

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO DE JOINVILLE
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL

ANDREZA COSTA

ANÁLISE DE MODELOS SEMIEMPÍRICOS PARA A PREVISÃO DE RUÍDO GERADO
POR AEROFÓLIOS COM APLICAÇÃO EM AEROGERADORES

Joinville

2023

ANDREZA COSTA

ANÁLISE DE MODELOS SEMIEMPÍRICOS PARA A PREVISÃO DE RUÍDO GERADO
POR AEROFÓLIOS COM APLICAÇÃO EM AEROGERADORES

Trabalho apresentado como requisito para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial do Centro Tecnológico de Joinville da Universidade Federal de Santa Catarina.

Orientador: Dr. Filipe Dutra da Silva

Joinville

2023

ANDREZA COSTA

ANÁLISE DE MODELOS SEMIEMPÍRICOS PARA A PREVISÃO DE RUÍDO GERADO
POR AEROFÓLIOS COM APLICAÇÃO EM AEROGERADORES

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi julgado adequado para obtenção do título de bacharel em Engenharia Aeroespacial, na Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico de Joinville.

Joinville (SC), 14 de Junho de 2023.

Banca Examinadora:

Orientador: Dr. Filipe Dutra da Silva
Orientador(a)
Presidente

Prof. Dr. Rafael Gigena Cuenca
Membro(a)
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Dr. William Roberto Wolf
Membro(a)
Universidade Estadual de Campinas

Dedico este trabalho aos meus pais Angelita Rosa e Gilmar Costa.

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais, Angelita e Gilmar, pela oportunidade de chegar nessa etapa de minha vida, através dos seus esforços e sacrifícios. A criação com foco na educação foi fundamental para guiar suas filhas até a universidade para um futuro profissional de sucesso, uma vida livre e independente. Agradeço à minha irmã Camila Costa pelo companheirismo e boas risadas, mesmo à distância.

Agradeço imensamente ao orientador Prof. Dr. Filipe Dutra da Silva, pelo profissionalismo, comprometimento e paciência. Tanto como orientador quanto professor, é um excelente profissional.

Agradeço ao Gestor Marcos R. Soares pela oportunidade de fazer parte da Equipe Frasle Mobility no início de minha vida profissional e também por ser um exemplo de profissional, o que me inspira. Agradeço à minha supervisora durante o período de estágio, Camila Bonato, que tanto me ensinou e contribuiu para a minha evolução, tal como uma mentora. À toda equipe do centro de pesquisa e desenvolvimento da Frasle, obrigada pelo acolhimento e pelo excelente ambiente de trabalho.

Ao meu namorado Guilherme, pelos momentos, apoio, companhia e cafés preparados durante o TCC. Agradeço também aos meus amigos, Erivelton, Mário, Nathan, Alan, Amanda e Wesley pelo companheirismo, momentos de descontração e desabafos, minha vida não seria tão alegre sem vocês.

Agradeço ao Instituto Patinhas pela oportunidade de ajudar no resgate de animais abandonados em Caxias do Sul durante o período do estágio, os gatos foram excelentes companhias e me ajudaram muito nessa fase de mudança.

RESUMO

A energia eólica é chamada de fonte energética limpa devido à baixa emissão de gases que causam o efeito estufa durante sua operação. Entretanto, essas instalações são sistemas ruidosos e precisam estar localizados longe de áreas populadas. Por conta disso, modelos de previsão de ruído são importantes ferramentas no projeto de turbinas eólicas mais silenciosas para a construção de sistemas com impacto ambiental reduzido. Em virtude do baixo custo computacional, os modelos semiempíricos são interessantes para estudos preliminares de ruído e de rotinas de otimização de aerofólios. O ruído gerado pelo escoamento turbulento em aerofólios é significativo tanto para aeronaves quanto para aerogeradores e a principal fonte de ruído ocorre devido à interação do escoamento turbulento com o bordo de fuga. Neste trabalho, foi conduzida a análise de modelos semiempíricos de previsão do ruído gerado pela interação da camada limite turbulenta com o bordo de fuga do aerofólio. O objetivo principal é comparar os modelos em diferentes estudos de caso quanto à acurácia. Foram analisados os modelos de Brooks, Pope e Marcolini - BPM, o modelo TNO do instituto Netherlands Organization for Applied Scientific Research e o modelo de LEE (2018). Os parâmetros da camada limite, entradas para os modelos aeroacústicos, foram obtidos com o programa XFOIL. Os resultados apresentaram boa concordância com as implementações encontradas na literatura. Casos com diferentes geometrias e regimes de escoamento foram analisados com aerofólios aplicados em aerogeradores. Também foram realizadas comparações com dados experimentais, quando disponíveis. A sensibilidade dos modelos a variações nos parâmetros de entrada também é discutida.

Palavras-chave: Ruído de bordo de fuga. Previsão de Ruído. Aeroacústica.

ABSTRACT

Wind turbines are called clean energy sources due to the low emission of gases that causes global warming during operation. However, wind turbine farms are noisy systems and need to be located far from populated areas. Therefore, wind turbine noise prediction models are relevant tools in the design of quieter wind turbines, to achieve systems with reduced environmental impact. Due to their low computation cost, semi-empirical noise prediction methods are attractive for coupling with optimization routines and for preliminary noise studies. Noise generated by the turbulent flow around airfoils is significant in both aircraft and wind turbine applications and the most significant noise source is due to the turbulent flow interaction with the airfoil trailing edge. In this work, an analysis of semi-empirical methods for predicting noise generated by the airfoil turbulent boundary layer was conducted. The main objective is to compare models in different case studies in terms of accuracy. Results from the Brooks, Pope and Marcolini (BPM) method, the TNO model from the TNO Institute of Applied Physics in the Netherlands and Lee (2018) model are discussed. The boundary layer parameters are inputs to the aeroacoustics models and were obtained from the XFOIL program. The results presented good agreement with other implementations in the literature. Cases with different geometries and flow regimes were analyzed with airfoils applied in wind turbines. Comparisons with experimental data, when available, are also presented. The sensitivity of the models to variations in the input parameters is also discussed.

Keywords: Trailing-edge Noise. Noise Prediction. Aeroacoustics.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Forma de onda (a) e espectro (b) do tom puro	18
Figura 2 – Forma de onda (a) e espectro (b) de um ruído	19
Figura 3 – Pressões sonoras e fontes geradoras dos sons	19
Figura 4 – Representação dos perfis de velocidade na região da camada limite	21
Figura 5 – Fenômenos de geração de ruído em aerofólio	23
Figura 6 – Aerofólios <i>DU96W180</i> , <i>AH93W174</i> , <i>NACA63₃618</i> e <i>DU97W300</i> . .	25
Figura 7 – Fluxograma geral da implementação dos modelos de previsão de ruído	26
Figura 8 – Exemplo da estrutura do arquivo de saída do XFOIL	29
Figura 9 – Fluxograma de funcionamento do código para cálculo dos parâmetros da camada limite	29
Figura 10 – Sistemas de coordenadas	30
Figura 11 – Fluxograma do algoritmo do método BPM	36
Figura 12 – Fluxograma da implementação do modelo TNO	40
Figura 13 – Fluxograma de implementação do método de LEE	44
Figura 14 – Comparação gráfica de resultados do modelo BPM	46
Figura 15 – Comparação do nível de pressão sonora para o aerofólio NACA64618 entre dados experimentais e o método BPM	48
Figura 16 – Comparação gráfica de resultados de implementações do modelo TNO	51
Figura 17 – Comparação gráfica de δ/c em função da posição na corda x/c . . .	53
Figura 18 – Comparativo entre as implementações do modelo de Lee (2018) . .	54
Figura 19 – Comparativo do coeficiente de pressão obtido pelo XFOIL com os resultados de Lee e Shum (2019)	55
Figura 20 – Resultados com variação da velocidade de escoamento livre para os diferentes modelos, aerofólio NACA0012, $R=1.22$ m, $\theta_e = \phi_e = 90^\circ$.	58
Figura 21 – Resultados com variação do ângulo de ataque para os diferentes modelos, aerofólio NACA0012, $R=1.22$ m, $\theta_e = \phi_e = 90^\circ$	60
Figura 22 – Resultados com variação da corda para os diferentes modelos, aerofólio NACA0012, $R=1.22$ m, $\theta_e = \phi_e = 90^\circ$	62
Figura 23 – Comparação dos resultados dos modelos com dados experimentais para o aerofólio DU96W180	64

Figura 24 – Comparação entre os modelos para os diferentes aerofólios 66

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Frequências inferiores, centrais e superiores das bandas de 1/3 de oitava	20
Tabela 2 – Entradas para o cálculo dos parâmetros da camada limite pelo XFOIL	27
Tabela 3 – Dados de entrada do modelo BPM	30
Tabela 4 – Parâmetros da camada limite utilizados no método BPM	32
Tabela 5 – Dados de entrada do modelo TNO	37
Tabela 6 – Parâmetros da camada limite utilizados no método TNO	38
Tabela 7 – Dados de entrada do modelo de LEE	41
Tabela 8 – Parâmetros da camada limite utilizados no método de LEE	42
Tabela 9 – Dados de entrada validação do modelo BPM	46
Tabela 10 – Comparação entre as implementações do BPM com o teste experimental	47
Tabela 11 – Análise entre os parâmetros da camada limite obtidos no método BPM	49
Tabela 12 – Dados de entrada utilizados na validação do modelo TNO	50
Tabela 13 – Verificação da implementação do método TNO para $a=1$ e $b=1$. . .	51
Tabela 14 – Verificação da implementação do método para $a=1.3$ e $b=0.25$. . .	52
Tabela 15 – Dados de entrada para validação do modelo de LEE	54
Tabela 16 – Verificação e validação dos resultados obtidos por meio do modelo de Lee (2018)	55
Tabela 17 – Análise de frequência e NPS de pico com a variação de velocidade para diferentes modelos	57
Tabela 18 – Análise de frequência e NPS de pico com a variação do ângulo de ataque	61
Tabela 19 – Análise de frequência e NPS de pico com a variação da corda . . .	63
Tabela 20 – Parâmetros de entrada para os estudos de caso de aerofólios . . .	63
Tabela 21 – Análise de frequência e NPS de pico para o estudo de caso com o aerofólio DU96W180	64

LISTA DE SÍMBOLOS

p'	Pressão sonora
f	Frequência da onda
T	Período da onda
A_p	Amplitude da onda
t	Tempo
r	Distância de um observador medida a partir do centro da fonte emissora do ruído
ω	Frequência angular
v	Velocidade de propagação da onda em um meio
p_e	Pressão eficaz
\mathcal{F}	Transformada de Fourier
j	Unidade imaginária
p_0	Pressão de referência $2 \cdot 10^{-5}$ Pa
Δf	Largura de banda
f_s	Frequência de corte superior
f_i	Frequência de corte inferior
f_c	Frequência central
ρ_∞	Densidade do meio ou densidade do escoamento livre
c	Corda do aerofólio
α	Ângulo de ataque
Re	Número de Reynolds

M	Número de Mach
x_{tr}	Coordenada x/c da transição forçada da camada limite no aerofólio
δ	Espessura da camada limite
δ^*	Espessura de deslocamento da camada limite
U_e	Velocidade na borda da camada limite
θ	Espessura da quantidade de movimento da camada limite
u	Velocidade do escoamento dentro da camada limite
y_2	Coordenada na direção perpendicular à superfície do aerofólio
x	Coordenada na direção da corda do aerofólio
Δx	Varição na coordenada x
P_i	Pressão local
P_∞	Pressão do escoamento livre
ΔP	Varição da pressão
ρ	Densidade
C_p	Coeficiente de pressão
U_∞	Velocidade do escoamento livre
ν	Viscosidade cinemática
c_0	Velocidade do som no ar
L	Envergadura
θ_e	Ângulo do observador em relação a linha da corda
ϕ_e	Ângulo do observador em relação a linha da envergadura
R	Distância entre o bordo de fuga e o observador
NPS	Nível de pressão sonora

i_{trip}	Variável utilizada nos algoritmos que assume valor 0 para transição livre e valor 1 para transição forçada da camada limite
\bar{D}_h	Função de diretividade do método BPM
St	Número de Strouhal
St_S	Número de Strouhal relacionado ao lado de sucção do aerofólio
St_P	Número de Strouhal relacionado ao lado de pressão do aerofólio
St_1, St_2	Números de Strouhal de referência para o método BPM
St_{pico}	Número de Strouhal de pico
$K_1, K_2, A, A_{max}, A_{min}, B, B_{max}, B_{min}, \Delta K_1$	Funções empíricas do método BPM
a, b, a_0, b_0	Parâmetros do método BPM
A_R, B_R	Fatores de interpolação do método BPM
R_c	Número de Reynolds baseado na corda
$\beta, \beta_0, \gamma, \gamma_0$	Parâmetros do modelo BPM que dependem do número de Mach
Φ_p	Espectro de pressão na superfície
y_1, y_2, y_3	Coordenadas na direção da do escoamento livre, vertical e ao longo da envergadura do aerofólio
k_1, k_2, k_3	Componentes do vetor de número de onda
k_e	Número de onda associado às grandes escalas da turbulência
Φ_{22}	Espectro de flutuações da velocidade
Φ_m	Espectro de eixo móvel
W	Função de esteira
L_2	Comprimento de escala integral
κ	Constante de Von Kármán, 0.41
C_μ	Constante empírica do método TNO, 0.09

α_0	Constante do método TNO, 0.35 para o lado de pressão e 0.45 para o lado de sucção.
μ_τ	Velocidade de fricção
τ_w	Tensão de cisalhamento parede
β_c	Parâmetro de Clauser
R_T	Razão de escala de tempo
$a, d, d^*, e, \Pi, \Delta, h^*$	Parâmetros do espectro de pressão na superfície do modelo de Lee
M_c	Número de Mach convectivo

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	Objetivos	16
1.1.1	Objetivo Geral	16
1.1.2	Objetivos Específicos	16
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	17
2.1	Conceitos de acústica	17
2.2	Geração de ruído em aerofólios	21
2.3	Modelos de previsão de ruído de aerofólio	23
2.3.1	O modelo de Brooks, Pope e Marcolini (BPM)	23
2.3.2	O modelo da Netherlands Organisation for Applied Scientific Research (TNO)	24
2.3.3	Modelo de Lee (2018)	24
2.4	Aerofólios em aerogeradores	25
3	MÉTODO	26
3.1	Cálculo dos parâmetros da camada limite	27
3.2	Implementação dos modelos de previsão de ruído	29
3.2.1	BPM	29
3.2.2	TNO	36
3.2.3	Lee (2018)	40
4	RESULTADOS	45
4.1	Validação dos modelos de previsão de ruído	45
4.1.1	BPM	45
4.1.2	TNO	49
4.1.3	LEE	53
4.2	Sensibilidade dos modelos aos parâmetros de entrada	56
4.2.1	Variação da velocidade de escoamento livre	56
4.2.2	Variação do ângulo de ataque	59
4.2.3	Variação da corda	61
4.3	Estudos de caso com aerofólio aplicado em aerogeradores	63

5	CONCLUSÕES	67
	REFERÊNCIAS	69
	APÊNDICE A - RESULTADOS COM VARIAÇÃO DA VELOCIDADE DE ESCOAMENTO LIVRE PARA OS DIFERENTES MODELOS	71
	APÊNDICE B - COMPARAÇÃO ENTRE OS MODELOS PARA DIFERENTES ÂNGULOS DE ATAQUE	72
	APÊNDICE B - COMPARAÇÃO ENTRE OS MODELOS PARA DIFERENTES CORDAS	73

1 INTRODUÇÃO

O Relatório sobre a Lacuna de Produção, desenvolvido pela Organização das Nações Unidas (ONU) e por institutos de pesquisa, mostra que os países devem reduzir a produção de combustíveis, como carvão, petróleo e gás, para que o aquecimento global seja mantido em 1.5°C nos próximos dez anos. Para evitar as consequências da mudança climática, que incluem incêndios florestais, enchentes e secas, é necessário que sejam implementadas alternativas energéticas com baixa emissão de gases que causam o aquecimento do planeta (UNITED NATIONS ENVIRONMENT PROGRAMME - UNEP, 2020).

Entre essas alternativas, estão as fontes de energia renováveis, tal como a energia eólica, onde a geração de energia em larga escala é realizada por meio dos parques eólicos em terra ou em parques offshore, onde há presença de ventos intensos. O Brasil possui um grande potencial de geração desse tipo de energia, de acordo com a Associação Brasileira de Energia Eólica (ABEEólica), e pode gerar até 500 gigawatts, quantidade três vezes maior do que a demanda de energia no ano de 2019 (ZAPAROLLI, 2019).

Em junho de 2021, a capacidade instalada de energia eólica no Brasil atingiu 19 gigawatts, com total de 726 parques eólicos e cerca de 8500 aerogeradores, que produziram, no ano anterior, energia suficiente para suprir 28.8 milhões de casas mensalmente. Em momentos de ventos favoráveis, esses sistemas chegaram a fornecer 17% do total de energia do país. Com um território propício para esse tipo de energia, o Brasil foi, em 2020, o terceiro país que mais instalou energia eólica no mundo, de acordo com a Associação Brasileira de Energia Eólica (ABEEÓLICA, 2021).

Os parques eólicos precisam estar localizados em áreas distantes da população, tendo em vista a geração de ruído desses sistemas. Por conta disso, em 2018, a Organização Mundial da Saúde recomendou nas Diretrizes de Ruído Ambiental para a Região Europeia, que o ruído de turbinas eólicas fosse limitado a nível de pressão sonora dia-noite de 45 dB (WHO, 2018). Em consequência, modelos numéricos de previsão de ruído são importantes ferramentas para a análise de impacto, para desenvolver aerogeradores mais silenciosas e estudar métodos de mitigação de ruído.

Nas últimas décadas, diversos modelos de previsão de ruído foram implementados. Brooks, Pope e Marcolini (BPM, 1989) modelaram o BPM, um dos primeiros encontrados na literatura. Esse modelo, baseado em testes experimentais, identifica as principais fontes de ruído gerado pela camada limite do aerofólio e calcula o nível de pressão sonora resultante desses fenômenos.

Devido à significativa fonte de ruído localizada no bordo de fuga do aerofólio, por conta da camada limite turbulenta, foram desenvolvidos modelos que focaram nessa fonte de ruído, como o modelo apresentado por Blake (1986) apud Lau et al. (2017), denominado TNO, desenvolvido na Organização Holandesa para Pesquisa Científica Aplicada TNO¹. Em estudo mais recente, modelos empíricos de espectro de pressão na parede, para ruído de bordo de fuga, foram apresentados no trabalho de Lee e Shum (2019) para verificar a proximidade dos espectros com os dados experimentais.

Propôs-se, portanto, este trabalho com o objetivo de implementar tais modelos para a análise de ruído, com a utilização de aerofólios comumente aplicados em turbinas eólicas. A comparação com dados experimentais e com a implementação de outros autores é realizada para a validação desses modelos. Também são realizados testes para diferentes geometrias e regimes de escoamento.

1.1 OBJETIVOS

1.1.1 Objetivo Geral

Implementar e analisar diferentes modelos empíricos e semiempíricos a fim de prever o ruído de bordo de fuga de aerofólios.

1.1.2 Objetivos Específicos

- Avaliar a sensibilidade dos modelos aos parâmetros de entrada;
- Obter espectros de ruído para diferentes tipos de aerofólios e regimes de escoamento;
- Validar os resultados numéricos por meio de comparação com resultados experimentais.

¹ Do holandês: Nederlandse Organisatie voor Toegepast Natuurwetenschappelijk Onderzoek (TNO).

