

**RODRIGO DAHER BARBOSA**

**ESTUDO NUMÉRICO DA AEROACÚSTICA DE HÉLICES  
DE VANTS: METODOLOGIA E APLICAÇÃO PRÁTICA  
COM O MÉTODO FFWCS WILLIAMS-HAWKINGS**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2025

**RODRIGO DAHER BARBOSA**

**ESTUDO NUMÉRICO DA AEROACÚSTICA DE HÉLICES  
DE VANTS: METODOLOGIA E APLICAÇÃO PRÁTICA  
COM O MÉTODO FFOWCS WILLIAMS-HAWKINGS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à  
Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade  
Federal de Uberlândia como parte dos requisitos  
para obtenção do título de Bacharel em Engenharia  
Aeronáutica. *VERSÃO REVISADA*

Orientador: Prof. Dr. Odenir de Almeida

**Uberlândia - MG**

**2025**

**RODRIGO DAHER BARBOSA**

**NUMERICAL STUDY OF THE AEROACOUSTICS OF UAV  
PROPELLERS: METHODOLOGY AND PRACTICAL  
APPLICATION USING THE FFWCS  
WILLIAMS–HAWKINGS METHOD**

Final Paper submitted to the Faculty of Mechanical  
Engineering from Federal University of Uberlândia in  
partial fulfillment of the requirements for the degree of  
Aeronautical Engineer. *FINAL VERSION*

Advisor: Prof. Dr. Odenir de Almeida

**Uberlândia - MG**

**2025**

*À todos que não se conformam com a mediocridade e se esforçam para alcançar a excelência.*



# AGRADECIMENTOS

---

Em primeiro lugar, agradeço à minha mãe, Silvana, pelo apoio incondicional ao longo de toda a minha jornada acadêmica. Sua exigência com a qualidade dos meus feitos sempre foi uma das formas mais puras e sinceras de demonstrar amor, mostrando-me que jamais devo aceitar a mediocridade e que devo buscar sempre a melhora contínua. Sou grato por sua presença constante, por ter sido minha maior entusiasta, minha rede de apoio e segurança, e por prover, todos os dias, o amor mais genuíno que uma pessoa pode receber.

À minha irmã, Flávia, agradeço por sempre acreditar no meu potencial e por me incentivar a ir além. Por ser meu porto seguro e demonstrar, a cada dia, mesmo quando distantes, que posso contar com ela em qualquer situação. Sou grato pelas conversas e até pelas brigas que ajudaram a moldar quem sou, e por ter sido uma influência tão positiva durante minha formação.

Aos meus familiares, em especial à minha saudosa avó Odette e aos meus tios Chafic, Eduardo e João Antônio, agradeço por todo o apoio e segurança que sempre me proporcionaram.

À minha companheira, Loren, por ter sido peça chave nos últimos anos na minha ambição e desejo de conquistar além do que eu imaginava. Por estar presente em todos os momentos, apoiando-me com grande afeto em tudo que me propus, sempre com muita doçura, exigência e amor, tornou os últimos anos mais leves e interessantes pelo simples fato de existir, e eu poder compartilhar a vida ao lado.

Aos irmãos que a vida me proporcionou, Arthur, Filipe, Igor, Kalil, Joatan, João Victor, Yan e tantos outros. Sou grato por estar sempre rodeado de pessoas que me fazem bem e depositam confiança em mim, algo que foi decisivo para a construção da minha personalidade e da minha visão de mundo. Aos primos Lucas e Victor, agradeço pelas conversas e discussões que ampliaram minha maneira de enxergar a vida. A todos os colegas que fiz durante a graduação, em especial aos da turma XVII de Engenharia Aeronáutica, meu muito obrigado por tornarem meus dias mais agradáveis e memoráveis.

Agradeço à Universidade Federal de Uberlândia, em especial à Faculdade de Engenharia Mecânica e a todo o corpo docente do curso de Engenharia Aeronáutica, pela formação exemplar e pelas inúmeras oportunidades que me foram oferecidas ao longo desses anos. Ao Prof. Dr. Odenir, minha profunda gratidão pela orientação dedicada, suas pontuações precisas e pelos desafios que me fizeram sempre buscar um nível superior de excelência. Ao Laboratório de Aerodinâmica Experimental, cujo espaço físico e recursos computacionais foram essenciais para a realização deste trabalho.

*“For some years I have been afflicted with the belief that flight is possible to man.”*

*Wilbur Wright*

# RESUMO

BARBOSA, R.D. **Estudo Numérico da Aeroacústica de Hélices de VANTs: Metodologia e Aplicação Prática com o Método Ffowcs Williams-Hawkings**. 2025. 83 p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia - MG, 2025.

Os veículos aéreos não tripulados (VANTs) têm apresentado uma crescente expansão tanto no Brasil quanto no cenário internacional, atuando em diversos setores e avançando progressivamente para operações em áreas urbanas. Estudos de mercado apontam um crescimento anual significativo dessa tecnologia, reforçando sua tendência de consolidação e aplicação no cotidiano. Dados do Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) confirmam o aumento contínuo no número de operadores de VANTs no Brasil.

Com a crescente atenção voltada para esses veículos, discussões em torno da regulamentação do ruído gerado por suas hélices têm ganhado espaço nas agências de aviação civil ao redor do mundo. Embora o Brasil ainda não possua normas específicas sobre o tema, é imprescindível que fabricantes se antecipem às futuras exigências regulatórias, adotando estratégias para prever e mitigar o impacto sonoro, contribuindo para uma operação mais silenciosa e confortável ao usuário final.

Neste contexto, o presente trabalho tem como objetivo desenvolver e aplicar uma metodologia prática para estimar computacionalmente o ruído gerado por hélices de VANTs, de modo a fornecer subsídios para o desenvolvimento desses projetos e a otimização acústica desses sistemas. Para isso, foi realizado um extenso levantamento bibliográfico e adotada uma abordagem baseada em simulações fluidodinâmicas computacionais (CFD) no software ANSYS Fluent®, com a resolução das equações do modelo *Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (URANS). Foram empregados tanto o método estacionário *Moving Reference Frame* (MRF) quanto o método transiente *Sliding Mesh*. Após a validação do modelo aerodinâmico, aplicou-se a analogia acústica de Ffowcs Williams–Hawkings (FWH) para a predição do campo sonoro.

Os resultados obtidos demonstraram excelente concordância dos coeficientes aerodinâmicos com dados de referência, evidenciando a robustez da modelagem empregada, apresentando erros relativos a literatura inferiores a 5% para o empuxo e o torque. A predição acústica apresentou ótima correspondência com os ruídos tonais, especialmente para as primeiras harmônicas da frequência de passagem das pás (BPF), porém, mostrando limitação para o ruído de banda larga e frequências elevadas.

**Palavras-chave:** Ruído de VANTs, Simulações Numéricas Computacionais Fluidodinâmicas (CFD), Modelo de Analogia Acústica (AA), Método de Ffowcs Williams-Hawkings (FWH), Modelagem Computacional Aeroacústica (CAA).

# ABSTRACT

BARBOSA, R.D. **Numerical Study of the Aeroacoustics of UAV Propellers: Methodology and Practical Application Using the Ffowcs Williams–Hawkings Method**. 2025. 83 p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia - MG, 2025.

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have experienced growing expansion both in Brazil and internationally, operating across various sectors and progressively advancing toward operations in urban areas. Market studies indicate a significant annual growth of this technology, reinforcing its trend toward consolidation and everyday application. Data from the Department of Airspace Control (DECEA) confirm the continuous increase in the number of UAV operators in Brazil.

With the increasing attention given to these vehicles, discussions regarding the regulation of noise generated by their propellers have gained prominence in civil aviation agencies worldwide. Although Brazil does not yet have specific regulations on this subject, it is essential for manufacturers to anticipate future regulatory requirements by adopting strategies to predict and mitigate noise impact, contributing to quieter and more comfortable operations for the end user.

In this context, the present work aims to develop and apply a practical methodology to computationally estimate the noise generated by UAV propellers, in order to provide support for the development of these projects and the acoustic optimization of such systems. For this purpose, an extensive literature review was conducted, and an approach based on computational fluid dynamics (CFD) simulations using the ANSYS Fluent® software was adopted, solving the unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (URANS) equations. Both the steady Moving Reference Frame (MRF) method and the transient Sliding Mesh method were employed. After validating the aerodynamic model, the Ffowcs Williams–Hawkings (FWH) acoustic analogy was applied for sound field prediction.

The results obtained showed excellent agreement of aerodynamic coefficients with reference data, demonstrating the robustness of the modeling approach, with relative errors below 5% for thrust and torque compared to the literature. The acoustic prediction showed very good correspondence with tonal noise, especially for the first harmonics of the blade passing frequency (BPF), but showed limitations in predicting broadband noise and high-frequency components.

**Keywords:** UAV Noise, Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulations, Acoustic Analogy (AA) Model, Ffowcs Williams-Hawkings (FWH) Method, Computational Aeroacoustics (CAA).

# LISTA DE ILUSTRAÇÕES

---

Figura 1 – General Atomics MQ-9 Reaper. . . . .	17
Figura 2 – DJI Mavic 3 Pro. . . . .	18
Figura 3 – Exemplo de geometria de hélice. . . . .	23
Figura 4 – Propriedades geométricas de uma hélice. . . . .	24
Figura 5 – Componentes de velocidade de uma hélice. . . . .	25
Figura 6 – Representações esquemáticas de uma fonte monopolar e sua propagação acústica. . . . .	28
Figura 7 – Representações esquemáticas de uma fonte dipolar e sua propagação acústica. . . . .	29
Figura 8 – Representações esquemáticas de uma fonte quadrupolar lateral e sua propagação acústica. . . . .	30
Figura 9 – Representações esquemáticas de uma fonte quadrupolar linear. . . . .	30
Figura 10 – Componentes do ruído de uma hélice: carregamento, espessura e quadrupolo. . . . .	34
Figura 11 – Exemplo de bancada experimental. . . . .	36
Figura 12 – Exemplo de fluxograma de modelo semiempírico. . . . .	37
Figura 13 – Exemplo de domínio computacional CAA. . . . .	38
Figura 14 – Exemplo de domínio aeroacústico. . . . .	39
Figura 15 – Bancada experimental utilizada por Brandt. . . . .	41
Figura 16 – Bancada experimental utilizada por Zawodny. . . . .	42
Figura 17 – Resultados relevantes obtidos por Jo et al. . . . .	43
Figura 18 – Imagens relacionadas à hélice APC 10x7E e suas características geométricas. . . . .	47
Figura 19 – Modelagem 3D da hélice utilizada. . . . .	47
Figura 20 – Domínio zona rotativa. . . . .	48
Figura 21 – Domínio zona estática. . . . .	49
Figura 22 – Representações da 1ª malha computacional com $3 \times 10^6$ células. . . . .	53
Figura 23 – Dimensões da zona de refinamento. . . . .	54
Figura 24 – Representações da 2ª malha computacional com $5 \times 10^6$ células. . . . .	54
Figura 25 – Representações da 3ª malha computacional com $7 \times 10^6$ células. . . . .	55
Figura 26 – Representações da 4ª malha computacional com $9 \times 10^6$ células. . . . .	56
Figura 27 – Dimensões da zona de FWH. . . . .	57
Figura 28 – Posicionamento dos microfones. . . . .	58
Figura 29 – Resultados e valores médios obtidos para empuxo e torque. . . . .	65
Figura 30 – Distribuição de $y^+$ nas superfícies da hélice. . . . .	67
Figura 31 – Distribuição de pressão nas superfícies da hélice. . . . .	68

Figura 32 – Distribuição de velocidade nas superfícies da hélice. . . . .	68
Figura 33 – Componentes de velocidade para diferentes seções. . . . .	69
Figura 34 – Escoamento gerado pela hélice. . . . .	69
Figura 35 – <i>Streamlines</i> de velocidade e detalhe da esteira. . . . .	70
Figura 36 – Distribuição do <i>Q-criterion</i> para o fator de 0,001. . . . .	71
Figura 37 – Distribuição do <i>Q-criterion</i> para diferentes fatores. . . . .	71
Figura 38 – Sinais de pressão acústica coletados nos microfones. . . . .	72
Figura 39 – Análise espectral do microfone 0°. . . . .	72
Figura 40 – Comparação da PSD e SPL para o microfone 0°. . . . .	73
Figura 41 – Comparação PSD e SPL para o microfone 30°. . . . .	74
Figura 42 – Comparação PSD e SPL para o microfone 60°. . . . .	74
Figura 43 – Comparação PSD e SPL para o microfone 90°. . . . .	74
Figura 44 – Diretividade OASPL. . . . .	76

# LISTA DE TABELAS

---

Tabela 1 – Cálculo da camada de prismas. . . . .	52
Tabela 2 – Parâmetros utilizados nas simulações iniciais. . . . .	61
Tabela 3 – Parâmetros utilizados nas simulações finais. . . . .	61
Tabela 4 – Resultados dos coeficientes aerodinâmicos na condição estática ( $J = 0$ ). . .	65

---

# LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

---

AA	Analogia Acústica
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
BEM	<i>Blade Element Momentum</i>
BPF	Frequência de Passagem das Pás
CAA	Aeroacústica Computacional
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional
DECEA	Departamento de Controle do Espaço Aéreo
DES	<i>Detached Eddy Simulation</i>
EASA	Agência da União Europeia para a Segurança da Aviação
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FWH	Ffowcs Williams-Hawkings
LAEX	Laboratório de Aerodinâmica Experimental
LES	<i>Large Eddy Simulation</i>
MRF	<i>Moving Reference Frame</i>
NVLM	<i>Nonlinear Vortex Lattice Method</i>
OASPL	<i>Overall Sound Pressure Level</i>
OMS	Organização Mundial da Saúde
PSD	Densidade Espectral de Potência
RPM	Rotação por Minuto
SPL	Nível de Pressão Sonora
SST	<i>Shear Stress Transport</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicles</i>
UFU	Universidade Federal de Uberlândia
UIUC	Universidade de Illinois em Urbana-Champaign
URANS	<i>Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes</i>
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VLM	<i>Vortex Lattice Method</i>



# LISTA DE SÍMBOLOS

---

---

$\beta_G$  — Ângulo de passo geométrico.

$\lambda$  — Comprimento de onda.

$\Omega$  — Rotação da hélice em [rad/s].

$\omega$  — Frequência angular.

$\phi$  — Ângulo de hélice.

$\tau$  — Tensor de tensões viscosas.

$\rho$  — Massa específica.

$A$  — Amplitude.

$C_P$  — Coeficiente de potência.

$C_Q$  — Coeficiente de torque.

$C_T$  — Coeficiente de empuxo.

$c_0$  — Velocidade do som.

$D_P$  — Diâmetro total da hélice.

$f$  — Frequência.

$g$  — Gravidade.

$J$  — Razão de avanço.

$M$  — Número de Mach.

$n$  — Rotação da hélice em [rev/s].

$P_G$  — Passo geométrico.

$P$  — Potência.

$p$  — Pressão.

$Q$  — Torque.

$T$  — Empuxo.

$T_{ij}$  — Tensor de Lighthill.

$t$  — Tempo.

$r$  — Raio da hélice à uma determinada seção.

$R_P$  — Raio total da hélice.

$Re$  — Número de Reynolds.

$u$  — Vetor velocidade.

$V_\infty$  — Velocidade de avanço ou Velocidade de entrada.

$V_{ROT}$  — Velocidade tangencial da hélice.

# SUMÁRIO

---

1	INTRODUÇÃO . . . . .	16
1.1	Panorama de Mercado e Aplicações de VANTs . . . . .	17
1.2	Ruído Aeroacústico . . . . .	19
1.3	Justificativa . . . . .	19
1.4	Objetivos . . . . .	20
1.5	Estrutura do Trabalho . . . . .	21
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA . . . . .	22
2.1	Aerodinâmica Aplicada a Hélices . . . . .	22
2.2	Aeroacústica Aplicada a Hélices . . . . .	27
2.2.1	<i>Fontes Pontuais</i> . . . . .	27
2.2.2	<i>Fundamentos de Aeroacústica</i> . . . . .	30
2.2.3	<i>Analogia Acústica de Lighthill e de Ffowcs Williams-Hawkings</i> . . . . .	32
2.2.4	<i>Aeroacústica de Hélices</i> . . . . .	33
2.2.5	<i>Modelagem Aeroacústica de Hélices</i> . . . . .	35
2.2.5.1	<i>Metodologias para Elementos Rotativos</i> . . . . .	37
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA . . . . .	40
4	METODOLOGIA . . . . .	46
4.1	Geometria da Hélice . . . . .	46
4.2	Modelagem Numérica . . . . .	48
4.2.1	<i>Domínio Físico Computacional</i> . . . . .	48
4.2.2	<i>Modelo de Turbulência</i> . . . . .	49
4.2.3	<i>Malha e Técnicas de Refinamento</i> . . . . .	50
4.2.4	<i>Modelagem Aeroacústica</i> . . . . .	57
4.2.5	<i>Condução das Simulações</i> . . . . .	60
4.3	Critérios de Validação . . . . .	62
4.3.1	<i>Critérios para Resultados Aerodinâmicos</i> . . . . .	62
4.3.2	<i>Critérios para Resultados Aeroacústicos</i> . . . . .	62
5	RESULTADOS . . . . .	64
5.1	Resultados Aerodinâmicos . . . . .	64
5.1.1	<i>Validação Quantitativa</i> . . . . .	64

<b>5.1.2</b>	<b><i>Validação Qualitativa</i></b> . . . . .	<b>67</b>
<b>5.2</b>	<b>Resultados Aeroacústicos</b> . . . . .	<b>72</b>
<b>6</b>	<b>CONCLUSÕES</b> . . . . .	<b>78</b>
<b>6.1</b>	<b>Sugestões para Trabalhos Futuros</b> . . . . .	<b>79</b>
<b>6.1.1</b>	<b><i>Aprimoramentos</i></b> . . . . .	<b>79</b>
<b>6.1.2</b>	<b><i>Novos Projetos</i></b> . . . . .	<b>80</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>81</b>

---

# INTRODUÇÃO

---

Os veículos aéreos não tripulados (VANTs) são aeronaves que não requerem a presença de um piloto a bordo para operarem. Esses veículos podem ser operados remotamente ou realizar voos de maneira autônoma, utilizando sensores, sistemas de posicionamento global (GPS) e, em versões mais modernas, tecnologias de inteligência artificial.

De acordo com Valavanis e Vachtsevanos (2015) essa tecnologia é discutida há, pelo menos, mais de 2.500 anos. Os primeiros registros da concepção de máquinas voadoras autônomas datam da antiguidade grega e chinesa, com nomes como Arquimedes e Pitágoras associados ao pioneirismo desse conceito.

A primeira máquina voadora autônoma é creditada à Arquitas de Tarento, em 425 a.C., que consistia em um pássaro mecânico de madeira movido por ar pressurizado, com autonomia de voo de 200 metros. Posteriormente, durante a Idade Média e o Renascimento, figuras como Leonardo da Vinci contribuíram com projetos e ideias de máquinas voadoras autônomas, como a hélice aérea.

Reconhecidamente, o primeiro uso de um VANT ocorreu em 1783, quando os irmãos Montgolfier realizaram experimentos com balões de ar quente não tripulados. Décadas mais tarde, em 1849, os VANTs foram usados como arma pela primeira vez durante uma guerra: o exército austríaco lançou uma frota de balões carregados com explosivos sobre a cidade de Veneza para punir a população por revoltas ocorridas na época.

Assim como diversas invenções da engenharia moderna, os VANTs como se conhece hoje tiveram seu desenvolvimento fortemente impulsionado por aplicações militares. O Hewitt–Sperry Automatic Airplane, criado em 1916, é considerado o precursor dos VANTs modernos. Esse experimento deu origem ao Kettering Bug, desenvolvido em 1918 pelo exército estadunidense, o qual foi oficialmente o primeiro VANT projetado para transportar e lançar explosivos sobre alvos inimigos (ZALOGA, 2008).

Hoje, embora o uso extensivo de VANTs no setor militar contribua significativamente para a receita mundial desse mercado, essa tecnologia é amplamente empregada em diversos setores devido à sua vasta versatilidade. Atualmente, com diferentes configuração e sistemas de propulsão, os VANTs estão cada vez mais presentes em aplicações civis.

## 1.1 Panorama de Mercado e Aplicações de VANTs

De acordo com o relatório da empresa Mordor Intelligence (2024), o mercado global de VANTs foi avaliado em US\$ 30,38 bilhões em 2023, com projeções de atingir US\$ 35,28 bilhões em 2024 e impressionantes US\$ 67,64 bilhões em 2029. Esse expressivo crescimento evidencia o crescente interesse global por essa tecnologia, destacando sua expansão acelerada em diversos setores ao redor do mundo, reforçando seu papel como um mercado promissor da atualidade.

Ademais, com o relatório da empresa Fortune Business Insights (2023) o mercado global de VANTs militares foi estimado em aproximadamente US\$ 14,14 bilhões. Esse número reflete a importância significativa do uso de VANTs no âmbito militar, que corresponde a cerca de metade do mercado global de VANTs. Esse domínio militar é impulsionado pela necessidade de tecnologias avançadas para vigilância, reconhecimento, coleta de dados e combate, especialmente em cenários de alta complexidade e risco, onde os VANTs se destacam por sua versatilidade, eficiência e ausência de pilotos.

Os VANTs militares apresentam características significativamente diferentes dos VANTs comerciais que a maioria das pessoas visualiza. Enquanto os VANTs recreativos típicos, amplamente conhecidos, possuem configurações multirrotor dotados de hélices e *designs* compactos, os VANTs militares frequentemente se assemelham a aviões convencionais. Como ilustrado na Figura 1, um VANT militar geralmente apresenta asas fixas, estabilizadores horizontais e verticais, e sistemas de propulsão avançados, como motores a jato.

Figura 1 – General Atomics MQ-9 Reaper.



Fonte: Pratt (2008).

Por outro lado, os VANTs comerciais e civis, amplamente conhecidos pelo público geral, são tipicamente representados pelos modelos multirrotores compactos, como os fabricados pela DJI. Esses dispositivos, como apresentado na Figura 2, são geralmente equipados com câmeras fotográficas e possuem design e complexidade reduzidos, o que os torna acessíveis para uma variedade de usos não especializados. A popularidade desses VANTs reflete sua versatilidade, com aplicações que incluem fotografia e filmagem aérea, inspeção de infraestruturas, mapeamento geográfico, monitoramento ambiental, entregas de pequeno porte e até mesmo segurança privada.

Figura 2 – DJI Mavic 3 Pro.



Fonte: DJI (2025).

Esse setor comercial tem registrado uma expansão notável. A multiplicidade de aplicações e a redução progressiva de custos têm impulsionado a adoção de VANTs em diferentes áreas. No Brasil, em particular, o mercado de VANTs está em franco crescimento. Dados da Secretaria de Comércio Exterior, (PENTEADO, 2024), revelaram que, nos primeiros quatro meses de 2024, as importações de VANTs aumentaram 24% em comparação ao mesmo período do ano anterior. Outro dado surpreendente é fornecido pelo Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA), (SILVA, 2023), que registra atualmente cerca de 150 mil pilotos remotos cadastrados e 100 mil VANTs ativos no Brasil. Além disso, o DECEA destacou um aumento expressivo no número de solicitações de voo, que passaram de 391.567 no ano de 2023 para 405.670 em 2024.

O segmento agrícola lidera o mercado nacional, com um impressionante crescimento de 375% no número de VANTs utilizados em 2023 em relação a 2022. Segundo estimativas da empresa MicaSense, o Brasil caminha para se tornar o terceiro maior mercado global de VANTs agrícolas, devido à crescente demanda por tecnologias que otimizem a produtividade no campo. Dentre as empresas que se destacam nos campos brasileiros estão a DJI, SenseFly e a brasileira XMobots (BRITO, 2018).

## 1.2 Ruído Aeroacústico

O som é uma vibração que se propaga em um meio, seja ele sólido, líquido ou gasoso. Enquanto que a palavra ruído é usualmente atribuída ao som indesejado, seja devido a frequência irregular ou devido a altas frequências, causando desconforto. A poluição sonora é uma forma de poluição ambiental causada por níveis excessivos de ruído que impactam negativamente a saúde humana e o meio ambiente.

De acordo com a Organização Mundial da Saúde (OMS), (BOHRER, 2022), aproximadamente 500 milhões de pessoas no mundo apresentam surdez moderada ou severa, com previsão de que esse número atinja 900 milhões até 2050 — cerca de 1 a cada 10 habitantes do planeta. Além de estimar que 10% da população mundial esteja exposta a níveis de ruído que podem causar problemas diversos.

Sons acima de 50 dB já são considerados prejudiciais para os seres humanos de acordo com a OMS, enquanto níveis superiores a 55 dB podem causar estresse, aumento da pressão arterial e outros efeitos nocivos. Quando o ruído atinge 75 dB, a exposição prolongada pode gerar danos auditivos permanentes, especialmente em situações rotineiras ou com duração superior a oito horas.

No caso dos VANTs, essa preocupação é particularmente relevante em áreas urbanas e sensíveis, onde seu uso crescente pode contribuir significativamente para a poluição sonora, mas também no campo rural e florestal por interferirem na vida selvagem. Christian e Cabell (2017) compararam os efeitos de incômodo causados por sobrevoos de multicópteros com eventos de passagem de veículos rodoviários. Os resultados demonstraram que, em média, os VANTs foram substancialmente mais incômodos do que veículos terrestres para um mesmo nível de pressão sonora.

## 1.3 Justificativa

No Brasil, os VANTs são regulados pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) de acordo com o RBAC-E nº 94 quanto à segurança operacional. De toda forma, ainda não há exigência formal de certificação de ruído para VANTs, embora a ANAC tenha indicado a intenção de discutir esse tema em seu roteiro regulatório<sup>1</sup>.

