\kappa$ ) e da taxa de dissipação de energia turbulenta ( $\epsilon$ ). Este modelo apresenta boa precisão para regiões de escoamento livre e de baixos gradientes de pressão, quando confrontado com resultados experimentais (SILVA, 2014). Já o modelo  $\kappa - \omega$ , resolve a equação de energia cinética turbulenta ( $\kappa$ ) e a equação de frequência de dissipação de turbulência ( $\omega$ ). Apresenta boa acurácia em regiões de gradiente adverso de pressão e próximo à paredes, com desvantagens em regiões de escoamento livre. Visando conciliar as vantagens e complementariedades dos modelos  $\kappa - \epsilon$  e  $\kappa - \omega$ , surgiu o SST (*shear Stress Transport*). Nesta modelagem, utiliza-se o  $\kappa - \omega$  para obter predições do escoamento em regiões de gradientes adversos de pressão e descolamento de camada limite. Já o  $\kappa - \epsilon$  é utilizado na região de escoamento livre.

## 3 Metodologia

Este capítulo trata da metodologia utilizada na simulação numérica de um rotor isolado e dois rotores em configuração coaxial, incluindo geometria, geração de malha, condições de contorno e modelo de turbulência utilizado. Ademais, A fim de validar a simulação numérica de um rotor isolado, fez-se um ensaio em bancada experimental para se obter os dados de tração e potência demandada em função da velocidade angular do rotor, em RPM.

### 3.1 Geometria da hélice

A Tabela 1 resume as principais informações sobre a geometria do rotor utilizada neste trabalho. Utilizou-se um scanner 3D comercial para obter a geometria da hélice de forma precisa. A partir da nuvem de pontos exportada do scanner, obteve-se as seções transversais que compõem a pá, visto na Figura 19. Os aerofólios foram posicionados de acordo com a Figura 21, que representa a distribuição linear do ângulo de torção em graus em função da posição radial normalizada da seção, para hélice de passo fixo (Equação 2.25). Desta forma, construiu-se a geometria da pá observada na Figura 20.

Tabela 1 – Parâmetros do rotor

Parâmetro	Valor
Diâmetro do rotor	54" (137,16 cm)
Número de pás	2
Diâmetro do HUB	8 cm
Passo em 0,75R	13" (33,02 cm)
Corda em 0,75R	5,91 cm
Solidez	0,046

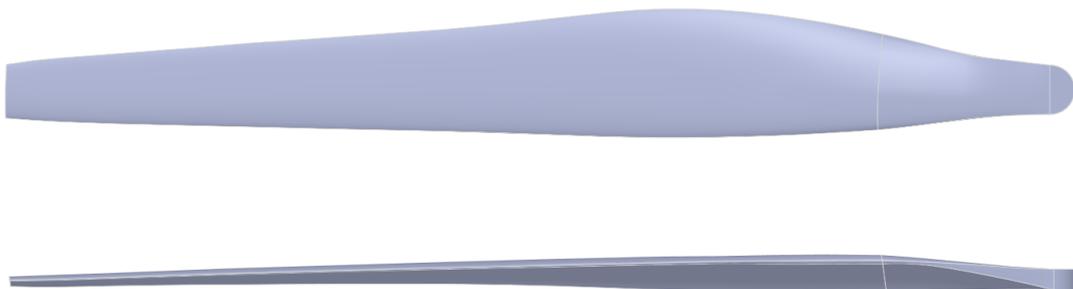


Figura 20 – Vista superior e frontal da Hélice

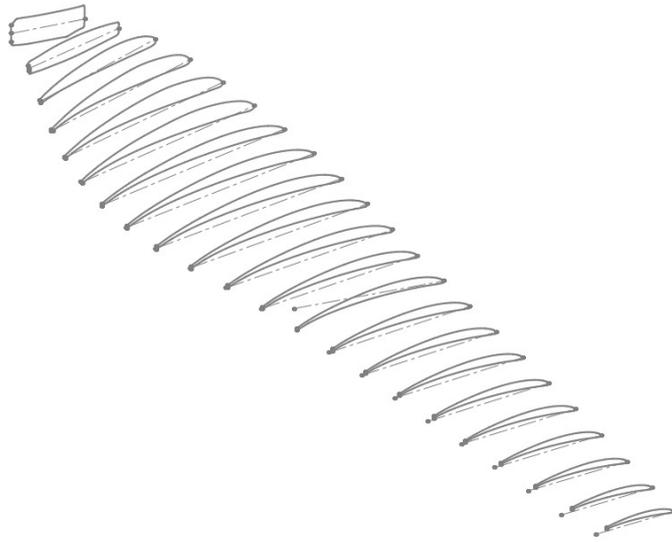


Figura 19 – Seções transversais da hélice

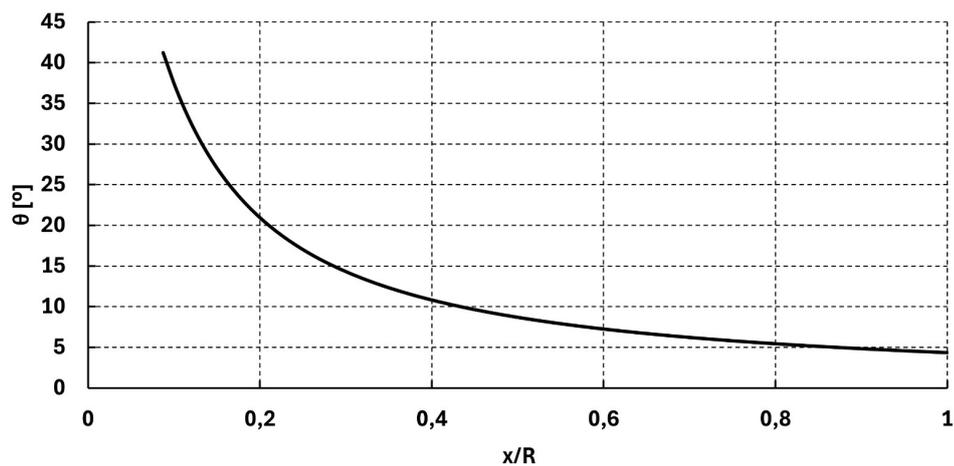


Figura 21 – Ângulo de torção da hélice

## 3.2 Domínio computacional e malha - Rotor isolado

De posse da geometria da pá, criou-se o domínio computacional para o estudo numérico do rotor isolado, conforme apresentado na Figura 22. Este domínio consiste em um volume rotativo cilíndrico que contém a geometria do rotor, estando imerso em um volume estacionário, também cilíndrico, conforme mostrado na Figura 23.

No estudo de seleção de malha, foram feitas três discretizações, sendo duas do tipo mosaico poly-hexacore e uma do tipo não estruturada, com elementos tetraédricos. A Tabela 2 sintetiza as principais informações, destacando que a terceira linha representa a malha não estruturada com elementos tetraédricos. O gráfico 24 ilustra a análise de convergência da malha, mostrando a tração para 1976 RPM em função do número de

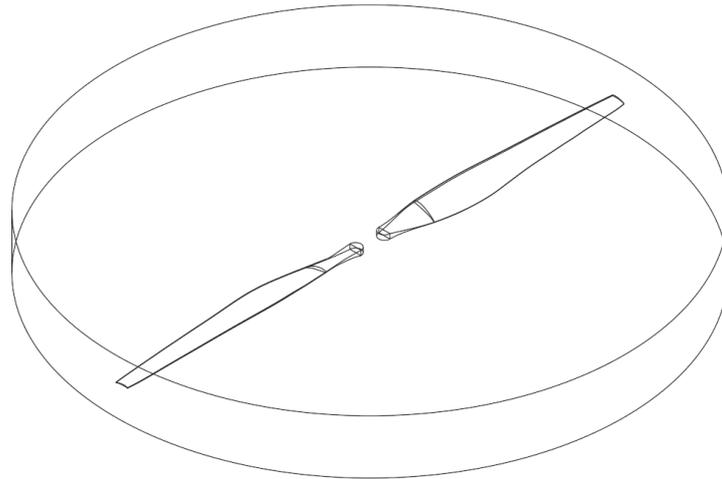


Figura 22 – Volume rotativo

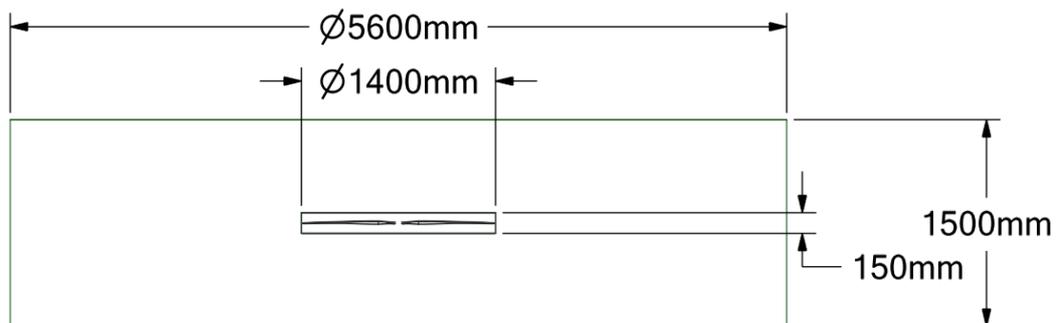


Figura 23 – Domínio computacional do rotor isolado

elementos e comparando com o dado experimental (em tracejado).

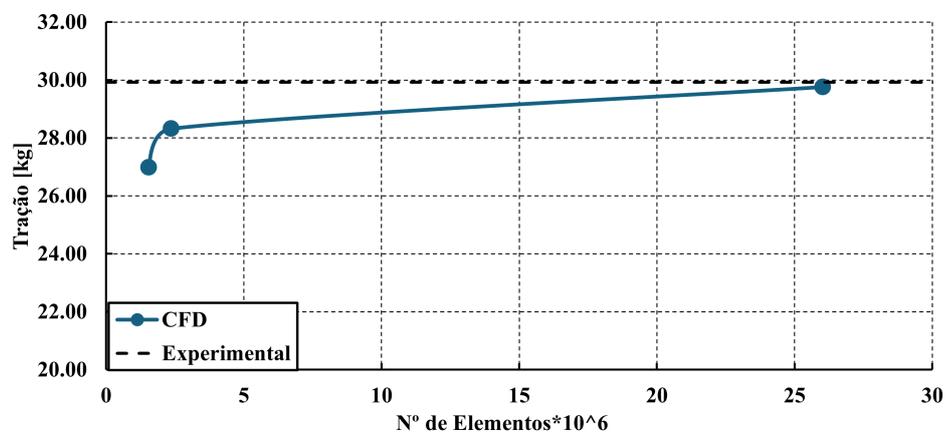


Figura 24 – Comparativo de malhas

Observa-se que a malha não estruturada apresentou o resultado mais próximo do experimental. Contudo, devido ao elevado número de elementos, cerca de 26 milhões, não

Tabela 2 – Dados das malhas geradas

	Y+min	Y+max	Y+médio	Elementos	Nós	Tração[Kg]
1	1,06	261,28	88,18	1,5E+06	4,5E+06	26,98
2	0,08	14,00	4,53	2,4E+06	6,0E+06	28,66
3	0,06	3,80	1,15	2,6E+07	6,9E+06	29,76

foi possível utilizar as mesmas configurações de discretização para o caso coaxial, devido à limitação do poder computacional disponível para este estudo. Portanto, optou-se por utilizar a malha 2, que apresenta um erro de 5,36% em relação ao dado experimental e um valor médio de Y+ de 4,53. A malha do domínio pode ser observada na figura 25, enquanto que a figura 26 apresenta uma vista ampliada do volume rotativo. A malha da pá está apresentada nas figuras 27 e 28. Utilizou-se um *sizing* de 2,5 mm para o extradorso e intradorso das pás e um *sizing* de 0,5 mm para o bordo de ataque e o bordo de fuga. Para capturar a camada limite, foram empregadas 10 camadas, com uma razão de transição (*Transition ratio*) de 0,1 e uma taxa de crescimento (*Growth rate*) de 1,2.