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo, serão apresentados conceitos de acústica e os mecanismos de geração de ruído de aerofólio. Para a previsão desse ruído, serão apresentados os modelos analisados neste trabalho, são eles: modelo BPM, modelo TNO e o modelo de Lee (2018). Serão também apresentados alguns tipos de aerofólios utilizados em pás de aerogeradores.

2.1 CONCEITOS DE ACÚSTICA

O som é uma perturbação física produzida em um meio por uma fonte. Quando o som interfere nas atividades das pessoas, causa mal estar, desconforto ou até mesmo causa danos à audição, é chamado de ruído. No setor aeroespacial, o problema do ruído consiste na emissão sonora (fonte), a propagação na atmosfera, interação com o solo e obstáculos e o efeito nas pessoas, comunidades vizinhas e trabalhadores, que são os receptores desse ruído (RUIJGROK, 1993).

O movimento das partículas do meio devido a propagação das ondas sonoras causa perturbação local da pressão. O valor instantâneo da flutuação de pressão, em relação à pressão média ambiente, p' , é chamado de pressão sonora. O tom puro, representado na Figura 1-a, ocorre em uma única frequência f , com período $T = 1/f$ e amplitude A_p . Portanto, no tom puro, a variação da pressão sonora possui forma senoidal, conhecido como movimento harmônico. Além disso, a pressão sonora pode ser expressa como uma função do tempo t e da distância medida a partir do centro da fonte r . Dessa forma, p' é descrita pela Equação 1 (RUIJGROK, 1993).

$$p'(r, t) = \frac{A_p}{r} \cos \omega(t - r/v) \quad (1)$$

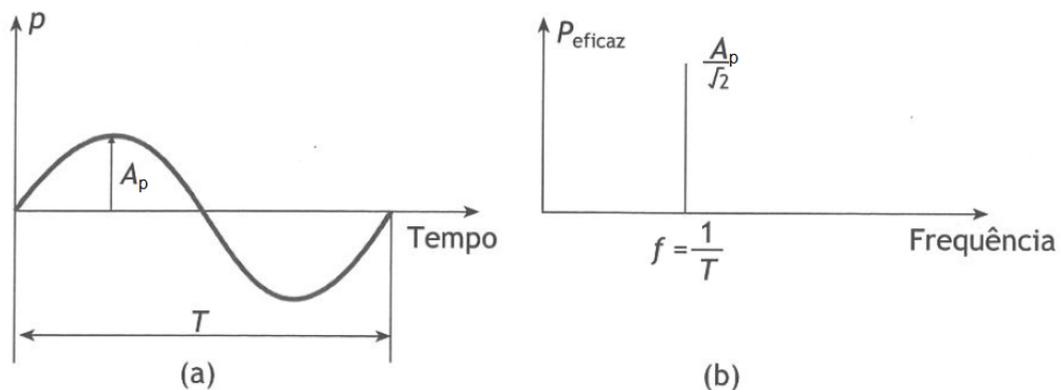
Na Equação 1, $\omega = 2\pi f$ é a frequência angular e v a velocidade de propagação da onda. A pressão eficaz p_e (Equação 2) é a raiz quadrada média da pressão sonora instantânea em um período T (RUIJGROK, 1993).

$$p_e = \left[\frac{1}{T} \int_0^T [p'(t)]^2 dt \right]^{1/2} \quad (2)$$

Na Figura 1-b é representado o espectro do tom puro, onde a pressão eficaz é dada em função da frequência. Entretanto, os sons emitidos por fontes reais possuem diversas frequências, com formas de ondas que remetem à Figura 2-a. Nesses casos, é necessário realizar a transformada de Fourier para obter espectros como o da Figura 2-b (BISTAFA, 2006). A transformada de Fourier de uma função $f(t)$ é dada pela integral da Equação 3 (LATHI, 2007).

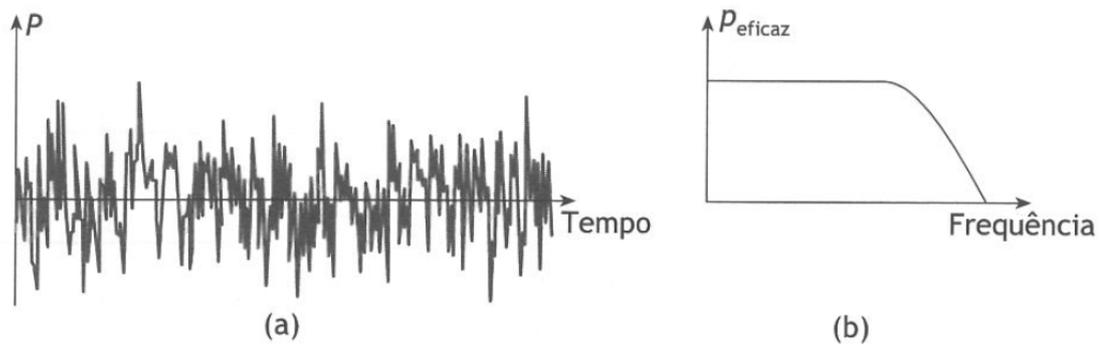
$$F(\omega) = \mathcal{F}\{f(t)\} = \int_{-\infty}^{\infty} f(t)e^{-j\omega t} dt \quad (3)$$

Figura 1 – Forma de onda (a) e espectro (b) do tom puro



Fonte: adaptado de Bistafa (2006, p. 20).

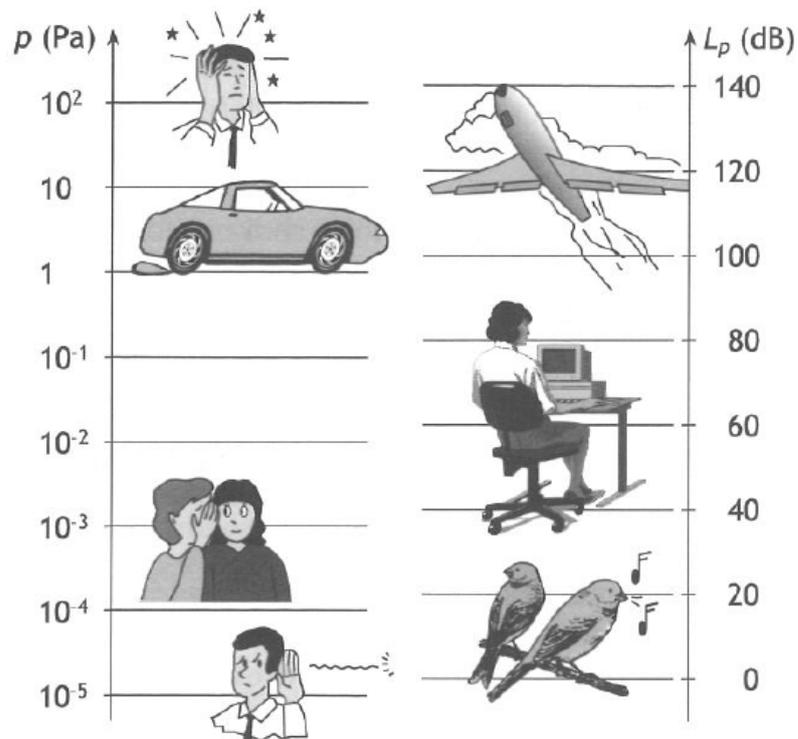
Figura 2 – Forma de onda (a) e espectro (b) de um ruído



Fonte: adaptado de Bistafa (2006, p.20).

Por conta da ampla faixa da pressão sonora, envolvendo significativas variações de ordem de grandeza, como mostrado nos exemplos de sons e ruídos conhecidos da Figura 3, a escala logarítmica em decibéis (dB) é adotada (BISTAFA, 2006).

Figura 3 – Pressões sonoras e fontes geradoras dos sons



Fonte: Bistafa (2006).

Do quadrado da pressão efetiva, obtêm-se o nível de pressão sonora (NPS) com a Equação 4, sendo $p_0 = 2 \cdot 10^{-5}$ Pa a pressão de referência (RUIJGROK, 1993).

$$NPS = 10 \log \frac{p_e^2}{p_0^2} \quad (4)$$

Nos instrumentos de medição de nível de pressão sonora, um valor representa uma faixa de frequências com o filtro passa-banda, geralmente os filtros de 1/n oitava. A banda de 1/n de oitava é caracterizada pela largura de banda $\Delta f = f_s - f_i$, sendo $f_s = 2^{1/2n} f_c$ a frequência superior, $f_i = 2^{-1/2n} f_c$ a frequência inferior da banda, f_c a frequência central e $f_{c_{i+1}} = 2^{1/n} f_{c_i}$ a frequência central adjacente (BISTAFA, 2006). A Tabela 1 apresenta as frequências centrais e as frequências de corte para as bandas de 1/3 de oitava.

Tabela 1 – Frequências inferiores, centrais e superiores das bandas de 1/3 de oitava

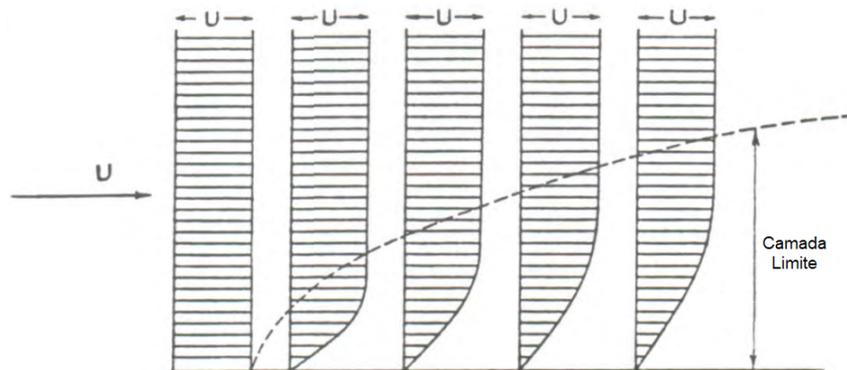
Bandas de 1/3 de oitava		
f_i [Hz]	f_c [Hz]	f_s [Hz]
88.7	100	103
103	125	141
141	169	177
177	200	224
224	250	283
283	315	354
354	400	445
445	500	566
566	630	707
707	800	887
887	1000	1130
1130	1250	1414
1414	1600	1770
1770	2000	2240
2240	2500	2830
2830	3150	3540
3540	4000	4450
4450	5000	5660
5660	6300	7070
7070	8000	8870
8870	10000	11300
11300	12500	14140
14140	16000	17700
17700	20000	22400
22400	25000	28300
28300	31500	35400
35400	40000	44500

Fonte: adaptado de Hayes e Lamers (1967, p. 10).

2.2 GERAÇÃO DE RUÍDO EM AEROFÓLIOS

No escoamento de fluido sobre uma superfície sólida, como ocorre numa seção de aerofólio em um túnel de vento, o escoamento atinge a superfície com velocidade U_∞ . Sobre a superfície, a região do escoamento logo na interface sólido-ar é influenciada pelas forças devido a tensões cisalhantes, formando a camada limite. Essas forças retardam o ar de forma que a velocidade na superfície é igual a zero. Esse fenômeno é representado graficamente na Figura 4. Observa-se que, conforme o escoamento avança, a espessura da camada de escoamento afetado pela presença da parede aumenta, ou seja, a espessura da camada limite, representada por δ , aumenta. No escoamento laminar, o movimento do fluido é ordenado. Quando há transição do escoamento laminar para turbulento, há aumento da espessura da camada limite pelo aumento da difusão de quantidade de movimento nessa região (FREIRE, 2012).

Figura 4 – Representação dos perfis de velocidade na região da camada limite



Fonte: adaptado de Freire (2012, p. 10).

A espessura da camada limite δ consiste na distância da superfície onde a velocidade do escoamento é de até $u \approx 0.99U_\infty$. A região onde a velocidade é de 99% da velocidade do escoamento livre é chamada de borda da camada limite. A presença da camada limite reduz a velocidade do escoamento nessa região, reduzindo também o fluxo de massa e o fluxo de quantidade de movimento. A espessura de deslocamento δ^* (Equação 5, sendo y_2 o eixo na direção perpendicular à superfície) é a distância em que a superfície deve ser movida, gerando uma redução de área, de forma que o escoamento sem camada limite (com velocidade U_∞), teria o mesmo fluxo de massa do que o escoamento com camada limite. De modo análogo, a espessura de quantidade

de movimento θ (Equação 6) é a distância em que a superfície seria movida para que o escoamento apresente o mesmo fluxo de quantidade de movimento que o escoamento com camada limite (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2004).

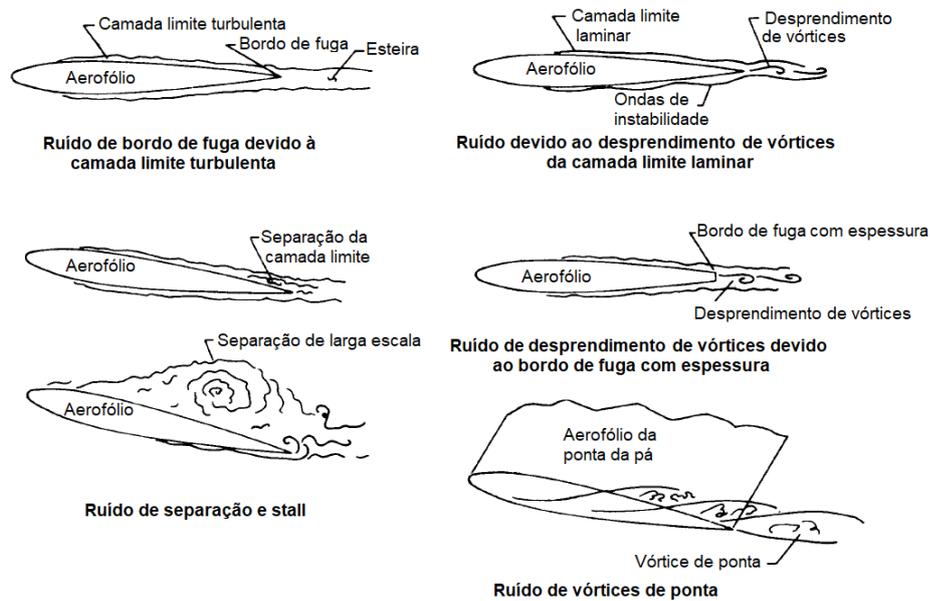
$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}}\right) dy_2 \quad (5)$$

$$\theta = \int_0^{\delta} \frac{u}{U_{\infty}} \left(1 - \frac{u}{U_{\infty}}\right) dy_2 \quad (6)$$

O ruído gerado na interação de escoamento de ar com o o perfil aerodinâmico é chamado de ruído próprio do aerofólio. Brooks, Pope e Marcolini (1989) estudaram cinco principais fenômenos que são fontes de ruído de aerofólio, são eles: a camada limite turbulenta no bordo de fuga, a separação da camada limite e stall, o desprendimento de vórtices devido às instabilidades da camada limite laminar, o desprendimento de vórtices devido a bordos de fuga com espessura e o escoamento turbulento de vórtices perto das pontas das pás. Esses mecanismos são representados na Figura 5.

Segundo Brooks, Pope e Marcolini (1989), para escoamentos com alto número de Reynolds, a camada limite turbulenta é predominante na superfície do aerofólio e o ruído mais significativo é devido a interação do escoamento com o bordo de fuga. Para baixos números de Reynolds, a camada limite é laminar, e o ruído se da devido ao espalhamento de vórtices no bordo de fuga. Já para ângulos de ataque maiores do que zero, a geração de ruído ocorre pela separação do escoamento no bordo de fuga. Caso o ângulo de ataque seja suficientemente alto, a separação da camada limite resulta em stall que emite ruído de baixa frequência. Existem também os aerofólios com bordo de fuga com espessura, nesses casos, a separação do escoamento no bordo de fuga resulta em ruído por desprendimento de vórtices. Por último, na ponta de pás e asas, os vórtices gerados na ponta são responsáveis pela geração de ruído.

Figura 5 – Fenômenos de geração de ruído em aerofólio



Fonte: adaptado de Brooks et al. (1989, p. 02).

A geração de ruído no bordo de fuga de aerofólios devido à camada limite turbulenta, se caracteriza como a fonte mais significativa de ruído de aerofólio em pequenos a moderados ângulos de ataque (LAU et al., 2017). Segundo Oerlemans et al. (2007) apud Doolan et al. (2012), esse mecanismo é responsável pela maior contribuição do ruído em turbinas eólicas acima de 300 Hz, boa parte do ruído de asas de aeronaves (LOCKARD e LILLEY, 2004 apud DOOLAN et al., 2012) e de hélices (PETERSON e AMIET, 1982 apud DOOLAN et al., 2012).

2.3 MODELOS DE PREVISÃO DE RUÍDO DE AEROFÓLIO

Essa seção apresenta aspectos gerais dos modelos de previsão de ruído BPM, TNO e Lee (2018). A formulação matemática detalhada é apresentada no capítulo 3.

2.3.1 O modelo de Brooks, Pope e Marcolini (BPM)

Segundo Lee et al. (2021), o BPM é um dos modelos mais populares utilizados para previsão de ruído de bordo de fuga. Desenvolvido por Brooks, Pope e Marcolini (1989), é baseado em testes acústicos e aerodinâmicos realizados em túnel de vento com seções do aerofólio simétrico NACA0012 de diferentes tamanhos. Os parâmetros da camada limite: espessura, espessura de deslocamento e espessura de quantidade de movimento, são obtidos por relações empíricas que dependem do

número de Reynolds, ângulo de ataque e corda do aerofólio. Os dados experimentais são normalizados e os parâmetros da camada limite aproximados por ajuste de curvas. As expressões resultantes são utilizadas para o cálculo desses parâmetros.

Para os resultados acústicos, foram obtidos espectros em diferentes ângulos de ataque e velocidades. A partir desses espectros, apresentados em bandas de 1/3 de oitava, são desenvolvidas as leis de escala e são definidas as relações de previsão de nível de pressão sonora para a geração de ruído de camada limite turbulenta no bordo de fuga. Brooks, Pope e Marcolini (1989) atribui a melhor convergência desse tipo de aproximação com dados experimentais à correta escala de dependência do nível de pressão sonora com a quinta potência da velocidade.

2.3.2 O modelo da Netherlands Organisation for Applied Scientific Research (TNO)

O TNO é um modelo semiempírico, utilizado para previsão de ruído de bordo de fuga. Foi desenvolvido por Blake (1986) apud Lau et al. (2017) no instituto TNO, na Holanda. Segundo Lau et al. (2017), o modelo é rápido para obter resultados e potencialmente mais preciso que os modelos empíricos. Ao invés de utilizar leis de escala e ajustes de curva como o BPM, o TNO expressa o efeito das flutuações de pressão devido à camada limite turbulenta na região do bordo de fuga (LEE et al., 2021).

Para a previsão acústica, são necessários os parâmetros da camada limite. No trabalho de Lau et al. (2017), esses parâmetros são dados pelos códigos EDDYBL (WILCOX, 2000) e XFOIL (DRELA; GILES, 1987). Já soluções mais modernas envolvem simulações do escoamento com dinâmica dos fluidos computacional (CFD, do inglês Computational Fluid Dynamics).

