

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

GABRIELLA HAGEDORN XAVIER

PREVISÃO DE RUÍDO E CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE HÉLICES  
AERONÁUTICAS ATRAVÉS DE MÉTODOS ANALÍTICOS

Joinville  
2022

GABRIELLA HAGEDORN XAVIER

PREVISÃO DE RUÍDO E CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE HÉLICES  
AERONÁUTICAS ATRAVÉS DE MÉTODOS ANALÍTICOS

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: Prof. Dr. Filipe Dutra da Silva

Joinville  
2022

GABRIELLA HAGEDORN XAVIER

PREVISÃO DE RUÍDO E CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE HÉLICES  
AERONÁUTICAS ATRAVÉS DE MÉTODOS ANALÍTICOS

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), 29 de Julho de 2022.

**Banca Examinadora:**

---

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

---

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

---

Prof. Dr. Juan P. L. C. Salazar  
Membro(a)  
Universidade Federal de Santa Catarina

Dedico este trabalho à minha bisavó Irene Hagedorn.

## **AGRADECIMENTOS**

Agradeço primeiramente aos meus pais, Matilde e Almiro, por todos os sacrifícios ao longo desses anos. Sem o apoio e amor incondicional recebido jamais teria chegado aqui. Agradeço também imensamente ao Prof. Dr. Filipe Dutra da Silva, pela paciência e pelo excelente trabalho como professor e orientador. És uma inspiração como profissional e como pessoa.

Agradeço à toda minha família que se fez presente em todos os altos e baixos da vida acadêmica, seja com as caronas ou com o abrigo para que eu pudesse realizar o estágio com conforto. Minha gratidão também aos meus amigos que sempre estiverem ao meu lado, principalmente à Ana Carolina e ao Luis Fernando, que sempre acreditaram em mim muito mais que eu mesma.

## RESUMO

O ruído gerado pelo movimento de hélices e rotores é significativo em aeronaves com motores turboélice, motores elétricos e aeronaves de decolagem vertical. O projeto de hélices menos ruidosas requer um balanço entre emissão de ruído e desempenho aerodinâmico. Neste trabalho, propõe-se uma análise de métodos analíticos de previsão de ruído tonal. Os modelos utilizados foram os propostos por Gutin e Deming e Barry e Magliozzi, ambos no domínio da frequência. Como a previsão do ruído depende de dados aerodinâmicos de entrada, um método de previsão aerodinâmica também é implementado e avaliado, o BEMT (*Blade Element Momentum Theory*). Os métodos foram validados através da comparação com dados experimentais e numéricos da literatura, tanto em relação ao ruído quanto aos coeficientes aerodinâmicos. Uma análise da sensibilidade do ruído aos dados aerodinâmicos de entrada e à mudanças nos aspectos geométricos da hélice forma realizadas. Por fim, tanto os métodos de ruído quanto o BEMT mostraram-se ferramentas adequadas para o projeto de hélices, entregando resultados satisfatórios e próximos de dados experimentais.

**Palavras-chave:** Ruído de hélices. Métodos analíticos. Aeroacústica.

## **ABSTRACT**

The noise generated by rotors and propellers is significant on turboprop, electrical and vertical takeoff aircraft. The design of quieter propellers requires a balance between noise emission and aerodynamic performance. This work proposes an study of analytical methods for the prediction of tonal noise. The the used models were proposed by Gutin & Deming and Barry & Magliozzi, both on the frequency domain. As the noise predictions depends on the aerodynamic input data, an aerodynamic prediction method is also implemented and tested, the BEMT (Blade Element Momentum Theory). The methods were validated by comparisons with experimental and numerical data from the literature, regarding both the acoustic field and aerodynamic coefficients. A sensitivity analysis of the noise to the aerodynamic input data and to changes on the geometry of the propeller was also conducted. In the end, both noise prediction methods and BEMT were show to be suitable tools to the project of propellers, giving satisfying results and close to experimental data.

**Keywords:** Propeller noise. Analytical methods. Aeroacoustics.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Fluxograma Métodos de Previsão de Ruído . . . . .	18
Figura 2 – Geometria para o elemento de pá. . . . .	21
Figura 3 – Fluxograma para o método BEMT. . . . .	27
Figura 4 – Coeficientes aerodinâmicos para um aerofólio NACA4412. . . . .	28
Figura 5 – Orientação do eixo de coordenadas. . . . .	29
Figura 6 – Distribuição das derivadas de torque e potência para o caso de Nalassamy et al. (1988). . . . .	32
Figura 7 – Coeficientes aerodinâmicos para $Re = 8 \times 10^4$ . . . . .	33
Figura 8 – Esquemático do experimento para obtenção do nível de ruído da hélice de Casalino (2021). . . . .	33
Figura 9 – Coeficientes aerodinâmicos em função da razão de avanço ( $Re$ constante). . . . .	35
Figura 10 – Coeficientes aerodinâmicos em função da razão de avanço ( $Re$ variando). . . . .	36
Figura 11 – Comparação entre as distribuições das derivadas de empuxo e torque para três razões de avanço com e sem $Re$ variando. . . . .	37
Figura 12 – Previsão de ruído com e sem a variação de $Re$ para a hélice de Casalino et al. (2021). . . . .	38
Figura 13 – Previsão do ruído de carregamento com e sem a variação de $Re$ para a hélice de Casalino et al. (2021). . . . .	39
Figura 14 – Comparação entre as previsões de ruído e os valores experimentais para os dois primeiros harmônicos da hélice de Casalino et al. (2021). . . . .	40
Figura 15 – Comparação dos resultados de NPS, para o primeiro e segundo harmônico, com os dados experimentais e numéricos de Nalassamy et al. (1988). . . . .	41
Figura 16 – Componentes do ruído para o caso Nalassamy et al. (2021) para $J = 0,787$ . . . . .	42
Figura 17 – Variação de $C_q$ e $C_t$ de acordo com a mudança no número de pás ( $B$ ). . . . .	43
Figura 18 – Previsão de ruído para a variação no número de pás ( $B$ ). . . . .	44
Figura 19 – Variação de $C_q$ e $C_t$ de acordo com a variação da corda local ( $b$ ). . . . .	45
Figura 20 – Previsão de ruído para a variação na corda local ( $b$ ). . . . .	45
Figura 21 – Variação de $C_q$ e $C_t$ de acordo com a mudança no ângulo de torção da pá local ( $\beta$ ). . . . .	46
Figura 22 – Previsão de ruído para a variação no ângulo de torção da pá local ( $\beta$ ). . . . .	47



## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Resultados para o coeficiente de torque total $C_q$ . . . . .	36
Tabela 2 – Resultados para o coeficiente de empuxo total $C_t$ . . . . .	36
Tabela 3 – Resultados de NPS em dB para o caso Casalino et al (2021). . . . .	40

## LISTA DE SÍMBOLOS

$a$	Fator de interferência axial
$a'$	Fator de interferência rotacional
$b$	Corda local da pá ao longo do raio
$c$	Velocidade do som
$h$	Espessura máxima da pá ao longo do raio
$m$	Número do harmônico
$n$	Velocidade de rotação em revoluções por segundo
$r$	Coordenada radial ao longo da pá
$A_x$	Área da seção transversal do aerofólio (aproximada como $0,6853bh$ )
$B$	Número de pás
$C_d$	Coeficiente de arrasto
$C_l$	Coeficiente de sustentação
$C_p$	Coeficiente de potência
$C_t$	Coeficiente de empuxo
$C_q$	Coeficiente de torque
$C_x$	Coeficiente de força normal
$C_y$	Coeficiente de força tangencial
$D$	Diâmetro da hélice
$F$	Fator de perda de momento de Prandtl
$I$	Intensidade acústica
$I_0$	Intensidade acústica de referência
$J$	Razão de avanço
$K, K'$	Fator de perda de momento de Goldstein

$M$	Número de mach
$P$	Pressão acústica
$P_0$	Pressão acústica de referência
$P_{m_t}$	Pressão quadrática média acústica de carregamento
$P_{m_t}$	Pressão quadrática média acústica de espessura
$R$	Posição radial da ponta da pá
$S$	Distância do observador em relação ao cubo da hélice
$S_0$	Raio de amplitude
$V_\infty$	Velocidade do escoamento livre
$X, Y$	Distância do observador em relação ao eixo da hélice
$\alpha$	Ângulo de ataque
$\beta$	Ângulo de torção da pá
$\phi$	Ângulo tangencial
$\phi_t$	Ângulo de torção da pá em relação ao plano da hélice
$\rho$	Densidade do fluido
$\lambda$	Relação de velocidade, $V/\Omega R$
$\xi$	Raio adimensional, $r/R$
$\sigma$	Solidez local
$\Omega$	Velocidade angular

## SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>12</b>
1.1	Objetivo	14
<b>1.1.1</b>	<b>Objetivo Geral</b>	<b>14</b>
<b>1.1.2</b>	<b>Objetivos Específicos</b>	<b>14</b>
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>15</b>
2.1	Conceitos básicos de acústica	15
2.2	Ruído de hélice	16
<b>2.2.1</b>	<b>Ruído de Banda larga</b>	<b>16</b>
<b>2.2.2</b>	<b>Ruído Tonal</b>	<b>16</b>
2.3	Métodos de predição de ruído tonal	17
<b>2.3.1</b>	<b>Histórico</b>	<b>17</b>
2.4	Predição aerodinâmica	19
<b>2.4.1</b>	<b>Teoria do elemento de pá</b>	<b>20</b>
<b>2.4.2</b>	<b>Teoria do Momento</b>	<b>20</b>
<b>2.4.3</b>	<b>O Método BEMT</b>	<b>21</b>
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>23</b>
3.1	Implementação do BEMT	23
<b>3.1.1</b>	<b>Algoritmo de Adkins e Liebeck (1994)</b>	<b>24</b>
<b>3.1.2</b>	<b>Algoritmo de Bouhelal et al. (2017)</b>	<b>25</b>
<b>3.1.3</b>	<b>Processo iterativo</b>	<b>26</b>
<b>3.1.4</b>	<b>Variação de Reynolds</b>	<b>28</b>
3.2	Implementação de métodos de previsão de ruído	29
<b>3.2.1</b>	<b>Gutin (1936) e Deming (1938)</b>	<b>29</b>
<b>3.2.2</b>	<b>Barry e Magliozzi (1971)</b>	<b>30</b>
3.3	Casos de referência	31
<b>3.3.1</b>	<b>Nalassamy et al. (1988)</b>	<b>31</b>
<b>3.3.2</b>	<b>Casalino et al. (2021)</b>	<b>32</b>
3.4	Variação de características geométricas	34
<b>4</b>	<b>RESULTADOS</b>	<b>35</b>
4.1	Validação da implementação do método BEMT	35
4.2	Validação dos métodos para previsão de ruído	38
<b>4.2.1</b>	<b>Caso Casalino et al. (2021)</b>	<b>38</b>
<b>4.2.2</b>	<b>Caso Nalassamy et al. (1988)</b>	<b>41</b>
4.3	Variação de características geométricas da pá	43

<b>5</b>	<b>CONCLUSÕES . . . . .</b>	<b>48</b>
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>49</b>

## 1 INTRODUÇÃO

Quando falamos de ruídos provenientes de hélices, podemos citar como exemplo o caso de VANTs (veículos aéreos não tripulados). Os VANTs são aeronaves sem piloto a bordo e possuem diversas aplicações civis, militares e aeroespaciais (MILJKOVIC, 2018). De acordo Holmes et al. (2004), graças ao recente aumento no número de pequenos VANTs, o interesse no desenvolvimento de hélices foi renovado, onde requisitos fortes quanto à redução de ruído são impostos.

Segundo Rizzi et al. (2020), há grandes chances de que populações no futuro sejam rotineiramente expostas ao ruído de veículos de mobilidade urbana, como aeronaves eVTOL (*electrical Vertical Take-Off and Landing*), pois prevê-se que estes veículos estejam voando em número muito maior do que os helicópteros. Os *vertiports* (aeroportos verticais) provavelmente estarão localizados em áreas povoadas onde o ruído será mais alto devido ao voo de baixa altitude e operações de pouso/decolagem.

