

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
ENGENHARIA AEROESPACIAL

PEDRO HENRIQUE SILVEIRA COSTA SOARES

PREVISÃO DE RUÍDO GERADO POR MÚLTIPLOS ROTORES UTILIZANDO UM
MÉTODO SEMI-ANALÍTICO

Joinville
2026

PEDRO HENRIQUE SILVEIRA COSTA SOARES

PREVISÃO DE RUÍDO GERADO POR MÚLTIPLOS ROTORES UTILIZANDO UM
MÉTODO SEMI-ANALÍTICO

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Curso de Engenharia Aeroespacial, do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Filipe Dutra da Silva

Joinville
2026

PEDRO HENRIQUE SILVEIRA COSTA SOARES

PREVISÃO DE RUÍDO GERADO POR MÚLTIPLOS ROTORES UTILIZANDO UM
MÉTODO SEMI-ANALÍTICO

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial, no Curso de Engenharia Aeroespacial, do Centro Tecnológico de Joinville, da Universidade Federal de Santa Catarina.

Joinville (SC), 09 de Junho de 2026.

Banca Examinadora:

Dr. Filipe Dutra da Silva
Orientador
Presidente

Dr. Júlio Apolinário Cordioli
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

Dr. Rafael Gigena Cuenca
Membro
Universidade Federal de Santa Catarina

AGRADECIMENTOS

Agradeço em primeiro lugar, ao meu orientador Dr. Filipe, que com o acompanhamento através das nossas reuniões semanais me guiou para transformar a ideia deste trabalho em realidade. Nos momentos que minhas ideias se esgotavam ou se tornavam nebulosas, seu auxílio fez a diferença.

Agradeço a Noah Schiller da NASA, Francesco Avallone e Edoardo Grande da TU Delft por fornecerem alguns dos dados experimentais utilizados nesse trabalho para fins de comparação com o modelo desenvolvido.

Aos meus pais, nada disso teria acontecido sem sua ajuda. Ao me guiarem neste mundo e me fornecerem a possibilidade de explorar os meus possíveis futuros, encontrei algo que realmente tenho prazer em fazer.

À minha namorada Carla, que a companhia sempre aliviou qualquer dificuldade. Obrigado por estar ao meu lado durante todo esse processo, me ajudando a desenvolver as minhas ideias e deixando os meus dias mais leves da maneira que apenas você consegue.

À todos os amigos que tive a oportunidade de compartilhar diversas risadas. Sem vocês toda a graduação teria sido muito mais difícil, sou grato por todos os momentos que compartilhamos juntos.

Aos meus colegas de pesquisa, Duncan e Pedro Carvalho, agradeço por tirarem minhas dúvidas e por me ajudarem a definir o melhor caminho através de nossas conversas.

À Nisus Aerodesign, a equipe de competição que tive a oportunidade de participar durante três anos. Entrar nesta equipe e poder liderá-la por um ano, sem sombra de dúvidas, foi a experiência que mais me agregou pessoalmente e profissionalmente ao longo da minha formação. Obrigado a todos que de alguma forma estiveram envolvidos nesta jornada, pois sem equipe não existe avião.

A todos os professores e a Universidade Federal de Santa Catarina, obrigado por transformarem matérias difíceis em problemas digeríveis, me apresentando ao longo desses anos o mundo da Engenharia Aeroespacial, que tanto gostei.

A todos que de alguma forma ajudaram a transformar a minha graduação em um processo prazeroso, muito obrigado.

RESUMO

Aeronaves com múltiplas hélices são utilizadas em diversos meios e tipos de operação, tendo como problema comum o ruído intensificado pela interação entre rotores. Para realizar o projeto dessas aeronaves são necessários métodos de previsão de ruído com baixo custo computacional, onde os métodos analíticos se destacam. Os sinais de pressão gerados pelos múltiplos rotores tem padrões temporais complexos, por isso métodos no domínio do tempo se mostram mais adequados do que métodos no domínio da frequência, que perdem essa informação. Para os dados de entrada aerodinâmicos, podem ser utilizados modelos de alta fidelidade como simulações fluidodinâmicas (CFD) ou de baixa fidelidade como Blade Element Momentum Theory (BEMT). Visando as fases de projeto conceitual, com alta rotatividade de configurações, foi desenvolvida uma metodologia de previsão de ruído com baixo custo computacional. Foi utilizado o BEMT para obter dados de tração e torque com a formulação de Farassat 1A através do PSU-WOPWOP para propagação de ruído. A metodologia foi validada para casos de um rotor e suas limitações foram analisadas para casos de múltiplos rotores, obtendo erros na faixa de 5% para resultados de tração e torque e uma previsão de ruído na 1° BPF que representa os padrões de diretividade mas contém erros de até 6dB, normalmente fora do plano de rotação da hélice. O modelo tem resultados divergentes com as referências a partir da 2° BPF, especialmente nos casos de múltiplos rotores.

Palavra-chave: múltiplos rotores; ruído; BEMT.

ABSTRACT

Multiple propeller aircraft are present in many applications and types of operations, having noise aggravated by the interaction of the rotors as a common problem. Low computational cost noise prediction methods are necessary for the design phase of these aircraft, among which analytical methods are most commonly used. Time domain methods are more adequate to multiple rotor cases because pressure signals have complex temporal behavior generated by propeller interaction, information lost in the frequency domain methods. For the aerodynamic data, high fidelity models such as computational fluid dynamics (CFD), or low fidelity like Blade Element Momentum Theory (BEMT) may be used. With the conceptual design phase in mind, where there is a high rotation of configurations, a methodology was developed in which noise prediction is made using BEMT for propeller thrust and torque data and the Farassat 1A formulation through PSU-WOPWOP is used for noise propagation. This was validated for one rotor cases and the limitations for the multi-rotor were analyzed, obtaining errors around 5% for thrust and torque, coupled with a noise prediction in the 1° BPF that well represents directivity but has errors of up to 6dB comparing with reference results, normally occurring out of the propeller rotation plane. The model has crescent divergent results after the 2° BPF, specially on the multi-rotor cases.

Keywords: multiple rotors; noise; BEMT.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Representação de uma onda sonora harmônica	19
Figura 2 – Comportamentos do ruído na frequência	21
Figura 3 – Fontes elementares de ruído e sua diretividade	21
Figura 4 – Forças em uma seção da hélice	24
Figura 5 – Definição do elemento de pá em uma seção a uma distância radial r	24
Figura 6 – Representação do ângulo γ e componentes da velocidade tangencial	26
Figura 7 – Esquematização da Teoria do Momento	27
Figura 8 – Discretização de um elemento anular da Teoria do Momento	29
Figura 9 – Distribuição de assuntos abordados nos artigos	35
Figura 10 – Distribuição de metodologias utilizadas para obter dados aerodinâmicos	36
Figura 11 – Distribuição de metodologias utilizadas para obter dados acústicos .	38
Figura 12 – Distribuição de tipos de experimentos realizados	39
Figura 13 – Esteira gerada por um e dois rotores em proximidade	40
Figura 14 – Flutuação do coeficiente total de tração para dois rotores	40
Figura 15 – Fluxograma da metodologia de previsão de ruído proposta	42
Figura 16 – Fluxograma da implementação computacional do BEMT	43
Figura 17 – Interpolação de valores faltantes de C_L e C_D para uma seção de aerofólio	44
Figura 18 – Fluxograma da utilização do PSU-WOPWOP	46
Figura 19 – Geometria e pontos de aplicação de carregamento de uma pá (APC 12x6)	47
Figura 20 – Propriedades geométricas da hélice utilizada em Casalino <i>et al.</i> (2021)	49
Figura 21 – Posição dos microfones no caso de Casalino <i>et al.</i> (2021)	49
Figura 22 – Posição dos microfones nos casos de Beck <i>et al.</i> (2024)	50
Figura 23 – Propriedades geométricas da hélice utilizada em Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)	51
Figura 24 – Hemisfério de medições acústicas resultantes da rotação dos dois rotores em relação ao arco de microfones	52
Figura 25 – Posição dos microfones no caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)	53
Figura 26 – Propriedades geométricas da hélice utilizada em Shao <i>et al.</i> (2022)	53
Figura 27 – Posição dos microfones no caso de Shao <i>et al.</i> (2022)	54
Figura 28 – Posicionamento e sentido de rotação dos quatro rotores em Shao <i>et al.</i> (2022)	55
Figura 29 – Posição dos microfones no caso de Xu <i>et al.</i> (2024)	56

Figura 30 – Variação no NPS com a quantidade de passos de tempo Δt	58
Figura 31 – Efeito da variação no número de seções do algoritmo BEMT na distribuição de carregamento	59
Figura 32 – Variação no NPS com o número de pontos de aplicação do carregamento	60
Figura 33 – Variação no NPS com o número de seções de geometria	60
Figura 34 – Comparação do NPS dos casos de Casalino <i>et al.</i> (2021)	62
Figura 35 – Comparação dos resultados de tração para os casos de Beck <i>et al.</i> (2024)	63
Figura 36 – Comparação do NPS dos casos de Beck <i>et al.</i> (2024)	63
Figura 37 – Comparação do NPS na 1° BPF de um rotor para o caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)	65
Figura 38 – Comparação do NPS na 1° BPF de rotores co-rotativos para o caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)	66
Figura 39 – Comparação do NPS na 1° BPF de rotores contra rotativos para o caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)	67
Figura 40 – Comparação do NPS na 1° BPF de rotores co-rotativos para o caso de Shao <i>et al.</i> (2022)	68
Figura 41 – Comparação do NPS na 1° BPF de rotores contra rotativos para o caso de Shao <i>et al.</i> (2022)	69
Figura 42 – Comparação do NPS na 1° BPF para quatro rotores no caso de Shao <i>et al.</i> (2022)	70
Figura 43 – Comparação do NPS na 1° BPF para o caso de Xu <i>et al.</i> (2024)	72
Figura 44 – Comparação do NPS na 2° BPF para o caso de Xu <i>et al.</i> (2024)	73

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Categorias dos artigos analisados	34
Quadro 2 – Características do caso de Casalino <i>et al.</i> (2021)	49
Quadro 3 – Características do caso de Beck <i>et al.</i> (2024)	50
Quadro 4 – Características do caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) . .	52
Quadro 5 – Características do caso de Shao <i>et al.</i> (2022)	54
Quadro 6 – Características do caso de Xu <i>et al.</i> (2024)	56

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Comparação dos resultados de tração e torque total para o caso de Casalino <i>et al.</i> (2021)	61
Tabela 2 – Comparação dos resultados de tração total para os casos de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)	64
Tabela 3 – Comparação dos resultados de tração para os casos de Shao <i>et al.</i> (2022), BEMT = 3,79N	67
Tabela 4 – Comparação dos resultados de tração para o caso de Xu <i>et al.</i> (2024)	71

LISTA DE SIGLAS

BEMT	Blade Element Momentum Theory
CFD	Computer Fluid Dynamics
CR	Co-rotativo
CTR	Contra rotativo
DES	Detached Eddy Simulation
EVTOL	Electric Vertical Take-Off and Landing
LBM	Lattice-Boltzmann Method
LES	Large Eddy Simulation
NPS	Nível de Pressão Sonora
NVLM	Vortex Lattice Method não linear
RANS	Reynolds Averaged Navier Stokes
RMS	Root Mean Square
RPM	Rotações Por Minuto
RPS	Rotações Por Segundo
VLM	Vortex Lattice Method
VPM	Vortex Particle Method

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Velocidade do som
A	Área [m^2]
c	Corda da seção da hélice [m]
C_D	Coeficiente de arrasto
C_L	Coeficiente de sustentação
C_M	Coeficiente de momento aerodinâmico
D	Arrasto [N]
f	Frequência [Hz]
$H(f)$	Função unitária de Heavyside
J	Razão de avanço
L	Sustentação [N]
l	Distância entre a fonte e o observador [m]
$\vec{L}$	Vetor de força local por unidade de área [N/m^2]
M	Momento aerodinâmico [Nm]
$\vec{M}$	Número de mach de superfície
M_{tip}	Número de mach de ponta de pá
N_b	Número de pás da hélice
$P(t)$	Pressão instantânea [Pa]
P_{ij}	Tensor tensão compressiva
$\bar{P}$	Pressão ambiente [Pa]
$p'(t)$	Pressão acústica [Pa]
p'_{rms}	Raiz quadrada média ou valor eficaz da pressão acústica [Pa]
p_∞	Pressão do escoamento livre [Pa]
p^*	Pressão imediatamente antes do disco atuador [Pa]
Q	Torque [Nm]
R	Raio da hélice [m]
r	Posição radial na hélice [m]
Re	Número de Reynolds
S	Área da superfície sustentadora [m^2]
t	Tempo [s]
T	Tração [N]
T_{ij}	Tensor de Lighthill
V	Velocidade [m/s]
$\vec{V}_\infty$	Velocidade do escoamento livre [m/s]
V_1	Velocidade final após o disco atuador [m/s]
V_p	Velocidade total na seção da hélice [m/s]
V_t	Componente tangencial da velocidade [m/s]
V_x	Componente axial da velocidade [m/s]
V'_t	Componente original da velocidade tangencial [m/s]

V'_x	Componente original da velocidade axial [m/s]
v_a	Velocidade induzida axial [m/s]
v_n	Velocidade da superfície [m/s]
v_r	Velocidade rotacional anterior ao disco atuador [m/s]
$v_{r,1}$	Velocidade rotacional após o disco atuador [m/s]
v_t	Velocidade induzida tangencial [m/s]
α_b	Ângulo de ataque local total [°]
α_b	Ângulo de ataque local da seção de hélice [°]
β	Ângulo de derrapagem [°]
γ	Posição angular na hélice [°]
Δp	Incremento de pressão gerado pelo disco atuador [Pa]
$\delta(f)$	Delta de Dirac
$\hat{n}$	Direção normal a superfície
μ	Viscosidade dinâmica do ar [$Pa \cdot s$]
ω	Velocidade angular [rad/s]
ϕ_r	Diferença de fase entre hélices [°]
ρ	Densidade do ar [kg/m^3]
σ	Solidez da pá
τ	Período [s]
θ	Ângulo de elevação do observador [°]
ϑ	Ângulo entre o plano de rotação e linha de corda da seção de hélice [°]
φ	Ângulo de ataque do escoamento [°]
ξ	Posição adimensional na hélice
$\square^2$	Operador de d'Alembertian

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	OBJETIVOS	17
1.1.1	Objetivo Geral	17
1.1.2	Objetivos Específicos	18
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	19
2.1	CONCEITOS BÁSICOS DE ACÚSTICA	19
2.2	COMPORTAMENTO NA FREQUÊNCIA E DIRETIVIDADE DO RUÍDO	20
2.3	RUÍDO DE HÉLICE	22
2.4	AEROFÓLIOS	23
2.5	TEORIA DO ELEMENTO DE PÁ E MOMENTO (BEMT)	23
2.5.1	Teoria do Elemento de Pá	24
2.5.2	Teoria do Momento	27
2.5.3	Acoplamento BEMT	30
2.6	FFOWCS WILLIAMS AND HAWKINGS	31
2.7	FARASSAT 1A	31
2.8	TRABALHOS SIMILARES	32
3	METODOLOGIA	42
3.1	IMPLEMENTAÇÃO DO BEMT	43
3.2	PROPAGAÇÃO DO RUÍDO	46
3.2.1	PSU-WOPWOP	46
3.3	ESTUDO DE CONVERGÊNCIA	47
3.4	CASOS EXPERIMENTAIS DE COMPARAÇÃO	48
3.4.1	Caso de Casalino <i>et al.</i> (2021)	48
3.4.2	Caso de Beck <i>et al.</i> (2024)	50
3.4.3	Caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)	51
3.4.4	Caso de Shao <i>et al.</i> (2022)	53
3.4.5	Caso de Xu <i>et al.</i> (2024)	55
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	58
4.1	RESULTADOS DO ESTUDO DE CONVERGÊNCIA	58
4.2	RESULTADOS DO CASO DE CASALINO <i>ET AL.</i> (2021)	61
4.3	RESULTADOS DO CASO DE BECK <i>ET AL.</i> (2024)	62
4.4	RESULTADOS DO CASO DE SCHILLER, PASCIONI E ZAWODNY (2019)	64
4.5	RESULTADOS DO CASO DE SHAO <i>ET AL.</i> (2019)	66
4.6	RESULTADOS DO CASO DE XU <i>ET AL.</i> (2024)	71
5	CONCLUSÃO	75

REFERÊNCIAS 77

1 INTRODUÇÃO

Aeronaves que utilizam hélices para a propulsão estão presentes nos mais diversos meios e aplicações, como drones, Electric Vertical Take-Off and Landing (EVTOL - Veículo Elétrico de Decolagem e Aterrisagem Vertical), aviões comerciais e militares, todos têm em comum o ruído gerado pelas hélices, fonte que precisa ser minimizada visando o conforto acústico daqueles afetados pelas operações dessas aeronaves. Em grande parte dos casos, especialmente para drones e EVTOLs, são empregados conjuntos de rotores na arquitetura da aeronave, onde o ruído total é resultado da interação das fontes de ruído presentes em cada hélice. Surge a demanda de técnicas de previsão de ruído de baixo custo computacional que capturem a interação de múltiplos rotores, visando etapas de projeto conceitual e preliminar onde a geometria e condições de operação dos rotores não está completamente definida.

Dentro dos métodos de previsão de ruído utilizados nessas fases de projeto, os métodos analíticos se destacam por terem maior acurácia em relação aos métodos empíricos e baixo custo computacional quando comparados com simulações fluidodinâmicas que obtém diretamente a pressão acústica (Herniczek, 2017). Esses métodos são divididos em métodos no domínio da frequência e no domínio do tempo, onde os métodos no domínio da frequência eliminam o tempo como variável ao realizar a transformada de Fourier na equação da onda, o que pode gerar uma perda de informação, para casos com termos fontes não lineares, em relação ao histórico de pressão acústica em troca de um custo computacional menor quando comparado aos métodos no domínio do tempo (Hubbard, 1991).

Pereira (2023) investigou a possibilidade de utilizar os métodos no domínio da frequência para prever o ruído de dois rotores próximos, calculando o ruído para um observador como a soma das pressões eficazes, valor root mean square (RMS), com diferença de fase obtida pelas fases iniciais de cada rotor e a sua distância para o observador. A metodologia utilizada por Pereira (2023) se limitava a analisar hélices co-rotativas e foram obtidos resultados com discrepâncias do padrão de diretividade fora do plano de rotação da hélice ou com grande diferença de fase entre rotores.

Aeronaves com múltiplos rotores podem gerar sinais de pressão com padrões temporais complexos devido à interação entre rotores operando em velocidades de rotação iguais ou próximas, por isso, métodos no domínio do tempo são mais adequados por reproduzir históricos temporais de pressão, informação perdida nos métodos no domínio da frequência (Pascioni; Rizzi, 2018). Para obter os dados aerodinâmicos necessários para um método no domínio do tempo existem algumas abordagens, por exemplo: Alvarez e Ning (2020) utilizam o Viscous Vortex Particle Method (Viscous VPM), um modelo de média fidelidade e Thai *et al.* (2021) realizam simulações

fluidodinâmicas (CFD - Computer Fluid Dynamics) com a metodologia detached eddy simulation (DES).

A principal diferença entre metodologias utilizadas para obter dados aerodinâmicos está na fidelidade do modelo em relação ao problema real, modelos de alta e média fidelidade como CFD Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) e Viscous VPM tem a desvantagem do alto custo computacional, indesejável em fases de projeto conceitual onde diversas configurações são avaliadas. Outra alternativa são métodos de baixa fidelidade com menor custo computacional, como a Teoria do Elemento e Momento de Pá (BEMT - Blade Element Momentum Theory) que não considera interação aerodinâmica entre os rotores.

Visando uma metodologia apta para ser utilizada em fases de projeto conceitual, apresenta-se neste trabalho o desenvolvimento de uma metodologia de previsão de ruído com baixo custo computacional. A metodologia apresentada foi validada com diferentes casos experimentais que incluem casos de único rotor e de múltiplos rotores, com diferentes hélices, velocidades de rotação e razões de avanço.

Adotando a hipótese simplificadora de desconsiderar a influência aerodinâmica entre hélices a fim de manter o custo computacional baixo, o BEMT foi utilizado, onde a geometria da hélice é definida a partir de seções e é obtida a distribuição de carregamento ao longo da pá. A partir das condições operacionais, carregamento, geometria, posições das hélices e observadores, foi feita previsão do ruído pela formulação de Farassat 1A utilizando o software PSU-WOPWOP, da PennState University.

Nos casos de validação para um único rotor de Casalino *et al.* (2021) e Beck *et al.* (2024), se apresentam resultados satisfatórios para a diretividade e nível de ruído, especialmente na 1° BPF. Para os casos de múltiplos rotores de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019), Shao *et al.* (2022) e Xu *et al.* (2024), se obteve concordância com os níveis de ruído máximos para a 1° BPF mas com discrepâncias de diretividade em alguns casos: para o quadri-rotor e fases de rotores diferentes de 90°, possivelmente por maior interação aerodinâmica. O modelo tende a ter resultados com erro significativo a partir da 3° BPF em um rotor e a partir da 2° BPF para múltiplos rotores.

1.1 OBJETIVOS

Propõe-se neste trabalho os objetivos a seguir.

1.1.1 Objetivo Geral

Propor e validar uma metodologia de previsão de ruído com baixo custo computacional, que seja capaz de prever para diferentes razões de avanço, velocidades de rotação, geometrias de hélice, quantidade e arranjos de rotores o nível de ruído tonal e seu padrão de diretividade.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Prever o ruído tonal para uma hélice ou mais com variação de velocidade de voo, velocidade de rotação, geometria de hélice e diferentes arranjos de rotores, utilizando a formulação de Farassat 1A;
- Validar a implementação do algoritmo para casos com uma ou múltiplas hélices;
- Identificar as limitações da metodologia para os casos com múltiplos rotores;
- Propor melhorias na metodologia para a previsão de ruído do caso multi-rotor.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A fim de obter um modelo de previsão de ruído de baixo custo computacional, é necessário discutir os temas referentes aos conceitos básicos de acústica e ruído de hélice, teoria do elemento e do momento de pá, métodos analíticos de previsão de ruído e um detalhamento sobre os métodos no domínio do tempo, especificamente o método de Farassat 1A. Também é feito um levantamento de trabalhos similares nos últimos cinco anos, destacando suas metodologias e identificando quais são as abordagens mais utilizadas dentro da problemática do ruído de múltiplos rotores.

2.1 CONCEITOS BÁSICOS DE ACÚSTICA

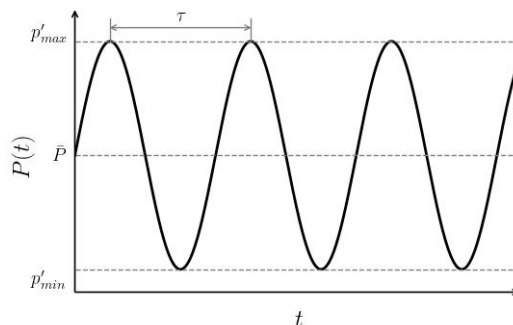
De acordo com Bistafa (2011), o som é a sensação produzida no sistema auditivo, já o ruído é um som geralmente com sentido negativo, sem harmonia. É importante entender o ruído e trabalhar para minimizá-lo, já que a exposição excessiva pode causar problemas à saúde como dificuldade de concentração, ansiedade, estresse, insônia e perda de audição (Schmidt; Klokke, 2014).

Fisicamente, o ruído pode ser interpretado como variações no tempo da densidade de um fluido, no caso o ar, associados a uma variação de pressão, temperatura e posição das partículas de fluido. Tais variações são extremamente pequenas quando comparados com os valores absolutos dessas grandezas (Fahy, 2001). No caso de uma onda sonora harmônica as variações são cíclicas e podem ser definidas através da sua frequência f , período τ , amplitude $(p'_{max} - p'_{min})/2$ e um valor ambiente $\bar{P}$. O período e frequência são relacionados de acordo com,

$$f = \frac{1}{\tau} \text{ [Hz]} \quad (1)$$

e um exemplo de onda sonora harmônica pode ser visualizado na Figura 1.

Figura 1 – Representação de uma onda sonora harmônica



Fonte: Adaptado de Bistafa (2011, p. 7).

A pressão oscila a uma frequência ao redor do valor da pressão ambiente e em qualquer instante de tempo, a diferença do valor instantâneo de pressão com o valor ambiente é denominado pressão acústica, definido como,

$$P(t) = \bar{P} + p'(t), \quad (2)$$

sendo $P(t)$ a pressão no instante de tempo t , $\bar{P}$ a pressão ambiente e $p'(t)$ a pressão acústica, relacionada com a sensação auditiva através do nível de pressão sonora (NPS) (Bistafa, 2011). Essa possui uma escala logarítmica em decibéis (dB) a fim de representar melhor a relação entre estímulo e sensação humana, também logarítmica (Bistafa, 2011). O cálculo de NPS e a pressão RMS são dados por,

$$NPS = 20 \log_{10} \left(\frac{p'_{rms}}{p_{ref}} \right) \quad p_{ref} = 2 \times 10^{-5} \text{ Pa}, \quad (3)$$

$$p'_{rms} = \sqrt{\frac{1}{T_{\infty}} \int_0^{T_{\infty}} p'^2(t) dt}, \quad (4)$$

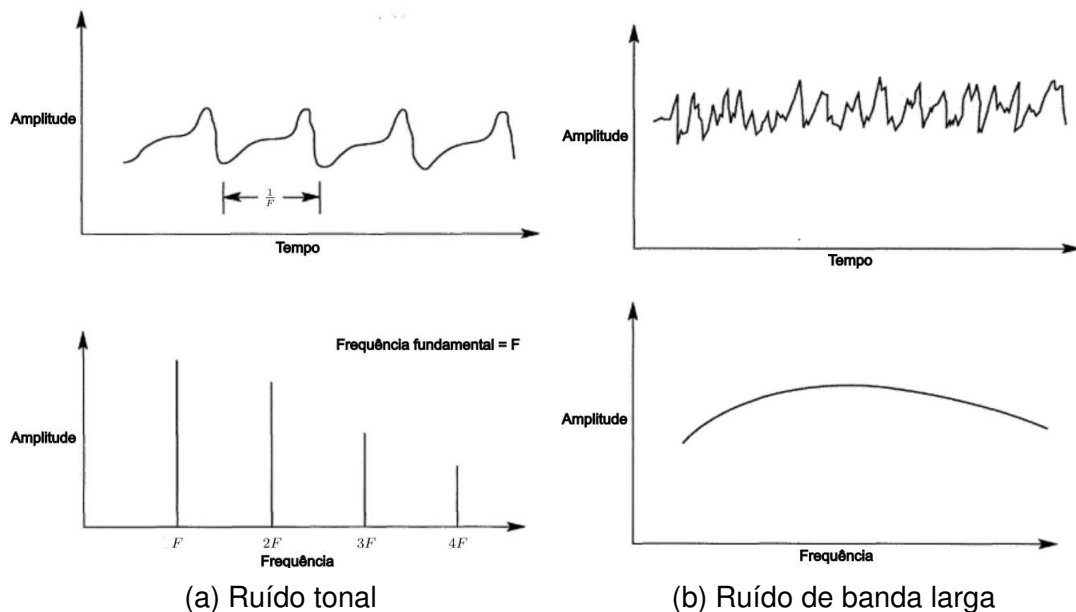
sendo o valor da pressão de referência p_{ref} adotado como a menor variação de pressão detectável pela audição humana (Fahy, 2001).