2.3.3 Modelo de Lee (2018)

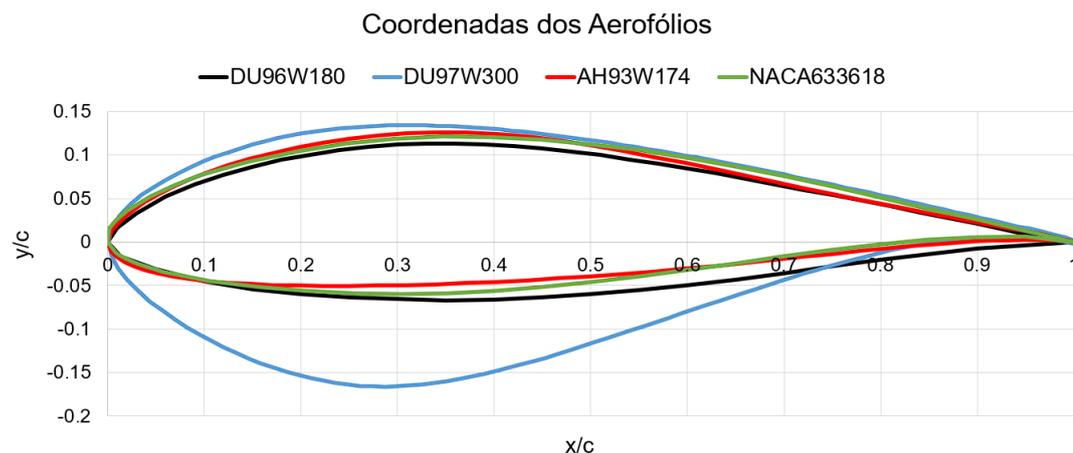
O modelo de Lee (2018), utiliza coeficientes empíricos para o cálculo do espectro da pressão na superfície. Esse espectro é válido para escoamentos com gradientes de pressão nulos e não nulos. O trabalho de Lee e Shum (2019) mostrou que o modelo apresenta a melhor aproximação aos dados experimentais, quando comparado com outros modelos empíricos de espectro de pressão na superfície desenvolvidos até o momento.

2.4 AEROFÓLIOS EM AEROGERADORES

As pás de turbinas eólicas devem aproveitar as forças aerodinâmicas de modo eficiente para que a energia seja gerada. Para isso, são utilizados aerofólios com alta eficiência aerodinâmica. Para garantir a robustez da estrutura, são empregados aerofólios que possibilitem que a pá resista as grandes cargas de flexão que são submetidas (GAO et al., 2015).

Os aerofólios *DU96W180*, *AH93W174*, *NACA63₃618* e *DU97W300* são frequentemente encontrados na seção média de pás de turbinas eólicas. O *DU96W180* possui espessura de 18% da corda e foi projetado em 1996 na Universidade Técnica de Delft, na Holanda. O *AH93W174* tem espessura de 17.4% da corda e foi desenvolvido em 1993 na Universidade de Stuttgart, na Alemanha. Já o *NACA63₃618* (espessura de 18% da corda) foi desenvolvido na década de 1950 pelo Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica (NACA, do inglês National Advisory Committee for Aeronautics), nos Estados Unidos. Assim como o *DU96W180*, o *DU97W300* também foi desenvolvido na Universidade Técnica de Delft, porém em 1997. Esse aerofólio possui espessura de 30% da corda e é utilizado nas pás mais atuais (PECHLIVANOGLU, 2013). As coordenadas dos aerofólios citados e seus perfis podem ser visualizados na Figura 6.

Figura 6 – Aerofólios *DU96W180*, *AH93W174*, *NACA63₃618* e *DU97W300*

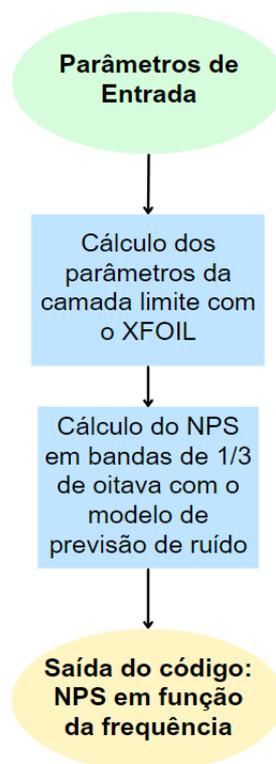


Fonte: adaptado de Pechlivanoglou (2013, p. 46).

3 MÉTODO

A seguir será apresentada a metodologia empregada neste trabalho. A implementação dos modelos de previsão de ruído foi realizada em linguagem de programação Python seguindo o processo geral resumido no fluxograma da Figura 7. A construção detalhada dos modelos será abordada nas seções seguintes.

Figura 7 – Fluxograma geral da implementação dos modelos de previsão de ruído



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Os dados de saída dos códigos foram analisados utilizando o software Excel. Os modelos implementados foram validados com resultados encontrados na literatura. Para o modelo BPM, os resultados do método implementado foram comparados com os resultados do trabalho de Brooks, Pope e Marcolini (1989), que utiliza o aerofólio *NACA0012*. Para a validação do TNO, foram utilizados os resultados do trabalho de Bertagnolio (2008) e os resultados obtidos com o programa NAFNOISE (MORIARTY, 2005), com o aerofólio *NACA0015*. O NAFNOISE é um programa escrito em linguagem Fortran, desenvolvido no Laboratório Nacional de Energias Renováveis dos Estados

Unidos (NREL, do inglês National Renewable Energy Laboratory). O programa utiliza o método TNO para previsão de ruído de bordo de fuga e é disponibilizado no site da instituição para download (NATIONAL RENEWABLE ENERGY LABORATORY, 2005). Já para o modelo de Lee (2018) os resultados de Lee e Shum (2019) foram utilizados, para o *NACA0012*.

Após a validação, os modelos foram aplicados em estudos de casos com regimes de escoamento e geometrias diferentes para o aerofólio *NACA0012* a fim de avaliar a sensibilidade dos modelos aos parâmetros de entrada. Também foram analisados os aerofólios aplicados em aerogeradores apresentados na seção 2.4, são eles: *DU96W180*, *AH93W174*, *NACA63₃618* e *DU97W300*. Como haviam dados experimentais disponíveis para o aerofólio *DU96W180*, a proximidade dos modelos com esses dados foi analisada.

3.1 CÁLCULO DOS PARÂMETROS DA CAMADA LIMITE

Para o cálculo dos parâmetros da camada limite necessários para os modelos, foi elaborado um código em linguagem de programação Python acoplado com o programa XFOIL (DRELA; GILES, 1987). O XFOIL é um programa de análise de aerofólios submetidos a escoamentos subsônicos através do método dos painéis. Os dados de entrada da Tabela 2 são necessários.

Tabela 2 – Entradas para o cálculo dos parâmetros da camada limite pelo XFOIL

Entrada Xfoil	Descrição
Aerofólio	Nome do aerofólio
c	corda [m]
α	Ângulo de ataque [graus]
R_e	Número de Reynolds
M	Número de Mach
$itrip$	$itrip = 0$ transição livre, $itrip = 1$ transição forçada
$x_{tr,SS}$	Coordenada x/c da transição forçada no lado de sucção
$x_{tr,PS}$	Coordenada x/c da transição forçada no lado de pressão

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

O XFOIL fornece como saída um arquivo de texto com os dados da cada limite em função da posição na corda. Cada linha do arquivo corresponde a uma posição x/c , começando em $x/c = 1$ (bordo de fuga) até $x/c = 0$ (bordo de ataque), pelo lado de

sucção e depois de $x/c = 0$ até $x/c = 1$, pelo lado de pressão. O número escolhido de pontos sobre a superfície do aerofólio foi de $N = 160$. O código Python extrai os dados de saída no bordo de fuga do aerofólio, que corresponde à posição situada em 99% da corda. Os parâmetros extraídos diretamente do XFOIL são: a espessura de deslocamento δ^* , a espessura da quantidade de movimento θ , a velocidade na borda da camada limite U_e , o coeficiente de atrito C_f e o coeficiente de pressão C_p . Já para o cálculo da espessura da camada limite, utiliza-se a correlação empírica apresentada na Equação 7 (LEE; SHUM, 2019).

$$\delta = \theta \left(3.15 + \frac{1.72}{\delta^*/\theta - 1} \right) + \delta^* \quad (7)$$

A pressão local é calculada a partir do coeficiente de pressão C_p (Equação 8) (ANDERSON; GRAHAM; WILLIAMS, 2017). A Figura 8 exemplifica o arquivo de saída do XFOIL. Os dados referentes ao lado de sucção (Figura 8-A) e os dados referentes ao lado de pressão (Figura 8-B) são utilizados para o cálculo do gradiente de pressão. O gradiente de pressão no bordo de fuga, no lado de sucção, foi aproximado pela Equação 9 e para o lado de pressão, foi aproximado com a Equação 10, utilizando diferenças finitas. A diferença nessas equações deve-se à forma em que os dados são organizados no arquivo de saída, como mostrado na Figura 8. Nessas equações, i é o índice do ponto que corresponde à coordenada em 99% da corda, onde se deseja calcular o gradiente de pressão. De modo geral, o fluxograma do algoritmo é visualizado no fluxograma da Figura 9.

$$P_i = \frac{1}{2} \rho U_e^2 C_{p,i} + P_\infty \quad (8)$$

$$\frac{dp_{SS}}{dx} = \frac{\Delta P_{SS}}{\Delta x_{SS}} = \frac{P_{i,SS} - P_{i+1,SS}}{x_{i,SS} - x_{i+1,SS}} \quad (9)$$

$$\frac{dp_{PS}}{dx} = \frac{\Delta P_{PS}}{\Delta x_{PS}} = \frac{P_{i,PS} - P_{i-1,PS}}{x_{i,PS} - x_{i-1,PS}} \quad (10)$$

Figura 8 – Exemplo da estrutura do arquivo de saída do XFOIL

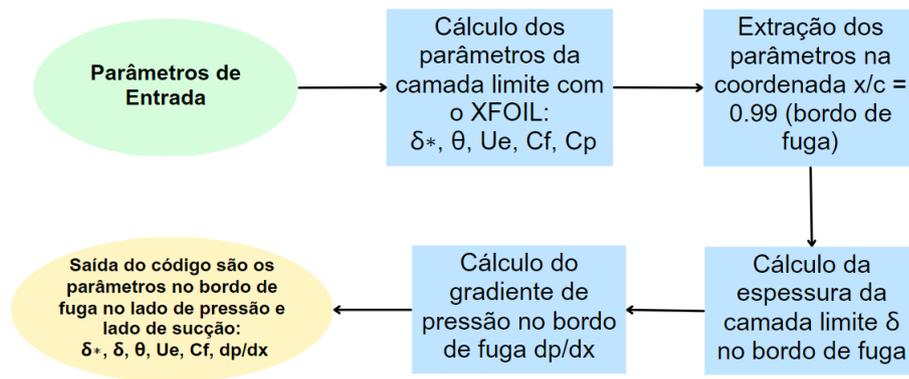
(A)	x/c	Cp	(B)	x/c	Cp
	1	Cp(1)		.	.

	0.990	Cp(i)		0.985	Cp(i-1)
	0.985	Cp(i+1)		0.990	Cp(i)

	.	.		1	Cp(N)

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Figura 9 – Fluxograma de funcionamento do código para cálculo dos parâmetros da camada limite



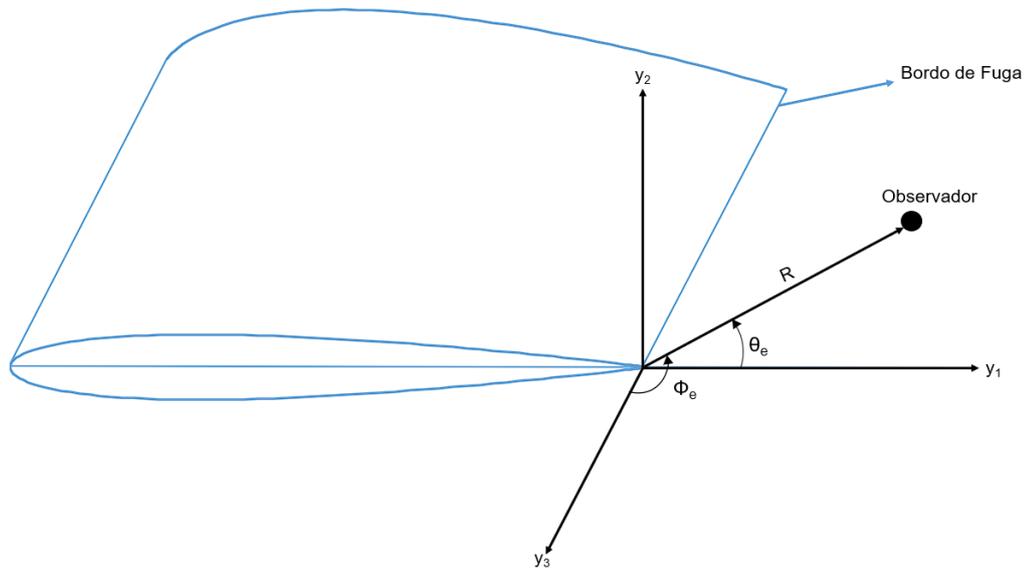
Fonte: Elaborado pela autora (2023).

3.2 IMPLEMENTAÇÃO DOS MODELOS DE PREVISÃO DE RUÍDO

3.2.1 BPM

A seguir, será detalhada a implementação do modelo BPM a partir dos parâmetros da camada limite obtidos no XFOIL. O cálculo desses parâmetros a partir das equações empíricas encontradas no trabalho de Brooks, Pope e Marcolini (1989) será abordado nos resultados e podem ser consultadas na referência. A Tabela 3 resume os parâmetros de entrada necessários para o método. Os ângulos do observador θ_e e ϕ_e são dados a partir do sistema de coordenadas definido na Figura 10.

Figura 10 – Sistemas de coordenadas



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Tabela 3 – Dados de entrada do modelo BPM

Entrada	Descrição
U_{∞}	Velocidade do escoamento livre [m/s]
ν	Viscosidade cinemática [m ² /s]
M_{∞}	Número de Mach de escoamento livre
Aerofólio	Nome do aerofólio
c	Corda [m]
L	Envergadura [m]
α	Ângulo de ataque [graus]
$itrip$	$itrip = 0$ transição livre, $itrip = 1$ transição forçada
$x_{tr,SS}$	Coordenada x/c da transição forçada no lado de sucção
$x_{tr,PS}$	Coordenada x/c da transição forçada no lado de pressão
θ_e	Ângulo do observador em relação a linha da corda [graus]
ϕ_e	Ângulo do observador em relação a linha da envergadura [graus]
R	Distância entre o bordo de fuga e o observador [m]

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

O cálculo do nível de pressão sonora total, em bandas de 1/3 de oitava, é realizado a partir da Equação 11. Nela, NPS_{α} (Equação 12) é uma contribuição associada ao aerofólio com ângulo de ataque maior do que zero. NPS_S (Equação 13), é o nível de pressão sonora relacionado ao lado de sucção e NPS_P (Equação 14) é referente ao lado de pressão do aerofólio. Nas Equações 12, 13 e 14, M é o número de Mach, St_S é o número de Strouhal no lado de sucção e St_P no lado de pressão.

St_1 e St_2 são números de Strouhal de referência e \bar{D}_h é a função de diretividade. O número de Mach convectivo é aproximado por $M_c \approx 0.8M$ no trabalho de Brooks, Pope e Marcolini (1989). Além disso, A é uma função de forma que representa a forma do espectro em bandas de 1/3 de oitava do ruído de bordo de fuga e B é a função de forma para o ruído associado com o ângulo de ataque. K_1 e K_2 são funções de amplitude e ΔK_1 é uma função de ajuste de nível para o lado de pressão quando o ângulo de ataque é diferente de zero (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989).

$$NPS_{TOTAL} = 10 \log \left(10^{\frac{NPS_{\alpha}}{10}} + 10^{\frac{NPS_S}{10}} + 10^{\frac{NPS_P}{10}} \right) \quad (11)$$

$$NPS_{\alpha} = 10 \log \left(\frac{\delta_S^* LM^5 \bar{D}_h}{R^2} \right) + B \left(\frac{St_S}{St_2} \right) + K_2 \quad (12)$$

$$NPS_S = 10 \log \left(\frac{\delta_S^* LM^5 \bar{D}_h}{R^2} \right) + A \left(\frac{St_S}{St_1} \right) + (K_1 - 3) \quad (13)$$

$$NPS_P = 10 \log \left(\frac{\delta_P^* LM^5 \bar{D}_h}{R^2} \right) + A \left(\frac{St_P}{St_1} \right) + (K_1 - 3) + \Delta K_1 \quad (14)$$

Para obter os parâmetros das equações 5, 6 e 7, inicialmente, calcula-se o número de Reynolds baseado na corda (Equação 15).

$$R_c = \frac{U_{\infty} c}{\nu} \quad (15)$$

Com o XFOIL, realiza-se o cálculo dos parâmetros da camada limite exibidos na Tabela 4. Utiliza-se o número de Reynolds baseado na corda e os demais valores como entrada, conforme descrito na seção 3.2.

Tabela 4 – Parâmetros da camada limite utilizados no método BPM

Parâmetro	Descrição
δ_0	Espessura da camada limite com $\alpha = 0^\circ$ [m]
δ_0^*	Espessura de deslocamento da camada limite com $\alpha = 0^\circ$ [m]
δ_p	Espessura da camada limite no lado de pressão [m]
δ_p^*	Espessura de deslocamento no lado de pressão [m]
δ_s^*	Espessura de deslocamento no lado de sucção [m]

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Brooks, Pope e Marcolini (1989) propõem a função de diretividade \bar{D}_h (Equação 16), sendo o subscrito h referente ao limite de alta frequência de \bar{D} , onde os números de onda acústicos são muito menores que a corda.

$$\bar{D}_h \approx \frac{2 \text{sen}^2(\theta_e/2) \text{sen}^2\phi_e}{(1 + M \cos\phi_e) [1 + (M - M_c) \cos\theta_e]^2} \quad (16)$$

Os números de Strouhal de referência são calculados com as Equações 17 e 18 (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989).

$$St_1 = 0.02M^{-0.6} \quad (17)$$

$$St_2 = St_1 \begin{cases} 1 & (\alpha < 1.33^\circ) \\ 10^{0.0054(\alpha-1.33)^2} & (1.33^\circ \leq \alpha \leq 12.5^\circ) \\ 4.72 & (\alpha \leq 12.5^\circ) \end{cases} \quad (18)$$

A função empírica A (Equação 19) é resultado da interpolação de duas curvas empíricas A_{min} (Equação 20) e A_{max} (Equação 21). Nessas equações, a é dado pela Equação 22. Para o lado de pressão, $St = St_p = f\delta_p^*/U$ e $St_{pico} = St_1$. Para o lado de sucção, $St = St_s = f\delta_s^*/U$ e $St_{pico} = (St_1 + St_2)/2$. Como esses números de Strouhal dependem da frequência f , tanto eles quando as funções que deles dependem devem ser calculados para cada frequência do espectro que se deseja obter o nível de pressão

sonora, dentro de um laço de repetição. Para o cálculo de A , é necessário determinar o fator de interpolação A_R (Equação 23) que é função do parâmetro a_0 definido na Equação 24 em função do número de Reynolds baseado na corda (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989).

$$A = A_{min}(a) + A_R(a_0) [A_{max}(a) - A_{min}(a)] \quad (19)$$

$$A_{min}(a) = \begin{cases} \sqrt{67.552 - 886.788a^2} - 8.219 & (a < 0.204) \\ -32.665a + 3.981 & (0.204 \leq a \leq 0.244) \\ -142.795a^3 + 103.656a^2 - 57.757a + 6.006 & (0.244 < a) \end{cases} \quad (20)$$

$$A_{max}(a) = \begin{cases} \sqrt{67.552 - 886.788a^2} - 8.219 & (a < 0.13) \\ -15.901a + 1.098 & (0.13 \leq a \leq 0.321) \\ -4.669a^3 + 3.491a^2 - 16.699a + 1.149 & (0.321 < a) \end{cases} \quad (21)$$

$$a = \left| \log \left(\frac{St}{St_{pico}} \right) \right| \quad (22)$$

$$A_R(a_0) = \frac{-20 - A_{min}(a_0)}{A_{max}(a_0) - A_{min}(a_0)} \quad (23)$$

$$a_0 = \begin{cases} 0.57 & (R_c < 9.52 \cdot 10^4) \\ -9.57 \cdot 10^{-13} (R_c - 8.57 \cdot 10^5)^2 + 1.13 & (9.52 \cdot 10^4 \leq R_c \leq 8.57 \cdot 10^5) \\ 1.13 & (8.57 \cdot 10^5 \leq R_c) \end{cases} \quad (24)$$