Sejam aeronaves tripuladas ou não, é importante entender que o ruído aeronáutico vai muito além de um incômodo sonoro. Em residentes vizinhos à aeroportos, os ruídos são associados ao surgimento de diversos problemas como aumento do estresse, problemas de sono e até mesmo doenças cardiovasculares. Devido a tais efeitos adversos, as regulamentações têm reduzido cada vez mais o nível máximo de ruído permitido nos arredores dos aeroportos (HERNICZEK, 2017).

Há uma longa história de pesquisas em relação à redução de ruído em aeronaves e consequente implementação dessas pesquisas, resultado da cooperação entre agências governamentais, indústrias e universidades. O desenvolvimento de tecnologias para a redução de ruído são muito importantes e caminham de forma conjunta com o desenvolvimento de padrões de regulamentação de ruído (RIZZI et al., 2020).

De acordo com Farassat e Succi (1980), os requisitos de certificação de ruído atingiram quase a mesma importância que os requisitos de desempenho, segurança, confiabilidade e capacidade de fabricação. Dessa forma, a preocupação nos projetos está em entregar aeronaves que sejam cada vez mais silenciosas e que cumpram os requisitos cada vez mais restritivos para certificação. Para isso, muitos métodos foram e ainda são desenvolvidos buscando formas de chegar na redução de ruído exigida pelas normas através do uso de materiais acústicos ou de controle ativo. Entretanto, tão importante quanto encontrar meios que reduzam os ruídos indesejados, é saber prevêê-los.

Houveram tentativas de prever o ruído das hélices desde 1919, porém, os primeiros trabalhos foram prejudicados pela falta de computadores capazes de realizar

cálculos complexos. Havia também limitações em equipamentos experimentais para a medição do ruído (METZGER, 1995). A primeira teoria acústica que obteve sucesso foi formulada por Gutin (1936), que era limitada a ruído de carregamento, sem velocidade de avanço, baixa velocidade de ponta e geometria simples. Depois de Gutin (1936), muitos outros autores avançaram no assunto removendo limitações (HERNICZEK, 2017).

De acordo com Hambrey et al. (2017), métodos no domínio da frequência, como o de Gutin (1936), são muito mais rápidos do que métodos acústicos que precisam ser acoplados a solucionadores aerodinâmicos baseados em painéis ou em malhas, que tipicamente podem demorar horas ou semanas em execução dependendo da densidade da malha e do tamanho da simulação.

Segundo HERNICZEK e Feszty (2017), os métodos no domínio da frequência também possuem a vantagem de serem mais explícitos quanto aos efeitos de diferentes parâmetros sobre o ruído previsto. Métodos mais modernos normalmente requerem informações de pressão ao longo da corda ou dados de carregamento, portanto, muitas vezes é mais favorável utilizar aproximações para garantir tempos menores na execução da solução.

Um ponto importante para a previsão de ruído está na análise aerodinâmica, que segundo Sinibaldi e Marino (2012), é o primeiro passo para qualquer investigação experimental ou teórica em relação a emissão de ruído de hélices. Além das informações necessárias para prever o desempenho da hélice, os cálculos aerodinâmicos fornecem as distribuições de força ao longo da pá, que é diretamente responsável por parte do ruído total e é um dado de entrada necessário para os cálculos de previsão acústica.

No presente trabalho, dois métodos de previsão de ruído acústico e um método de previsão aerodinâmica são implementados. Os métodos de previsão acústica aqui tratados são os adaptados por HERNICZEK (2017), sendo o primeiro uma combinação das teorias de Gutin (1936) e Deming (1938) e o segundo o método de Barry e Magliozzi (1971). Quanto ao método de previsão aerodinâmica, implementa-se a teoria do momento do elemento de pá, comumente conhecido como método BEMT (*blade element momentum theory*).

Com a devida validação dos códigos através da comparação com dados experimentais presentes na literatura, as características geométricas da hélice são alteradas e os efeitos de tais alterações são avaliados no que diz respeito ao campo acústico e características aerodinâmicas.

## 1.1 OBJETIVO

### 1.1.1 Objetivo Geral

Obter previsões de ruído tonal e de forças aerodinâmicas em hélices aeronáuticas através de métodos analíticos com baixo custo computacional.

### 1.1.2 Objetivos Específicos

- Validar os métodos implementados;
- Avaliar a sensibilidade do nível de ruído em relação aos coeficientes de empuxo e torque da pá;
- Avaliar o efeito de modificações geométricas nas pás no campo acústico e nos coeficientes aerodinâmicos (empuxo e torque).



## 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo serão apresentados os conceitos básicos para o entendimento do trabalho. Começa-se com a exposição de definições importantes de acústica, um breve histórico da previsão de ruído seguida da apresentação dos principais métodos disponíveis na literatura e finaliza-se com a contextualização do método BEMT.

### 2.1 CONCEITOS BÁSICOS DE ACÚSTICA

O som é uma forma de energia transmitida através da movimentação de partículas de fluido do meio, causando uma variação da pressão no meio e na velocidade destas partículas (GERGES, 1992). Uma importante propriedade do som é a chamada intensidade de energia sonora, que é a razão entre a taxa média de energia transmitida por área. Quando a onda sonora se propaga, ela transporta energia que é distribuída em todas as direções, quanto maior for a quantidade dessa energia, maior é a intensidade do som que percebemos (BORGES; RODRIGUES, 2016).

De acordo com Gerges (1992), o ouvido humano responde a uma extensa faixa de intensidade acústica, desde o limiar da audição até o limiar da dor. Este último, por exemplo, é 1014 vezes maior que a intensidade necessária para causar a sensação de audição. Valores com ordens de grandeza tão diferentes são difíceis de representar em uma mesma escala linear, por essa razão usa-se a escala logarítmica. O valor de divisão de escala é de  $\log_{10}$  e chama-se Bel. Mas, como o Bel é um valor de divisão de escala muito grande usa-se o decibel (dB) que é um décimo do Bel.

Utilizando-se da escala decibel, a percepção do ouvido humano à intensidade de energia sonora, ou intensidade acústica, é dada pelo nível de intensidade sonora (NIS). O NIS é obtido através da Equação 1

$$NIS = 10 \log\left(\frac{I}{I_0}\right), \quad (1)$$

onde  $I$  é a intensidade acústica em  $\text{Watts/m}^2$  e  $I_0$  é igual a  $10^{-12} \text{ Watts/m}^2$ , valor de intensidade mínima de referência em que o ouvido humano é capaz de perceber o som.

Segundo Gerges (1992), a intensidade acústica é proporcional ao quadrado da pressão acústica, portanto, também podemos expressar o nível sonoro em termos de pressão. Para tal, têm-se o chamado nível de pressão sonora, dado pela Equação 2

$$NPS = 10 \log(P_{RMS}^2/P_0^2) = 20 \log(P_{RMS}/P_0), \quad (2)$$

onde novamente temos um valor de referência  $P_0$  igual a  $2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$ .  $P_{RMS}$  é a pressão sonora eficaz também em Pa e, assim como o NIS, o NPS é dado em dB.

## 2.2 RUÍDO DE HÉLICE

Apesar das hélices se diferirem na geometria, possuindo diferentes formas e tamanhos, o princípio do ruído gerado é o mesmo, podendo ser classificado em dois tipos: tonal ou harmônico e de banda larga (HADDAOUI, 2019). De acordo com Haddaoui (2019), quando em regimes com altos valores de mach ou supersônicos, fontes não lineares de ruído surgem e seus efeitos não podem ser negligenciados em uma previsão de ruído acurada. Entretanto, todos os casos tratados no presente trabalho são subsônicos, portanto, fontes não lineares não serão consideradas.

### 2.2.1 Ruído de Banda larga

O ruído de banda larga é gerado devido as flutuações de pressões presentes próximo à superfície das pás, sendo estas associadas ao escoamento turbulento na vizinhança (SMITH, 1989). Segundo Haddaoui (2019), as fontes que causam o ruído de banda larga são de natureza aleatória. Na prática, o ruído de banda larga é frequentemente previsto com métodos semi-empíricos. Para hélices, a sua contribuição em geral é muito menor quando comparada com componentes de ruído tonal.

### 2.2.2 Ruído Tonal

De acordo com Smith (1989), o ruído tonal é produzido como resultado do movimento cíclico regular da pá da hélice no ar em relação a um observador estacionário e por interações com estruturas adjacentes. As componentes do ruído podem ser divididas em ruído de espessura da pá e ruído de carregamento.

As fontes de ruído de carregamento e espessura foram reconhecidas pela primeira vez há mais de cinquenta anos. Ambas as fontes aparecem na frequência de passagem da pá e seus harmônicos, mas o ruído de espessura assume relevância crescente com o aumento da velocidade do rotor e do número de harmônicos (SMITH, 1989). A frequência de passagem da pá é definida por

$$BPF = \frac{B\Omega}{2\pi}, \quad (3)$$

onde B representa o número de pás da hélice e  $\Omega$  é a velocidade angular da pá em RPM.

Segundo Barros (2009), o ruído de espessura ocorre com o deslocamento do ar durante a passagem do elemento de pá. Sua amplitude é proporcional ao volume da pá. Quanto ao ruído de carregamento, este agrupa os efeitos de sustentação e arrasto gerado por cada elemento de pá e é causado pela distribuição de pressão em torno do perfil durante seu movimento.

Em altas velocidades o ruído de espessura é significativo, tendo seu efeito amenizado com a redução da espessura dos perfis e o enflexamento das pás,

principalmente das pontas da hélice onde as velocidades são maiores. Já o ruído de carregamento, é significativo em velocidades moderadas e baixas (BARROS, 2009).

## 2.3 MÉTODOS DE PREDIÇÃO DE RUÍDO TONAL

Como visto na seção anterior, é o ruído tonal, em comparação com o ruído de banda larga, que desempenha o papel predominante no campo sonoro total gerado pelas hélices do avião. Portanto, a maioria dos estudos sobre previsão numérica do ruído da hélice focam nessa componente (SUN; WANG, 2021).

De acordo com Herniczek (2017), os métodos de previsão de ruídos podem ser divididos em duas categorias: métodos no domínio do tempo e no domínio da frequência. No primeiro caso, o custo computacional é maior e as informações aerodinâmicas de entrada devem ser precisas para que haja garantia de bons resultados, diferente do método no domínio da frequência que é menos sensível à erros de entrada e são menos custosos computacionalmente.

Para entender a ordem em que os principais métodos de previsão de ruído em ambos os domínios surgem na literatura, um fluxograma é apresentado na Figura 1. A teoria de Gutin (1936), a analogia acústica de Lighthill (1952) e as equações de Ffowcs Williams e Hawkins (1969) apresentam-se como as teorias de origem para os demais métodos. Para compreender melhor essa relação, um breve histórico dos métodos é apresentado na seção seguinte.