O valor de p'_{rms} é utilizado para caracterizar a onda a partir de um número único que está diretamente relacionado com a energia transportada pela onda sonora (Bistafa, 2011). A fim de continuar a categorização de ondas sonoras, é importante definir os tipos de ruído em relação ao comportamento no domínio da frequência e diretividade.

2.2 COMPORTAMENTO NA FREQUÊNCIA E DIRETIVIDADE DO RUÍDO

O ruído pode ser caracterizado de acordo com o comportamento no espectro de frequência, para hélices em baixa rotação, podem ser divididos em: ruído tonal e de banda larga (Hubbard, 1991). Ruído tonal é a parcela do ruído representada por estruturas periódicas no sinal de pressão ao longo do tempo, sendo caracterizadas, sob a ótica da série de Fourier, por sua frequência fundamental e seus respectivos harmônicos. Já o ruído de banda larga tem natureza aleatória, com componentes em todas as frequências, mas não necessariamente de mesma amplitude (Haddaoui; Snellen, 2019). Uma representação dos tipos de ruído está na Figura 2.

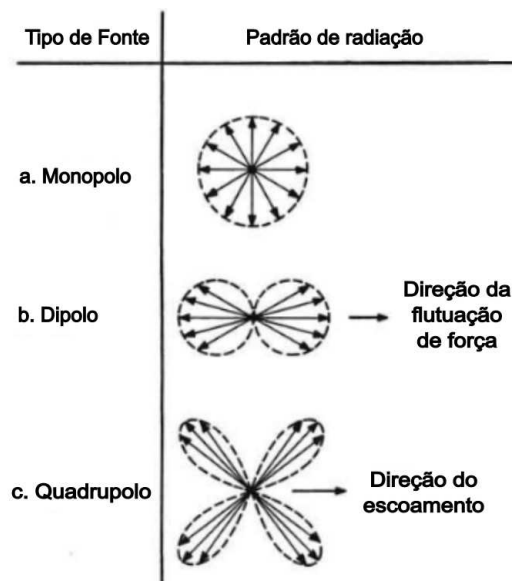
Figura 2 – Comportamentos do ruído na frequência



Fonte: Traduzido de Hubbard (1991, p. 5 e 6).

Fontes de ruído apresentam um padrão de diretividade, uma variação do nível de ruído dependendo da direção de propagação (Ruijgrok, 1993). Uma maneira de definir as características de diretividade de uma fonte complexa é através das fontes de ruído elementares: o monopolo, com diretividade igual em todos os sentidos, o dipolo, com maior radiação sonora normal a um plano e minimizada nele e o quadrupolo, uma junção de dois dipolos, podendo assumir diferentes arranjos (Ruijgrok, 1993). É possível visualizar os padrões de diretividade de cada fonte elementar na Figura 3.

Figura 3 – Fontes elementares de ruído e sua diretividade



Fonte: Adaptado de Ruijgrok (1993, p. 23).

Com o intuito de compreender o ruído gerado por hélices, é importante definir as diferentes componentes presentes e classificá-las de acordo com o comportamento no domínio da frequência e diretividade. As principais componentes são denominadas: ruído de espessura, carregamento e o ruído de banda larga (Greenwood *et al.*, 2022).

2.3 RUÍDO DE HÉLICE

O ruído de espessura é gerado pelo deslocamento das moléculas de ar pela movimentação das pás, podendo ser caracterizada em termos de diretividade como monopolo e ruído tonal no comportamento na frequência (Haddaoui; Snellen, 2019). Outra componente que também tem características de ruído tonal é o ruído de carregamento, possuindo a diretividade de um dipolo e sendo originado pela movimentação do carregamento nas pás com a rotação da hélice (Hubbard, 1991).

Ambas as componentes tonais, por estarem associadas a rotação das pás, ocorrem em uma frequência fundamental denominada frequência de passagem de pá (BPF - Blade Passing Frequency) e seus múltiplos, com o valor dessa frequência definida de acordo com,

$$BPF = N_b \frac{RPM}{60}, \quad (5)$$

sendo N_b o número de pás e RPM a rotação por minuto da hélice (Hubbard, 1991). Além das componentes tonais, existe o ruído de banda larga com característica de dipolo, podendo ser originado pela turbulência ingerida pela hélice ou um escoamento turbulento que se desenvolve ao longo do aerofólio da pá. (Haddaoui; Snellen, 2019).

A utilização de parâmetros adimensionais facilita a comparação de resultados de ruído para hélices em diferentes condições de operação e com geometrias diversas. Um desses parâmetros é a razão de avanço J , definida como,

$$J = \frac{V}{RPS \cdot D}, \quad (6)$$

relacionando a velocidade de voo V com a velocidade de rotação da hélice (em Rotações Por Segundo, RPS) e seu diâmetro D , ou seja, a razão entre a distância percorrida pela hélice com o seu diâmetro (Glauert, 1935). Todo o ruído gerado pela hélice surge a partir da sua interação com o escoamento, por isso, é necessário entender quais forças agem em uma seção da hélice a medida que essa se desloca pelo escoamento.

2.4 AEROFÓLIOS

As seções de hélices seguem formatos de aerofólios, que são desenhados para gerar um campo de pressão ao se moverem pelo fluido que resulte em uma força significativa perpendicular ao escoamento, denominada sustentação L . Inerente a essa força, devido ao próprio campo de pressão e a efeitos viscosos da interação entre o fluido e o sólido, também é gerado o arrasto D , no sentido do escoamento (Gudmundsson, 2014).

Estas forças não atuam necessariamente no centro de massa do objeto, mas sim no centro de pressão, por isso, a força resultante aplicada no aerofólio gera um momento (Gudmundsson, 2014). É comum utilizar os valores adimensionais para se referir as forças e ao momento gerado, sendo C_L , C_D e C_M os coeficiente de sustentação, arrasto e momento, dados por,

$$C_L = \frac{L}{(\frac{1}{2}\rho V^2 S)}, \quad (7)$$

$$C_D = \frac{D}{(\frac{1}{2}\rho V^2 S)}, \quad (8)$$

$$C_M = \frac{M}{(\frac{1}{2}\rho V^2 S)}, \quad (9)$$

sendo ρ a densidade do ar, V a velocidade do escoamento em relação ao aerofólio e S a área da superfície sustentadora.

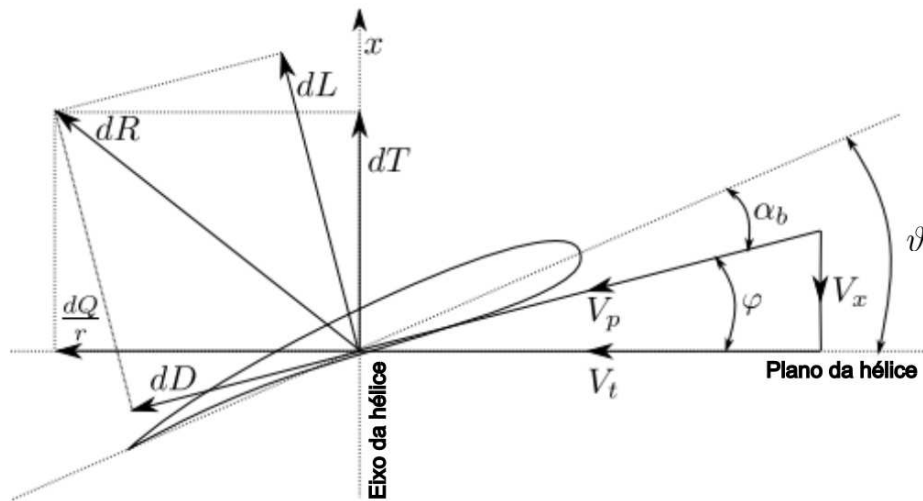
No contexto das seções de hélice, a sustentação e arrasto da seção dL e dD podem ser decompostos nas suas componentes verticais e horizontais, gerando a tração dT na vertical e uma força que resulta no torque da pá dQ/r na horizontal. Uma visualização de todas as forças é vista na Figura 4.

A partir da compreensão de como o aerofólio interage com o escoamento e as forças geradas nesse processo, pode se definir um modelo que prevê a performance da hélice, a partir da sua geometria e condições de operação, denominado Teoria do Elemento de Pá e Momento.

2.5 TEORIA DO ELEMENTO DE PÁ E MOMENTO (BEMT)

A teoria do elemento de pá e momento é uma junção da teoria do elemento de pá com a teoria do momento que tem como objetivo calcular a performance de uma hélice, obtendo a distribuição de tração e torque ao longo da pá. As teorias apresentadas nesta seção são baseadas em Heene (2012).

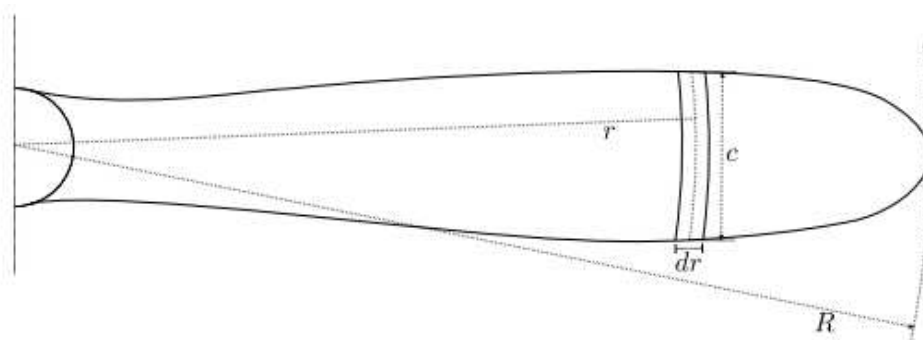
Figura 4 – Forças em uma seção da hélice



Fonte: Adaptado de Heene (2012, p. 4).

2.5.1 Teoria do Elemento de Pá

A pá é composta de seções radiais com uma posição r , uma espessura dr , uma corda c , ângulo de torção α_b e uma seção com o formato definido por um perfil aerodinâmico, a partir disso, é feita uma análise do escoamento bidimensional em cada seção da pá, obtendo valores de sustentação e arrasto, considerando a hipótese de que as seções não possuem interação aerodinâmica entre si (Heene, 2012). As seções da pá podem ser visualizadas na Figura 5.

Figura 5 – Definição do elemento de pá em uma seção a uma distância radial r 

Fonte: Heene (2012, p. 3).

Para obter a força de tração dT e a força que resulta no torque da pá dQ/r , é necessário saber o ângulo de ataque incidente no perfil, que de acordo com Heene (2012) é dado por,

$$\alpha_b = \vartheta - \varphi \quad \varphi = \tan^{-1} \frac{V_x}{V_t}, \quad (10)$$

sendo α_b o ângulo de ataque local total e φ o ângulo de ataque do escoamento, obtido através das componentes de velocidade axial V_x e tangencial V_t , que combinadas formam a velocidade que o aerofólio está exposto V_p . A sustentação dL e arrasto dD que atuam na seção da pá são definidos como,

$$dL = \frac{1}{2} \rho V_p^2 C_L(\alpha_b) c N_b dr, \quad (11)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho V_p^2 C_D(\alpha_b) c N_b dr, \quad (12)$$

e são reescritos como tração e torque seguindo o equacionamento de Heene (2012),

$$dT = dL \cos \varphi - dD \sin \varphi, \quad (13)$$

$$\frac{dQ}{r} = dL \sin \varphi + dD \cos \varphi. \quad (14)$$

Ao se deslocar, a hélice induz uma velocidade axial v_a no escoamento e também causa uma rotação no seu sentido de giro, induzindo um decremento de velocidade tangencial v_r . As velocidades axial e tangencial verdadeiras em uma seção da hélice podem ser vistas como uma composição das velocidades induzidas e originais V'_x e V'_t , dadas por,

$$V_x = V'_x + v_a, \quad (15)$$

$$V_t = V'_t - v_r, \quad (16)$$

onde V'_x e V'_t dependem do ângulo de ataque α e do ângulo de derrapagem β entre o escoamento livre e o eixo de rotação da hélice. V'_t também depende da posição radial e da velocidade angular de rotação da seção de hélice.

É possível escrever as componentes da velocidade do escoamento livre $\vec{V}_\infty$, considerando que o eixo de rotação da hélice está no eixo x e aponta contra o escoamento livre, como,

$$\vec{V}_\infty = (v_x, v_y, v_z) \begin{cases} v_x = |\vec{V}_\infty| \cos \beta \cos \alpha, \\ v_y = |\vec{V}_\infty| \sin \beta, \\ v_z = |\vec{V}_\infty| \cos \beta \sin \alpha. \end{cases} \quad (17)$$

A velocidade axial sem a componente induzida V'_x não depende da posição da seção, então para todos os elementos será igual a v_x , como mostra,

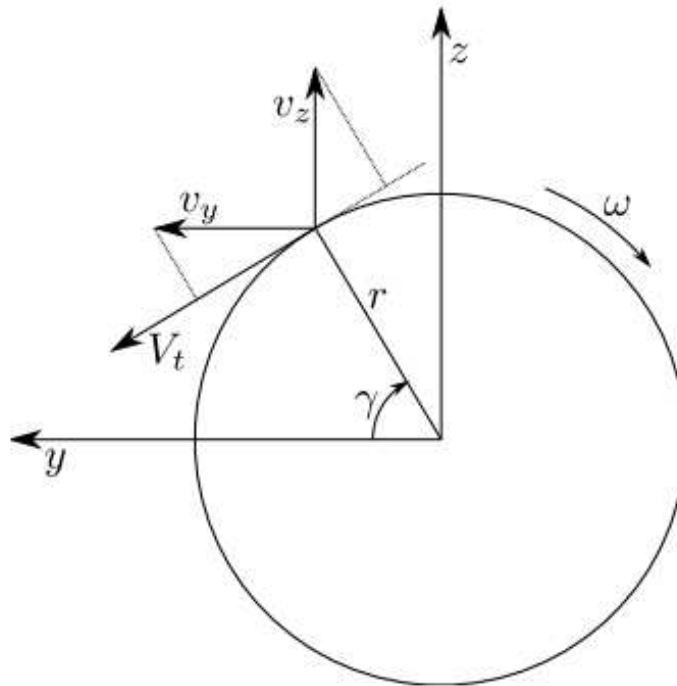
$$V'_x = v_x = |\vec{V}_\infty| \cos \beta \cos \alpha, \quad (18)$$

já V'_t depende da posição angular γ e da velocidade angular ω , ao longo do plano de rotação da hélice, de acordo com,

$$V'_t = \omega r + v_y \sin \gamma - v_z \cos \gamma = \omega r + |\vec{V}_\infty| \sin \beta \sin \gamma - |\vec{V}_\infty| \cos \beta \sin \alpha \cos \gamma. \quad (19)$$

Uma interpretação visual do ângulo γ é apresentada na Figura 6.

Figura 6 – Representação do ângulo γ e componentes da velocidade tangencial



Fonte: Heene (2012, p. 6).

Uma formulação para a tração e torque de uma seção de pá deve considerar a variação das velocidades ao longo da posição γ , como o equacionamento apresentado por Heene (2012),

$$dT = dT(r, \gamma) = \frac{1}{2} \rho V_p^2 [C_L(\alpha_b) \cos \varphi - C_D(\alpha_b) \sin \varphi] c N_b dr \frac{d\gamma}{2\pi}, \quad (20)$$

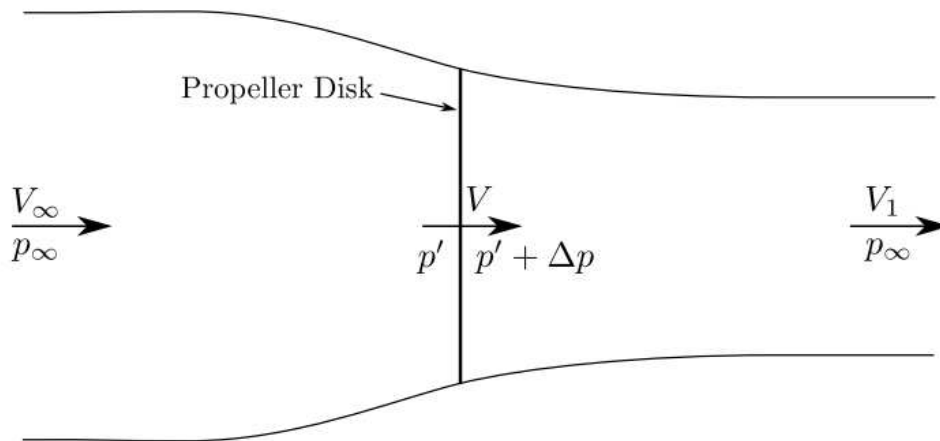
$$dQ = dQ(r, \gamma) = \frac{1}{2} \rho V_p^2 [C_L(\alpha_b) \sin \varphi + C_D(\alpha_b) \cos \varphi] c N_b r dr \frac{d\gamma}{2\pi}. \quad (21)$$

Com as expressões para dT e dQ de acordo com a teoria do elemento de pá, se nota uma dependência destes valores com r e γ . ou seja, para obter a distribuição de tração ao longo da pá, deve ser feita a integração ao longo de γ e para obter a tração total, deve ser feita a integração também em r . Como os valores de v_a e v_r não são conhecidos, sem uma teoria adicional, essa formulação se limita a uma estimativa da performance do rotor para o caso ideal colocando estes valores como nulos (Heene, 2012).

2.5.2 Teoria do Momento

A teoria do momento funciona com a hipótese de que quando uma hélice produz tração, ela causa uma movimentação do ar na direção oposta. A hélice é considerada um disco atuador com infinitas pás e são adotadas as hipóteses de escoamento invíscido, incompressível e uniforme em todo o disco, negligenciando qualquer movimentação rotacional do ar. Uma esquematização da teoria do momento está na figura Figura 7.

Figura 7 – Esquematização da Teoria do Momento



Fonte: Heene (2012, p. 7).

Obs: Traduzir figura

Em uma região distante, a frente do disco atuador o escoamento não é perturbado, com uma pressão p_∞ e velocidade V_∞ , ao chegar perto do disco atuador, o ar tem uma velocidade V e pressão p' e logo após o disco, o ar mantém sua velocidade com um incremento de pressão Δp , na região distante após o disco atuador, o ar tem velocidade final V_1 e volta a pressão inicial p_∞ . Como o escoamento é invíscido e incompressível, é possível utilizar a equação de Bernoulli a frente e atrás do disco, obtendo uma expressão para Δp de acordo com,

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho (V_1^2 - V_\infty^2). \quad (22)$$

A tração da hélice é proporcional a área do disco atuador A e a variação de pressão que ela provoca no escoamento Δp , ou seja,

$$T = A\Delta p = A\frac{1}{2}\rho(V_1^2 - V_\infty^2), \quad (23)$$

além disso, a tração é igual ao aumento da quantidade de movimento no escoamento, sendo esse o produto entre o fluxo de massa através do disco e o seu aumento de velocidade,

$$T = A\rho V(V_1 - V_\infty). \quad (24)$$

Juntando as Equações 23 e 24, se obtém uma expressão para a velocidade no disco atuador,

$$V = \frac{V_1 + V_\infty}{2}, \quad (25)$$

o aumento da velocidade axial no disco atuador v_a e as velocidades V e V_1 são definidas em função desse incremento,

$$V = V_\infty + v_a, \quad (26)$$

$$V_1 = V_\infty + 2v_a, \quad (27)$$

o mesmo pode ser feito para a tração T ,

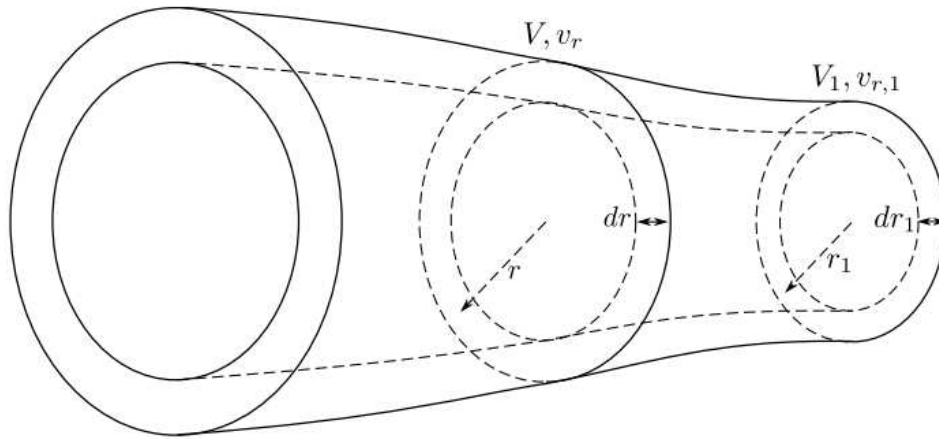
$$T = 2A\rho(V_\infty + v_a)v_a. \quad (28)$$

Uma versão mais completa da teoria do momento considera um componente rotacional de velocidade induzida como uma reação ao torque da hélice. É considerado um elemento anular do disco atuador, com raio r e espessura dr , esse tem uma velocidade rotacional v_r no disco e outra em uma posição distante atrás do disco $v_{r,1}$. O torque do elemento anular pode ser definido como,

$$dQ = \rho V dA v_{r,1} r, \quad (29)$$

e uma visualização do elemento anular é vista na Figura 8 (Heene, 2012).

Figura 8 – Discretização de um elemento anular da Teoria do Momento



Fonte: Heene (2012, p. 8).

Pode ser demonstrado que para um escoamento incompressível, a velocidade rotacional no disco é dada por,

$$v_r = \frac{1}{2}v_{r,1}, \quad (30)$$

podendo então reescrever dT e dQ de acordo com,

$$dT = 4\pi r dr \rho (V_\infty + v_a) v_a, \quad (31)$$

$$dQ = 4\pi r^2 dr \rho (V_\infty + v_a) v_r. \quad (32)$$

Essas equações foram deduzidas considerando que a hélice é um disco com infinitas pás, o que foge da realidade. Uma correção é proposta por Glauert (1935) para levar em conta o efeito do número finito de pás, que considera dT e dQ funções da posição radial r e angular γ :

$$dT(r, \gamma) = 2r \rho (V'_x + v_a) v_a F dr d\gamma, \quad (33)$$

$$dQ(r, \gamma) = 2r^2 \rho (V'_x + v_a) v_r F dr d\gamma, \quad (34)$$

onde F e f são definidos como,

$$F = \frac{2}{\pi} \arccos e^{-f}, \quad (35)$$

$$f = \frac{N_b}{2} \frac{R - r}{r \sin \varphi}. \quad (36)$$

A teoria do momento nos fornece outra formulação para dT e dQ , ambos dependendo das velocidades induzidas axial v_a e radial v_r , desconhecidas. A partir de um acoplamento das equações das duas teorias para a tração e torque, é possível chegar em um processo iterativo para obter as velocidades induzidas.

2.5.3 Acoplamento BEMT

São igualadas as Equações 20 e 33, juntamente com as Equações 21 e 34, eliminando os termos dT e dQ e obtendo um sistema de equações não lineares que são funções das velocidades v_a e v_r (Heene, 2012),

$$f_1(v_a, v_r) = \frac{1}{2} \sigma V_p^2 [C_L(\alpha_b) \cos \varphi - C_D(\alpha_b) \sin \varphi] - 2(V_x 1 + v_a)v_a F = 0, \quad (37)$$

$$f_2(v_a, v_r) = \frac{1}{2} \sigma V_p^2 [C_L(\alpha_b) \sin \varphi + C_D(\alpha_b) \cos \varphi] - 2(V_x 1 + v_a)v_r F = 0. \quad (38)$$

O fator não dimensional σ é chamado de solidez da pá, definido como,

$$\sigma = \frac{cN_b}{2\pi r}. \quad (39)$$

As equações podem ser resolvidas com um processo iterativo para obter as velocidades v_a e v_r , a partir disso, é calculado dT e dQ pelas Equações 20 e 21 ou Equações 33 e 34. Considerando R_{hub} como o raio onde começa a geometria da pá, é possível obter a tração e torque total da hélice com uma integração dupla em r e γ ,

$$T = \int_0^{2\pi} \int_{R_{hub}}^R dT(r, \gamma) dr d\gamma, \quad (40)$$

$$Q = \int_0^{2\pi} \int_{R_{hub}}^R dQ(r, \gamma) dr d\gamma. \quad (41)$$

Com isso se tem uma metodologia que pode ser utilizada para obter os dados de carregamento em uma hélice, inclusive com a distribuição radial de tração e torque, necessários como entrada de analogias acústicas para obter o ruído gerado para um dado observador.