No cenário internacional, cresce a preocupação em regulamentar a emissão sonora de aeronaves não tripuladas. Nos Estados Unidos, a Federal Aviation Administration (FAA) estabelece limites acústicos apenas para modelos que requerem certificação de tipo, enquanto VANTs da Parte 107 continuam isentos<sup>2</sup>. A União Europeia, por sua vez, já define limites máximos de potência sonora para VANTs da categoria aberta, e a Agência da União Europeia

<sup>1</sup> Disponível em: [https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/ETA\\_Noise\\_Brazil.aspx](https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/ETA_Noise_Brazil.aspx)

<sup>2</sup> Disponível em: [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2021-08/OOP\\_Final%20Rule.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2021-08/OOP_Final%20Rule.pdf)



para a Segurança da Aviação (EASA) publicou diretrizes específicas para medição de ruído. Em síntese, cada classe de VANT (baseada em peso e características) tem limite máximo de ruído definido. Para a categoria específica, não há um valor-limite único: o regulamento apenas exige que o operador elabore diretrizes para que o voo seja planejado de modo a minimizar incômodos, incluindo ruído para pessoas e animais<sup>3</sup>.

O avanço e a popularização dos VANTs trazem consigo desafios técnicos e regulatórios. Em especial, o ruído gerado pelas hélices tem se mostrado um dos fatores críticos para a aceitação pública, impacto ambiental e certificação operacional desses sistemas, principalmente em áreas urbanas e sensíveis. A previsão precisa desse ruído, por meio de ferramentas computacionais, pode auxiliar projetistas e fabricantes na concepção de sistemas mais silenciosos e eficientes.

Diante da tendência global de estabelecer requisitos acústicos mais rigorosos para essas aeronaves, é imperativo que fabricantes e projetistas de VANTs considerem o ruído gerado pelas hélices ainda nas etapas iniciais de pesquisa e desenvolvimento. Tal abordagem permite não apenas antecipar possíveis barreiras regulatórias, mas também mitigar impactos ambientais e aprimorar a aceitação pública e a experiência do usuário final.

## 1.4 Objetivos

Este trabalho tem como objetivo principal estudar a viabilidade da previsão do ruído gerado por hélices de VANTs por meio de modelos computacionais utilizando o software ANSYS Fluent®, com ênfase na aplicação do método de Ffowcs Williams–Hawkings (FWH). Busca-se não apenas estimar os coeficientes aerodinâmicos e a emissão sonora da hélice, mas também validar os resultados obtidos por meio de comparações com dados experimentais e referências consolidadas na literatura.

Para isso, realiza-se inicialmente um estudo detalhado voltado à implementação de uma metodologia de simulação fluidodinâmica, com investigação aprofundada sobre estratégias de refinamento de malha e a aplicação de modelos rotativos, tanto estacionários quanto transientes. A partir da validação aerodinâmica, procede-se com a aplicação do modelo de analogia acústica FWH, extraíndo-se os dados relativos ao ruído gerado pela hélice.

Dessa forma, pretende-se compreender de maneira mais aprofundada os fenômenos aerodinâmicos e aeroacústicos associados à rotação de hélices de VANTs, contribuindo para o estado da arte por meio do desenvolvimento de uma metodologia prática que possa auxiliar no projeto e otimização de sistemas propulsivos silenciosos e eficientes.

<sup>3</sup> Disponível em: [www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/online-publications/easy-access-rules-unmanned-aircraft-systems](http://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/online-publications/easy-access-rules-unmanned-aircraft-systems)

## 1.5 Estrutura do Trabalho

A estrutura do trabalho é a seguinte:

- **Capítulo 2:** apresenta a fundamentação teórica necessária para o desenvolvimento do estudo, abordando os principais conceitos relacionados à aerodinâmica de hélices, fundamentos da aeroacústica, aeroacústica aplicada a hélices de VANTs e modelagem computacional aeroacústica.
- **Capítulo 3:** realiza uma revisão bibliográfica dos trabalhos mais relevantes publicados nos últimos anos, destacando metodologias utilizadas, tendências observadas na literatura e lacunas de pesquisa relacionadas à previsão do ruído gerado por hélices de VANTs.
- **Capítulo 4:** descreve a metodologia adotada, incluindo o software utilizado, suas principais ferramentas e o procedimento seguido para a realização das simulações.
- **Capítulo 5:** apresenta os resultados obtidos, incluindo os coeficientes aerodinâmicos e o ruído gerado pelas hélices, com a devida comparação e validação frente a dados da literatura e resultados experimentais.
- **Capítulo 6:** traz as conclusões do trabalho, discutindo a viabilidade da metodologia computacional para a previsão de ruído de hélices de VANTs, além de propor sugestões para aprimoramentos futuros com base nas observações feitas ao longo do desenvolvimento.

---

## FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

---

Este capítulo apresenta os conceitos e equações fundamentais necessários para a compreensão da física envolvida na aeroacústica de hélices utilizadas em VANTs. Inicialmente, são abordados os princípios de aerodinâmica aplicados a hélices rotativas, seguidos pelos fundamentos da aeroacústica clássica. Por fim, discute-se a aplicação desses conceitos ao estudo do ruído gerado por hélices de VANTs.

### 2.1 Aerodinâmica Aplicada a Hélices

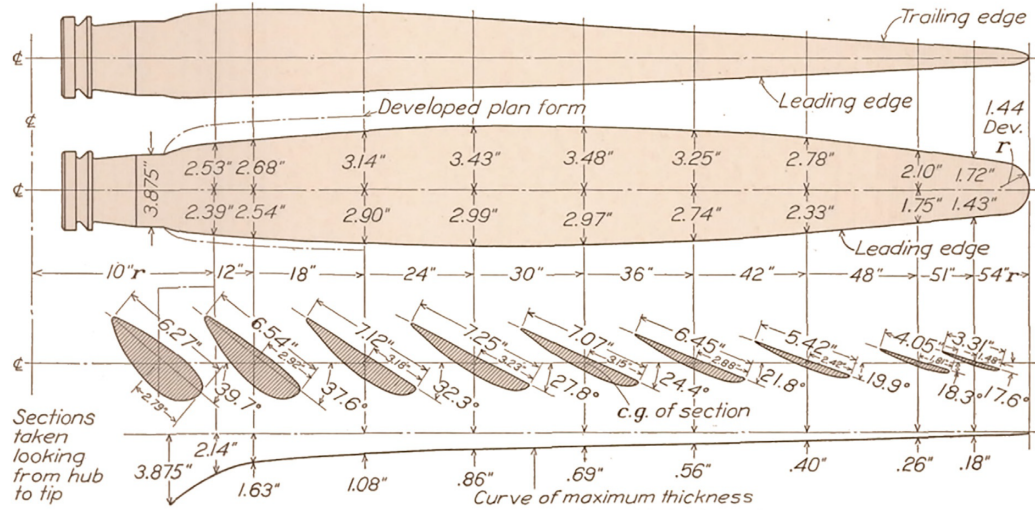
Os VANTs de pequeno porte, como o ilustrado anteriormente na Figura 2, utilizam rotores como sistema propulsivo principal. A função desses rotores é gerar empuxo no sentido oposto à força gravitacional, possibilitando a decolagem, a manutenção do voo e o controle da altitude do veículo. Para isso, motores — geralmente elétricos — são acoplados a hélices que, ao rotacionarem, aceleram o fluxo de ar para baixo. De acordo com a Terceira Lei de Newton, essa aceleração do ar resulta em uma força de reação para cima, que, quando superior ao peso da aeronave, permite que ela se eleve. Tem-se a definição de hélices:

Uma hélice é um dispositivo que converte energia mecânica em uma força (empuxo) utilizada para propulsionar o veículo ao qual está acoplada. Isso é realizado por meio da rotação rápida de uma ou mais superfícies sustentadoras, chamadas de pás da hélice, utilizando um motor. As pás geram sustentação aerodinâmica com base nos mesmos princípios da sustentação gerada por asas (GUDMUNDSSON, 2022).

Entretanto, a geração de empuxo não é um processo trivial. Para que um corpo em rotação consiga acelerar o ar para baixo de forma eficiente, sua geometria deve ser cuidadosamente projetada. As hélices, nesse contexto, são compostas por pás com perfis aerodinâmicos distribuídos ao longo do raio, além de apresentarem uma torção geométrica variável, como apresentado na

Figura 3. Essa torção é necessária para adaptar o ângulo de ataque ao longo da pá, uma vez que a velocidade relativa do escoamento varia radialmente. Essa combinação de forma e torção permite que a hélice converta a rotação imposta pelo motor em empuxo efetivo.

Figura 3 – Exemplo de geometria de hélice.



Fonte: Weick (1929).

De acordo com Gudmundsson (2022), quando uma hélice realiza uma rotação completa, a ponta da pá descreve um arco cujo comprimento equivale à circunferência de um círculo de raio igual ao da hélice. Nessa rotação, se considerar um fluido extremamente viscoso, a analogia utilizada seria de um parafuso penetrando madeira, a hélice avançaria uma distância teórica chamada de passo geométrico ( $P_G$ ). Essa medida representa o deslocamento que a hélice teria em uma rotação completa se não houvesse escorregamento no fluido – uma situação ideal e, portanto, não atingida na prática. Os fabricantes geralmente especificam esse valor na corda da seção correspondente a  $3/4$  do raio da hélice.

Com base nisso, define-se também o ângulo de passo geométrico ( $\beta$ ), que representa o ângulo entre a linha de corda da pá e o plano de rotação. Esse ângulo varia ao longo da pá: é maior próximo ao centro e menor na ponta. A Equação 2.1 demonstra a forma de se calcular esse ângulo utilizando relações trigonométricas simples, em que  $r$  é o raio da hélice na seção analisada.

$$P_G = 2\pi r \tan \beta \Rightarrow \beta = \tan^{-1} \left( \frac{P_G}{2\pi r} \right). \quad (2.1)$$

A Equação 2.2 por sua vez apresenta esse valor justamente à  $3/4$  do raio da hélice, em

que  $R_P$  é o raio total da hélice, e  $D_P$  é o diâmetro total da hélice.

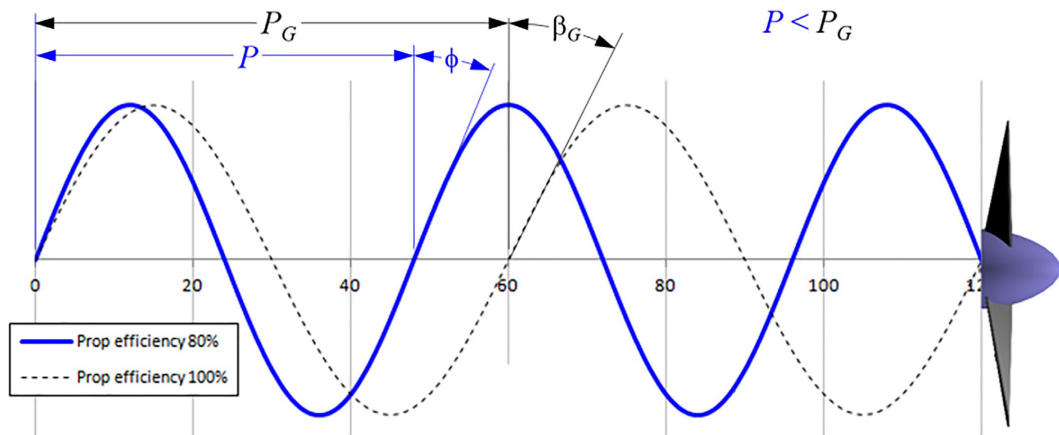
$$\beta_G = \tan^{-1} \left( \frac{2P_G}{3\pi R_P} \right) = \tan^{-1} \left( \frac{4P_G}{3\pi D_P} \right). \quad (2.2)$$

Durante a operação de uma hélice em movimento, observa-se que a distância percorrida pelo conjunto a cada rotação é geralmente inferior ao valor indicado pelo passo geométrico da hélice. Isso ocorre devido à interação entre o movimento de rotação da pá e o avanço longitudinal do veículo, resultando em um ângulo efetivo de trajetória descrita pela ponta da pá, conhecido como ângulo de hélice,  $\phi$ , apresentado na Equação 2.3.

$$\tan \phi = \frac{V_\infty}{\Omega r} = \frac{V_\infty}{2\pi r n} = \frac{30 \cdot V_\infty}{\pi r \cdot \text{RPM}} \quad (2.3)$$

Em que,  $V_\infty$  é a velocidade de avanço do veículo,  $\Omega$  é a rotação da hélice em rad/s,  $n$  é rotação em rev/s e  $\text{RPM}$  é a rotação em rev/minuto. A Figura 4 ilustra as propriedades geométricas da hélice mencionadas anteriormente, facilitando a visualização dos conceitos e equações apresentados nesta seção.

Figura 4 – Propriedades geométricas de uma hélice.

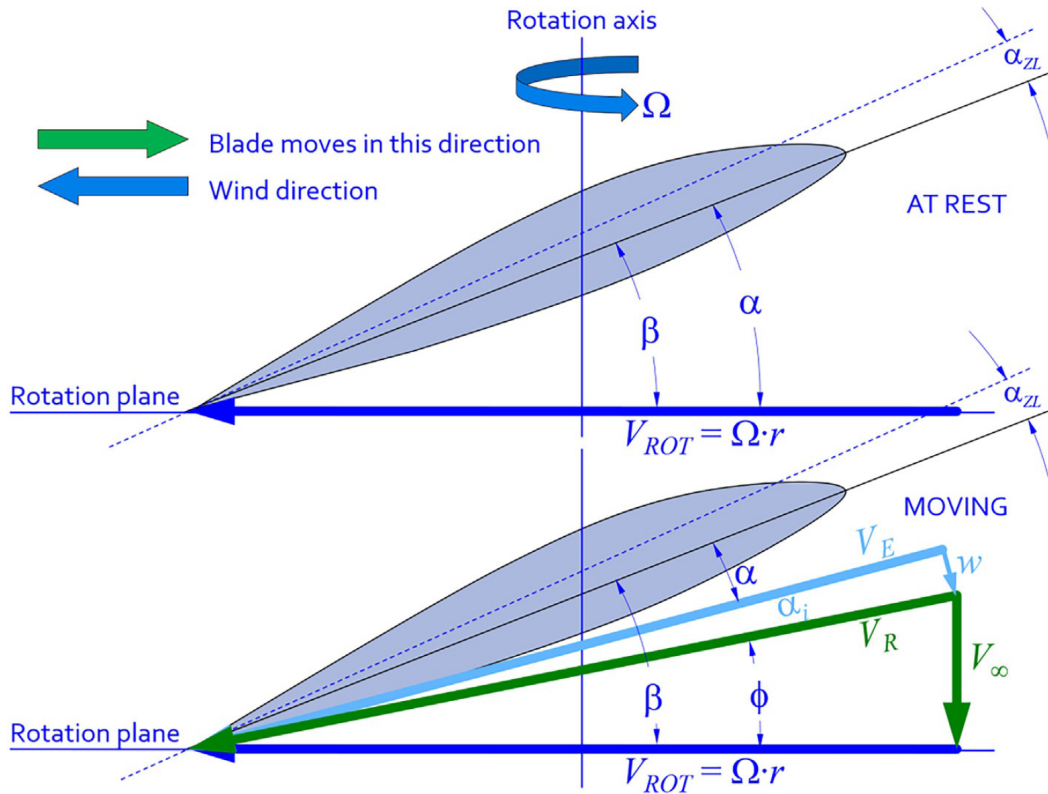


Fonte: Gudmundsson (2022).

Esse conceito é essencial para compreender a aerodinâmica local em diferentes seções da pá, especialmente em regimes de voo com baixa ou nula velocidade de avanço. No caso específico de uma hélice operando estaticamente — como em testes de bancada ou durante a decolagem vertical de determinados VANTs — o ângulo de hélice tende a zero. Isso significa que o escoamento percebido pelas pás é predominantemente tangencial, o que afeta diretamente a distribuição do ângulo de ataque ao longo do raio e, por consequência, a geração de empuxo e os níveis de ruído produzidos.

A Figura 5 ilustra as componentes de velocidade associadas à operação da hélice em diferentes condições. Observa-se que, em uma hélice fixa (sem deslocamento axial), como em ensaios estáticos, o escoamento incidente é puramente tangencial. Por outro lado, quando a hélice está seja em voo ou em túnel de vento, há um acréscimo de componente axial ao escoamento percebido, resultante da velocidade de avanço do veículo.

Figura 5 – Componentes de velocidade de uma hélice.



Fonte: Gudmundsson (2022).

A Equação 2.4 apresenta a velocidade tangencial,  $V_{ROT}$  da hélice em uma determinada seção.

$$V_{ROT} = \Omega \cdot r \quad (2.4)$$

Considerando o movimento da aeronave com velocidade de avanço,  $V_{\infty}$ , a velocidade relativa,  $V_R$ , do escoamento percebido em uma dada seção da pá corresponde à combinação vetorial entre a componente axial,  $V_{\infty}$ , e a componente tangencial,  $V_{ROT}$ . Essa magnitude é expressada por meio da Equação 2.5,

$$V_R = \sqrt{V_{\infty}^2 + V_{ROT}^2} = \sqrt{V_{\infty}^2 + (\Omega \cdot r)^2} \quad (2.5)$$

Dado que a extremidade da pá (ponta da hélice) apresenta o maior raio e, portanto, a maior velocidade tangencial, é nessa região que ocorrem os maiores valores de velocidade relativa — o que a torna crítica para o desempenho aerodinâmico e a geração de ruído. Assim, a Equação 2.6 apresenta a velocidade na ponta da hélice.

$$V_{tip} = \sqrt{V_{\infty}^2 + (\Omega \cdot R_p)^2} = \sqrt{V_{\infty}^2 + (\pi n D_p)^2} = \sqrt{V_{\infty}^2 + \left(\frac{\pi \cdot RPM \cdot D_p}{60}\right)^2} \quad (2.6)$$

Como apresentado em Appar (2006), alguns parâmetros fundamentais para o estudo do desempenho aerodinâmico de uma hélice são representados por meio de coeficientes adimensionais. Neste estudo, considera-se que a única velocidade atuante na hélice é a componente tangencial.

A Equação 2.7 apresenta a definição do coeficiente de empuxo,  $C_T$ , em que  $T$  é o empuxo gerado pela hélice e  $\rho$  é a massa específica do ar.

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D_p^4} = \frac{3600 \cdot T}{\rho \cdot RPM^2 \cdot D_p^4} \quad (2.7)$$

O coeficiente de potência do rotor,  $C_P$ , é definido pela Equação 2.8, em que  $P$  é a potência consumida pelo rotor:

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D_p^5} \quad (2.8)$$

Além disso, utilizando a relação  $P = 2\pi \cdot n \cdot Q$ , o coeficiente de torque  $C_Q$  pode ser determinado conforme a Equação 2.9, em que  $Q$  é o torque gerado pelo eixo da hélice:

$$C_Q = \frac{C_P}{2\pi} = \frac{Q}{\rho n^3 D_p^5} \quad (2.9)$$

Embora não utilizado nesse estudo, é fundamental a compreensão da razão de avanço,  $J$ , apresentado na Equação para análise dos trabalhos recentes que serão apresentados futuramente. A razão de avanço,  $J$ , é um parâmetro adimensional que relaciona a velocidade de avanço do veículo com a velocidade tangencial das lâminas da hélice, indicando a eficiência da conversão de energia. Um valor maior de  $J$  indica maior velocidade de avanço em relação à rotação da hélice.

$$J = \frac{V_{\infty}}{n \cdot D_p} = \frac{60 \cdot V_{\infty}}{RPM \cdot D_p} \quad (2.10)$$

Os coeficientes adimensionais  $C_T$ ,  $C_P$  e  $C_Q$  são essenciais para avaliar o desempenho aerodinâmico de uma hélice. O  $C_T$  mede o empuxo gerado, o  $C_P$  representa a eficiência na

conversão de potência e o  $C_Q$  relaciona o torque gerado à potência consumida. Esses coeficientes permitem comparar diferentes sistemas e otimizar o desempenho da hélice em várias condições operacionais.

## 2.2 Aeroacústica Aplicada a Hélices

O som é caracterizado como uma onda mecânica, resultante das variações de pressão e de velocidade das partículas do meio em que se propaga. Essa propagação ocorre por meio da transferência de energia entre moléculas adjacentes, por sucessivas colisões, formando regiões alternadas de compressão e rarefação. Assim, a partir de uma fonte sonora, estabelecem-se oscilações que perturbam o meio local, transmitindo energia na forma de ondas longitudinais (GERGES, 1991).

Além disso, Gerges (1991) ressalta que som e ruído correspondem ao mesmo fenômeno físico, embora não sejam sinônimos. O ruído é uma forma específica de som que, sob a perspectiva perceptiva humana, provoca desconforto ou sensação indesejada ao ser recebido pelo sistema auditivo. Portanto, todo ruído é um som, mas nem todo som é considerado ruído.

Define-se aeroacústica da seguinte maneira:

A aeroacústica se preocupa com o som gerado por forças aerodinâmicas ou por movimentos induzidos por um escoamento, em vez de forças aplicadas externamente ou movimentos estudados na acústica clássica. Assim, sons gerados por vibrações de cordas de violino ou por alto-falantes enquadram-se na categoria da acústica clássica, enquanto sons produzidos por forças aerodinâmicas não estacionárias em hélices ou por escoamentos turbulentos pertencem ao domínio da aeroacústica (GOLDSTEIN, 1976).

### 2.2.1 Fontes Pontuais

Russell (2001) faz introdução de fontes pontuais, separando-as em: monopolo, dipolo e quadrupolo. Um monopolo acústico é uma fonte idealizada que consiste em uma esfera pulsante perfeita, que expande e contrai periodicamente, emitindo ondas sonoras igualmente em todas as direções, conhecido como radiação omnidirecional.

Mesmo corpos pequenos que não sejam perfeitamente esféricos, mas cujas dimensões sejam muito menores que o comprimento de onda do som, podem ser aproximados como monopolos, uma vez que emitem a mesma energia acústica em todas as direções.

Matematicamente, o campo de pressão de um monopolo é descrito pela Equação 2.11, em que  $P(r, t)$  é pressão acústica em função da distância  $r$  e do tempo  $t$ ,  $A$  é a amplitude da fonte relacionada à intensidade da fonte sonora,  $k$  é o número de ondas determinado pela equação

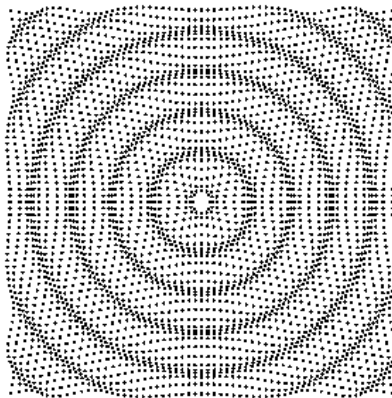


$k = 2\pi/\lambda$ , em que  $\lambda$  é o comprimento de onda,  $\omega$  é a frequência angular, determinada pela equação  $\omega = 2\pi f$ , em que  $f$  é a frequência da onda.

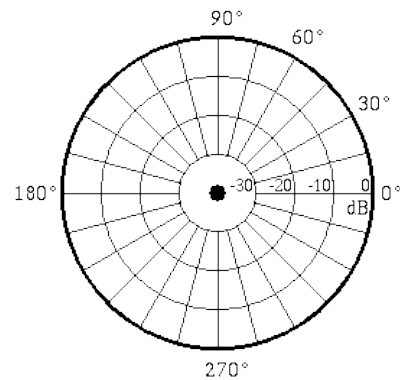
$$P(r,t) = \frac{A}{r} e^{i(kr - \omega t)}. \quad (2.11)$$

As Figuras 6a e 6b apresentam uma representação de uma fonte monopolar, em que se tem a representação do campo de pressão acústico e a noção de propagação omnidirecional da radiação acústica, respectivamente.

Figura 6 – Representações esquemáticas de uma fonte monopolar e sua propagação acústica.



(a) Campo de pressão acústico.



(b) Propagação omnidirecional.

Fonte: Russell (2001).

Matematicamente, monopolos são fundamentais para elaborar conceitos mais complexos, como os que serão apresentados e estudados no decorrer do trabalho. Fisicamente, porém, fontes monopulares puras são raras e sua reprodução em ambiente laboratorial é bastante desafiadora, dado que envolvem variações simétricas e isotrópicas de volume em um meio, algo difícil de realizar com precisão em sistemas reais.

Por outro lado, um dipolo acústico é uma fonte sonora idealizada composta por duas fontes monopulares próximas, de mesma amplitude, porém com fases opostas — ou seja, enquanto uma expande, a outra contrai, e esse processo se repete periodicamente. Fisicamente, isso pode ser imaginado como duas esferas pulsantes lado a lado, gerando ondas sonoras que interferem no espaço ao redor.

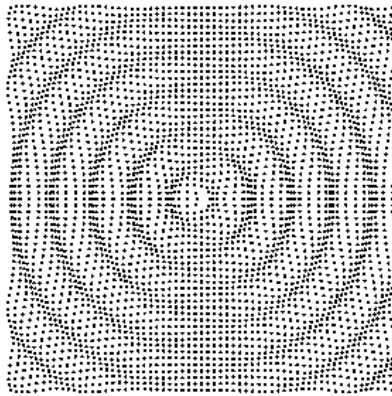
Essa configuração gera um padrão de emissão não omnidirecional: a radiação sonora é mais intensa em certas direções e praticamente nula em outras. O padrão típico de radiação de um dipolo se assemelha a uma função lemniscata, com dois lóbulos principais em direções opostas ao eixo da fonte.

Matematicamente, o campo de pressão de um dipolo é descrito pela Equação 2.12.

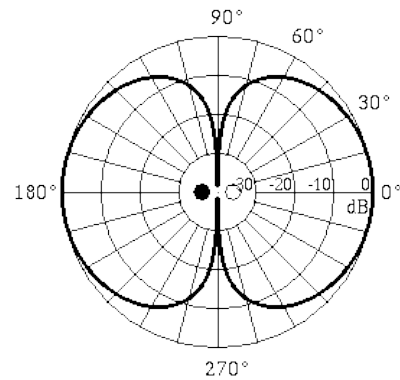
$$p_1 = +\frac{1}{r}e^{ikr}, \quad p_2 = -\frac{1}{r}e^{ikr}. \quad (2.12)$$

As Figuras 7a e 7b apresentam uma representação de uma fonte dipolar, em que se tem a representação do campo de pressão acústico e a propagação com diretividade  $\theta$  da radiação acústica, respectivamente.