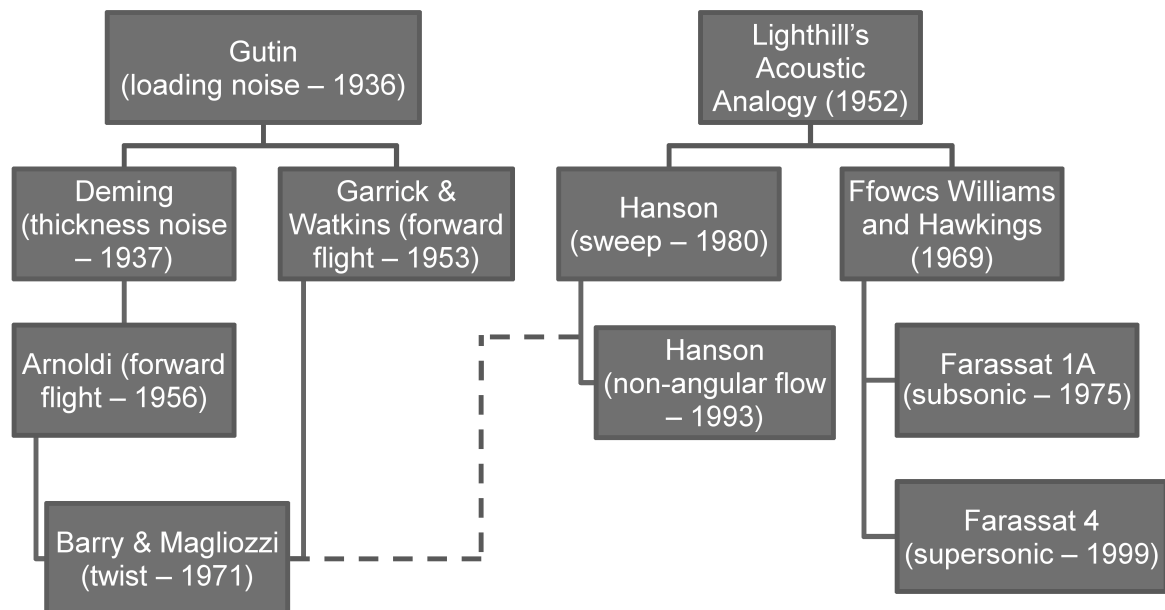
### 2.3.1 Histórico

De acordo com Metzger (1995), a primeira tentativa de desenvolver um método de previsão acústica vem do trabalho realizado por Lynam e Webb (1919) intitulado "*The Emission of Sound by Airscrews.*". Infelizmente, na época em que o artigo foi publicado, não haviam equipamentos para testes experimentais, portanto, o trabalho foi realizado com base em hipóteses assumidas pelos próprios autores. Após alguns anos, Gutin (1936) publicou o que veio a ser a primeira teoria de previsão acústica bem sucedida.

Gutin (1936) começou a desenvolver sua teoria a partir de princípios aerodinâmicos básicos de uma asa. Ele reconheceu que cada elemento de envergadura de uma hélice produz empuxo e arrasto muito parecido com o de uma asa. Em seguida, Deming (1938) foi o primeiro a apresentar uma teoria para o ruído de espessura. Seu trabalho abordou o ruído de uma pá de hélice com seções de aerofólio simétricas sem ângulo de ataque da pá e operando em condições estáticas (METZGER, 1995).

Garrick e Watkins (1953) estenderam o trabalho de Gutin (1936) incluindo os efeitos do vôo subsônico. Os autores estavam cientes de que o ruído produzido por

Figura 1 – Fluxograma Métodos de Previsão de Ruído



Fonte: Adaptado de HERNICZEK (2017, p. 5)

uma hélice seria afetado se o escoamento livre não fosse axial, o que, segundo Metzger (1995), é um reconhecimento precoce da importância de incluir a posição da hélice em relação ao escoamento para previsões precisas de ruído.

Em meados dos anos 50, Arnoldi (1956) obteve uma expressão para o ruído de espessura no domínio da frequência. Seu resultado foi desenvolvido para fontes compactas em contraste com a análise de Deming (1938) que foi para fontes não compactas (FARASSAT; SUCCI, 1980).

Barry e Magliozzi (1971) apresentaram um método de previsão de ruído para hélices com velocidade de ponta baixa baseado nos trabalhos de Arnoldi (1956) e de Garrick e Watkins (1953). O objetivo era estabelecer métodos precisos para o projeto de hélices silenciosas que pudessem ser usadas em aviões para fins militares (METZGER, 1995).

Outros importantes métodos de predição de ruído tonal são baseados não na teoria de Gutin (1936), mas na analogia acústica de Lighthill (1952) e nas equações de Ffowcs Williams e Hawkins (1969). Em destaque estão os trabalhos desenvolvidos por Farassat (1975) e Hanson (1980).

As formulações desenvolvidas por Farassat (1975) começa com a chamada formulação 1. Segundo Metzger (1995), a formulação 1 era voltada para pás rotativas subsônicas e supersônicas, porém, os resultados eram sensíveis a erros numéricos causando oscilações nas formas de onda em alta frequência. O tempo de cálculo foi

reduzido em relação a formulação 1 com a formulação 1-A, esta por sua vez trata apenas de casos subsônicos.

De acordo com Metzger (1995), conseguiu-se previsões mais rápidas e acuradas para casos supersônicos com a formulação 2. Na formulação 3, que também trata casos supersônicos, é aplicável à superfície real da pá em vez da aproximação de lâmina fina. Por fim, a formulação 4, segundo Farassat et al. (2001), apresenta uma solução para a equação de onda linear com fontes em uma superfície em movimento (em regime transônico e supersônico).

As formulações acústicas de Hanson (1980) são derivadas no domínio da frequência e incluem aproximações que permitem que dados aerodinâmicos radiais sejam usados no lugar de dados de superfície. O trabalho de Hanson (1980) é uma extensão das formulações de Garrick e Watkins (1953) e Arnoldi (1956) para incluir os efeitos de não compacticidade, enflexamento e escoamento não axial (HERNICZEK, 2017).

Hanson (1995) publicou também uma teoria acústica no domínio da frequência para casos em que o ângulo de ataque é diferente de zero. Neste artigo, Hanson (1995) diz que essa mudança no ângulo de ataque influencia no ruído de duas formas diferentes: a primeira, é no ruído de carregamento, que acaba criando mais fontes de radiação. A segunda está relacionada com as próprias fontes que se modificam causando um aumento adicional na eficiência de radiação de ruído.

## 2.4 PREDIÇÃO AERODINÂMICA

Para a aplicação dos métodos de predição de ruídos, é preciso que se tenha os valores de empuxo e torque discretizados ao longo da pá. Para tal, visando um método simples e de baixo custo computacional, faz-se o uso da teoria do momento do elemento de pá conhecida como BEMT (*blade element momentum theory*), método comumente utilizado para o projeto aerodinâmico de hélices.

O BEMT surge de uma combinação da teoria do momento (MT - *momentum theory*) com a teoria do elemento de pá (BET - *blade element theory*). O BET divide a pá de forma que as seções passam a ser consideradas aerofólios bidimensionais onde as forças aerodinâmicas e os momentos podem ser determinados (HERNICZEK, 2017). Por sua vez, a teoria do momento, segundo Moriarty e Hansen (2005), assume que a perda de pressão ou momento no plano do rotor é causada pelo trabalho realizado pelo fluxo de ar através do plano do rotor no elemento de pá. Assim, a combinação das duas teorias estabelece um processo iterativo para determinar as forças aerodinâmicas e a velocidade induzida ao longo da pá.

### **2.4.1 Teoria do elemento de pá**

De acordo com Winarto (2014), a essência da teoria do elemento de pá é reduzir a dificuldade de modelar um escoamento tridimensional complexo assumindo que ele pode ser substituído por uma soma linear de um grande número de escoamentos bidimensionais mais simples. A pá é dividida em vários pequenos elementos e o escoamento sobre cada elemento da pá é considerado independente um do outro. Portanto, a teoria do aerofólio pode ser aplicada para analisar o escoamento sobre cada elemento de pá. O efeito tridimensional é modelado assumindo que à medida que o escoamento se aproxima do plano do disco da hélice, ele é afetado por uma velocidade induzida nas direções axial e azimutal.

### **2.4.2 Teoria do Momento**

A primeira proposta para a teoria do momento foi feita por Rankine (1865) para a avaliação do desempenho de hélices idealizadas, onde detalhes da geometria não eram considerados, sendo a hélice imaginada como um disco atuador (WINARTO, 2014). A teoria do disco atuador assume a hélice como um disco com espessura desprezível, que através de um diferencial de pressão (entre as partes a montante e a jusante do disco) cria um empuxo uniforme (ROCHA, 2019).

De acordo com Froude (1889), a teoria parte da premissa que o disco seja representado por infinitas pás, formando-se uma seção regular e bem distribuída de escoamento. O ar é considerado incompressível e efeitos viscosos não são considerados. No eixo perpendicular ao plano da hélice, a velocidade do escoamento é a mesma nas regiões imediatamente atrás e à frente do disco, havendo um aumento abrupto de pressão.

Segundo Rocha (2019), assume-se que a velocidade no ponto que intercepta o plano do disco atuador é a mesma exercida na hélice. Dessa forma, é possível com o uso da teoria, calcular as velocidades devido o movimento da hélice, assim como as pressões e força de tração atuantes.

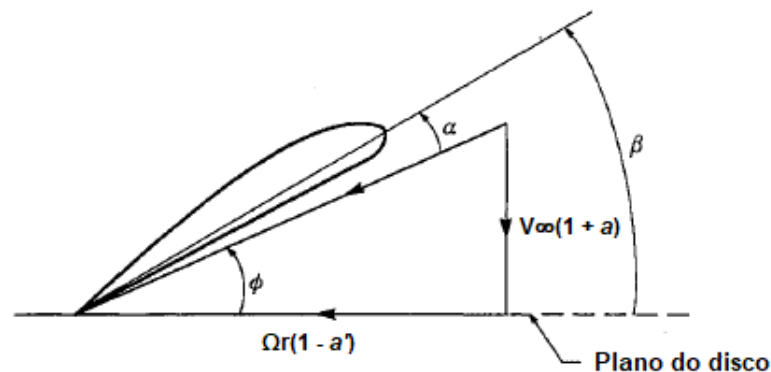
Winarto (2014) afirma que Froude (1878) modificou sutilmente a teoria do momento para que esta levasse em conta o fato de que o valor do fator de indução em geral não é constante em toda a face do disco atuador, mas sim uma função da distância radial do eixo da hélice. O fator de indução é melhor exemplificado na subseção 2.4.3.

### 2.4.3 O Método BEMT

O acoplamento das duas teorias apresentadas nas subseções anteriores estabelece um processo iterativo para determinar os dados aerodinâmicos da pá. Usando a teoria do momento, pode-se calcular as velocidades induzidas nas direções axial e tangencial. Essas velocidades afetam o escoamento de entrada no plano do rotor e, portanto, também afetam as forças calculadas pela teoria do elemento de pá (MORIARTY; HANSEN, 2005).

Na Figura 2 tem-se uma representação das componentes de velocidade e dos ângulos aerodinâmicos do elemento de pá. Observa-se duas componentes de velocidade, uma é a velocidade axial  $V_\infty(1 - a)$ , onde  $a$  é o fator de indução axial e  $V_\infty$  a velocidade do escoamento livre, e a outra é a velocidade tangencial  $\Omega r(1 - a')$ , em que  $a'$  é o fator de indução radial no plano do rotor,  $r$  é o raio da pá e  $\Omega$  a velocidade angular. Nota-se também três ângulos diferentes:  $\beta$ , ângulo de torção da pá,  $\alpha$ , ângulo de de ataque e  $\phi$ , ângulo do escoamento. Esse último é o ângulo que deseja-se encontrar com o método BEMT.

Figura 2 – Geometria para o elemento de pá.



Fonte: Adaptado de Adkins e Liebeck (1994, p. 02).

Determinado o valor de  $\phi$  para cada seção da pá, determina-se também os fatores de indução axial e tangencial, e portanto pode-se chegar nos valores das derivadas de torque ( $dQ/dr$ ) e empuxo ( $dT/dr$ ) ao longo do raio ( $r$ ) da pá segundo as Equações 4 e 5, que são as equações da teoria do momento.  $\rho$  é a densidade do fluido em  $\text{kg/m}^3$ . A velocidade do escoamento ( $V_\infty$ ) é dada em  $\text{m/s}$  e a velocidade angular ( $\Omega$ ) em  $\text{RPM}$ . Os fatores de indução axial ( $a$ ) e radial ( $a'$ ) e o fator de perda de momento de Prandtl ( $F$ ) são adimensionais.

$$\frac{dT}{dr} = 2\pi r \rho V_\infty (1 + a) (2V_\infty a F) \quad (4)$$

$$\frac{dQ}{dr} = 2\pi r^2 \rho V_\infty (1 - a') (2\Omega r a' F). \quad (5)$$

Para a teoria do elemento de pá, podemos definir as derivadas de empuxo e torque como:

$$\frac{dT}{dr} = \frac{1}{2}\rho W^2 Bc(C_l \cos(\phi) - C_d \sin(\phi)), \quad (6)$$

$$\frac{dQ}{dr} = \frac{1}{2}\rho W^2 Bc(C_l \sin(\phi) + C_d \cos(\phi)), \quad (7)$$

onde,

$$W = \sqrt{V_\infty^2(1+a)^2 + r^2\Omega^2(1-a')^2}, \quad (8)$$

sendo o número de pás representado por  $B$ ,  $c$  é a corda local ao longo da pá,  $C_l$  e  $C_d$  são os coeficientes de sustentação e arrasto para o elemento de pá, respectivamente, e  $\phi$  é o ângulo tangencial ou ângulo de escoamento. Os processos iterativos utilizados para solução das equações combinadas do momento e do elemento de pá estão descritas na seção 3.1.