2.6 FLOWCS WILLIAMS AND HAWKINGS

A equação deduzida por Ffowcs Williams e Hawkins (1969) (FWH) é uma analogia acústica no domínio do tempo, resultado do arranjo das equações de continuidade e de Navier-Stokes que resulta em uma equação da onda não homogênea com três termos fontes: monopolo, dipolo e quadrupolo (Greenwood *et al.*, 2022). Na sua forma diferencial, ela é dada por,

$$\square^2 p(\vec{x}, t) = \underbrace{\frac{\partial}{\partial t} \{\rho_0 v_n \delta(f)\}}_{\text{Espessura}} - \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} \{\Delta P_{ij} \hat{n}_j \delta(f)\}}_{\text{Carregamento}} + \underbrace{\frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \{T_{ij} H(f)\}}_{\text{Quadrupolo}}, \quad (42)$$

com a função implícita f definida a partir da superfície acústica de interesse, sendo $f < 0$ interno a superfície, $f = 0$ na superfície e $f > 0$ externo a superfície. O operador de d'Alembert $\square^2$, a função delta de Dirac $\delta(f)$ e a função unitária de Heavyside $H(f)$ são dado por,

$$\square^2 = \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2, \quad (43)$$

$$\delta(f) = \begin{cases} +\infty, & f = 0 \\ 0, & f \neq 0 \end{cases}, \quad (44)$$

$$H(f) = \begin{cases} 1, & f > 0 \\ 0, & f < 0 \end{cases}. \quad (45)$$

Na Equação 42 o termo do ruído de espessura contém a densidade do fluido não perturbada ρ_0 e a velocidade da superfície v_n , que aponta na sua direção normal $\hat{n}$, o termo de ruído de carregamento também inclui o tensor tensão P_{ij} e o termo de quadrupolo contém o tensor tensão de Lighthill T_{ij} .

2.7 FARASSAT 1A

Os termos de espessura e carregamento vistos na Equação 42 se referem ao ruído gerado pelo deslocamento da superfície $f = 0$ e forças que atuam nela, respectivamente. Já o termo de quadrupolo é uma fonte volumétrica que representa o ruído gerado por fontes fora da superfície acústica, ou seja, $f > 0$ (Greenwood *et al.*, 2022).

Uma abordagem útil para a previsão de ruído de hélices é desconsiderar o termo de quadrupolo, por ser computacionalmente custoso e ter um nível de ruído menor que os outros termos, considerando hélices operando em baixo número de Mach. Uma das soluções da equação de FWH, que considera apenas as fontes na superfície impermeável $f = 0$, é a formulação de Farassat 1A (Farassat, 1981), dada por,

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t), \quad (46)$$

$$4\pi p'_T(\vec{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0(\dot{v}_i + v_i v_i)}{l(1 - M_r)^2} \right]_{ret} dS + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (l \dot{M}_r + c_0(M_r - M^2))}{l^2(1 - M_r)^3} \right]_{ret} dS, \quad (47)$$

$$4\pi p'_L(\vec{x}, t) = \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{l(1 - M_r)^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r - L_M}{l^2(1 - M_r)^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r(r \dot{M}_r + c_0(M_r - M^2))}{l^2(1 - M_r)^3} \right]_{ret} dS. \quad (48)$$

Os termos p'_T e p'_L se referem a pressão acústica de espessura e carregamento respectivamente, l é a distância entre a fonte e observador e o subscrito $_r$ significa que a variável é tomada na direção de radiação sonora, da fonte para o observador. As variáveis com $\cdot$ representam a derivada no tempo da fonte e o subscrito $_{ret}$ demonstra que a integral é avaliada no tempo de retardo. $\vec{M}$ é o número de Mach da superfície, $\vec{L}$ é o vetor de força local por unidade de área que age no fluido e o produto escalar entre eles é dado por $\vec{L} \cdot \vec{M} = L_M$.

Os termos que dependem de $1/l$ são relacionados com o campo distante, já que decaem de acordo com o espalhamento acústico esférico, já os termos com dependência de $1/l^2$ são os termos de campo próximo (Greenwood *et al.*, 2022). A partir dos conceitos apresentados sobre performance e ruído de hélices, se tem o embasamento para discutir trabalhos recentes que buscam investigar problemas similares ao tema deste trabalho, discutindo suas metodologias e resultados.

2.8 TRABALHOS SIMILARES

Foi feita uma revisão sistemática utilizando a metodologia PRISMA (Page *et al.*, 2021) adaptada para o assunto analisado, dando um enfoque na leitura do título, resumo e artigo completo para definir artigos inclusos e na documentação do processo realizado. Com uma pesquisa no banco de periódicos da CAPES que considerava: periódicos de 2020 a 2025, os temas multidisciplinar, ciências da terra e

engenharia e trabalhos revisados por pares. As palavras chave utilizadas tem o intuito de filtrar trabalhos que tratem da acústica de múltiplos rotores de maneira experimental ou computacional, eliminando assuntos similares que tenham terminologias parecidas. Foram utilizadas as seguintes palavras chaves: (acoustic OR tonal OR noise OR aeroacoustic OR sound) AND (reduction OR prediction OR model OR modelling OR characterization OR attenuation OR analysis OR measurements OR simulation OR estimation OR evaluation OR assessment OR computation OR suppression OR mitigation OR control) AND ("multi rotor"OR "multi-rotor"OR "multi-propeller"OR "multi-rotor"OR "quadrotor"OR "hybrid rotor"OR "distributed propellers"OR "rotor interaction" OR "dual propellers" OR "rotor-to-rotor"OR "rotor to rotor" OR UAV OR drone OR eVTOL OR multicopter OR "Distributed propulsion") AND (-"open rotor" AND -stator AND -"rotor-stator"AND -fan AND -turbine AND -compressors AND -pump AND -pumps AND -casing AND -brake AND -automotive AND -IPMSM AND -PMSM AND -title:helicopter AND -title:bearing AND -title:magnet)

Ao todo foram obtidos 121 resultados, a partir da leitura de títulos e resumos, 54 artigos foram selecionados para a leitura completa, descartando aqueles que não tinham relação com o tema ou que focavam na implementação de estratégias de redução de ruído ativas, que fogem do escopo deste trabalho. Desses, 26 foram considerados para inclusão, sendo o restante descartado por envolver análises apenas com uma hélice ou por não estarem disponíveis para leitura pelo sistema da UFSC. Além disso, 3 artigos foram incluídos externamente por serem citados pelos trabalhos inclusos e tratarem do assunto de interesse. Uma análise geral da metodologia de todos os artigos está no Quadro 1.

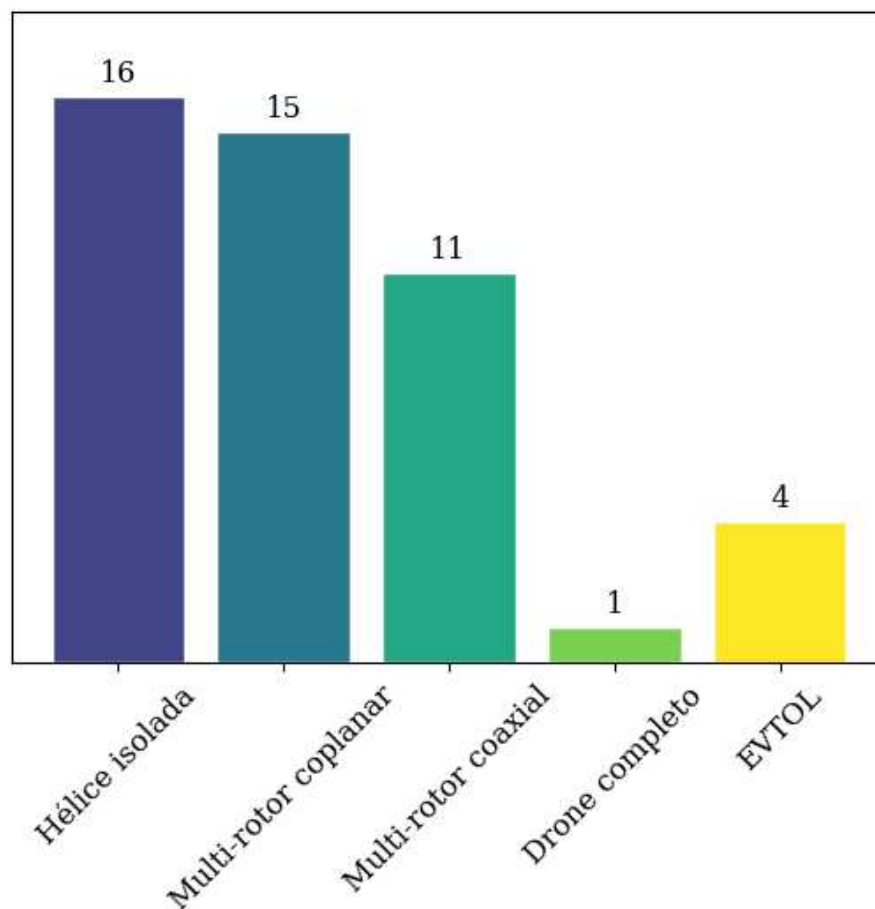
Quadro 1 – Categorias dos artigos analisados

Artigo	Assunto	Aerodinâmica	Acústica	Experimentos
Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	BEMT	Farassat 1A	Um rotor, Multi-rotor, Outros artigos
Alvarez e Ning (2020)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	Viscous VPM, FLOWUnsteady	Farassat 1A, PSU-WOPWOP	Um rotor, Multi-rotor, Outros artigos
Alvarez <i>et al.</i> (2020)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	BEMT, Viscous VPM, FLOWUnsteady, CFD RANS	Farassat 1A, PSU-WOPWOP	Outros artigos
Lee e Lee (2020)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	VLM, NVLM, Viscous VPM	Farassat 1A	Um rotor
Higgins <i>et al.</i> (2021)	EVTOL	CFD RANS	p'_{rms}	-
Jia e Lee (2021)	Multi-rotor coaxial	CFD DES	Farassat 1A, PSU-WOPWOP	-
McKay <i>et al.</i> (2021)	Hélice isolada, Multi-rotor coaxial, Drone	-	Modelo próprio	Um rotor, Multi-rotor, Drone
Thai <i>et al.</i> (2021)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	CFD DES	Farassat 1A, PSU-WOPWOP	Um rotor, Multi-rotor
Chaitanya <i>et al.</i> (2022)	Multi-rotor coaxial	-	-	Multi-rotor
Jia e Lee (2022)	EVTOL	CFD DES	Farassat 1A, PSU-WOPWOP	-
Qi <i>et al.</i> (2022)	Hélice isolada, Multi-rotor coaxial	CFD RANS	Farassat 1A	Outros artigos
Shao <i>et al.</i> (2022)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	Modelo próprio	Farassat 1A	Um rotor, Multi-rotor
Afari e Mankbadi (2023)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	CFD DES	Farassat 1A	Outros artigos
Dekker <i>et al.</i> (2023)	Multi-rotor coplanar	-	-	Multi-rotor
Hong <i>et al.</i> (2023)	Multi-rotor coaxial	CFD RANS	-	-
Ko e Lee (2023)	Multi-rotor coplanar	VLM, NVLM	Farassat 1A	Outros artigos
Nargi <i>et al.</i> (2023)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	-	-	Um rotor, Multi-rotor
Yang <i>et al.</i> (2023)	Hélice isolada, Multi-rotor coaxial	Viscous VPM, CFD RANS	Farassat 1A	Um rotor
Zhong <i>et al.</i> (2023b)	EVTOL	CFD RANS	p_{rms} , Farassat 1A	-
Zhong <i>et al.</i> (2023a)	Multi-rotor coaxial	BEMT	Modelo próprio	-
Zhong <i>et al.</i> (2023a)	Multi-rotor coaxial	BEMT	Modelo próprio	Outros artigos
Xu <i>et al.</i> (2023)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	CFD RANS	Modelo próprio	Multi-rotor
Aziz e Shi (2024)	Multi-rotor coplanar, Multi-rotor coaxial	CFD RANS	Farassat 1A	Outros artigos
Grande <i>et al.</i> (2024)	Hélice isolada, Multi-rotor coaxial	CFD LBM	Farassat 1A	Outros artigos
Jung <i>et al.</i> (2024)	Multi-rotor coaxial	CFD RANS	Farassat 1A	Multi-rotor
Xu <i>et al.</i> (2024)	Multi-rotor coplanar	CFD RANS	Modelo próprio	Multi-rotor
Yu <i>et al.</i> (2024)	Hélice isolada, Multi-rotor coplanar	VLM, NVLM	Farassat 1A	-
Qi <i>et al.</i> (2025)	Hélice isolada, Multi-rotor coaxial	CFD RANS	Farassat 1A	Outros artigos

Fonte: Elaborado pelo Autor (2025).

É importante ressaltar que certos artigos abordam mais de um tema, utilizam mais de uma metodologia ou realizam mais de um tipo de experimento. Uma visualização dos assuntos abordados e sua quantidade pode ser vista na Figura 9, onde hélices isoladas aparecem com maior frequência já que grande parte dos artigos discute comparações com experimentos para validar as metodologias que serão utilizadas para múltiplos rotores.

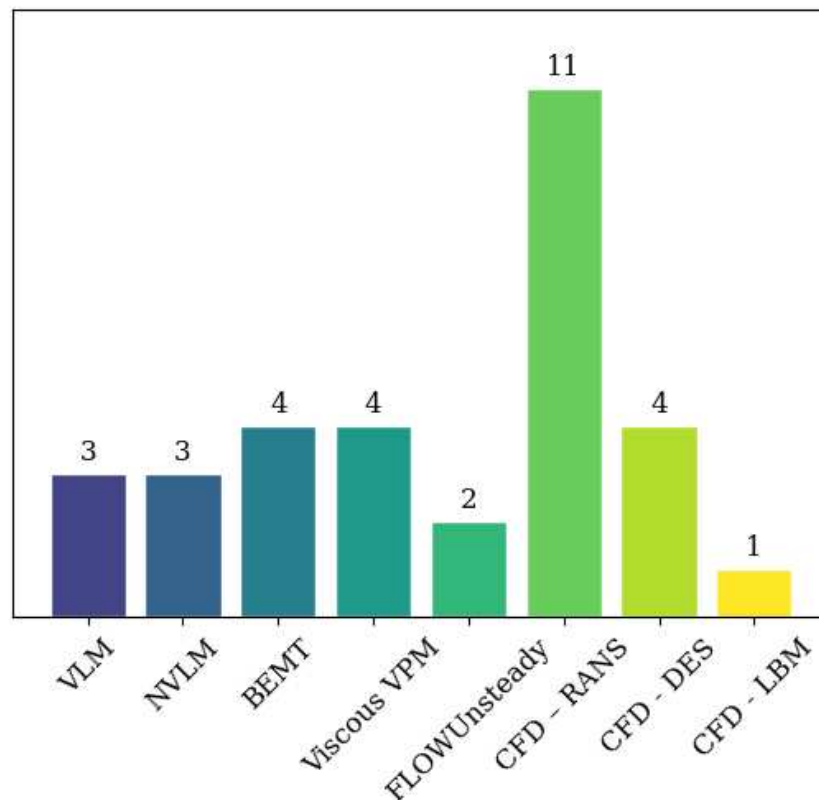
Figura 9 – Distribuição de assuntos abordados nos artigos



Fonte: Elaborado pelo Autor (2025).

Existe uma equivalência na quantidade de trabalhos que tratam de rotores coaxiais e coplanares, indicando uma distribuição do interesse da comunidade acadêmica. Drones e EVTOLs aparecem com menor frequência, já que os artigos relacionados a previsão de ruído de drones, considerando a interação dos rotores com a fuselagem, apresentam mais resultados experimentais do que modelos de previsão de ruído, EVTOLs focam em outros aspectos além do ruído, por ser um tipo de veículo ainda em desenvolvimento. Com relação a metodologia utilizada para obter dados aerodinâmicos, uma distribuição dos 24 artigos que trazem esse tipo de análise pode ser vista na Figura 10.

Figura 10 – Distribuição de metodologias utilizadas para obter dados aerodinâmicos



Fonte: Elaborado pelo Autor (2025).

- Vortex Lattice Method (VLM), que considera um fluido invíscido, incompressível e irrotacional, representando as seções de aerofólio da pá por uma distribuição de vórtices que influenciam o escoamento próximo, possibilitando a representação da interação aerodinâmica entre diferentes hélices (Lee; Lee, 2020; Ko; Lee, 2023; Yu *et al.*, 2024);
- o VLM não linear (NVLM) é uma modificação do VLM onde são considerados efeitos de não linearidade aerodinâmica como viscosidade e efeitos de baixo Reynolds, através de correção da força do vórtice iterativa e tabelas com propriedades aerodinâmicas de aerofólios para diferentes condições de operação obtidas com modelos (como CFD) que representam esses efeitos não lineares (Lee; Lee, 2020; Ko; Lee, 2023; Yu *et al.*, 2024);
- se utiliza o BEMT com o mesmo modelo apresentado nesse trabalho (Schiller; Pascioni; Zawodny, 2019; Alvarez *et al.*, 2020) ou com modificações como: modelagem de oscilações das Rotações Por Minuto (RPM), vibrações na pá e variações de corda (Zhong *et al.*, 2023b) e interação aerodinâmica entre dois rotores coaxiais (Zhong *et al.*, 2023a);
- o Viscous VPM é um método que consiste em soltar elementos de vórtice pelo bordo de fuga das superfícies da hélice com a velocidade local de convecção,

isso permite a representação da esteira gerada pelas hélices pela influência desses elementos de vórtice em si mesmos e na velocidade induzida das seções da hélice (Alvarez; Ning, 2020; Alvarez *et al.*, 2020; Lee; Lee, 2020; Yang *et al.*, 2023). Dentro dessa categoria, 2 artigos utilizam a biblioteca de código aberto FLOWUnsteady (Alvarez; Mehr; Ning, 2022);

- as simulações CFD são as mais predominantes dentro da revisão feita por serem um modelo de mais alta fidelidade para a esteira gerada pelas hélices, extremamente influente no ruído gerado tanto para os casos de rotores coaxiais e coplanares. Além disso, para os estudos de EVTOL e drones é a única ferramenta que possibilita a modelagem da fuselagem e a análise dos seus efeitos no escoamento. As simulações foram feitas utilizando os modelos RANS, DES e Lattice-Boltzmann Method (LBM).

Das oito categorias de metodologia aerodinâmica, apenas Shao *et al.* (2022) não se encaixa, já que utiliza um modelo aerodinâmico que considera a interação entre hélices baseado no modelo Weissinger-L com escoamento livre (free-wake).

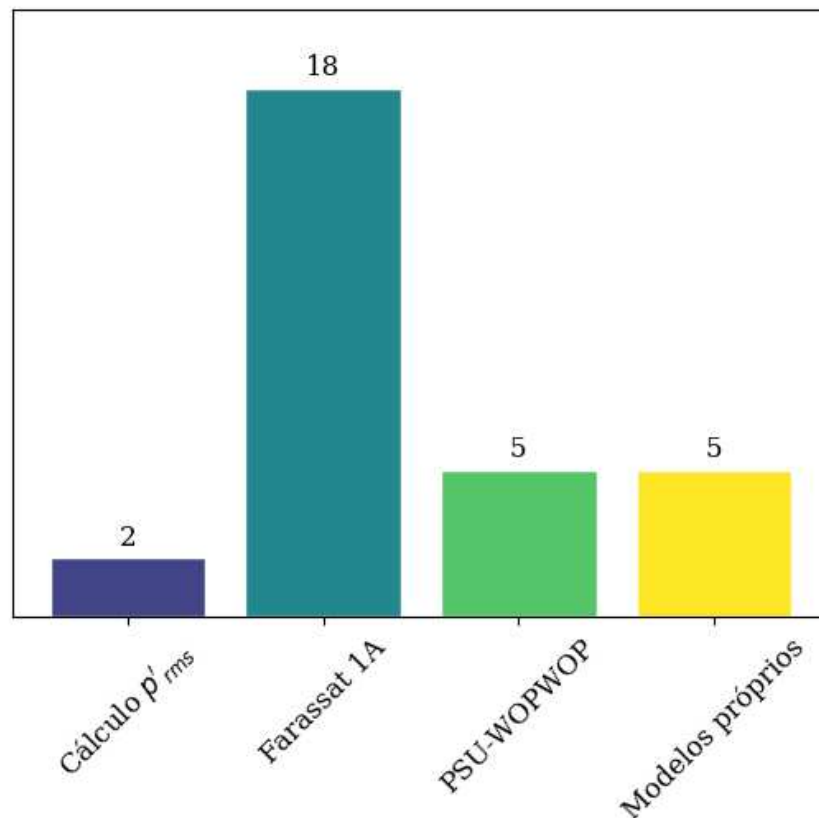
O RANS modela a turbulência como um incremento na viscosidade do fluido devido a maior taxa de difusão da quantidade de movimento provocada pelas estruturas turbulentas, a viscosidade turbulenta influencia nas equações de Navier-Stokes a partir do termo da média de Reynolds, com a modelagem da turbulência podendo ser feita de diferentes formas, como por exemplo nos modelos $k - \omega$, $k - \omega$ SST, $k - \epsilon$ e Spalart-Allmaras.

DES também utiliza o RANS, mas deixa de modelar as maiores escalas de turbulência nas regiões onde a malha é suficientemente refinada, geralmente próximo a paredes, utilizando o Large Eddy Simulation (LES) (Thai *et al.*, 2021; Jia; Lee, 2021; Jia; Lee, 2022; Afari; Mankbadi, 2023). Por fim o LBM modela o fluido como partículas, resolvendo a forma discreta da equação de Boltzmann que representa a probabilidade de uma partícula de estar em um espaço x em um tempo t , enquanto tem uma velocidade $\vec{v}$ (Grande *et al.*, 2024). Com relação a metodologia para obter os dados de ruído, uma visualização dos 24 artigos que incluem essa análise está na Figura 11.

Existe uma predominância do equacionamento de Farassat 1A conforme apresentado neste trabalho, desses, 5 também utilizam o PSU-WOPWOP como interface para a computação do nível de pressão sonora. Apenas 2 artigos utilizam diretamente as flutuações das pressões eficazes p'_{rms} para obter o nível de ruído, devido a necessidade de capturar os efeitos acústicos de campo próximo para as cabines de EVTOL (Higgins *et al.*, 2021; Zhang *et al.*, 2023). Além disso alguns artigos apresentam modelagens próprias para a propagação de ruído:

- McKay *et al.* (2021) apresenta um modelo no domínio da frequência similar ao de Hanson (1980), mas considerando a hélice em voo pairado e com o carrega-

Figura 11 – Distribuição de metodologias utilizadas para obter dados acústicos



Fonte: Elaborado pelo Autor (2025).

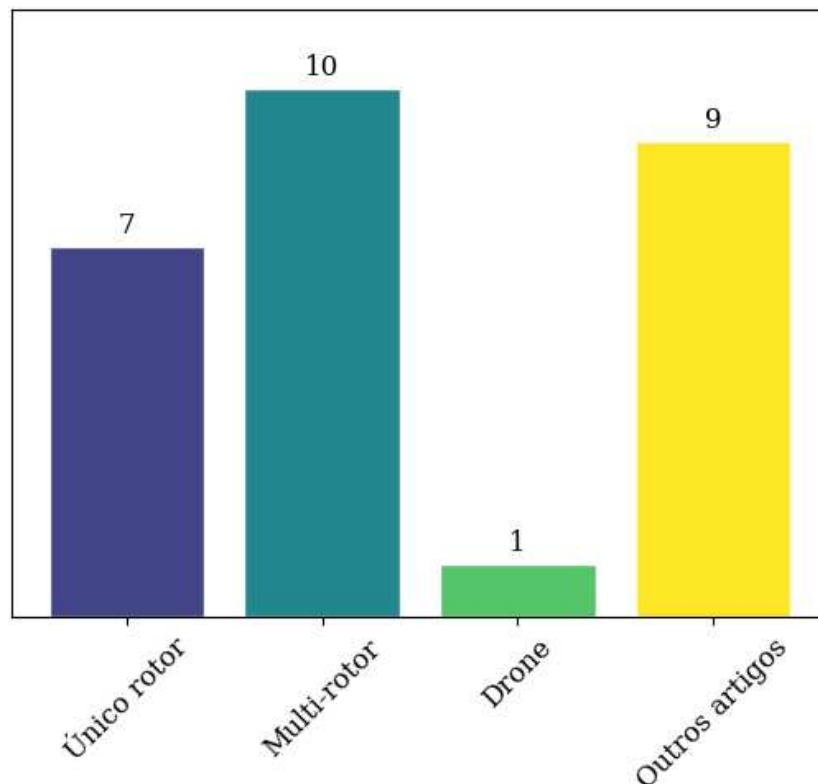
mento agindo em uma direção arbitrária.

- Zhong *et al.* (2023a) e Zhong *et al.* (2023b) apresentam um equacionamento similar ao de Farassat 1A mas com a diferença da formulação apresentada levar em consideração efeitos de convecção no escoamento que chega na hélice, próprio para computações de ruído de rotores coaxiais.
- Xu *et al.* (2023) e Xu *et al.* (2024) utiliza um modelo que a partir do escoamento no rotor obtido por CFD, são obtidos os componentes modais da fonte que são utilizados para obter as componentes acústicas modais no sistema de coordenadas local e posteriormente global. Esse processo é feito para cada rotor, onde o princípio da superposição é utilizado para obter o ruído total.

Além das categorias de metodologia para obter dados aerodinâmicos e de ruído, os experimentos apresentados nos 21 artigos que incluem dados experimentais podem ser vistos na Figura 12.

Os trabalhos foram divididos em quatro categorias: um único rotor; multi-rotor, incluindo rotores coaxiais e coplanares; experimentos com a fuselagem de um drone e artigos que trazem dados experimentais de outros autores para comparação. A partir do levantamento dos assuntos abordados, experimentos realizados e metodologias

Figura 12 – Distribuição de tipos de experimentos realizados



Fonte: Elaborado pelo Autor (2025).

para obter dados aerodinâmicos e acústicos, é possível destacar resultados que devem ser levados em consideração para atingir os objetivos propostos nesse trabalho.