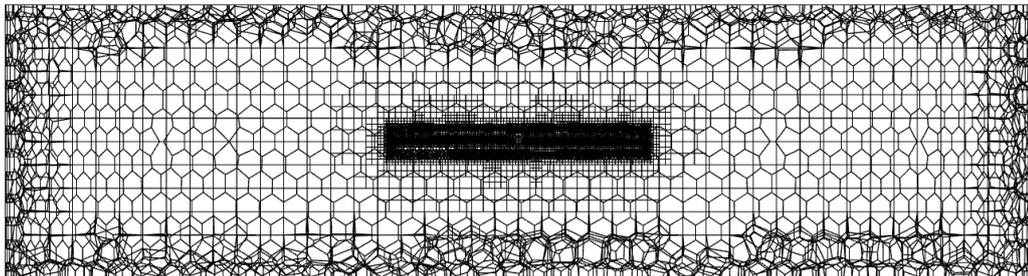


Figura 25 – Malha domínio estacionário

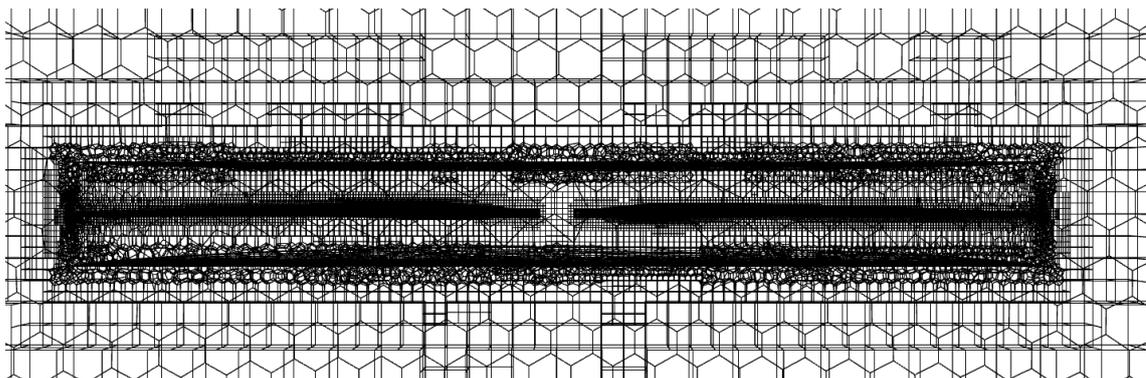


Figura 26 – Vista ampliada do domínio rotativo

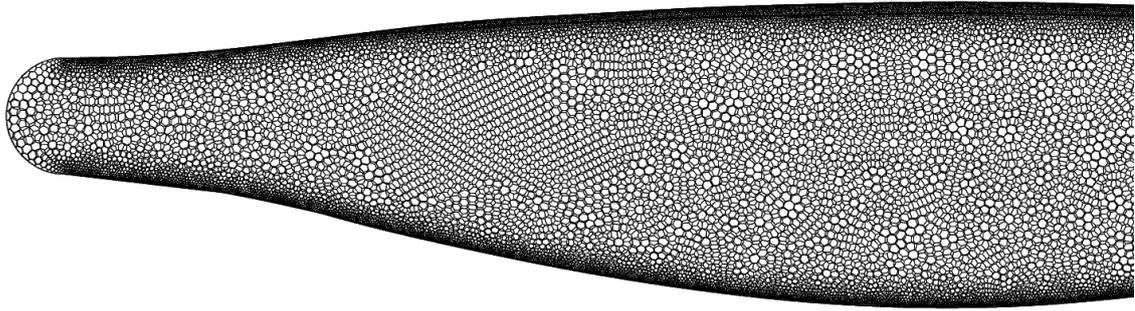


Figura 27 – Malha da pá

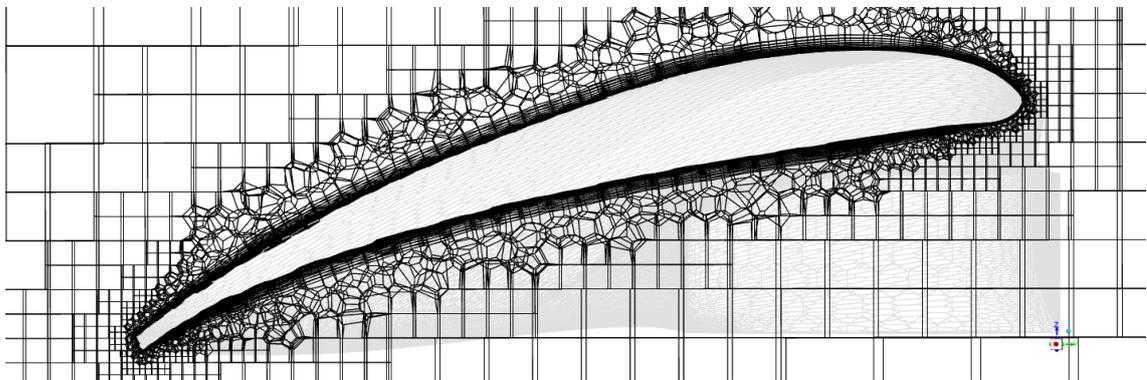


Figura 28 – Malha aerofólio

### 3.3 Domínio computacional e malha - Rotores coaxiais

Para a configuração de rotores coaxiais, fez-se um domínio que consiste em 2 volumes rotativos (Figura 29) e um estacionário, sendo que o volume rotativo superior rotaciona no sentido anti-horário e o rotor inferior rotaciona no sentido horário. O volume estacionário possui diâmetro de 4 vezes o do volume rotativo. As dimensões gerais do domínio se encontram na Figura 30.

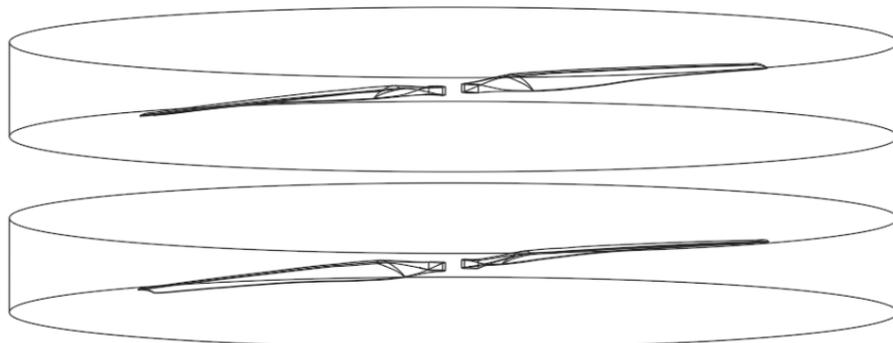


Figura 29 – Volumes rotativo superior (Anti-horário) e inferior (horário)

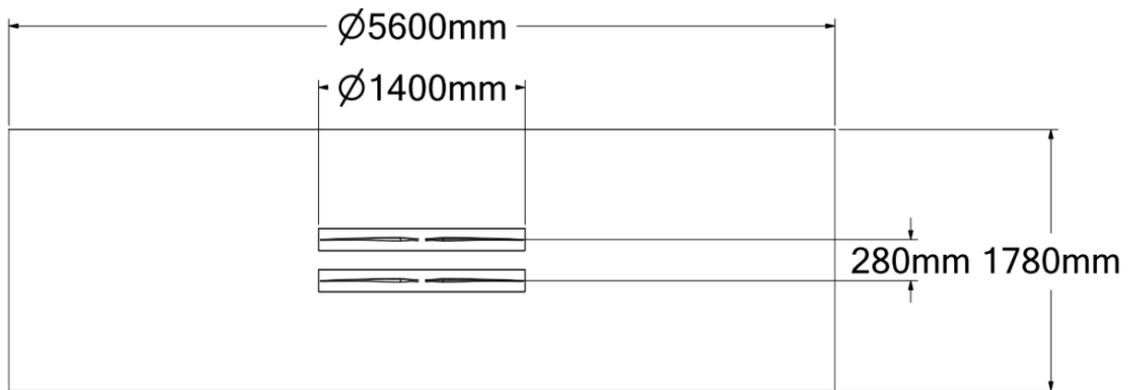


Figura 30 – Domínio computacional do rotor Coaxial

Aplicou-se as mesmas configurações de discretização de malha adotadas para o caso isolado, previamente apresentado. A figura 31 apresenta a malha do domínio computacional, enquanto que a figura 32 mostra uma vista ampliada em seção dos dois volumes rotativos. A tabela 3 sintetiza as principais informações a respeito da malha.

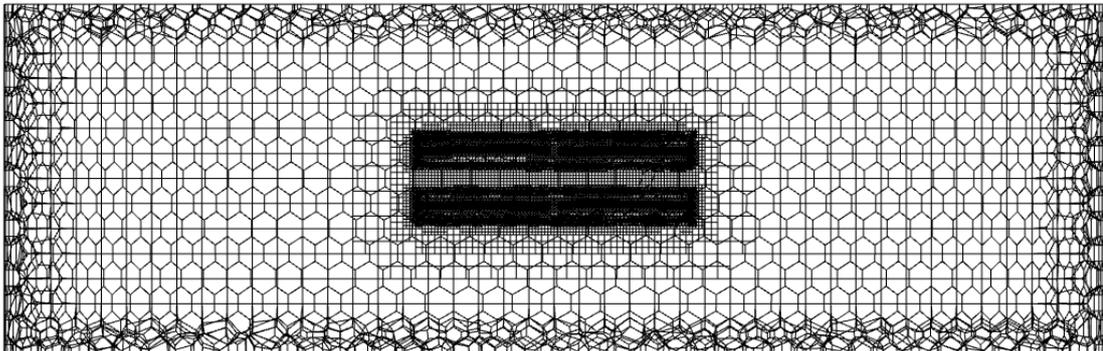


Figura 31 – Malha do domínio coaxial

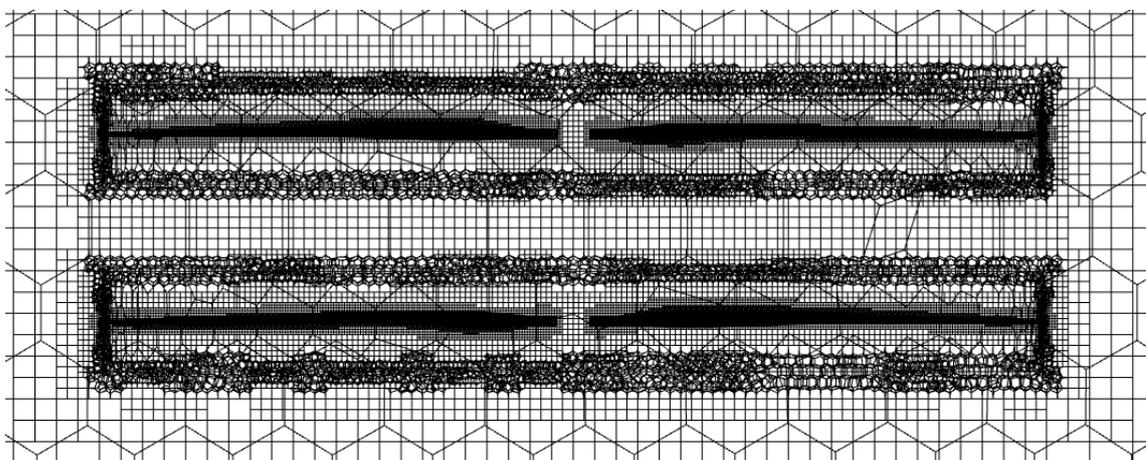


Figura 32 – Vista ampliada do domínio coaxial

Tabela 3 – Dados da malha coaxial

Y+min	Y+max	Y+médio	Elementos	Nós
0,08	14,00	4.53	4,7E+06	1,2E+07

### 3.4 Condições de contorno e Modelo de turbulência

Com o objetivo de se obter valores de tração e torque simulando o movimento rotacional do rotor, utilizou-se a abordagem de *Multiple Reference Frame*, comumente empregada na análise de turbomáquinas. Nesta abordagem, atribui-se uma velocidade angular do volume rotativo em relação ao volume estacionário. A Figura 33 ilustra essa abordagem. A face superior do volume estacionário foi definida como *Pressure inlet* enquanto a face inferior foi definida como *Pressure outlet*, vide Figura 34. Para modelagem de turbulência, utilizou-se o SST K-omega, tendo em vista que ele possui as vantagens dos modelos k-omega e k-epsilon, fornecendo valores mais precisos para simulações de rotores (HANG et al., 2022).

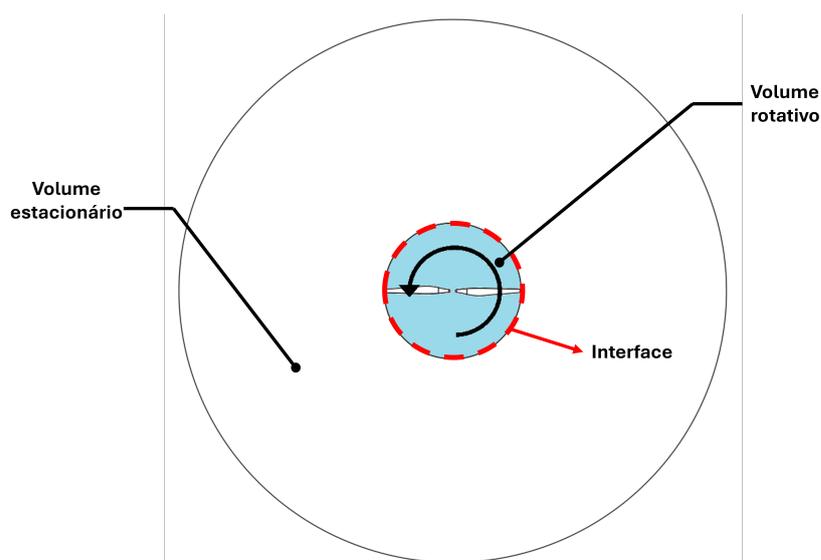


Figura 33 – Exemplo de modelagem MRF (Autoria própria)

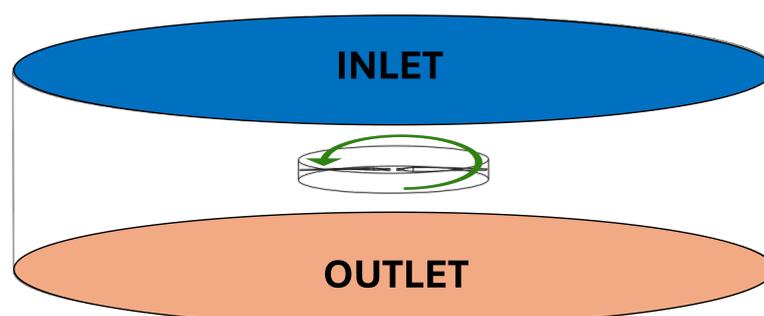


Figura 34 – Condições de contorno (Autoria própria)