A função empírica B (Equação 25) é resultado das interpolação de duas curvas empíricas B_{min} (Equação 26) e B_{max} (Equação 27). Nessas, equações, b é dado pela Equação 28. Para o cálculo de B , é necessário determinar o fator de interpolação B_R (Equação 29) que é função do parâmetro b_0 definido na Equação 30 em função do número de Reynolds baseado na corda (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989).

$$B = B_{min}(b) + B_R(b_0) [B_{max}(b) - B_{min}(b)] \quad (25)$$

$$B_{min}(b) = \begin{cases} \sqrt{16.888 - 886.788b^2} - 4.109 & (b < 0.13) \\ -83.607b + 8.138 & (0.13 \leq b \leq 0.145) \\ -817.810b^3 + 355.210b^2 - 135.024b + 10.619 & (0.145 < a) \end{cases} \quad (26)$$

$$B_{max}(b) = \begin{cases} \sqrt{16.888 - 886.788b^2} - 4.109 & (b < 0.10) \\ -31.330b + 1.854 & (0.10 \leq b \leq 0.187) \\ -80.541b^3 + 44.174b^2 - 39.381b + 2.344 & (0.187 < b) \end{cases} \quad (27)$$

$$b = \left| \log \left(\frac{St_s}{St_2} \right) \right| \quad (28)$$

$$B_R(b_0) = \frac{-20 - B_{min}(b_0)}{B_{max}(b_0) - B_{min}(b_0)} \quad (29)$$

$$b_0 = \begin{cases} 0.30 & (R_c < 9.52 \cdot 10^4) \\ -4.48 \cdot 10^{-13} (R_c - 8.57 \cdot 10^5)^2 + 0.56 & (9.52 \cdot 10^4 \leq R_c \leq 8.57 \cdot 10^5) \\ 0.56 & (8.57 \cdot 10^5 \leq R_c) \end{cases} \quad (30)$$

A função K_1 é obtida a partir da Equação 31 em função de R_c . Já ΔK_1 é obtida com a Equação 32 em função do número de Reynolds baseado na espessura de deslocamento no lado de pressão $R_{\delta_p^*} = \delta_p^* U / \nu$. Por fim, K_2 é calculada com a Equação 33 em função dos parâmetros γ (Equação 34) e β (Equação 35) que dependem do número de Mach (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989).

$$K_1 = \begin{cases} -4.31 \log(R_c) + 156.3 & (R_c < 2.47 \cdot 10^5) \\ -9 \log(R_c) + 181.6 & (2.47 \cdot 10^5 \leq R_c \leq 8 \cdot 10^5) \\ 128.5 & (8 \cdot 10^5 < R_c) \end{cases} \quad (31)$$

$$\Delta K_1 = \begin{cases} \alpha [1.43 \log(R_{\delta_p^*}) - 5.29] & (R_{\delta_p^*} \leq 5000) \\ 0 & (5000 < R_{\delta_p^*}) \end{cases} \quad (32)$$

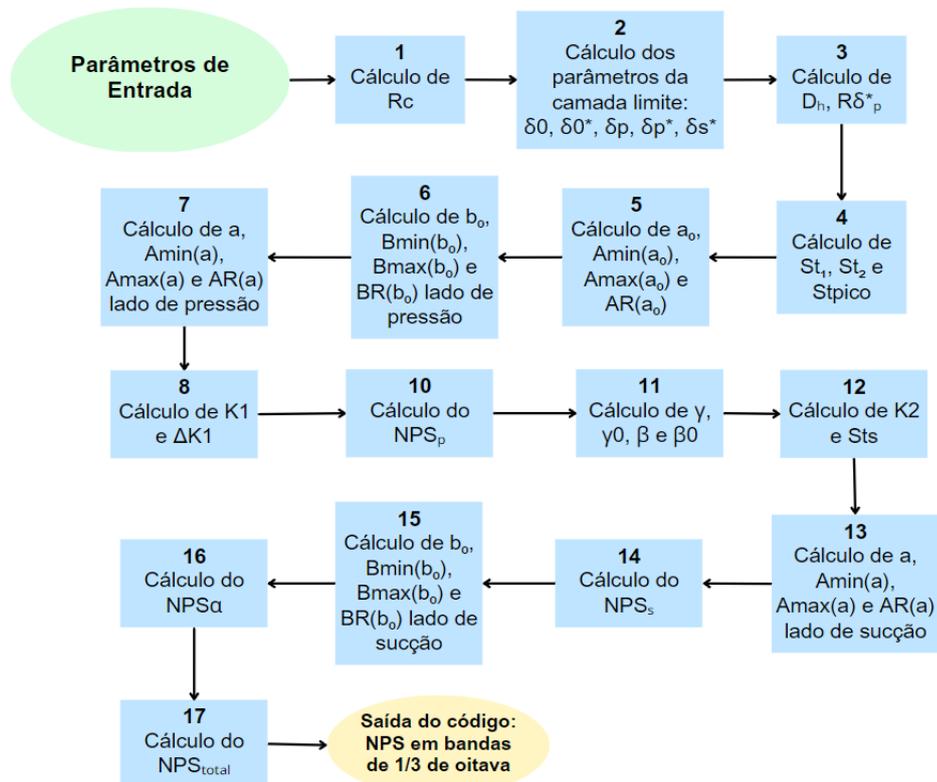
$$K_2 = K_1 + \begin{cases} -1000 & (\alpha < \gamma_0 - \gamma) \\ \sqrt{\beta^2 - (\beta/\gamma)^2 (\alpha - \gamma_0)^2} + \beta_0 & (\gamma_0 - \gamma \leq \alpha \leq \gamma_0 + \gamma) \\ -12 & (\gamma_0 + \gamma < \alpha) \end{cases} \quad (33)$$

$$\gamma = 27.094M + 3.31 \quad \gamma_0 = 23.43M + 4.651 \quad (34)$$

$$\beta = 72.65M + 10.74 \quad \beta_0 = -34.19M - 13.82 \quad (35)$$

Para melhor visualização do algoritmo do método, foi elaborado o fluxograma da Figura 11.

Figura 11 – Fluxograma do algoritmo do método BPM



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

3.2.2 TNO

A seguir, será detalhada a implementação do modelo TNO a partir dos parâmetros da camada limite obtidos no XFOIL. A Tabela 5 resume os parâmetros de entrada necessários para o método. Para a implementação, foi consultado o programa NAFNOISE (MORIARTY, 2005). Assim como no NAFNOISE, neste trabalho as integrais do modelo TNO foram resolvidas utilizando a quadratura de Gauss–Kronrod, que apresentou melhores resultados.

Tabela 5 – Dados de entrada do modelo TNO

Parâmetro	Descrição
U_∞	Velocidade do escoamento livre [m/s]
ν	Viscosidade cinemática [m ² /s]
ρ_∞	Densidade do escoamento livre [kg/m ³]
M_∞	Número de Mach de escoamento livre
Re	Número de Reynolds
Aerofólio	Nome do aerofólio
c	Corda [m]
L	Envergadura [m]
α	Ângulo de ataque [graus]
$itrip$	$itrip = 0$ transição livre, $itrip = 1$ transição forçada
$x_{tr,SS}$	Coordenada x/c da transição forçada no lado de sucção
$x_{tr,PS}$	Coordenada x/c da transição forçada no lado de pressão
θ_e	Ângulo do observador em relação a linha da corda [graus]
ϕ_e	Ângulo do observador em relação a linha da envergadura [graus]
R	Distância entre o bordo de fuga e o observador [m]

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

No método TNO, a Equação 36 descreve o espectro das flutuações de pressão na superfície do aerofólio. Nela, k_1 , k_2 e k_3 são as componentes do vetor de número de onda $\mathbf{k} = (k_1, k_2, k_3)$, L_2 é o comprimento da escala integral, \bar{u}_2^2 é a média do quadrado da flutuação de velocidade vertical, U_1 é a velocidade média na direção do escoamento, Φ_{22} é o espectro normalizado das flutuações de velocidade e Φ_m é o espectro de eixo móvel (do inglês, moving axis spectrum), que descreve como Φ_{22} é distorcido pela geração e destruição de vórtices durante a convecção no bordo de fuga. O subscrito 1 refere-se à direção do escoamento livre, o subscrito 2 à direção vertical, e 3 é na direção da envergadura do aerofólio, de acordo com o sistema de coordenadas da Figura 10 (KAMRUZZAMAN; LUTZ; KRAMER, 2014).

$$\Phi_p = 4\rho^2 \left(\frac{k_1^2}{k_1^2 + k_3^2} \right) \int_0^\infty L_2 \bar{u}_2^2 \left[\frac{dU_1(y_2)}{dy_2} \right]^2 \Phi_{22} \times \Phi_m e^{-2|\mathbf{k}|y_2} dy_2 \quad (36)$$

Primeiramente, deve-se obter os dados da camada limite no bordo de fuga (Tabela 6) pelo XFOIL como detalhado na seção 3.2.

Tabela 6 – Parâmetros da camada limite utilizados no método TNO

Parâmetro	Descrição
δ_p	Espessura da camada limite no lado de pressão [m]
δ_s	Espessura da camada limite no lado de sucção [m]
$U_{e,p}$	Velocidade na borda da camada limite, lado de pressão [m/s]
$U_{e,s}$	Velocidade na borda da camada limite, lado de sucção [m/s]
$C_{f,p}$	Coefficiente de atrito, lado de pressão
$C_{f,s}$	Coefficiente de atrito, lado de sucção

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

A integral da Equação 36 é realizada em relação à variável y_2 , dentro do intervalo $[0, \delta]$. Nessa integração calcula-se o comprimento integral de escala com a Equação 37, sendo a constante de Von Kármán $\kappa = 0.41$ (KAMRUZZAMAN; LUTZ; KRAMER, 2014). Nessa equação, os parâmetros a e b são iguais à 1 para os autores Kamruzzaman, Lutz e Kramer (2014) e Bertagnolio (2011), entretanto, na implementação do programa NAFNOISE foram encontrados os valores de $a = 1.3$ e $b = 0.25$. Nos resultados, serão explorados casos com variação nesses parâmetros.

$$L_2 = a \frac{0.085}{\kappa} \delta \tanh\left(\frac{\kappa y_2}{b 0.085 \delta}\right) \quad (37)$$

Para o cálculo de \bar{u}_2^2 (Equação 38), utiliza-se a constante $C_\mu = 0.09$ e a constante empírica α_0 como 0.35 para o lado de pressão e 0.45 para o lado de sucção. A derivada da função de velocidade, apresentada na fórmula, é obtida a partir da Equação 39 para o perfil de velocidade utilizando a lei de Cole na superfície, dada por Hinze (1959) apud Bertagnolio (2011). A derivação em relação à variável y_2 resulta no cisalhamento médio da Equação 40. Nessas equações, u^* é a velocidade de fricção (Equação 41), U_e é a velocidade na borda da camada limite (obtida no XFOIL) e $W(y_2)$ é a função de esteira (Equação 42) (BERTAGNOLIO, 2011).

$$\bar{u}_2^2 = \alpha_0 \cdot \sqrt{\frac{\left(\kappa L_2 \cdot \frac{dU_1}{dy_2} \cdot \frac{\partial U_1}{\partial y_2}\right)^2}{C_\mu}} \quad (38)$$

$$U_1(y_2) = u^* \left[\frac{1}{\kappa} \ln \left(\frac{u^* y_2}{\nu} \right) + 5.5 + \frac{1}{2} W(y_2) \left(\frac{U_e}{u^*} - \frac{1}{\kappa} \ln \left(\frac{u^* \delta}{\nu} \right) - 5.5 \right) \right] \quad (39)$$

$$\frac{dU_1(y_2)}{dy_2} = u^* \left[\frac{1}{\kappa y_2} + \left(\frac{U_e}{u^*} - \frac{1}{\kappa} \ln \left(\frac{u^* \delta}{\nu} \right) - 5.5 \right) \frac{\pi}{2\delta} \operatorname{sen} \left(\frac{\pi y_2}{\delta} \right) \right] \quad (40)$$

$$u^* = U_e \sqrt{\frac{C_f}{2}} \quad (41)$$

$$W = 1 - \cos \left(\frac{\pi y_2}{\delta} \right) \quad (42)$$

A seguinte relação para o cálculo do espectro de eixo móvel é utilizada (Equação 43), sendo a velocidade convectiva definida como $U_c = 0.7U_1(y_2)$. No espectro da Equação 44, têm-se que $k_3 = 0$ e o número de onda associado às grandes escalas da turbulência $k_e = 0.7468L_2^{-1}$. Na Equação 45, $S(\omega)$ representa a densidade espectral de potência da pressão em campo distante (BERTAGNOLIO, 2011). No cálculo de $S(\omega)$, é realizada a integração em relação à componente k_1 no intervalo $[0, \frac{10\omega}{Mc_0}]$, de acordo com o NAFNOISE (MORIARTY, 2005). Finalmente, para o cálculo do nível de pressão sonora, utiliza-se a Equação 46, com $P_{ref} = 2 \cdot 10^{-5} Pa$ (BERTAGNOLIO, 2011).

$$\Phi_m = \frac{L_2}{0.05U_c\sqrt{\pi}} \cdot e^{\left[-\frac{L_2^2 (\omega - U_c k_1)^2}{0.0025U_c^2} \right]} \quad (43)$$

$$\Phi_{22} = \frac{4}{9\pi k_e^2} \frac{(k_1/k_e)^2 + (k_3/k_e)^2}{[1 + (k_1/k_e)^2 + (k_3/k_e)^2]^{7/3}} \quad (44)$$

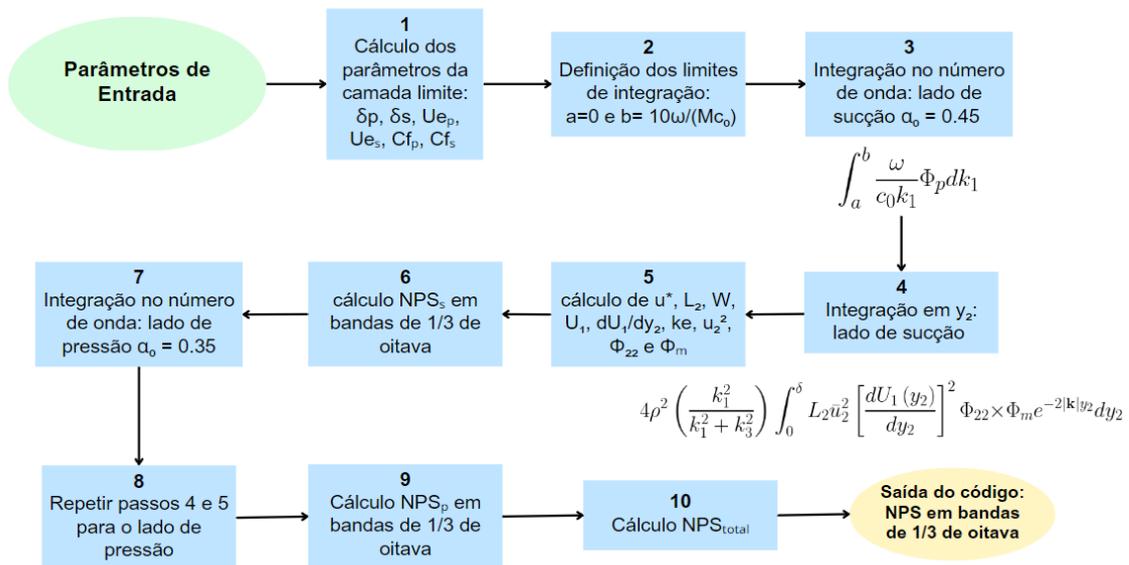
$$S(\omega) = \frac{L}{4\pi R^2} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{\omega}{c_0 k_1} \Phi_p dk_1 \quad (45)$$

$$NPS = 10 \log \left[\frac{2\pi S(\omega) df}{P_{ref}^2} \right] \quad (46)$$

Para o cálculo em bandas de 1/3 de oitava, é utilizado um vetor com as frequências centrais como frequências de entrada para o modelo e aplica-se a Equação 47. Para melhor visualização da implementação do método, foi elaborado o fluxograma da Figura 12.

$$NPS_{1/3} = NPS + 10 \log \left[f * \left(\sqrt{2^{1/3}} - \frac{1}{\sqrt{2^{1/3}}} \right) \right] \quad (47)$$

Figura 12 – Fluxograma da implementação do modelo TNO



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

3.2.3 Lee (2018)

A seguir, será detalhada a implementação do modelo de Lee (2018), que será referido como modelo de LEE neste trabalho, a partir dos parâmetros da camada limite obtidos no XFOIL. A Tabela 7 resume os parâmetros de entrada necessários para o método.

Tabela 7 – Dados de entrada do modelo de LEE

Parâmetro	Descrição
U_∞	Velocidade de escoamento livre [m/s]
M_∞	Número de Mach de escoamento livre
Re	Número de Reynolds
ρ_∞	Densidade do escoamento livre [kg/m ³]
ν	Viscosidade cinemática [m ² /s]
Aerofólio	Nome do aerofólio
c	Corda [m]
L	Envergadura [m]
α	Ângulo de ataque [graus]
$itrip$	$itrip = 0$ transição livre, $itrip = 1$ transição forçada
$x_{tr,SS}$	Coordenada x/c da transição forçada no lado de sucção
$x_{tr,PS}$	Coordenada x/c da transição forçada no lado de pressão
R	Distância do observador do bordo de fuga [m]

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

A partir dos parâmetros da camada limite no bordo de fuga obtidos do XFOIL (Tabela 8), é possível calcular as seguintes quantidades necessárias para o método: a tensão de cisalhamento parede τ_w (Equação 48), a velocidade de fricção μ_τ (Equação 49), o parâmetro de Clauser β_c (Equação 50), o parâmetro Δ (Equação 51) e a razão de escala de tempo R_T (Equação 52). Com disso, descreve-se o espectro de pressão na superfície dado pela Equação 53. Nessa equação, a é descrito pela Equação 54, d na Equação 55, e e na Equação 56, com Π definido na Equação 57. Já h^* é dado na Equação 58 e d^* na Equação 59 (LEE; SHUM, 2019).