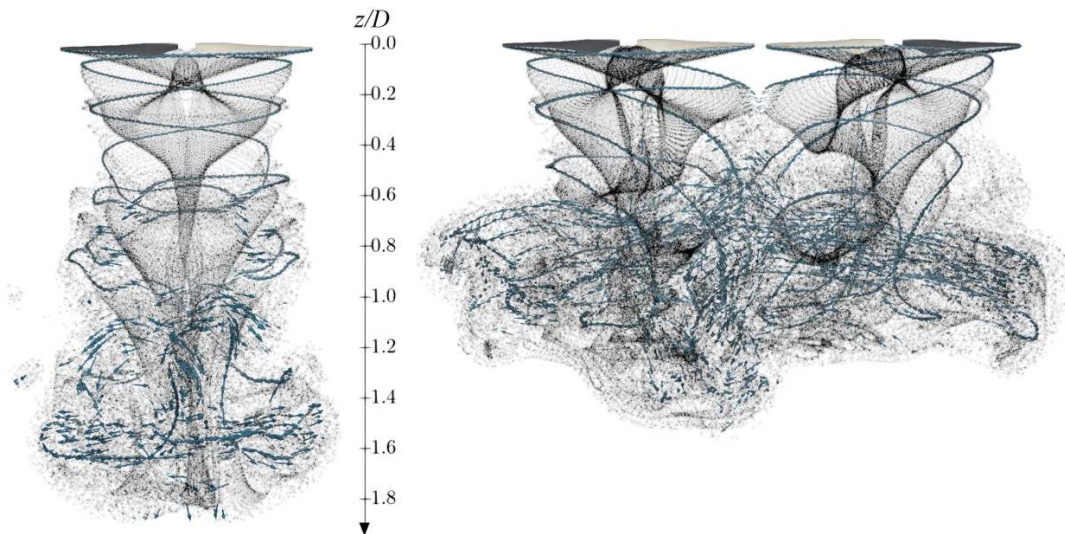
Alvarez e Ning (2020), Lee e Lee (2020), Thai *et al.* (2021) mostram por simulações e Nargi *et al.* (2023) através de medições que as esteiras geradas pelas hélices, se atraem quando próximas, induzindo uma mistura e gerando um escoamento no sentido contrário ao voo da hélice. Um exemplo dessa estrutura é mostrado na Figura 13, onde z/D é a distância normalizada pelo diâmetro da hélice. A presença dessa zona de recirculação deixa a zona de transição para escoamento turbulento mais próxima do plano de rotação, o que causa uma flutuação de tração.

Nargi *et al.* (2023) mostra experimentalmente, usando rotores de 3 pás, as zonas de recirculação em um ambiente próximo a interface de dois rotores, para quatro casos distintos: com fases entre hélices de 90°, 20°, 60° e 90° e RPMs de 2620, 3500, 4360 e 5200, respectivamente. Em todos os casos, as hélices rotacionam no mesmo sentido.

Nota-se que a zona de recirculação é menos intensa quando a fase entre rotores é de 60°, onde as pás de um rotor estão mais distantes das pás do outro rotor quando passam pela zona de recirculação.

Lee e Lee (2020), Xu *et al.* (2024), Zhong *et al.* (2023b) utilizando simulações

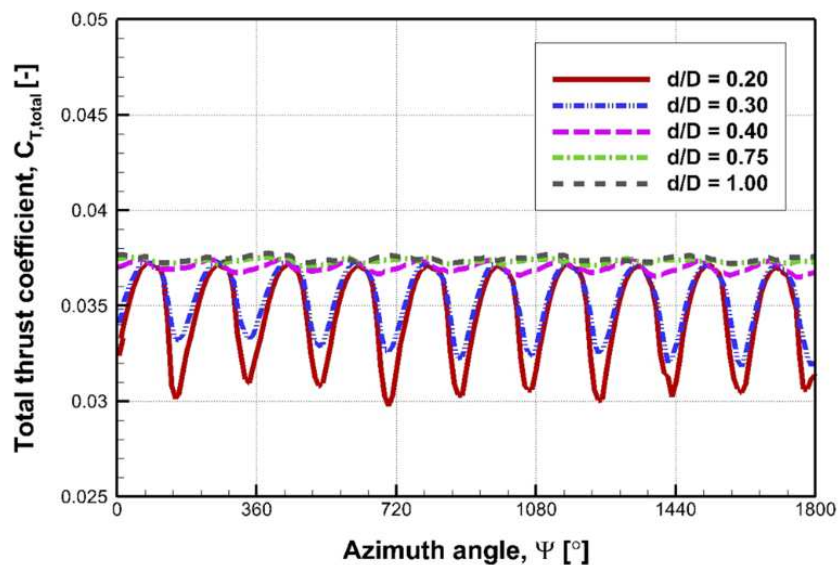
Figura 13 – Esteira gerada por um e dois rotores em proximidade



Fonte: Alvarez e Ning (2020, p. 11).

mostram a tração ao longo do tempo de múltiplos rotores, que apresentam valores médios semelhantes aos casos de um rotor, mas com flutuações significativas, gerando um ruído tonal maior do que apenas a superposição do ruído de dois rotores. A interação das esteiras e por consequência a oscilação de tração é mais intensa para rotores mais próximos, como é possível ver na Figura 14, com D sendo o diâmetro da pá e d a distância entre a ponta dos rotores.

Figura 14 – Flutuação do coeficiente total de tração para dois rotores



Fonte: Lee e Lee (2020, p. 10).

Embora o CFD seja o modelo que melhor representa o escoamento de múltiplas hélices, também possui um alto custo computacional: Thai *et al.* (2021) menciona

recursos computacionais da ordem de 10^5 horas de CPU para a simulação de dois rotores coplanares e Jung *et al.* (2024) realiza simulações de rotores coaxiais que precisam de 17h a 81h dependendo do caso. O tempo requerido para essas análises inviabiliza a utilização do CFD para casos onde muitas configurações estão sendo analisadas, como otimizações em etapas de projeto conceitual.

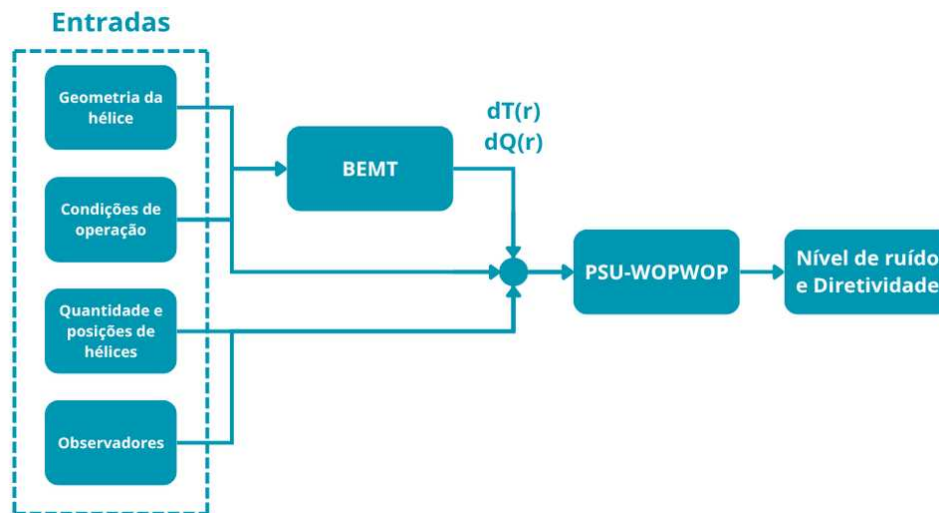
A possibilidade de utilizar modelos de menor fidelidade como o BEMT surge quando o efeito de interação entre hélices é desprezível, Alvarez *et al.* (2020), Lee e Lee (2020), Zhong *et al.* (2023b) mostram que a partir de um diâmetro de distância entre a ponta da pá dos rotores, a esteira das hélices e a tração gerada não sentem a influência do outro rotor. Além disso, Xu *et al.* (2024) demonstra para hélices de duas pás que mesmo com os rotores próximos, um modelo que desconsidera a interação aerodinâmica entre rotores apresenta nível de ruído e padrão de diretividade com concordância experimental para casos onde a fase entre os rotores é 90° , com maiores discrepâncias nos casos de fase 0° .

A partir desse levantamento de trabalhos que buscam investigar o ruído de múltiplos rotores, é possível determinar diversos casos onde um modelo mais simples que desconsidera interação aerodinâmica entre pás tem utilidade: veículos onde a distância entre rotores é maior do que um diâmetro podem considerar que os rotores não interagem entre si e para casos onde a distância é menor, a acuracidade da previsão depende da fase entre rotores, tendo nos piores casos uma previsão do nível máximo de ruído.

3 METODOLOGIA

Com o intuito de obter uma previsão de ruído com baixo custo computacional, o modelo desenvolvido é comparado com casos de validação e segue a metodologia apresentada na Figura 15.

Figura 15 – Fluxograma da metodologia de previsão de ruído proposta



Fonte: Elaborado pelo Autor (2025).

São definidos para cada caso: geometria da hélice; condições de operação como razão de avanço, RPM, fase e propriedades atmosféricas; quantidade de hélices que serão avaliadas, suas posições no espaço e as posições dos observadores. As distribuições de tração e torque $dT(r)$ e $dQ(r)$ são geradas através do BEMT para cada combinação de geometria de hélice e condição de operação desejada.

É importante destacar que o BEMT implementado considera apenas a hélice isolada, desprezando o efeito aerodinâmico no carregamento das hélices e por consequência, no ruído. O carregamento obtido é constante no tempo e aplicado na posição de um quarto de corda da seção correspondente.

A partir disso, todos os dados são passados para o PSU-WOPWOP (Brentner *et al.*, 2002), um software desenvolvido pela PennState University que resolve a formulação de Farassat 1A para uma geometria e carregamento especificados, fornecendo resultados de espectro de NPS e pressão acústica em função do tempo, para cada observador definido.

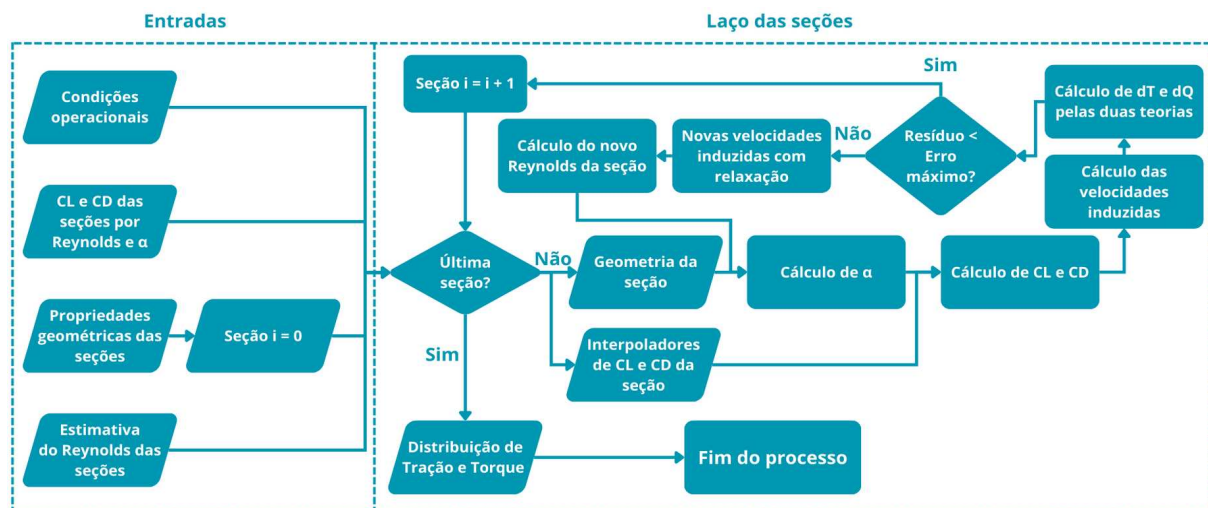
Foram selecionados cinco trabalhos para validar a metodologia proposta, intitulada BEMT-WOPWOP: Casalino *et al.* (2021), Beck *et al.* (2024), Schiller, Pascioni e Zawodny (2019), Shao *et al.* (2022) e Xu *et al.* (2024), onde serão comparados os resultados de ruído tonal e os padrões de diretividade apresentados, experimentais e

numéricos. Entre os resultados dos cinco trabalhos discutidos, existem três casos de hélices isoladas, utilizadas para validação da metodologia, três casos com dois rotores e um caso com quatro.

3.1 IMPLEMENTAÇÃO DO BEMT

A implementação computacional do BEMT utilizada foi desenvolvida nos trabalhos de Pereira (2023) e Silva (2024), onde foi feita a comparação entre os resultados obtidos pelo modelo com experimentos, em termos do coeficiente de tração e torque, para diferentes razões de avanço. Por esse motivo, a implementação será considerada validada, definindo apenas o número de seções utilizadas, discutido no estudo de convergência. As principais etapas da solução numérica podem ser vistas na Figura 16.

Figura 16 – Fluxograma da implementação computacional do BEMT



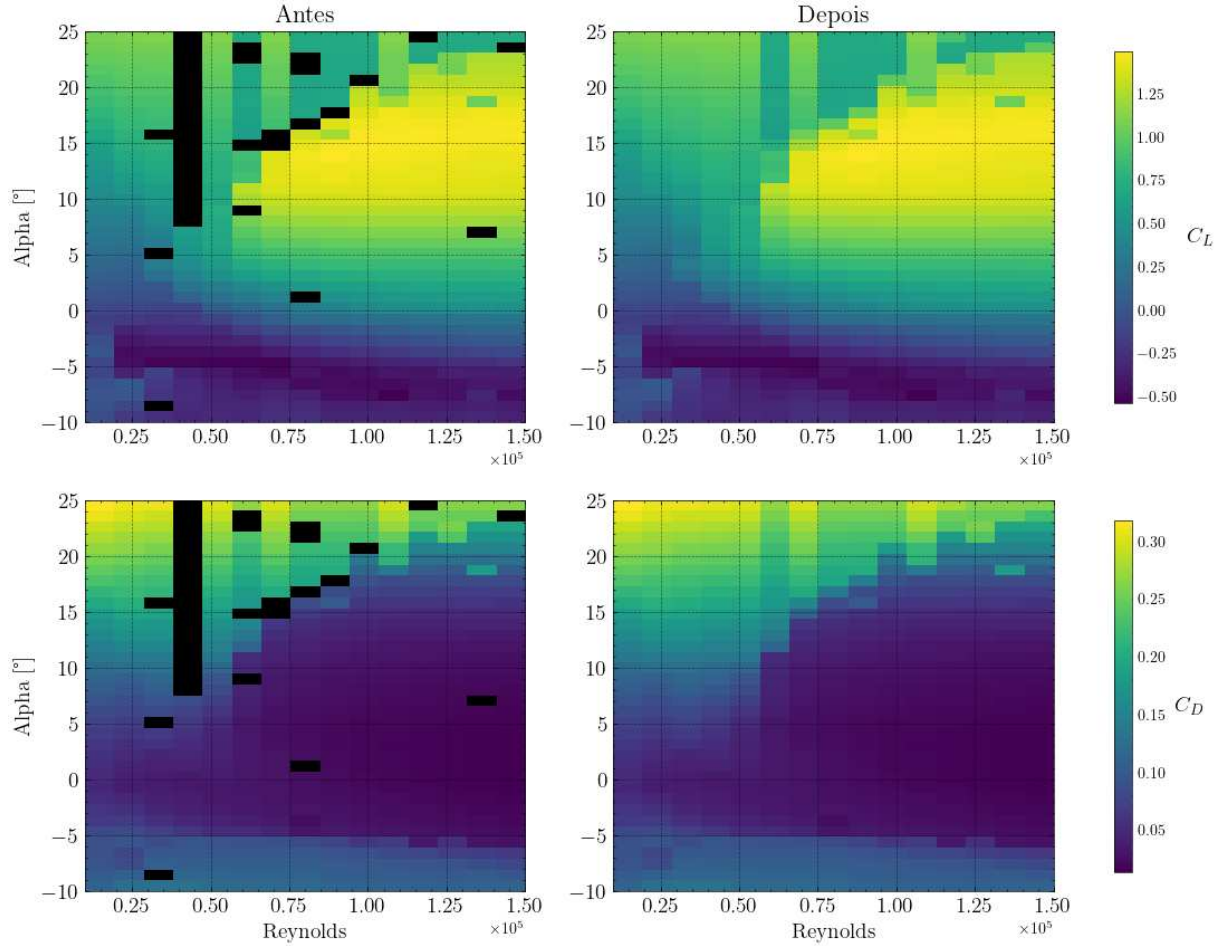
Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Antes de iniciar o BEMT, é criado um banco de dados através do XFOIL (Drela, 1989) que tem registrado para cada combinação geometria de aerofólio, ângulo de ataque α e Reynolds avaliada, um valor de C_L e C_D correspondente. Esse banco de dados é feito para intervalos pré determinados, linearmente espaçados de α e Reynolds, com intervalos abrangentes o suficiente para evitar extrapolações durante o BEMT. Pode se utilizar uma ou mais geometrias de aerofólios na sua construção, onde cada geometria corresponde a uma posição adimensional na pá ξ .

Durante a formação do banco de dados, é possível que exista um erro na execução do XFOIL que resulte em dados faltantes de C_L e C_D , especialmente em números de Reynolds abaixo de 10^5 , que são preenchidos através do interpolador

linear 2D *scipy.interpolate.RegularGridInterpolator*, um exemplo dos dados antes e após a interpolação é visto na Figura 17, onde em preto se tem os valores faltantes.

Figura 17 – Interpolação de valores faltantes de C_L e C_D para uma seção de aerofólio



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

É iniciado um laço para cada seção da hélice, o α é calculado de acordo com a Equação 10 utilizando uma estimativa do ângulo de ataque do escoamento φ , que na primeira iteração é igual a zero. O número de Reynolds Re_{sec} de cada seção é estimado a partir da velocidade de rotação da hélice, de acordo com,

$$Re_{sec} = \frac{\rho \omega r_{sec} c_{sec}}{\mu}, \quad (49)$$

sendo ω a velocidade angular de rotação da hélice em rad/s , μ a viscosidade dinâmica do ar e r_{sec} e c_{sec} a posição radial e corda da seção, respectivamente.

Com o ângulo de ataque e Reynolds da seção, o interpolador linear 2D é utilizado para o cálculo de C_L e C_D , onde valores utilizados para a interpolação são da seção mais próxima da atual existente no banco de dados, por exemplo: considerando

ξ a posição radial adimensional de uma seção de hélice, se o banco de dados é composto pelas seções posicionadas em $\xi = 0,2; 0,5$ e $0,9$ e a seção atual avaliada no BEMT está em $\xi = 0,3$, serão utilizados os dados da seção $\xi = 0,2$ para interpolação. Essa abordagem possibilita uma diferença do número de seções para computação do carregamento e da formação do banco de dados, sendo adotado como padrão 30 seções linearmente espaçadas, entre 25% e 100% do comprimento da pá, para a criação dos bancos de dados de todos os casos analisados.

Obtendo o C_L e C_D da seção, é possível calcular as velocidades induzidas axial e radial pelas Equações 37 e 38. Os valores de dT e dQ são obtidos pelas duas teorias, do elemento de pá pelas Equações 20 e 21 e do momento pelas Equações 33 e 34. Esses valores são utilizados para calcular os resíduos dT_{res} e dQ_{res} , definidos nas equações abaixo:

$$dT_{res} = |dT_{el} - dT_{mom}|, \quad (50)$$

$$dQ_{res} = |dQ_{el} - dQ_{mom}|. \quad (51)$$

Quando o resíduo é maior do que o erro máximo definido, novos valores de velocidade induzida axial e radial são calculados com um fator de relaxação $relax$ para evitar mudanças abruptas das velocidades induzidas, sendo o valor utilizado neste trabalho de $relax = 0,05$, de acordo com:

$$v_{a_{i+1}} = v_{a_i} + relax(v_{a_{i+1}} - v_{a_i}), \quad (52)$$

$$v_{r_{i+1}} = v_{r_i} + relax(v_{r_{i+1}} - v_{r_i}), \quad (53)$$

o novo valor de velocidade induzida gera um novo número de Reynolds da seção,

$$Re_{sec_{i+1}} = \frac{\rho \sqrt{v_{a_{i+1}}^2 + v_{r_{i+1}}^2} c_{sec}}{\mu}, \quad (54)$$

que é atualizado no laço de cálculo do dT e dQ .

O processo parte para a próxima seção quando os resíduos forem menores do que o erro máximo estabelecido. Quando o processo for finalizado para a última seção, se tem a distribuição de tração e torque ao longo de toda a pá, juntamente com o seu valor total, o que finaliza o BEMT e permite realizar a previsão do ruído gerado pelas hélices.

3.2 PROPAGAÇÃO DO RUÍDO

A formulação Farassat 1A, vista nas Equações 46 a 48, é solucionada por meio do software PSU-WOPWOP (Brentner *et al.*, 2002). As condições de operação da hélice, sua geometria, carregamento e a posição dos observadores são passadas para o PSU-WOPWOP, que para o caso deste trabalho, retorna o NPS na forma de espectro de frequência de cada observador.

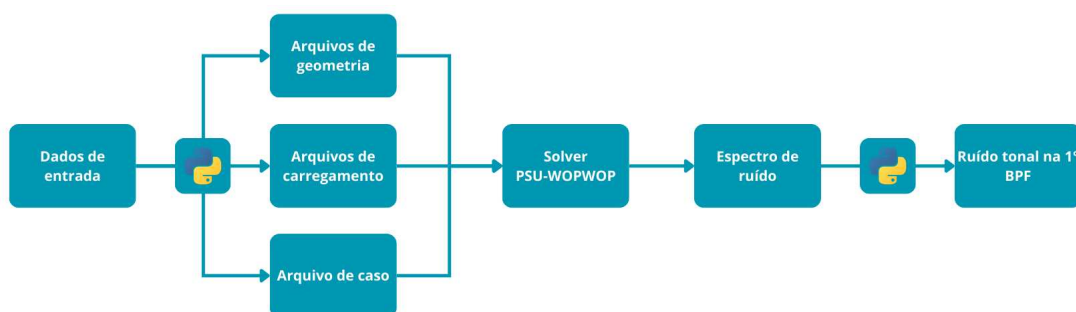
3.2.1 PSU-WOPWOP

Para realizar uma análise de previsão de ruído de múltiplas hélices utilizando o PSU-WOPWOP, é necessário construir no mínimo três arquivos:

- Um arquivo de texto para o caso, que contém informações sobre as hélices, seus movimentos no espaço, parâmetros atmosféricos, posição dos observadores e quais os arquivos de resultado que serão calculados;
- Um ou mais arquivos binários que descrevem a geometria das pás das hélices;
- Um ou mais arquivos binários que descrevem o carregamento das pás das hélices.

Com eles, o PSU-WOPWOP resolve a formulação de Farassat 1A (Farassat, 1981) através de um algoritmo no domínio da fonte, que calcula o tempo do observador para fazer a propagação de ruído (Brentner *et al.*, 2002). Foi desenvolvida uma biblioteca em Python que auxilia na utilização do software transformando os dados de entrada nos três arquivos necessários, lendo os arquivos de resultado e realizando a sua visualização. Uma esquematização desse processo é vista na Figura 18.

Figura 18 – Fluxograma da utilização do PSU-WOPWOP



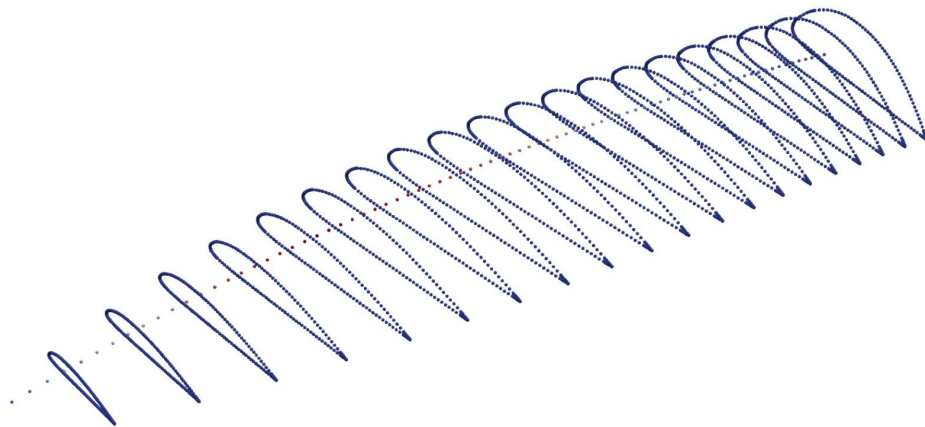
Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

É possível conferir os dados de entrada passados pela geração de superfícies sigma, arquivos no formato Plot3D gerados pelo PSU-WOPWOP de maneira opcional, que permitem a visualização da geometria da hélice e do seu carregamento se movimentando no espaço ao longo do tempo. Ao gerar um iso-contorno dos pontos

geométricos pelo tempo de fonte, é gerada uma imagem dos pontos que compõem a geometria da hélice naquele instante, sendo possível colori-los pelos seus valores de algumas propriedades, como carregamento ou contribuição nas diferentes componentes de ruído.

Um exemplo dessa superfície é visto na Figura 19, que utiliza o ParaView como ferramenta de visualização de dados, mostrando os pontos que definem a geometria e os pontos de aplicação de carregamento.

Figura 19 – Geometria e pontos de aplicação de carregamento de uma pá (APC 12x6)



Fonte: Elaborado pelo autor (2026).

Cada um dos casos experimentais utilizados para validação da metodologia tem os seus parâmetros de entrada passados para o PSU-WOPWOP e conferidos através das superfícies sigma, resultando em uma previsão de ruído nos pontos desejados. Todos os casos consideram um tempo de simulação de 1 período da rotação das hélices, evitando a necessidade da utilização de janelas para obter o espectro de NPS.