Figura 7 – Representações esquemáticas de uma fonte dipolar e sua propagação acústica.



(a) Campo de pressão acústico.



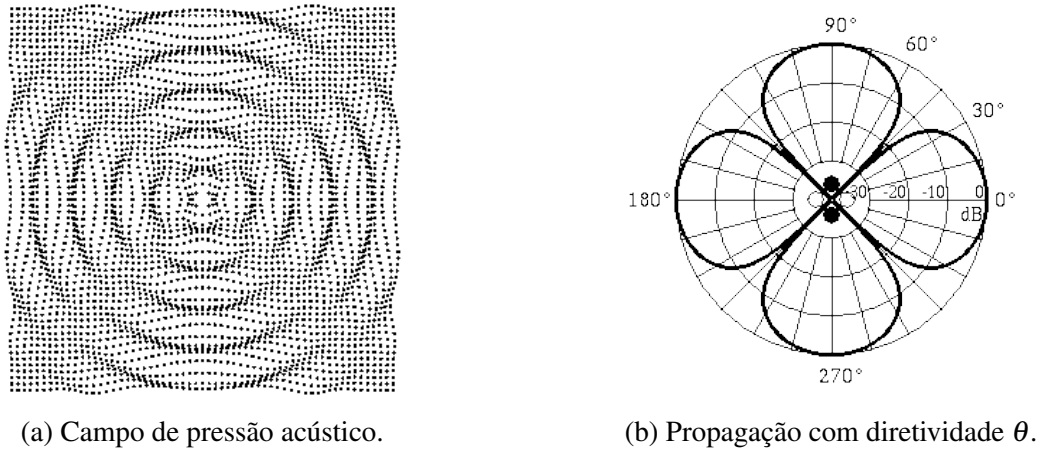
(b) Propagação com diretividade  $\theta$ .

Fonte: Russell (2001).

De forma análoga à construção de um dipolo, composto por dois monopolos defasados, um quadrupolo acústico pode ser interpretado como a combinação de dois dipolos de fase oposta. A depender do arranjo espacial desses dipolos, o quadrupolo pode assumir diferentes geometrias, sendo as mais comuns o quadrupolo lateral e o quadrupolo linear.

Um quadrupolo lateral corresponde a dois dipolos perpendiculares entre si, formando um quadrado com quatro monopolos de fases alternadas nos vértices. O padrão de radiação resultante lembra uma flor de quatro pétalas, com cancelamento sonoro nas diagonais, conforme representado na Figura 8a. As partículas oscilam alternando o movimento horizontal e vertical, e há uma diferença de fase de  $180^\circ$  entre os eixos principais, conforme representado na Figura 8b.

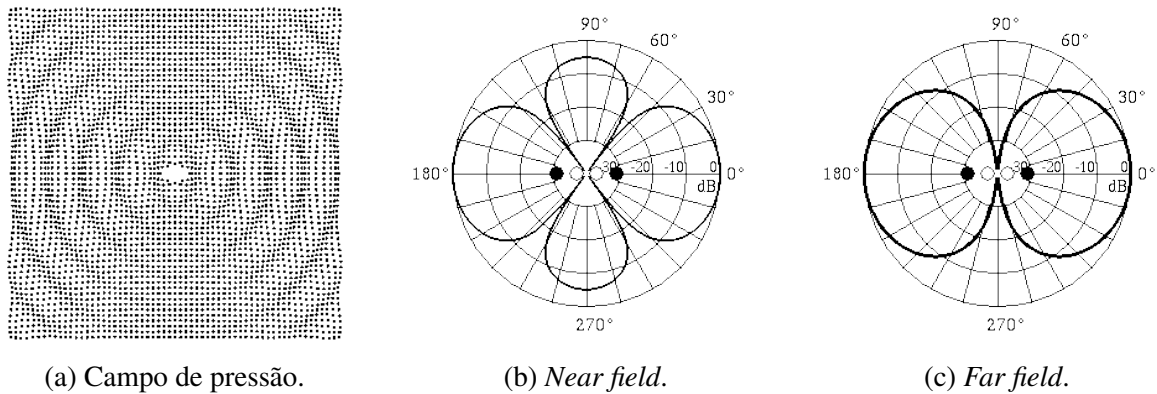
Figura 8 – Representações esquemáticas de uma fonte quadrupolar lateral e sua propagação acústica.



Fonte: Russell (2001).

Um quadrupolo linear, ou longitudinal, correspondem a dois dipolos alinhados sobre uma mesma reta. No campo próximo, há quatro máximos e quatro mínimos, representado na Figura 9b, enquanto no campo distante, o padrão se simplifica, restando apenas dois máximos e dois mínimos, com frentes de onda horizontais em fase e redução de amplitude nas direções verticais, representado na Figura 9c. O campo de pressão acústico é representado na Figura 9a.

Figura 9 – Representações esquemáticas de uma fonte quadrupolar linear.



Fonte: Russell (2001).

### 2.2.2 Fundamentos de Aeroacústica

Conforme apresentado em Goldstein (1976) e Dowling e Williams (1983), a formulação fundamental da propagação sonora se baseia nas equações da conservação da massa e da quantidade de movimento para um fluido compressível. Essas leis de conservação, expressas nas Equações 2.13 e 2.14, formam o ponto de partida para a descrição matemática de fenômenos

acústicos.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0, \quad (2.13)$$

$$\rho \left( \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} \right) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{g}. \quad (2.14)$$

A Equação 2.13 representa a conservação da massa, em que  $\rho$  é a massa específica do fluido e  $\mathbf{u}$  é o vetor velocidade. Já a Equação 2.14 expressa a conservação da quantidade de movimento, onde  $p$  é a pressão,  $\boldsymbol{\tau}$  representa o tensor de tensões viscosas e  $\mathbf{g}$  é o vetor de aceleração da gravidade.

Para a análise de pequenos distúrbios acústicos, adota-se o conceito de perturbações em torno de um estado de equilíbrio, como ilustrado na Equação 2.15, em que os subscritos 0 denotam as componentes do estado de equilíbrio (ou campo base) e os termos com apóstrofo (') representam as perturbações acústicas.

$$\rho = \rho_0 + \rho', \quad \mathbf{u} = \mathbf{u}_0 + \mathbf{u}', \quad p = p_0 + p'. \quad (2.15)$$

No contexto da aeroacústica, assume-se que essas perturbações são pequenas em relação aos valores de equilíbrio, onde  $c_0$  é a velocidade do som no meio em repouso. Essas hipóteses permitem a linearização das equações governantes.

$$\frac{\rho'}{\rho_0} \ll 1, \quad \frac{|\mathbf{u}'|}{c_0} \ll 1. \quad (2.16)$$

A substituição das expressões de perturbação nas equações de conservação resulta nas Equações 2.17 e 2.18, que descrevem a dinâmica das flutuações acústicas em meios com escoamento médio. A Equação 2.17 é a versão linearizada da conservação da massa, agora em função das perturbações, e a Equação 2.18 é a correspondente linearização da equação da quantidade de movimento.

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \mathbf{u}_0 \cdot \nabla \rho' + \mathbf{u}' \cdot \nabla \rho_0 + \rho_0 \nabla \cdot \mathbf{u}' + \rho' \nabla \cdot \mathbf{u}_0 = 0, \quad (2.17)$$

$$\rho_0 \left( \frac{\partial \mathbf{u}'}{\partial t} + \mathbf{u}_0 \cdot \nabla \mathbf{u}' + \mathbf{u}' \cdot \nabla \mathbf{u}_0 \right) + \rho' \mathbf{u}_0 \cdot \nabla \mathbf{u}_0 = -\nabla p' + \rho' \mathbf{g}. \quad (2.18)$$

Com o auxílio da equação de estado dos gases e assumindo entropia constante ( $ds/dt = 0$ ), obtém-se uma relação adicional entre a variação de pressão e a variação de massa específica,

resultando na Equação 2.19, em que  $c_0^2 = (\partial p / \partial \rho)_s$  representa a velocidade do som ao longo de uma linha de entropia constante.

$$\frac{\partial p'}{\partial t} + \mathbf{u}_0 \cdot \nabla p' + \mathbf{u}' \cdot \nabla p_0 = c_0^2 \left( \frac{\partial \rho'}{\partial t} + \mathbf{u}_0 \cdot \nabla \rho' + \mathbf{u}' \cdot \nabla \rho_0 \right) + (c_0^2)' \mathbf{u}_0 \cdot \nabla \rho_0, \quad (2.19)$$

Para um caso ainda mais simplificado — um meio homogêneo e estático, com  $\rho_0 = \text{cte}$ ,  $u_0 = 0$  e  $p_0 = \text{cte}$  —, as equações se reduzem à clássica equação da onda acústica.

$$\frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 p' = 0; \quad (2.20)$$

A Equação 2.20 descreve a propagação de perturbações acústicas em um meio ideal, sem efeitos de escoamento, viscosidade ou não-linearidades. Esta equação é válida apenas quando as hipóteses de linearidade e isotropia são atendidas, sendo útil como modelo de referência para a análise da propagação sonora em diversas aplicações físicas.

### 2.2.3 Analogia Acústica de Lighthill e de Ffowcs Williams-Hawkings

A analogia acústica de Lighthill permite conectar fenômenos aerodinâmicos e acústicos ao reescrever o escoamento turbulento em termos de uma equação de onda não homogênea (NETO, 2018). Partindo das equações de conservação da massa e da quantidade de movimento de um fluido compressível, e assumindo expansão em torno de um estado de repouso ( $\rho_0$ ,  $p_0$  constantes), procede-se diferenciando em tempo a continuidade e aplicando divergência na equação do momento. A Equação 2.21 apresenta essa combinação leva à forma não homogênea da equação de onda para a flutuação de densidade  $\rho'$ .

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho' = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (2.21)$$

Em que  $c_0$  é a velocidade do som no meio de referência. Essa é a equação de Lighthill: o lado esquerdo modela a propagação da onda sonora em um meio homogêneo em repouso, enquanto o lado direito reúne as fontes aerodinâmicas de som, dado pelo duplo divergente do tensor de Lighthill  $T_{ij}$ , apresentado na Equação 2.22.

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p - c_0^2 \rho) \delta_{ij} - \tau_{ij} \quad (2.22)$$

Em escoamentos turbulentos livres isotrópicos, apenas o termo convectivo  $\rho v_i v_j$  tem contribuição não nula, de modo que sua dupla divergência atua como fonte quadrupolar de som. Em síntese, a formulação de Lighthill evidencia que o lado esquerdo da equação corresponde à propagação da onda sonora, enquanto o termo fonte  $T_{ij}$  à direita destaca as contribuições turbulentas responsáveis pela geração do som (LIGHTHILL, 1952).

A equação de Williams e Hawkins (1969) é uma analogia acústica que estende o modelo clássico de Lighthill (1952) para corpos em movimento. Enquanto Lighthill tratava apenas fontes quadrupolares volumétricas geradas pela turbulência, a formulação de FWH incorpora também fontes de superfície associadas a corpos rígidos móveis (BRENTNER, 2000).

Ela é derivada das leis da conservação da massa e da quantidade de movimento usando funções generalizadas para representar o efeito de um corpo sólido como descontinuidade no campo fluido. Assim, a FWH governa exatamente o som aerodinâmico gerado por qualquer corpo deslocando-se no fluido, incluindo termos de espessura (monopolo), carregamento (dipolo) e turbulência (quadrupolo), como apresentado na Equação 2.23.

$$\left( \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) p'(\mathbf{x}, t) = \frac{\partial}{\partial t} [(\rho_0 v_n + \rho(u_n - v_n)) \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [(\tilde{p} n_i + \rho u_i(u_n - v_n)) \delta(f)] + \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [T_{ij} H(f)]. \quad (2.23)$$

Por meio da função de Green de espaço livre, obtêm-se representações integrais em tempo retardado. Em geral, o campo acústico pode ser expresso como integrais sobre a superfície radiadora e, se necessário, um termo volumétrico igual apresentado na Equação 2.24.

$$4\pi p'(\mathbf{x}, t) = \int_S \left[ \frac{\partial}{\partial t} (\rho_0(v_n - u_n)) - \frac{\partial}{\partial x_i} (p \delta_{ij} + \rho_0 u_i u_j) n_j \right] \frac{dS}{R(1 - M_r)} + \int_V \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \frac{dV}{R}. \quad (2.24)$$

Em que,  $R$  é a distância fonte-observador,  $M_r$  a componente do número de Mach fonte-observador. Em essência, o termo de espessura aparece como monopolo de tempo retardado, o de carregamento como dipolo, e o quadrupolo requer integração volumétrica ou superfícies permeáveis. Dependendo da escolha das variáveis (retardado no tempo, superfície colapsada, etc.), obtêm-se diferentes versões integrais equivalentes (BRENTNER, 2000).

## 2.2.4 Aeroacústica de Hélices

A análise aeroacústica de hélices fundamenta-se na decomposição das fontes sonoras a partir da analogia de FWH, a qual permite descrever a geração de som por corpos em movimento em meios fluidos compressíveis. Essa formulação conduz a três tipos principais de fontes acústicas: monopulares (espessura), dipolares (carregamento) e quadrupolares (volume). Cada uma dessas fontes está associada a diferentes mecanismos físicos e possui diferentes características espectrais e direcionais.

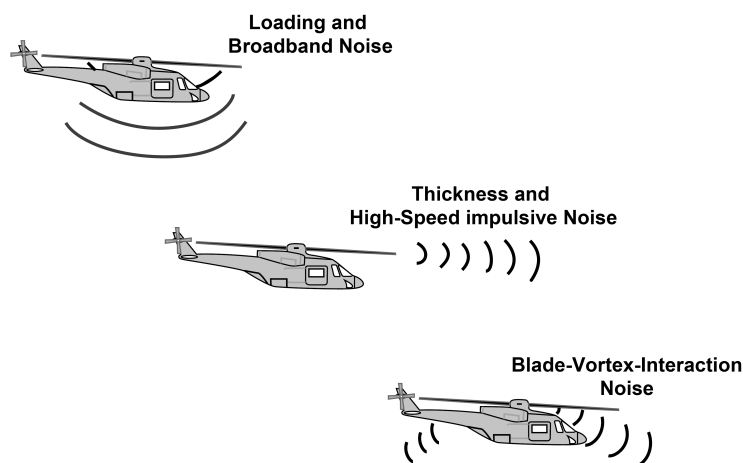
- **Termo de espessura (monopolo):** representa o som gerado pelo deslocamento de massa do fluido ao redor de uma superfície sólida em movimento. Em hélices, está associado

ao volume de fluido varrido pelas pás durante sua rotação, mesmo que não haja variação de carga aerodinâmica. Esse termo surge na equação FWH como  $\rho_0 v_n$  e depende da velocidade normal da superfície de controle. Trata-se de uma fonte determinística e periódica, predominante na faixa tonal da emissão sonora (BRENTNER; FARASSAT, 2003).

- **Termo de carregamento (dipolo):** corresponde ao ruído gerado pelas forças aerodinâmicas não estacionárias que atuam sobre a superfície da hélice, como a variação de pressão ao longo das pás. Esse termo aparece na equação FWH através de expressões como  $\partial(pn_i)/\partial x_i$  e é responsável pela maior parte do ruído tonal emitido por hélices, especialmente nos harmônicos da frequência de passagem das pás (*blade passing frequency* — BPF). Interações como a passagem de vórtices sobre a superfície da pá ou oscilações periódicas na borda de ataque contribuem significativamente para essa fonte (BRENTNER; FARASSAT, 2003).
- **Termo de volume (quadrupolo):** relacionado a fenômenos não lineares do escoamento, como turbulência, separações, vórtices e choques. É matematicamente expresso pelo tensor de Lighthill  $T_{ij}$ , representando a flutuação de momentum no volume fluido. Em hélices operando em baixos números de Mach e regimes bem controlados, esse termo costuma ser desprezível. No entanto, em condições de escoamento altamente turbulento, transônico ou com presença de cavitação, o termo quadrupolar pode tornar-se relevante, especialmente em frequências elevadas ou ruído de banda larga (BRENTNER; FARASSAT, 2003).

Os termos supracitados são ilustrados na Figura 10, em que se apresentam, de cima para baixo: o termo de carregamento (dipolo), o termo de espessura (monopolo) e o termo quadrupolar (volume).

Figura 10 – Componentes do ruído de uma hélice: carregamento, espessura e quadrupolo.



Fonte: Brentner e Farassat (2003).

Esses três termos surgem naturalmente da formulação diferencial da equação de FWH e representam diferentes mecanismos de geração acústica. Em particular, para superfícies sólidas impermeáveis (isto é, com  $u_n = v_n$ ), os termos se reduzem aos formatos clássicos de monopolo, dipolo e quadrupolo conforme conhecidos na teoria de fontes acústicas (IANNIELLO; TESTA, 2019).

### **2.2.5 Modelagem Aeroacústica de Hélices**

Para a aplicação prática desses conceitos, três metodologias distintas são comumente utilizadas para o estudo do ruído gerado por hélices: métodos experimentais, modelagens semiempíricas e modelagem computacional aeroacústica (CAA), que envolve a integração entre Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) e Analogias Aeroacústicas (AA).

Os métodos experimentais consistem, em geral, na realização de ensaios controlados em bancada, nos quais o rotor é fixado em uma haste ou estrutura de suporte, posicionado dentro de uma câmara anecoica — ambiente especialmente projetado para eliminar reflexões sonoras. Microfones de campo próximo ou distante são então dispostos ao redor do rotor, na mesma distância e em diferentes angulações, para captar as variações do campo de pressão ao longo do tempo, como apresentado na Figura 5. A partir desses sinais de pressão, pode-se extrair informações como o nível de pressão sonora (SPL), a frequência dominante (ex: frequência de passagem da pá) e o conteúdo espectral do ruído, tanto tonal quanto de banda larga.

Os métodos experimentais são considerados bastante confiáveis e servem como referência fundamental para validação de modelos computacionais. No entanto, seu custo elevado, a necessidade de infraestrutura especializada e a dificuldade de reprodução de condições reais de voo impõem limitações práticas. Além disso, variações nas condições ambientais — como temperatura, umidade ou ruído de fundo — podem introduzir incertezas nas medições. Por esses motivos, o uso de experimentos acústicos é geralmente restrito a protótipos avançados ou a etapas finais de desenvolvimento de produto.



Figura 11 – Exemplo de bancada experimental.

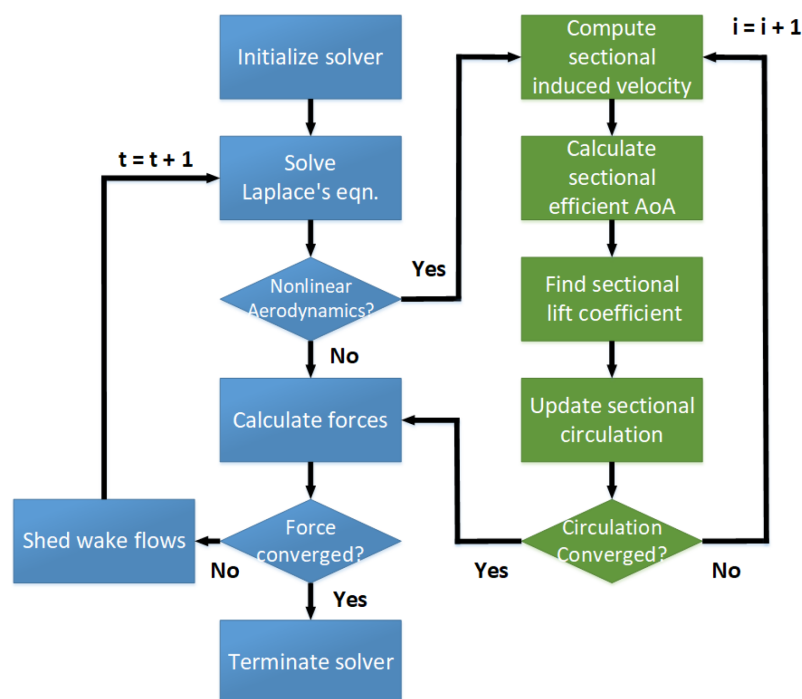


Fonte: Gojon, Jardin e Parisot-Dupuis (2021).

Os modelos semiempíricos são amplamente utilizados para estimativas rápidas do ruído tonal e de banda larga, atuando como uma abordagem intermediária entre os métodos experimentais e a CAA. Tradicionalmente, o desempenho de hélices tem sido avaliado por testes experimentais e modelos como *Blade Element Momentum* (BEM), (RWIGEMA, 2010) com correções acústicas, e técnicas como o *Nonlinear Vortex Lattice Method* (NVLM), são frequentemente empregadas nesse contexto. Esses modelos permitem estimar a distribuição de carga ao longo das pás e, a partir disso, calcular a radiação sonora com base em analogias acústicas simplificadas, a Figura 12 exemplifica o processo de um modelo semiempírico.

A principal vantagem dos modelos semiempíricos está no seu baixo custo computacional e na sua capacidade de capturar os mecanismos principais da geração de ruído, tornando-os úteis para análises preliminares, otimização de geometria e estudos paramétricos. No entanto, sua precisão depende fortemente da calibração com dados experimentais ou tabelas aerodinâmicas previamente validadas. Além disso, esses modelos apresentam limitações em condições de escoamento altamente não lineares, com separações, compressibilidade ou efeitos tridimensionais significativos — cenários comuns em hélices operando em ângulos de ataque elevados ou em voo transiente.

Figura 12 – Exemplo de fluxograma de modelo semiempírico.



Fonte: Jo *et al.* (2019).

Por fim, a modelagem computacional, foco do presente trabalho, consiste na realização de simulações de CFD para capturar o escoamento induzido pela rotação da hélice e extrair informações fundamentais, como os campos de pressão e velocidade. Esses campos servem como base para aplicação posterior de uma analogia acústica, permitindo a predição do ruído gerado pela hélice.

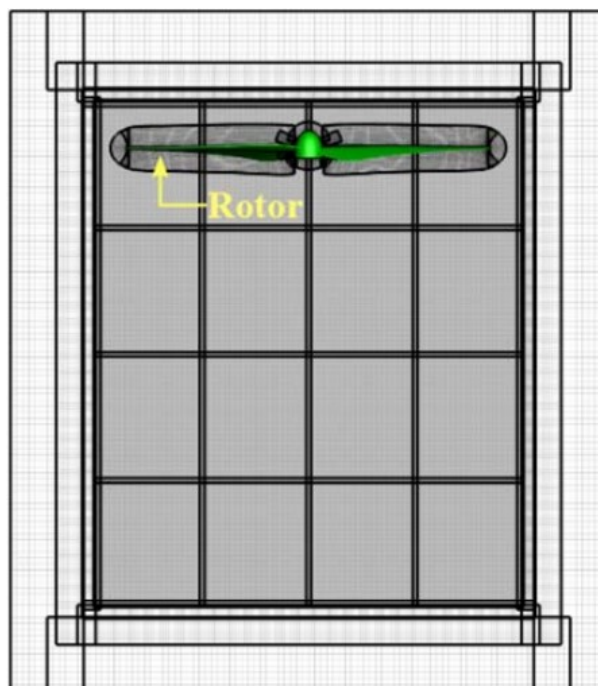
#### 2.2.5.1 Metodologias para Elementos Rotativos

Duas abordagens principais são comumente utilizadas para simular a rotação da hélice em CFD. A primeira delas, mais simples e menos custosa computacionalmente, é o método do Quadro de Referência Móvel (MRF — *Moving Reference Frame*). Nesse modelo, o domínio de simulação é dividido em regiões estacionárias e rotativas, com o escoamento resolvido de forma estacionária. A hélice é modelada como estando em um referencial girante, e as equações de Navier–Stokes são modificadas para incluir os termos de força centrífuga e de Coriolis. O método MRF é bastante eficiente para estimativas médias de empuxo e torque, mas por ser uma abordagem estacionária, não é capaz de capturar fenômenos transientes associados à rotação real da hélice, impedindo sua aplicação em estudos aeroacústicos (PRAKASH; MUTHUVEL; ROYCHOWDHURY, 2014).

A segunda abordagem, mais robusta, é o método de malha deslizante (*Sliding Mesh*),

no qual o domínio rotativo da hélice se movimenta continuamente em relação ao domínio estacionário, permitindo a resolução explícita do movimento rotacional, a Figura 13 apresenta um exemplo de domínio computacional. Essa abordagem transiente possibilita a captura de fenômenos periódicos e instabilidades no escoamento, como a flutuação da esteira de vórtices e variações de pressão ao longo do tempo. Por essas razões, o uso do método *Sliding Mesh* é fundamental para análises aeroacústicas, pois o som é, por natureza, um fenômeno transiente.

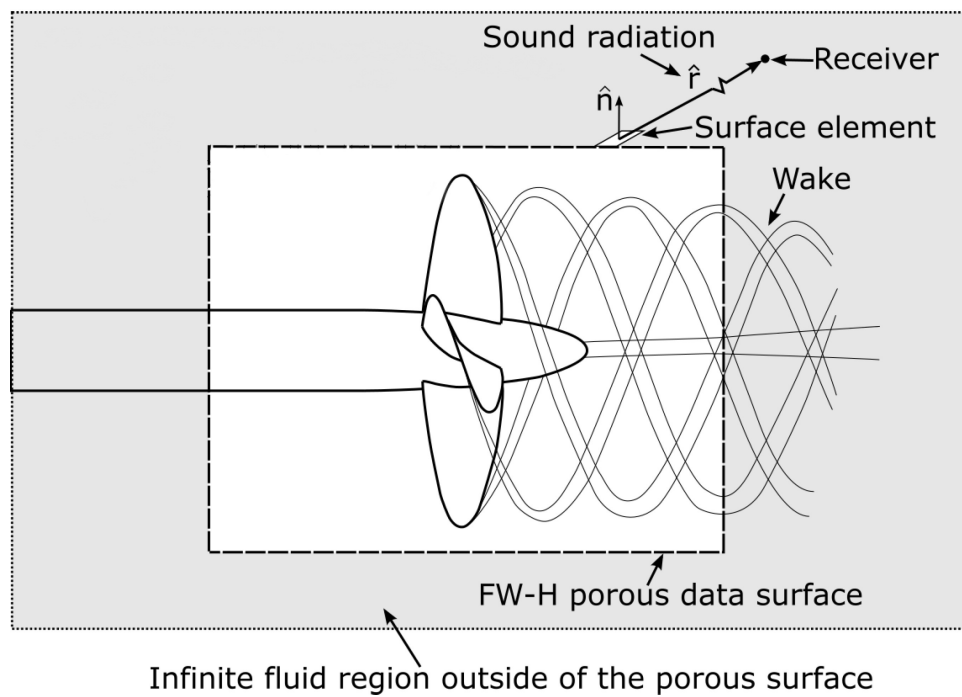
Figura 13 – Exemplo de domínio computacional CAA.