### 3.5 Bancada experimental

Um ensaio foi conduzido em uma bancada experimental para coletar dados de tração do conjunto do sistema propulsivo motor-hélice. A bancada, Figura 35, consiste em uma estrutura em "L", fixada no chão e com a liberdade de rotacionar em torno de um eixo. A hélice foi montada na configuração *Pusher*, de tal forma que a tração (T) possa ser determinada a partir da leitura da balança (N), por meio da conservação de torque, de acordo com a equação abaixo:

$$TL1 = NL2 \quad (3.1)$$

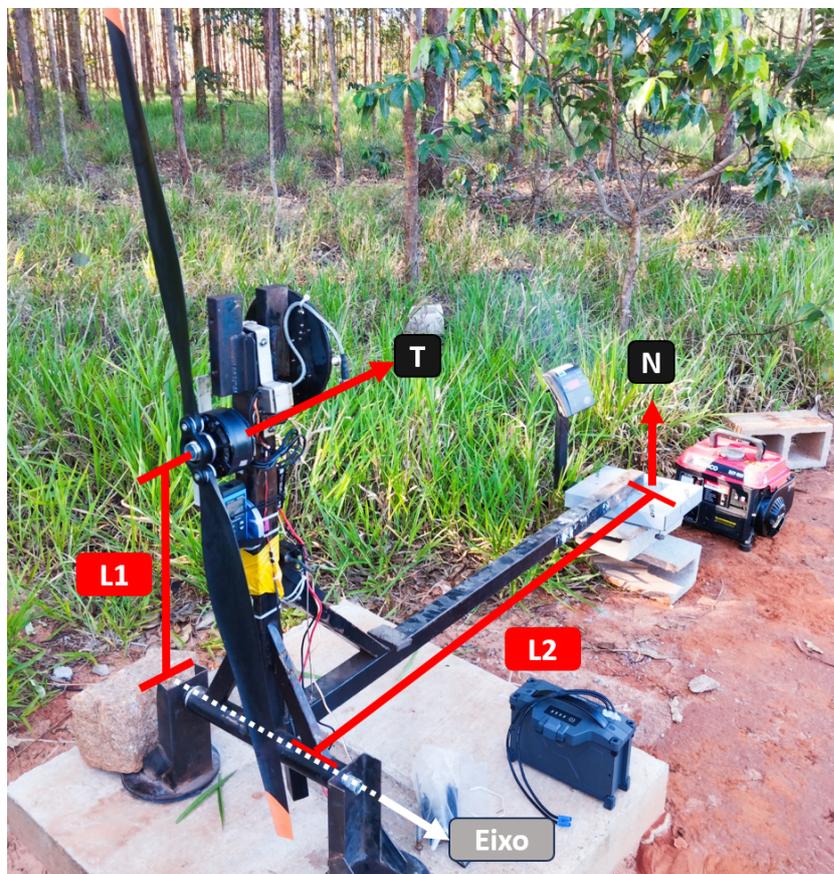


Figura 35 – Bancada de ensaios

Em que L1 e L2 são os respectivos braços de alavanca da estrutura. O sistema experimental consiste em uma bancada com a hélice a ser ensaiada, de dimensões 54"x 13", conectada mecanicamente a um motor de ímã permanente sem escova (BLDC) de kV 48 RPM/volt. O funcionamento desse motor baseia-se nas forças de atração e repulsão entre os ímãs permanentes e os eletroímãs para fazê-lo girar. Ele é composto por um estator (parte fixa) e um rotor (parte rotativa). O valor Kv de um motor, por sua vez, indica a máxima rotação que ele pode atingir (sem carga) dada uma determinada tensão. A Figura 36 ilustra esse tipo de dispositivo, onde os ímãs permanentes que formam o

rotor estão em azul e vermelho, enquanto os eletroímãs que compõem o estator estão representados pela cor cobre. O motor utilizado é controlado eletronicamente por um ESC (Controlador Eletrônico de Velocidade) modelo Xiongcai U120, permitindo a configuração de velocidades entre 230 e 2000 RPM. As rotações por minuto são medidas por um tacômetro Mdt-2244C, com resolução de 0,1 RPM. O sistema é alimentado por uma bateria de polímero de lítio 14S, com capacidade de 9500 mAh. A disposição dos elementos mencionados e suas características são mostradas na Figura 37 e na Tabela 4.

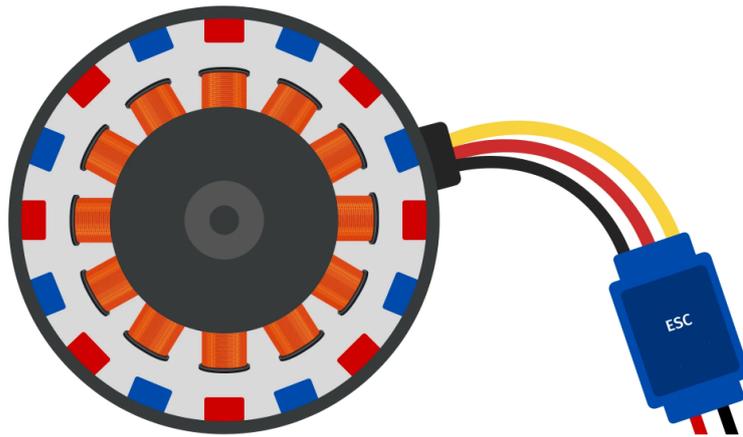


Figura 36 – Motor de Ímã permanente sem escova

Tabela 4 – Especificações do Motor, Bateria e ESC

Componente	Especificação	Valor
<b>Motor</b>	Dimensões do estator	100 × 33 [mm]
	Valor KV	48 [RPM/V]
	Potência	4000 [W]
<b>Bateria</b>	Tensão máxima	58,8 [V]
	Tensão Nominal	51,8 [V]
	Capacidade	9500 [mAh]
	Energia	492,1 [Wh]
<b>ESC</b>	Corrente contínua	120 [A]
	Tensão de operação	Até 58,8 [V]
<b>Bancada</b>	L1/L2	2,44

Para obter a tração, utilizou-se uma balança com resolução de 0,01 kg. A corrente e a tensão foram medidas com um alicate amperímetro Digital MINIPA-ET3367C, de resolução 0,01 A, e um multímetro digital MINIPA-ET2042F, de resolução 0,01V. A potência elétrica foi calculada pela equação  $P = IU$ , onde  $P$  é a potência,  $I$  é a corrente e  $U$  é a tensão.

Para controlar a velocidade de rotação do motor, um controlador ESP32 foi empregado para enviar um sinal PWM (Modulação por Largura de Pulso) para o ESC



Figura 37 – Elementos do ensaio de tração

(controlador de velocidade eletrônico) por meio de um código em arduino IDE. O sinal PWM consiste em pulsos de potência que ditam a velocidade que o motor de ímã permanente irá girar. Quanto maior o intervalo do pulso, maior o tempo em que o motor irá receber potência e, portanto, maior será o RPM do motor. O ensaio foi realizado em triplicata para os valores de 10 a 100% de PWM, correspondendo a uma largura de pulso de 1180 a 1900 microssegundos.

## 4 Resultados

### 4.1 Bancada experimental

Os resultados do ensaio no banco de testes do sistema propulsivo ESC-Motor-Hélice são apresentados nesta seção. A Tabela 5 sintetiza os dados obtidos. O parâmetro  $[g/W]$ , na última coluna, representa a eficiência do sistema propulsivo, sendo definido pela razão entre a tração, em gramas, e a potência elétrica fornecida ao sistema. Essa métrica é análoga ao carregamento de potência, discutido anteriormente como sendo a razão de T/P. A Figura 38 ilustra a curva de RPM em função da porcentagem de PWM, onde se observa um comportamento aproximadamente linear. Esse comportamento é desejável, pois facilita o controle do sistema e aumenta sua previsibilidade. As Figuras 39 e 40 apresentam, respectivamente, as curvas de tração e potência elétrica em função do RPM. O erro experimental foi calculado com base na incerteza expandida, a qual resulta da incerteza combinada multiplicada pelo fator de abrangência  $k$  adotado como  $k = 3$ . Contudo, essa incerteza se tornou visível apenas quando acumulada no gráfico 41.

A tração máxima obtida é de 29,94 kg. A eficiência do sistema propulsivo é mostrada no Gráfico 41. Observa-se que a eficiência do sistema decai abruptamente com o aumento do RPM, caindo de 32  $[g/W]$  em rotação mínima para 5  $[g/W]$  em rotação máxima. Esse declínio na eficiência propulsiva é explicado pelo fato de que a potência requerida, por ter uma relação cúbica com a velocidade angular, aumenta de forma mais acelerada do que a tração, que possui uma relação quadrática.

Tabela 5 – Resultados do Ensaio de Tração

PWM[%]	RPM	Tração[Kg]	Corrente[A]	Tensão[V]	Potência[W]	$[g/W]$
10	234,3	0,38	0,21	57,54	12	32
20	497,0	1,67	1,15	57,53	66	25
30	745,3	4,02	3,81	57,50	219	18
40	969,3	6,99	8,55	57,42	491	14
50	1186,3	10,35	15,52	57,23	888	11
60	1378,9	13,44	25,48	57,85	1474	9
70	1534,0	17,48	36,94	57,46	2123	8
80	1698,6	21,76	51,96	57,67	2997	7
90	1818,5	25,59	68,90	56,75	3910	6
100	1976,2	29,94	91,93	57,49	5294	5