Para os casos de múltiplos rotores, sempre existe a sincronização de fase, já que todas as hélices rotacionam no mesmo RPM para os casos aqui considerados. Essa fase é definida pelas fases iniciais do rotor, gerando uma diferença de fase entre rotores ϕ_r .

3.3 ESTUDO DE CONVERGÊNCIA

Existem algumas variáveis envolvidas no cálculo de ruído pelo BEMT-WOPWOP que precisam ter o seu valor definido para cada caso:

- Quantidade de passos de tempo da simulação do PSU-WOPWOP, denominada nt .
- Número de seções utilizadas para definir a geometria da pá no PSU-WOPWOP;

- Número de seções no cálculo do BEMT e por consequência, quantidade de pontos onde é aplicado o carregamento no PSU-WOPWOP, por pá;

Para analisar todos esses casos, foi feita uma simulação com um rotor APC 12x6, o mesmo utilizado em Shao *et al.* (2022), e dois observadores a 1,5 metros de distância da hélice, um posicionado no seu plano de rotação e outro na mesma distância mas a $\theta = -45^\circ$ do plano de rotação. É analisado o comportamento do nível de ruído com a variação dos parâmetros mencionados, para ambos os observadores, com o foco em obter a quantidade de passos de tempo, seções de carregamento e de geometria em que o NPS deixa de variar.

3.4 CASOS EXPERIMENTAIS DE COMPARAÇÃO

Foram selecionados cinco referências com resultados experimentais para validação, Casalino *et al.* (2021), Beck *et al.* (2024) e Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) mostram resultados de ruído para rotores isolados, sendo utilizados para validar o modelo desenvolvido neste trabalho. Schiller, Pascioni e Zawodny (2019), Shao *et al.* (2022) e Xu *et al.* (2024) trazem análises de múltiplos rotores coplanares, variando principalmente a fase inicial entre rotores ϕ_r e o sentido de rotação. Em todos os casos, o ângulo $\theta = 0^\circ$ se refere a posição à jusante da hélice, contra a direção de voo. Também serão apresentados o Mach de ponta de pá M_{tip} , dado por,

$$M_{tip} = \frac{D \cdot RPS \sqrt{J^2 + \pi^2}}{a}, \quad (55)$$

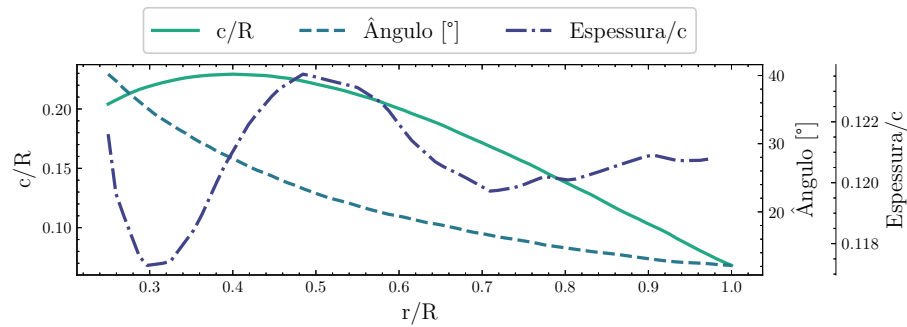
juntamente com a faixa de Reynolds estimada do problema, considerando as diferentes razões de avanço e RPMs, quando aplicável, mas sem considerar as velocidades induzidas em cada seção.

3.4.1 Caso de Casalino *et al.* (2021)

O experimento realizado por Casalino *et al.* (2021) consiste em uma hélice APC 9x6 modificada, possuindo um diâmetro de 0,3 metros e uma nova distribuição de corda e de espessura utilizando o aerofólio NACA4412, vista na Figura 20. A hélice foi testada no túnel aeroacústico semi-anecóico TU-Delft A-Tunnel, microfones em linha, a quatro diâmetros de distância da hélice, alinhados com o sentido de voo.

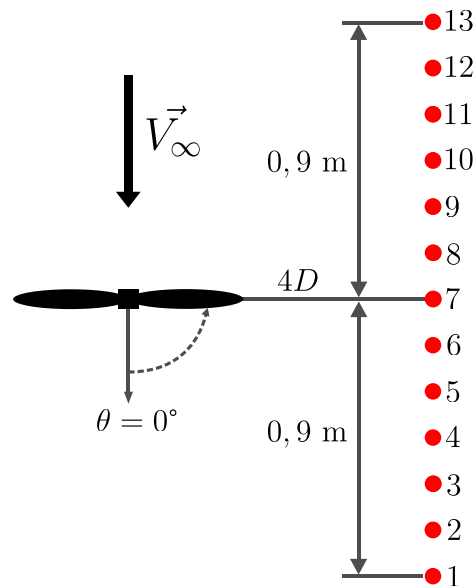
Os microfones foram espaçados em 0,15 metro e se estendendo de -0,9 metro a +0,9 metro do plano de rotação da hélice. Uma visualização do esquema de microfones é vista na Figura 21 e um resumo das condições do experimento que serão comparadas neste trabalho é visto no Quadro 2.

Figura 20 – Propriedades geométricas da hélice utilizada em Casalino *et al.* (2021)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Figura 21 – Posição dos microfones no caso de Casalino *et al.* (2021)



Fonte: Adaptado de Casalino *et al.* (2021).

Quadro 2 – Características do caso de Casalino *et al.* (2021)

Hélice	APC 9x6 escalada com aerofólio NACA4412 e diâmetro de 0,3m
Posição dos microfones	Em linha a 4 diâmetros de distância
Razões de avanço	0; 0,24; 0,4 e 0,6
RPM	5000
Resultados comparados	Tração, torque e ruído experimental na 1°, 2° e 3° BPF
Parâmetros aerodinâmicos	$M_{tip} = 0,23$ $Re_{intervalo} = [25 \times 10^3; 85 \times 10^3]$

Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

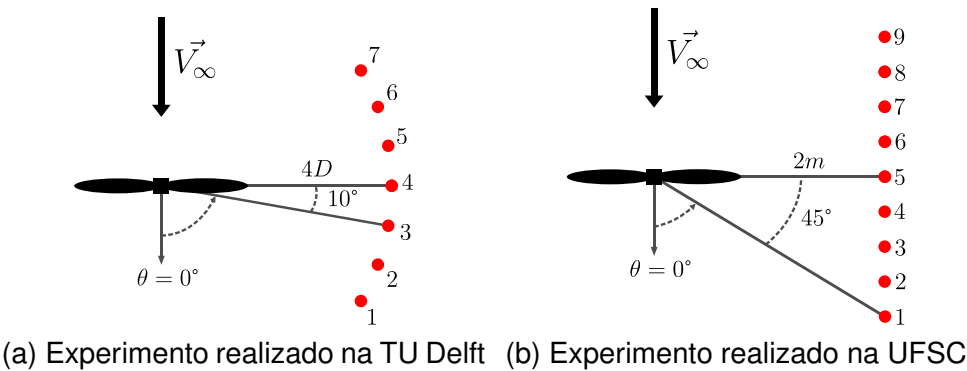
3.4.2 Caso de Beck *et al.* (2024)

São realizados experimentos em duas localidades diferentes, utilizando a mesma hélice APC 9x6 modificada de Casalino *et al.* (2021). As medições experimentais da TU Delft são feitas no mesmo túnel aeroacústico do caso anterior e as medições da UFSC foram realizadas na câmara semi-anecoica do Laboratório de Vibrações e Acústica (LVA) da UFSC de Florianópolis.

No experimento realizado na TU Delft, são utilizados sete microfones em arco, a quatro diâmetros (1,2 metros) de distância da hélice, cobrindo um intervalo de $\theta = -30^\circ$ a 30° . Para o experimento feito na UFSC, nove microfones estão posicionados em linha a 2 metros de distância do eixo do rotor, abrangendo uma diretividade de $\theta = -45^\circ$ a 45° .

Uma visualização do posicionamento dos microfones de ambos os casos é vista na Figura 22 e um resumo das condições dos experimentos é visto no Quadro 3. É importante destacar que os resultados de ruído do experimento da UFSC são apresentados com o NPS corrigido para corresponder a uma distância igual ao arco de microfones utilizado na TU Delft.

Figura 22 – Posição dos microfones nos casos de Beck *et al.* (2024)



Fonte: Adaptado de Beck *et al.* (2024).

Quadro 3 – Características do caso de Beck *et al.* (2024)

Hélice	APC 9x6 escalada com aerofólio NACA4412 e diâmetro de 0,3m
Posição dos microfones	Delft: Em arco a 4 diâmetros de distância UFSC: Em linha a 2 metros de distância
Razão de avanço	0
RPM	4000, 5000, 6000
Resultados comparados	Experimentos realizados na TU Delft e na UFSC para tração, torque e ruído na 1°, 2° e 3° BPF
Parâmetros aerodinâmicos	$M_{tip} = 0,27$ $Re_{intervalo} = [20 \times 10^3; 64 \times 100^3]$

Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

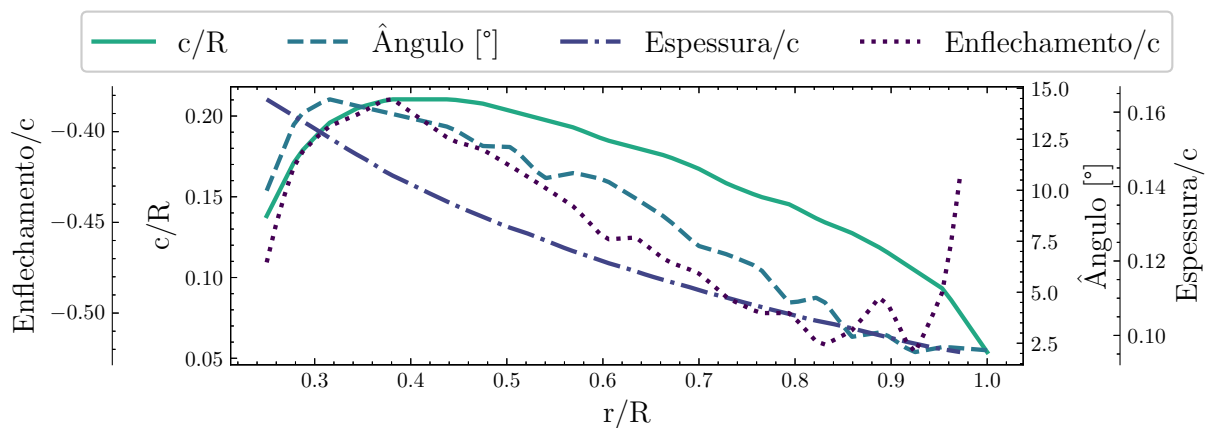
3.4.3 Caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)

O ensaio realizado por Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) é feito na câmara anecoica do Structural Acoustic Loads and Transmission (SALT), localizado no NASA Langley Research Center. Duas hélices KDE-CF125, com 304.8mm de diâmetro, foram testadas com o mesmo RPM e sincronização de fase. A medição acústica foi realizada em cinco microfones, em arco, a 1,9 metros de distância do centro dos dois rotores, variando de $\theta = 0^\circ$ a -45° , sendo 0° no plano de rotação da hélice e ângulos negativos abaixo do mesmo, contra a direção de voo.

Para modelar a geometria da hélice, Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) forneceram o formato do aerofólio, juntamente com a distribuições de corda e do ângulo do perfil ao longo da posição radial, porém o BEMT-WOPWOP também necessita da distribuição de espessura do perfil. Como adquirir a hélice e realizar as medições não foi possível, já que a mesma não é mais vendida pelo fabricante, a distribuição de espessura é aproximada para a de uma hélice semelhante, a KDE-CF155, que possui o mesmo passo e um diâmetro 76,2 mm maior do que a KDE-CF125 (Nargi *et al.*, 2023).

As propriedades da hélice modelada no PSU-WOPWOP podem ser visualizadas na Figura 23.

Figura 23 – Propriedades geométricas da hélice utilizada em Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

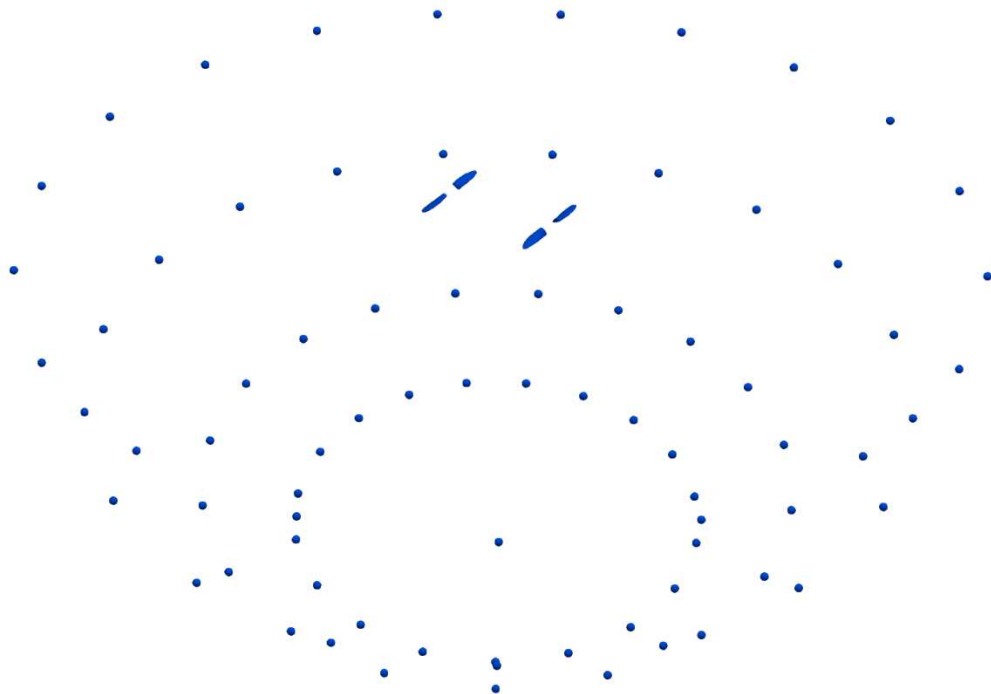
O suporte em que as hélices estão fixadas é capaz de rotacionar, modificando a orientação das hélices em relação aos microfones e possibilitando a medição acústica em um hemisfério abaixo do plano de rotação da hélice, como mostra a Figura 24. Para esse experimento, foi analisado um caso com um rotor isolado, casos contra rotativos (CTR) com fases entre rotores de 0° e 90° e co-rotativos (CR) com fases 0° , 45° e 90° . Uma imagem do experimento é mostrada na Figura 25 e um resumo das condições experimentais é visto no Quadro 4.

Quadro 4 – Características do caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)

Hélices	Duas CF125 da KDE Direct
Posição dos microfones	Em arco a 1,9 metros de distância do centro das duas hélices
Razão de avanço	0
RPM	5100
Resultados comparados	Experimentos e modelo de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) para tração e ruído na 1 ° BPF, um rotor e múltiplos rotores
Distância entre rotores	400 mm
Configurações multi-rotor	Fase 0° e 90° para contra rotativo e Fase 0°, 45° e 90° para corotativo
Parâmetros aerodinâmicos	$M_{tip} = 0,24$ $Re_{intervalo} = [20 \times 10^3; 60 \times 10^3]$

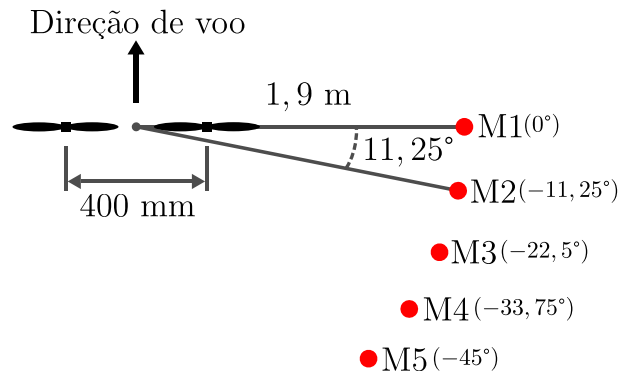
Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Figura 24 – Hemisfério de medições acústicas resultantes da rotação dos dois rotores em relação ao arco de microfones



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Figura 25 – Posição dos microfones no caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)



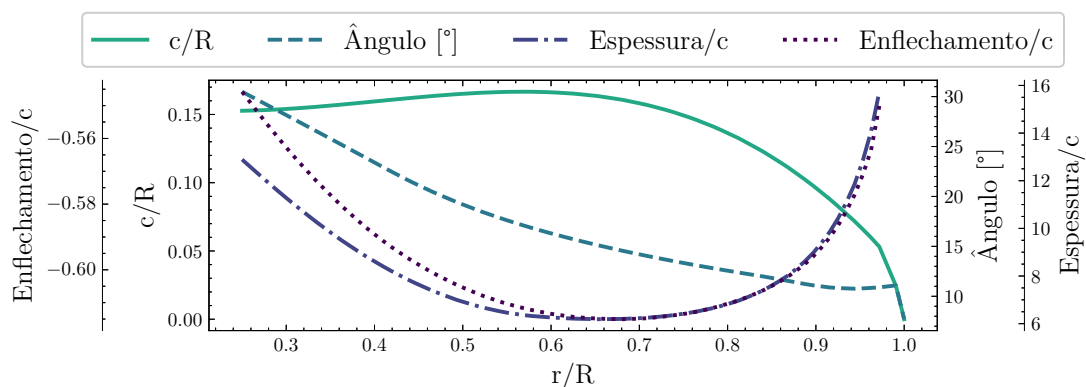
Fonte: Adaptado de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019).

O modelo de previsão acústica apresentado por Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) não considera a interação aerodinâmica entre hélices, utilizando um algoritmo baseado no BEMT para previsão de carregamento e prevendo o ruído tonal com a formulação de Farassat 1A (Farassat, 1981) em uma esfera ou hemisfera ao redor da hélice. Para prever o ruído de múltiplos rotores, os dados acústicos são propagados de cada rotor até o observador, considerando o tempo de atraso e espalhamento esférico, com o resultado final de ruído composto pela soma do campo acústico gerado por cada uma das hélices.

3.4.4 Caso de Shao *et al.* (2022)

De maneira semelhante ao caso anterior, o experimento realizado por Shao *et al.* (2022) tem a mesma arquitetura de fixação das hélices e uma medição acústica em um hemisfério abaixo do plano de rotação. No entanto são utilizadas duas hélices APC 12x6 operando a 4000 RPM e propriedades geométricas da hélice foram obtidas através do banco de dados fornecido pela APC Propellers e podem ser visualizadas na Figura 26.

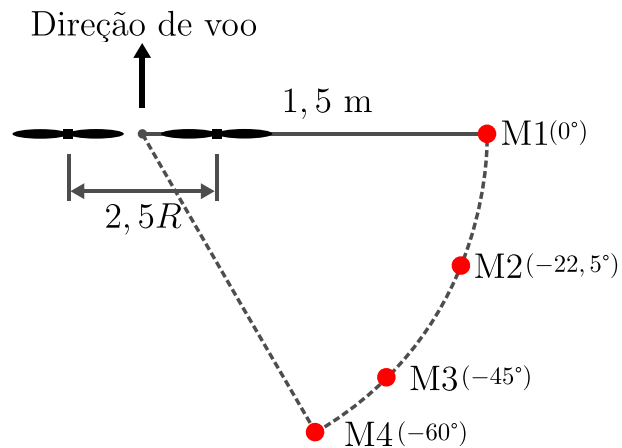
Figura 26 – Propriedades geométricas da hélice utilizada em Shao *et al.* (2022)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

As medições de tração e ruído são feitas para dois rotores com fases 0° , 45° e 90° com rotações co e contra rotativas. Também são apresentados resultados para quatro rotores com quatro configurações de fase diferentes. Uma imagem do experimento é apresentada na Figura 27, com um resumo das condições experimentais apresentado no Quadro 5 e com a identificação e sentido de rotação dos casos com quatro rotores ilustrados na Figura 28.

Figura 27 – Posição dos microfones no caso de Shao *et al.* (2022)



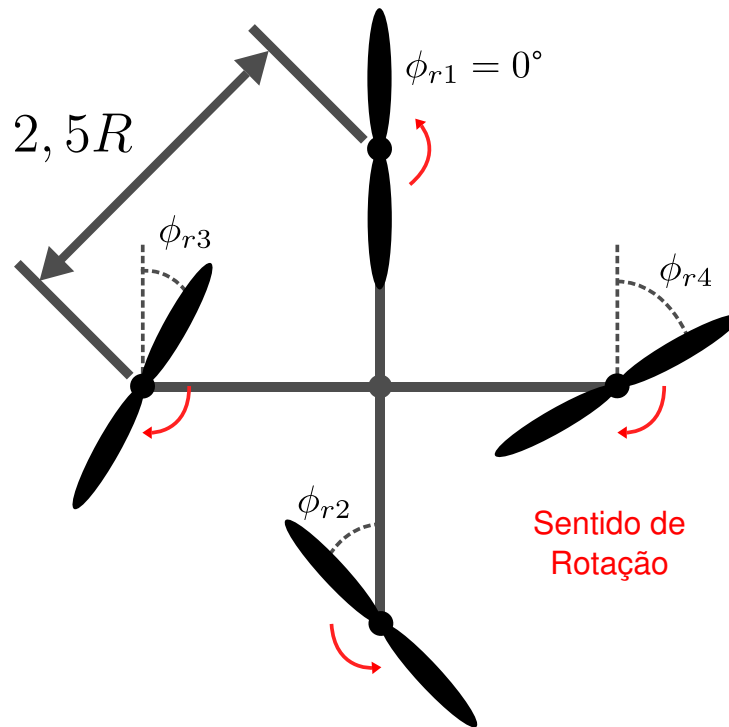
Fonte: Adaptado de Shao *et al.* (2022).

Quadro 5 – Características do caso de Shao *et al.* (2022)

Hélices	Duas ou quatro APC 12x6
Posição dos microfones	Em arco a 1,5 metros de distância do centro das hélices
Razão de avanço	0
RPM	4000
Resultados comparados	Experimentos e modelo de Shao <i>et al.</i> (2022) para tração e ruído na 1ª BPF
Distância entre rotores	2,5 raios
Configurações de dois rotores	Fase 0° , 45° e 90° para co e contra rotativo
Configurações de quatro rotores Fase dos rotores 1, 2, 3 e 4	$0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ$ $0^\circ, 0^\circ, 45^\circ, 45^\circ$ $0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ$ $0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ$
Parâmetros aerodinâmicos	$M_{tip} = 0,19$ $Re_{intervalo} = [25 \times 10^3; 60 \times 10^3]$

Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Figura 28 – Posicionamento e sentido de rotação dos quatro rotores em Shao *et al.* (2022)



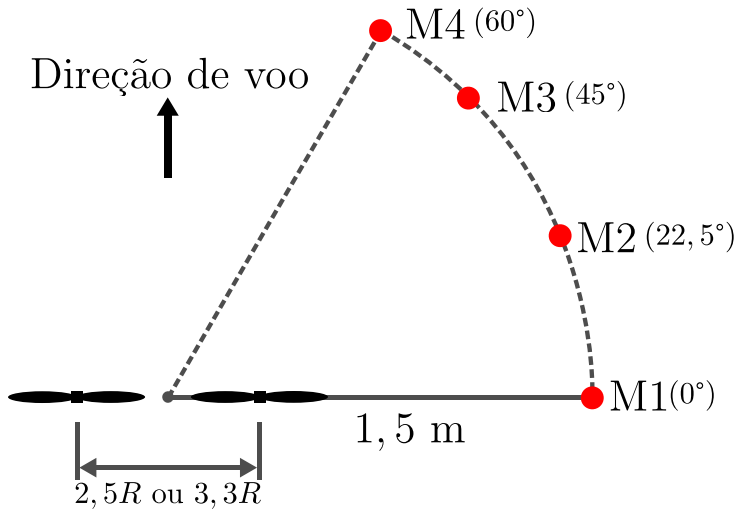
Fonte: Adaptado de Shao *et al.* (2022).

Shao *et al.* (2022) utiliza um modelo que considera a interação aerodinâmica entre hélices, baseado no método de esteira livre e teoria da linha sustentadora Weissinger-L, que pela teoria de Kutta-Joukowski e do elemento de pá obtém um valor de circulação Γ para cada segmento da pá do rotor, que depende da circulação de outros segmentos de pá e das esteiras de vórtice geradas por todas as hélices, permitindo a interação aerodinâmica através da sua esteira de vórtices.

3.4.5 Caso de Xu *et al.* (2024)

O estudo de Xu *et al.* (2024) apresenta experimentos semelhantes ao caso anterior, utilizando a mesma hélice mas realizando medições de ruído em um hemisfério acima do plano de rotação. São apresentados resultados com hélices contra rotativas, com fases 0° e 90° e diferentes distâncias axiais entre rotores: 2,5 e 3,3 raios. Uma imagem do experimento é mostrada na Figura 29, com um resumo das condições experimentais apresentado no Quadro 6.

Figura 29 – Posição dos microfones no caso de Xu *et al.* (2024)



Fonte: Adaptado de Xu *et al.* (2024).

Quadro 6 – Características do caso de Xu *et al.* (2024)

Hélices	Duas APC 12x6
Posição dos microfones	Em arco a 10 raios de distância do centro das hélices
Razão de avanço	0
RPM	4000
Resultados comparados	Experimentos e modelo de Xu <i>et al.</i> (2024) para tração e ruído na 1° e 2° BPF
Distância entre rotores	2,5 e 3,3 raios
Configurações de dois rotores	Fase 0° e 90° para co e contra rotativo
Parâmetros aerodinâmicos	$M_{tip} = 0,19$ $Re_{intervalo} = [25 \times 10^3; 60 \times 10^3]$

Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Xu *et al.* (2024) apresenta resultados de dois modelos teóricos de previsão de ruído de hélices. Um dos modelos desconsidera a interação aerodinâmica e é detalhado em Xu *et al.* (2023). Neste caso os dados aerodinâmicos de um rotor isolado são obtidos através do método de esteira livre e teoria de linha sustentadora Weissinger-L (mesmo utilizado em Shao *et al.* (2022)), e então utilizados para calcular a pressão acústica em uma esfera ao redor da hélice. Esses dados são passados do domínio do tempo para um domínio acústico modal, onde são realizadas transformadas no campo sonoro que representam a direção, fase e posição do rotor, então a partir do princípio

da superposição, o efeito da existência de múltiplos rotores é considerado realizando a propagação da pressão acústica até o observador.