Fonte: Zawodny, Jr. e Burley (2016).

Assim, para que se possa aplicar a analogia aeroacústica de forma confiável, é essencial que o escoamento seja resolvido com um modelo transiente, como o *Sliding Mesh*, garantindo a disponibilidade de dados temporais consistentes para alimentar o modelo acústico. Com a simulação CFD concluída, aplica-se a analogia de FWH, por meio de uma superfície de integração que envolve a hélice e o escoamento próximo, conforme ilustrado pela Figura 14. Essa superfície é considerada como fonte sonora, e receptores acústicos são posicionados em pontos pré-definidos, simulando microfones virtuais dispostos como em um experimento real. O resultado da modelagem é a variação temporal da pressão acústica em cada receptor, possibilitando a análise espectral e temporal do ruído gerado pela hélice.

Figura 14 – Exemplo de domínio aeroacústico.



Fonte: Adaptado de Lidtke, Lloyd e Vaz (2019).

---

## REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

---

Neste capítulo, realiza-se um estudo do estado da arte na área de simulação e análise aerodinâmica e aeroacústica de hélices de VANTs, com o objetivo de identificar as abordagens mais relevantes na literatura acadêmica. São avaliadas publicações de destaque que apresentam dados experimentais e computacionais relacionados ao desempenho aerodinâmico e à geração de ruído por hélices, com foco especial na aplicação da analogia de FWH.

Além disso, são estudados, também, trabalhos com propósitos distintos que, no entanto, compartilham metodologias semelhantes para a modelagem aerodinâmica ou aeroacústica. Essa revisão visa contextualizar os avanços recentes, reconhecer limitações existentes e justificar as escolhas técnicas adotadas ao longo do presente trabalho.

O estudo do desempenho aerodinâmico de hélices não é recente, entretanto, grande parte dos estudos conduzidos no início concentrou-se em hélices aplicadas a helicópteros, os quais operam em altos números de Reynolds e, relativamente, altos números de Mach. Por outro lado, os estudos voltados a hélices que operam em baixos números de Reynolds e Mach, típicos em aplicações com VANTs, são mais recentes e têm ganhado destaque com o crescimento da indústria de veículos não tripulados.

Nesse contexto, destaca-se o trabalho realizado por Brandt e Selig (2011), da Universidade de Illinois em Urbana-Champaign (UIUC). Os autores realizaram um estudo experimental detalhado com o objetivo de caracterizar o desempenho aerodinâmico de hélices comerciais de pequeno porte, comumente utilizadas em VANTs. No total, 79 hélices foram testadas em túnel de vento, com medições diretas de empuxo e torque em quatro diferentes rotações, variando aproximadamente entre 1500 e 7500 rpm. Atualmente o site da UIUC<sup>1</sup> disponibiliza um extenso banco de dados com desempenho aerodinâmico da maioria das hélices comerciais.

A metodologia consistiu em fixar a rotação da hélice e variar a velocidade do túnel, como apresentado na Figura 15, cobrindo desde o regime estático até condições de avanço com razão  $J$

---

<sup>1</sup> Disponível em: <https://m-selig.ae.illinois.edu/props/propDB.html>

suficientemente alta para atingir o estado conhecido como *windmilling* (empuxo nulo).

Figura 15 – Bancada experimental utilizada por Brandt.



Fonte: Brandt e Selig (2011).

As medições permitiram avaliar a influência do número de Reynolds no desempenho das hélices, revelando que hélices operando a baixas rotações apresentaram perda significativa de eficiência. A eficiência propulsiva variou de cerca de 0,65 (hélices mais eficientes) até aproximadamente 0,28 (hélices com desempenho inferior). Os autores organizaram os resultados em curvas de coeficiente de empuxo ( $C_T$ ) e potência ( $C_P$ ) em função da razão de avanço, com uso padronizado dos parâmetros adimensionais tradicionais. O trabalho serve como um banco de dados, frequentemente utilizada na validação de modelos numéricos e simulações computacionais voltadas ao estudo aerodinâmico de hélices pequenas.

Analogamente ao desempenho aerodinâmico, o estudo da predição de ruído gerado por rotores não é uma temática recente. No entanto, as pesquisas conduzidas nas últimas décadas concentram-se, em sua maioria, em rotores de helicópteros, que operam em altos números de Reynolds e Mach. A investigação aeroacústica de rotores que atuam em regimes de baixo Reynolds e baixo Mach — como os utilizados em VANTs — passou a ser explorada com maior profundidade apenas nos últimos anos, impulsionada pelo avanço tecnológico e pelo aumento da demanda por VANTs mais silenciosos.

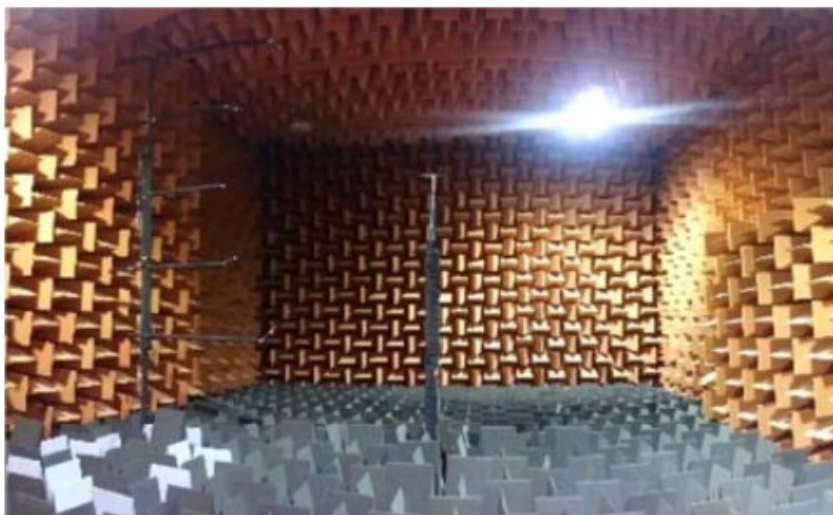
Zawodny, Jr. e Burley (2016), realizaram um estudo experimental e computacional com o objetivo de caracterizar acusticamente rotores de pequeno porte representativos de VANTs. Foram testados dois sistemas de rotor isolados, ambos compostos por duas pás de passo fixo acopladas a motores *brushless*. As análises incluíram ensaios experimentais de desempenho em voo pairado e medições acústicas em diversas rotações, com bancada experimental apresentada na Figura 16, permitindo avaliar a emissão sonora e o comportamento direcional do ruído gerado por cada conjunto. Apesar de operarem sob condições similares de empuxo, os dois sistemas

apresentaram diferenças significativas nos níveis de pressão sonora, com variações de até 8 dB em termos de OASPL (Overall Sound Pressure Level), além de distintos padrões de diretividade, indicando que pequenas alterações na configuração do rotor podem influenciar fortemente a assinatura acústica do veículo.

Adicionalmente, os autores empregaram ferramentas computacionais para prever o comportamento aerodinâmico e acústico dos rotores. As simulações foram realizadas com o código OVERFLOW2, com domínio computacional apresentado previamente na Figura 13 com 206 milhões de células, que forneceu soluções aerodinâmicas não estacionárias, e com o módulo ANOPP-PAS (Aircraft NOise Prediction Program – Propeller Analysis System), utilizado para prever ruído tonal e de banda larga por métodos semiempíricos.

A modelagem aeroacústica incluiu a aplicação de teorias clássicas para o ruído gerado por perfis aerodinâmicos em escoamentos rotativos. As previsões numéricas apresentaram boa concordância com os dados experimentais, validando a abordagem adotada. Um destaque importante do estudo foi a constatação de que o motor *brushless* também constitui uma fonte significativa de ruído, devendo ser considerado na análise global do sistema propulsivo.

Figura 16 – Bancada experimental utilizada por Zawodny.



Fonte: Zawodny, Jr. e Burley (2016).

Ainda no âmbito experimental, Gojon, Jardin e Parisot-Dupuis (2021), da ISAE-SUPAERO, realizaram um estudo experimental em câmara anecoica para investigar o comportamento acústico de hélices operando em baixas velocidades e baixos números de Reynolds. O objetivo principal foi validar metodologias de medição e analisar como parâmetros geométricos influenciam na emissão de ruído. Foram testadas duas hélices comerciais e quatro hélices impressas em 3D, com número de pás variando entre 2 e 5 e perfil aerodinâmico NACA 0012, mantidos com corda e passo constantes. Os ensaios consistiram em medições em diferentes rotações, com microfones posicionados em ângulos diversos ao redor da hélice para registrar o nível de pressão

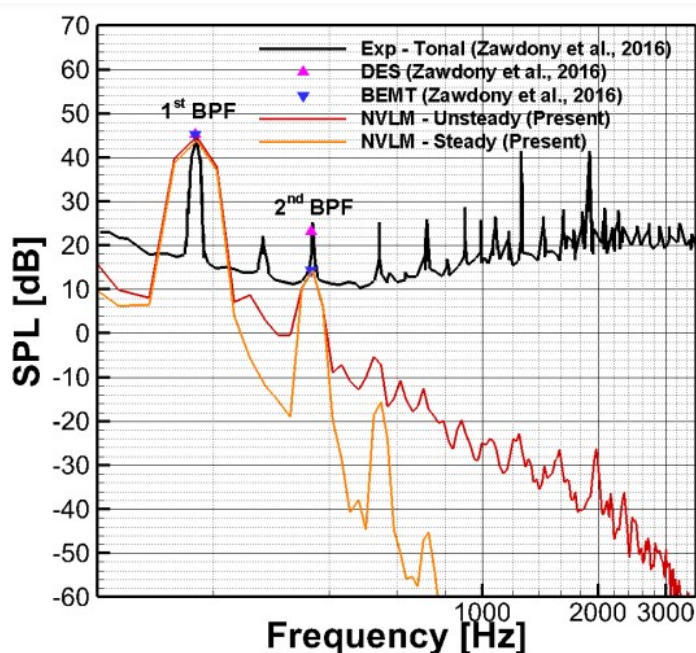


sonora, OASPL, os picos de frequência tonal, BPF, e seus harmônicos, além do ruído de banda larga.

Os resultados mostraram que o aumento do número de rotações leva a um crescimento significativo em todas as características de ruído analisadas. No entanto, um comportamento interessante foi observado em relação à direcionalidade do ruído tonal: hélices com mais pás ou operando em rotações mais baixas apresentaram mínimos de emissão no plano da hélice, enquanto em configurações de alta rotação ou com poucas pás, os mínimos ocorriam em ângulos afastados. Já o ruído de banda larga apresentou um padrão dipolar clássico, com mínimo de emissão aproximadamente alinhado à direção da borda de fuga, confirmando características típicas de fontes aeroacústicas de camada limite. O trabalho fornece evidências experimentais relevantes sobre a relação entre geometria da hélice, rotação e emissão acústica, sendo uma contribuição valiosa para validação experimental e criação de um banco de dados para trabalhos futuros.

Outro trabalho de relevância no tema dentro da ISAE-SUPAERO, destaca-se um estudo conduzido por Jo *et al.* (2019) que propôs uma metodologia eficiente para a predição do ruído aeroacústico de rotores operando em baixo número de Reynolds, típico de VANTs. Para isso, os autores utilizaram o método NVLM, uma adaptação do VLM convencional com correções não-lineares obtidas por dados aerodinâmicos. Essa abordagem permite capturar de maneira precisa os efeitos não estacionários da carga aerodinâmica ao longo das pás, utilizando painéis 2D distribuídos sobre a superfície da hélice.

Figura 17 – Resultados relevantes obtidos por Jo *et al.*



Fonte: Jo *et al.* (2019).



A analogia acústica de FWH, considerando apenas os termos de superfície (monopolo e dipolo), foi acoplada ao NVLM para prever o ruído tonal no campo distante. O modelo foi validado por meio de dois casos experimentais: uma hélice em voo axial e um rotor em voo pairado, apresentando erro inferior a 6% nos coeficientes de empuxo e torque, além de boa concordância nos níveis de pressão sonora em torno da BPF.

Os resultados indicam que, enquanto a predição do ruído tonal na primeira BPF é razoavelmente precisa entre os diferentes métodos, incluindo experimentos, *Detached Eddy Simulation* (DES), BEM e NVLM, a partir da segunda harmônica observa-se uma queda significativa na acurácia, especialmente nas abordagens BEM, (ZAWODNY; JR.; BURLEY, 2016) e FWH acoplada com NVLM que tendem a subestimar esses componentes. Esses resultados, apresentado na Figura 17, são de extrema importância na análise qualitativa da predição de ruído de uma forma geral.

Cabe destacar que as medições experimentais incorporam ruído adicional proveniente da carga do motor e efeitos de instalação, fatores que impactam a comparação direta com as simulações. Portanto, embora o NVLM acoplado à analogia FWH seja uma ferramenta promissora para análises iniciais devido à sua precisão e eficiência computacional, há limitações na predição do ruído em frequências superiores, reforçando a necessidade de considerar aspectos experimentais e físicos adicionais para uma modelagem mais completa.

Um trabalho relevante que utiliza CFD acoplado à analogia de FWH para predição de ruído é proposto por Lidtke, Lloyd e Vaz (2019). Embora voltado para hélices marítimas, o estudo apresenta contribuições aplicáveis a casos aeronáuticos, ao detalhar cuidadosamente o domínio computacional, o refinamento da malha e, sobretudo, uma discussão aprofundada sobre a definição da superfície porosa da FWH. Destaca-se, inicialmente, a excelente concordância com dados experimentais em condições controladas. No entanto, os autores identificam que pequenas variações na definição da superfície de dados e nos esquemas de amostragem do campo de escoamento resultam em diferenças de vários decibéis na predição do ruído no campo distante.

Esse fato evidencia a sensibilidade do modelo e a necessidade de diretrizes rigorosas para simulações hidrodinâmicas acopladas à modelagem acústica. Além disso, reforça-se a complexidade de se captar com precisão o ruído de banda larga, sobretudo em presença de escoamentos altamente turbulentos e não uniformes gerados por geometrias a montante. A tendência é que esse desafio se intensifique com o uso de modelos de turbulência mais avançados e malhas mais refinadas, que capturam melhor a dinâmica do escoamento, mas também amplificam o ruído espúrio gerado por vorticidade incidente.

Chen *et al.* (2019) desenvolveram uma metodologia computacional híbrida de baixa complexidade para estimar o ruído gerado por hélices de drones. A abordagem consiste na combinação de simulações numéricas com modelos semiempíricos clássicos da literatura aeroacústica. Inicialmente, foram realizadas simulações CFD em regime estacionário para obter a distribuição de cargas sobre as pás — com base em geometrias escaneadas de hélices comerciais como a

DJI CF 9,4×4,3 e a APC SF 11×4,7. A partir desses dados, foram aplicados modelos analíticos consagrados como os de Hanson, Blake e Amiet para estimativa de ruído tonal (*narrowband*) e de banda larga (*broadband*).

Os autores classificam as principais fontes de ruído como oriundas de duas naturezas distintas: ruídos tonais, relacionados ao carregamento e à espessura da pá (incluindo os harmônicos da frequência de passagem da pá, BPF), e ruídos de banda larga, atribuídos a mecanismos como ingestão de turbulência no bordo de ataque, ruído de camada limite na borda de fuga, vórtices de ponta e ruídos de transição laminar. Os resultados simulados foram comparados a medições experimentais disponíveis na literatura e demonstraram boa concordância qualitativa, especialmente em relação ao padrão de direcionalidade dos picos tonais. A metodologia apresentada, embora simplificada, mostrou-se útil para aplicações práticas em que se deseja estimar ruído de hélices com custo computacional reduzido.

---

## METODOLOGIA

---

Este capítulo apresenta a metodologia desenvolvida neste projeto para a predição do ruído gerado por hélices de VANTs. Inicialmente, descreve-se o problema físico a ser resolvido, com a caracterização da hélice estudada e das condições de contorno aplicadas.

Em seguida, é apresentada a modelagem numérica, abordando o domínio computacional, o desenvolvimento e refinamento da malha, o modelo de turbulência adotado, a modelagem aeroacústica empregada e, por fim, o *setup* utilizado nas simulações.

Por fim, são descritos os critérios adotados para a validação dos resultados, iniciando com a validação aerodinâmica do modelo CFD e, posteriormente, a validação da analogia acústica de FWH com base nos resultados aeroacústicos obtidos.

### 4.1 Geometria da Hélice

A hélice utilizada em todo o presente trabalho é a APC 10x7E, que possui diâmetro de 25,4 cm, um modelo comercial amplamente empregado em aplicações com VANTs de pequeno porte, ilustrada na Figura 18a. As informações geométricas dessa hélice são disponibilizadas tanto pela própria fabricante<sup>1</sup> quanto pelo grupo de pesquisa da UIUC<sup>2</sup>, sendo uma representação dessas geometrias mostrada na Figura 18b. Os perfis aerodinâmicos predominantes utilizados ao longo da pá são o NACA 4412 e o Eppler 63 (E63), o que caracteriza a hélice como eficiente para regimes de baixo número de Reynolds.

Conforme discutido em Vieira e Almeida (2024), a obtenção de modelos geométricos 3D, *Computer Aided Design* (CAD), fidedignos de hélices comerciais ainda é uma tarefa desafiadora. Apesar de a fabricante disponibilizar, em teoria, todos os parâmetros geométricos necessários para a reconstrução da hélice (como ângulo de torção, distribuição de corda e perfil), a reconstrução

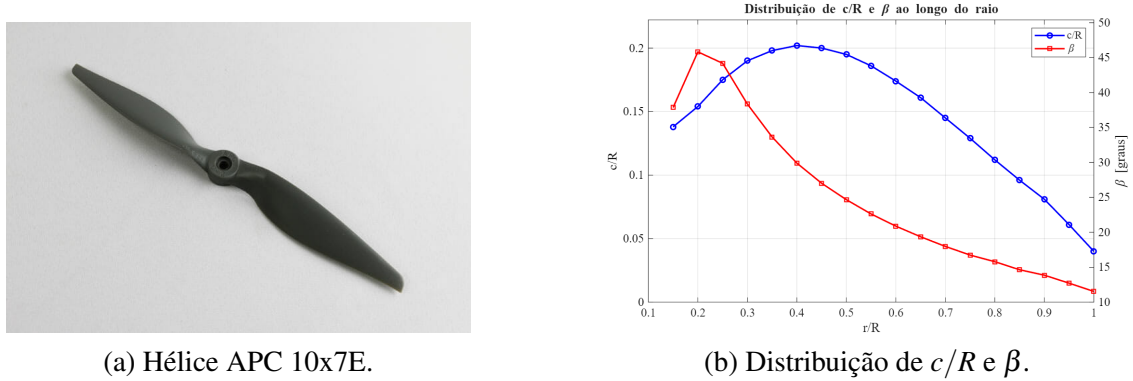
---

<sup>1</sup> Disponível em: <<https://www.apcprop.com/technical-information/file-downloads/>>

<sup>2</sup> Disponível em: <[https://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/data/apce\\_10x7\\_geom.txt](https://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/data/apce_10x7_geom.txt)>

precisa do modelo 3D é limitada por falta de padronização, detalhes ausentes e tolerâncias de fabricação que não são explicitamente documentadas. Dessa forma, torna-se comum o uso de geometrias aproximadas ou reconstruídas a partir de digitalização 3D ou medidas manuais para simulações computacionais.

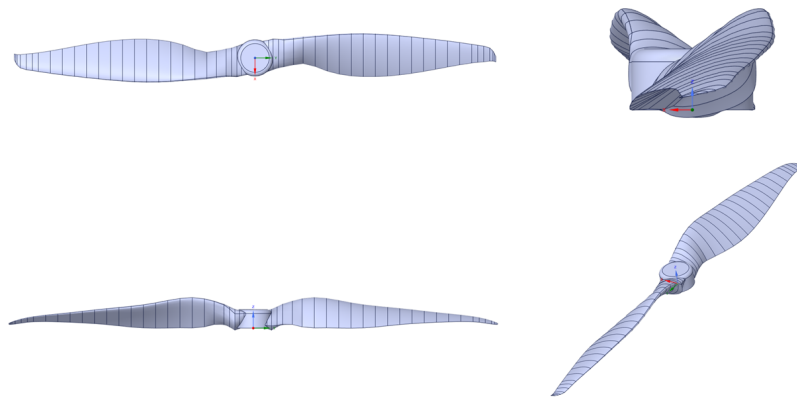
Figura 18 – Imagens relacionadas à hélice APC 10x7E e suas características geométricas.



Fonte: APC e autor

Conforme apontado por Vieira e Almeida (2024), o modelo CAD desenvolvido para a hélice APC 10x7E demonstrou-se confiável em termos de geometria e distribuição de perfis aerodinâmicos ao longo do raio. Essa avaliação se baseou no estudo conduzido por Schenk (2020), o qual forneceu um modelo tridimensional completo da hélice por meio de digitalização e reconstrução geométrica, tornando-o disponível em um repositório público<sup>3</sup>.

Figura 19 – Modelagem 3D da hélice utilizada.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Contudo, essa limitação representa um obstáculo recorrente ao longo de todo o desenvolvimento do projeto. A ausência de um método de modelar precisamente hélices comerciais,

<sup>3</sup> Disponível em: <<https://github.com/byuflowlab/schenk2020-rotor-geometries>>

como a APC 11x4.7, inviabiliza a comparação direta dos resultados acústicos obtidos neste trabalho com estudos de referência, como o conduzido por Zawodny, Jr. e Burley (2016).

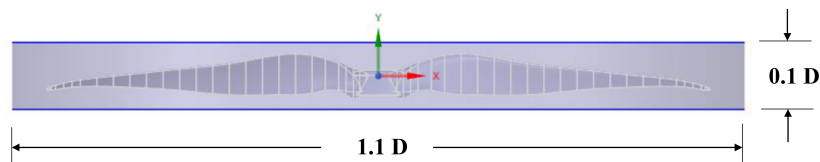
Além disso, essa dificuldade deve ser considerada como uma potencial fonte de incerteza nos resultados, especialmente nas análises de desempenho aerodinâmico, onde pequenas variações geométricas podem impactar significativamente a distribuição de carga e, conseqüentemente, o campo acústico associado. Essa limitação será devidamente discutida nas seções de análise e validação dos resultados.

## 4.2 Modelagem Numérica

### 4.2.1 Domínio Físico Computacional

O domínio físico computacional foi construído com a ferramenta ANSYS SpaceClaim®, com base em um extenso levantamento da literatura especializada. Conforme recomendado por Abras e Hariharan (2017), a zona rotativa foi dimensionada com espessura igual a  $0,1D$  e diâmetro total de  $1,1D$ , em que  $D$  é o diâmetro da hélice, de modo a englobar integralmente a hélice e garantir a correta aplicação das condições de contorno e da rotação no método numérico. Essa configuração é ilustrada na Figura 20, e busca assegurar a estabilidade e a fidelidade do escoamento na interface entre a zona rotativa e a zona estacionária do domínio.

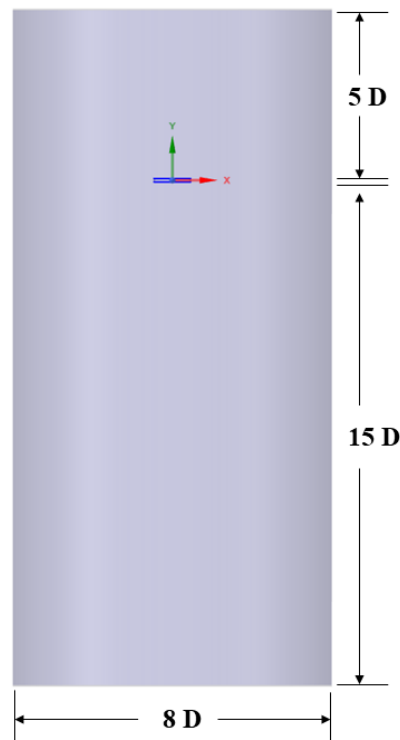
Figura 20 – Domínio zona rotativa.



Fonte: Elaborada pelo autor.

A zona estacionária, por sua vez, foi definida com altura de  $5D$  acima da zona rotativa,  $15D$  abaixo da mesma e diâmetro total de  $8D$ , conforme apresentado na Figura 21. Essa configuração visa garantir espaço suficiente para o desenvolvimento do escoamento e a propagação das ondas de pressão, evitando interferências artificiais nas bordas do domínio. As dimensões da zona de refinamento, bem como da superfície de integração da analogia de FWH, serão detalhadas em seções posteriores.

Figura 21 – Domínio zona estática.



Fonte: Elaborada pelo autor.

#### 4.2.2 Modelo de Turbulência

O modelo de turbulência utilizado nesse trabalho é o modelo de fechamento das equações *Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (URANS) chamado de *Shear Stress Transport* (SST). Esse modelo foi escolhido pela ampla utilização na literatura, como nos trabalhos de Jo *et al.* (2019), Lidtke, Lloyd e Vaz (2019), Schenk (2020), Vieira e Almeida (2024) e tantos outros.

O modelo de fechamento SST tem como inovação a busca por superar as deficiências carregadas pelos dois Modelos  $k - \epsilon$  e  $k - \omega$ , os quais são baseados em duas equações de balanço e no conceito de viscosidade turbulenta. (NETO, 2020)

Neto (2020) evidencia que uma das deficiências do modelo  $k - \epsilon$  relaciona-se ao fato de que as tensões cisalhantes na região externa da camada-limite ficam sobre preditas, o que implica em uma sub predição da potência específica da transformação viscosa ( $\epsilon$ ). Outra limitação do modelo é a necessidade de uma modelagem de amortecimento para a viscosidade turbulenta para regiões próximas de paredes.