Tabela 8 – Parâmetros da camada limite utilizados no método de LEE

Parâmetro	Descrição
δ_p	Espessura da camada limite no lado de pressão [m]
δ_s	Espessura da camada limite no lado de sucção [m]
δ_p^*	Espessura de deslocamento no lado de pressão [m]
δ_s^*	Espessura de deslocamento no lado de sucção [m]
θ_p^*	Espessura de quantidade de movimento no lado de pressão [m]
θ_s^*	Espessura de quantidade de movimento no lado de sucção [m]
$U_{e,p}$	Velocidade na borda da camada limite, lado de pressão [m/s]
$U_{e,s}$	Velocidade na borda da camada limite, lado de sucção [m/s]
$C_{f,p}$	Coefficiente de atrito, lado de pressão
$C_{f,s}$	Coefficiente de atrito, lado de sucção
$\frac{dp_{SS}}{dx}$	derivada dp/dx no lado de sucção
$\frac{dp_{PS}}{dx}$	derivada dp/dx no lado de pressão

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

$$\tau_w = \frac{1}{2} \rho U_e^2 C_f \quad (48)$$

$$\mu_\tau = \left(\frac{\tau_w}{\rho} \right)^{1/2} \quad (49)$$

$$\beta_c = \left(\frac{\theta}{\tau_w} \right) \left(\frac{dp}{dx} \right) \quad (50)$$

$$\Delta = \frac{\delta}{\delta^*} \quad (51)$$

$$R_T = \frac{\delta/U_e}{\nu/\mu_\tau^2} = \left(\frac{\mu_\tau \delta}{\nu} \right) \sqrt{\frac{C_f}{2}} \quad (52)$$

$$\frac{\Phi(\omega) U_e}{\tau_w^2 \delta^*} = \frac{\max(a, (0.25\beta_c - 0.52)a) (\omega \delta^*/U_e)^2}{[4.76 (\omega \delta^*/U_e)^{0.75} + d]^e + [8.8 R_T^{-0.57} (\omega \delta^*/U_e)]^{h^*}} \quad (53)$$

$$a = 2.82 \Delta^2 (6.13 \Delta^{-0.75} + d)^e [4.2 (\Pi/\Delta) + 1] \quad (54)$$

$$d = 4.76(1.4/\Delta)^{0.75}(0.375e - 1) \quad (55)$$

$$e = 3.7 + 1.5\beta_c \quad (56)$$

$$\Pi = 0.8(\beta_c + 0.5)^{(3/4)} \quad (57)$$

$$h^* = \min(3, (0.139 + 3.1043\beta_c)) + 7 \quad (58)$$

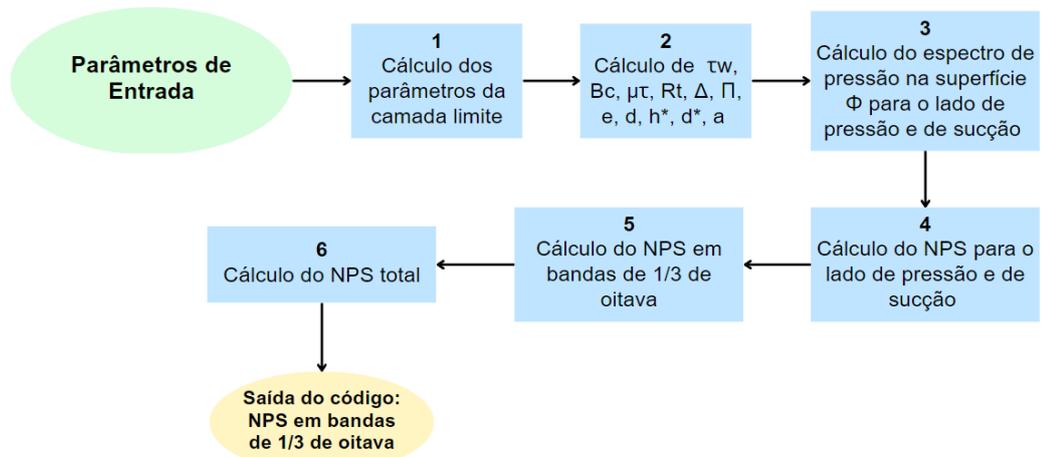
$$d^* = \begin{cases} \max(1, 1.5d) & \beta_c < 0.5 \\ d & 0.5 \leq \beta_c \end{cases} \quad (59)$$

No trabalho de Lee e Shum (2019), o ruído de campo distante é calculado a partir da densidade espectral de potência da pressão acústica $S(\omega)$ (Equação 60), e então o NPS é obtido com a Equação 61. Para obter o NPS_{total} em bandas de 1/3 de oitava, foi realizado o mesmo procedimento que no método TNO, descrito na seção anterior. Para melhor visualização da implementação do método, foi elaborado o fluxograma da Figura 13.

$$S(\omega) = \frac{U_c}{4\omega} \left(\frac{L}{\pi^2 R^2} \right) \left(\frac{M_{ac}}{1 - M_{ac}} \right) \Phi(\omega) \quad (60)$$

$$NPS = 10 \log \left[\frac{2\pi S(\omega) df}{P_{ref}^2} \right] \quad (61)$$

Figura 13 – Fluxograma de implementação do método de LEE



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

4 RESULTADOS

Neste capítulo são apresentados os resultados e discussões deste trabalho. A seção 4.1 trata da validação dos modelos, erros e diferenças associadas. Após validados, os modelos foram aplicados em testes de sensibilidade aos parâmetros velocidade de escoamento livre, ângulo de ataque e corda, na seção 4.2. Já na seção 4.3 os modelos foram aplicados nos aerofólios *DU96W180*, *AH93W174*, *DU97W300* e *NACA63₃618*, comuns em aerogeradores.

4.1 VALIDAÇÃO DOS MODELOS DE PREVISÃO DE RUÍDO

4.1.1 BPM

Para validar o modelo BPM foram utilizados os dados da Tabela 9, que correspondem a um dos estudos de caso apresentados no trabalho de Brooks, Pope e Marcolini (1989). No gráfico da Figura 14, estão os dados do teste experimental e o resultado da implementação do modelo de previsão do autor. Também são apresentados os resultados da implementação deste trabalho. Como o modelo BPM trás relações empíricas para os parâmetros da camada limite, foram gerados resultados da implementação com a utilização do XFOIL e com a utilização das equações. Observe-se na figura que, ao utilizar as equações, a implementação deste trabalho apresenta excelente concordância com a do trabalho de Brooks, Pope e Marcolini (1989). De fato, a diferença máxima encontrada entre as implementações foi de 0.006 dB na frequência de 6300 Hz. Já ao comparar a implementação de Brooks et al. (1989) com aquela utilizando o XFOIL, a diferença atingiu 1 dB na frequência de pico (3150 Hz), que também não é uma diferença expressiva.

Além disso observa-se que, aproximadamente na frequência de 6300 Hz, o BPM com XFOIL passa a ter valor superior do que o BPM sem XFOIL, comportamento diferente do que apresentou nas frequências inferiores a 6300 Hz, onde a diferença entre as curvas fica próxima de 1 dB. Ambos os casos, com e sem XFOIL, apresentaram a frequência de pico em 3150 Hz com a diferença de 0.98 dB.

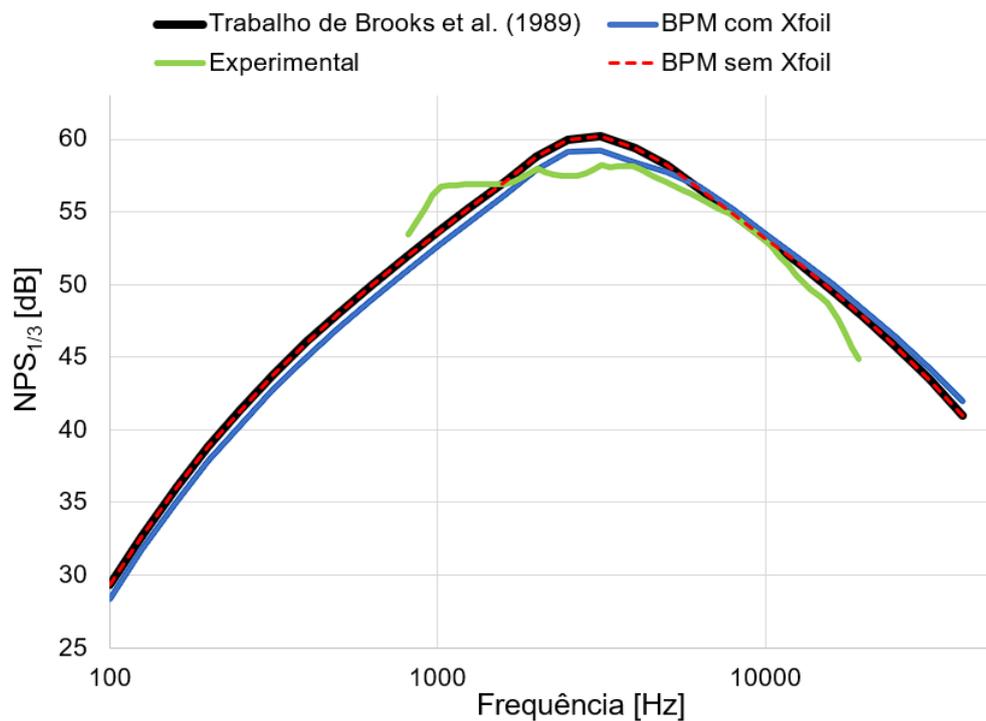
Tabela 9 – Dados de entrada validação do modelo BPM

Entrada	Valor
U_∞	71.3 m/s
c	0.3048 m
L	0.4572 m
ν	$1.4529 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$
M_∞	0.2094
Aerofólio	NACA0012
α	1.516°
$itrip$	0
θ_e	90°
ϕ_e	90°
R	1.22 m

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Figura 14 – Comparação gráfica de resultados do modelo BPM

Modelo BPM - NACA0012, $U_\infty=71.3 \text{ m/s}$, $\alpha = 1.516^\circ$,
 $c = 0.3048 \text{ m}$



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Ao analisar a curva experimental na Figura 14, as implementações subestimaram o NPS para frequências menores que, aproximadamente, 3160 Hz

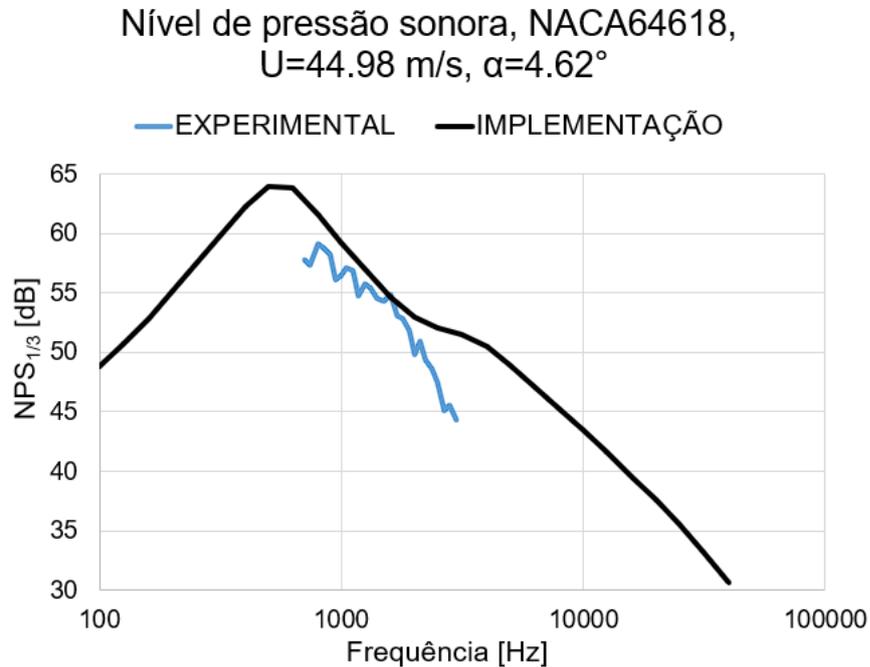
e superestimaram o NPS para frequências maiores. A Tabela 10 mostra os resultados obtidos comparados com dados experimentais. Nota-se que as implementações previram a frequência de pico, em aproximadamente 3150 Hz, com erro de 14.43 Hz em relação ao experimental, que não é considerado significativo. O erro máximo para o BPM com XFOIL foi de 3.91 dB em 1000 Hz e o mínimo de 0.03 dB em 2000 Hz. Para o código sem XFOIL, o erro máximo foi de 3.06 dB em 19000 Hz e o mínimo de 0.15 dB em 1600 Hz. Portanto, tanto o caso do BPM com as equações empíricas da camada limite e o BPM acoplado com o XFOIL apresentam boa proximidade com o experimental, levando em conta os erros máximos obtidos. Essa proximidade está associada ao fato de que as equações empíricas tanto para ruído quanto para a camada limite são baseadas em um aerofólio NACA0012 que é o mesmo aerofólio utilizado para a validação. Na Figura 15 os resultados do modelo BPM foram comparados com os dados experimentais disponíveis no trabalho de Lee e Shum (2019) para o aerofólio NACA64618. Nota-se que ao utilizar o NACA64618, um aerofólio de geometria diferente, é possível notar que o modelo BPM apresenta diferença expressiva da curva experimental.

Tabela 10 – Comparação entre as implementações do BPM com o teste experimental

Descrição	BPM com XFOIL	BPM sem XFOIL	EXPERIMENTAL
Frequência de Pico [Hz]	3150.00	3150.00	3164.43
NPS_{1/3} de Pico [dB]	59.19	60.17	58.22
NPS_{1/3} em 1000 Hz [dB]	52.59	53.56	56.50
NPS_{1/3} em 1600 Hz [dB]	56.17	57.09	56.94
NPS_{1/3} em 2000 Hz [dB]	57.89	58.78	57.92
NPS_{1/3} em 19000 Hz [dB]	48.70	48.19	45.13
Erro em relação ao Experimental			
Frequência de Pico [Hz]	14.43	14.43	-
NPS_{1/3} de Pico [dB]	0.98	1.96	-
NPS_{1/3} em 1000 Hz [dB]	3.91	2.95	-
NPS_{1/3} em 1600 Hz [dB]	0.77	0.15	-
NPS_{1/3} em 2000 Hz [dB]	0.03	0.86	-
NPS_{1/3} em 19000 Hz [dB]	3.57	3.06	-

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Figura 15 – Comparação do nível de pressão sonora para o aerofólio NACA64618 entre dados experimentais e o método BPM



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Atribui-se a diferença discutida nas curvas com e sem o XFOIL ao cálculo dos parâmetros da camada limite. Para investigar esse caso, a Tabela 11 mostra os valores obtidos para os parâmetros da curva de ajuste de Brooks, Pope e Marcolini (1989) e dos dados experimentais do autor. Para o caso analisado na Tabela 9 e na Figura 14, de transição natural, a menor diferença entre a curva de ajuste e o XFOIL foi de 2% para a espessura de deslocamento no lado de sucção e a maior divergência foi de 42% na espessura da camada limite no lado de pressão. Apesar dessa porcentagem expressiva, como discutido anteriormente, o erro máximo foi de aproximadamente 1 dB, portanto não houve impacto significativo no campo acústico. Ainda ao analisar a transição natural, quando comparada aos dados experimentais, a curva de Brooks, Pope e Marcolini (1989) apresenta erros menores do que o XFOIL para todos os parâmetros.

Em relação à transição forçada, a menor diferença entre a curva de ajuste e o XFOIL foi de 7% para o parâmetro δ_0 (espessura da camada limite com $\alpha = 0^\circ$). Já a maior divergência foi de 47% para a espessura de deslocamento no lado de sucção, sendo contrário ao caso da transição natural, que teve menor divergência nesse parâmetro. Portanto, para a comparação entre o XFOIL e a curva de ajuste de

Brooks, Pope e Marcolini (1989), devido a variação das porcentagens de erro entre os parâmetros, não foi encontrada relação entre o tipo de transição e a diferença entre resultados.

No comparativo com os dados experimentais, diferente da transição natural, houveram parâmetros em que o XFOIL se aproximou mais dos dados experimentais do que a curva de ajuste, são eles: espessura de deslocamento para o lado de pressão e as espessuras da camada limite para o lado de pressão e para $\alpha = 0^\circ$. Entretanto, para a espessura de deslocamento no lado de sucção, o erro aumentou para o máximo encontrado de 53%. No menor erro da curva de ajuste, 1% para a espessura de deslocamento com $\alpha = 0^\circ$, o XFOIL apresentou o erro expressivo de 41% com o experimental. Sendo assim, também não foi encontrada relação entre a transição forçada e a proximidade com os dados experimentais para a curva de Brooks, Pope e Marcolini (1989) e o XFOIL.

Tabela 11 – Análise entre os parâmetros da camada limite obtidos no método BPM

Análise dos Parâmetros da Camada Limite $U_\infty=71.3$ m/s, $c=0.3048$ m, $\alpha=1.516^\circ$					
Parâmetro	δ_{ss}^- [m]	δ_{ps}^- [m]	δ_p [m]	δ_o^- [m]	δ_o [m]
Curva Brooks et al. Transição Natural	0.00137	0.00093	0.00585	0.00108	0.00673
XFOIL Transição Natural	0.00134	0.00068	0.00340	0.00097	0.00453
Experimental Brooks et al. Transição Natural	0.00152	0.00092	0.00520	0.00131	0.00602
Curva Brooks et al. Transição Forçada	0.00338	0.00230	0.00585	0.00266	0.00673
XFOIL Transição Forçada	0.00177	0.00142	0.00670	0.00159	0.00722
Experimental Brooks et al. Transição Forçada	0.00374	0.00163	0.00950	0.00269	0.01121
Erro (%) em relação ao Experimental de Brooks et al. (1989)					
Curva Brooks et al. Transição Natural	10%	1%	13%	18%	12%
XFOIL Transição Natural	12%	26%	35%	26%	25%
Curva Brooks et al. Transição Forçada	10%	42%	38%	1%	40%
XFOIL Transição Forçada	53%	12%	30%	41%	36%
Diferença (%) em relação à curva de Brooks et al. (1989)					
XFOIL Transição Natural	2%	27%	42%	10%	33%
XFOIL Transição Forçada	47%	38%	14%	40%	7%

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

4.1.2 TNO

A validação do modelo TNO foi realizada a partir dos dados de entrada da Tabela 12. A Figura 16 apresenta os resultados das implementações deste trabalho, do trabalho de Bertagnolio (2008) e do programa NAFNOISE (MORIARTY, 2005). Ao utilizar os parâmetros $a=1$ e $b=1$ da Equação 37 para o comprimento integral de

escala, obtêm-se a curva azul do gráfico. Observa-se, pela análise gráfica e com os dados da Tabela 13 que, inicialmente, há uma diferença de quase 2.4 dB entre as implementações que aumenta com a frequência atingindo o pico de 4.8 dB em 800 Hz. Ao avançar na frequência, a diferença diminui e atinge o mínimo de 0.59 dB em 8000 Hz. Atribui-se essas disparidades a possíveis diferenças nos métodos de implementação ou parâmetros de entrada como, por exemplo, o método de integração das funções ou a envergadura do aerofólio que não foi dada no trabalho de Bertagnolio (2008) e portanto, assumiu-se igual a 1 m. Apesar dessa divergência inicial, a implementação acompanhou a tendência da curva. Houve diferença de 3700 Hz entre as previsões da frequência de pico.