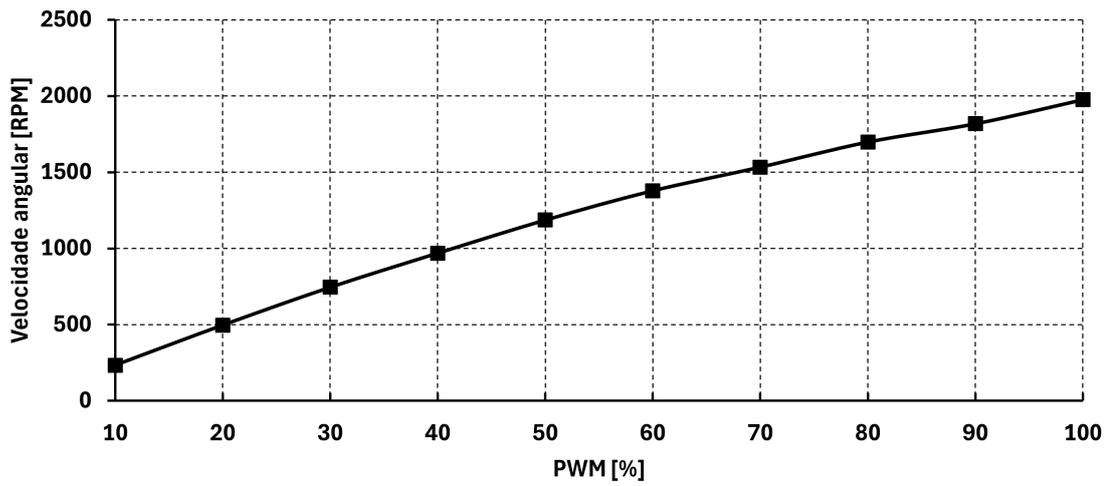


Figura 38 – Velocidade angular por PWM

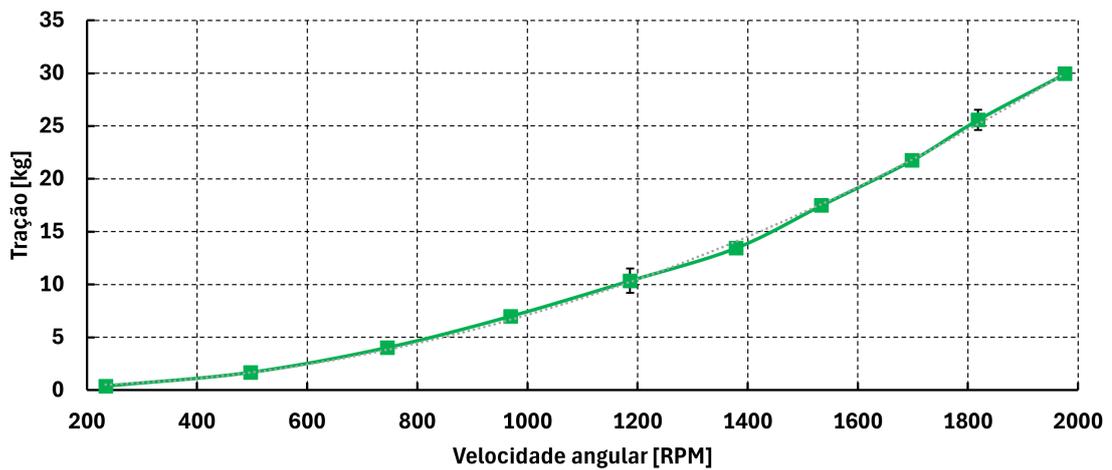


Figura 39 – Tração do rotor

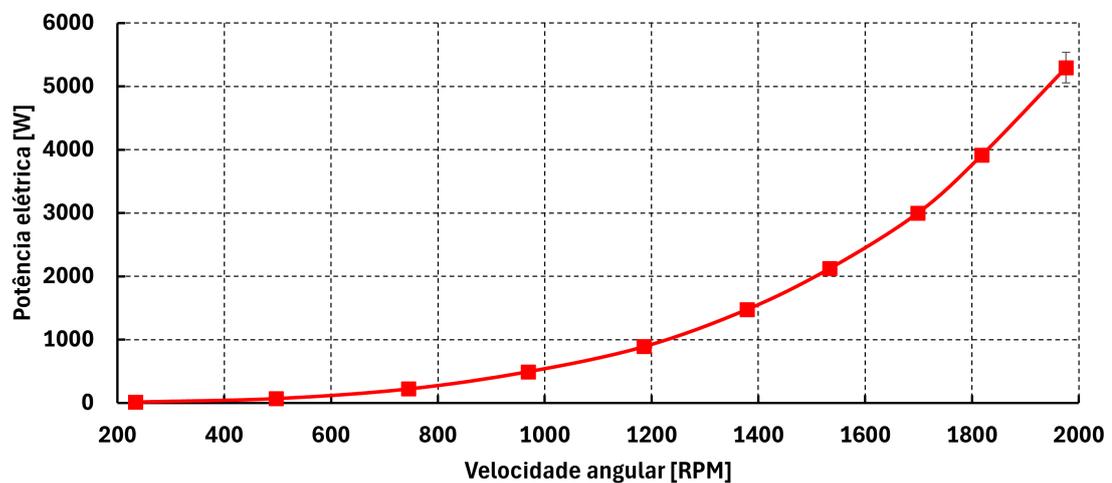


Figura 40 – Potência elétrica requerida do conjunto

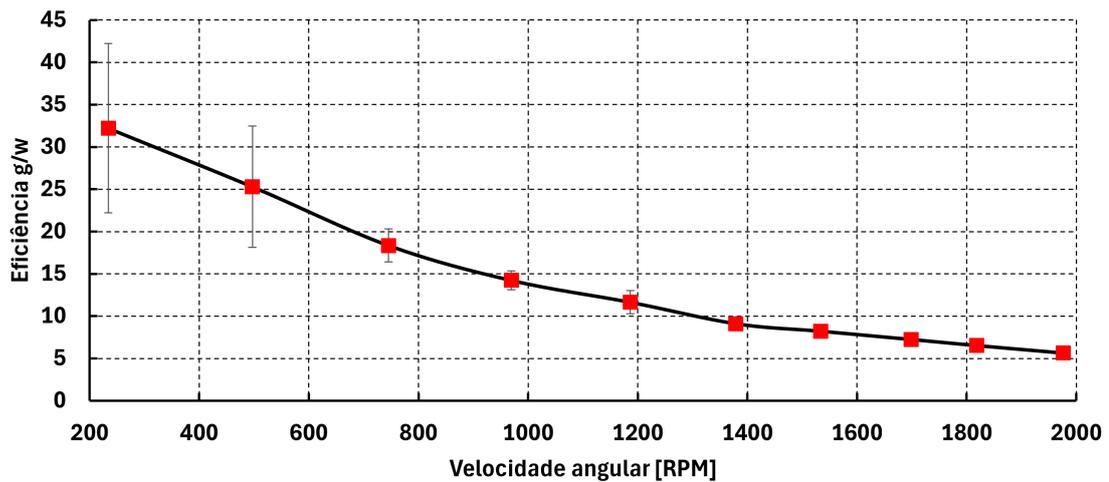


Figura 41 – Eficiência propulsiva g/w

## 4.2 Simulação numérica rotor isolado

A fim de validar a malha para o caso do rotor isolado, foram realizadas simulações numéricas com apenas um rotor para cinco velocidades angulares (467, 969, 1379, 1539 e 1976 RPM), correspondentes aos níveis de PWM de 20, 40, 60, 70 e 100%. A Figura 42 mostra a velocidade na direção Z da esteira do rotor. Observa-se que, acima do rotor, encontra-se a região de sucção. O rotor acelera o escoamento e, por conservação de massa, a esteira se contrai, até atingir uma velocidade em torno de 15 m/s. As linhas de trajetória liberadas na superfície do volume rotativo se encontra nas Figuras 43 e 44, sendo possível observar a contração da esteira do rotor. As figuras 45 e 46 mostram as linhas de trajetória no extradorso da hélice, sendo possível observar o *stall* nas seções mais próximas à raiz. Já a Figura 47 mostra as linhas de trajetória no intradorso.