O desenvolvimento do modelo  $k - \omega$  se oriunda justamente na resolução do escoamento nas vizinhas de paredes, sem o uso de funções de amortecimento. Porém, o modelo  $k - \omega$  apresenta problema com alta sensibilidade à presença de fronteiras livres, ou seja, sensibilidade no valor de  $\omega$  para modelar a condição de contorno de uma fronteira livre do domínio de cálculo.

Assim, desenvolveu-se o modelo híbrido SST  $k - \omega$  ao se aproveitar do modelo  $k - \epsilon$

para escoamentos distantes de paredes e do modelo  $k - \omega$  apropriado para regiões próximas de paredes. As Equações 4.1 e 4.2 apresentam as duas equações de balanço do modelo.

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_j k) = -\overline{u'_i u'_j} \frac{\bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \left( \nu + \sigma^k \nu_t \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) - \beta^k k \omega + g_i \beta \alpha_i \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i}. \quad (4.1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial \omega}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_j \omega) = & -\frac{\alpha}{\nu_t} \overline{u'_i u'_j} \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} - \beta^\omega \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \nu + \sigma^\omega \nu_t \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2(1-F) \frac{1}{k} (\nu + \sigma_2^\omega \nu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \frac{\partial k}{\partial x_j} + \gamma^\omega g_i \beta \alpha_i \frac{\partial \bar{T}}{\partial x_i}. \end{aligned} \quad (4.2)$$

Nas Equações 4.1 e 4.2, que representam as equações de transporte para a energia cinética turbulenta  $k$  e para a frequência específica da turbulência  $\omega$ , cada termo possui significado físico bem definido. Os primeiros termos de cada equação representam a variação temporal local das respectivas variáveis, enquanto os termos convectivos representam o transporte advectivo pelo escoamento médio. O termo de produção da turbulência, presente em ambas as equações, é proporcional às tensões de Reynolds e aos gradientes de velocidade média, sendo responsável por introduzir energia no campo turbulento a partir do escoamento médio.

Os termos de dissipação, que envolvem  $\beta^k k \omega$  e  $\beta^\omega \omega^2$ , representam a conversão da energia cinética turbulenta em calor, através da ação viscosa. Os termos difusivos contêm a difusão molecular e turbulenta das variáveis, sendo modulados pelas viscosidades cinemática  $\nu$  e turbulenta  $\nu_t$ , além dos coeficientes de difusão  $\sigma^k$  e  $\sigma^\omega$ .

Na equação de  $\omega$ , há ainda um termo de correção cruzada entre  $k$  e  $\omega$ , ponderado por uma função de mistura  $F$ , responsável por garantir a transição suave entre os comportamentos do modelo  $k-\omega$  próximo às paredes e do modelo  $k-\epsilon$  longe delas.

Dessa forma, o modelo de turbulência SST  $k-\omega$  representa uma alternativa robusta e amplamente validada para simulações de escoamentos aerodinâmicos com geometrias complexas, como é o caso de hélices rotativas. Sua capacidade de resolver com precisão os efeitos da camada limite e de capturar fenômenos associados a gradientes acentuados de pressão e separações do escoamento o torna especialmente adequado para estudos com interesse aeroacústico. Aliando precisão e viabilidade computacional, o modelo SST foi fundamental para a execução das simulações deste trabalho, fornecendo as informações de campo de pressão e velocidade necessárias para a aplicação da analogia aeroacústica na predição do ruído gerado pela hélice.

### 4.2.3 Malha e Técnicas de Refinamento

Toda a geração de malha foi realizada utilizando o Fluent Meshing®, a ferramenta dedicada de malhagem do ANSYS Fluent®. Essa escolha se deu por proporcionar maior controle

sobre a topologia e os critérios de refinamento da malha, além de ser considerada a solução mais avançada dentro do pacote ANSYS® para a criação de malhas voltadas à simulação CFD. O uso do Fluent Meshing® permitiu o emprego eficiente de técnicas locais de refinamento e a adaptação adequada a geometrias complexas, garantindo uma melhor qualidade da malha nos pontos de interesse.

Assim como em Schenk (2020), foi escolhida uma malha do tipo poliedral, em conjunto com um gerador de prismas na parede e um remalhador de superfícies, devido à capacidade da malha poliedral de representar com maior fidelidade as superfícies curvas complexas da hélice, além de lidar melhor com as variações acentuadas na direção do escoamento que ocorrem durante a rotação. Essa combinação favorece tanto a qualidade da malha quanto a estabilidade numérica da simulação em regiões de geometria crítica e alto gradiente de velocidade.

Para a camada de prismas nas paredes da hélice, foi realizado um estudo com base nas recomendações do Fluent's Manual (2009). Considerando o modelo de turbulência adotado, SST  $k-\omega$ , o valor de  $y^+$  na primeira célula adjacente à parede deve ser inferior a 1, de modo a garantir a resolução completa da camada limite viscosa. Essa condição é essencial para assegurar a precisão na captura dos gradientes de velocidade próximos à superfície da hélice e, consequentemente, na previsão dos esforços aerodinâmicos e do campo de pressão. A Equação 4.3 apresenta o cálculo do parâmetro adimensional  $y^+$ , que permite estimar a espessura adequada da primeira camada de células prismáticas.

$$y^+ = \frac{y \cdot u_\tau}{\nu} \quad (4.3)$$

Em que  $y$  é a espessura da primeira célula da parede,  $u_\tau$  é a velocidade de fricção e  $\nu$  é a viscosidade cinemática. Com base nisso, a espessura total da camada de prismas pode ser estimada pela Equação 4.4, a qual representa a espessura da camada limite turbulenta sobre uma placa plana, sendo aplicável como estimativa conservadora para o escoamento ao longo das pás da hélice.

$$\delta \approx 0.37 \frac{x}{Re^{1/5}} \quad (4.4)$$

Nessa equação,  $x$  representa a corda da pá avaliada a 75% do raio da hélice, enquanto  $Re$  é o número de Reynolds local. Embora se espere que o escoamento sobre a hélice opere predominantemente em regime laminar devido às baixas velocidades relativas, há possibilidade de transição ou mesmo regiões com comportamento turbulento. Além disso, como a camada limite turbulenta possui espessura superior à laminar, é considerado uma boa prática adotar essa formulação mais conservadora na determinação da altura total da camada de prismas, assegurando robustez à malha gerada.

A Tabela 1 apresenta o estudo feito para hélice operando a uma rotação de 3504 rpm para determinar a quantidade de camadas necessárias. Neste caso, foi encontrado que a espessura da



primeira camada deve ser de  $6,48 \times 10^{-6}$  m, a espessura total da camada limite de  $7,00 \times 10^{-4}$  m e um fator de crescimento de 1,2.

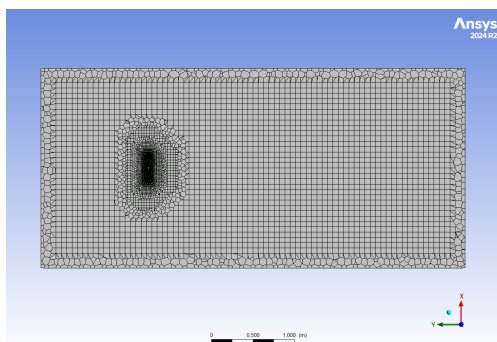
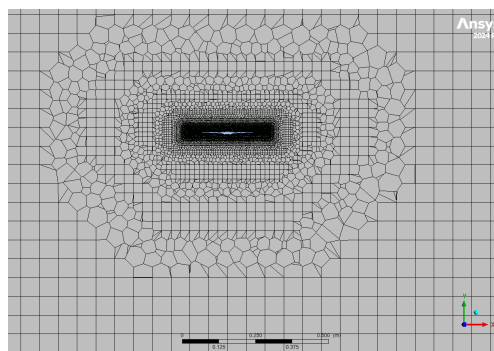
Tabela 1 – Cálculo da camada de prismas.

Nº de Camadas	Espessura da Camada [m]	Espessura Total da Camada Limite [m]
1	$6,48 \times 10^{-6}$	$6,48 \times 10^{-6}$
2	$7,77 \times 10^{-6}$	$1,42 \times 10^{-5}$
3	$9,33 \times 10^{-6}$	$2,36 \times 10^{-5}$
4	$1,12 \times 10^{-5}$	$3,48 \times 10^{-5}$
5	$1,34 \times 10^{-5}$	$4,82 \times 10^{-5}$
6	$1,61 \times 10^{-5}$	$6,43 \times 10^{-5}$
7	$1,93 \times 10^{-5}$	$8,36 \times 10^{-5}$
8	$2,32 \times 10^{-5}$	$1,07 \times 10^{-4}$
9	$2,78 \times 10^{-5}$	$1,35 \times 10^{-4}$
10	$3,34 \times 10^{-5}$	$1,68 \times 10^{-4}$
11	$4,01 \times 10^{-5}$	$2,08 \times 10^{-4}$
12	$4,81 \times 10^{-5}$	$2,56 \times 10^{-4}$
13	$5,77 \times 10^{-5}$	$3,14 \times 10^{-4}$
14	$6,93 \times 10^{-5}$	$3,83 \times 10^{-4}$
15	$8,31 \times 10^{-5}$	$4,67 \times 10^{-4}$
16	$9,98 \times 10^{-5}$	$5,66 \times 10^{-4}$
17	$1,20 \times 10^{-4}$	$6,86 \times 10^{-4}$
<b>18</b>	$1,44 \times 10^{-4}$	$8,30 \times 10^{-4}$

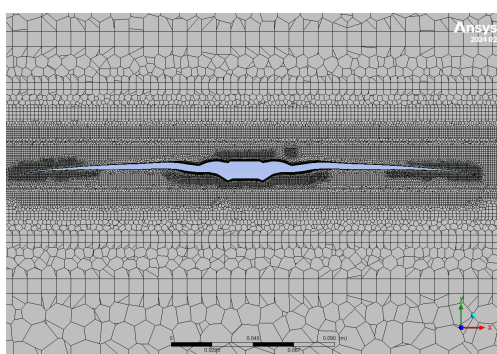
Fonte:Elaborada pelo autor.

A primeira malha, considerada grosseira, com aproximadamente  $3 \times 10^6$  células, é apresentada nas Figuras 22a, 22b, 22c e 22d. Nota-se um problema conhecido como *stair-stepping problem* na camada de prismas, especialmente ao longo da superfície curva da hélice. Esse problema consiste na perda da representação suave da geometria devido à discretização da superfície curva por elementos prismáticos com arestas retas, o que resulta em um contorno em formato de degraus.

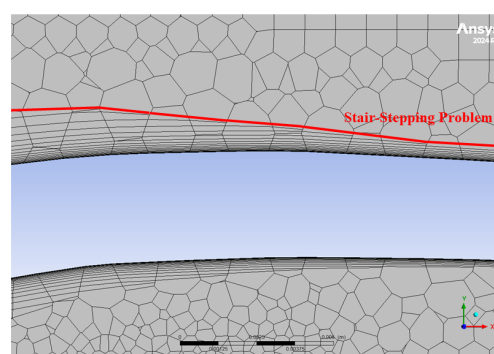
Essa discretização em escada pode prejudicar significativamente a acurácia da simulação, uma vez que afeta o desenvolvimento da camada limite próxima à parede, distorce os gradientes locais de velocidade e pode introduzir ruído numérico no escoamento. Por esse motivo, refinamentos posteriores foram implementados visando reduzir esse efeito e melhorar a fidelidade geométrica da malha.

Figura 22 – Representações da 1ª malha computacional com  $3 \times 10^6$  células.(a) 1ª malha com  $3 \times 10^6$  células.

(b) Zoom da 1ª malha.



(c) 1ª malha, detalhe hélice.



(d) Camada de prismas da 1ª malha.

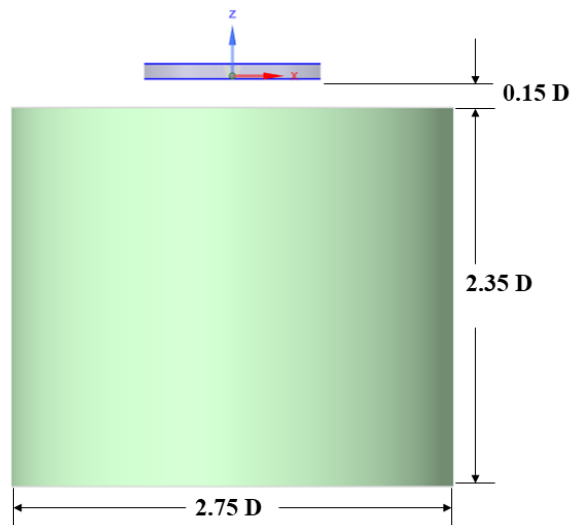
Fonte: Elaborada pelo autor.

O estudo de refinamento da malha foi conduzido com base na validação dos resultados de empuxo e torque, utilizando como referência os dados experimentais fornecidos pela UIUC. A partir dos resultados obtidos com o método MRF — que serão apresentados em seções posteriores —, foram realizados sucessivos refinamentos até que o erro relativo entre os valores simulados e experimentais estivesse dentro de limites aceitáveis, permitindo assim a definição da malha final.

A primeira técnica de refinamento implementada consistiu na criação de uma zona de refinamento imediatamente a jusante da zona rotativa. Essa estratégia tem como objetivo aumentar a resolução da malha na região da esteira da hélice, permitindo uma representação mais precisa das flutuações de pressão e velocidade que ocorrem nessa área crítica, melhorando assim a qualidade dos resultados aerodinâmicos e, futuramente, acústicos.

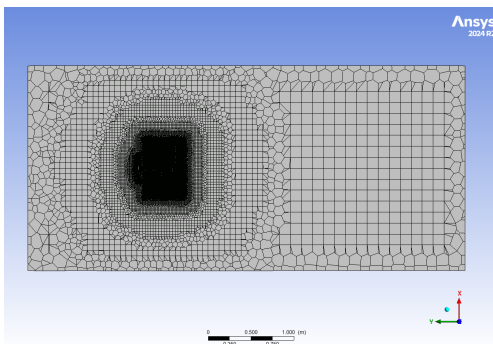
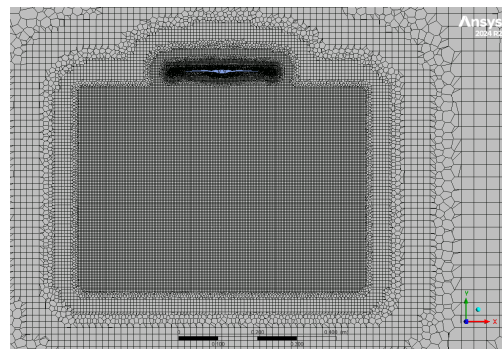
Após os primeiros resultados obtidos com as malhas grosseiras utilizando o método MRF, foi implementada uma zona de refinamento a jusante da hélice, cujas dimensões estão apresentadas na Figura 23.

Figura 23 – Dimensões da zona de refinamento.



Fonte: Elaborada pelo autor.

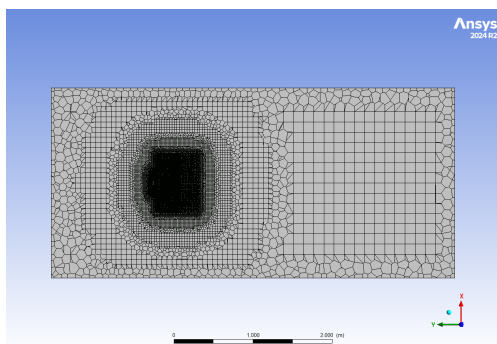
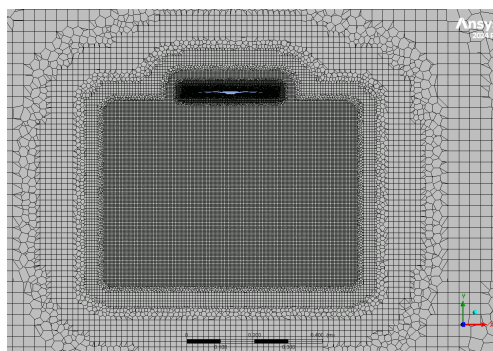
Com essa configuração, foi gerada uma segunda malha grosseira — agora com aproximadamente  $5 \times 10^6$  células —, incorporando a nova zona de refinamento e um maior número de elementos em todo o domínio computacional. No entanto, ainda foi constatado o problema conhecido como *stair-stepping*, especialmente visível na camada de prismas junto à superfície curva da hélice. As Figuras 24a e 24b ilustram essa segunda versão da malha.

Figura 24 – Representações da 2ª malha computacional com  $5 \times 10^6$  células.(a) 2ª malha com  $5 \times 10^6$  células.

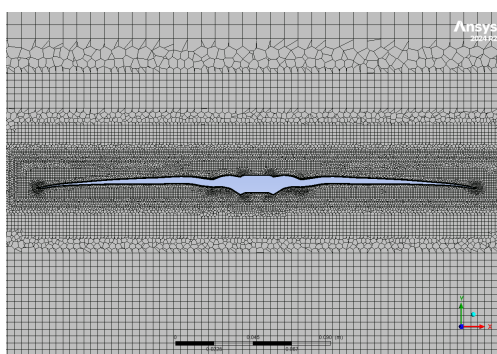
(b) Zona de refinamento da 2ª malha.

Fonte: Elaborada pelo autor.

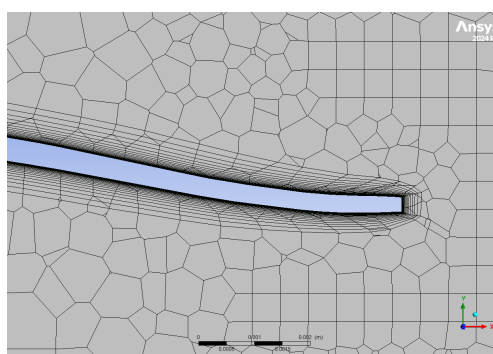
Neste momento, observou-se que, embora a malha apresentasse mais elementos e uma região refinada, era imperativo corrigir o problema da representação da camada limite, bem como realizar um refinamento adicional tanto na zona rotativa quanto na própria zona de refinamento. Com esse objetivo, foi gerada uma terceira malha, agora com aproximadamente  $7 \times 10^6$  células, conforme ilustrado nas Figuras 25a a 25d.

Figura 25 – Representações da 3ª malha computacional com  $7 \times 10^6$  células.(a) 3ª malha com  $7 \times 10^6$  células.

(b) Zona de refinamento da 3ª malha.



(c) Detalhe da hélice na 3ª malha.



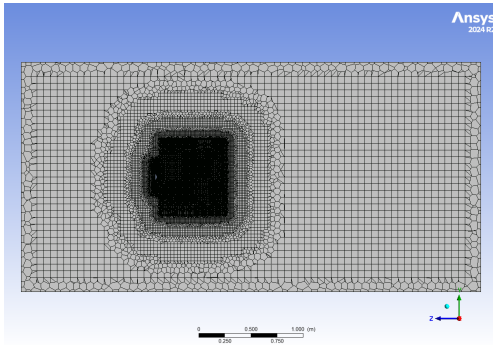
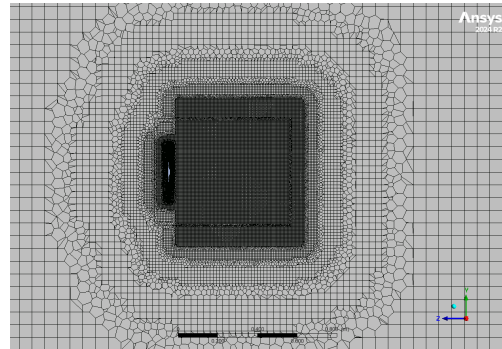
(d) Camada de prismas da 3ª malha.

Fonte: Elaborada pelo autor.

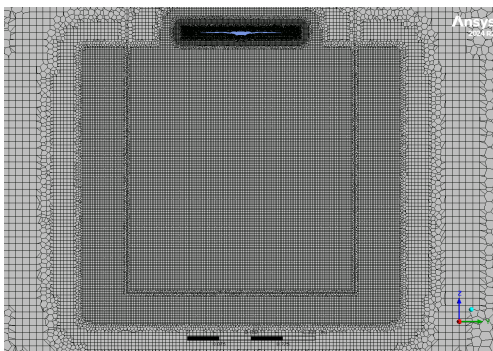
Agora, nota-se um maior refinamento na zona rotativa, principalmente a quantidade de elementos na ponta da hélice. Porém, o mais relevante é a superação do obstáculo de *stair-stepping*, apresentado previamente. Agora, com a camada de prismas definida corretamente, é possível simular uma camada limite mais precisa e, coincidentemente, obter resultados mais realistas para a simulação. Logo, após a simulação MRF com a malha de  $7 \times 10^6$  células, realizou-se a primeira simulação transiente pelo método de *Sliding Mesh*.

Por fim, com a modelagem aeroacústica apresentada posteriormente, o domínio computacional foi refinado até atingir aproximadamente  $9 \times 10^6$  células. Essa configuração apresentou resultados satisfatórios nas simulações aerodinâmicas transientes, oferecendo boa resolução espacial do escoamento ao redor da hélice. No entanto, o custo computacional associado a essa malha mostrou-se elevado, tornando inviável a realização de refinamentos adicionais ou a execução de simulações com configurações mais complexas dentro do prazo disponível para o desenvolvimento deste trabalho.

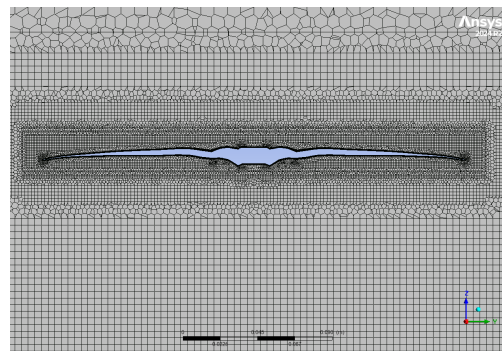
As Figuras 26a, 26b, 26c, 26d, 26e e 26f apresentam a malha final utilizada neste trabalho.

Figura 26 – Representações da 4ª malha computacional com  $9 \times 10^6$  células.(a) 4ª malha com  $9 \times 10^6$  células.

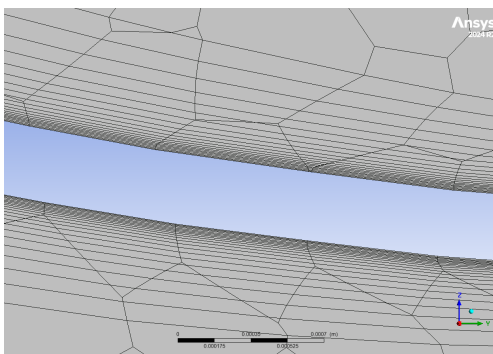
(b) Zona de refinamento da 4ª malha.



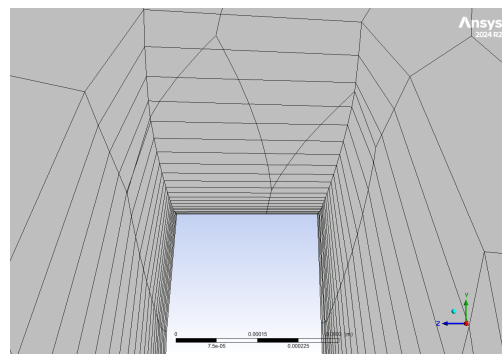
(c) Zoom da zona de refinamento.



(d) Detalhe da hélice na 4ª malha.



(e) Camada de prismas da 4ª malha.



(f) Zoom da camada de prismas.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Nota-se uma boa discretização espacial, sobretudo na zona rotativa e na esteira da hélice. Além disso, a camada de prismas apresentou comportamento satisfatório, sem deformações ao longo do raio, atendendo ao critério de resolução de  $y^+ < 1$ , fundamental para a adequada modelagem da camada limite.

As simulações foram realizadas em uma estação de trabalho equipada com um processador Intel Core i7-14700K com 20 núcleos físicos e 128 GB de memória RAM. Essa configuração computacional robusta foi essencial para a execução das simulações transientes com alto nível

de detalhamento, possibilitando a aplicação de uma metodologia de predição aeroacústica no ANSYS Fluent®.

Embora a malha final utilizada, com aproximadamente  $9 \times 10^6$  células, possa ser considerada modesta frente a estudos com acesso a supercomputadores — como o de Zawodny, Jr. e Burley (2016), que utilizou 1008 núcleos de processadores e malhas com mais de 200 milhões de elementos —, a resolução adotada neste trabalho foi cuidadosamente dimensionada para equilibrar fidelidade física e viabilidade computacional. Vale destacar que outros trabalhos, como Lidtke, Lloyd e Vaz (2019), consideram malhas com 20 milhões de células como resolução intermediária, o que reforça a adequação da malha empregada aos propósitos deste estudo.

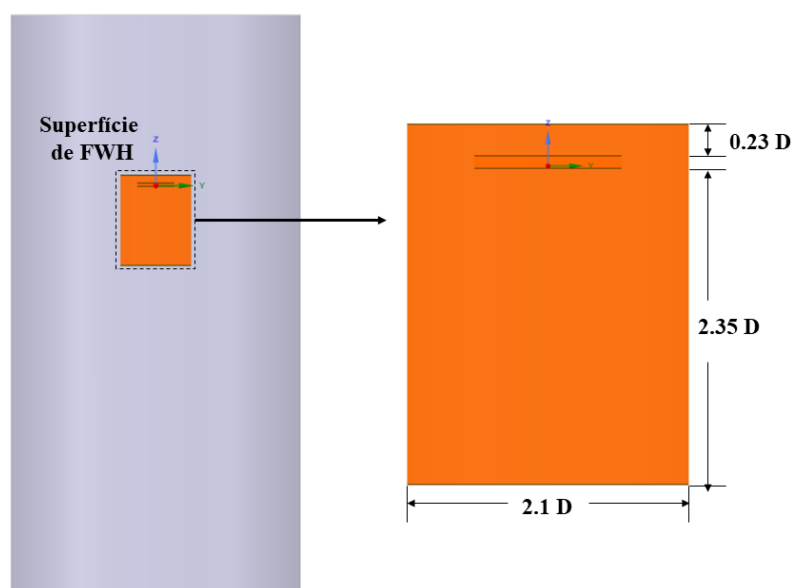
Assim, a abordagem adotada mostra-se apropriada para ambientes de pesquisa que não dispõem de supercomputadores, contribuindo de forma relevante para a consolidação de uma metodologia prática e acessível de simulação aeroacústica.