### 3 METODOLOGIA

Primeiramente, realizou-se a implementação dos métodos com o auxílio do programa OCTAVE (EATON, 2020). Para o BEMT, utilizou-se de duas referências principais, os artigos de Adkins e Liebeck (1994) e de Bouhelal et al. (2017). A diferença entre elas está no elemento utilizado para a convergência do método, onde na primeira utiliza-se o ângulo do escoamento ( $\phi$ ) e na segunda os fatores de interferência axial e radial ( $a$  e  $a'$ , respectivamente). Para a implementação dos métodos de previsão de ruído, a referência principal utilizada foi o trabalho de HERNICZEK (2017). As equações a serem apresentadas, são exatamente as adaptadas pela referência.

Com os métodos implementados, segue-se para a validação dos mesmos. Valida-se o BEMT comparando os resultados com dados experimentais presentes no artigo de Casalino et al. (2021) para diferentes razões de avanço. Quanto aos métodos de previsão de ruído, valida-se também através da comparação com resultados experimentais, porém, neste caso, a referência é o trabalho de Nalassamy et al. (1988).

Por fim, utilizando-se como base a hélice tratada por Casalino et al. (2021), mudanças geométricas na pá são aplicadas e avaliadas de forma a buscar o equilíbrio entre redução de ruído e eficiência aerodinâmica. Os resultados são comparados com trabalhos na literatura que tenham realizado mudanças semelhantes às propostas. Todos os procedimentos e equações são devidamente apresentados em detalhes ao longo do capítulo.

#### 3.1 IMPLEMENTAÇÃO DO BEMT

Em ambas as referências utilizadas, os dados de entrada são: número de pás ( $B$ ), velocidade do escoamento ( $V_\infty$ ), velocidade angular da pá ( $\Omega$ ), diâmetro da hélice ( $D$ ), valores de corda e de espessura discretizados ao longo da pá ( $b$  e  $t$ ), coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque ( $C_l(\alpha)$  e  $C_d(\alpha)$ ) e o ângulo de torção da pá em função do seu raio adimensional ( $\beta(\xi)$ ).

É preciso definir também o número de seções ( $n$ ) em que a pá será dividida, pois o elemento a ser convergido no método é calculado para cada seção da pá. Nos casos a serem tratados neste trabalho, utiliza-se  $n = 20$ . Define-se também o número de iterações máximas que devem ser realizadas caso o elemento a ser convergido não atenda à tolerância, bem como o próprio valor da tolerância. Estes são definidos como 500 e  $1 \times 10^{-12}$ , respectivamente.

A saída do método são as derivadas de empuxo e potência. Utiliza-se essas distribuições como entrada para os métodos numéricos, porém, como irá-se utilizar o BEMT também para o cálculo de eficiência da hélice, é importante conhecer os valores

de  $C_p$  e  $C_t$  totais. Para tal, realiza-se a integral das distribuições obtidas e encontra-se a eficiência ( $\eta$ ) através da Equação 9

$$\eta = \frac{C_t}{C_p} J, \quad (9)$$

onde  $J$  é a razão de avanço, definida pela Equação 10

$$J = \frac{V_\infty}{nD}, \quad (10)$$

sendo  $n$  a rotação da pá em rps.

### 3.1.1 Algoritmo de Adkins e Liebeck (1994)

O primeiro passo no algoritmo de Adkins e Liebeck (1994) é calcular a estimativa inicial de  $\phi$ , dada pela equação 5. Com esse valor estimado e conhecendo o ângulo de torção na seção, é possível encontrar o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) com a equação 6 e consequentemente os coeficientes de arrasto e sustentação correspondentes. Em seguida, calcula-se  $C_x$  e  $C_y$  de acordo com as Equações 13 e 14.

$$\phi = \arctan\left(\frac{V_\infty}{\Omega r}\right) \quad (11)$$

$$\alpha = \beta - \phi \quad (12)$$

$$C_x = C_l \sin \phi + C_d \cos \phi \quad (13)$$

$$C_y = C_l \cos \phi - C_d \sin \phi \quad (14)$$

Antes de seguirmos para o cálculo dos fatores de interferência, é preciso obter o fator de perda de momento de Prandtl ( $F$ ), descrito por:

$$F = 2 \arccos(e^{-f}) \quad (15)$$

onde,

$$f = \frac{B(1 - \xi)}{2 \sin \phi_{ponta}}, \quad (16)$$

sendo o ângulo do escoamento na ponta da pá,  $\phi_{ponta}$ , dado pela equação

$$\phi_{ponta} = \arctan(\xi \tan \phi). \quad (17)$$

Os fatores de interferência axial e radial são calculados, respectivamente, da seguinte forma:

$$a = \frac{\sigma K}{F - \sigma K}, \quad (18)$$

$$a' = \frac{\sigma K'}{F + \sigma K'}, \quad (19)$$

sendo,

$$\sigma = \frac{Bc}{2\pi r}, \quad (20)$$

$$K = \frac{C_y}{4 \sin^2 \phi}, \quad (21)$$

$$K' = \frac{C_x}{4 \sin \phi \cos \phi}. \quad (22)$$

Com  $a$  e  $a'$  determinados, finalmente podemos calcular  $\phi$  através da Equação 23. Este valor deve ser comparado com a estimativa inicial dada e caso a variação não esteja dentro da tolerância estipulada, repete-se o processo a partir do cálculo de  $\alpha$ , de forma que agora a estimativa de  $\phi$  utilizada é o último valor calculado, gerando assim um processo iterativo até que a tolerância seja respeitada ou o número máximo de iterações seja atingido.

$$\phi = \arctan \left[ \frac{V(1+a)}{\Omega r(1-a')} \right] \quad (23)$$

Finalizado o processo iterativo, podemos encontrar as derivadas dos coeficiente de empuxo ( $C'_t$ ) e potência ( $C'_p$ ) ao longo da pá através das Equações 24 e 25 (ADKINS; LIEBECK, 1994).

$$C'_t = \frac{\pi^3 \sigma C_y \xi^3 F^2}{[4(F + \sigma K) \cos \phi]^2} \quad (24)$$

$$C'_p = C'_t \pi \xi \frac{C_x}{C_y} \quad (25)$$

### 3.1.2 Algoritmo de Bouhelal et al. (2017)

A metodologia de implementação é semelhante a vista anteriormente, porém, o processo iterativo ocorre para  $a$  e  $a'$ . Bouhelal et al. (2017) apresenta as mesmas formulações que Adkins e Liebeck (1994), exceto para as Equações 12, 13 e 14. No artigo de Bouhelal et al. (2017), essas equações são utilizadas com sinais diferentes, pois o autor aplica o método para tratar de uma pá eólica. Como este não é o caso do presente trabalho, utilizaremos as Equações 12, 13 e 14 na forma que foram apresentadas na subseção anterior para ambos os algoritmos.

O método recebe os dados de entrada e em seguida, assume-se que  $a$  e  $a'$  valem zero para todas as seções. Entrando na região de iteração, calcula-se  $\phi$  com a Equação 23. Segue-se o mesmo passo-a-passo da metodologia de Adkins e Liebeck (2017) até as Equações 18 e 19. Nesse caso, não é necessário o cálculo de  $\phi$  novamente, basta verificar se  $a$  e  $a'$  variaram dentro da tolerância exigida. Com a convergência dos fatores de interferência, segue-se com o cálculo de  $C'_p$  e  $C'_t$  segundo as equações 18 e 19 apresentadas, caso contrário, o processo iterativo recomeça a partir do cálculo de  $\phi$ .

### 3.1.3 Processo iterativo

De acordo com Pinto e Lage (1997), pode-se tentar aumentar a velocidade de convergência de um processo iterativo ou simplesmente garantir a convergência do mesmo utilizando-se de um fator de relaxamento. A correção através do fator de relaxamento é dada da seguinte forma:

$$x_{i+1} = x_i + \omega(x_{i+1} - x_i), \quad (26)$$

onde  $\omega$  é o fator de relaxamento,  $x$  é a variável que está sendo iterada e  $i$  representa a  $i$ -ésima iteração. Segundo Pinto e Lage (1997), a diferença entre  $x_i$  e  $x_{i-1}$  representa a tendência do processo de convergência.

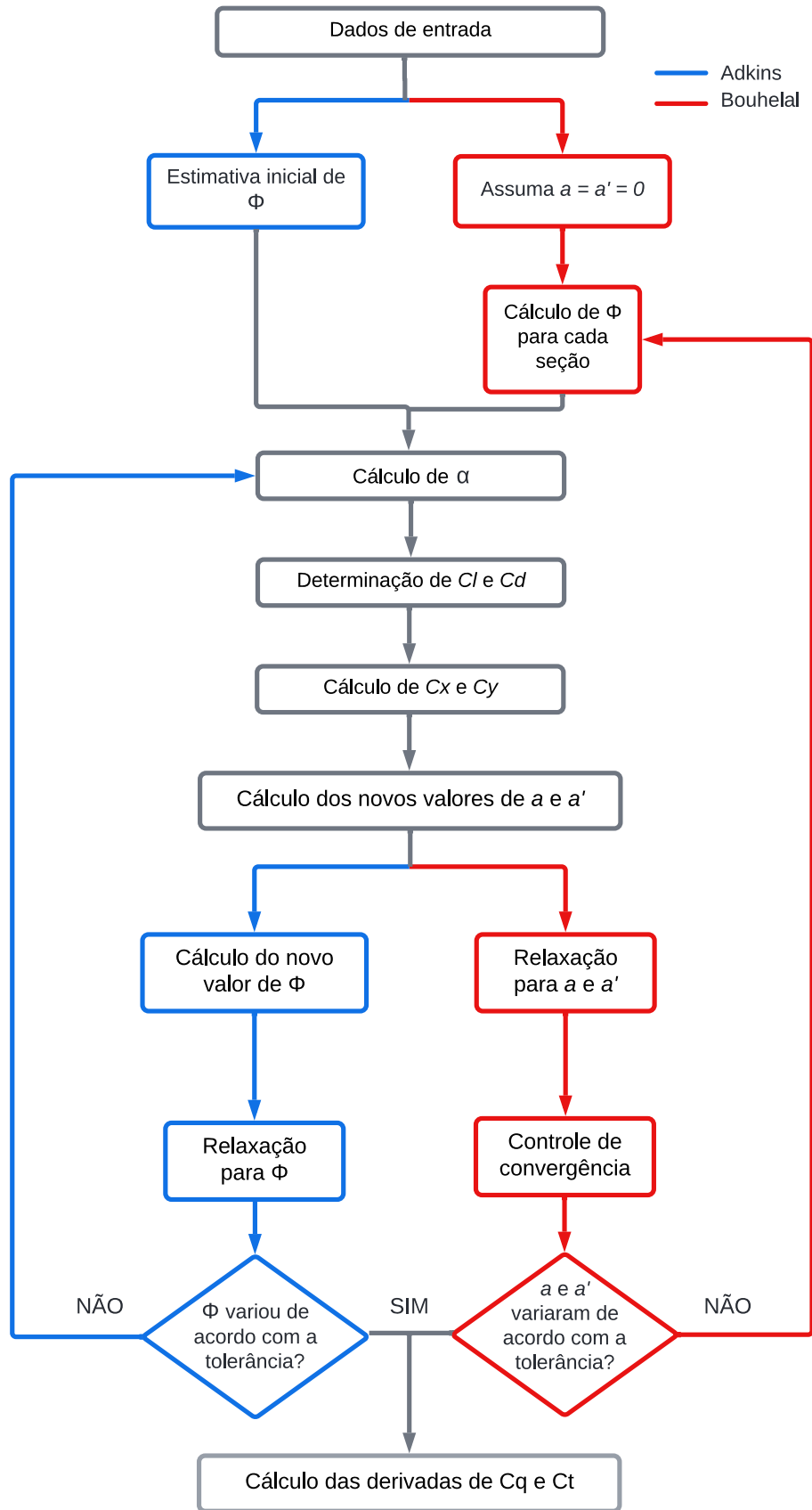
Utiliza-se valores de  $\omega$  entre 1 e 2 para diminuir o número de iterações e assim chegar em um resultado convergente mais rapidamente (sobre-relaxação), ou então, pode-se evitar que um processo iterativo divirja ao utilizar um fator de convergência entre 0 e 1 (sub-relaxação). Para o algoritmo de Adkins e Liebeck (1994), o fator de relaxação é aplicado no cálculo de  $\phi$ , enquanto no de Bouhelal et al. (2017), aplica-se nos cálculos para  $a$  e  $a'$ . O coeficiente de relaxação  $\omega$  utilizado em ambos os casos foi de 0,05.