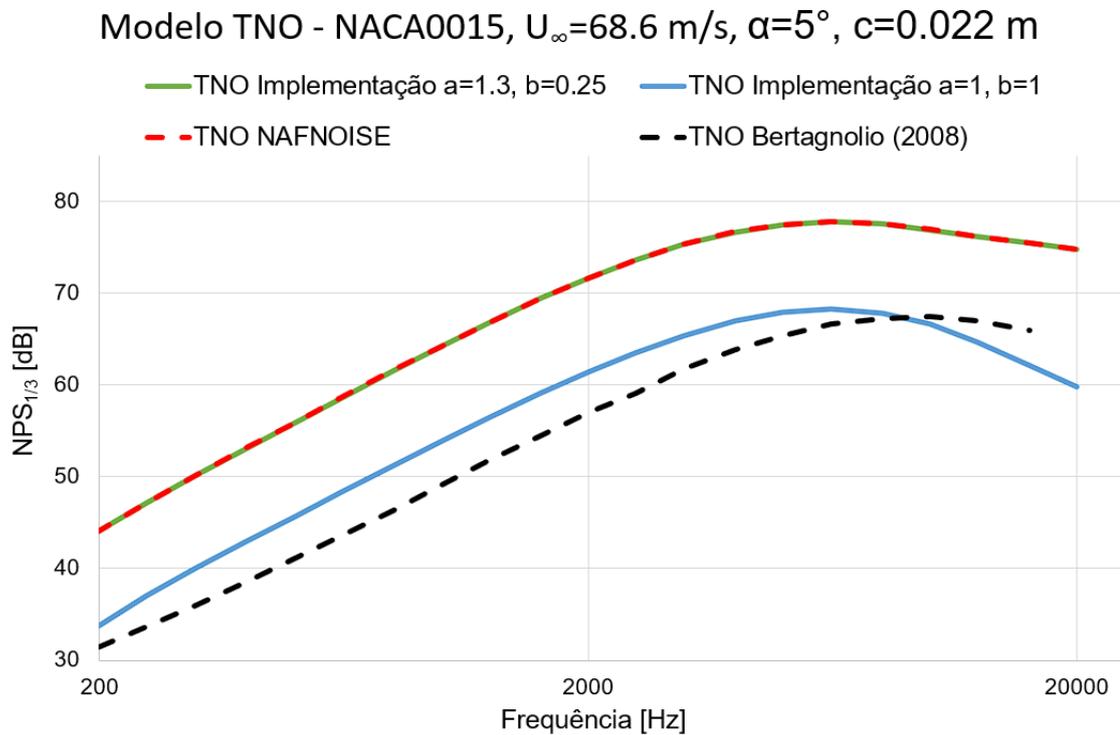
Além disso, nota-se que a implementação de Bertagnolio (2008) diverge consideravelmente em nível de pressão sonora do resultado do programa NAFNOISE. Ao alterar os parâmetros a e b da implementação para aqueles utilizados no código NAFNOISE ($a=1.3$ e $b=0.25$) o resultado ficou extremamente próximo da curva do NAFNOISE, com erro máximo de 0.06 dB na frequência de 200 Hz (Tabela 14). Portanto é possível que os parâmetros a e b sejam responsáveis pela alta disparidade em NPS entre os resultados de Bertagnolio (2008) e os obtidos via NAFNOISE. Devido a excelente concordância entre a implementação deste trabalho e o programa NAFNOISE, os parâmetros utilizados para os estudos de caso serão de $a=1.3$ e $b=0.25$.

Tabela 12 – Dados de entrada utilizados na validação do modelo TNO

Parâmetro	Valor
U_{∞}	68.6 m/s
ν	$1.504 \cdot 10^{-5}$ m ² /s
ρ	1.205 kg/m ³
M_{∞}	0.2
Re	10^5
c	0.022 m
L	1 m
Aerofólio	NACA0015
α	5°
i_{trip}	1
$x_{tr,SS}$	0.06
$x_{tr,PS}$	0.06
θ_e	90°
ϕ_e	90°
R	0.11 m

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Figura 16 – Comparação gráfica de resultados de implementações do modelo TNO



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Tabela 13 – Verificação da implementação do método TNO para a=1 e b=1

Frequência [Hz]	NPS _{1/3} Bertagnolio (2008) [dB]	NPS _{1/3} Implementação [dB]	Diferença [dB]
200	31.44	33.81	2.38
250	33.62	36.97	3.34
315	35.99	40.02	4.03
400	38.51	42.98	4.47
500	41.05	45.64	4.59
630	43.58	48.37	4.79
800	46.35	51.20	4.85
1000	49.05	53.82	4.77
1250	51.72	56.39	4.67
1600	54.47	59.11	4.65
2000	56.96	61.42	4.46
2500	59.10	63.51	4.41
3150	61.70	65.40	3.69
4000	63.81	66.94	3.13
5000	65.35	67.90	2.55
6300	66.63	68.26	1.63
8000	67.24	67.83	0.59
10000	67.38	66.60	0.78
12500	66.98	64.64	2.33
16000	65.96	62.04	3.91

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

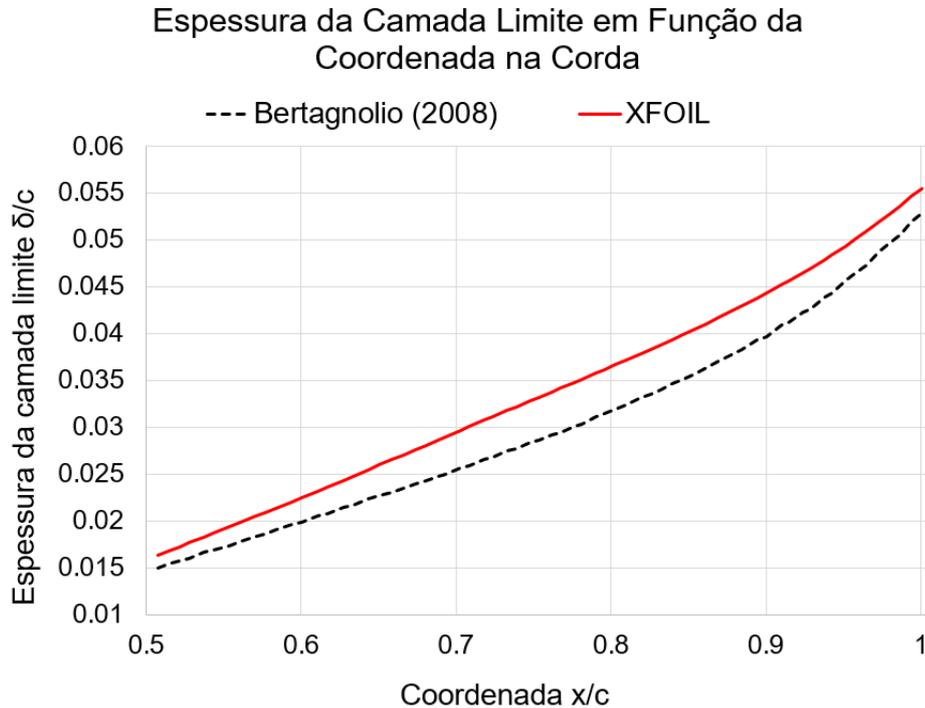
Tabela 14 – Verificação da implementação do método para $a=1.3$ e $b=0.25$

Frequência [Hz]	NPS _{1/3} NAFNOISE [dB]	NPS _{1/3} Implementação [dB]	Diferença [dB]
200	44.16	44.10	0.06
250	47.17	47.11	0.06
315	50.13	50.08	0.05
400	53.10	53.05	0.05
500	55.85	55.80	0.05
630	58.68	58.63	0.05
800	61.58	61.53	0.05
1000	64.22	64.17	0.05
1250	66.78	66.73	0.05
1600	69.44	69.40	0.05
2000	71.66	71.61	0.04
2500	73.63	73.59	0.04
3150	75.33	75.30	0.04
4000	76.67	76.63	0.03
5000	77.44	77.42	0.03
6300	77.73	77.71	0.02
8000	77.50	77.48	0.02
10000	76.91	76.89	0.03
12500	76.19	76.16	0.03
16000	75.44	75.41	0.03
20000	74.79	74.76	0.03

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Bertagnolio (2008) também apresenta os parâmetros da camada limite para $\alpha = 4^\circ$ obtidos pelo XFOIL. A Figura 17 mostra a comparação com a implementação deste trabalho. Foi encontrado a diferença máxima de 16% em relação ao trabalho de Bertagnolio (2008) na posição de $x/c = 0.7$ e a diferença mínima de 4.8% na posição $x/c = 1$, que, coincidentemente, é a posição onde os parâmetros foram obtidos para utilização nos cálculos, ou seja, que corresponde ao bordo de fuga. Como ambos os métodos utilizam o XFOIL, essa discrepância pode estar relacionado a algum parâmetro de entrada diferente que foi utilizado. Por exemplo, o trabalho de Bertagnolio (2008) não cita se a camada limite é de transição forçada ou livre, portanto, neste trabalho foi assumida a transição forçada, pois apresentou resultados mais próximos entre as implementações, em 6% da corda nos lados de sucção e pressão.

Figura 17 – Comparação gráfica de δ/c em função da posição na corda x/c



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

4.1.3 LEE

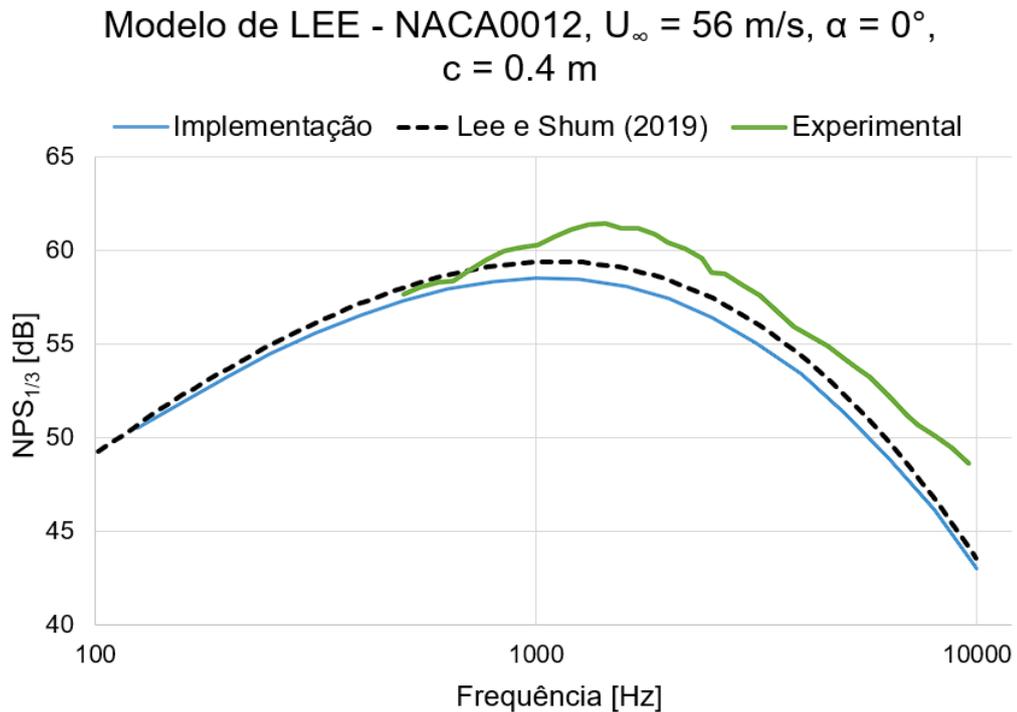
Na validação do modelo de LEE foram utilizados os dados de entrada da Tabela 15, e comparado com o resultado obtido no trabalho de Lee e Shum (2019). A Figura 18 mostra o comparativo gráfico das implementações. De modo geral, a implementação subestima a curva de Lee e Shum (2019) como também a curva experimental. Foi encontrado o desvio máximo entre a implementação deste trabalho e do artigo de Lee e Shum (2019) de 1.08 dB em 3150 Hz, mostrado na Tabela 16. Também nessa tabela, observa-se que a frequência de pico dos modelos de LEE possuem um deslocamento para a esquerda de aproximadamente 400 Hz em relação ao experimental. O XFOIL apresentou boa concordância em relação ao cálculo do coeficiente de pressão, como mostra a Figura 19.

Tabela 15 – Dados de entrada para validação do modelo de LEE

Parâmetro	Descrição
ρ_∞	1.181 kg/m ³
Aerofólio	NACA0012
c	0.4 m
α	0°
R_e	$1.5 \cdot 10^6$
U_∞	56 m/s
ν	$1.402 \cdot 10^{-5}$ m ² /s
M_∞	0.2
$itrip$	1
$x_{tr,SS}$	0.065
$x_{tr,PS}$	0.065
L	1 m
R	1 m

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Figura 18 – Comparativo entre as implementações do modelo de Lee (2018)



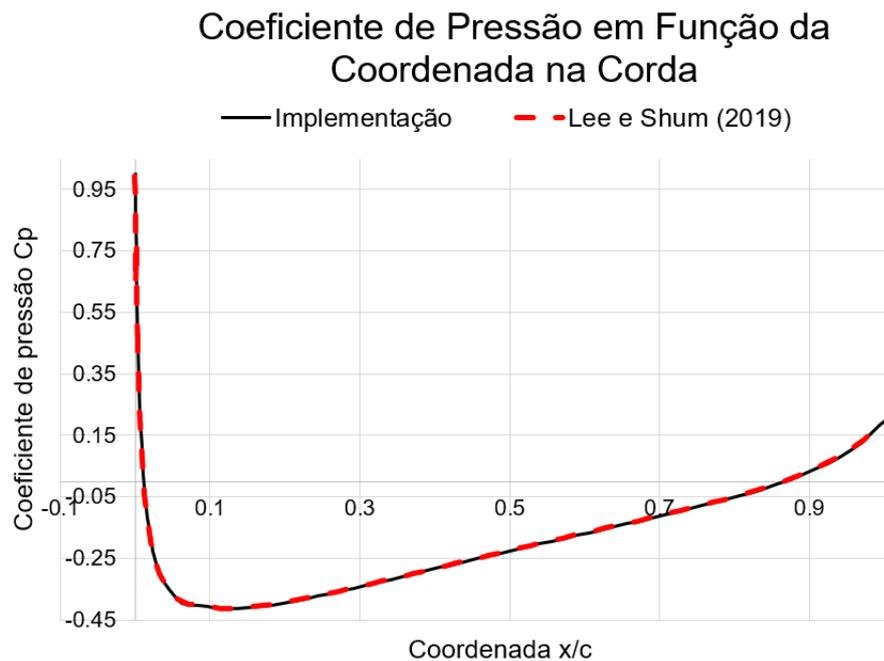
Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Tabela 16 – Verificação e validação dos resultados obtidos por meio do modelo de Lee (2018)

	Implementação	Lee e Shum (2019)	Experimental
Frequência de Pico [Hz]	1000.00	1000.00	1432.00
NPS _{1/3} de pico [dB]	58.52	59.41	61.43
NPS _{1/3} em 3150 Hz [dB]	55.06	56.14	57.69
Erro em relação ao experimental			
Frequência de Pico [Hz]	432.00	432.00	-
NPS _{1/3} de pico [dB]	2.91	2.03	-
NPS _{1/3} em 3150 Hz [dB]	2.63	1.55	-
Diferença em relação ao trabalho de Lee e Shum (2019)			
Frequência de Pico [Hz]	0.00	-	432.00
NPS _{1/3} de pico [dB]	0.88	-	2.03
NPS _{1/3} em 3150 Hz [dB]	1.08	-	1.55

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Figura 19 – Comparativo do coeficiente de pressão obtido pelo XFOIL com os resultados de Lee e Shum (2019)



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

4.2 SENSIBILIDADE DOS MODELOS AOS PARÂMETROS DE ENTRADA

4.2.1 Variação da velocidade de escoamento livre

Na Figura 20 são apresentados os espectros de NPS considerando a variação da velocidade nos diferentes modelos, com os parâmetros de entrada da Tabela 9. Nota-se que os modelos captam o comportamento experimental da variação de U_{∞} no qual o aumento da velocidade resulta no aumento do nível de pressão sonora. Pode ser visto tanto nos gráficos quanto na Tabela 17 que ao diminuir a velocidade, a frequência de pico apresenta deslocamento para a esquerda (diminui) para os três modelos. A menor frequência de pico experimental ocorre em 55.5 m/s, enquanto que os modelos apresentam a menor frequência para 31.7 m/s. Deve-se lembrar que o teste experimental considera outros fenômenos de geração de ruído no aerofólio e apenas o ruído gerado pela camada limite turbulenta no bordo de fuga é considerado nos modelos. Esses fenômenos podem explicar o maior NPS associado às baixas frequências nos resultados experimentais.

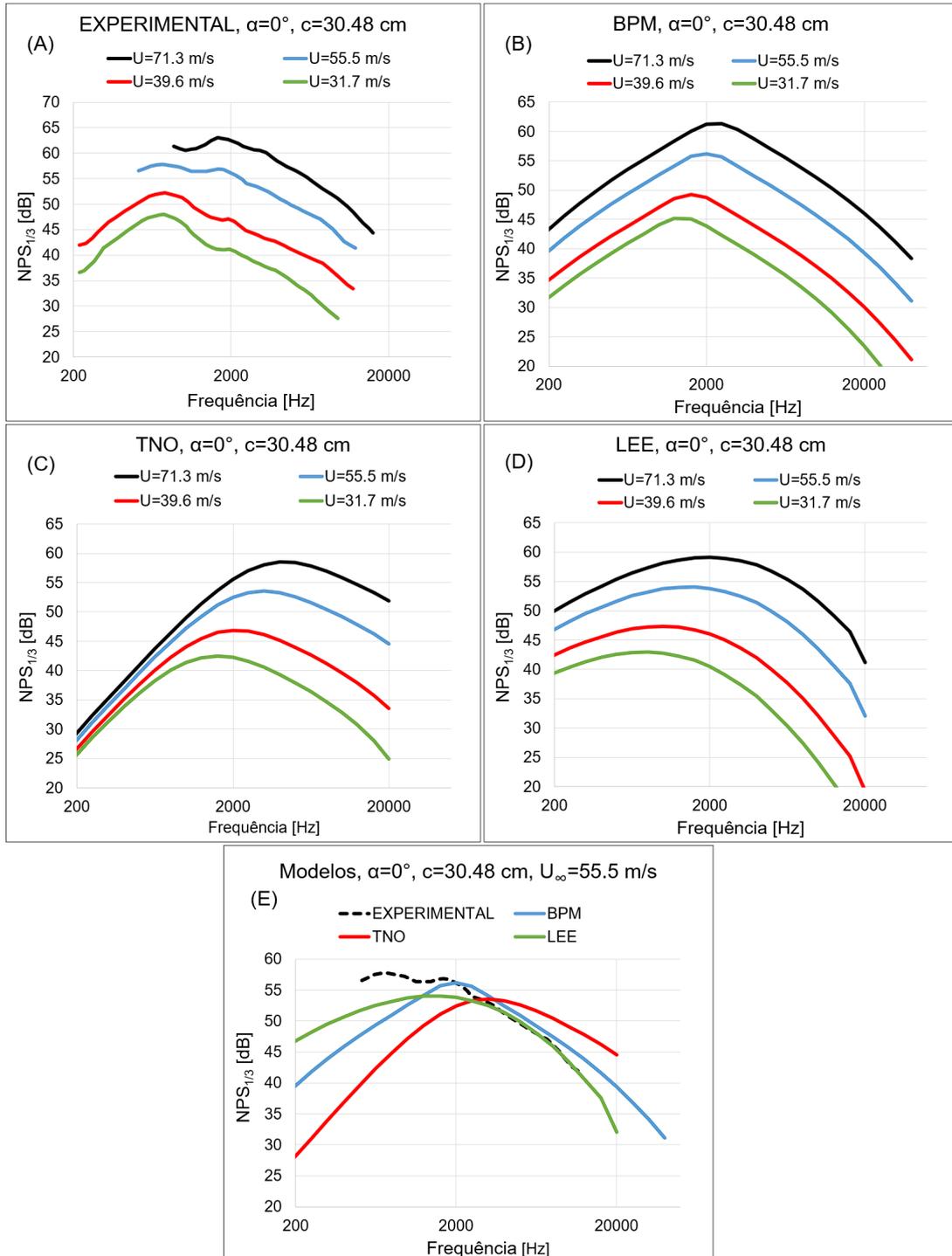
A Tabela 17 ainda mostra que, para todas as velocidades, o modelo BPM é o que mais se aproxima do experimental na previsão do NPS de pico, apresentando menor erro em dB para todas as velocidades, o que é esperado já que é utilizado o aerofólio NACA0012 e o BPM foi baseado em tais dados experimentais utilizados na comparação. Entretanto, na previsão da frequência de pico o modelo de Lee (2018) se mostrou mais assertivo, exibindo menor erro para todas as velocidades. O modelo de Lee (2018) também exibe níveis de pressão sonora maiores em baixa frequência do que os demais modelos, que se aproxima mais do experimental. Nesses casos, o modelo TNO foi o que mais apresentou divergência entre os níveis de pressão sonora quando comparado ao experimental, principalmente em baixas frequências. Além disso, a Figura 20-E mostra que as curvas para modelo de Lee (2018) e os dados experimentais se aproximam consideravelmente para frequências acima de 3000 Hz na velocidade de 55 m/s. Para as demais velocidades, as comparações entre os modelos podem ser consultadas no Apêndice A.