#### 4.2.4 Modelagem Aeroacústica

Com a validação da malha aerodinâmica, foi gerada a última versão do domínio computacional, apresentado previamente nas Figuras de 26a à 26f, incluindo a superfície de integração da analogia acústica. A criação da superfície de FWH, ilustrada na Figura 27, seguiu as recomendações da literatura, como apresentado por Lidtke, Lloyd e Vaz (2019), adotando dimensões capazes de englobar completamente a zona rotativa e a esteira da hélice.

Essa configuração visa garantir que todas as flutuações de pressão relevantes — associadas às fontes acústicas de espessura e de carregamento — sejam capturadas com precisão pela superfície de controle utilizada no pós-processamento acústico.

Figura 27 – Dimensões da zona de FWH.



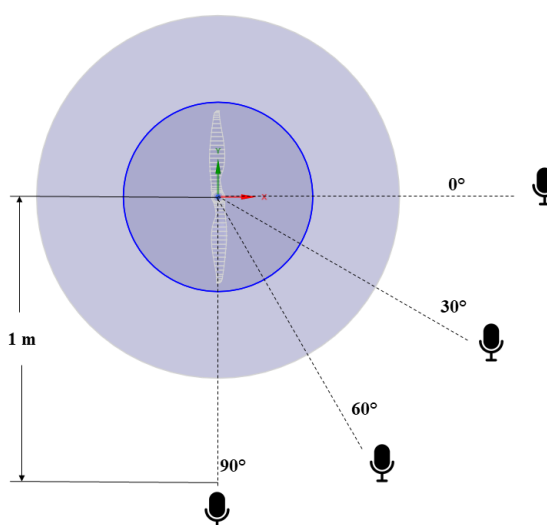
Fonte: Elaborada pelo autor.

Embora a superfície de FWH utilizada neste trabalho englobe completamente a hélice e sua esteira, é importante destacar que, conforme discutido por Zawodny, Jr. e Burley (2016), Jo *et al.* (2019) e Lidtke, Lloyd e Vaz (2019), o termo quadrupolar da equação — associado às flutuações de pressão originadas pela turbulência no escoamento — é notoriamente difícil de ser captado com precisão, especialmente em frequências elevadas.

Jo *et al.* (2019) ressalta que a representação precisa desse componente acústico depende da adoção de modelos de turbulência mais robustos, como o *Large Eddy Simulation* (LES), os quais, embora mais precisos, demandam significativamente maior custo computacional. Por sua vez, Lidtke, Lloyd e Vaz (2019) destaca a importância de um refinamento elevado na malha da esteira, a fim de resolver adequadamente as estruturas turbulentas responsáveis pela geração de ruído de banda larga.

A Figura 28 apresenta a representação do posicionamento dos microfones na simulação computacional. Com o objetivo de permitir a comparação com os dados experimentais obtidos no Laboratório de Aerodinâmica Experimental (LAEX) da Universidade Federal de Uberlândia (UFU), foram posicionados quatro microfones a uma distância de 1 m da hélice, nos ângulos de  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ .

Figura 28 – Posicionamento dos microfones.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Além da escolha do modelo de turbulência, o nível de refinamento da malha de CFD e da malha da superfície de FWH exerce influência direta na amplitude do sinal acústico captado. Malhas grosseiras podem suavizar ou mesmo eliminar as pequenas variações espaciais do campo de pressão, o que reduz a energia registrada no espectro, especialmente nas regiões mais sensíveis à turbulência. Portanto, mesmo com boa convergência aerodinâmica e posicionamento adequado da superfície de integração, um refinamento insuficiente pode resultar em subestimação do ruído radiado, principalmente nas componentes de banda larga.



Assim, embora a modelagem empregada neste trabalho seja apropriada para a captura do ruído tonal — associado principalmente aos termos monopolar e dipolar —, reconhece-se que a resolução espacial adotada impõe limitações à acurácia na predição do ruído turbulento de alta frequência.

Como comentado previamente, o método de MRF foi utilizado neste trabalho para análises preliminares e como etapa auxiliar na estabilização da solução, promovendo uma inicialização mais robusta para o método transiente de *Sliding Mesh*. No entanto, para a modelagem aeroacústica em si, é indispensável a adoção de um modelo transiente, uma vez que o som é um fenômeno essencialmente dependente do tempo. Dessa forma, apenas por meio da variação temporal do campo de pressão é possível realizar a predição do ruído radiado com fidelidade.

Nesse contexto, destaca-se a importância crítica do passo de tempo na simulação. Um valor inadequado de  $\Delta t$  compromete diretamente a resolução temporal do sinal de pressão, afetando a acurácia das frequências mais elevadas e podendo, inclusive, induzir instabilidades numéricas. Portanto, a escolha de  $\Delta t$  deve buscar o equilíbrio entre custo computacional e fidelidade física.

Com base na literatura especializada, adotou-se como critério de discretização um passo de tempo equivalente a 1° de rotação por iteração temporal. Essa escolha está expressa na Equação 4.5:

$$\Delta t = \frac{1}{360} \cdot \frac{60}{RPM} \quad (4.5)$$

Tal abordagem garante que cada rotação completa da hélice seja representada por 360 passos de tempo, promovendo resolução suficiente para captar os componentes tonais do ruído. Para a rotação utilizada na simulação final — 3504 RPM — o passo de tempo resultante foi de  $4,756 \times 10^{-5}$  s.

Com isso, a frequência máxima que pode ser representada teoricamente, segundo o teorema de Nyquist, é dada por:

$$f_{\text{Nyquist}} = \frac{1}{2\Delta t} \quad (4.6)$$

Contudo, tal definição representa apenas um limite teórico. Em simulações numéricas, particularmente aquelas baseadas em CFD, são necessários pelo menos 10 a 20 pontos por ciclo de uma dada frequência para que ela seja bem resolvida. Isso implica que a frequência máxima efetivamente resolvível é inferior ao valor de Nyquist, conforme indicado na Inequação 4.7:

$$\frac{1}{20\Delta t} \leq f_{\text{resolvível}} \leq \frac{1}{10\Delta t} \quad (4.7)$$



Aplicando-se o passo de tempo adotado neste trabalho, a faixa de frequência resolvível situa-se entre:

$$1051 \text{ Hz} \leq f_{\text{resolvível}} \leq 2102 \text{ Hz} \quad (4.8)$$

Esse intervalo é comumente chamado de frequência de corte operacional (*cut-off frequency*), pois delimita a capacidade da simulação em prever o conteúdo acústico de altas frequências, mesmo que se utilizem malhas refinadas e modelos de turbulência robustos. Acima desse limite, o sinal acústico é mal representado, resultando em subestimação de energia ou *aliasing* no espectro.

Além da resolução temporal, a duração total da simulação após a ativação do modelo aeroacústico influencia diretamente a resolução espectral  $\Delta f$  do resultado final, conforme a Equação 4.9.

$$\Delta f = \frac{1}{T} \quad (4.9)$$

Em que  $T$  representa o intervalo de tempo simulado com a extração ativa dos sinais de pressão. Neste trabalho, após um período de estabilização de 10 rotações completas, ativou-se o modelo acústico baseado na analogia de FWH, coletando-se os dados ao longo de mais 2 rotações. Essa duração correspondeu a aproximadamente  $T = 3,42 \times 10^{-2}$  s, resultando em uma resolução espectral de aproximadamente 30 Hz, valor suficiente para capturar os principais harmônicos tonais da hélice estudada.

#### 4.2.5 Condução das Simulações

A condução das simulações neste trabalho seguiu uma abordagem progressiva, com o objetivo de validar inicialmente a metodologia CFD, garantindo a confiabilidade dos resultados aerodinâmicos, para posteriormente aplicar o modelo de FWH na predição acústica.

Inicialmente, foram realizadas simulações utilizando o modelo de MRF, devido ao seu custo computacional significativamente reduzido em comparação ao método transiente *Sliding Mesh*. Essa etapa preliminar teve como foco a análise qualitativa do escoamento e a calibração da malha computacional. As simulações iniciais foram conduzidas com uma malha grosseira e rotação da hélice de 6000 rpm, conforme apresentado na Tabela 2.

Com o refinamento da malha para aproximadamente  $7 \times 10^6$  células, passou-se à etapa intermediária de validação quantitativa, utilizando uma rotação de 3211 rpm para comparação com os dados aerodinâmicos experimentais fornecidos pela UIUC. Por fim, nas simulações finais com a malha refinada e modelo transiente ativado, adotou-se uma rotação de 3504 rpm, que corresponde tanto aos dados da literatura quanto aos experimentos realizados no LAEX. Os parâmetros dessas simulações finais estão sintetizados na Tabela 3.

Tabela 2 – Parâmetros utilizados nas simulações iniciais.

Parâmetro	Valor
Rotação da hélice	6000 rpm
Regime	Estacionário (MRF)
Gravidade	9,81 m/s <sup>2</sup>
Fluido	Ar
Massa específica	1,225 kg/m <sup>3</sup>
Viscosidade dinâmica	1,7894 × 10 <sup>-5</sup> Pa·s
Velocidade de entrada	0 m/s
Modelo de turbulência	SST $k-\omega$

Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 3 – Parâmetros utilizados nas simulações finais.

Parâmetro	Valor
Rotação da hélice	3211 e 3504 rpm
Regime	Transiente (Sliding Mesh)
Passo de tempo	4,756 × 10 <sup>-5</sup> s
Gravidade	9,81 m/s <sup>2</sup>
Fluido	Ar
Massa específica	1,225 kg/m <sup>3</sup>
Viscosidade dinâmica	1,7894 × 10 <sup>-5</sup> Pa·s
Velocidade de entrada	0 m/s
Modelo de turbulência	SST $k-\omega$

Fonte: Elaborada pelo autor.

A escolha das diferentes rotações e regimes de simulação foi fundamental para validar gradualmente a metodologia, ajustar o domínio computacional e permitir a comparação dos resultados com bancos de dados confiáveis da literatura e com experimentos próprios. O modelo transiente com *Sliding Mesh* foi aplicado apenas nas malha refinadas, após a validação dos parâmetros aerodinâmicos pelo modelo MRF. Em todos os casos, realizou-se a simulação com modelo MRF até convergência antes de ativar o modelo *Sliding Mesh*.

Para fins de análise acústica, adotou-se o caso com 3504 rpm e malha mais refinada de aproximadamente  $9 \times 10^6$  células, por apresentar rotação compatível com o experimento físico conduzido no LAEX, garantindo, assim, uma base consistente de comparação. Para a análise acústica, realizou-se 10 rotações completas no modelo *Sliding Mesh* a fim de garantir um escoamento definido, e então, posteriormente ativou-se o modelo de FWH para mais duas rotações.

## 4.3 Critérios de Validação

### 4.3.1 Critérios para Resultados Aerodinâmicos

A validação do modelo CFD adotado neste trabalho foi realizada com base na comparação dos coeficientes aerodinâmicos adimensionais  $C_T$  e  $C_P$ , obtidos numericamente, com dados experimentais disponíveis no banco de dados da UIUC, conforme os resultados apresentados por Brandt e Selig (2011). A rotação de referência foi selecionada de forma a coincidir com os valores utilizados nos experimentos conduzidos por esse autor.

Para o modelo estacionário MRF, os resultados numéricos foram comparados com a base experimental visando alcançar erros relativos compatíveis aos observados por Vieira e Almeida (2024), que utilizou o mesmo modelo CAD da hélice APC-10x7E. Nesse estudo, foram relatados erros na ordem de 20% ao se utilizar o método MRF. Com base nisso, o presente trabalho conduziu o estudo de refinamento de malha até atingir uma precisão semelhante, servindo como critério de convergência para posterior aplicação do modelo transiente *Sliding Mesh*.

Analogamente, a validação das simulações transientes também foi realizada por meio da comparação com os dados experimentais da UIUC, buscando assegurar a confiabilidade dos resultados aerodinâmicos. Além da avaliação quantitativa dos coeficientes  $C_T$  e  $C_P$ , também foi realizada uma investigação qualitativa dos campos de escoamento, de forma a evitar possíveis coincidências de concordância numérica desvinculadas de um comportamento físico coerente.

Entre as análises qualitativas realizadas, destaca-se a verificação da distribuição de  $y^+$  sobre a superfície da hélice, com o objetivo de garantir que a camada de prismas estivesse resolvendo adequadamente os fenômenos da camada limite. Adicionalmente, foram inspecionadas as distribuições de pressão e velocidade ao longo da superfície das pás, assegurando a plausibilidade física dos resultados obtidos.

Por fim, também foram analisados cortes transversais ao escoamento na região posterior à hélice, com o intuito de identificar eventuais padrões anômalos ou comportamentos não físicos, reforçando a robustez da simulação e do modelo empregado.

### 4.3.2 Critérios para Resultados Aeroacústicos

Diferentemente da validação aerodinâmica, que pôde ser realizada com base em dados experimentais amplamente disponíveis na literatura, a validação dos resultados aeroacústicos apresenta desafios adicionais. Conforme discutido no capítulo anterior, a análise do ruído gerado por hélices envolve múltiplos fatores e, frequentemente, carece de dados experimentais padronizados e livres de interferências externas.

Este estudo concentrou-se na hélice APC-10x7E, devido à disponibilidade de seu modelo geométrico e de dados aerodinâmicos. No entanto, essa escolha impossibilitou a comparação direta com os resultados aeroacústicos de Zawodny, Jr. e Burley (2016) e Gojon, Jardin e Parisot-

Dupuis (2021), que utilizaram hélices diferentes em seus experimentos em câmaras anecoicas. Assim, optou-se por utilizar como referência os dados experimentais obtidos na bancada do LAEX/UFU, para uma condição de operação a 3500 rpm.

É importante destacar que os experimentos realizados no LAEX não foram conduzidos em ambiente anecoico, estando, portanto, sujeitos à presença de reflexões acústicas e ruídos ambientais que podem interferir na precisão das medições. Além disso, o ruído proveniente do motor elétrico e das flutuações de carga mecânica introduz componentes adicionais ao sinal medido, os quais não estão representados no modelo computacional, que considera apenas o ruído gerado pela hélice.

Dessa forma, os critérios de validação adotados para os resultados aeroacústicos basearam-se na comparação qualitativa entre as curvas de Densidade Espectral de Potência (PSD) e de Nível de Pressão Sonora (SPL) computacional e experimental, proveniente dos dados experimentais do LAEX, avaliando a sobreposição das curvas e as principais tendências de comportamento. Complementarmente, os resultados numéricos também foram confrontados com curvas e padrões apresentados em outros estudos computacionais, como os de Jo *et al.* (2019), buscando verificar se o espectro de ruído apresenta características coerentes com os esperados para hélices operando em regimes semelhantes.

---

## RESULTADOS

---

Este capítulo apresenta os principais resultados obtidos ao longo do desenvolvimento do trabalho, organizados em duas seções distintas: aerodinâmica e aeroacústica. A estrutura adotada reflete a metodologia empregada, em que a validação dos resultados aerodinâmicos constitui etapa fundamental para garantir a confiabilidade da modelagem aeroacústica subsequente.

Na seção de resultados aerodinâmicos, são apresentados os coeficientes adimensionais de empuxo ( $C_T$ ) e potência ( $C_P$ ), com comparação direta aos dados experimentais disponíveis na literatura, a fim de validar o desempenho da malha e do modelo numérico adotado. Também são exibidos os valores de empuxo e torque obtidos a partir das simulações transientes.

Além disso, essa seção contempla a análise qualitativa do escoamento ao redor da hélice, com destaque para a distribuição de pressão, velocidade e  $y^+$  na superfície das pás, bem como cortes transversais do escoamento, permitindo avaliar a coerência física do modelo resolvido.

A seção dedicada aos resultados aeroacústicos apresenta os dados de pressão sonora computacional extraídos via método de FWH, com comparação aos experimentos realizados no LAEX. São discutidas as limitações da comparação e as particularidades da metodologia numérica. Também são apresentados e analisados os PSD, SPL e diagrama de diretividade acústica. Por fim, os resultados são confrontados com tendências observadas na literatura, reforçando a validade qualitativa da abordagem adotada e suas limitações.

### 5.1 Resultados Aerodinâmicos

#### 5.1.1 Validação Quantitativa

A Tabela 4 apresenta os resultados dos coeficientes adimensionais obtidos, assim como o erro relativo<sup>1</sup> quando comparados com os resultados experimentais de Brandt e Selig (2011).

---

<sup>1</sup> Comparados com o banco de dados da UIUC. Disponível em: <<https://m-selig.ae.illinois.edu/props/volume-1/propDB-volume-1.html>>

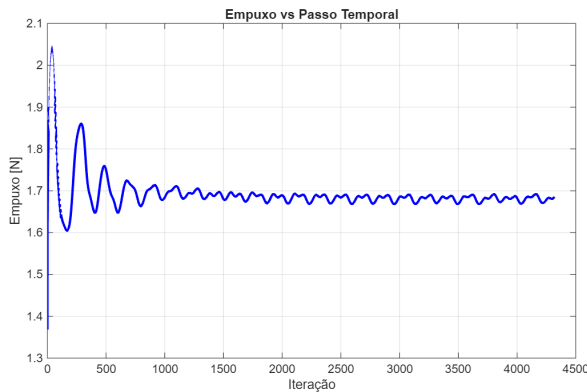
Tabela 4 – Resultados dos coeficientes aerodinâmicos na condição estática ( $J = 0$ ).

Malha	Método	Rotação [rpm]	$C_T$	$E_{rel}$ [%]	$C_P$	$E_{rel}$ [%]
$3 \times 10^6$	MRF	6000	0,0860	23,74	0,1277	14,59
$5 \times 10^6$	MRF	6000	0,0828	26,57	0,0436	16,98
$7 \times 10^6$	MRF	3211	0,0804	22,20	0,0423	17,39
$7 \times 10^6$	Transiente	3211	0,0957	7,38	0,0517	4,19
$9 \times 10^6$	MRF	3504	0,0958	17,44	0,0446	13,22
$9 \times 10^6$	Transiente	3504	0,0988	4,86	0,0524	2,62

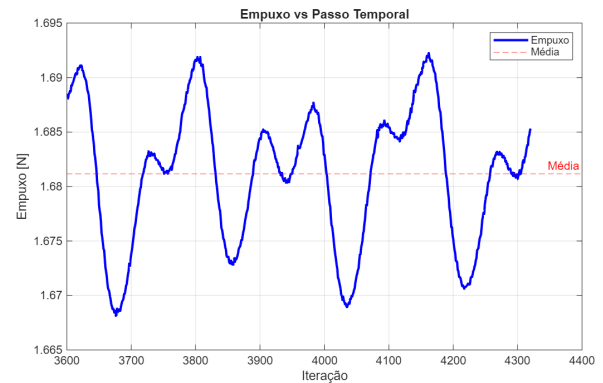
Fonte: Elaborada pelo autor.

As Figuras 29a e 29c apresentam os resultados do empuxo e do torque em função do passo temporal para o caso da simulação final, utilizando a malha de  $9 \times 10^6$  células. Para obter o valor médio de ambos considerou-se somente as últimas duas rotações da hélice, apresentados nas Figuras 29b e 29d.

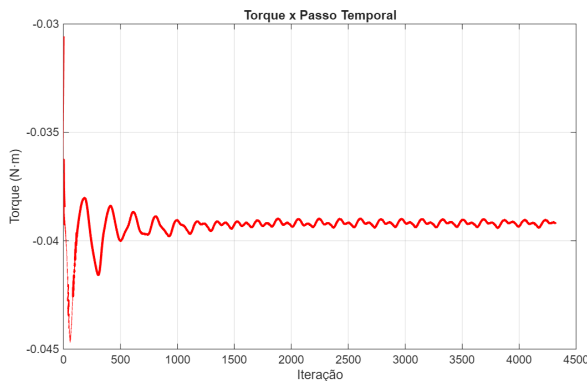
Figura 29 – Resultados e valores médios obtidos para empuxo e torque.



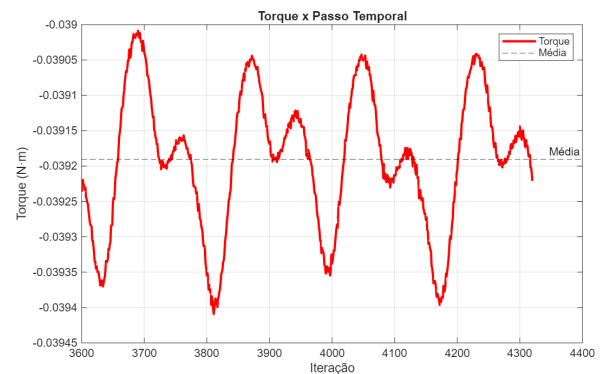
(a) Dados obtidos do empuxo.



(b) Dados obtidos do torque.



(c) Valor médio do torque.



(d) Valor médio do torque.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Como pode ser observado na Tabela 4, ocorreu um aumento inesperado no erro relativo ao se passar da malha com  $3 \times 10^6$  para  $5 \times 10^6$  células. Embora esse comportamento aparente ser

atípico, ele pode ser explicado pelo fato de que, conforme discutido no Capítulo de Metodologia, o refinamento inicial foi realizado sem a devida correção da camada de prismas adjacente à parede — fundamental para a resolução adequada da camada limite.

Esse resultado ilustra um ponto importante: o aumento no número de elementos da malha não garante, por si só, maior precisão nas simulações. Pelo contrário, uma malha mal estruturada pode amplificar erros e incertezas, resultando em previsões menos confiáveis que aquelas obtidas com uma malha mais grosseira. Assim, embora os valores obtidos com a malha de  $3 \times 10^6$  células parecessem mais próximos dos dados experimentais, ambas as malhas iniciais mostraram-se inadequadas para representar fielmente a física do escoamento.

Com base nessa constatação, a camada de prismas foi redesenhada e uma nova malha foi gerada, agora com  $7 \times 10^6$  células. Embora os erros relativos ainda pudessem parecer pouco expressivos quando comparados às malhas anteriores, a qualidade do escoamento simulado passou a ser corroborada por análises qualitativas — como distribuição de  $y^+$  e análise da esteira—, além da magnitude dos erros estar alinhada com trabalhos similares, como o de Vieira e Almeida (2024). Dessa forma, considerou-se que a metodologia de geração da malha estava validada e que a simulação transiente poderia ser conduzida com confiabilidade.

Utilizando essa mesma malha e condições operacionais, mas substituindo o método MRF pelo *Sliding Mesh*, observou-se uma redução expressiva nos erros relativos: de 22,20% para 7,38% no empuxo e de 17,39% para 4,19% no torque. Esse resultado confirma as limitações do modelo MRF na previsão precisa de grandezas aerodinâmicas dependentes do escoamento não-estacionário, evidenciando a superioridade do método *Sliding Mesh*, como antecipado pela literatura.

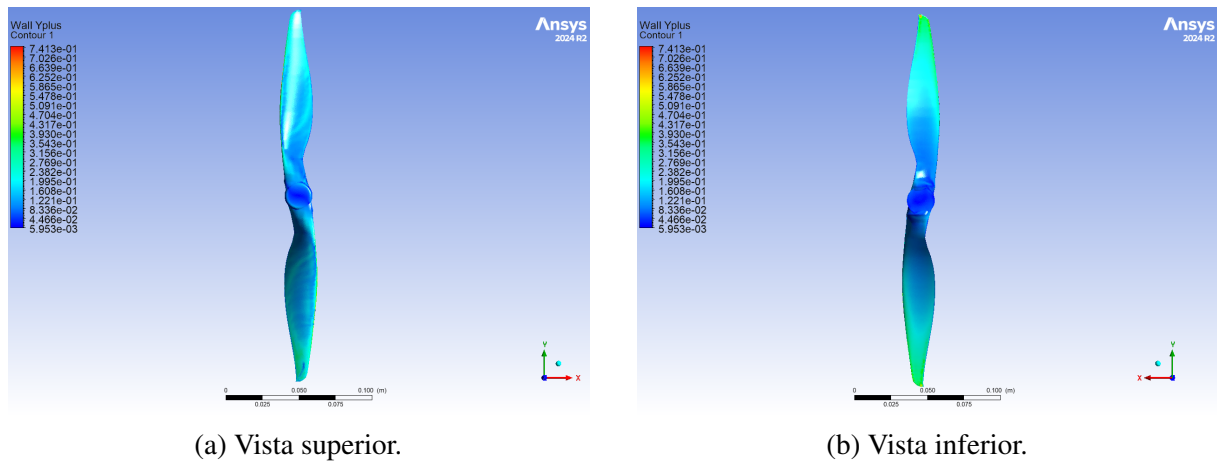
Por fim, uma última malha foi desenvolvida, contendo aproximadamente  $9 \times 10^6$  células. Com o método MRF, observou-se uma redução de cerca de 4% nos erros de empuxo e torque, indicando que o refinamento adicional contribuiu para uma descrição mais fiel da física do escoamento. Ao aplicar o método *Sliding Mesh* nessa malha final, os erros relativos foram reduzidos a 4,86% para o empuxo e 2,62% para o torque, caracterizando excelente concordância com os dados experimentais.

Apesar de a literatura relatar erros inferiores a 1% em estudos com modelagens altamente refinadas e geometrias validadas experimentalmente, é importante ressaltar a limitação enfrentada neste trabalho quanto à precisão do modelo CAD da hélice — conforme discutido na Metodologia. Ainda assim, os resultados obtidos com erros inferiores a 5% para ambas as variáveis demonstram que a abordagem adotada foi eficaz e capaz de fornecer previsões confiáveis dentro dos recursos computacionais e geométricos disponíveis.

### 5.1.2 Validação Qualitativa

Investigando agora os resultados do escoamento com foco na validação qualitativa, as Figuras 30a e 30b apresentam a distribuição da variável adimensional  $y^+$  sobre a superfície da pá da hélice, nas vistas superior e inferior, respectivamente.