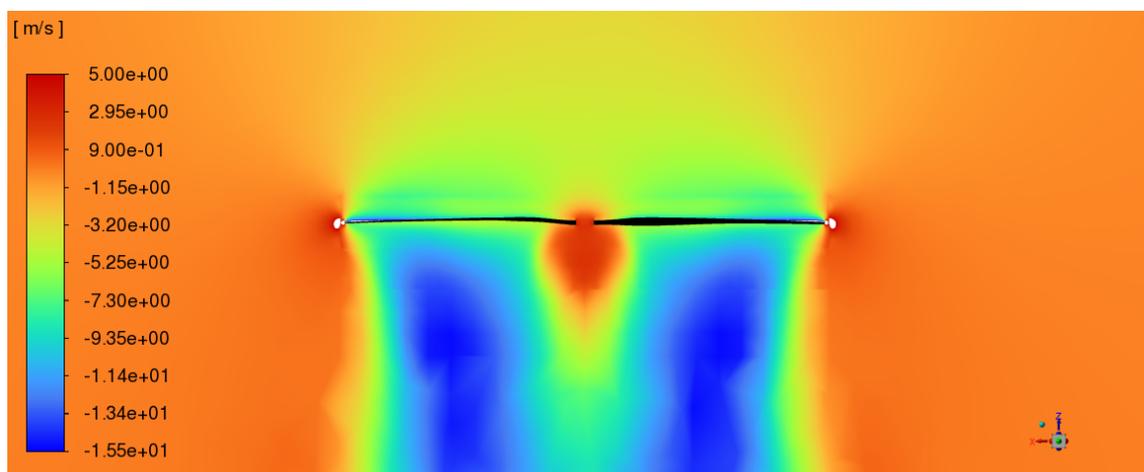


Figura 42 – Velocidade da esteira

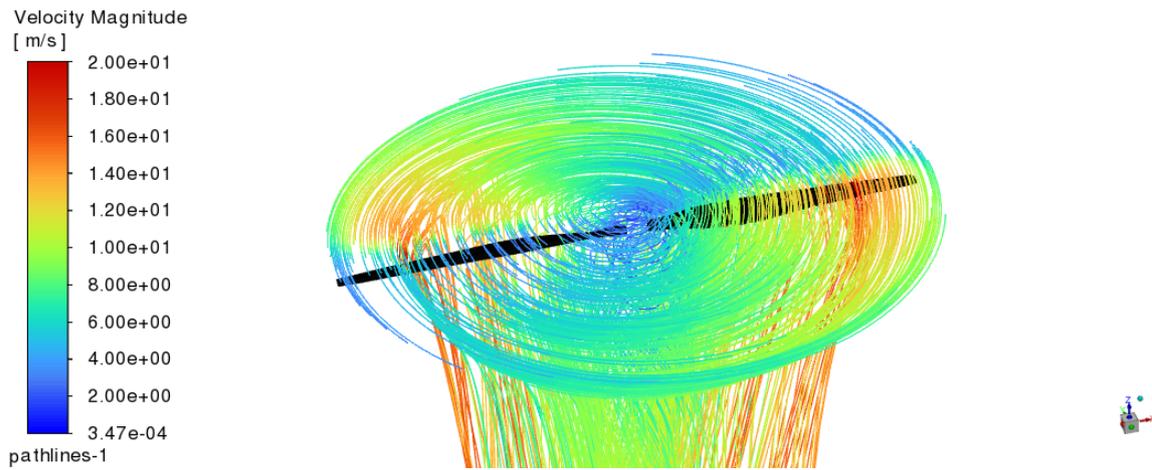


Figura 43 – Linhas de trajetória

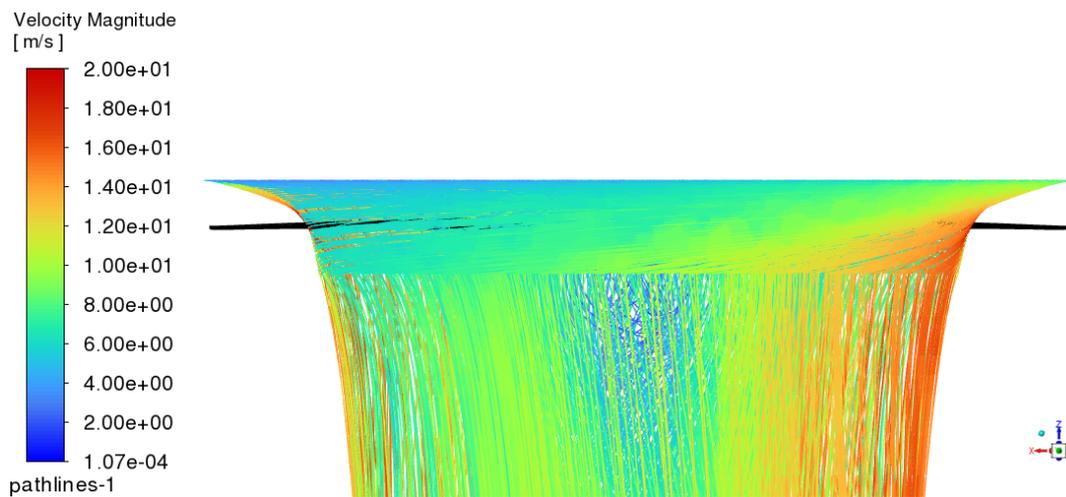


Figura 44 – Contração da esteira do rotor

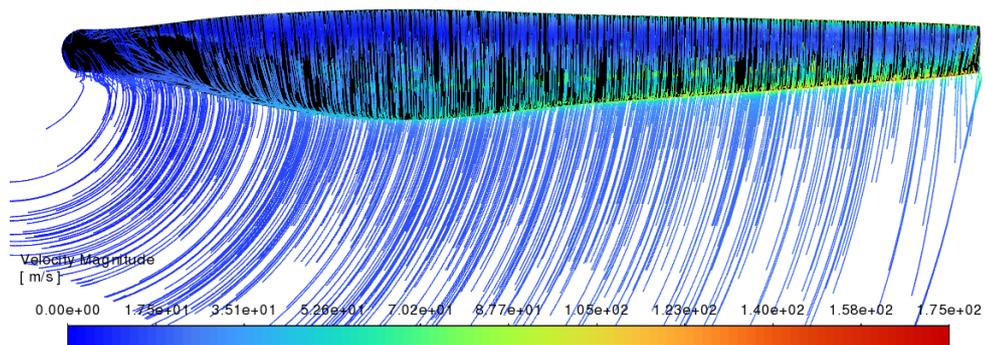


Figura 45 – Linhas de trajetória no extradorso da hélice

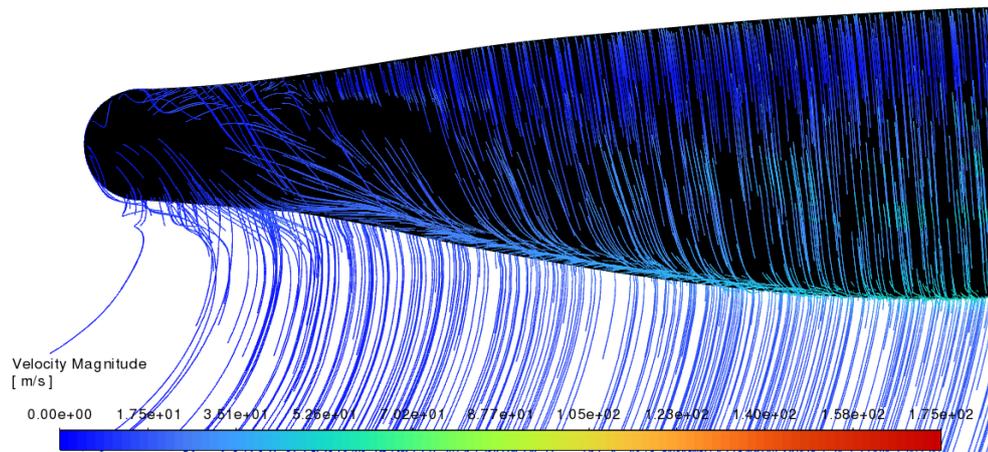


Figura 46 – Vista ampliada das linhas de trajetória no extradorso da hélice

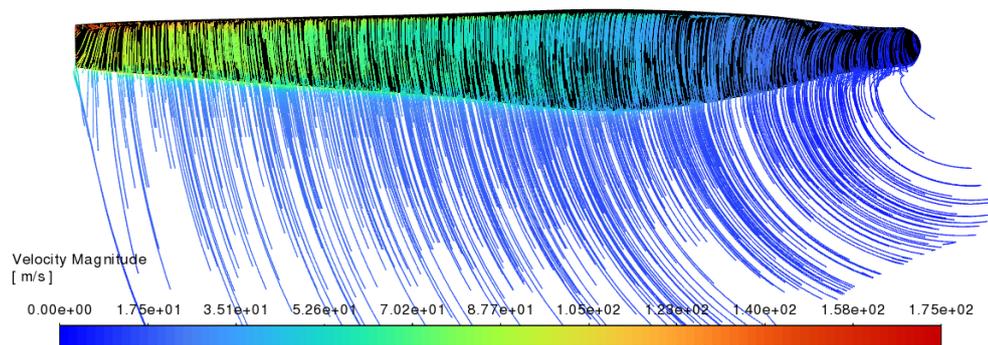


Figura 47 – Linhas de trajetória no extradorso da hélice

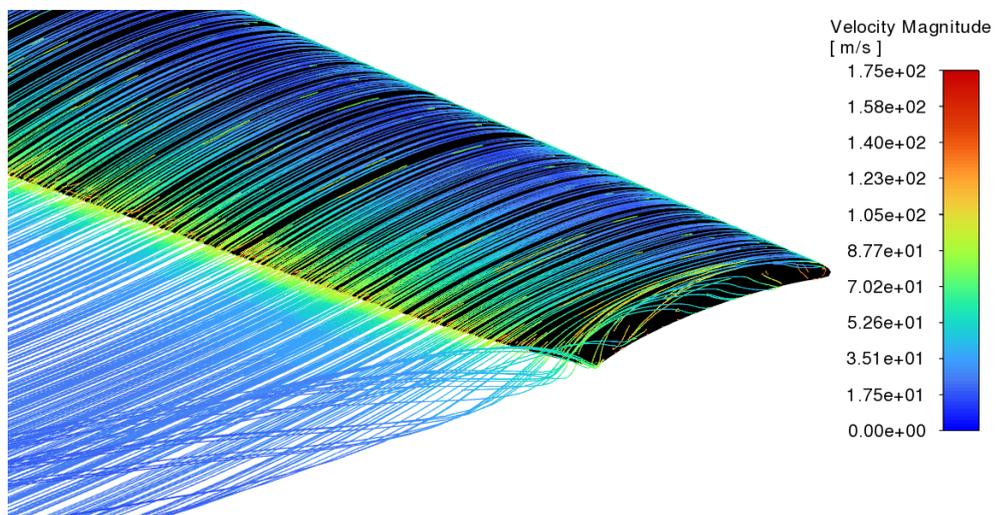


Figura 48 – Vórtice de ponta de hélice visto por meio de linhas de trajetória

As velocidades na entrada e na saída do volume rotativo são mostradas nas Figuras 49 e 50. Observa-se que na saída do volume rotativo, a velocidade é maior, pois o escoamento é acelerado pela hélice. Observa-se também que a região de maior velocidade se encontra por volta de 75% do raio do rotor, em conformidade com o referencial teórico. As Figuras 51 e 52 mostram a pressão no extradorso e no intradorso das pás. De maneira análoga à uma asa fixa, a diferença de pressão aplicada na superfície se traduz em uma força de sustentação, ou tração, para a hélice. Esta diferença de pressão causa também vórtices de ponta de hélice, sendo um indicio, a velocidade positiva em Z nas bordas da superfície do rotor (Figura 50). A imagem 48 ilustra estes vórtices por meio das linhas de trajetória.

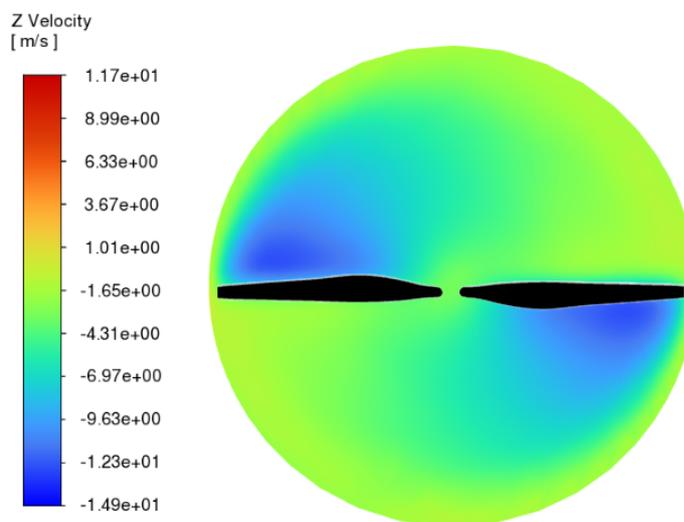


Figura 49 – Magnitude de velocidade na entrada do volume rotativo

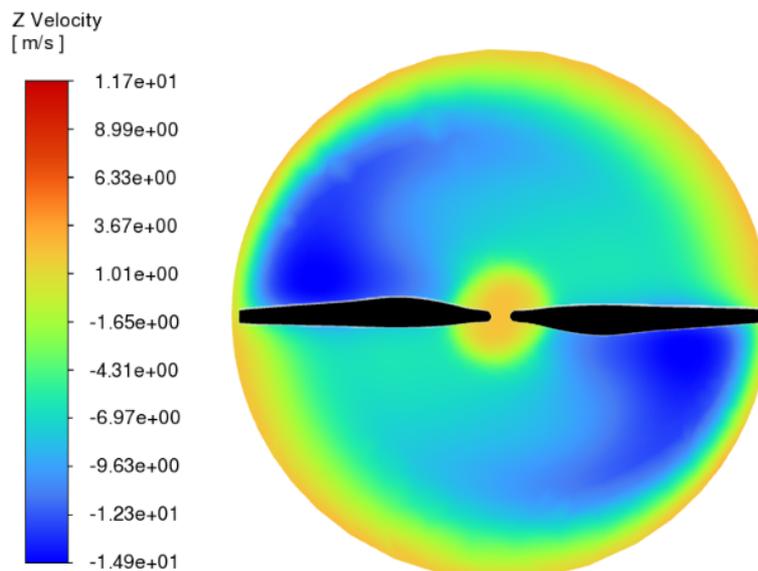


Figura 50 – Magnitude de velocidade na saída do volume rotativo

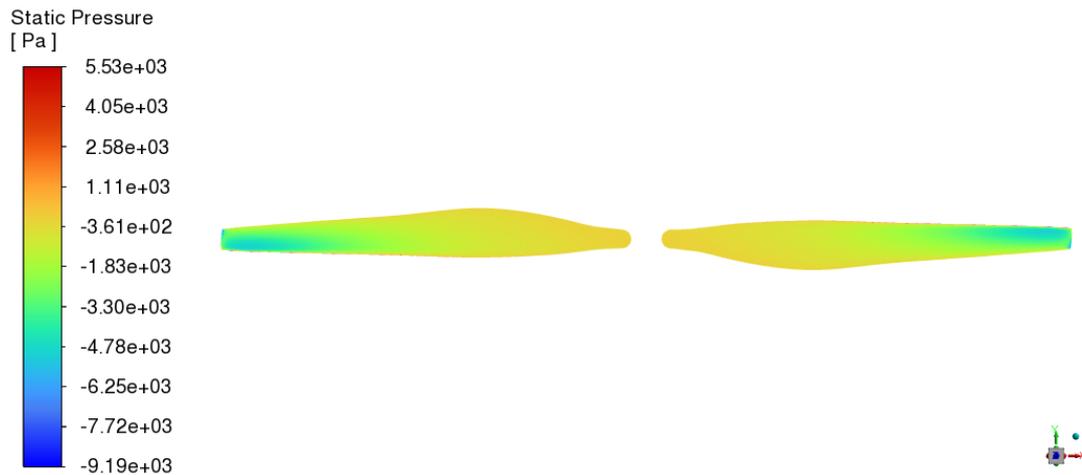


Figura 51 – Pressão estática no extradorso das pás

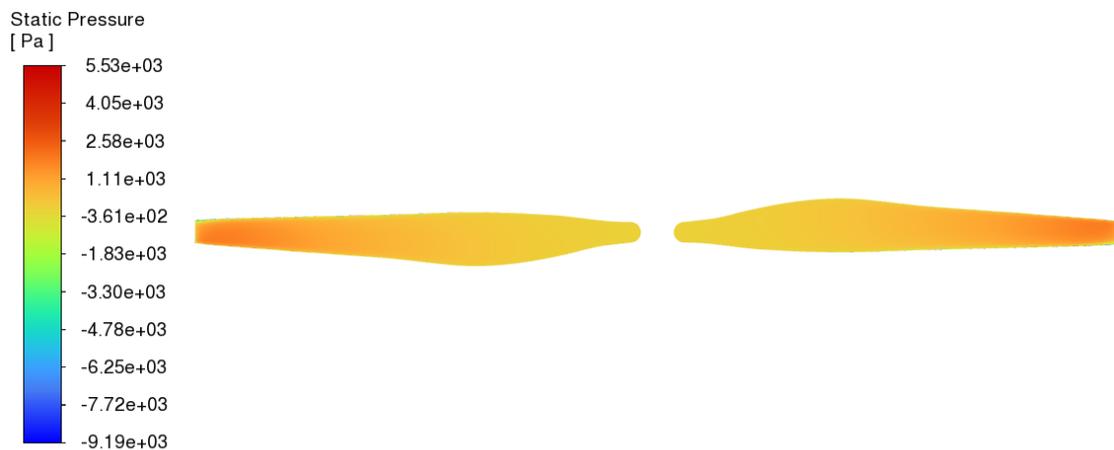


Figura 52 – Pressão estática no intradorso das pás

Os gráficos 53, 54 e 55 apresentam a tração, o torque e a potência mecânica requerida do rotor obtidos por CFD, respectivamente. As linhas de tendência da tração e do torque possuem relação quadrática com a velocidade, enquanto que a linha de tendência da potência mecânica possui relação cúbica. A Tabela 6 sintetiza os resultados obtidos. A Figura 56 apresenta a comparação entre os dados obtidos por meio da simulação numérica e os obtidos de forma experimental. Nota-se uma ótima concordância entre os dados obtidos, sendo que o maior erro encontrado foi de 6,96% para 1539 RPM.

Tabela 6 – Resultados numéricos do rotor isolado (CFD)

PWM[%]	RPM	Tração[Kg]	Torque[Nm]	Potência[W]	Erro [%]
20	497	1,66	1,3	65	1,38
40	969	6,70	4,7	476	4,14
60	1379	13,07	9,7	1398	2,77
70	1539	16,26	12,1	1948	6,96
100	1976	28,32	19,7	4066	5,36