Tabela 17 – Análise de frequência e NPS de pico com a variação de velocidade para diferentes modelos

ANÁLISE DE PICO								
U _w [m/s]	71.3		55.5		39.6		31.7	
	Frequência [Hz]	NPS [dB]						
EXPERIMENTAL	1646.15	63.07	735.13	57.82	762.24	52.19	750.46	48.01
BPM	2500.00	61.37	2000.00	56.21	1600.00	49.20	1250.00	45.17
TNO	4000.00	58.51	3150.00	53.56	2000.00	46.85	1600.00	42.49
LEE	2000.00	59.11	1600.00	54.03	1000.00	47.33	800.00	42.93
ERRO EM RELAÇÃO AO EXPERIMENTAL								
BPM	853.85	1.70	1264.87	1.61	837.76	2.98	499.54	2.84
TNO	2353.85	4.56	2414.87	4.27	1237.76	5.33	849.54	5.52
LEE	353.85	3.96	864.87	3.80	237.76	4.85	49.54	5.08

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Figura 20 – Resultados com variação da velocidade de escoamento livre para os diferentes modelos, aerofólio NACA0012, $R=1.22$ m, $\theta_e = \phi_e = 90^\circ$



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

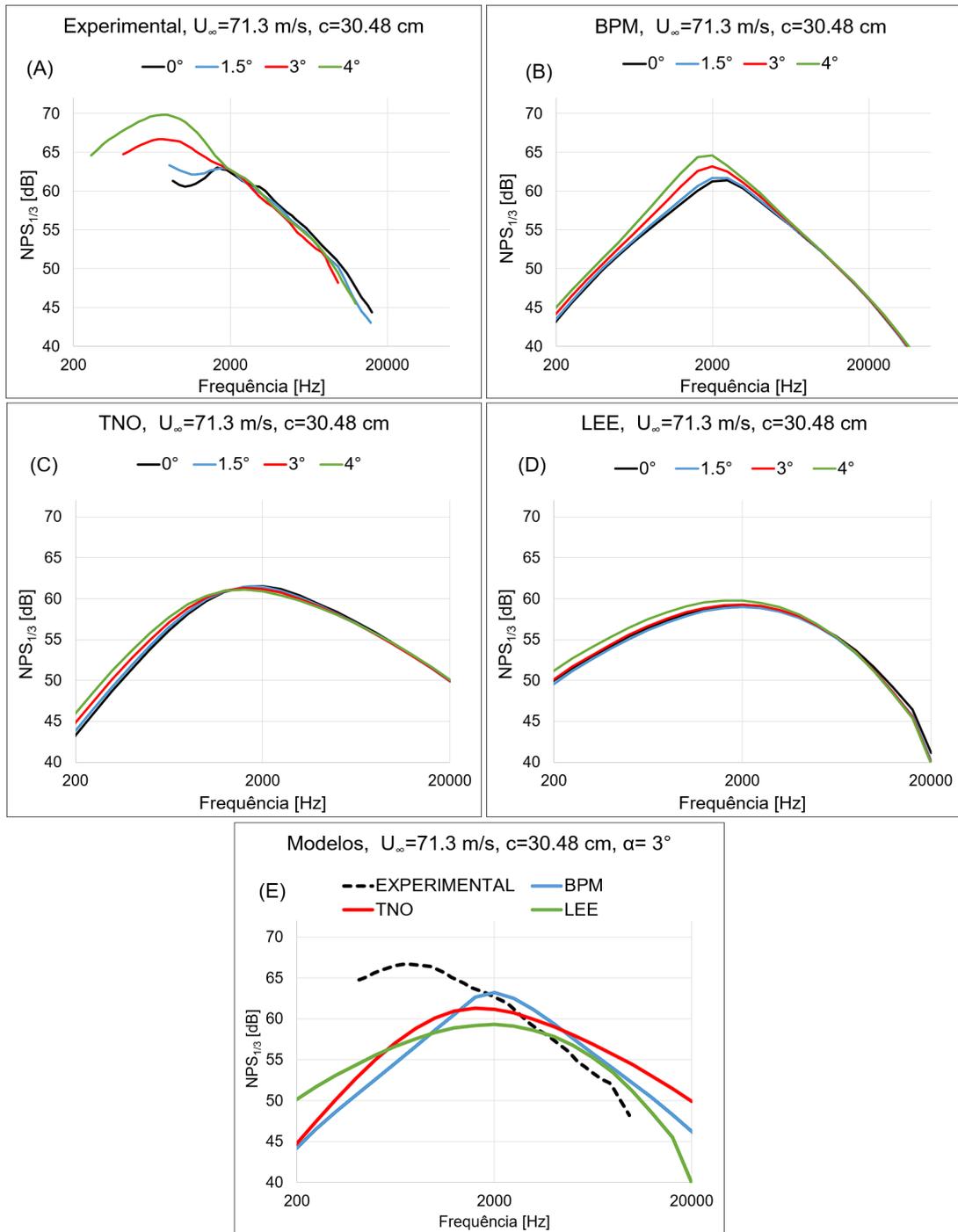
4.2.2 Variação do ângulo de ataque

Os gráficos da Figura 21 mostram a variação dos resultados dos modelos em diferentes ângulos de ataque para os dados de entrada da Tabela 9. O experimental mostra que nesse caso, até aproximadamente 2000 Hz, quanto maior o ângulo de ataque maiores os níveis de pressão sonora. Após essa frequência, o ângulo de ataque de 0° apresentou maior NPS, seguido por 1.5° , 4° e 3° . Para o modelo BPM, um ângulo de ataque maior representou um NPS maior para toda a faixa de frequência analisada. No modelo TNO até, aproximadamente 1300 Hz, um maior ângulo de ataque resulta em maior NPS. Na faixa de 1300 Hz até 10000 Hz, um menor ângulo de ataque representa maior NPS. Entretanto, assim como nos dados experimentais, após 10000 Hz, o comportamento volta a ser o de aumento de NPS com o aumento do ângulo de ataque. O modelo de Lee (2018) mostra o comportamento de maior NPS em 4° , seguido por 3° , 0° e 1.5° até, aproximadamente, 8000 Hz. Após 8000 Hz, a tendência se inverte e $\alpha = 0^\circ$ apresenta os maiores níveis.

A Tabela 18 apresenta que, na variação do ângulo de ataque, assim como na variação da velocidade de escoamento livre, o modelo BPM apresentou menor erro na previsão do NPS de pico. Já na previsão da frequência de pico, o modelo TNO apresentou menor erro. Tem-se também, no experimental, o aumento da frequência de pico conforme o aumento do ângulo de ataque. Já nos modelos, a frequência de pico se manteve aproximadamente constante. De forma geral, o modelo BPM superestimou os níveis de pressão sonora e mostra concordância com a tendência das curvas do experimento a partir de 2000 Hz. O modelo TNO captura a tendência das curvas experimentais de que, até certa frequência, o menor ângulo de ataque corresponde ao menor NPS e ao aumentar a frequência, o menor ângulo apresenta maior NPS. A diferença em relação ao experimental na frequência onde esse comportamento ocorre é de 700 Hz. O TNO também superestima o NPS a partir de 3000 Hz e não acompanha a tendência de decaimento do NPS com a frequência presente nos dados experimentais, como pode ser visto na Figura 21-E para $\alpha = 3^\circ$. Para os demais ângulos de ataque, as comparações podem ser visualizadas no Apêndice B. Já o modelo de LEE, apresenta níveis mais próximos aos dos dados experimentais em baixas frequências, captura a tendência das curvas experimentais onde o menor ângulo de ataque corresponde ao menor NPS e ao aumentar a frequência, o menor ângulo apresenta maior NPS. A diferença em relação ao experimental na frequência onde esse comportamento ocorre

é de 4000 Hz, discrepância consideravelmente maior do que a apresentada pelo TNO. O modelo de LEE superestima menos o NPS do que o modelo BPM, ou seja, as curvas estão mais próximas do experimental.

Figura 21 – Resultados com variação do ângulo de ataque para os diferentes modelos, aerofólio NACA0012, $R=1.22$ m, $\theta_e = \phi_e = 90^\circ$



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Tabela 18 – Análise de frequência e NPS de pico com a variação do ângulo de ataque

ANÁLISE DE PICO								
α	0°		1.5°		3°		4°	
	Frequência [Hz]	NPS [dB]						
EXPERIMENTAL	1646.15	63.07	814.72	63.35	741.38	66.71	731.01	69.82
BPM	2500.00	61.37	2000.00	61.73	2000.00	63.21	2000.00	64.58
TNO	2000.00	61.54	1600.00	61.45	1600.00	61.30	1600.00	61.10
LEE	2000.00	59.11	2000.00	58.94	2000.00	59.29	2000.00	59.78
ERRO EM RELAÇÃO AO EXPERIMENTAL								
BPM	853.85	1.70	1185.28	1.62	1258.62	3.50	1268.99	5.24
TNO	353.85	1.53	785.28	1.90	858.62	5.41	868.99	8.72
LEE	353.85	3.96	1185.28	4.41	1258.62	7.42	1268.99	10.04

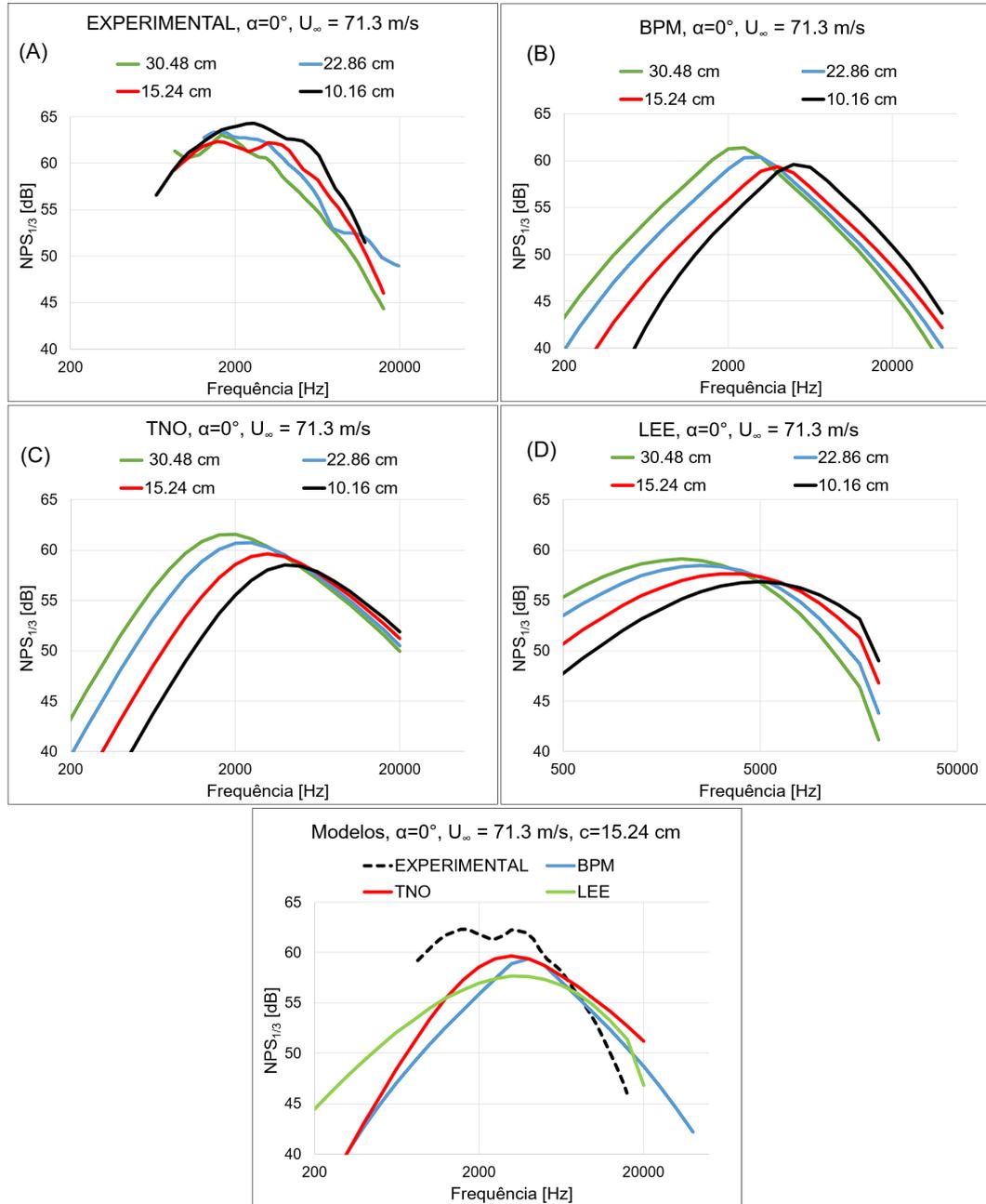
Fonte: Elaborado pela autora (2023).

4.2.3 Variação da corda

Os gráficos da Figura 22 mostram a variação dos resultados dos modelos com a corda. O modelo TNO mostra o comportamento de aumento de NPS com o aumento da corda até 5000 Hz, onde o comportamento inverte. Para este modelo, a partir de 3000 Hz, as curvas começam a se aproximar das experimentais porém com expressiva diferença em nível e tendência de forma, como visto na Figura 22-E para a corda de 15.24 cm. As demais comparações dos diferentes modelos nas demais cordas estão no Apêndice C. Para o modelo BPM, até 4000 Hz, quanto maior corda, maior o NPS. Após essa frequência, quanto menor a corda, maior o NPS. Além disso, as curvas captam razoavelmente a tendência dos dados experimentais, com diferença considerável em nível. No caso do modelo de LEE, até aproximadamente 5000 Hz, a menor corda resulta em menor NPS. Após 5000 Hz, a menor corda resulta em maior NPS.

Ao analisar a Tabela 19, no geral, o modelo TNO melhor capta o NPS da frequência de pico e o modelo de LEE prevê melhor a frequência de pico. Todos os modelos apresentam aumento da frequência de pico com a diminuição da corda. Além disso, estão de acordo os resultados experimentais somente no que diz respeito a apresentar a maior frequência de pico na menor das cordas utilizadas.

Figura 22 – Resultados com variação da corda para os diferentes modelos, aerofólio NACA0012, $R=1.22$ m, $\theta_e = \phi_e = 90^\circ$



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Tabela 19 – Análise de frequência e NPS de pico com a variação da corda

ANÁLISE DE PICO								
c [cm]	30.48		22.86		15.24		10.16	
	Frequência [Hz]	NPS [dB]						
EXPERIMENTAL	1646.15	63.07	1494.85	63.36	1549.01	62.34	2603.87	64.28
BPM	2500.00	61.37	3150.00	60.39	4000.00	59.37	5000.00	59.60
TNO	2000.00	61.54	2500.00	60.73	3150.00	59.64	4000.00	58.51
LEE	2000.00	59.11	2500.00	58.49	3150.00	57.64	5000.00	56.85
ERRO EM RELAÇÃO AO EXPERIMENTAL								
BPM	853.85	1.70	1655.15	2.97	2450.99	2.98	2396.13	4.68
TNO	353.85	1.53	1005.15	2.63	1600.99	2.70	1396.13	5.77
LEE	353.85	3.96	1005.15	4.86	1600.99	4.70	2396.13	7.43

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

4.3 ESTUDOS DE CASO COM AEROFÓLIO APLICADO EM AEROGERADORES

Nesta seção, os modelos serão aplicados aos aerofólios apresentados na seção 2.4. Os dados de entrada utilizados estão na Tabela 20.

Tabela 20 – Parâmetros de entrada para os estudos de caso de aerofólios

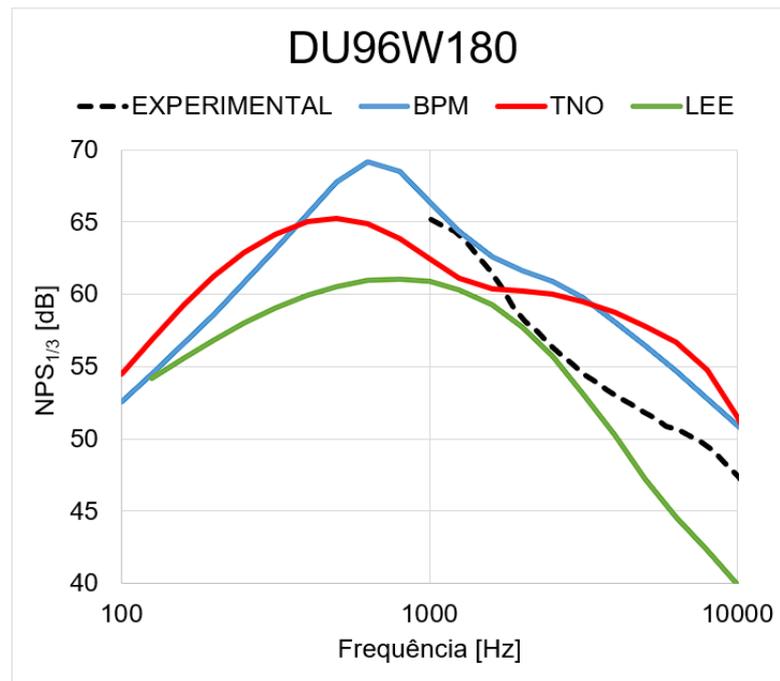
Parâmetro	Valor
U_{∞}	60 m/s
ν	$1.563 \cdot 10^{-5}$ m ² /s
ρ	1.164 kg/m ³
M_{∞}	0.1730
Re	1151631.47
c	0.3 m
L	1 m
α	4°
$itrip$	1
$x_{tr,SS}$	0.12
$x_{tr,PS}$	0.15
θ_e	90°
ϕ_e	90°
R	1 m

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

Para o aerofólio DU96W180, a Figura 23 mostra a comparação dos resultados dos modelos com os dados experimentais apresentados no trabalho de Herr et al. (2015). O modelo de LEE e o BPM captam razoavelmente a tendência da curva, enquanto o TNO falha em apresentar essa tendência, principalmente a partir de 1000

Hz. A tabela 21 mostra que o modelo TNO prevê muito bem o NPS_{pico} experimental, seguido pelo BPM e pelo modelo de LEE. O modelo de LEE apresenta melhor previsão da frequência de pico, seguido pelo BPM e o TNO.