O outro modelo utilizado é detalhado em Xu *et al.* (2024) e considera dois rotores coplanares, rotacionando em sentidos opostos. Partindo dos resultados aerodinâmicos obtidos por simulações CFD para os dois rotores, são obtidas as fontes sonoras ao longo das pás, que possibilitam o cálculo dos coeficientes no domínio acústico modal nas coordenadas locais de cada rotor. Com isso, pode se obter os coeficientes acústicos modais de ambos os rotores no sistema de coordenadas global, que somado pelo princípio da superposição é utilizado para calcular o ruído global.

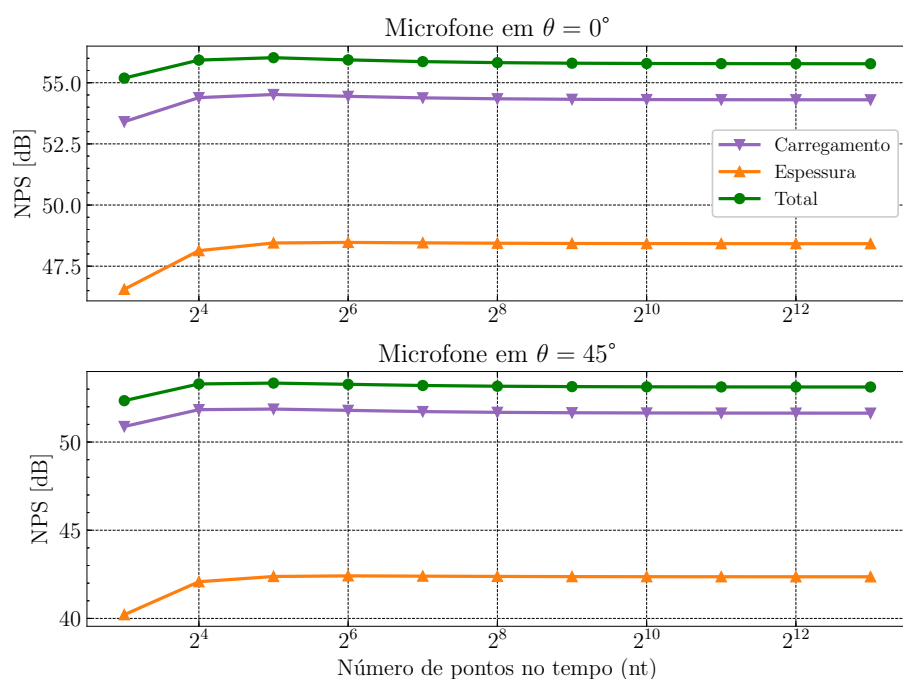
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

É feito um estudo de convergência da metodologia BEMT-WOPWOP que determina os parâmetros utilizados na configuração das simulações. Então, com a metodologia definida para a previsão de ruído de um ou múltiplos rotores, os casos experimentais discutidos terão os seus resultados comparados com o modelo proposto no trabalho em termos de tração, torque, nível de ruído e diretividade. A implementação computacional do BEMT utilizada foi desenvolvida nos trabalhos de Pereira (2023) e Silva (2024), onde foi feita a comparação entre os resultados obtidos pelo modelo com experimentos em termos do coeficiente de tração e torque, em diferentes razões de avanço, por esse motivo, a implementação será considerada validada, definindo apenas o número de seções utilizadas para as hélices dos problemas discutidos no estudo de convergência.

4.1 RESULTADOS DO ESTUDO DE CONVERGÊNCIA

Pela própria documentação do PSU-WOPWOP, é recomendado que o número de passos de tempo da simulação nt seja uma potência de dois, possibilitando que a transformada de Fourier seja computada mais rapidamente. Dessa forma, diferentes valores de potência de dois foram analisados mantendo o tempo total de simulação fixo em um período de rotação, com os seus resultados vistos na Figura 30.

Figura 30 – Variação no NPS com a quantidade de passos de tempo nt

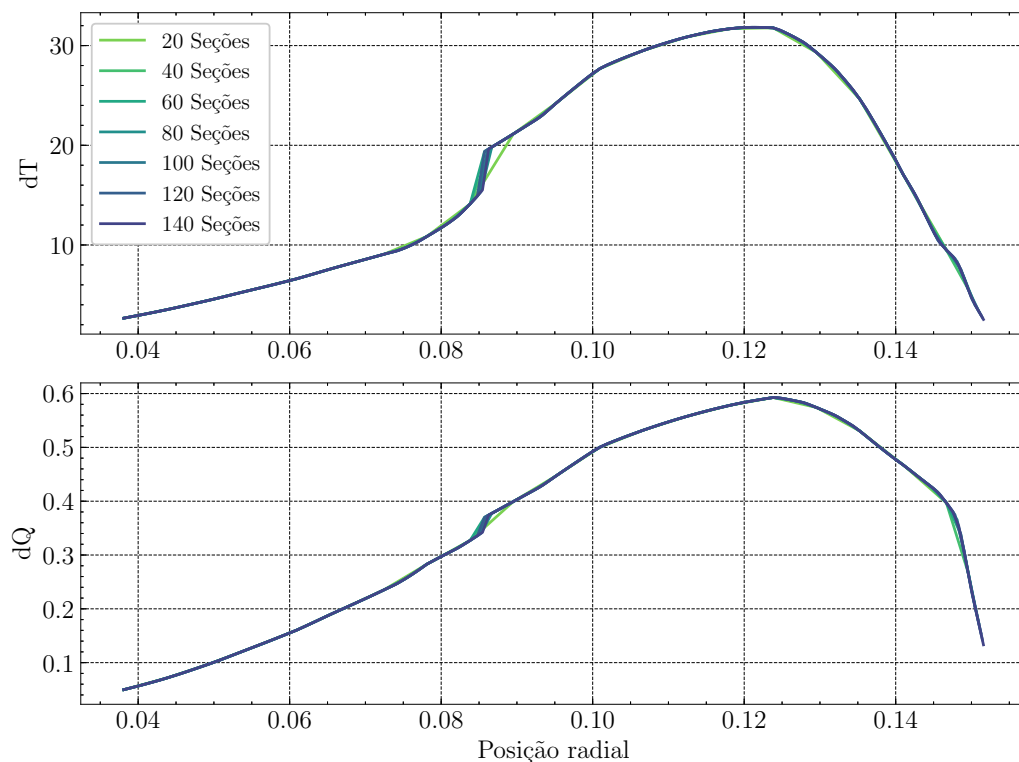


Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

É possível ver uma estabilização dos resultados a partir de 2^6 (64) passos de tempo, considerando que o rotor opera a 4000 RPM isso resulta em um passo temporal mínimo de $2,344 \times 10^{-4} s$. Como os casos experimentais estudados variam entre 4000 e 5100 RPM, será utilizado o valor de nt como 2^9 (512), o que garante um passo temporal mais refinado do que o mínimo estabelecido para todos os casos e mantém um baixo custo computacional. Quando os dados de geometria e carregamento são constantes no tempo, é necessário fornecer ao PSU-WOPWOP um passo de tempo para esses dados constantes denominado $d\tau$, que idealmente deve ser igual ao passo de tempo temporal.

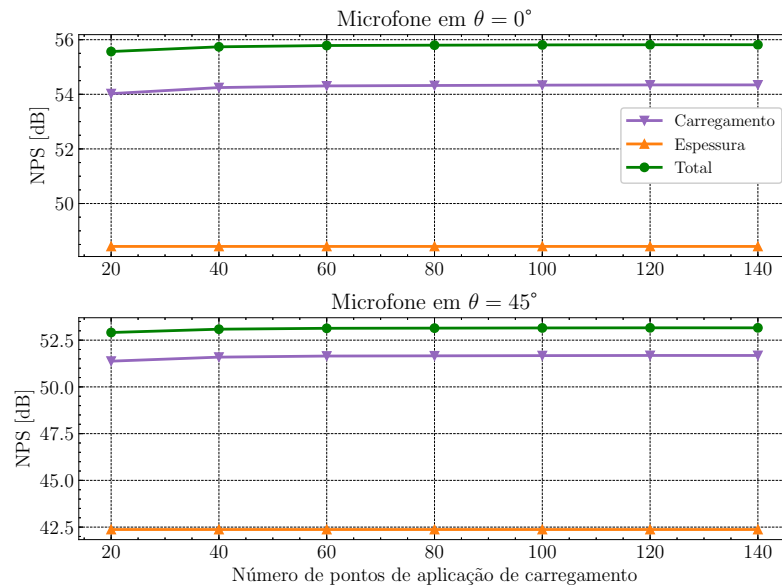
Em relação ao número de seções para o BEMT, foram analisadas as variações das distribuições de tração dT e torque dQ ao longo do comprimento da pá com o número de seções utilizadas no BEMT juntamente com o seu efeito no nível de ruído calculado, utilizando a hélice de Shao *et al.* (2022) como referência. A Figura 31 mostra que as diferentes distribuições de tração e torque para 20 a 140 seções, sendo possível visualizar que existe uma variação relativamente pequena das distribuições com o número de seções, já a Figura 32 mostra a variação do ruído com o número de pontos de aplicação de carregamento, onde a partir de 60 seções o nível de ruído permanece constante.

Figura 31 – Efeito da variação no número de seções do algoritmo BEMT na distribuição de carregamento



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

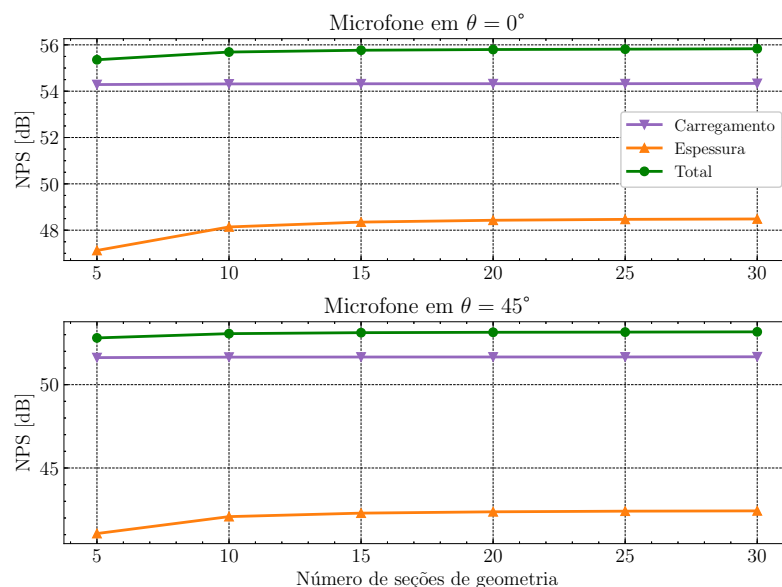
Figura 32 – Variação no NPS com o número de pontos de aplicação do carregamento



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Foi adotada a utilização de 80 seções no algoritmo BEMT e aplicação do carregamento no PSU-WOPWOP em todos os casos analisados. Já para o número de seções que definem a geometria da pá, os resultados podem ser vistos na Figura 33, onde é possível visualizar uma estabilização do ruído de espessura a partir de 15 seções para ambos os microfones. Como esse parâmetro afeta significativamente o tempo de simulação, será adotado um valor conservador de 20 seções geométricas para todos os casos.

Figura 33 – Variação no NPS com o número de seções de geometria



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Com o estudo de convergência realizado, todos os parâmetros mencionados tiveram o seu valor definido para os casos deste trabalho.

4.2 RESULTADOS DO CASO DE CASALINO *ET AL.* (2021)

Os resultados experimentais fornecidos por Casalino *et al.* (2021) são comparados com os obtidos no algoritmo BEMT na Tabela 1 em termos de tração e torque total, em diferentes razões de avanço operando sempre a 5000 RPM. O erro se refere a diferença entre a propriedade medida experimentalmente e o valor obtido no BEMT.

Tabela 1 – Comparação dos resultados de tração e torque total para o caso de Casalino *et al.* (2021)

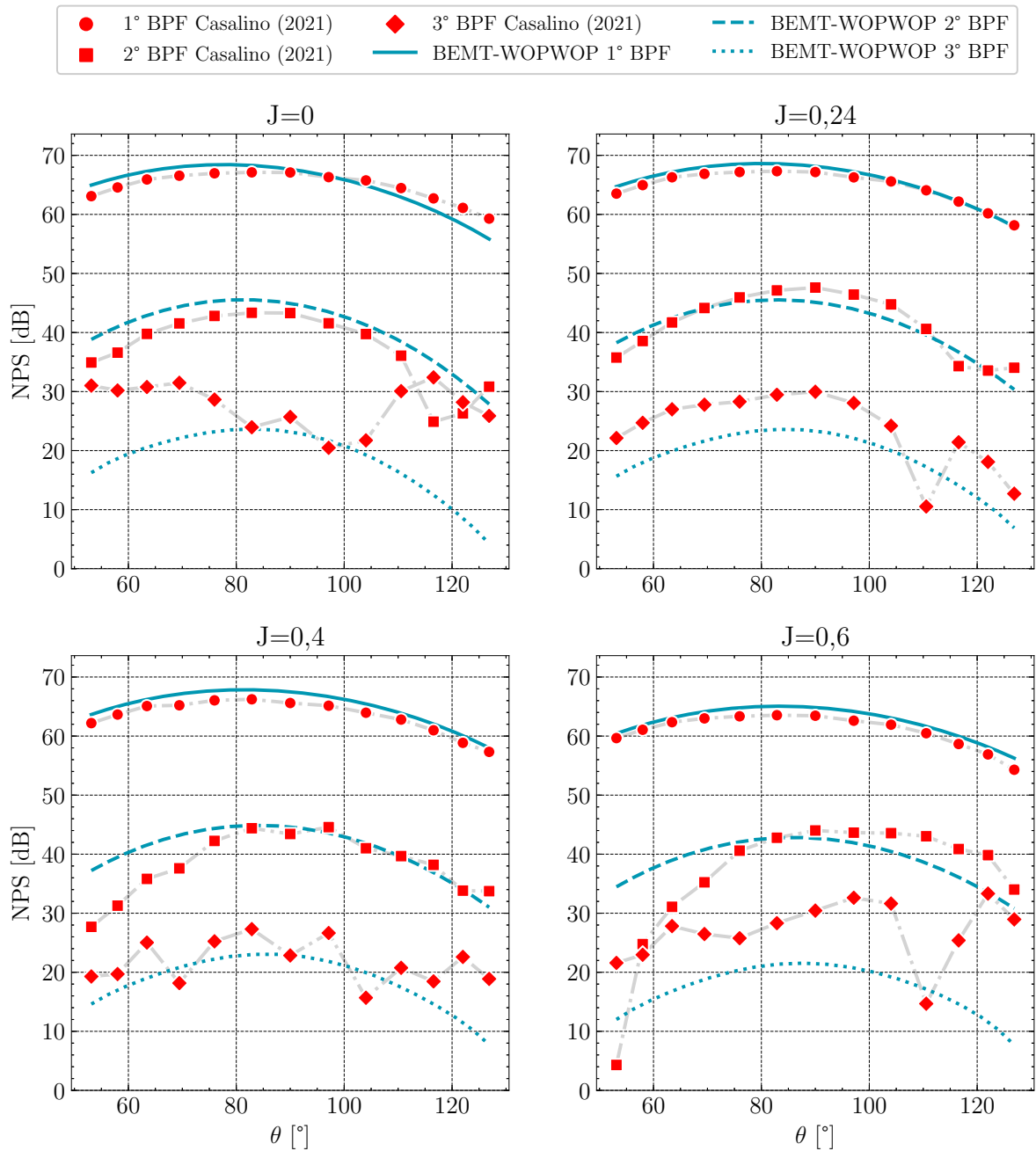
J	T Casalino	T BEMT	Q Casalino	Q BEMT	Erro T	Erro Q
0,00	7,72 N	8,91 N	0,15 N	0,17 N	15,41%	13,33%
0,24	6,27 N	7,54 N	0,16 N	0,19 N	20,26%	18,75%
0,40	5,16 N	5,79 N	0,15 N	0,17 N	12,21%	13,33%
0,60	2,97 N	3,02 N	0,11 N	0,12 N	1,68%	9,09%

Em todos os casos é vista uma superestimação dos resultados de tração e torque. Observa-se que os desvios tendem a diminuir com o aumento da razão de avanço, enquanto os erros altos, entre 10% a 20% na maioria dos casos, podem ser justificados pela baixa fidelidade do modelo utilizado. Em relação ao ruído medido experimentalmente por Casalino *et al.* (2021), é feita a comparação com o ruído de carregamento, espessura e total obtidos através da metodologia definida, com a visualização para as diferentes razões de avanço e BPF vista na Figura 34.

É possível observar que os resultados na 1° BPF tem boa concordância com o padrão de diretividade experimental, subestimando ligeiramente o nível de ruído de pico, com um erro absoluto máximo de 3,47 dB para $J = 0,6$ e menor que 2 dB para as outras razões de avanço. Em relação a 2° BPF, o padrão de diretividade se mantém, discordando ligeiramente do experimental. Ademais, o nível de ruído máximo possui a maior discrepância dos resultados na razão de avanço de $J = 0,6$ nos baixos ângulos, com erro máximo de -30,16 dB. Para a terceira BPF, há uma piora no resultado em termos de previsão do nível de ruído para todos os ângulos, ficando distante dos experimentos em todos os casos, com relação ao padrão de diretividade, difere dos experimentos mas mantém a mesma forma vista no modelo para a 1° e 2° BPF.

Uma possível justificativa para os resultados mais discrepantes na 2° e 3° BPF é que neste caso o ruído tonal não é suficientemente dominante e o valor de pico está contabilizando o ruído de banda larga nos resultados experimentais. Dessa forma o resultado se mostra satisfatório na previsão de ruído de um rotor mesmo com o erro para os resultados de tração e torque, já que o ruído dominante se encontra na 1° BPF, além disso, o padrão de diretividade também concorda com os dados experimentais.

Figura 34 – Comparação do NPS dos casos de Casalino *et al.* (2021)



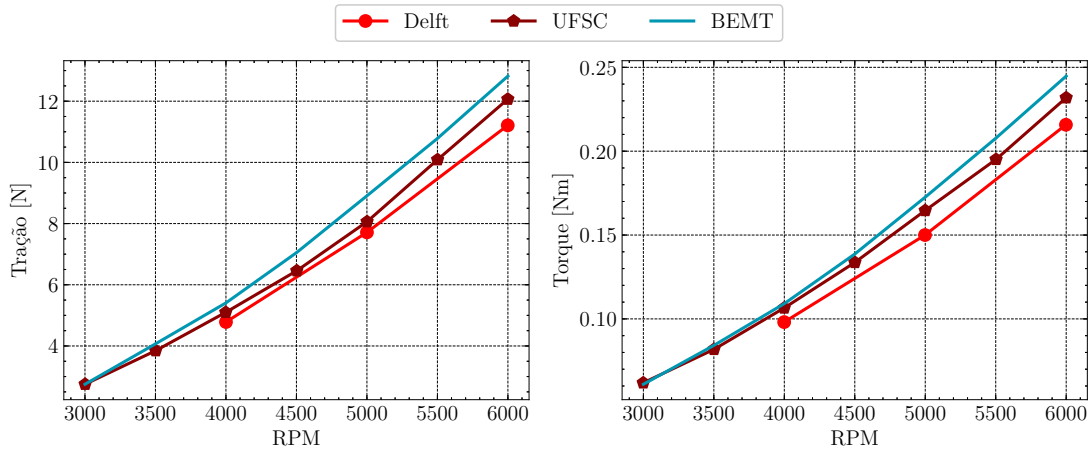
Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

4.3 RESULTADOS DO CASO DE BECK *ET AL.* (2024)

São comparados os resultados dos experimentos conduzidos por Beck *et al.* (2024) na Figura 35, realizados para a mesma hélice do caso anterior.

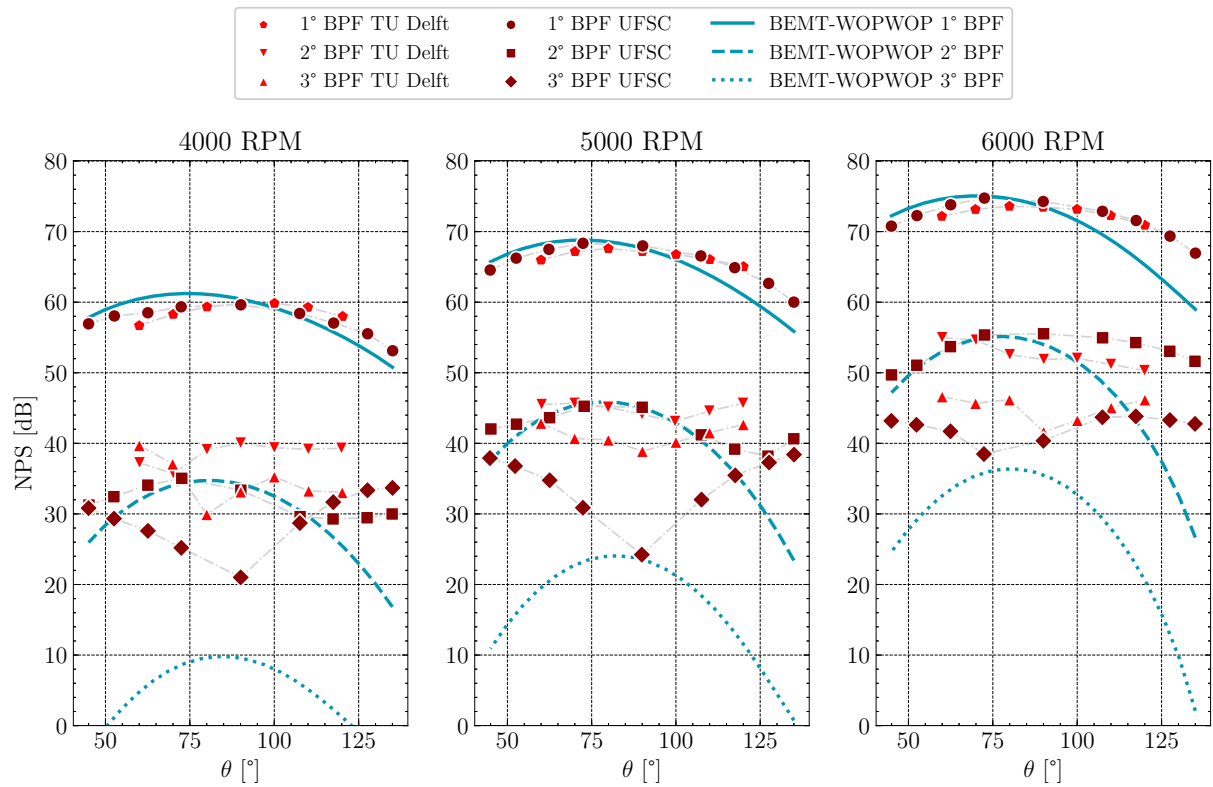
Tanto a tração quanto o torque mostram um resultado próximo aos experimentos realizados, mas com resultados superestimados com desvios que aumentam com o RPM. Os resultados experimentais para a 1°, 2° e 3° BPF são comparados com o ruído total obtidos pelo BEMT-WOPWOP na Figura 36.

Figura 35 – Comparação dos resultados de tração para os casos de Beck *et al.* (2024)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Figura 36 – Comparação do NPS dos casos de Beck *et al.* (2024)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Para os três RPM analisados, a previsão do ruído da 1° BPF representa bem o NPS observado nos experimentos feitos na TU Delft e UFSC, porém com uma leve discrepância na diretividade nos altos ângulos, que aumenta com o RPM, onde o nível de ruído previsto é menor do que os experimentos. O mesmo comportamento é visto na 2° BPF para 5000 e 6000 RPM, onde o nível de ruído discorda a partir de $\theta = 100^\circ$,

tendo valores menores.

Para a 3° BPF em todos os RPM e para a 2° BPF no caso de 4000 RPM, são previstos valores de ruído significativamente menores com padrões de diretividade que não se assemelham aos obtidos experimentalmente. É levantada novamente a hipótese de que o ruído tonal, neste caso na 3° BPF, não é suficientemente dominante, prejudicando a previsão. Outra hipótese seria a piora da previsão do BEMT-WOPWOP para as harmônicas mais altas.

4.4 RESULTADOS DO CASO DE SCHILLER, PASCIONI E ZAWODNY (2019)

Inicialmente é feita uma comparação da tração total dos rotores computada pelo BEMT com os dados experimentais e com os próprio modelo proposto por Schiller, Pascioni e Zawodny (2019). Os resultados são comparados na Tabela 2 e vale ressaltar que a incerteza de medição no experimento é de $\pm 0,2\text{N}$ e que a coluna Erro se refere a diferença entre o resultado do BEMT e a tração medida.