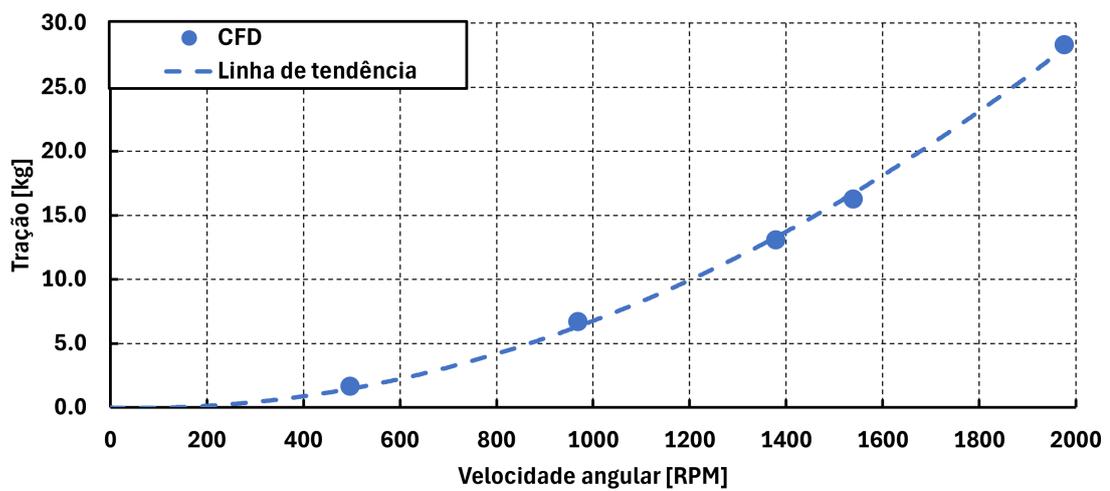


Figura 53 – Tração em função da velocidade angular

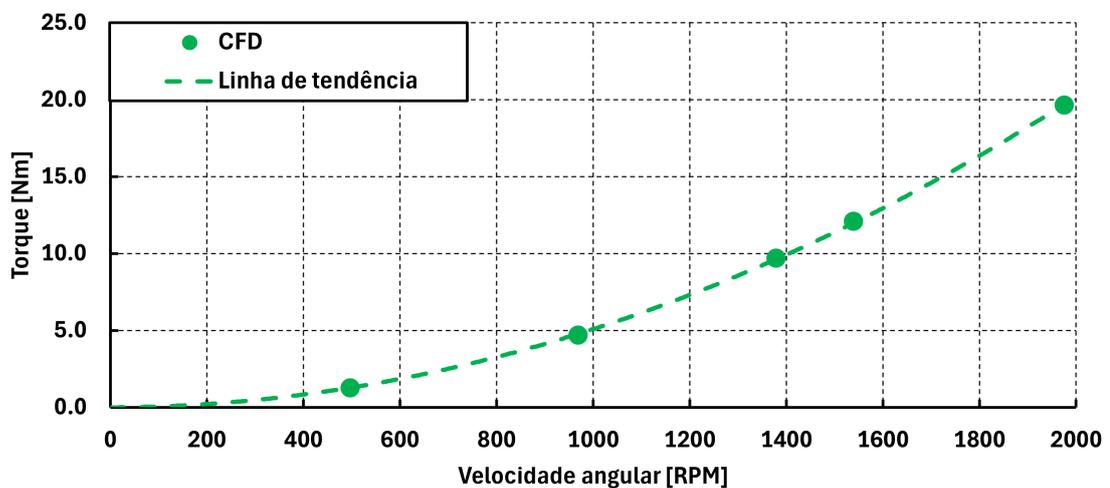


Figura 54 – Torque em função da velocidade angular

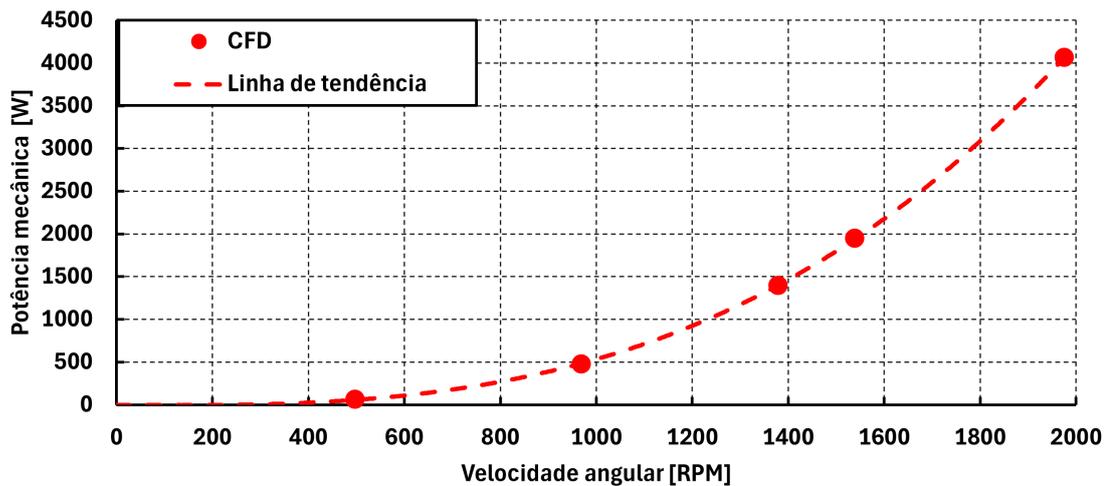


Figura 55 – Potência mecânica em função da velocidade angular

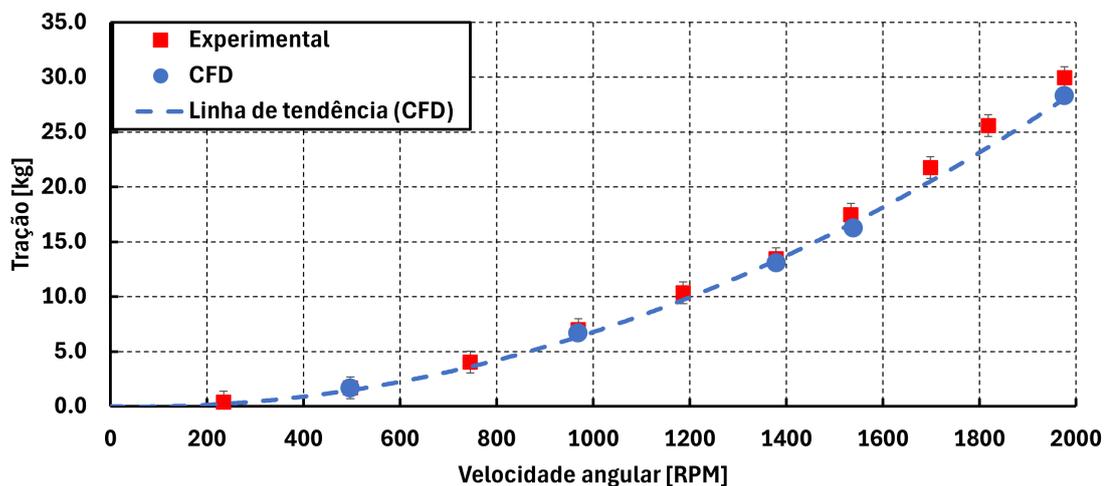


Figura 56 – Comparação de tração CFD e experimental

### 4.3 Simulação Coaxial

Para o caso coaxial, foi realizado o estudo numérico dos dois rotores para quatro velocidades angulares diferentes, sendo que, em cada caso, o rotor superior recebeu a mesma rotação do rotor inferior. As figuras abaixo mostram o campo de velocidades para 1379 RPM. A Figura 57 apresenta a velocidade de *downwash* do conjunto coaxial, sendo que a maior velocidade (em torno de 18,6 m/s) ocorre na entrada do volume rotativo inferior. As Figuras 58 e 59 apresentam a velocidade na entrada e saída do volume rotativo superior. De maneira análoga, as Figuras 60 e 61 mostram a velocidade no rotor inferior. Observa-se que a saída do rotor inferior apresenta uma região de velocidade mais uniforme, o que pode ser explicado pela turbulência causada pelo encontro das esteiras dos rotores e, conseqüentemente, pela troca de momento entre as camadas do escoamento.

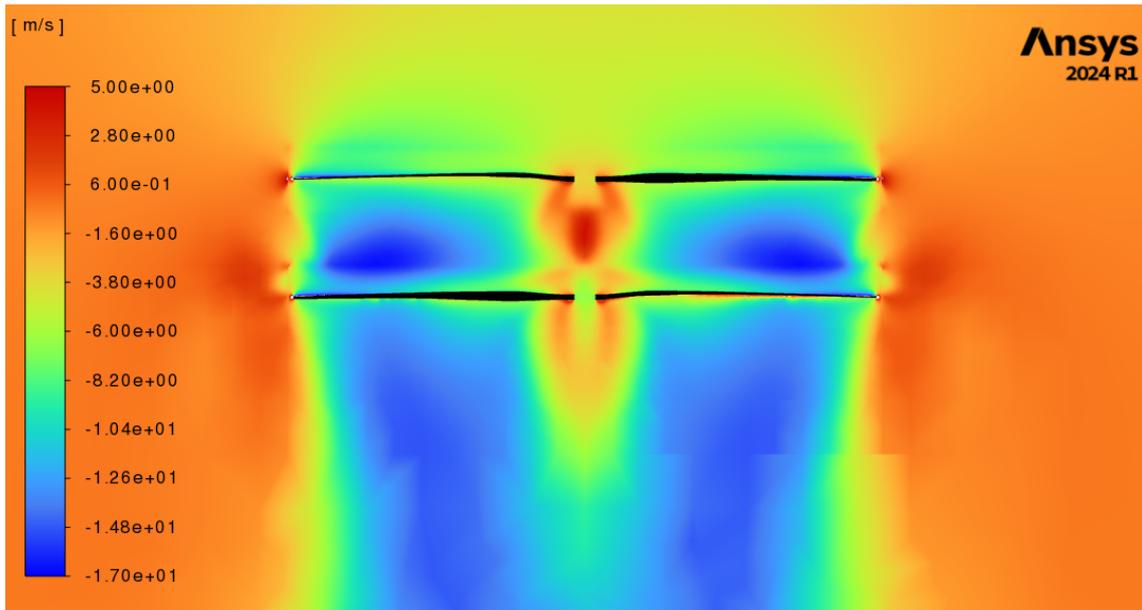


Figura 57 – Contorno de velocidade em Z

A Figura 62 apresenta as linhas de trajetórias que foram emitidas da entrada do volume rotativo superior, com o intuito de visualizar o escoamento. Assim como no caso do rotor isolado, é possível observar a contração da esteira do rotor superior. A Figura 63 mostra as linhas de trajetória liberadas no bordo de ataque das pás do rotor superior. As Figuras 64 e 65 se tratam da pressão estática no extradorso e no intradorso das pás, respectivamente.