Para o algoritmo de Bouhelal et al. (2017), além da técnica de relaxação, também é aplicada uma condição caso  $a$  apresente um valor menor que -0,7 e  $a'$  seja maior que 0,7. Nessa situação, ambos os coeficientes devem ter o valor alterado para 0,7 antes de prosseguir com a iteração. Isso é necessário pois, de acordo com Adkins e Liebeck (1994), resultados para  $a$  e  $a'$  muito próximo (ou iguais) a -1 e 1, respectivamente, são valores fisicamente impossíveis. Para solucionar esse problema, Viterna e Janetzke (1982) apresentam o valor de 0,7 como o ideal para a limitação dos coeficientes.

Apesar de Adkins e Liebeck (1994) e Bouhelal et al. (2017) aplicarem o mesmo método, seus algoritmos possuem diferenças importantes. Para que fique mais claro essas diferenças e também as semelhanças, apresenta-se na Figura 3 um fluxograma com os principais passos que devem ser realizados em cada caso. Os passos em

comum para o algoritmo é representado em cinza.

Figura 3 – Fluxograma para o método BEMT.



Fonte: autoria própria (2022).

### 3.1.4 Variação de Reynolds

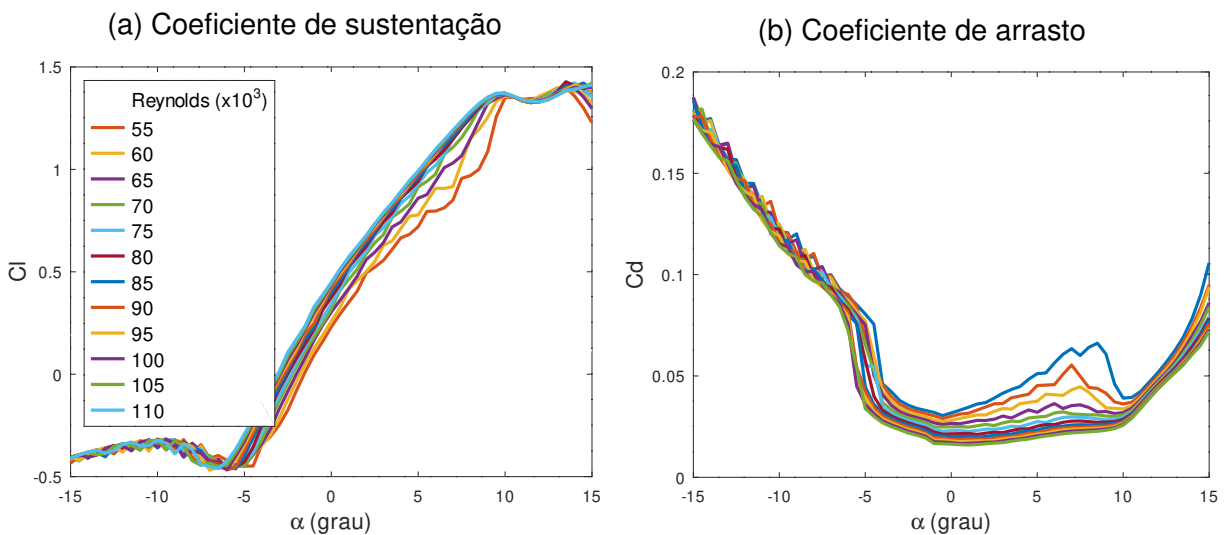
As curvas de  $C_l$  e  $C_d$  para cada seção da pá são entendidas como uma entrada para o método BEMT e dependem do valor de Reynolds local (Equação 27). O número de  $Re$ , por sua vez, depende da velocidade local na seção da pá (Equação 28). Dessa forma, o valor de  $Re$  local deve ser calculado junto ao processo de iteração do método. É necessária também uma estimativa inicial para que seja possível realizar a primeira iteração, onde, no presente trabalho, utiliza-se o valor de  $1 \times 10^5$  para todas as seções.

$$Re = \frac{\rho V_{res} b}{\mu} \quad (27)$$

$$V_{res} = \frac{V_{\infty}(1 + a)}{\sin \phi} \quad (28)$$

Nas Eequações 27 e 28, a velocidade local na seção da pá é representada por  $V_{res}$  (m/s) e  $\mu$  é a densidade dinâmica do ar em (Ns/m<sup>2</sup>). Obtém-se as curvas de  $C_l$  e  $C_d$  através do programa XFRL5 (DRELA et al., 2022) para uma vasta gama de valores de Reynolds (Figura 4), dispoñdo-as em um arquivo que possa ser lido pelo método BEMT. Para cada seção da pá, o algoritmo interpola linearmente os valores de  $C_l$  e  $C_d$  de acordo com o ângulo  $\alpha$  e o número de  $Re$  calculados.

Figura 4 – Coeficientes aerodinâmicos para um aerofólio NACA4412.



Fonte: autoria própria (2022).

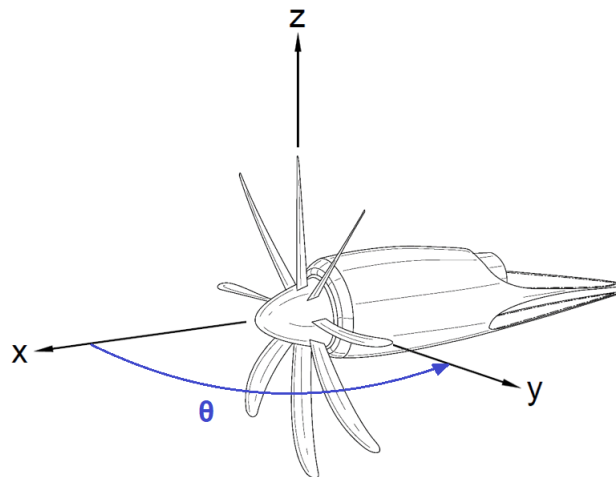
### 3.2 IMPLEMENTAÇÃO DE MÉTODOS DE PREVISÃO DE RUÍDO

As equações de ruído a serem apresentadas fornecem as contribuições do ruído de carga ( $P_{m_l}$ ) e do ruído de espessura separadamente ( $P_{m_t}$ ). Para que tenha-se uma visão do ruído total faz-se o uso da Equação 29. Como já exposto na Equação 2,  $P_0$  é a pressão de referência igual a  $2 \times 10^{-5}$  Pa.

$$NPS_m = 20 \log \left( \frac{|P_{m_l} + P_{m_t}|}{P_0} \right) \quad (29)$$

As coordenadas de referência seguidas pelos métodos, são ilustradas na Figura 5. Nota-se que  $x$  é positivo à frente do plano da hélice e o ângulo do observador ( $\theta$ ) é calculado no plano  $x - y$ , partindo do eixo  $x$  de forma que o plano da hélice está posicionado em  $\theta = 90^\circ$ .

Figura 5 – Orientação do eixo de coordenadas.



Fonte: Adaptado de Herniczek (2017, p. 24).

Como já apresentado ao decorrer do trabalho, os métodos de previsão de ruído recebem como entrada as distribuições de torque e empuxo provindas do método BEMT. É importante atentar-se ao detalhe de que, com as equações apresentadas até aqui, o BEMT fornece  $C'_p$  (derivada do coeficiente de potência) e não  $C'_q$  (derivada do coeficiente de torque). Para obtermos  $C'_q$ , utiliza-se da seguinte relação:

$$C'_p = 2\pi C'_q \quad (30)$$

#### 3.2.1 Gutin (1936) e Deming (1938)

De acordo com Herniczek (2017), Gutin (1936) modelou as forças aerodinâmicas que atuam em uma hélice (torque e empuxo) utilizando um modelo de dipolos. E Deming (1938), seguindo um procedimento semelhante, foi o primeiro a modelar o ruído causado pela espessura finita da pá. As formulações utilizadas aqui

(Equações 31 e 32) são uma combinação das duas teorias, limitados a previsões de campo distante para hélices sem velocidade de avanço.

$$P_{mL} = \frac{mB\Omega}{2\sqrt{2}\pi cS} \int_{cubo}^{ponta} \left[ \frac{dT}{dr} \cos\theta - \frac{dQ}{dr} \frac{c}{\Omega r^2} \right] J_{mB} dr \quad (31)$$

$$P_{mT} = \frac{-\rho(mB\Omega)^2 B}{3\sqrt{2}\pi S} \int_{cubo}^{ponta} bhJ_{mB} dr \quad (32)$$

$$J_{mB} = J_{mB} \left( \frac{mB\Omega}{c} r \sin\theta \right) \quad (33)$$

O termo  $J_{mB}$  é uma função de Bessel, e de acordo com Hubbard (1991), representa um fator de eficiência de radiação do ruído. As variáveis  $m, B, c, S, b$  e  $h$  são, respectivamente, o número do harmônico, número de pás, velocidade do som (m/s), distância do observador em relação ao cubo da hélice (m), corda local (m) e espessura local (m). E, por fim,  $dT/dr$  e  $dQ/dr$  são as derivadas das forças de empuxo e de torque, respectivamente, em função do raio  $r$  (m) local da pá.

Quanto a diretividade do carregamento e do ruído de espessura, estas são ditadas pelos termos cosseno e seno. A amplitude de pressão é significativamente influenciada pela velocidade na ponta das pás ( $\Omega r$ ). Os outros termos contribuem para a assinatura de ruído da hélice, mas seu efeito geralmente é ofuscado pela velocidade da ponta da hélice (HERNICZEK, 2017).

### 3.2.2 Barry e Magliozzi (1971)

Barry e Magliozzi (1971) refinaram as equações de outros autores para incluir o efeito de torção das pás, resultando nas Equações 34 e 35. As funções alternativas de Bessel ( $J_{mB+1}$  e  $J_{mB-1}$ ) aparecem porque uma aproximação de campo distante mais exata foi usada por Barry e Magliozzi (1971) do que normalmente é visto na literatura (HERNICZEK, 2017).

$$P_{mL} = \frac{1}{\sqrt{2}\pi S_0} \int_{cubo}^{ponta} \frac{r}{b \cos\phi_t} \sin\left(\frac{mBb \cos\phi_t}{2r}\right) \left[ \frac{(M + X/S_0)\Omega}{c(1 - M^2)} \frac{dT}{dr} - \frac{1}{r^2} \frac{dQ}{dr} \right] \times \left[ J_{mB} + \frac{(1 - M^2)Yr}{2S_0^2} (J_{mB-1} - J_{mB+1}) \right] dr \quad (34)$$

$$P_{mT} = -\frac{\rho m^2 \Omega^2 B^3}{2\sqrt{2}\pi(1 - M^2)^2} \frac{(S_0 + MX)^2}{S_0^3} \times \int_{cubo}^{ponta} A_x \left[ J_{mB} + \frac{(1 - M^2)Yr}{2S_0^2} (J_{mB-1} - J_{mB+1}) \right] dR \quad (35)$$

$$J_{mB} = J_{mB} \left( \frac{mB\Omega Y r}{cS_0} \right) \quad (36)$$



Nas equações acima,  $X$ ,  $Y$  são as distâncias do observador em relação ao plano da hélice em metros.  $M$  é o número de mach,  $\phi_t$  o ângulo de torção local da pá e  $S_0$  é o raio de amplitude, calculado como:

$$S_0 = \sqrt{X^2 + (1 - M^2)Y^2} \quad (37)$$

Segundo Herniczek (2017), existem duas diferenças entre as equações apresentadas anteriormente e as equações originais de Barry e Magliozzi (1971). A primeira é uma correção do termo da função de Bessel e a segunda correção substitui  $(1 - M^2)^4$  por  $(1 - M^2)$  na formulação de carregamento e torna a Equação 34 consistente com outras formulações de voo para frente na literatura. A segunda correção evita uma grande super previsão de ruído em números de Mach mais altos.