Tabela 2 – Comparação dos resultados de tração total para os casos de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)

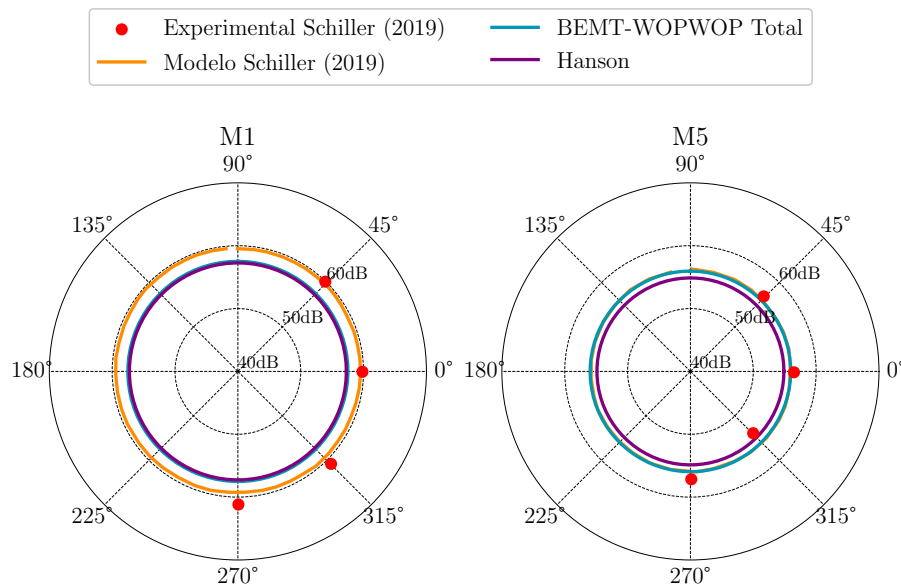
Caso	Medida Schiller	Modelo Schiller	BEMT	Erro
Um rotor	4,90 N	5,50 N	4,92 N	0,39 %
CTR, $\phi_r = 0^\circ$	9,30 N	10,9 N	9,84 N	5,79 %
CTR, $\phi_r = 90^\circ$	9,80 N	10,90 N	9,84 N	0,39 %
CR, $\phi_r = 0^\circ$	10,00 N	10,90 N	9,84 N	-1,62 %
CR, $\phi_r = 45^\circ$	10,00 N	10,90 N	9,84 N	-1,62 %
CR, $\phi_r = 90^\circ$	10,00 N	10,90 N	9,84 N	-1,62 %

Em todos os casos a tração obtida pelo modelo BEMT se aproxima mais dos resultados experimentais do que o modelo de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019). O erro máximo em relação ao experimento é de 5,79%, que ocorre no caso contra rotativo com rotores sem diferença de fase, onde a tração é reduzida pela a interação dos rotores.

Em relação ao ruído de apenas um rotor, a Figura 37 mostra a comparação entre os resultados experimentais e o modelo de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019), o ruído total, de carregamento e de espessura da 1° BPF obtido pelo PSU-WOPWOP e o ruído previsto pelo método semi-analítico no domínio da frequência de Hanson (1980), seguindo a implementação computacional do trabalho de Pereira (2023).

A previsão realizada pela metodologia deste trabalho subestima o ligeiramente ruído no plano de rotação da hélice, ficando abaixo do modelo proposto por Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) e de seu experimento, porém mostra boa concordância para os observadores em menor ângulo de elevação. Em comparação, o modelo de Hanson (1980) no domínio da frequência tem os resultados semelhantes ao PSU-WOPWOP no caso do primeiro microfone mas um ruído ligeiramente menor em M5.

Figura 37 – Comparação do NPS na 1° BPF de um rotor para o caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

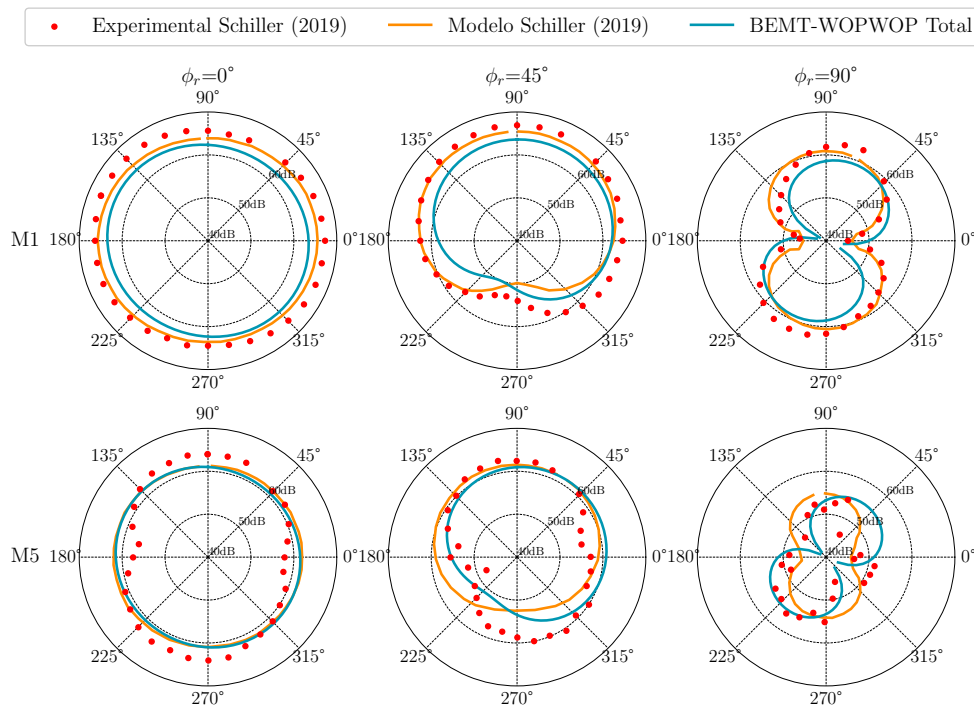
Partindo para os resultados de múltiplos rotores, são apresentados os resultados co-rotativos na Figura 38 e contra rotativos na Figura 39. As linhas representam os diferentes planos de microfones e as colunas as fases relativas entre rotores ϕ_r .

Analisando primeiramente os casos em M1, o nível de ruído é globalmente menor em comparação ao experimento e modelo de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019), com padrões de diretividade semelhantes, ligeiramente assimétricos no eixo entre 90° a 270°, tendência acompanhada pelos experimentos mas não pelo modelo. Os resultados no plano de M5 do BEMT-WOPWOP mantém o mesmo padrão de diretividade que antes, o caso com fase 0° fica praticamente simétrico, já os casos de fase 45° e 90° rotacionam os padrões de diretividade no sentido horário, tendo simetria no eixo entre 45° e 225°.

Para os resultados de rotores contra rotativos, os padrões de diretividade e os níveis máximos e mínimos de ruído são bem representados para M1 e M5, com nível de ruído global ligeiramente abaixo do experimento, com exceção do caso M5 com $\phi_r = 90^\circ$ onde a previsão tem níveis semelhantes ao do experimento. O padrão de diretividade do BEMT-WOPWOP com o modelo de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) concorda em todos os casos, tendo o nível de ruído global menor em M1 e semelhante nos observadores em M5.

O modelo apresentado por Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) não considera a interação aerodinâmica entre hélices, semelhante ao BEMT-WOPWOP. As pequenas diferenças de resultado devem ocorrer principalmente pelo fato de que Schiller, Pascioni e Zawodny (2019) prevê o ruído em uma esfera ao redor de uma hélice isolada e

Figura 38 – Comparação do NPS na 1° BPF de rotores co-rotativos para o caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

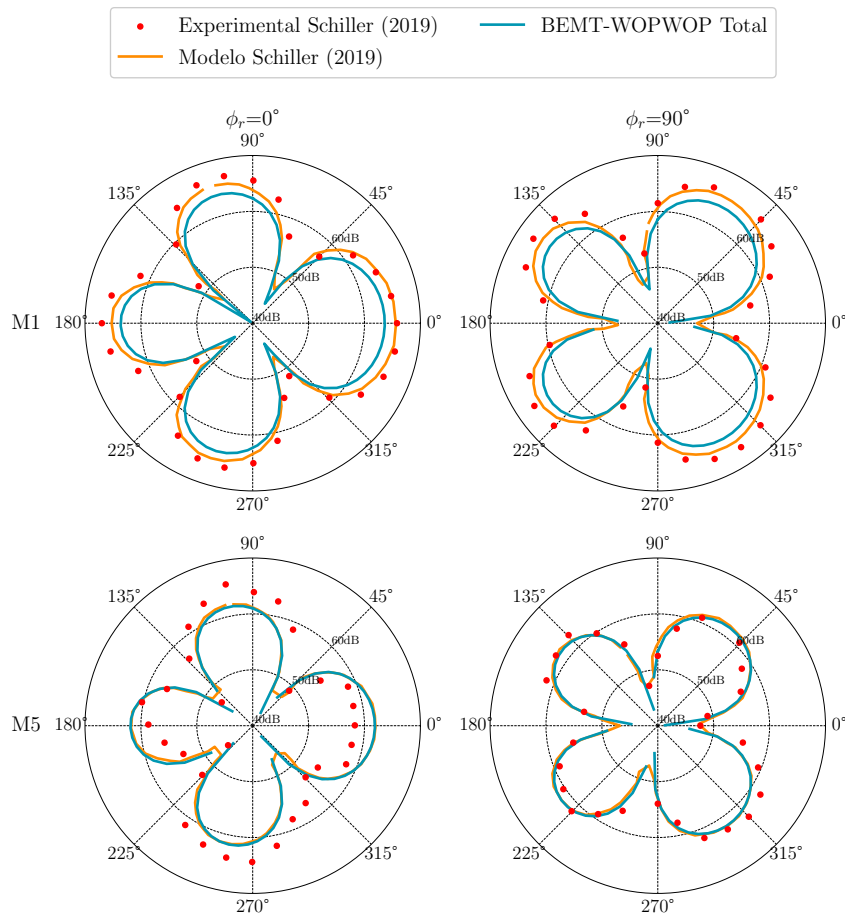
obtem o ruído de múltiplos rotores com a propagação e superposição do resultado de hélices individuais. Já o BEMT-WOPWOP modela ambas simultaneamente e resolve a equação de Farassat 1A (Farassat, 1981). Analisando todos os resultados experimentais, vemos que o ruído é bem representado em todos os casos contra rotativos e semelhante para os casos co-rotativos, onde a diferença aumenta fora do plano de rotação da hélice.

4.5 RESULTADOS DO CASO DE SHAO *ET AL.* (2019)

Os resultados de tração obtidos pelo modelo e experimento de Shao *et al.* (2022) contém dados para um rotor isolado e para os dois rotores, R1 e R2, individualmente nos diferentes casos. O algoritmo BEMT obteve um resultado de 3,79 N para o rotor isolado e é comparado com os resultados experimentais e do modelo de Shao *et al.* (2022) na Tabela 3. A coluna de Erro se refere a diferença do BEMT com a medição do rotor respectivo.

Na maioria dos casos o erro absoluto fica abaixo de 2,5%, com exceção do segundo rotor para hélices co-rotativas, com diferença de fase de 0°. Os erros para rotores contra rotativos são menores do que os erros co-rotativos, e para as diferentes fases entre rotores, os casos com 90° de diferença tem um erro menor do que casos com 0°, comportamento similar aos resultados da seção anterior.

Figura 39 – Comparação do NPS na 1ª BPF de rotores contra rotativos para o caso de Schiller, Pascioni e Zawodny (2019)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Tabela 3 – Comparação dos resultados de tração para os casos de Shao *et al.* (2022), BEMT = 3,79N

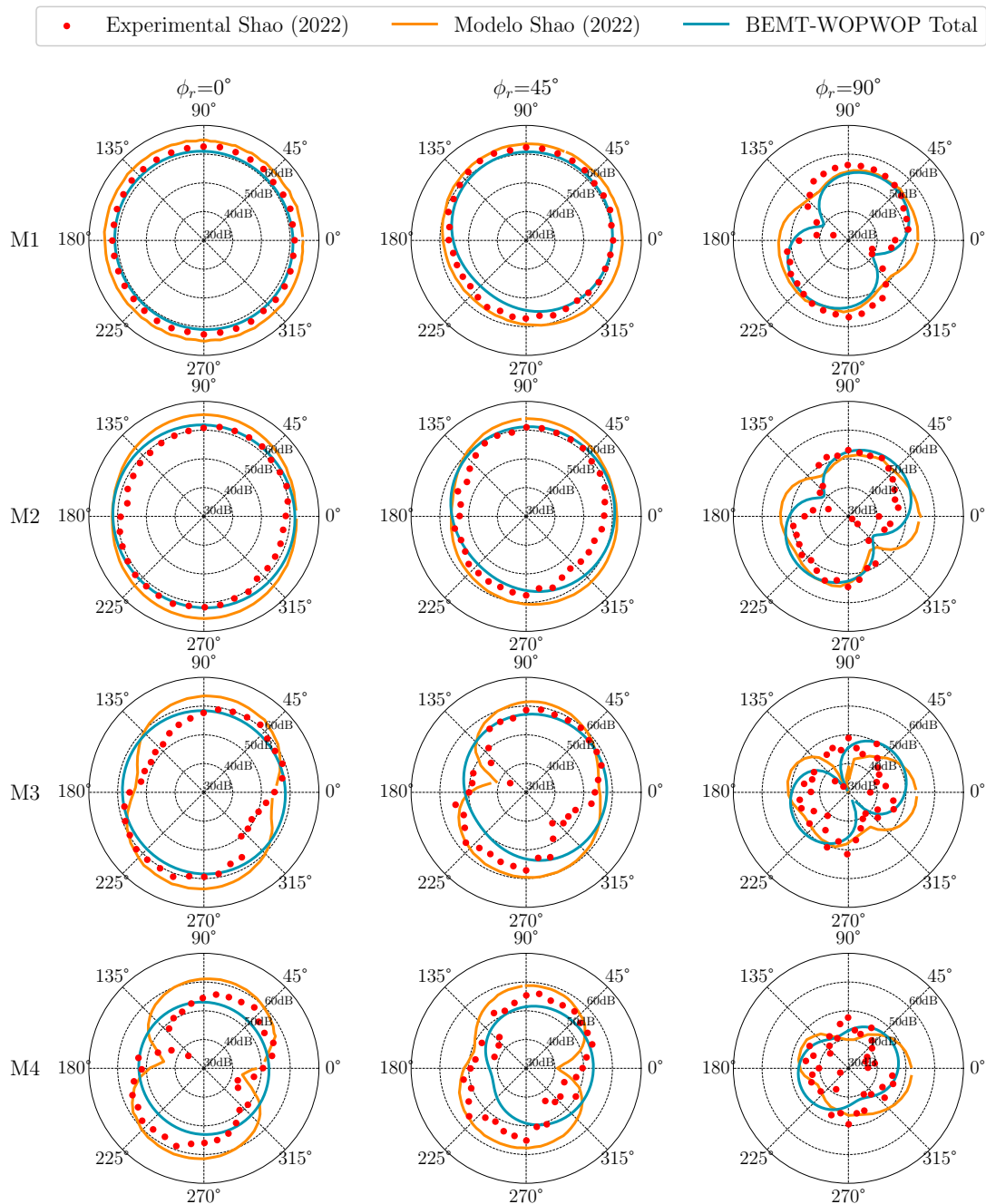
Rotação	ϕ_r	Medida R1	Prevista R1	Medida R2	Prevista R2	Erro R1	Erro R2
Um rotor		3,70 N	3,84 N	-	-	1,05 %	-
CTR	0°	3,75 N	3,81 N	3,70 N	3,81 N	0,29 %	1,05 %
CTR	45°	3,71 N	3,82 N	3,71 N	3,82 N	0,78 %	0,78 %
CTR	90°	3,75 N	3,84 N	3,75 N	3,84 N	0,29 %	0,29 %
CR	0°	3,69 N	3,83 N	3,58 N	3,83 N	1,33 %	-4,44 %
CR	45°	3,66 N	3,83 N	3,67 N	3,83 N	2,16 %	1,88 %
CR	90°	3,69 N	3,82 N	3,71 N	3,82 N	1,33 %	0,78 %

Como a zona de recirculação afeta o ângulo de ataque das seções da hélice e a tração gerada por elas (Lee; Lee, 2020), uma possível hipótese para os menores erros dos casos contra rotativos e com fase de 90° é que a interação aerodinâmica entre rotores é menor (Nargi *et al.*, 2023), se aproximando do resultado para um rotor isolado. É importante destacar que o valor de ϕ_r com a menor interação depende do número de pás de cada rotor.

Os resultados de ruído para os dois rotores de Shao *et al.* (2022) são vistos

para os casos co-rotativos na Figura 40 e para os casos contra rotativos na Figura 41, já os resultados dos casos de quatro rotores estão na Figura 42.

Figura 40 – Comparação do NPS na 1° BPF de rotores co-rotativos para o caso de Shao *et al.* (2022)

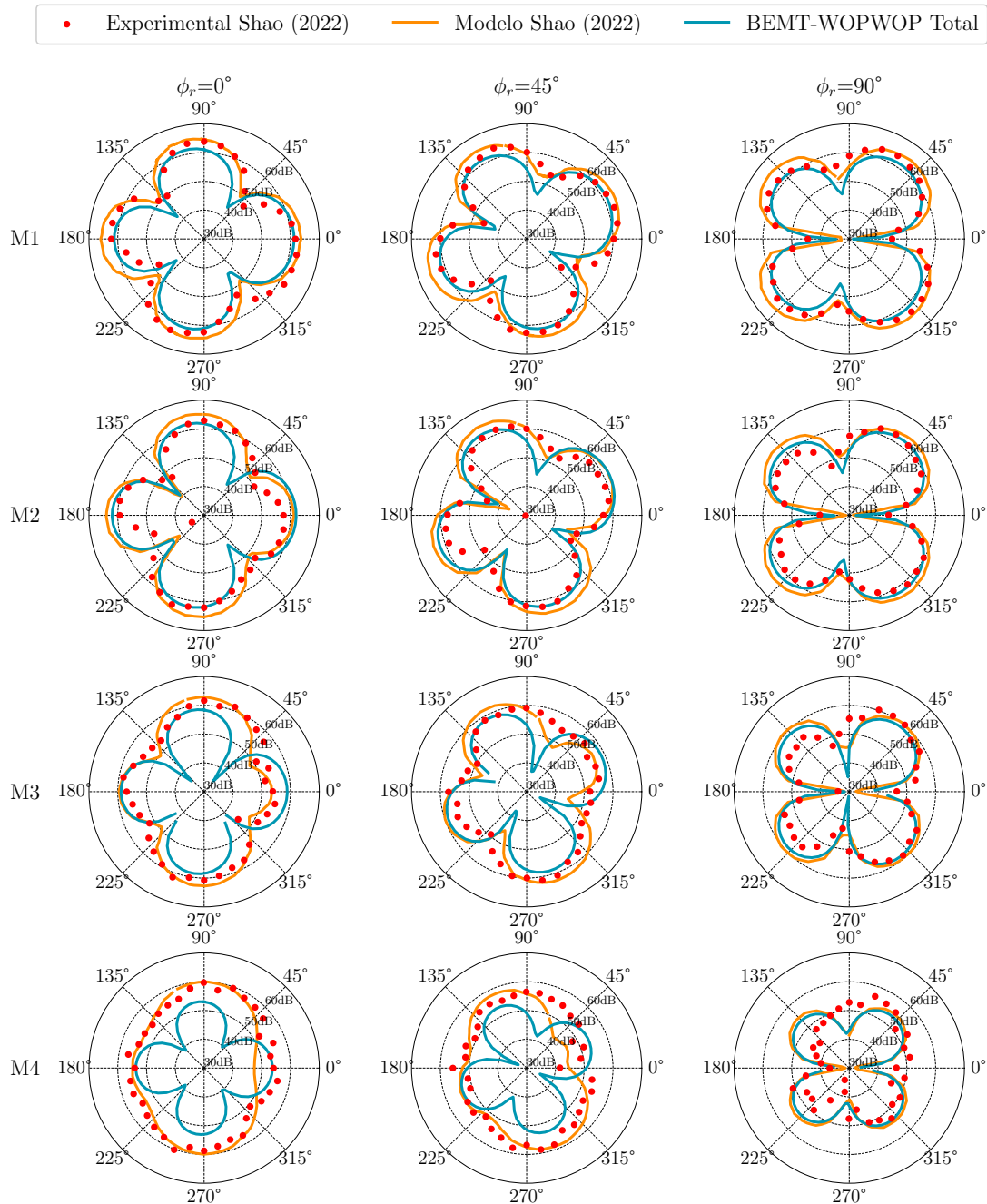


Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Novamente os resultados mais próximos do plano de rotação concordam melhor com os dados experimentais, destacando-se M1 e M2, a 0° e $22,5^\circ$, onde os padrões de diretividade e nível de ruído são bem representados. Em M3 e M4, os padrões de diretividade se mantêm os mesmos que dos ângulos menores, mas essa tendência não é seguida nos dados experimentais e nestes casos o modelo apresen-

tado por Shao *et al.* (2022) tem resultados melhores, possivelmente por considerar a interação aerodinâmica entre hélices.

Figura 41 – Comparação do NPS na 1ª BPF de rotores contra rotativos para o caso de Shao *et al.* (2022)

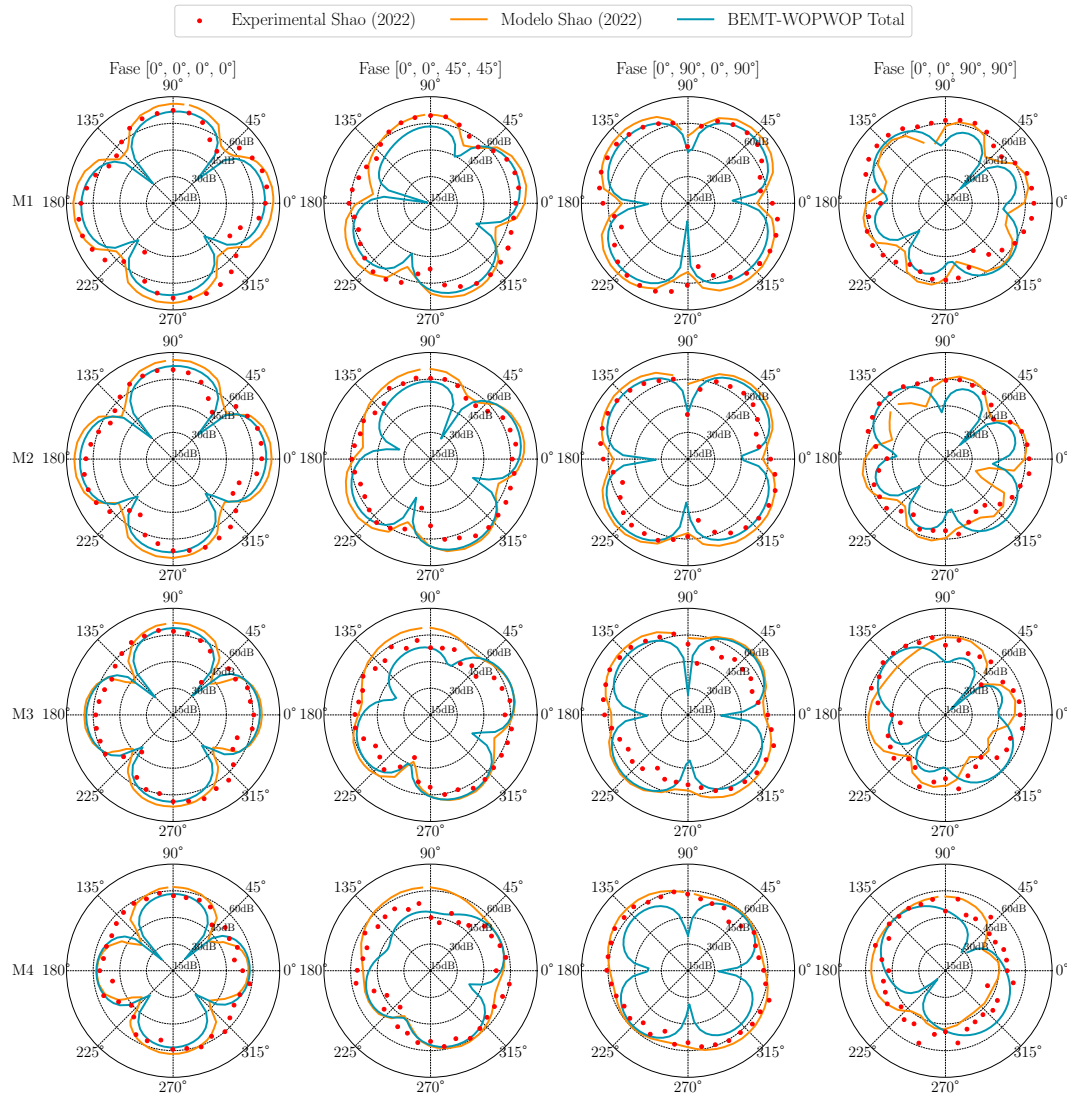


Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Os resultados contra rotativos seguem a mesma tendência do que os casos co-rotativos, com exceção da fase de 90°, onde o modelo apresentado por Shao *et al.* (2022), o BEMT-WOPWOP e os resultados experimentais mostram resultados semelhantes em todos os microfones. Isto, juntamente com o menor erro de tração e torque, fortalece a hipótese de que em certas configurações de fase e sentido de rota-

ção, rotores coplanares próximos possuem pouca interação aerodinâmica, resultando em resultados de tração e de ruído semelhantes ao de modelos que consideram os rotores isolados.

Figura 42 – Comparação do NPS na 1° BPF para quatro rotores no caso de Shao *et al.* (2022)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

Analisando os casos dos quatro rotores, é possível notar que os padrões de diretividade do BEMT-WOPWOP representam bem os resultados experimentais e são semelhantes ao modelo de Shao *et al.* (2022) nos casos de fase $[0^\circ, 0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]$ e $[0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ]$, com diferenças maiores para as fases $[0^\circ, 0^\circ, 45^\circ, 45^\circ]$ e $[0^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 90^\circ]$. A tendência de resultados mais representativos próximos do plano de rotação da hélice se mantém, mas o maior número de rotores resulta em discrepâncias maiores nos casos M4, possivelmente pela maior perturbação aerodinâmica causada pela presença de dois rotores adicionais.

4.6 RESULTADOS DO CASO DE XU ET AL. (2024)

A comparação dos resultados de tração de Xu *et al.* (2024) é vista na Tabela 4, onde o Erro se refere a diferença do BEMT com o resultado previsto total de tração de Xu *et al.* (2024). A medição experimental de tração total realizada por Xu *et al.* (2024) é de 8N e considera a tração de duas hélices isoladas, gerando um erro de 6,53% comparado com o BEMT.