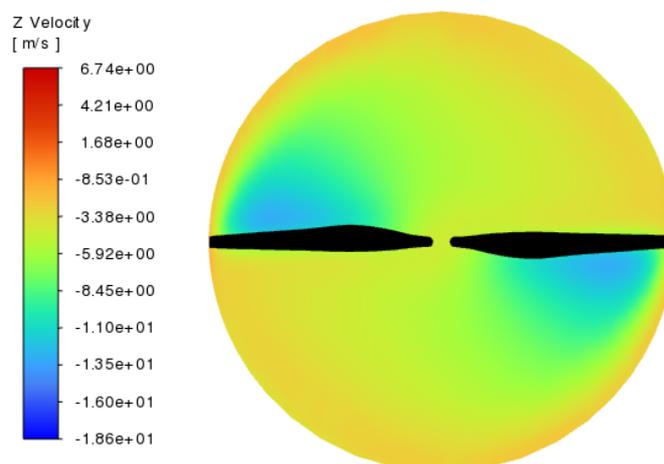


Figura 58 – Contorno de velocidade na entrada do rotor superior

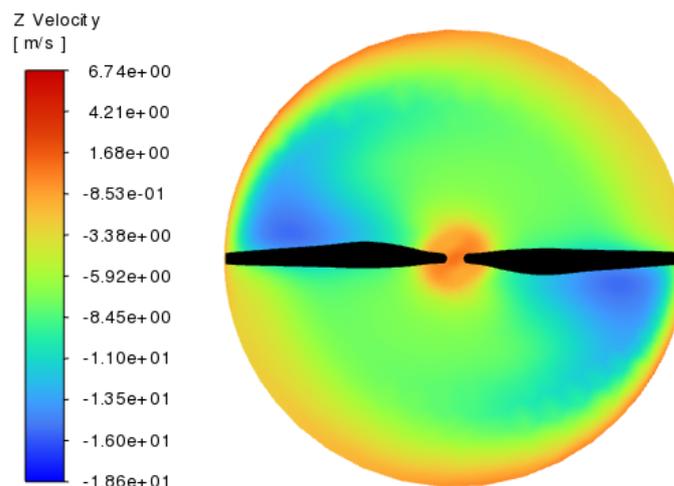


Figura 59 – Contorno de velocidade na saída do rotor superior

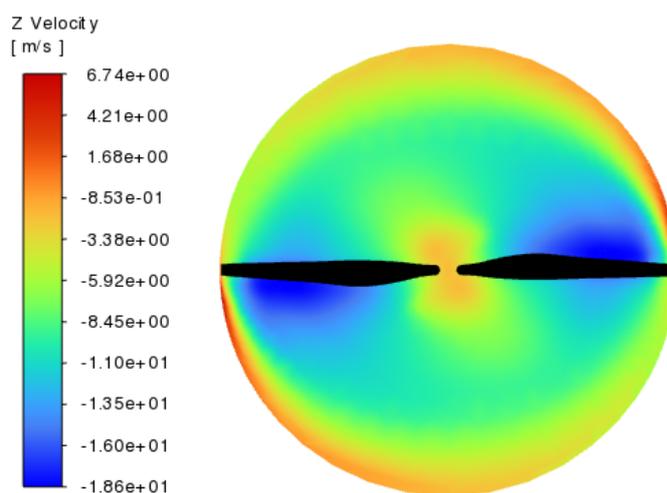


Figura 60 – Contorno de velocidade na entrada do rotor inferior

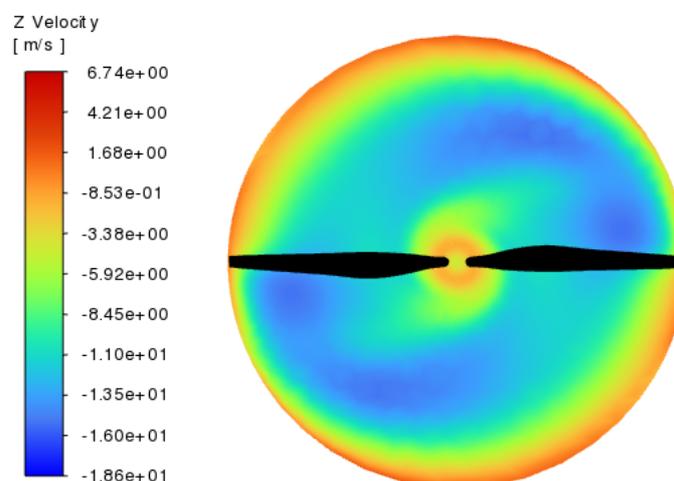


Figura 61 – Contorno de velocidade na saída do rotor inferior

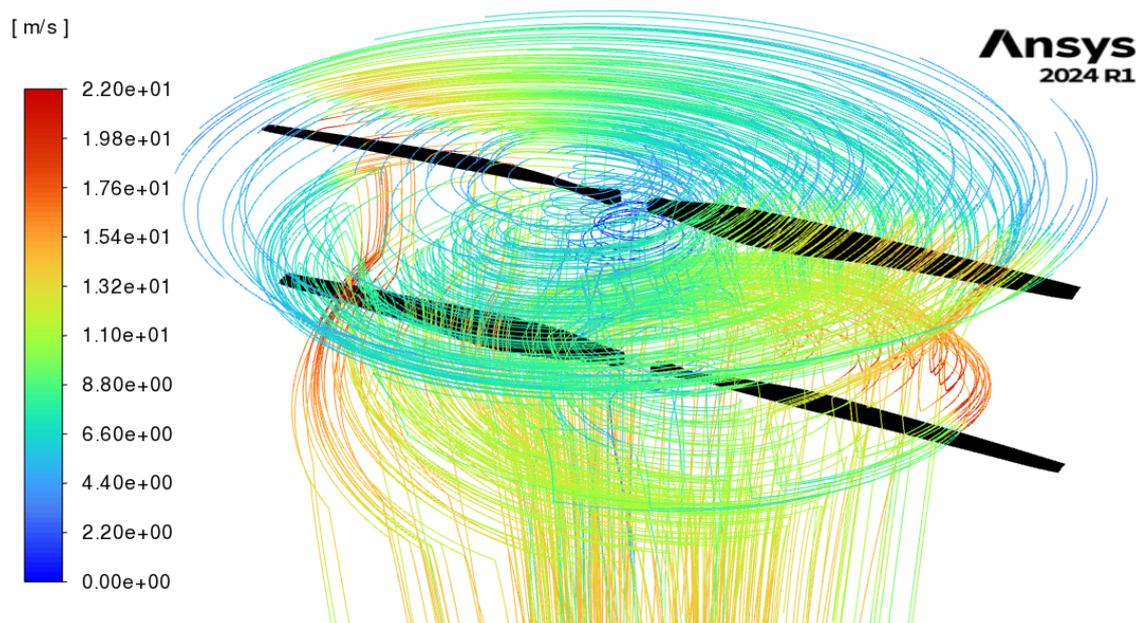


Figura 62 – Linhas de trajetória

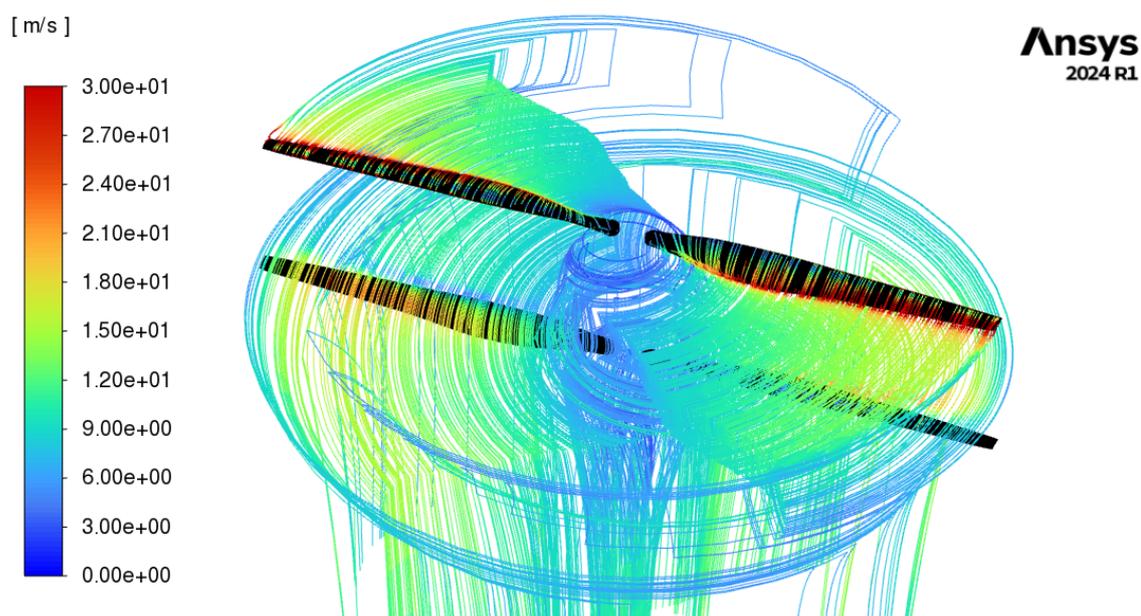


Figura 63 – Linhas de trajetória bordo de ataque

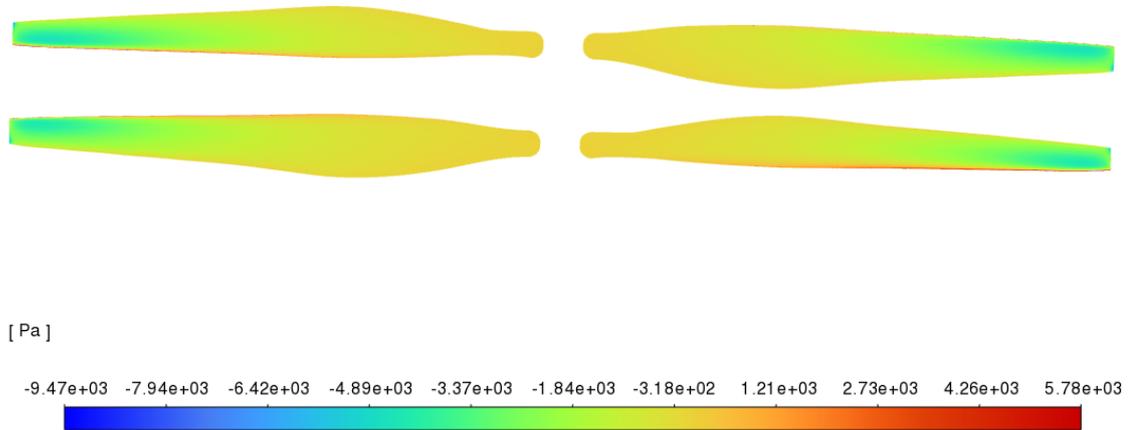
Ansys  
2024 R1

Figura 64 – Pressão estática no extradorso da hélice

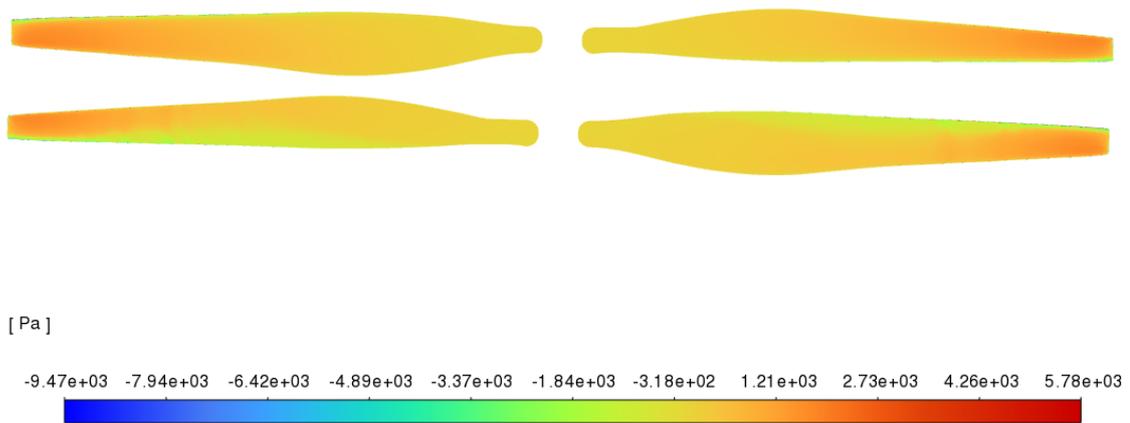
Ansys  
2024 R1

Figura 65 – Pressão estática no intradorso da hélice

A Figura 66 compara a tração obtida dos rotores coaxiais com a tração de um rotor isolado. Nota-se que o rotor superior é pouco afetado, atingindo entre 89% e 94% da tração do rotor isolado. Em contrapartida, o rotor inferior teve sua tração consideravelmente reduzida, apresentando entre 60% e 64% da tração do rotor isolado. O fato de o rotor inferior ser o mais afetado se explica pelas fortes velocidades da esteira do rotor superior, enquanto o rotor superior está apenas sob a influência da velocidade de sucção do rotor inferior, que possui uma ordem de magnitude menor.

Os gráficos 67 e 68 mostram o comportamento do torque e da potência dos rotores superior e inferior em comparação com o rotor isolado. Observa-se que a interação do escoamento entre os rotores não afetou significativamente esses parâmetros. Portanto, para uma mesma potência requerida, o conjunto coaxial apresenta uma tração entre 75% e 79% da tração obtida com dois rotores isolados, o que está de acordo com o referencial teórico (OTSUKA; NAGATANI, 2016). A Tabela 7 apresenta os resultados obtidos para os rotores individualmente, enquanto a Tabela 8 sintetiza os resultados do conjunto coaxial.

A eficiência da configuração coaxial, dada em porcentagem, é definida como a razão entre a soma da tração dos dois rotores e a soma da tração de dois rotores isolados, como mostrado na equação abaixo, onde  $T_S$  é a tração do motor superior,  $T_I$  é a tração do motor inferior e  $T$  é a tração do rotor isolado, sem interação (Equação 4.1).

$$Eficiência(\%) = \frac{T_S + T_I}{2T} * 100 \quad (4.1)$$

Tabela 7 – Dados dos rotores

Rotor	RPM	Tração[Kg]	Torque[Nm]	Potência[W]	Ef. [%]
Superior	497	1,56	1,24	64,54	94,3
	969	6,00	4,76	483,01	89,6
	1379	12,15	9,68	1397,30	92,9
	1976	25,64	19,91	4119,90	90,5
Inferior	497	1,06	1,20	62,45	63,7
	969	4,07	4,61	467,79	60,7
	1379	8,27	9,40	1356,89	63,3
	1976	17,44	19,38	4010,23	61,6