### 3.3 CASOS DE REFERÊNCIA

Com a metodologia de implementação definida, apresenta-se nesta seção os trabalhos de referência a serem utilizados para a fase de validação dos métodos. Antes de utilizar-se das implementações para uma otimização entre as características geométricas da pá e a sua implicação acústica, é preciso verificar se os resultados apresentam um comportamento coerente com dados da literatura.

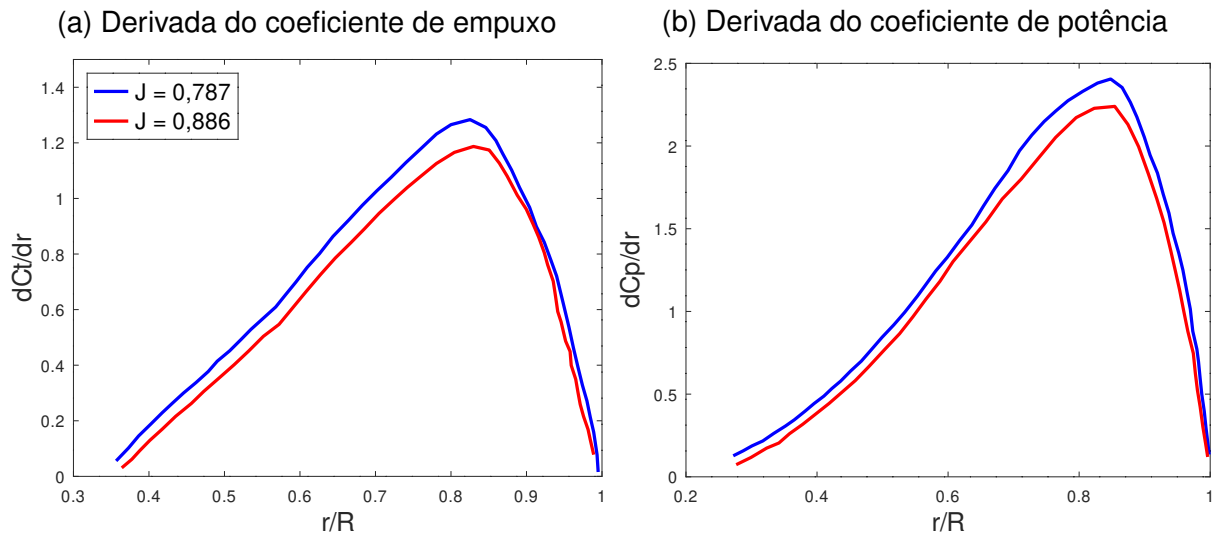
#### 3.3.1 Nalassamy et al. (1988)

Validam-se as implementações dos métodos de Gutin (1936) e Deming (1938) e de Barry e Magliozzi (1971) utilizando os dados experimentais e numéricos apresentados por Nalassamy et al. (1988). No artigo, a previsão do nível de pressão sonora de um modelo de hélice SR7-A é obtida por método numérico e comparada com dados experimentais.

A hélice tratada por Nalassamy et al. (1988) conta com 8 pás e um diâmetro de 0,622 metros. Usam-se dois casos do artigo como referência neste trabalho, os quais possuem um número de mach fixo de 0,2 e razões de avanço de 0,787 e 0,868. As distribuições das derivadas de  $C_p$  e  $C_t$  ao longo da pá são fornecidas (Figura 6) e seus valores foram extraídos dos gráficos utilizando-se a ferramenta WebPlotDigitizer (ROHATGI, 2021), o que significa que não faz-se necessário o uso do método BEMT para estes casos.

Os dados experimentais apresentados por Nalassamy et al. (1988) foram obtidos por Woodward (1987), onde no experimento, o ruído foi medido por um microfone fixo localizado a 0,95 m do eixo da hélice. Já os resultados de previsão de ruído, de acordo com Nalassamy et al. (1988), foram calculados usando as formulações de Nystron e Farassat (1981).

Figura 6 – Distribuição das derivadas de torque e potência para o caso de Nalassamy et al. (1988).



Fonte: Adaptado de Nalassamy et al. (1988, p.8)

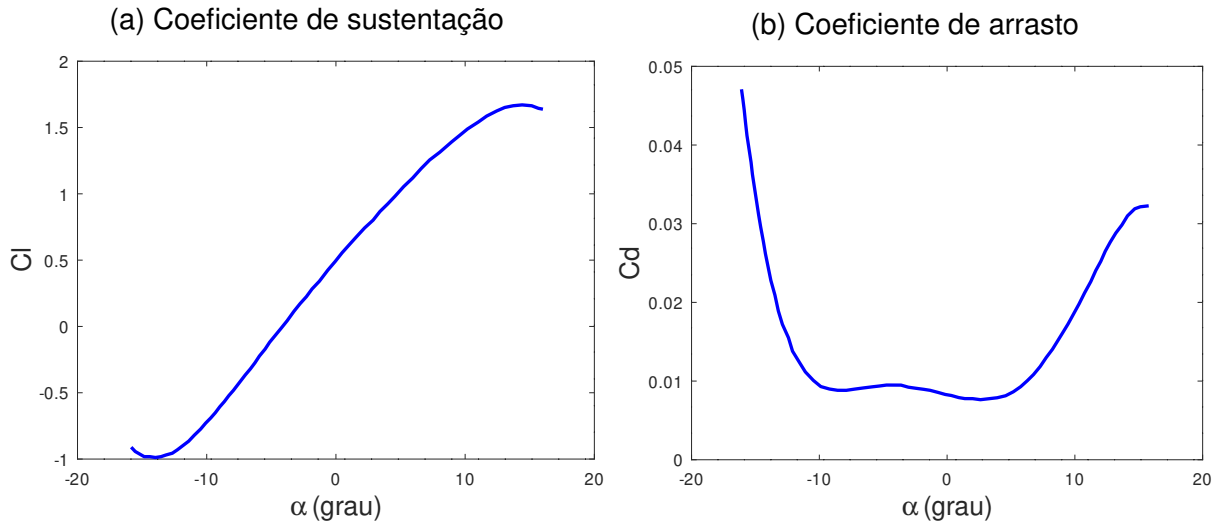
### 3.3.2 Casalino et al. (2021)

Para a validação do método BEMT, utilizou-se como referência o trabalho de Casalino et al. (2021). Neste caso, a hélice de estudo possui duas pás, onde cada perfil é modelado como um aerofólio NACA4412. O diâmetro do rotor é de 0,3 m ( $R_{ponta} = 0,15$  m) e a velocidade de rotação é de 5000 RPM. Casalino et al. (2021) fornece as distribuições de corda e de ângulo de torção da pá ao longo do raio adimensional.

Casalino et al. (2021) aplica o método BEMT para obter os valores de  $C_t$  e  $C_q$  e os apresenta em comparação com valores experimentais. Como o algoritmo do método BEMT aplicado por Casalino et al. (2021) possui algumas diferenças em relação aos algoritmos de Adkins e Liebeck (1994) e de Bouhelal et al. (2017) a serem usados no presente trabalho, na próxima seção compare-se os resultados obtidos com a curva experimental e com a curva prevista por Casalino et al. (2021).

No presente trabalho, em um primeiro momento, utiliza-se apenas uma curva de  $C_l$  e de  $C_d$  para toda a pá. Como discutido na subseção 3.1.4, o número de Reynolds deve variar para cada seção da pá, o que implica em curvas de  $C_l$  e  $C_d$  diferentes. No entanto, para se utilizar os coeficientes de perfil fornecidos pela própria referência, considerou-se apenas uma curva inicialmente. As curvas utilizadas são para um número de Reynolds igual a  $8 \times 10^4$  e foram obtidas por Casalino et al. (2021) de forma numérica e podem ser vistas na Figura 7. Em um segundo momento, o Reynolds local será levado em consideração e serão utilizadas as curvas apresentadas na Figura 4.

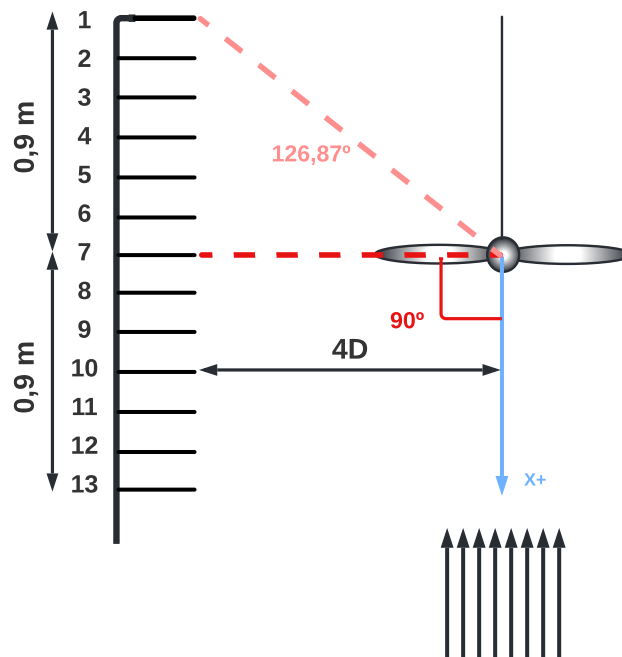
Figura 7 – Coeficientes aerodinâmicos para  $Re = 8 \times 10^4$ .



Fonte: Adaptado de Casalino et al. (2021, p.8)

Para a mesma hélice, Casalino et al. (2021) também obteve dados experimentais de ruído. No experimento, treze microfones foram posicionados em linha a uma distância lateral de 4 vezes o diâmetro do rotor, sendo a distância entre cada microfone de 0,15 metros. Uma representação esquemática da configuração dos microfones pode ser vista na Figura 8. O ângulo  $\theta$  para os microfones 1 e 7 em relação ao eixo x também são apresentados na figura.

Figura 8 – Esquemático do experimento para obtenção do nível de ruído da hélice de Casalino (2021).



Adaptado de Casalino (2021).

Para obter-se a previsão do ruído da hélice tratada por Casalino et al. (2021), usa-se como dado de entrada os resultados obtidos através do método BEMT. Apesar do experimento contar com treze microfones, Casalino et al. (2021) apresenta os resultados em PSD (*power spectral density*) apenas para os microfones 1 e 7 para diferentes valores de razão de avanço. Portanto, converte-se os valores de PSD para NPS (nível de pressão sonora) e torna-se possível comparar os níveis de ruído da referência com os calculados pelos métodos de previsão de ruído.

### 3.4 VARIAÇÃO DE CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS

Com os métodos devidamente implementados e validados, o último passo é a variação das características geométricas da hélice para que o comportamento do nível de ruído e a eficiência aerodinâmica sejam avaliados em relação à essas mudanças. Utiliza-se como geometria base para realização das variações, a hélice estudada por Casalino et al. (2021) e apresentada na subseção 3.3.2.

Nos casos tratados no presente trabalho, três características geométricas são alteradas: o número de pás, a corda local e o ângulo de torção da pá. Essas são estratégias de redução de ruído e otimização aerodinâmica já praticadas na literatura. Como exemplo, pode-se citar os trabalhos de Dammelen et al. (2019) e Ingraham et al. (2019).

Ingraham et al. (2019), de forma numérica, otimizou hélices através de mudanças no comprimento da corda e no ângulo de torção das pás, obtendo uma redução de 5dB com perda de 1% da eficiência aerodinâmica  $\eta$ . Já Dammelen et al. (2019) conquistou a mesma redução de ruído com o aumento no número de pás de um quadricóptero.