Tabela 4 – Comparação dos resultados de tração para o caso de Xu *et al.* (2024)

Caso	Prevista Total	BEMT Total	Erro
2,5R, $\phi_r = 0^\circ$	7,96	7,48	-6,03 %
2,5R, $\phi_r = 90^\circ$	7,87	7,48	-4,96 %
3,3R, $\phi_r = 0^\circ$	7,98	7,48	-6,26 %
3,3R, $\phi_r = 90^\circ$	7,92	7,48	-5,56 %

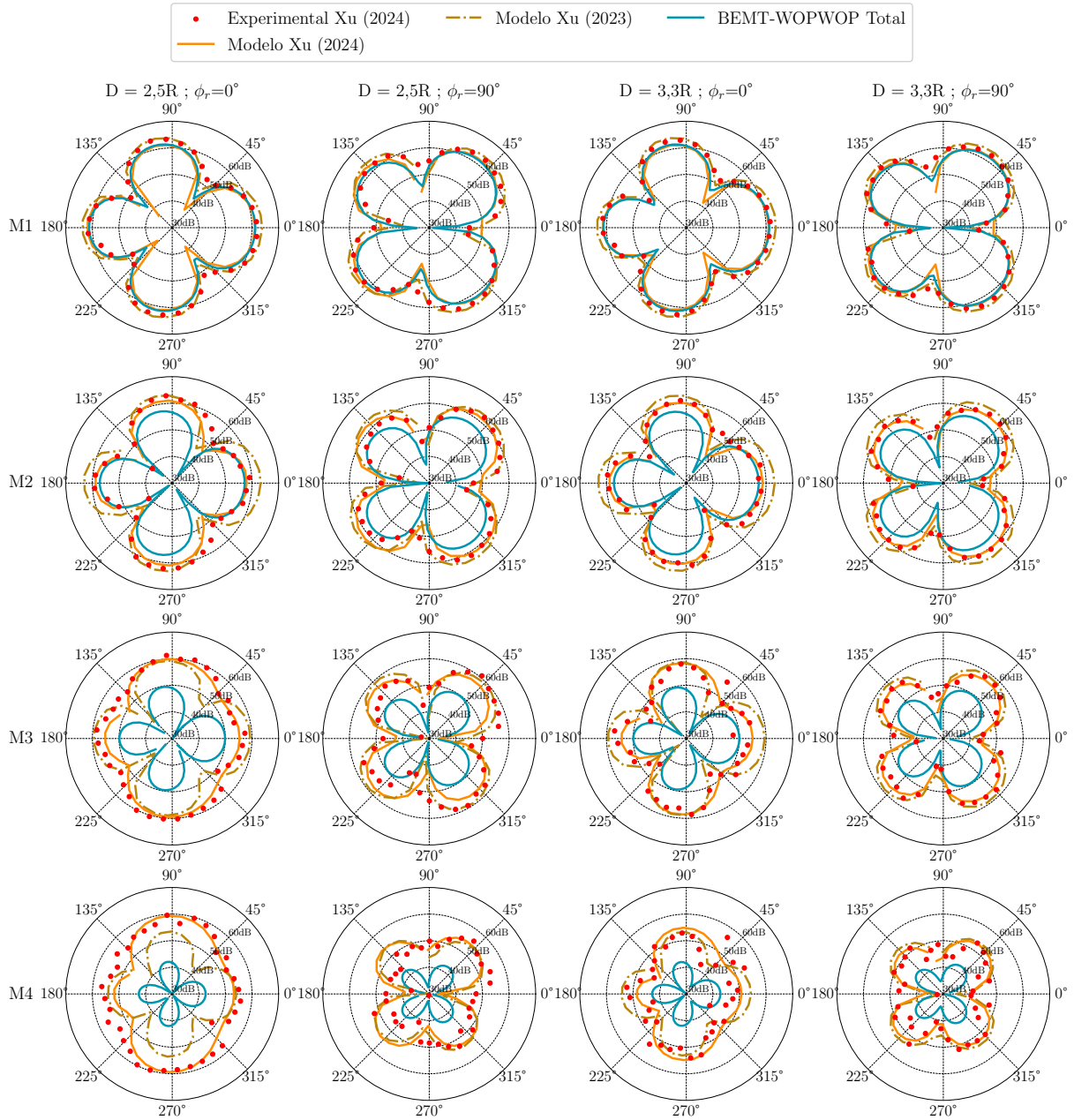
O modelo apresentado por Xu *et al.* (2024), que considera a interação aerodinâmica entre hélices através de uma simulação CFD, possui a maior discrepância dos resultados do BEMT nos casos de $\phi_r = 0^\circ$. Para o ruído, a mesma hélice do caso anterior é analisada nos experimentos de Xu *et al.* (2024), com a principal diferença sendo observadores acima do plano de rotação da hélice e resultados experimentais para a 1° e 2° BPF, além de diferentes distâncias axiais. Os resultados para a 1° e 2° BPF são vistos nas Figuras 43 e 44 respectivamente.

Os resultados da 1° BPF de Xu *et al.* (2024) com fase 0° reforçam a diferença na diretividade fora do plano de rotação para modelos consideram ou não a interação aerodinâmica entre hélices, já que o BEMT-WOPWOP e o modelo de Xu *et al.* (2023), mesmo obtendo os carregamentos na pá de formas distintas, resultam no mesmo padrão de diretividade, que difere do experimento e do modelo de Xu *et al.* (2024) nos ângulos maiores. Os casos com fase de 90° para ambas as distâncias axiais possuem padrões de diretividade semelhantes para todos os modelos e o experimento, reforçando a menor interação aerodinâmica desses casos.

A variação de distância axial não mostra uma alteração significativa nos padrões de diretividade observados no plano dos rotores, apenas uma redução do nível de ruído de maneira uniforme em todas as direções, comportamento observado no experimento e nos modelos apresentados.

Para a 2° BPF, os modelos apresentam um padrão de diretividade com oito lóbulos no plano das hélices, com os resultados do BEMT-WOPWOP apresentado um nível de ruído globalmente menor e lóbulos claramente distintos. O modelo de Xu *et al.* (2024) possui um padrão mais circular, com nível de ruído mais próximo dos experimentos. Ao analisar os microfones mais distantes do plano, o padrão de diretividade do BEMT-WOPWOP se mantém, com o nível de ruído diminuindo significativamente, chegando a menos de 10 dB em M4. Entretanto o experimento e o modelo apresen-

Figura 43 – Comparação do NPS na 1° BPF para o caso de Xu *et al.* (2024)

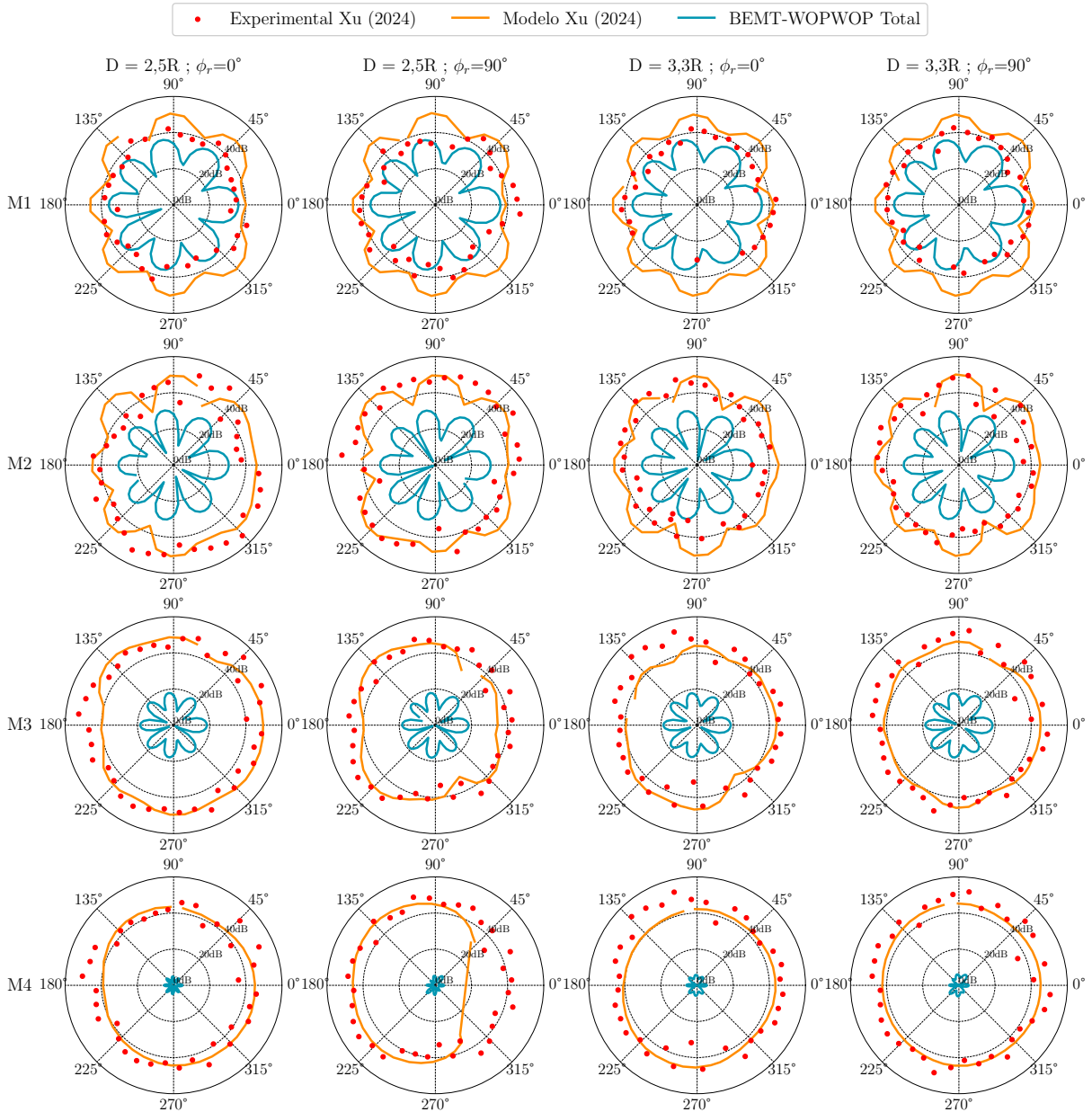


Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

tados transicionam para um padrão circular, com resultados semelhantes, sendo a exceção o caso de $D = 2,5R$ e $\phi_r = 90^\circ$ onde o modelo apresenta uma assimetria na direção de 0° e destoa do experimental.

Em todos os experimentos multi-rotor analisados, foi observado que o BEMT-WOPWOP apresenta boa concordância com os padrões de diretividade e os níveis de ruído próximos ao plano de rotação da hélice, concordando com dados experimentais e com modelos de outros autores para diferentes configurações de rotação, fase entre rotores e distâncias axiais. Xu *et al.* (2024) também conclui que a interação entre

Figura 44 – Comparação do NPS na 2° BPF para o caso de Xu *et al.* (2024)



Fonte: Elaborado pelo Autor (2026).

rotores não afeta o ruído no plano das hélices, explicando a diferença de modelos que não consideram a interação aerodinâmica para estes casos.

As disparidades nos resultados de ruído ocorrem fora do plano de rotação da hélice, onde a interação aerodinâmica resulta em forças de tração oscilantes que introduzem uma fonte de ruído não modelada neste trabalho (Lee; Lee, 2020; Thai *et al.*, 2021; Xu *et al.*, 2024). A exceção ocorre nos casos onde as pás de um rotor estão sempre o mais distante possível das pás de outros rotores, sendo esse caso para hélices de duas pás $\phi_r = 90^\circ$, o que minimiza a interação aerodinâmica entre hélices e a amplitude da força oscilatória gerada (Xu *et al.*, 2024).

O nível de ruído para observadores acima do plano de rotação é significativamente menor para o modelo deste trabalho do que o modelo de Xu *et al.* (2023), o que pode ser causado pela interação aerodinâmica entre hélices e seu efeito no carregamento, desconsiderados neste trabalho. Com isso, a metodologia BEMT-WOPWOP se mostra adequada para a previsão do ruído tonal, de hélices coplanares, com sincronização de fase, para observadores próximos do plano de rotação da hélice. Caso a distância axial entre rotores seja suficientemente grande ou a diferença de fase ϕ_r entre rotores seja tal que maximize a distância entre as pás dos rotores ao longo da rotação, a interação aerodinâmica entre os rotores é minimizada e as previsões para o ruído fora do plano de rotação se tornam mais acuradas.

5 CONCLUSÃO

A monografia apresentada buscou desenvolver um modelo capaz de prever o ruído gerado por múltiplas hélices coplanares em diferentes condições de operação, variando a fase relativa entre rotores, RPM, distância axial e geometria de hélice. O modelo deve ser capaz de prever o ruído tonal e os padrões de diretividade ao redor do conjunto de rotores, com um baixo custo computacional visando a aplicação em projetos conceituais.

Visando uma metodologia com baixo custo computacional, foi proposta a metodologia BEMT-WOPWOP, que consiste em utilizar a Teoria do Elemento e Momento de Pá para obter a distribuição de carregamento ao longo de uma hélice isolada, e ao fornecer esses resultados para o PSU-WOPWOP, obter uma previsão do ruído tonal através da resolução da formulação de Farassat 1A. Este modelo tem a hipótese simplificadora da não interação aerodinâmica entre hélices, resultando em carregamentos constantes e com o presente trabalho avaliando as limitações desta hipótese.

Foram utilizados cinco trabalhos para a validação do método proposto, onde os casos de rotores isolados mostram que é possível prever o ruído na 1° BPF e sua diretividade para diferentes rotores, RPM e razões de avanço, obtendo resultados semelhantes aos experimentos realizados pelos autores. Porém para a 2° BPF em diante, os resultados mostram uma discrepância maior em relação aos experimentos, pela maior influência do ruído de banda larga nas mais altas frequências, que possuem um nível de ruído tonal mais baixo.

Para os casos de múltiplos rotores, em quesitos de nível de ruído e diretividade na 1° BPF, o BEMT-WOPWOP prevê bem resultados no plano de rotação da hélice, com níveis de ruído semelhantes a todos os casos experimentais analisados, entretanto existe uma piora dos resultados para observadores fora do plano de rotação. Sobre os resultados para a 2° BPF, a tendência é a mesma, porém o nível de ruído é menor mesmo no plano das hélices, resultado atribuído novamente a maior influência do ruído de banda larga nestas frequências.

Contudo, para a 1° BPF nos casos de diferença de fase de 90°, a previsão do ruído se mantém de acordo com os experimentos mesmo para observadores fora do plano de rotação da hélice, o que indica que nestes casos a hipótese simplificadora da não interação aerodinâmica entre hélices é válida, já que as pás de um rotor estão o mais distantes possíveis das pás do outro rotor ao longo da rotação. Como nestes casos com fase de 90° a oscilação da força de tração é menor do que quando comparado com os casos de 0°, pode-se concluir que existe uma fonte de ruído associada a oscilação da força de tração que não é modelada pela metodologia BEMT-WOPWOP, mesmo com esta simplificação, a metodologia é capaz de prever o ruído e a direti-

vidade para a 1° BPF no plano de rotação das hélices e a depender da fase entre rotores, fora do mesmo.

A fim de continuar o desenvolvimento da metodologia de baixo custo computacional BEMT-WOPWOP, são feitas as seguintes recomendações para trabalhos futuros:

- A realização de um estudo paramétrico que analisa para diferentes hélices, a influência da distância axial e fase entre rotores, possibilitaria obter a flutuação de tração ao longo da rotação da pá, que poderia ser incluída na previsão de ruído, melhorando os resultados fora do plano de rotação;
- Outra limitação da metodologia é a aplicação apenas para rotores com sincronização de fase, pode ser desenvolvido um método estatístico ou com pequenas flutuações de RPM ao longo da rotação para prever o ruído de hélices sem diferença de fase;
- A influência da razão de avanço não nula na previsão de ruído do modelo não foi estudada, sendo necessário uma validação com resultados de outros autores, numéricos e experimentais;
- Diferentes distâncias axiais entre rotores foram pouco exploradas neste trabalho, onde a análise de resultados de ruído para distâncias bem próximas e mais distantes ajudariam a definir as limitações da metodologia em relação a essa variável.

REFERÊNCIAS

- AFARI, S. O.; MANKBADI, R. R. Simulations of multi-rotor interaction noise at hovering & forward flight conditions. **International Journal of Aeroacoustics**, v. 22, p. 153–187, mar. 2023.
- ALVAREZ, E. *et al.* Rotor-on-rotor aeroacoustic interactions of multirotor in hover. *In: Proceedings of the VERTICAL FLIGHT SOCIETY 76TH ANNUAL FORUM*, p. 1–12, The Vertical Flight Society, 2020. Disponível em: <https://vtol.org/store/product/rotoronrotor-aeroacoustic-interactions-of-multirotor-in-hover-16489.cfm>.
- ALVAREZ, E. J.; MEHR, J.; NING, A. Flowunsteady: An interactional aerodynamics solver for multirotor aircraft and wind energy. *In: Proceedings of the AIAA AVIATION 2022 FORUM*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2022. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2022-3218>.
- ALVAREZ, E. J.; NING, A. High-fidelity modeling of multirotor aerodynamic interactions for aircraft design. **AIAA Journal**, v. 58, p. 4385–4400, oct. 2020.
- AZIZ, A.; SHI, Y. Impact of rotor-to-rotor interactions on the tonal noise characteristics of different octocopter configurations. **Aerospace**, v. 11, 30 p., dec. 2024.
- BECK, A. B. *et al.* Comparative assessment of isolated propeller noise test rigs. *In: Proceedings of the 30TH AIAA/CEAS AEROACOUSTICS CONFERENCE (2024)*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2024. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2024-3323>.
- BISTAFA, S. R. **Acústica aplicada ao controle do ruído**. São Paulo: Blucher, 2011.
- BRENTNER, K. S. *et al.* Maneuvering rotorcraft noise prediction: A new code for a new problem. *In: Proceedings of the AHS AERODYNAMICS, ACOUSTICS, AND TEST EVALUATION SPECIALIST MEETING*, 12 p., San Francisco, CA: AHS Aerodynamics, Acoustics, and Test Evaluation Specialist, 2002.
- CASALINO, D. *et al.* Definition of a benchmark for low reynolds number propeller aeroacoustics. **Aerospace Science and Technology**, v. 113, 16 p., june 2021.
- CHAITANYA, P. *et al.* On the optimum separation distance for minimum noise of contra-rotating rotors. **Journal of Sound and Vibration**, v. 535, 21 p., sep. 2022.
- DEKKER, H. N. *et al.* Unsteady flow behaviour of multi-rotors in ground proximity. **Flow**, v. 3, 20 p., oct. 2023.
- DRELA, M. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. *In: Proceedings of the LOW REYNOLDS NUMBER AERODYNAMICS*, Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1989. Disponível em: http://link.springer.com/10.1007/978-3-642-84010-4_1.
- FAHY, F. **Foundations of engineering acoustics**. Southampton: Elsevier, 2001. v. 1. p. 1-443 p.

FARASSAT, F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise. **AIAA Journal**, v. 19, p. 1122–1130, sep. 1981.

FFOWCS WILLIAMS, J. E.; HAWKINGS, D. L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. **Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences**, v. 264, p. 321–342, 1969.

GLAUERT, H. Airplane propellers. In: DURAND, W. F. **Aerodynamic theory**. Berlin: Springer, 1935. v. 1, p. 169–360. Disponível em: https://doi.org/10.1007/978-3-642-91487-4_3. Acesso em: 25 out. 2025.

GRANDE, E. *et al.* Computational aeroacoustic study of co-rotating rotors in hover. **Aerospace Science and Technology**, v. 153, 12 p., oct. 2024.

GREENWOOD, E. *et al.* Challenges and opportunities for low noise electric aircraft. **International Journal of Aeroacoustics**, v. 21, p. 315–381, sep. 2022.

GUDMUNDSSON, S. **General aviation aircraft design: applied methods and procedures**. Oxford: The Boulevard, Langford Lane, Kidlington, OX5 1GB, UK: Elsevier, 2014.

HADDAOUI, M.; SNELLEN, M. **Development of a propeller source noise model**. 2019. Masters Thesis in Aerospace Engineering, Instituição Delft University of Technology, 2019.

HANSON, D. B. Helicoidal surface theory for harmonic noise of propellers in the far field. **AIAA Journal**, v. 18, p. 1213–1220, 1980.

HEENE, M. **Aerodynamic propeller Model for load analysis**. 2012. Master's Thesis in Scientific Computing, Instituição Royal Institute of Technology, 2012.

HERNICZEK, M. K. **Evaluation of acoustic frequency methods coupled to blade element momentum theory for the prediction of propeller noise**. 2017. Doctoral Thesis in Aerospace Engineering, Instituição Carleton University, 2017.

HIGGINS, R. J. *et al.* A computational fluid dynamic acoustic investigation of a tiltwing evtol concept aircraft. **Aerospace Science and Technology**, v. 111, 14 p., apr. 2021.

HONG, Y. *et al.* Exploration of stacked rotor designs for aerodynamics in hover. **Aerospace Science and Technology**, v. 141, 16 p., oct. 2023.

HUBBARD, H. H. **Aeroacoustics of flight vehicles: theory and practice. V. 1: noise sources**. Hampton, Virginia: National Aeronautics and Space Administration, 1991.

JIA, Z.; LEE, S. Aerodynamically induced noise of a lift-offset coaxial rotor with pitch attitude in high-speed forward flight. **Journal of Sound and Vibration**, v. 491, 34 p., jan. 2021.

JIA, Z. H.; LEE, S. High-fidelity computational analysis on the noise of a side-by-side hybrid vtol aircraft. **Journal of the American Helicopter Society**, v. 67, 22 p., apr. 2022.

JUNG, R. *et al.* The effect of blade skew on the interaction tones produced by a contra-rotating unmanned aerial vehicle rotor system. **Journal of Sound and Vibration**, v. 572, 21 p., mar. 2024.

KO, J.; LEE, S. Quantification of wake interaction effects on multi-rotor configurations in forward flight. **Aerospace Science and Technology**, v. 135, 13 p., apr. 2023.

LEE, H.; LEE, D.-J. Rotor interactional effects on aerodynamic and noise characteristics of a small multirotor unmanned aerial vehicle. **Physics of Fluids**, v. 32, 19 p., apr. 2020.

MCKAY, R. S. *et al.* Experimental and analytical investigation of contra-rotating multi-rotor uav propeller noise. **Applied Acoustics**, v. 177, 17 p., june 2021.

NARGI, R. E. *et al.* Fluid-dynamic and aeroacoustic characterization of side-by-side rotor interaction. **Aerospace**, v. 10, 29 p., sep. 2023.

PAGE, M. J. *et al.* The prisma 2020 statement: an updated guideline for reporting systematic reviews. **BMJ**, v. 372, 9 p., mar. 2021.

PASCIONI, K.; RIZZI, S. A. Tonal noise prediction of a distributed propulsion unmanned aerial vehicle. *In: Proceedings of the 2018 AIAA/CEAS AEROACUSTICS CONFERENCE*, Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2018. Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2018-2951>.

PEREIRA, V. F. **Aplicação de métodos analíticos para previsão do ruído gerado por múltiplos rotores**. 2023. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Aeroespacial) - Centro Tecnológico de Joinville - Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2023.

QI, H. *et al.* Numerical investigation on aerodynamic noise of rigid coaxial rotor in forward flight with lift-offset. **International Journal of Aeroacoustics**, v. 24, 22 p., mar. 2025.

QI, H. *et al.* Investigation on aerodynamic noise characteristics of coaxial rotor in hover. **Applied Sciences**, v. 12, 15 p., mar. 2022.

RUIJGROK, G. J. J. **Elements of aviation acoustics**. Delft: Delft University Press, 1993.

SCHILLER, N.; PASCIONI, K.; ZAWODNY, N. Tonal noise control using rotor phase synchronization. *In: Proceedings of the VERTICAL FLIGHT SOCIETY 75TH ANNUAL FORUM*, 12 p., Philadelphia, Pennsylvania: The Vertical Flight Society, 2019. Disponível em: <https://vtol.org/store/product/tonal-noise-control-using-rotor-phase-synchronization-14455.cfm>.

SCHMIDT, J. H.; KLOKKER, M. Health effects related to wind turbine noise exposure: a systematic review. **PLoS ONE**, v. 9, 28 p., dez. 2014.

SHAO, M. *et al.* Experimental study on noise reduction of multi-rotor by phase synchronization. **Journal of Sound and Vibration**, v. 539, 18 p., oct. 2022.

SILVA, L. H. D. **Análise de métodos semi-analíticos para aerodinâmica e ruído de hélices em escoamentos não-alinhados**. 2024. Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Aeroespacial) - Centro Tecnológico de Joinville - Universidade Federal de Santa Catarina, Joinville, 2024.

THAI, A. D. *et al.* Experimental and computational aeroacoustic investigation of small rotor interactions in hover. **Applied Sciences**, v. 11, 26 p., oct. 2021.

XU, X. *et al.* Mechanism analysis of the influence of rotor-to-rotor interactions on global rotor noise. **Journal of Sound and Vibration**, v. 585, 34 p., sep. 2024.

XU, X. *et al.* Fast prediction method for multirotor global tonal noise based on acoustic modal analysis. **Mechanical Systems and Signal Processing**, v. 183, 31 p., jan. 2023.

YANG, Y. *et al.* Analysis of the aeroacoustic characteristics of a rigid coaxial rotor in forward flight based on the cfd/vvpm hybrid method. **Aerospace**, v. 11, 24 p., dec. 2023.

YU, K. *et al.* Comparison of aerodynamic and aeroacoustic characteristics of fixed-pitch and variable-pitch rotors. **Physics of Fluids**, v. 36, 16 p., sep. 2024.

ZHANG, T. *et al.* High-fidelity aerodynamic and acoustic design and analysis of a heavy-lift evtol. **Aerospace Science and Technology**, v. 137, 16 p., june 2023.

ZHONG, S. *et al.* Predicting the aerodynamic noise of counter-rotating coaxial rotors. **Journal of Sound and Vibration**, v. 547, 17 p., mar. 2023.

ZHONG, S. *et al.* An investigation of rotor aeroacoustics with unsteady motions and uncertainty factors. **Journal of Fluid Mechanics**, v. 956, 33 p., feb. 2023.