Figura 23 – Comparação dos resultados dos modelos com dados experimentais para o aerofólio DU96W180



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

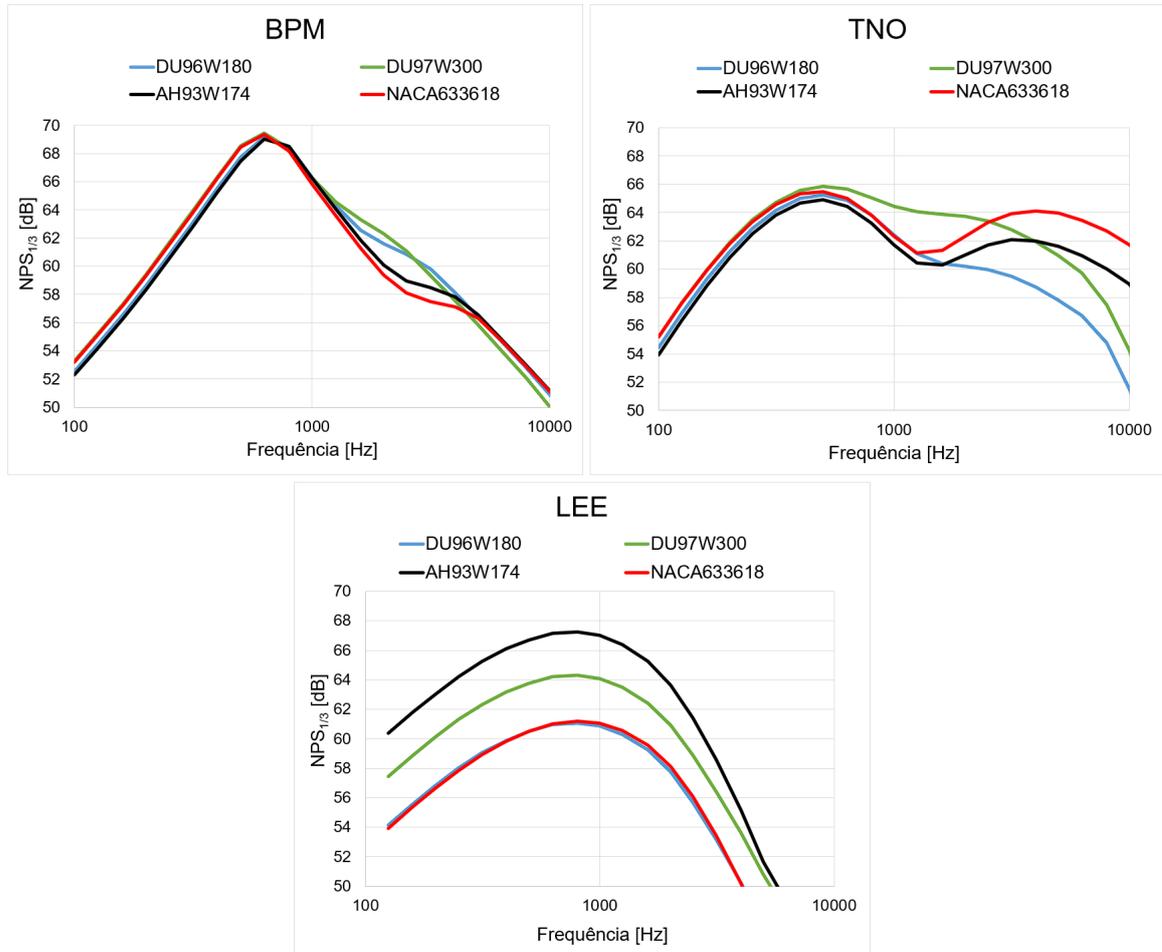
Tabela 21 – Análise de frequência e NPS de pico para o estudo de caso com o aerofólio DU96W180

ANÁLISE DA FREQUÊNCIA E NPS DE PICO				
DADOS	FREQUÊNCIA E NPS DE PICO		DIFERENÇA EM RELAÇÃO AOS DADOS EXPERIMENTAIS	
	Frequência [Hz]	NPS [dB]	Δf [Hz]	ΔNPS [dB]
EXPERIMENTAL	1008.62	65.17	-	-
BPM	630.00	69.15	378.62	3.98
TNO	500.00	65.25	508.62	0.08
LEE	800.00	61.06	208.62	4.11

Fonte: Elaborado pela autora (2023).

A Figura 24 compara a saída dos modelos para os quatro diferentes aerofólios. Nota-se que o aerofólio mais ruidoso e o mais silencioso depende do modelo analisado. Por exemplo, no modelo de LEE, fica claro que o aerofólio mais ruidoso é o *AH93W174*, seguido pelo *DU97W300*. Já os menos ruidosos são o *NACA63₃618* nas frequências mais baixas e o *DU96W180* nas frequências mais elevadas. Já para os modelos BPM e TNO as curvas ficam menos ordenadas. Para o TNO, até 2500 Hz, o *DU97W300* é o aerofólio mais ruidoso, seguido pelo *NACA63₃618*, e também o que apresenta a maior frequência de pico. A partir de 2500 Hz até 10000 Hz, o *NACA63₃618* se torna mais ruidoso. Considerando toda a faixa de frequências, o *DU96W180* é o mais silencioso. Para o BPM, até a frequência de pico em 600 Hz, os aerofólios *NACA63₃618* e *DU97W300* são os mais ruidosos. Após 600 Hz, há queda do NPS para o *NACA63₃618* e este se torna o menos ruidoso até 5000 Hz. Em seguida, o NPS aumenta novamente em comparação com os demais. Neste modelo, torna-se difícil definir os aerofólios menos silenciosos em toda faixa de frequência por conta das inversões de comportamento das curvas.

Figura 24 – Comparação entre os modelos para os diferentes aerofólios



Fonte: Elaborado pela autora (2023).

5 CONCLUSÕES

Este trabalho analisou os resultados dos modelos BPM, TNO e de LEE para previsão de ruído de bordo de fuga, gerado pela interação com a camada limite turbulenta. A implementação dos modelos foi verificada e validada por meio de comparações com os resultados da literatura e os resultados apresentaram boa concordância. Ao variar a velocidade do escoamento livre, o ângulo de ataque e a corda do aerofólio *NACA0012*, no geral, o modelo de LEE melhor se aproxima com os dados experimentais em capturar a tendência das curvas e frequência de pico. Ao estudar uma geometria diferente, com o aerofólio *DU96W180*, o modelo TNO foi o que melhor captou o nível de pressão sonora de pico.

Para os diferentes aerofólios aplicados em aerogeradores, cada modelo identifica um aerofólio diferente como o mais ruidoso ou mais silencioso. Considerando os modelos de LEE e TNO, na faixa de 100 Hz a 10000 Hz, o aerofólio mais silencioso foi o *DU96W180*. Já para definir o mais ruidoso, os dois modelos não concordaram, sendo o *AH93W174* o mais ruidoso de acordo com o modelo de LEE, de 100 Hz a 10000 Hz e para o TNO, até 2500 Hz, o *DU97W180* é o mais ruidoso e de 2500 Hz até 10000 Hz é o *NACA63₃618*. No modelo BPM, devido às mudanças de comportamento das curvas, não é possível definir um aerofólio mais silencioso ou ruidoso em toda a faixa de frequência. Os resultados apontam uma possível falta de generalidade dos modelos para comparar resultados de diferentes aerofólios.

Os modelos analisados não se mostraram tão precisos para reproduzir os resultados experimentais, o que é esperado, por conta das simplificações adotadas. Deve-se considerar que esses modelos propõem a previsão de ruído de um fenômeno complexo com poucos dados de entrada e de maneira rápida (baixo custo computacional) e são utilizados em estudos preliminares.

Para trabalhos futuros sugere-se:

- Utilização de CFD para o cálculo dos parâmetros da camada limite e comparação com o XFOIL e dados experimentais;
- Comparação com dados experimentais para diferentes aerofólios a fim de definir os modelos que mais se aproximam do experimental de acordo com as faixas de frequências;

- Considerar outros mecanismos de geração de ruído de aerofólio;
- Aplicar esses modelos em rotinas de otimização para projeto de aerofólios mais silenciosos.

REFERÊNCIAS

ANDERSON, D.; GRAHAM, I.; WILLIAMS, B. **Fundamentals of Aerodynamics**. 6. ed. Estados Unidos: McGraw-Hill Education, 2017.

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE ENERGIA EÓLICA. **Dia Mundial do Vento: Brasil completa 19 GW de capacidade instalada de energia eólica**. 2021. Disponível em: <http://abeeolica.org.br/noticias/dia-mundial-do-vento-brasil-completa-19-gw-de-capacidade-instalada-de-energia-eolica/>. Acesso em: 03 set. 2021.

BERTAGNOLIO, F. Trailing edge noise model applied to wind turbine airfoils. **Risø National Laboratory**, 2008.

BERTAGNOLIO, F. Boundary layer measurements of the naca0015 and implications for noise modeling. **Danmarks Tekniske Universitet, Risø Nationallaboratoriet for Bæredygtig Energi**, 2011.

BISTAFA, S. R. **Acústica aplicada ao controle de ruídos**. São Paulo: Edgard Blücher, 2006.

BROOKS, T. F.; POPE, D. S.; MARCOLINI, M. A. **Airfoil self-noise and prediction**. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, Office of Management, Scientific and Technical Information Division, 1989.

DOOLAN, C.; MOREAU, D.; ARCONDOULIS, E.; ALBARRACIN, C. Trailing edge noise production, prediction and control. **New Zealand Acoustics**, v. 25, n. 3, p. 22–29, 2012.

DRELA, M.; GILES, M. B. Viscous-inviscid analysis of transonic and low reynolds number airfoils. **AIAA journal**, v. 25, p. 1347–1355, 1987.

FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J. **introduction to fluid mechanics**. 6. ed. Estados Unidos: John Wiley Sons, 2004.

FREIRE, A. P. S. Teoria de camada limite. **Universidade Federal do Rio de Janeiro**, 2012.

GAO, L.; ZHANG, H.; LIU, Y.; HAN, S. Effects of vortex generators on a blunt trailing-edge airfoil for wind turbines. **Renewable Energy**, v. 76, p. 303–311, 2015.

HAYES, C. D.; LAMERS, M. D. Octave and one-third octave acoustic noise spectrum analysis. **California Institute of Technology, Jet Propulsion Laboratory**, 1967.

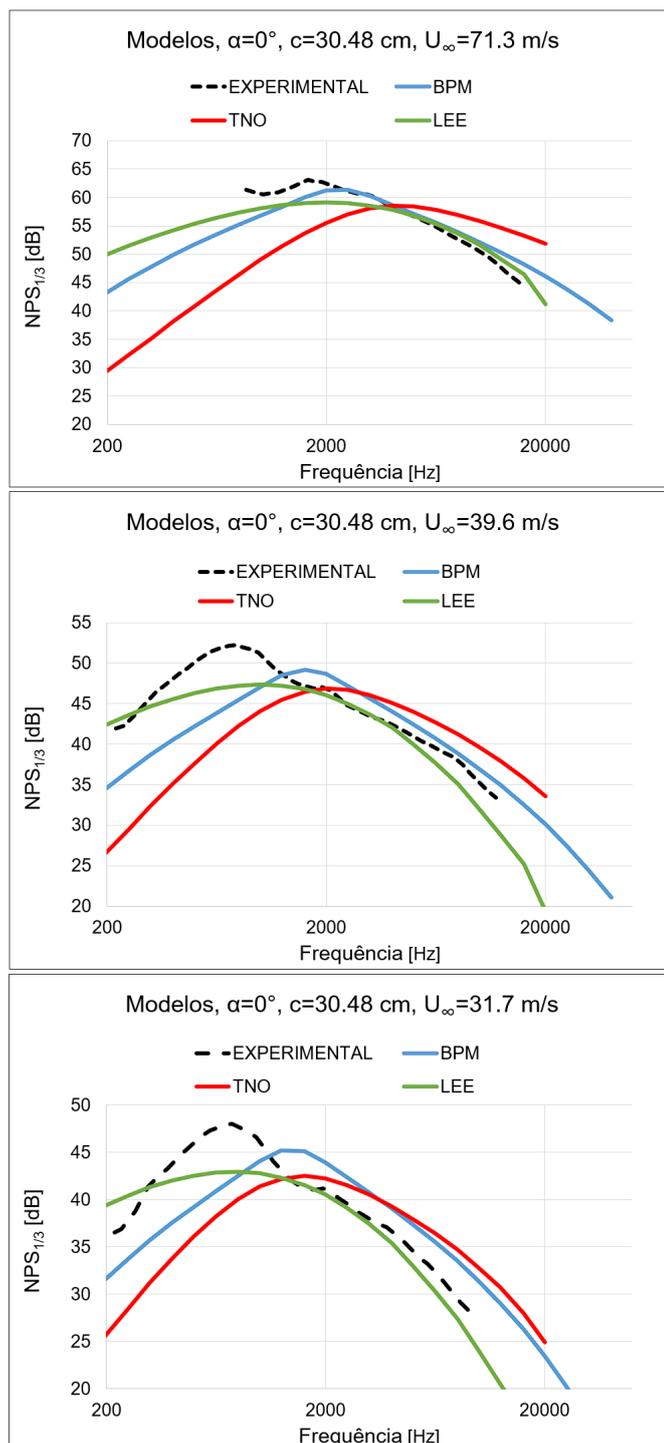
HERR, M.; EWERT, R.; RAUTMANN, C.; KAMRUZZAMAN, M.; BEKIROPOULOS, D.; IOB, A.; ARINA, R.; BATTEN, P.; CHAKRAVARTHY, S.; BERTAGNOLIO, F. Broadband trailing-edge noise predictions—overview of banc-iii results. **21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**, p. 2847, 2015.

KAMRUZZAMAN, M.; LUTZ, T.; KRAMER, E. Rnoise: A rans based airfoil trailing-edge noise prediction model. **20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**, p. 3305, 2014.

- LATHI, B. P. **Sinais e sistemas lineares**. Porto Alegre: Bookman, 2007. 856 p.
- LAU, A. S. H.; KIM, J.; HURAUULT, J.; VRONSKY, T.; JOSEPH, P. Aerofoil trailing-edge noise prediction models for wind turbine applications. **WIND ENERGY**, v. 20, n. 10, p. 1727–1752, 2017.
- LEE, S. Empirical wall-pressure spectral modeling for zero and adverse pressure gradient flows. **AIAA Journal**, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., v. 56, p. 1818–1829, 2018.
- LEE, S.; AYTON, L.; BERTAGNOLIO, F.; MOREAU, S.; CHONG, T. P.; JOSEPH, P. Turbulent boundary layer trailing-edge noise: Theory, computation, experiment, and application. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 126, p. 100737, 2021.
- LEE, S.; SHUM, J. G. Prediction of airfoil trailing-edge noise using empirical wall-pressure spectrum models. **AIAA Journal**, v. 57, n. 3, p. 888–897, 2019.
- MORIARTY, P. Nafnoise user's guide. **National Wind Technology Center, National Renewable Energy Laboratory**, 2005.
- NATIONAL RENEWABLE ENERGY LABORATORY. **NAFNoise**. 2005. Disponível em: <https://www.nrel.gov/wind/nwtc/naf-noise.html>. Acesso em: 04 jun. 2023.
- PECHLIVANOGLU, G. Passive and active flow control solutions for wind turbine blades. **Technical University of Berlin**, 2013.
- RUIJGROK, G. J. J. **Elements of aviation acoustics**. Delft, Holanda: Delft University Press, 1993.
- UNITED NATIONS ENVIRONMENT PROGRAMME. **Governos devem reduzir a produção de combustíveis fósseis em 6% ao ano para limitar aquecimento catastrófico**. 2020. Disponível em: <https://www.unep.org/pt-br/noticias-e-reportagens/comunicado-de-imprensa/governos-devem-reduzir-producao-de-combustiveis>. Acesso em: 06 set. 2021.
- WHO. **Environmental noise guidelines for the European Region**. 2018. Disponível em: http://www.euro.who.int/__data/assets/pdf_file/0008/383921/noise-guidelines-eng.pdf?ua=1. Acesso em: 06 set. 2021.
- WILCOX, D. **Turbulence Modeling for CFD**. 2. ed. Lake Arrowhead, California: DCW Industries, Inc, 2000.
- ZAPAROLLI, D. **Ventos promissores a caminho**. 2019. Disponível em: <https://revistapesquisa.fapesp.br/ventos-promissores-a-caminho/>. Acesso em: 03 set. 2021.

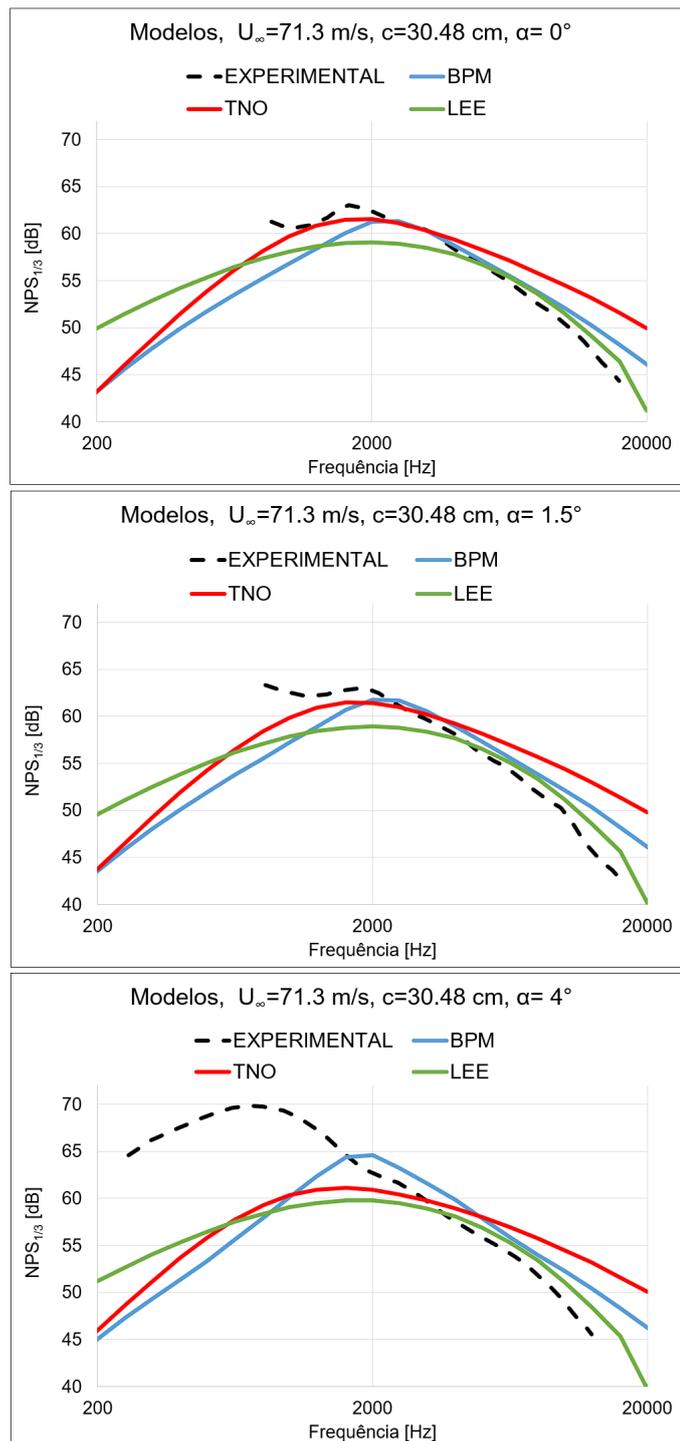
APÊNDICE A - COMPARAÇÃO ENTRE OS MODELOS PARA DIFERENTES VELOCIDADES DE ESCOAMENTO LIVRE

Os gráficos abaixo foram gerados com os dados de entrada da Tabela 9 e são resultados complementares ao estudo de caso apresentado na seção 4.2.1.



APÊNDICE B - COMPARAÇÃO ENTRE OS MODELOS PARA DIFERENTES ÂNGULOS DE ATAQUE

Os gráficos abaixo foram gerados com os dados de entrada da Tabela 9 e são resultados complementares ao estudo de caso apresentado na seção 4.2.2.



APÊNDICE C - COMPARAÇÃO ENTRE OS MODELOS PARA DIFERENTES CORDAS

Os gráficos abaixo foram gerados com os dados de entrada da Tabela 9 e são resultados complementares ao estudo de caso apresentado na seção 4.2.3.