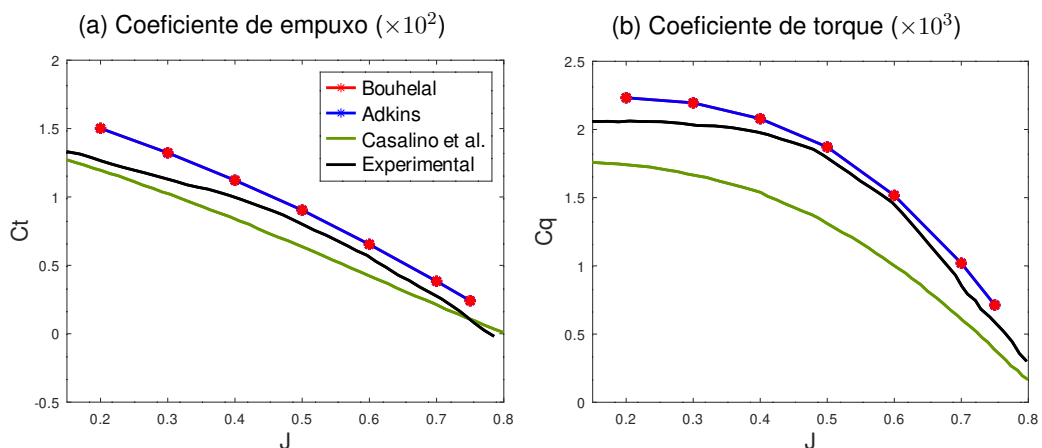
Aqui, as características são variadas primeiramente para três valores de razão de avanço, de forma a observar o comportamento dos coeficientes aerodinâmicos em relação à mudança aplicada. Segue-se com o cálculo da previsão do ruído utilizando-se dos resultados obtidos com o método BEMT. Mais especificamente, utiliza-se o algoritmo de Bouhelal et al. (2017) com a variação de  $Re$  local. Por fim, apresenta-se os resultados da previsão de ruído para os dois primeiros harmônicos com razões de avanço de 0,2 e 0,6. As eficiências aerodinâmicas também são calculados utilizando-se da Equação 9.

## 4 RESULTADOS

### 4.1 VALIDAÇÃO DA IMPLEMENTAÇÃO DO MÉTODO BEMT

Como já exposto na seção anterior, no presente trabalho, usam-se os resultados apresentados por Casalino et al. (2021) como referência para a validação do método de previsão aerodinâmica BEMT. A comparação dos resultados obtidos para os coeficientes de torque e empuxo com a referência é apresentada na Figura 9. Neste caso, uma mesma curva de  $C_l$  e  $C_d$  é aplicada para todas as seções da pá. Isso é feito para que seja possível primeiramente avaliar a convergência dos algoritmos. Naturalmente, como detalhado no capítulo anterior, o número de  $Re$  varia para cada seção e conseqüentemente as curvas de  $C_l$  e  $C_d$  devem ser diferentes. As razões de avanço utilizadas para a formação das curvas a partir dos algoritmos de Adkins e Liebeck. (1994) e de Bouhelal et al. (2017) são: 0,2, 0,3, 0,4, 0,5, 0,6, 0,7 e 0,75.

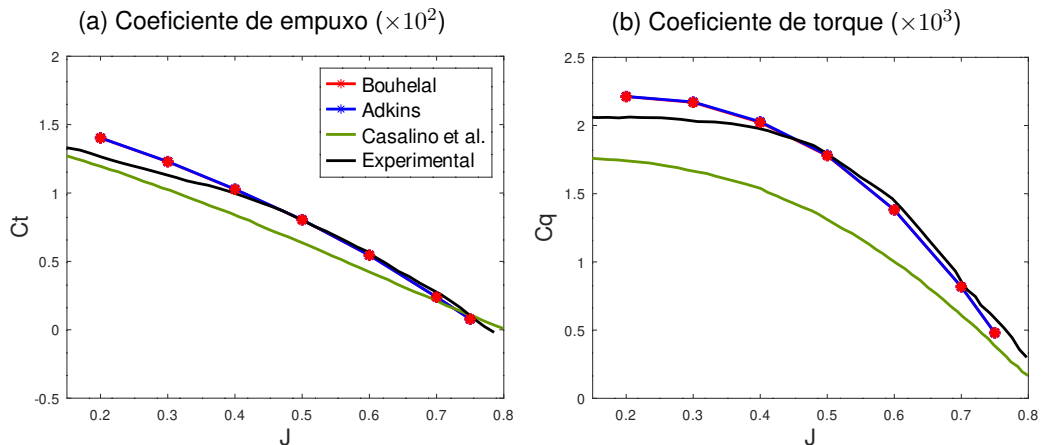
Figura 9 – Coeficientes aerodinâmicos em função da razão de avanço ( $Re$  constante).



Fonte: autoria própria (2022).

Nota-se que os dois modelos apresentam os mesmos resultados, de forma que as curvas se sobrepõem. A concordância com os dados experimentais é até mesmo melhor que a previsão numérica do artigo de referência, mesmo utilizando dados aerodinâmicos aproximados. Vê-se uma diferença maior entre os resultados obtidos e a referência para o coeficiente de empuxo nas razões de avanço de 0,3 e 0,2.

Em seguida, na Figura 10 pode-se observar a mesma comparação, porém, agora as curvas de  $C_l$  e  $C_d$  variam de acordo com o número de Reynolds local. Os valores de razão de avanço para a formação das curvas são os mesmos utilizados anteriormente.

Figura 10 – Coeficientes aerodinâmicos em função da razão de avanço ( $Re$  variando).

Fonte: autoria própria (2022).

Novamente, nota-se a sobreposição das curvas obtidas pelos processos de Bouhelal et al. (2017) e de Adkins e Liebeck (1994). Claramente as maiores diferenças entre os algoritmos implementados e a curva experimental ainda estão nas razões de avanço menores. Porém, é possível perceber que os novos resultados obtidos com a variação de  $Re$  local apresentam uma melhoria em relação aos valores anteriores vistos na Figura 9. Para avaliar de forma quantitativa essa melhoria, apresenta-se nas Tabelas 1 e 2 uma comparação entre os resultados com as duas abordagens. Na quarta coluna das tabelas, é possível visualizar essa diferença entre os resultados com e sem a variação de  $Re$  em percentual.

Tabela 1 – Resultados para o coeficiente de torque total  $C_q$ .

J	$C_q (\times 10^3)$			Experimental
	Sem variação de $Re$	Com variação de $Re$	Variação (%)	
0,2	2,232	2,212	-0,896	2,060
0,3	2,195	2,169	-1,185	2,033
0,4	2,079	2,023	-2,694	1,976
0,5	1,871	1,779	-4,917	1,791
0,6	1,516	1,381	-8,905	1,449
0,7	1,019	0,817	-19,823	0,857
0,75	0,712	0,480	-32,584	0,587

Fonte: autoria própria (2022).

Tabela 2 – Resultados para o coeficiente de empuxo total  $C_t$ .

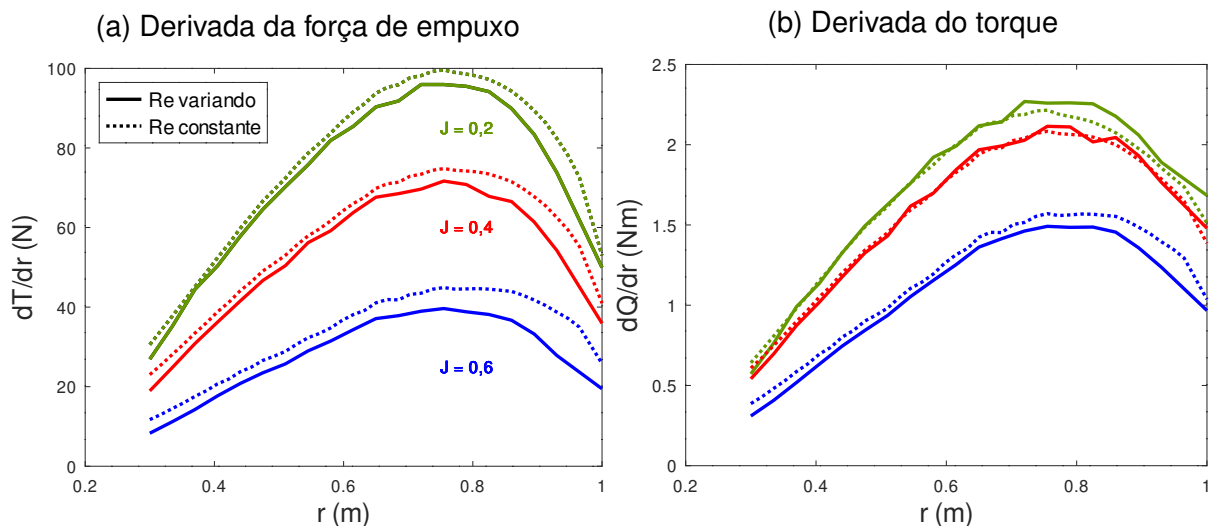
J	$C_t (\times 10^2)$			Experimental
	Sem variação de $Re$	Com variação de $Re$	Variação (%)	
0,2	1,501	1,402	-6,596	1,265
0,3	1,323	1,228	-7,181	1,130
0,4	1,122	1,026	-8,556	0,997
0,5	0,904	0,804	-11,062	0,801
0,6	0,653	0,545	-16,539	0,561
0,7	0,383	0,239	-37,598	0,275
0,75	0,241	0,078	-67,635	0,103

Fonte: autoria própria (2022).

Ao comparar-se os resultados com e sem a variação de  $Re$ , os valores realmente obtiveram uma melhora, ficando mais próximos dos valores experimentais. As diferenças apresentadas entre as abordagens, para os valores para  $C_t$  ficaram em torno de 10%, exceto para as razões de avanço a partir de 0,6 onde essa porcentagem aumenta. Para  $C_q$ , a mudança nos resultados com ou sem  $Re$  variando, vão de 1% à 5% para as razões de avanço de 0,2 à 0,5. Com valores de  $J$  maiores essa porcentagem também aumenta, chegando a 32% para  $j = 0,75$ .

Além dos coeficientes aerodinâmicos, é interessante observar as curvas de  $dT/dr$  e  $dQ/dr$  geradas para o caso, pois estas distribuições são aplicadas diretamente nas equações para a previsão do ruído. Na Figura 11, as curvas são apresentadas para três velocidades de razão de avanço iguais a 0,2, 0,4 e 0,6, e novamente uma comparação entre o modelo com a aproximação e com a variação de  $Re$  é feita.

Figura 11 – Comparação entre as distribuições das derivadas de empuxo e torque para três razões de avanço com e sem  $Re$  variando.



Fonte: autoria própria (2022).

A variações se mostram mais expressivas para a força de empuxo. Com uma razão de avanço de 0,6, tem-se a maior diferença, sendo esta em torno de 10 N para  $r$  igual a 0,939 m. As variações para  $dQ/dr$  são de, no máximo, 0,20 Nm. Nota-se também que as curvas tendem a se afastar com o avanço do raio, ou seja, próximo à raiz da pá as diferenças são menores.