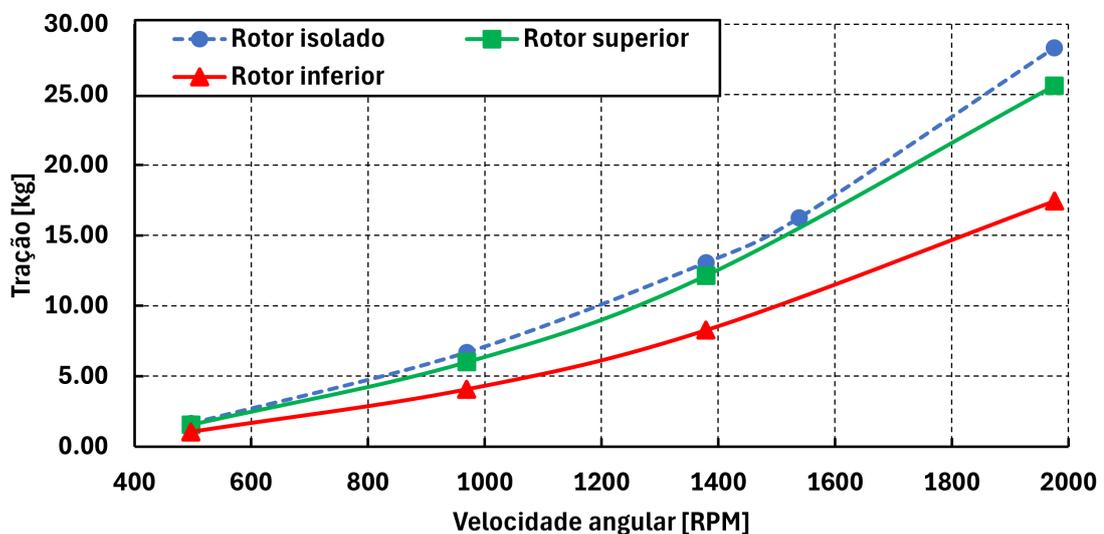


Figura 66 – Resultados de tração

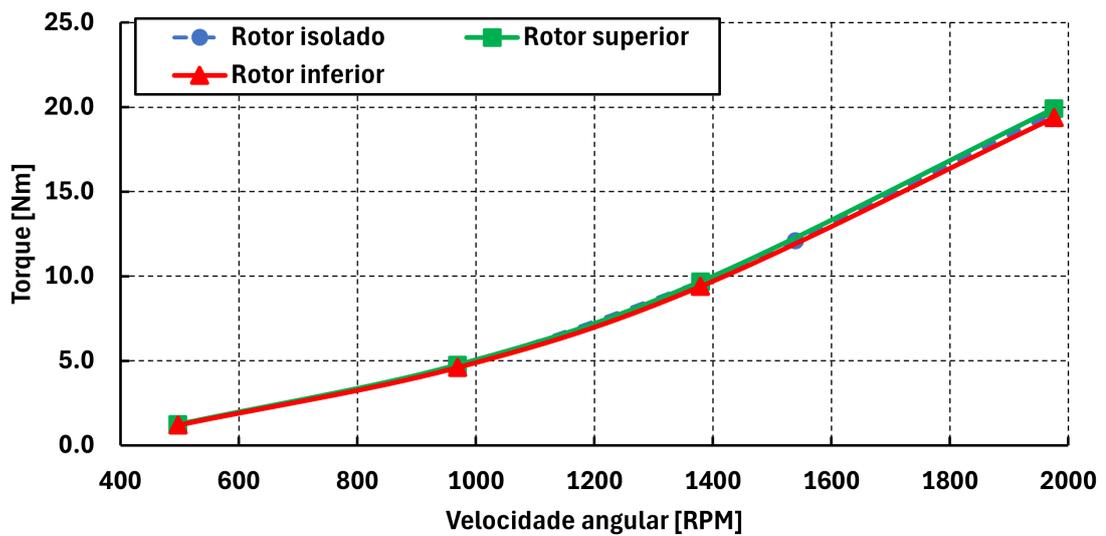


Figura 67 – Torque dos rotores

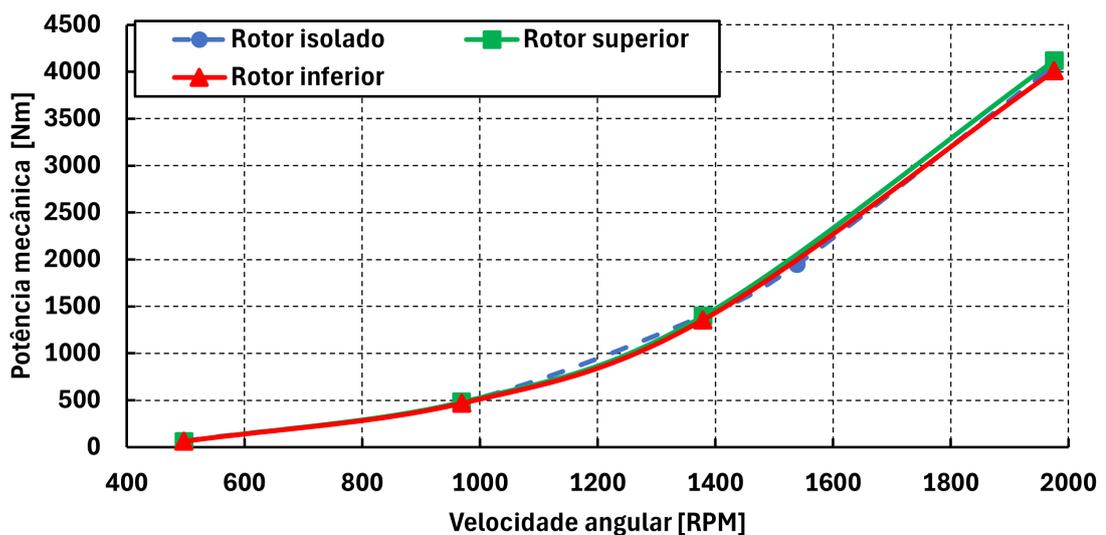


Figura 68 – Potência mecânica dos rotores

Tabela 8 – Dados totais do Conjunto Coaxial

RPM	Tração[Kg]	Potência[W]	Eficiência geral[%]
497	2,62	126,99	79,0
969	10,07	950,81	75,1
1379	20,42	2754,19	78,1
1976	43,07	8130,13	76,1

Por fim, realizou-se um estudo sobre a eficiência do rotor inferior para a rotação fixa de 969 RPM, variando a velocidade angular da hélice superior. O resultado pode ser visualizado no gráfico 69 e na Tabela 9. Observa-se uma queda acentuada da tração à

medida que a velocidade do rotor superior aumenta. Isso ocorre porque, para rotações maiores, a hélice superior gera uma velocidade maior na esteira, o que provoca uma redução significativa na tração da hélice inferior. Para que o rotor inferior apresente uma eficiência maior, é necessário ajustar o passo da hélice inferior para operar de forma otimizada sob as velocidades induzidas, ou limitar a rotação do rotor superior.

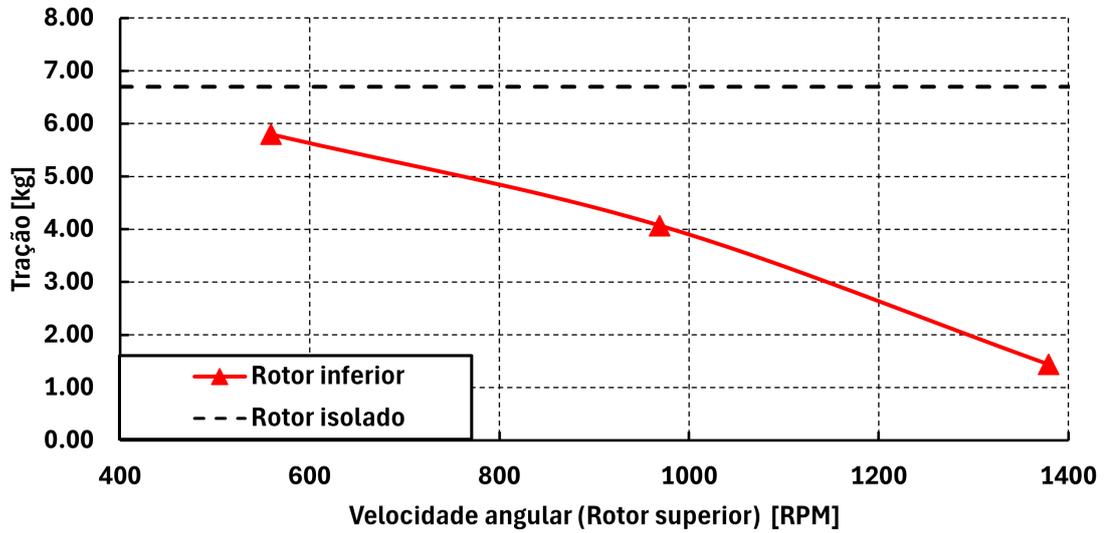


Figura 69 – Resultados de tração do rotor inferior variando a velocidade angular do rotor superior

Tabela 9 – Dados Rotor inferior

RPM	Tração[Kg]	Potência[W]	Eficiência[%]
969.00	5.80	484.71	86.5
969.00	4.07	467.79	60.7
969.00	1.44	406.98	21.5

## 5 Conclusão

O presente trabalho investigou a eficiência do conjunto coaxial, composto por dois rotores no mesmo eixo axial, girando em sentidos opostos. A configuração coaxial oferece a vantagem de aumentar a tração do conjunto propulsivo sem expandir o volume externo do drone. No entanto, apresenta perdas de eficiência na geração de tração devido à interação entre os escoamentos dos rotores.

Inicialmente, foi apresentado o referencial teórico sobre as principais teorias para análise de rotores, incluindo a teoria do disco atuador (axis-simétrico) e a teoria do elemento de pá. Essas teorias foram utilizadas para prever dados preliminares de tração e potência requerida para uma hélice. Foram discutidos os principais parâmetros de análise de rotores, como o carregamento de disco (T/A) e o carregamento de potência (T/P). Em seguida, fez-se uma revisão bibliográfica sobre a interação dos escoamentos em rotores, especificamente para o caso coaxial, e sobre a configuração de sobreposição parcial.

A seguir, foram apresentadas a geometria do rotor estudado e o modelo de turbulência adotado para a simulação numérica. Optou-se pelo modelo SST  $k-\omega$ , pois combina as vantagens do modelo  $k-\omega$  em fortes gradientes próximos às paredes com as do modelo  $k-\epsilon$ , mais adequado para escoamentos livres, utilizando o SST como equação de transição. Além disso, o modelo SST  $k-\omega$  apresentou resultados mais precisos para simulações de rotores, conforme observado em (HANG et al., 2022). Também foi descrita uma bancada experimental para obter dados de tração do conjunto Motor-ESC-hélice estudado.

Por meio de CFD, foram obtidos os dados de tração do rotor isolado em função da velocidade angular, com boa concordância com os dados experimentais. Em seguida, foram obtidos os dados de tração do conjunto coaxial para diferentes RPMs, mantendo a rotação do rotor superior igual à do rotor inferior. Observou-se que a hélice inferior é mais afetada pela interação das esteiras, apresentando entre 60% e 63% da tração do rotor isolado, enquanto a eficiência do rotor superior variou entre 89% e 94%. Portanto, a eficiência global da configuração coaxial foi de 75% a 79%, conforme esperado pelo referencial bibliográfico (OTSUKA; NAGATANI, 2016). Por fim, mantendo a rotação do rotor inferior em 969 RPM e variando a rotação do rotor superior, observou-se uma diminuição acentuada na tração do rotor inferior, atribuída ao aumento da velocidade de *downwash* gerada pelo rotor superior. Portanto, embora a configuração coaxial permita um aumento da tração sem comprometer o volume externo do drone, o conjunto apresenta uma perda de tração entre 21% e 25% devido à interação das esteiras quando ambos os rotores operam na mesma rotação. Uma otimização do ângulo de incidência da hélice inferior para operar sob as velocidades de *downwash* do rotor superior é necessária para

reduzir a perda de tração do conjunto. Os objetivos propostos para este trabalho foram cumpridos. Para trabalhos futuros, almeja-se investigar a configuração de sobreposição parcial dos rotores.

# Referências

- Agência Nacional de Aviação Civil. *Glossário do Núcleo de Letras e Proficiência Linguística*. 2014. [Rio de Janeiro]. Disponível em: <[https://www2.anac.gov.br/anacpedia/sig\\_por/tr1324.htm](https://www2.anac.gov.br/anacpedia/sig_por/tr1324.htm)>. Citado na página 16.
- ANDERSON, J. *Fundamentals of Aerodynamics*. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2017. (McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering). Citado na página 30.
- ARDUPILOT. *Connect ESCs and Motors*. 2023. Acesso em 5/12/2023. Disponível em: <<https://ardupilot.org/copter/docs/connect-escs-and-motors.html>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 18.
- BLASCO, J. C.; ROSENDE, S. B.; SÁNCHEZ-SORIANO, J. Automatic real-time creation of three-dimensional (3d) representations of objects, buildings, or scenarios using drones and artificial intelligence techniques. *Drones*, v. 7, n. 8, 2023. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 17.
- BRAZINSKAS, M.; PRIOR, S. D.; SCANLAN, J. P. An empirical study of overlapping rotor interference for a small unmanned aircraft propulsion system. *Aerospace*, v. 3, n. 4, 2016. Citado na página 17.
- CHOPRA, I.; DATTA, A. Helicopter dynamics. ENAE 633 Helicopter Dynamics, Spring 2011. 2011. Citado 3 vezes nas páginas 9, 21 e 22.
- DJI. *DJI T40*. <<https://www.dji.com/br/t40>>. Accessed: 2024-03-30. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 18.
- GILJARHUS, K. E. T.; PORCARELLI, A.; APELAND, J. Investigation of rotor efficiency with varying rotor pitch angle for a coaxial drone. *Drones*, v. 6, n. 4, 2022. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 27.
- HANG, L. et al. Cfd analysis on propeller at varying propeller disc angle and advance ratio. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, v. 96, p. 82–95, 07 2022. Citado 2 vezes nas páginas 38 e 58.
- KONSTANTINOV, S. G. et al. Comparative study of coaxial main rotor aerodynamics in the hover with the usage of two methods of computational fluid dynamics. *Journal of Aerospace Technology and Management*, Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial, v. 13, 2021. ISSN 2175-9146. Citado 3 vezes nas páginas 9, 28 e 29.
- LEISHMAN, J. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. [S.l.]: Cambridge University Press, 2016. (Cambridge Aerospace Series). Citado 4 vezes nas páginas 9, 22, 23 e 24.
- MUELLER, M. W.; LEE, S. J.; D'ANDREA, R. Design and control of drones. *Annual Review of Control, Robotics, and Autonomous Systems*, v. 5, n. 1, p. 161–177, 2022. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 16.
- MUELLER, M. W.; LEE, S. J.; D'ANDREA, R. Design and control of drones. *Annual Review of Control, Robotics, and Autonomous Systems*, v. 5, n. 1, p. 161–177, 2022. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 17.

NEWS eVTOL. *Ehang 216-S*. <<https://evtol.news/ehang-216/>>. Accessed: 2024-04-30. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 19.

OTSUKA, H.; NAGATANI, K. Thrust loss saving design of overlapping rotor arrangement on small multirotor unmanned aerial vehicles. In: *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. [S.l.: s.n.], 2016. p. 3242–3248. Citado 7 vezes nas páginas 9, 18, 27, 29, 30, 55 e 58.

SILVA, P. A. S. F. e. *ESTUDO NUMÉRICO DE TURBINAS HIDROCINÉTICAS DE EIXO HORIZONTAL*. Tese (Doutorado), 2014. Citado na página 31.

STEPNIEWSKI, W.; KEYS, C. *Rotary-Wing Aerodynamics, Vol. 1*. New York: Dover, 1979. 45–140 p. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 20.

TAYLOR, M. K. A balsa-dust technique for air-flow visualization and its application to flow through model helicopter rotors in static thrust. In: . [S.l.: s.n.], 1950. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 28.

United States. Federal Aviation Administration. *Helicopter Flying Handbook*. [S.l.]: U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration, 2019. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 27.

University of Cambridge. *Aerodynamics for Students*. 2023. Acesso em 09/12/2023. Disponível em: <[http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal\\_dvd\\_only/aero/propeller/prop1.html](http://www-mdp.eng.cam.ac.uk/web/library/enginfo/aerothermal_dvd_only/aero/propeller/prop1.html)>. Citado 3 vezes nas páginas 9, 25 e 26.

YOON, S.; LEE, H. C.; PULLIAM, T. H. Computational study of flow interactions in coaxial rotors. In: . [S.l.: s.n.], 2016. Citado 3 vezes nas páginas 9, 28 e 29.