Figura 30 – Distribuição de  $y^+$  nas superfícies da hélice.



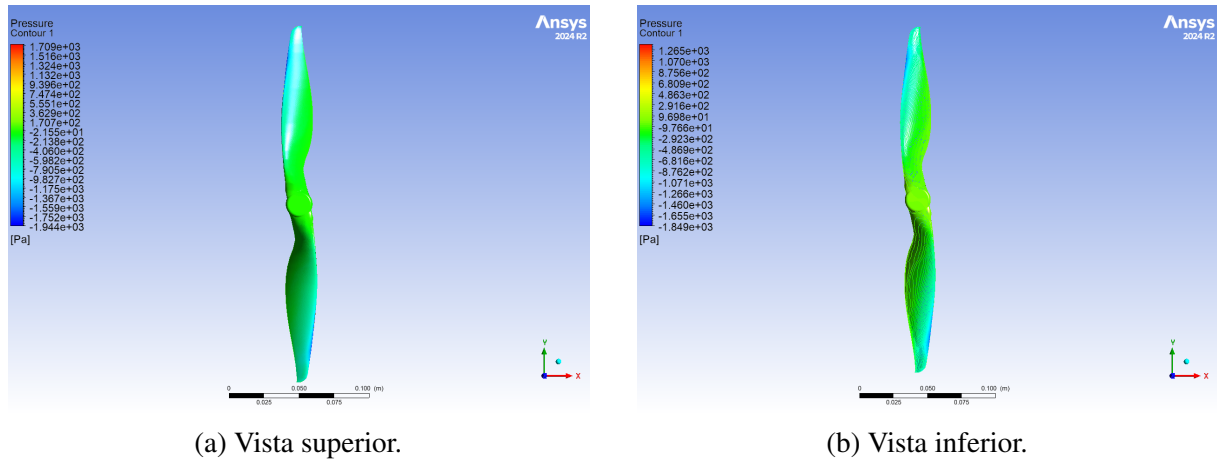
Fonte: Elaborada pelo autor.

Observa-se que os valores de  $y^+$  ao longo da superfície permanecem abaixo de 0,75 em toda a extensão da pá. Esse resultado demonstra a eficácia da malha prismática desenvolvida junto às paredes da hélice, sendo capaz de resolver integralmente a camada limite viscosa. Esse atendimento ao critério  $y^+ < 1$ , exigido pelo modelo de turbulência SST  $k-\omega$  adotado, assegura maior fidelidade na predição dos esforços de cisalhamento na parede e, por consequência, maior precisão nos resultados aerodinâmicos e acústicos derivados do escoamento simulado.

A distribuição de pressão nas superfícies da hélice, ilustrada nas Figuras 31a e 31b, permite uma análise detalhada dos efeitos aerodinâmicos ao longo das pás. Como esperado, observa-se uma região de alta pressão na face inferior (face de pressão) das pás e uma região de baixa pressão na face superior (face de sucção). Essa diferença de pressão ao longo da pá é responsável pela geração do empuxo na direção axial.



Figura 31 – Distribuição de pressão nas superfícies da hélice.

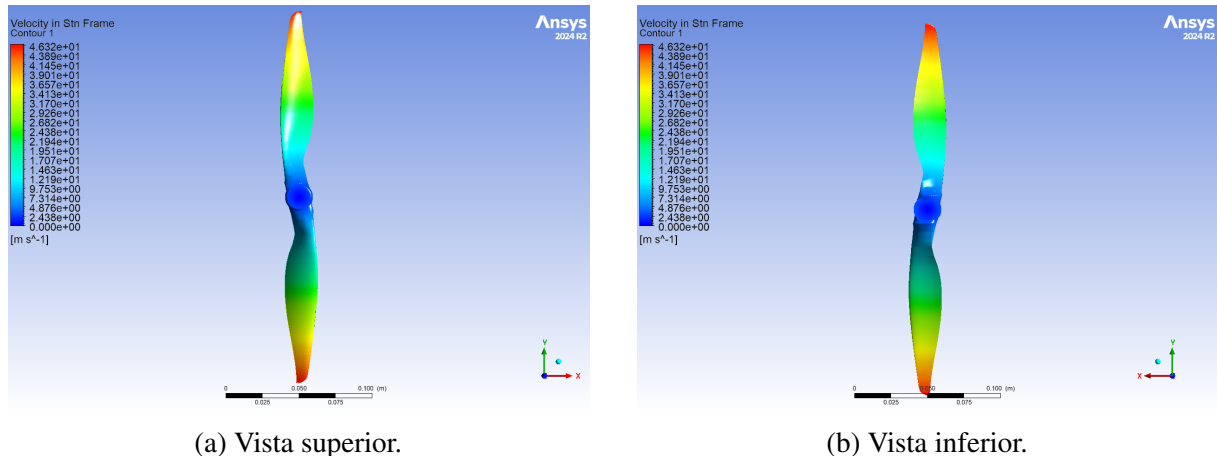


Fonte: Elaborada pelo autor.

Nota-se também que as maiores variações de pressão ocorrem próximas à raiz da hélice e se estendem até cerca de 70–80% do raio, enquanto a ponta da pá apresenta uma transição mais suave, o que é consistente com os efeitos de alívio de ponta (*tip relief*) devido ao escoamento tridimensional nessa região. A distribuição obtida reforça a fidelidade da simulação, evidenciando o correto funcionamento do modelo de turbulência adotado e o adequado refinamento da malha na resolução dos gradientes de pressão.

As Figuras 32a e 32b apresentam a distribuição de velocidade na superfície da hélice, tanto na vista superior quanto inferior. Como era esperado para uma hélice em regime de estático, a magnitude da velocidade relativa cresce ao longo do raio da pá, sendo mínima na raiz e máxima na ponta. Esse comportamento está diretamente associado à relação  $V_{ROT} = \Omega \cdot r$ , em que a velocidade tangencial aumenta linearmente com a distância radial devido à rotação constante.

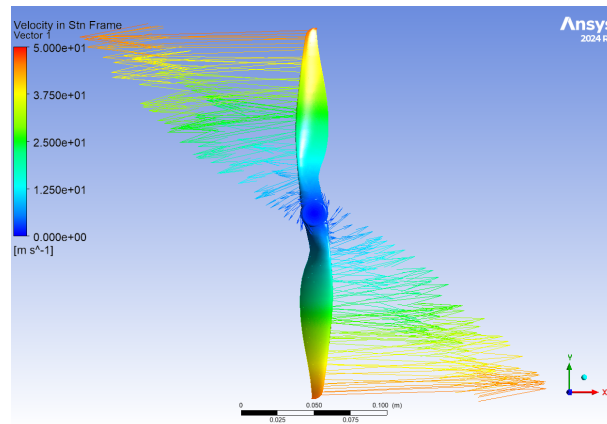
Figura 32 – Distribuição de velocidade nas superfícies da hélice.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Além da visualização escalar da magnitude de velocidade, a Figura 33 apresenta a distribuição vetorial das componentes do campo de velocidade para diferentes seções da hélice. Nota-se que o mais próximo a ponta, mais tangencial é a componente.

Figura 33 – Componentes de velocidade para diferentes seções.

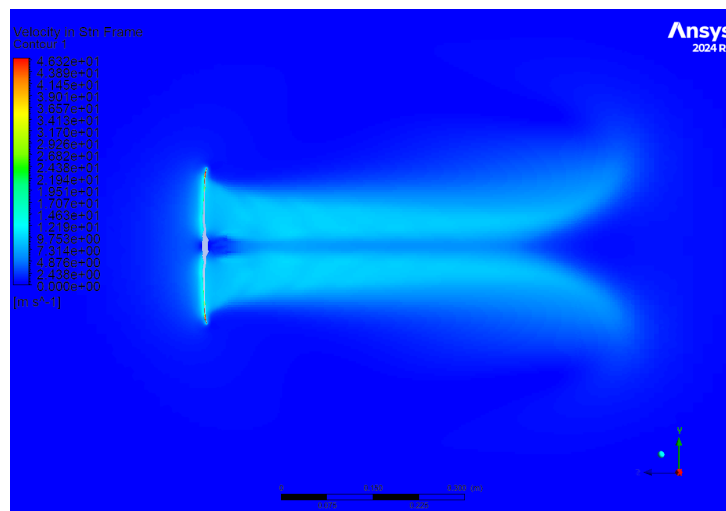


Fonte: Elaborada pelo autor.

Esses padrões vetoriais, aliados à distribuição da velocidade, evidenciam a boa resolução do campo de escoamento fornecida pela malha final. Dessa forma, a análise qualitativa valida a robustez da simulação no que diz respeito à representação do comportamento físico da hélice em rotação.

A Figura 34 apresenta um corte transversal do domínio computacional, evidenciando o comportamento do campo de velocidade após 12 rotações completas da hélice. Nota-se uma clara estrutura de escoamento induzido, com a formação da esteira axial característica, concentrada na região imediatamente a jusante do plano da hélice.

Figura 34 – Escoamento gerado pela hélice.

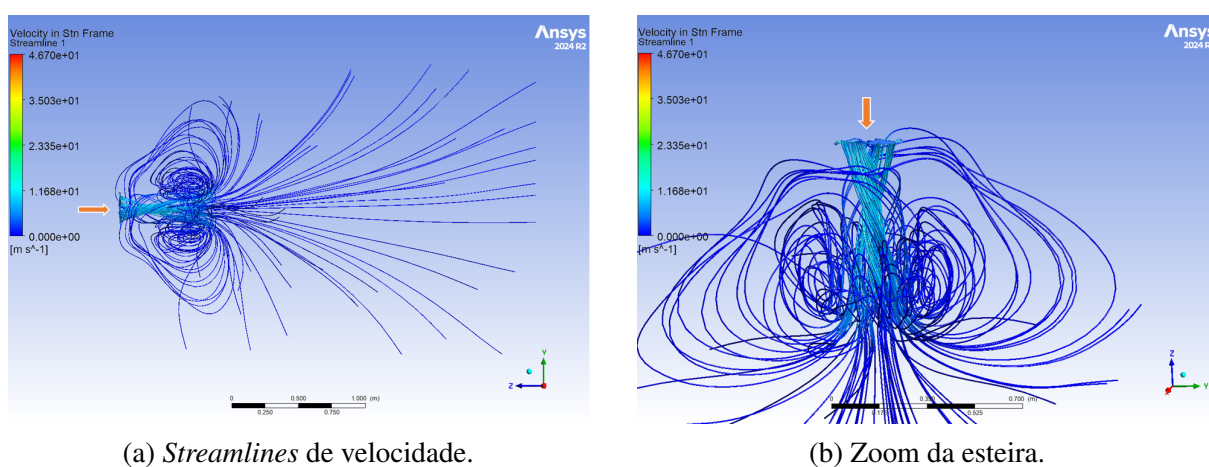


Fonte: Elaborada pelo autor.

Observa-se que o escoamento é predominantemente descendente, coerente com a geração de empuxo pela aceleração do ar para baixo — conforme previsto pela Terceira Lei de Newton. A simetria e a coerência do padrão de escoamento reforçam a qualidade da simulação, bem como a eficácia da malha e do modelo de turbulência utilizados.

Complementarmente, as Figuras 35a e 35b apresentam o mesmo escoamento representado por meio de *streamlines*, as linhas de corrente. Essa visualização evidencia com clareza a trajetória do fluido impulsionado pela rotação da hélice, destacando a formação de uma esteira helicoidal bem desenvolvida. Além disso, é possível notar a ocorrência de regiões de recirculação ao final da esteira.

Figura 35 – *Streamlines* de velocidade e detalhe da esteira.

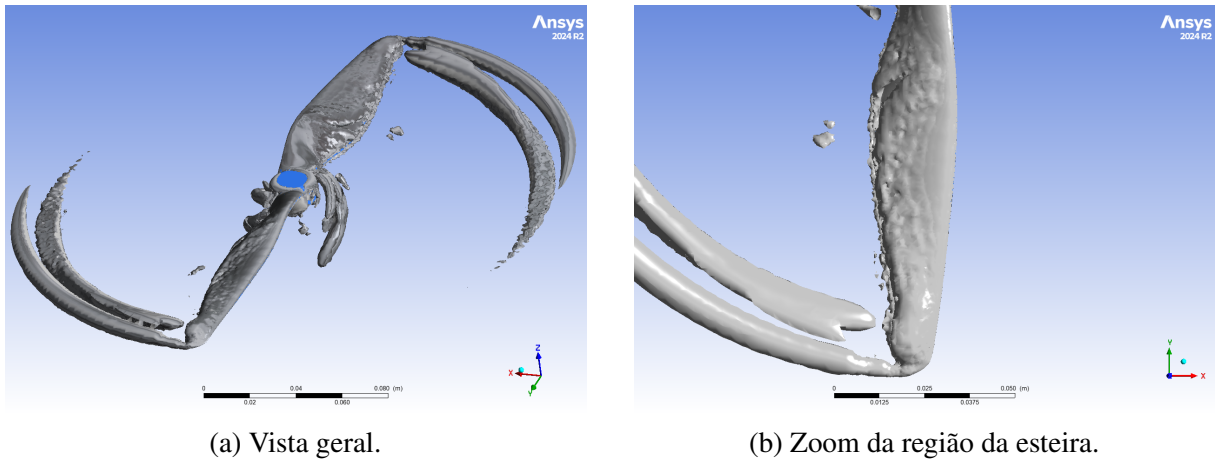


Fonte: Elaborada pelo autor.

Tais resultados demonstram boa fidelidade na captura dos efeitos induzidos pela hélice, o que é fundamental para que o modelo CFD represente adequadamente os mecanismos físicos responsáveis tanto pela geração de empuxo e torque.

As Figuras 36a a 37b apresentam a visualização do campo de vorticidade obtido por meio do critério de  $Q$ , ( $Q$ -criterion), uma métrica amplamente utilizada para identificar estruturas coerentes em escoamentos tridimensionais, como vórtices. Essa visualização permite uma análise qualitativa da coerência do escoamento e da intensidade dos vórtices gerados pela rotação da hélice.

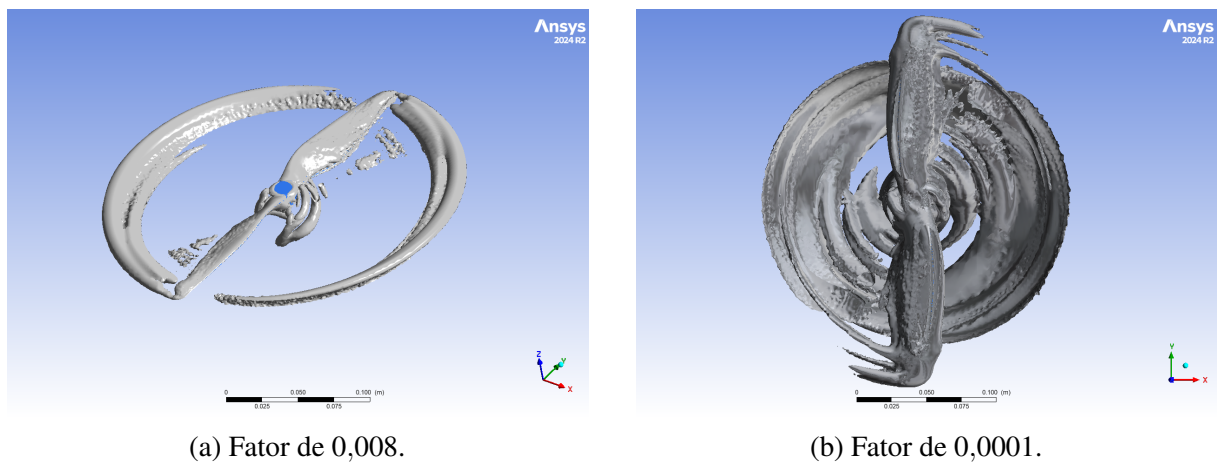
A Figura 36a mostra o campo de vorticidade com um fator de isosuperfície  $Q = 0,001$ , evidenciando a estrutura global do escoamento e o desenvolvimento dos vórtices ao longo da esteira. Na Figura 36b, é apresentado um recorte com *zoom* na região próxima à hélice, também com  $Q = 0,001$ , permitindo uma visualização detalhada da formação inicial dos vórtices na ponta das pás, região crítica para a geração de ruído tonal.

Figura 36 – Distribuição do  $Q$ -criterion para o fator de 0,001.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Já na Figura 37a, a isosuperfície é ajustada para  $Q = 0,0008$ , o que permite identificar estruturas mais suaves e de menor intensidade, evidenciando regiões de transição e dissipação da vorticidade no escoamento.

Por fim, a Figura 37b utiliza um fator de  $Q = 0,0001$ , realçando as regiões de baixa intensidade rotacional. Essa escolha de visualização contribui para a identificação de pequenas estruturas vorticosas mais afastadas da hélice, associadas ao escoamento turbulento e possíveis fontes de ruído de banda larga.

Figura 37 – Distribuição do  $Q$ -criterion para diferentes fatores.

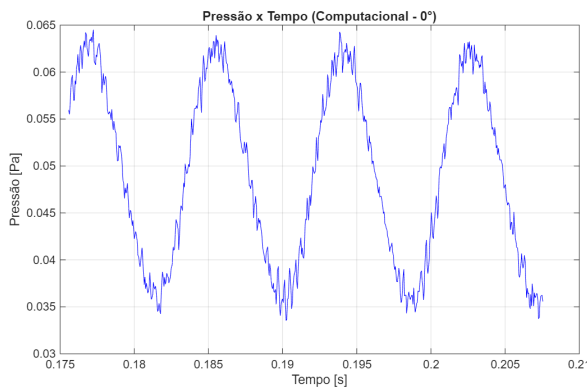
Fonte: Elaborada pelo autor.

Essa análise reforça a importância da resolução adequada da esteira na modelagem aeroacústica, uma vez que a precisão na captura dessas estruturas está diretamente relacionada à fidelidade da previsão do campo de pressão flutuante, base para o pós-processamento acústico via modelo FWH.

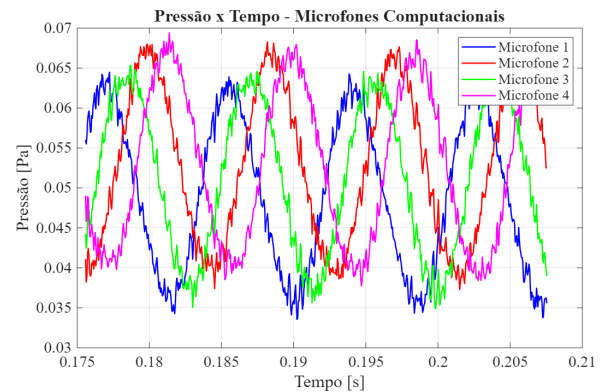
## 5.2 Resultados Aeroacústicos

Com a ativação do modelo de FWH nas duas últimas rotações da simulação, foi possível obter a variação da pressão acústica ao longo do tempo para diferentes microfones virtuais posicionados no domínio computacional. As Figuras 38a e 38b apresentam, respectivamente, o sinal acústico registrado por um microfone de referência e os sinais dos quatro microfones posicionados a  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$  em relação ao plano de rotação da hélice.

Figura 38 – Sinais de pressão acústica coletados nos microfones.



(a) Pressão acústica em função do tempo.

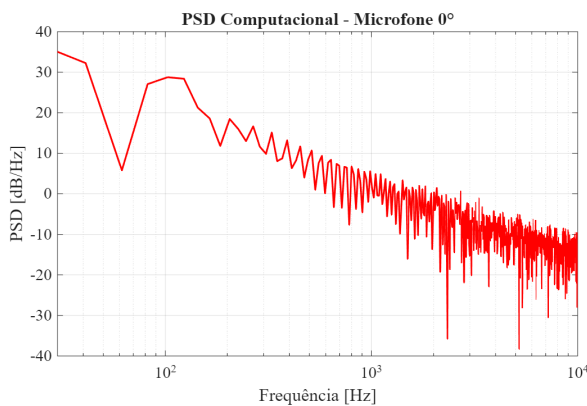


(b) Dados obtidos nos quatro microfones.

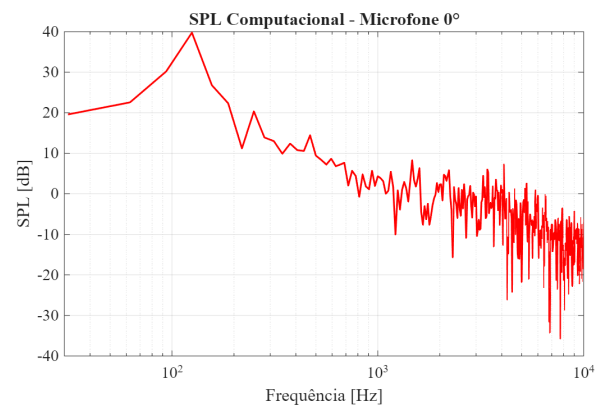
Fonte: Elaborada pelo autor.

A partir desses sinais no domínio temporal, foram gerados os gráficos da PSD e do SPL, os quais permitem analisar o comportamento do ruído no domínio da frequência. As Figuras 39a e 39b ilustram os resultados obtidos para o microfone posicionado a  $0^\circ$ , servindo como base para uma avaliação preliminar da qualidade do modelo numérico.

Figura 39 – Análise espectral do microfone  $0^\circ$ .



(a) PSD do microfone  $0^\circ$ .



(b) SPL do microfone  $0^\circ$ .

Fonte: Elaborada pelo autor.

Ao se analisar os espectros obtidos, observa-se que, mesmo com duas rotações simuladas para a coleta dos dados aeroacústicos, as curvas apresentam baixa resolução espectral. Tal

comportamento era esperado, uma vez que, conforme discutido no Capítulo de Metodologia, a resolução em frequência  $\Delta f$  depende diretamente do tempo total de simulação.

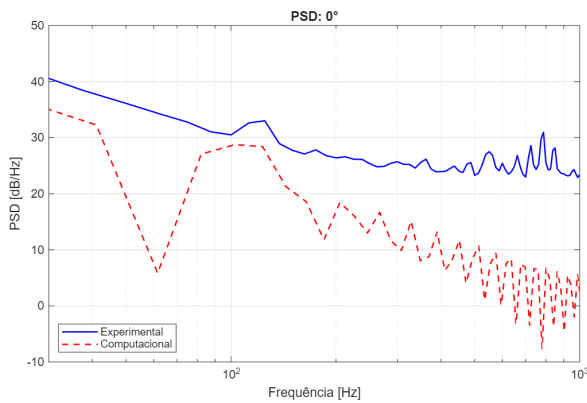
A frequência de corte prática, por sua vez, se estimou entre  $1 \times 10^3$  e  $2 \times 10^3$  Hz. A partir dessas frequências, é natural observar um decaimento acentuado das curvas, o que limita a análise do ruído de banda larga e o ruído de alta frequência, limitação essa observada em trabalhos como Nana *et al.* (2015), Schenk (2020) e Jo *et al.* (2019).

Por outro lado, a Figura 39b revela picos nítidos no espectro de SPL, característicos das BPFs, evidenciando que o modelo empregado é capaz de prever com boa fidelidade o ruído tonal gerado pela hélice de maneira qualitativa. Esse resultado reforça a aplicabilidade da metodologia proposta para a investigação de componentes tonais do ruído.

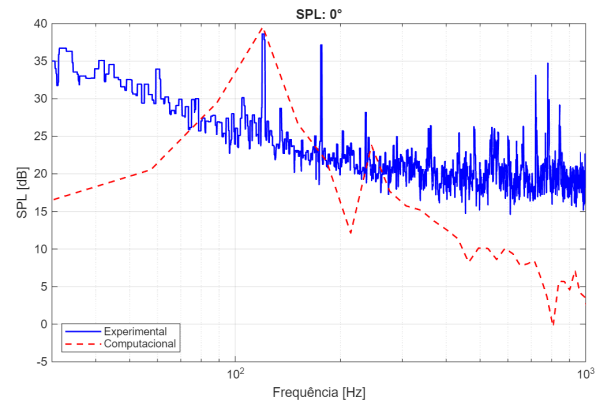
Com base nessas observações, os próximos resultados serão apresentados com o espectro limitado até  $1 \times 10^3$  Hz, de forma a destacar as regiões de maior confiabilidade da simulação numérica. Além disso, as curvas computacionais serão sobrepostas aos dados experimentais obtidos no LAEX, permitindo uma comparação direta entre os métodos numérico e empírico.

As Figuras de 40a a 43b apresentam, em pares, o comparativo do PSD e SPL para cada um dos quatro microfones.

Figura 40 – Comparação da PSD e SPL para o microfone  $0^\circ$ .



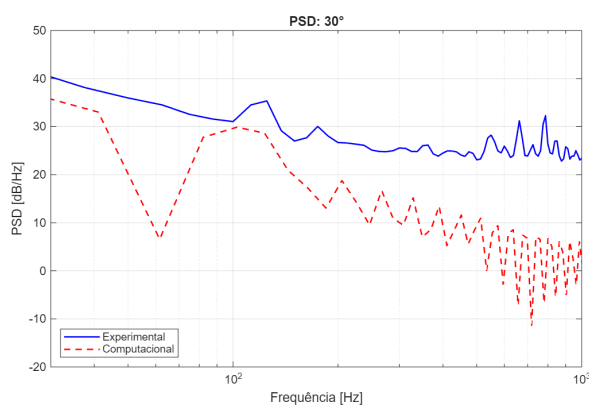
(a) PSD comparativa: microfone  $0^\circ$ .



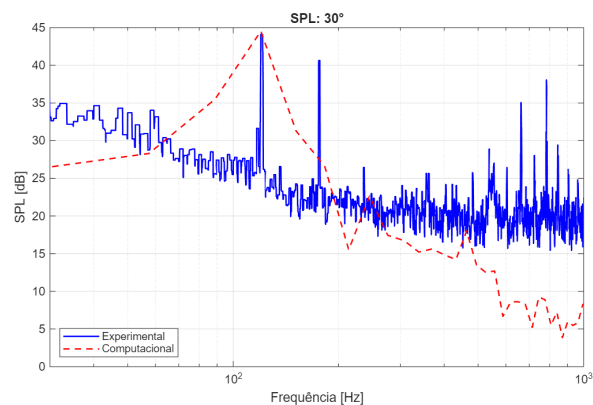
(b) SPL comparativa: microfone  $0^\circ$ .

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 41 – Comparação PSD e SPL para o microfone 30°.



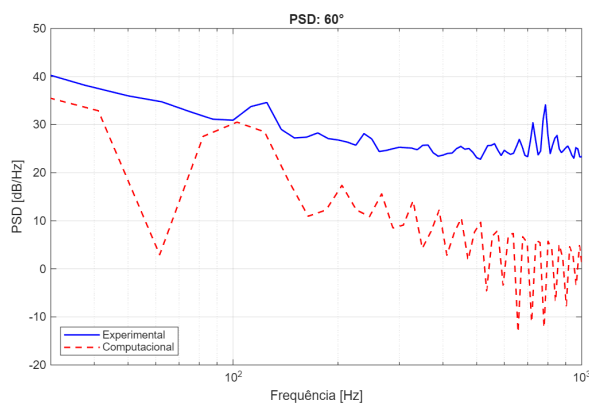
(a) PSD comparativa: microfone 30°.



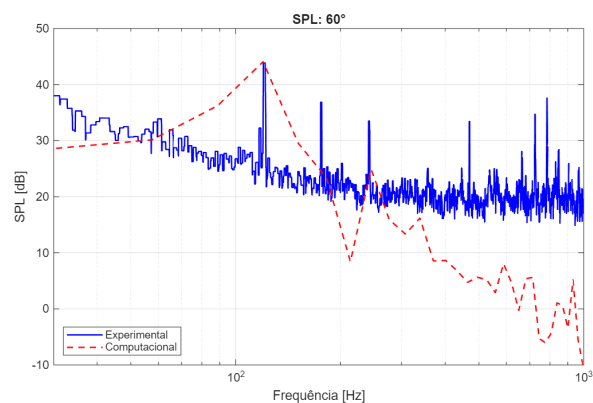
(b) SPL comparativa: microfone 30°.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 42 – Comparação PSD e SPL para o microfone 60°.



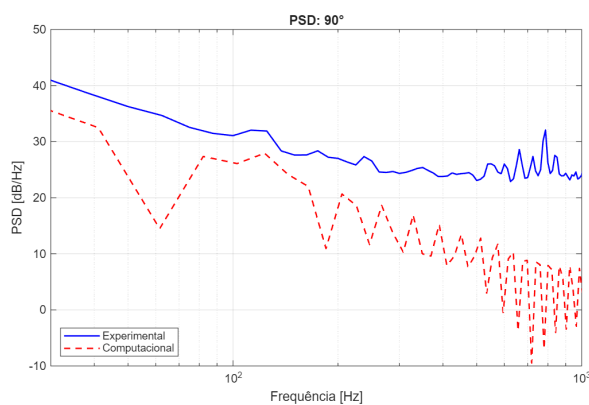
(a) PSD comparativa: microfone 60°.



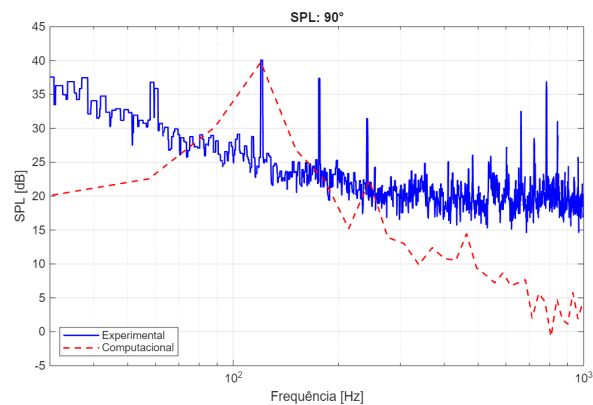
(b) SPL comparativa: microfone 60°.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 43 – Comparação PSD e SPL para o microfone 90°.



(a) PSD comparativa: microfone 90°.



(b) SPL comparativa: microfone 90°.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Com os resultados apresentados, analisando os gráficos de SPL, observa-se uma excelente concordância entre os dados experimentais e computacionais para a primeira harmônica da BPF em todos os microfones analisados, com valores praticamente idênticos.

Entretanto, para a segunda harmônica da BPF, nota-se uma tendência à subestimação por parte do modelo numérico, seguida por uma queda acentuada nos níveis de pressão sonora em frequências superiores. Esse comportamento limita a capacidade do modelo em capturar componentes de alta frequência do espectro sonoro.

Tal padrão é amplamente documentado na literatura, conforme evidenciado em trabalhos como os de Schenk (2020), Jo *et al.* (2019) e Nana *et al.* (2015). Esses estudos também reportam uma excelente correspondência para a primeira BPF, uma representação razoável — geralmente subestimada — da segunda, e uma perda significativa de precisão nas harmônicas superiores e frequências superiores, usualmente se restringindo a limites máximos entre  $10^2$  e  $10^3$  Hz.

Esse comportamento está diretamente relacionado às limitações do modelo de turbulência adotado, à resolução espacial da malha e ao tempo de simulação disponível para o pós-processamento acústico.

O trabalho de Zawodny, Jr. e Burley (2016), por exemplo, utilizou o modelo de turbulência *Detached eddy simulation* (DES) em suas simulações computacionais. Embora esse modelo também tenha apresentado limitações na predição do ruído de banda larga — especialmente em frequências mais elevadas —, foi capaz de representar com boa concordância não apenas a primeira, mas também as harmônicas subsequentes da BPF. Esse desempenho contrasta com trabalhos que empregam modelos baseados em URANS, os quais, de modo geral, apresentam boa correlação apenas para a primeira harmônica e perdem precisão nas demais.

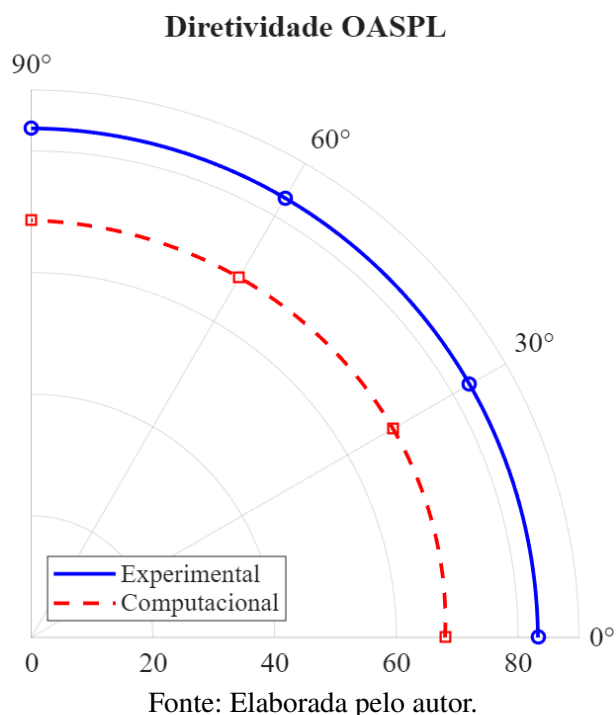
Quanto à análise da PSD, observou-se um comportamento qualitativo semelhante entre os dados experimentais e computacionais. As principais estruturas do espectro foram captadas corretamente, porém a curva obtida numericamente encontra-se levemente deslocada para baixo em relação aos dados experimentais. Esse deslocamento pode ser atribuído a diversos fatores, como a dissipação numérica do modelo URANS, limitações de refinamento da malha — especialmente na esteira da hélice — ou ainda à simplificação das condições de contorno e à ausência de ruído estrutural nas simulações.

Além disso, é importante destacar que os dados experimentais foram obtidos com a presença do motor elétrico em funcionamento, o que introduz fontes adicionais de ruído, principalmente em baixas e médias frequências. Esse ruído mecânico, proveniente do motor e do acoplamento com a hélice, pode contribuir para o aumento do nível espectral registrado nos experimentos e explicar parcialmente a diferença observada entre os espectros.

A Figura 44 apresenta o gráfico polar de diretividade do OASPL para os quatro ângulos de microfones avaliados:  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ , comparando os resultados experimentais e computacionais.



Figura 44 – Diretividade OASPL.



Os resultados experimentais exibem valores sistematicamente superiores aos computacionais, o que pode ser explicado por diversos fatores. Primeiramente, como discutido anteriormente, o ruído estrutural e eletromecânico do motor utilizado nos ensaios experimentais contribui para elevar o nível de ruído medido, especialmente nas faixas de baixa e média frequência. Além disso, o ambiente de ensaio não controlado acusticamente — sem câmara anecoica — também introduz reflexões e ruídos ambientais que aumentam o OASPL registrado.

Por outro lado, os resultados computacionais apresentam uma boa correlação qualitativa com a tendência direcional do experimento, mesmo com valores absolutos subestimados. A diferença média observada entre os níveis de OASPL numérico e experimental foi de aproximadamente 18 dB. Essa discrepância pode estar associada às limitações do modelo de turbulência URANS utilizado, que tende a suavizar flutuações de pressão e, consequentemente, reduzir a intensidade das fontes sonoras captadas pela superfície FWH. A própria resolução da malha e o tempo de simulação restrito a apenas duas rotações também afetam a precisão do resultado numérico. Além de, evidentemente, a presença do motor contribuir para maior intensidade do ruído percebido.

De forma geral, a comparação demonstra que a metodologia numérica empregada é capaz de reproduzir com coerência a tendência direcional da emissão sonora da hélice. Tal comportamento é coerente com outros trabalhos da literatura, como Jo *et al.* (2019), que também apontam boa concordância direcional para simulações baseadas em URANS, ainda que com perda de intensidade em determinadas faixas de frequência. Embora a diferença de 18 dB seja significativa, a metodologia ainda se mostra eficaz para estudos comparativos de desenvolvimento de hélices, pois ambas as geometrias simuladas estarão sujeitas à mesma subestimação. Assim, o

modelo se mantém como uma ferramenta valiosa para análises relativas de desempenho acústico.

---

## CONCLUSÕES

---

O presente trabalho teve como objetivo o desenvolvimento e aplicação de uma metodologia prática para a predição de ruído aeroacústico gerado por hélices de VANTs, com base na analogia de FWH implementada no software ANSYS Fluent®. A metodologia foi aplicada à hélice comercial APC 10x7E, permitindo avaliar seu desempenho tanto do ponto de vista aerodinâmico quanto aeroacústico.

Inicialmente, foi conduzido um criterioso estudo de refinamento de malha e validação do modelo CFD, com foco em garantir a adequada resolução do escoamento ao redor da hélice. A modelagem numérica baseou-se no método de *Sliding Mesh* e no modelo de turbulência URANS do tipo SST  $k-\omega$ . A malha final, com cerca de  $9 \times 10^6$  células, apresentou erro relativo inferior a 5% para o empuxo e o torque em relação aos dados experimentais da literatura, evidenciando a robustez e a confiabilidade da solução computacional. A análise qualitativa do escoamento, por meio de distribuições de pressão, velocidade e  $y^+$ , confirmou que os principais fenômenos físicos foram resolvidos com precisão, mesmo diante de limitações como a geometria não exata do CAD da hélice.

Com a validação do modelo aerodinâmico, passou-se à etapa aeroacústica, ativando-se o modelo de FWH para a extração dos sinais de pressão acústica. Os dados computacionais foram comparados com medições experimentais realizadas no Laboratório de Aerodinâmica Experimental (LAEX/UFU), permitindo avaliar a fidelidade da simulação em termos de PSD, SPL e diretividade de OASPL.

Os resultados mostraram excelente concordância para a primeira harmônica da BPF, com coincidência quase exata entre os dados computacionais e experimentais. A segunda harmônica apresentou subestimação pelo modelo numérico, como também reportado em diversos estudos da literatura. A partir dessa frequência, observou-se queda acentuada nos níveis computacionais, evidenciando a limitação do método URANS em conjunto com o tempo de simulação e a resolução temporal adotada.

Além disso, a comparação da PSD revelou boa similaridade de tendência entre simulação e experimento, embora com deslocamento para valores mais baixos no domínio computacional, o que pode estar associado à suavização das flutuações pelo modelo de turbulência e à ausência de fontes reais de ruído, como o motor e ruídos de fundo presentes no ensaio físico.

Por fim, os resultados indicam que a metodologia proposta é eficaz para a predição de ruído tonal em hélices de VANTs, especialmente em faixas de baixa frequência. No entanto, destaca-se que, para a adequada captura do ruído de banda larga e de componentes em alta frequência, seria necessário o uso de modelos de turbulência mais avançados (como LES ou DES), malhas mais refinadas e simulações com maior extensão temporal.

Dessa forma, conclui-se que o objetivo do trabalho foi alcançado com êxito: apresentar uma metodologia acessível e viável para a estimativa de ruído gerado por hélices de VANTs, dentro das limitações típicas de ambientes acadêmicos e computacionais convencionais. Os resultados obtidos demonstram a utilidade do método FWH em conjunto com o CFD para investigações aeroacústicas e estabelecem uma base sólida para estudos futuros com maior grau de refinamento e complexidade.

## 6.1 Sugestões para Trabalhos Futuros

Para a sugestão de trabalhos futuros, separa-se aqui duas vertentes: aprimoramento e novos projetos. Na seção de aprimoramento é discutido as sugestões para investigar e aprimorar o método apresentado, fortalecendo suas fraquezas e explorando seus pontos fortes.

A seção de novos projetos propõe e discute brevemente a metodologia de projetos distintos do presente trabalho, porém que o podem utilizar como base para alcançarem projetos mais complexos e grandiosos.

### 6.1.1 Aprimoramentos

A primeira sugestão de aprimoramento refere-se à independência em relação aos arquivos CAD das hélices. Uma metodologia que permita modelar computacionalmente a geometria da hélice a partir de dados fornecidos pelo fabricante ou por técnicas de escaneamento 3D seria altamente desejável. No presente trabalho, a ausência de um CAD fiel à geometria real da hélice foi um dos principais limitantes da precisão numérica.

Outro ponto importante é o estudo de dimensionamento adequado do domínio físico e do domínio computacional. Trabalhos futuros poderiam investigar qual o refinamento mínimo necessário em função dos recursos computacionais disponíveis, de modo a otimizar a relação entre qualidade dos resultados e tempo de simulação.

Além disso, recomenda-se uma análise comparativa entre diferentes modelos de turbulência, com destaque para os modelos DES e LES. Esses modelos apresentam potencial para melhor

representar o comportamento do escoamento em regiões de maior complexidade, especialmente em frequências médias e altas, sendo mais indicados para predição de ruído de banda larga.

Outra linha promissora envolve o desenvolvimento de uma metodologia que permita validar o modelo computacional dentro do próprio laboratório. Para isso, seria interessante projetar e fabricar hélices utilizando impressão 3D, garantindo a fidelidade do CAD utilizado na simulação. Em paralelo, seria essencial realizar ensaios experimentais que permitam separar as contribuições acústicas da hélice e do motor, permitindo uma validação mais precisa do modelo numérico.

Por fim, sugere-se um estudo voltado ao dimensionamento e refinamento da superfície de FWH, bem como à definição de critérios para o passo de tempo e número mínimo de rotações necessárias para que se obtenha uma resolução espectral adequada, tanto para ruído tonal quanto para o ruído de banda larga.

### **6.1.2 Novos Projetos**

Para futuras linhas de pesquisa, destaca-se o interesse no estudo e aplicação de métodos semiempíricos de predição aeroacústica. Esses modelos, conforme demonstrado na literatura, apresentam elevada robustez nos resultados aliados a um custo computacional significativamente inferior ao dos métodos baseados em CFD. Um possível caminho promissor consiste na combinação dos dois métodos: utilizar CFD acoplado ao modelo de FWH para estimativa do ruído tonal, enquanto os modelos semiempíricos seriam aplicados para predição do ruído de banda larga e de altas frequências, onde os métodos numéricos apresentam maior limitação.

Outro projeto relevante consiste na inclusão de carenagens ao redor da hélice nas simulações computacionais, de modo a representar de forma mais fiel a configuração estrutural de VANTs reais. A presença dessas estruturas altera significativamente o escoamento e, consequentemente, o campo de ruído gerado. Assim, a análise comparativa entre casos com e sem a carenagem pode fornecer importantes *insights* sobre os efeitos da interação fluido-estrutura tanto no desempenho aerodinâmico quanto na emissão sonora da hélice.

Por fim, estudos envolvendo configurações com hélices coaxiais — dispostas a uma distância realista segundo a aplicação prática em VANTs — são altamente recomendados. A investigação da interação entre os escoamentos gerados pelas hélices, bem como seu impacto sobre o desempenho aerodinâmico e sobre os níveis de ruído gerado, representa uma linha de pesquisa desafiadora e altamente relevante para aplicações práticas na área de veículos aéreos não tripulados.

## REFERÊNCIAS

---

ABRAS, J. N.; HARIHARAN, N. Comparison of computational fluid dynamics hover predictions on the s-76 rotor. **JOURNAL OF AIRCRAFT**, 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2017. Citado na página 48.

APPAR, A. **Principles of Helicopter Aerodynamics**. 2nd. ed. New York, USA: Cambridge University Press, 2006. Citado na página 26.

BOHRER, R. Poluição sonora: um problema mundial de saúde pública. **InVivo**, 2022. Disponível em: <<https://www.invivo.fiocruz.br/saude/poluicao-sonora/>>. Citado na página 19.

BRANDT, J. B.; SELIG, M. S. Propeller performance data at low reynolds numbers. **49th AIAA Aerospace Sciences Meeting**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011. Citado nas páginas 40, 41, 62 e 64.

BRENTNER, K. S. Modeling aerodynamically generated sound: Recent advances in rotor noise prediction. **38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000. Citado na página 33.

BRENTNER, K. S.; FARASSAT, F. Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors. **Progress in Aerospace Sciences**, Elsevier, v. 39, n. 2–3, p. 83–120, 2003. Citado na página 34.

BRITO, D. 40% das aeronaves não tripuladas no brasil são usadas no agronegócio. **Globo Rural**, 2018. Disponível em: <<https://globorural.globo.com/Noticias/Pesquisa-e-Tecnologia/noticia/2018/09/40-das-aeronaves-nao-tripuladas-no-brasil-sao-usadas-no-agronegocio.html>>. Citado na página 18.

CHEN, L.; BATTY, T.; GIACOBELLO, M.; ; WIDJAJA, R. Prediction of small-scale rotor noise using a low-fidelity modelbased framework. **Acoustics 2019**, 2019. Citado na página 44.

CHRISTIAN, A. W.; CABELL, R. Initial investigation into the psychoacoustic properties of small unmanned aerial system noise. **23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**, Aerospace Research Central, 2017. DOI: <<https://doi.org/10.2514/6.2017-4051>>. Citado na página 19.

DJI. **DJI Mavic 3 Pro**. 2025. Acesso em: 10-01-2025. Disponível em: <<https://store.dji.com/selection/camera-drones?from=site-nav>>. Citado na página 18.

DOWLING, A. P.; WILLIAMS, J. E. F. **Sound and Sources of Sound**. 1st. ed. [S.l.]: Ellis Horwood Limited, 1983. Citado na página 30.

GERGES, S. **Efeito do ruído e vibrações no homem. Ruído e vibrações industriais, fundamentos e controles**. Florianópolis: Samir, 1991. Citado na página 27.

GOJON, R.; JARDIN, T.; PARISOT-DUPUIS, H. Experimental investigation of low reynolds number rotor noise. **The Journal of the Acoustical Society of America**, 2021. DOI: 10.1121/10.0005068. Citado nas páginas 36, 42 e 63.

GOLDSTEIN, M. E. **Aeroacoustics**. 1st. ed. United States of America: McGraw-Hill, Inc, 1976. Citado nas páginas 27 e 30.

GUDMUNDSSON, S. **General Aviation Aircraft Design**. 2nd. ed. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2022. Citado nas páginas 22, 23, 24 e 25.

IANNIELLO, S.; TESTA, C. An overview on the use of the ffowcs williams-hawkings equation for the hydroacoustic analysis of marine propellers. **VIII International Conference on Computational Methods in Marine Engineering**, 2019. Citado na página 35.

INSIGHTS, F. B. **Military Drone Market Size**. 2023. Acesso em: 10-01-2025. Disponível em: <<https://www.fortunebusinessinsights.com/military-drone-market-102181>>. Citado na página 17.

INTELLIGENCE, M. **Tamanho do mercado de drones e análise de ações – Tendências e previsões de crescimento (2024 – 2029)**. 2024. Acesso em: 08-01-2025. Disponível em: <<https://www.mordorintelligence.com/pt/industry-reports/drones-market>>. Citado na página 17.

JO, Y.; JARDIN, T.; GOJON, R.; JACOB, M. C.; MOSCHETTA, J.-M. Prediction of noise from low reynolds number rotors with different number of blades using a non-linear vortex lattice method. **25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**, 2019. DOI: 10.2514/6.2019-2615. Citado nas páginas 37, 43, 49, 58, 63, 73, 75 e 76.

LIDTKE, A. K.; LLOYD, T.; VAZ, G. Acoustic modelling of a propeller subject to non-uniform inflow. **Sixth International Symposium on Marine Propulsors**, 2019. Citado nas páginas 39, 44, 49, 57 e 58.

LIGHTHILL, M. J. On sound generated aerodynamically. i. general theory. The Royal Society, 1952. <https://www.jstor.org/stable/98943>. Citado nas páginas 32 e 33.

MANUAL, U. **ANSYS FLUENT 12.0**. 2009. Citado na página 51.

NANA, C.; MOSCHETTA, J.-M.; BÉNARD, E.; PROTHIN, S.; JARDIN, T. Kexperimental and numerical analysis of quiet mav rotors. **50th 3AF INTERNATIONAL CONFERENCE ON APPLIED AERODYNAMICS**, 2015. Citado nas páginas 73 e 75.

NETO, A. da S. **Escoamentos Turbulentos: Análise Física e Modelagem Teórica**. 1st. ed. Uberlândia: Composer, 2020. Citado na página 49.

NETO, P. B. F. **Investigação matemática e numérica dos mecanismos de geração de ruído em escoamentos cisalhantes livres**. Tese (Doutorado) — Universidade Federal de Uberlândia, 2018. Citado na página 32.

PENTEADO, T. Drone consciente: voar dentro das regras é segurança para todos. **Secretaria de Comércio Exterior**, Departamento de Controle do Espaço Aéreo Força Aérea Brasileira, 2024. Disponível em: <[https://www.decea.mil.br/?i=midia-e-informacao&p=pg\\_noticia&materia=drone-consciente-voar-dentro-das-regras-e-seguranca-para-todos#:~:text=De%20acordo%20com%20a%20Secretaria,ao%20mesmo%20período%20em%202023.>](https://www.decea.mil.br/?i=midia-e-informacao&p=pg_noticia&materia=drone-consciente-voar-dentro-das-regras-e-seguranca-para-todos#:~:text=De%20acordo%20com%20a%20Secretaria,ao%20mesmo%20período%20em%202023.>)>. Citado na página 18.

PRAKASH, N.; MUTHUVEL, A.; ROYCHOWDHURY, D. Numerical simulation of a three bladed marine propeller in steady and unsteady state. **Applied Mechanics and Materials**, 2014. <<https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.592-594.1136>>. Citado na página 37.

PRATT, L. **An MQ-9 Reaper unmanned aerial vehicle flies a combat mission over southern Afghanistan**. 2008. Acesso em: 10-01-2025. Disponível em: <<http://www.afrc.af.mil/shared/media/photodb/photos/090127-F-7383P-002.JPG>>. Citado na página 17.

RUSSELL, D. A. **Acoustics and Vibration Animations**. 2001. Acesso em: 16-02-2024. Disponível em: <<https://www.acs.psu.edu/drussell/demos/rad2/mdq.html>>. Citado nas páginas 27, 28, 29 e 30.

RWIGEMA, M. K. Propeller blade element momentum theory with vortex wake deflection. **27th International congress of the aeronautical sciences**, 2010. Citado na página 36.

SCHENK, A. R. **Computational Investigation of the Effects of Rotor-on-Rotor Interactions on Thrust and Noise**. Dissertação (Mestrado) — Brigham Young University, 2020. Citado nas páginas 47, 49, 51, 73 e 75.

SILVA, E. Decea divulga número de voos de drones por região. **Departamento de Controle do Espaço Aéreo Força Aérea Brasileira**, 2023. Disponível em: <[https://www.decea.mil.br/?i=midia-e-informacao&p=pg\\_noticia&materia=decea-divulga-numero-de-voos-de-drones-por-regiao](https://www.decea.mil.br/?i=midia-e-informacao&p=pg_noticia&materia=decea-divulga-numero-de-voos-de-drones-por-regiao)>. Citado na página 18.

VALAVANIS, K. P.; VACHTSEVANOS, G. J. **Handbook of unmanned aerial vehicles**. [S.l.]: Springer Publishing Company, Incorporated, 2015. Citado na página 16.

VIEIRA, J. M. P.; ALMEIDA, O. de. Uav propeller performance prediction through computational fluid dynamics. **20th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering**, 2024. Citado nas páginas 46, 47, 49, 62 e 66.

WEICK, F. E. **The Aerodynamic Characteristics of Propellers as Determined by Tests in the Variable-Density Wind Tunnel**. [S.l.], 1929. Work of the U.S. Government. Public use permitted. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/19930091376>>. Citado na página 23.

WILLIAMS, J. E. F.; HAWKINGS, D. L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. **Royal Society of London**, The Royal Society, 1969. [Http://www.jstor.org/stable/73790](http://www.jstor.org/stable/73790) . Citado na página 33.

ZALOGA, S. **Unmanned Aerial Vehicles: Robotic Air Warfare 1917–2007**. 144. ed. Osprey, Oxford/New York: Bloomsbury Publishing, 2008. Citado na página 16.

ZAWODNY, N. S.; JR., D. D. B.; BURLEY, C. L. **Acoustic Characterization and Prediction of Representative, Small-Scale Rotary-Wing Unmanned Aircraft System Components**. [S.l.], 2016. Work of the U.S. Government. Public use permitted. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/citations/20160009054>>. Citado nas páginas 38, 41, 42, 44, 48, 57, 58, 62 e 75.