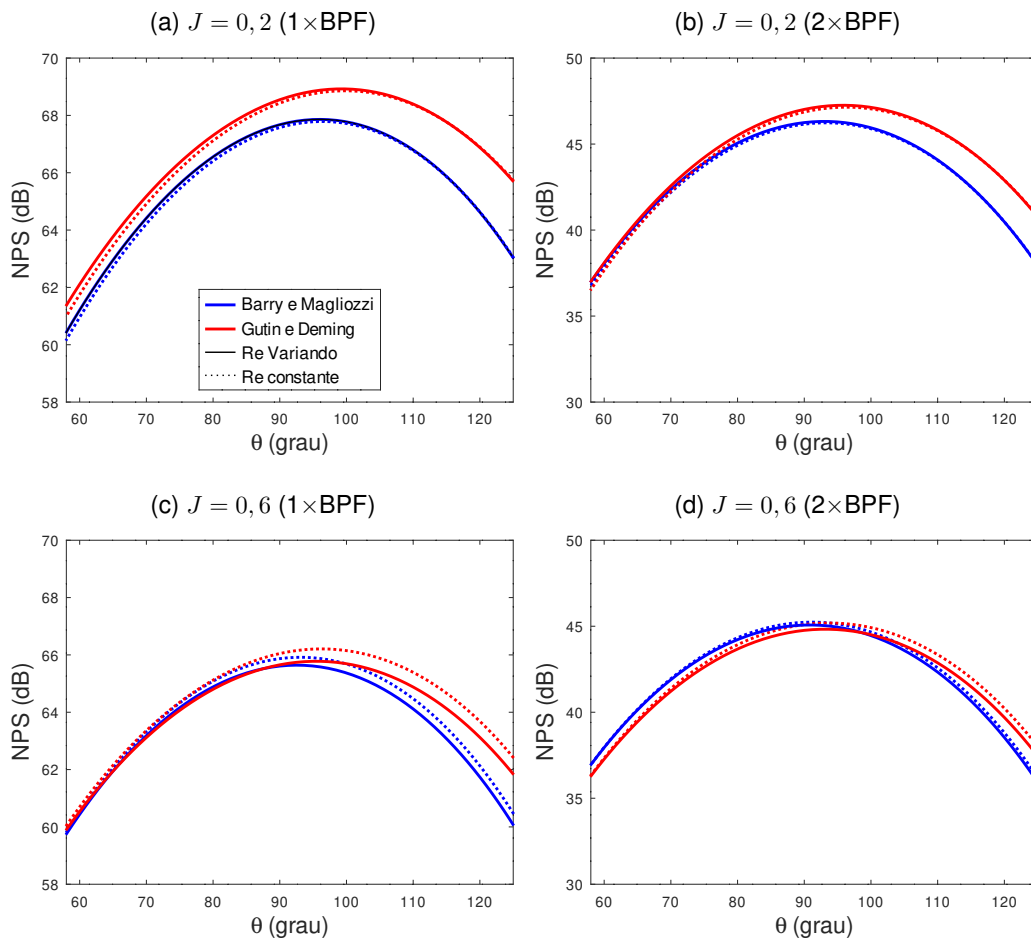
Percebe-se que o método BEMT possui certa sensibilidade à variações aerodinâmicas com ordem igual as apresentadas. Porém, é importante avaliar se essa variação é pequena ou não em relação ao ruído. Quanto aos algoritmos utilizados, apesar de ambos terem apresentado os mesmos resultados, a proposta de Bouhelal et al. (2017) exige uma estimativa inicial mais simples, portanto, para a continuidade do trabalho este é o algoritmo adotado nos demais casos.

## 4.2 VALIDAÇÃO DOS MÉTODOS PARA PREVISÃO DE RUÍDO

### 4.2.1 Caso Casalino et al. (2021)

Utilizando-se da hélice tratada por Casalino et al. (2021), avalia-se o uso dos métodos de previsão aerodinâmica e de previsão de ruído em conjunto. Para tal, obtém-se as distribuições de  $C'_t$  e  $C'_q$  através do algoritmo de Bouhelal et al. (2017) com a variação de  $Re$  para cada seção da pá, e usa-se os resultados como entrada para os métodos de Barry e Magliozzi (1971) e de Gutin (1936) e Deming (1938). Primeiramente, compara-se a previsão de ruído utilizando-se das entradas com e sem a variação de  $Re$ . Os resultados podem ser vistos na Figura 12, onde as linhas contínuas representam os valores com a variação de  $Re$  e as linhas pontilhadas são com a condição de aproximação. As cores representam cada método, azul indica os resultados obtidos com o método de Barry e Magliozzi (1971), enquanto a cor vermelha é utilizada para o método de Gutin (1936) e Deming (1938).

Figura 12 – Previsão de ruído com e sem a variação de  $Re$  para a hélice de Casalino et al. (2021).

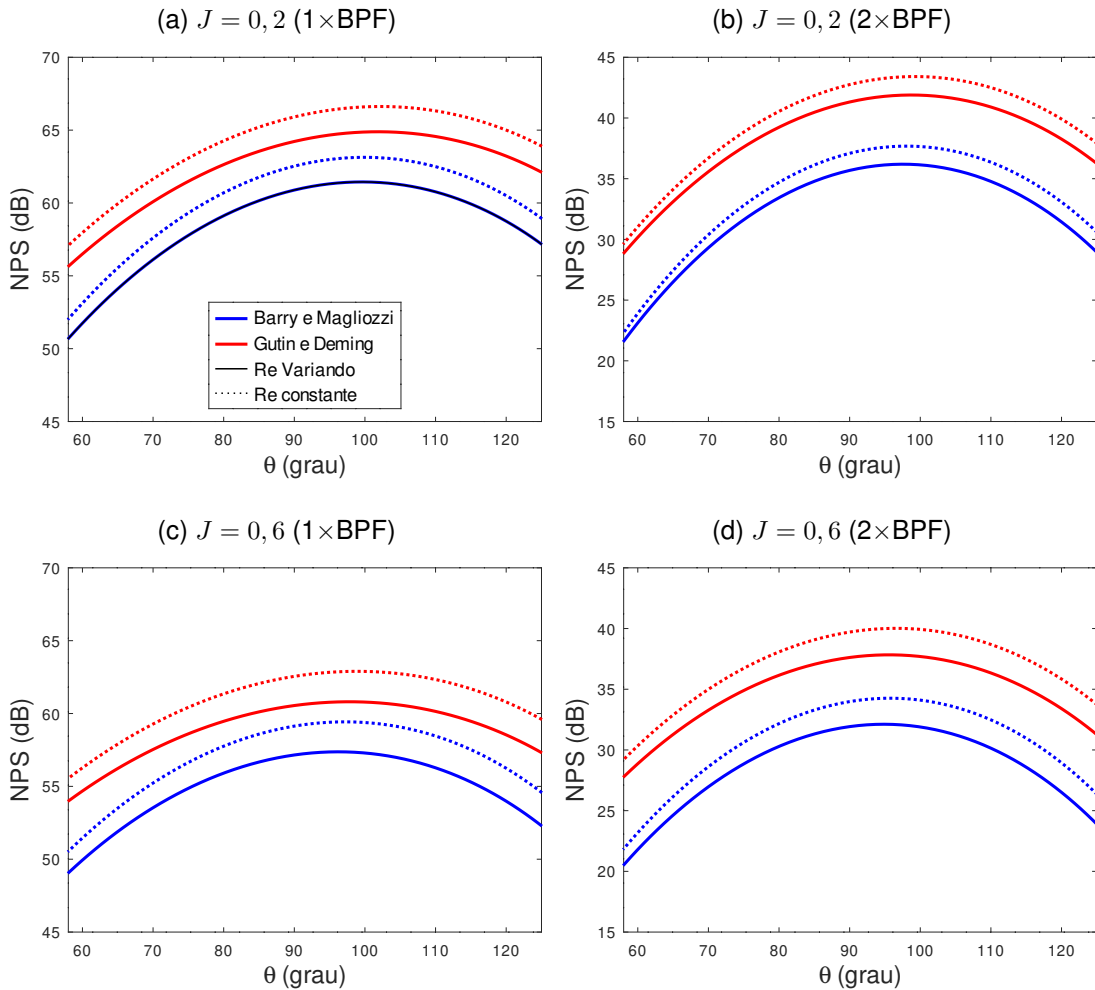


Fonte: autoria própria (2022).



Nota-se que, aproximações como a realizada anteriormente para o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos não impactaram o ruído total de forma significativa. As maiores discrepâncias encontradas neste caso foram de cerca de 0,5 dB para a razão de 0,6 no primeiro harmônico. Entretanto, quando observamos apenas a componente de carregamento do ruído na (Figura 13), podemos observar uma variação de até 2 dB.

Figura 13 – Previsão do ruído de carregamento com e sem a variação de  $Re$  para a hélice de Casalino et al. (2021).

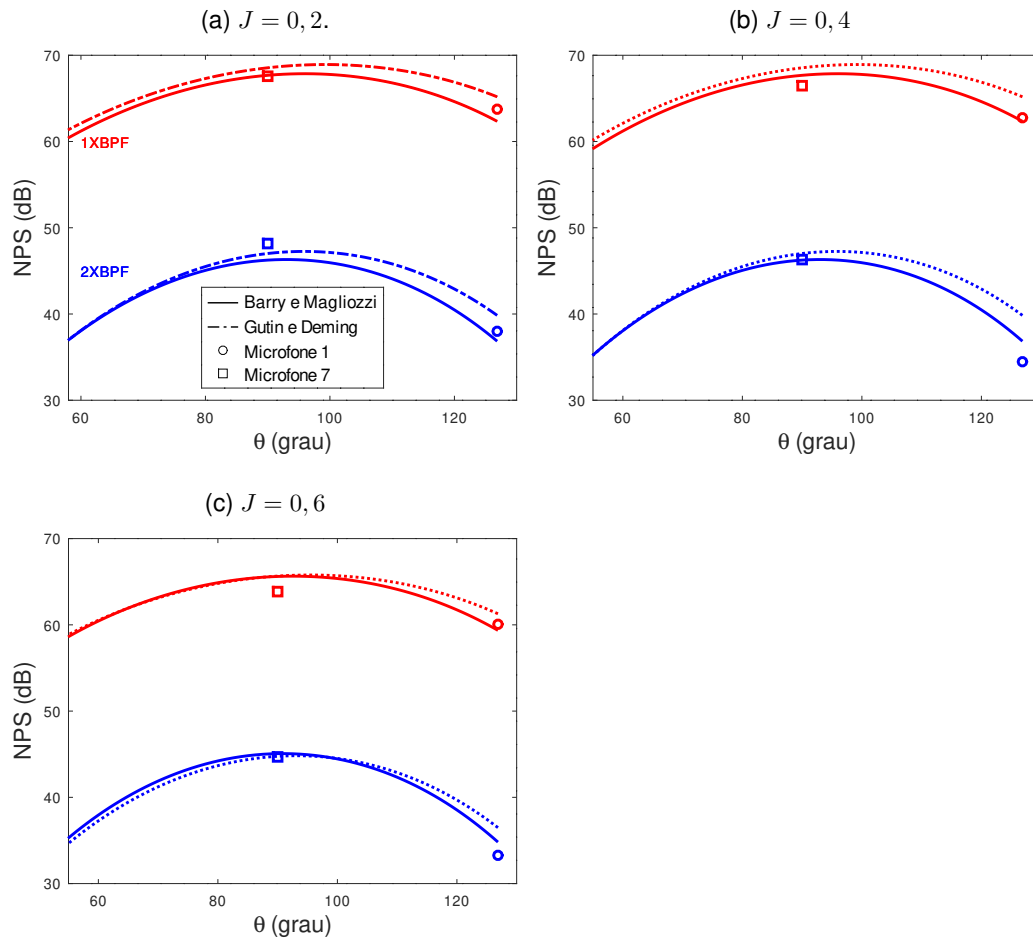


Fonte: autoria própria (2022).

Esse resultado é importante pois nos mostra que em um ruído com predominância da componente de carregamento, a variação no ruído total com e sem a variação do número de Reynolds será mais significativa. Para os próximos casos, seguiremos utilizando apenas o algoritmo de Bouhelal et al. (2017) com a variação de  $Re$  para cada seção da pá.

Na Figura 14 é apresentada a comparação dos resultados do campo acústico com os dados experimentais de Casalino et al. (2021), para os microfones 1 ( $\theta = 126^\circ$ ) e 7 ( $\theta = 90^\circ$ ). Uma comparação quantitativa dos resultados é apresentada na Tabela 3.

Figura 14 – Comparação entre as previsões de ruído e os valores experimentais para os dois primeiros harmônicos da hélice de Casalino et al. (2021).



Fonte: autoria própria (2022).

Tabela 3 – Resultados de NPS em dB para o caso Casalino et al (2021).

J	Microfones	Experimental	Barry e Magliozzi	Gutin e Deming
0,2	1	63,75	62,34	65,18
	7	67,56	67,67	68,54
0,4	1	62,76	61,46	64,12
	7	66,47	67,22	67,96
0,6	1	60,07	59,35	61,28
	7	63,85	65,61	65,65

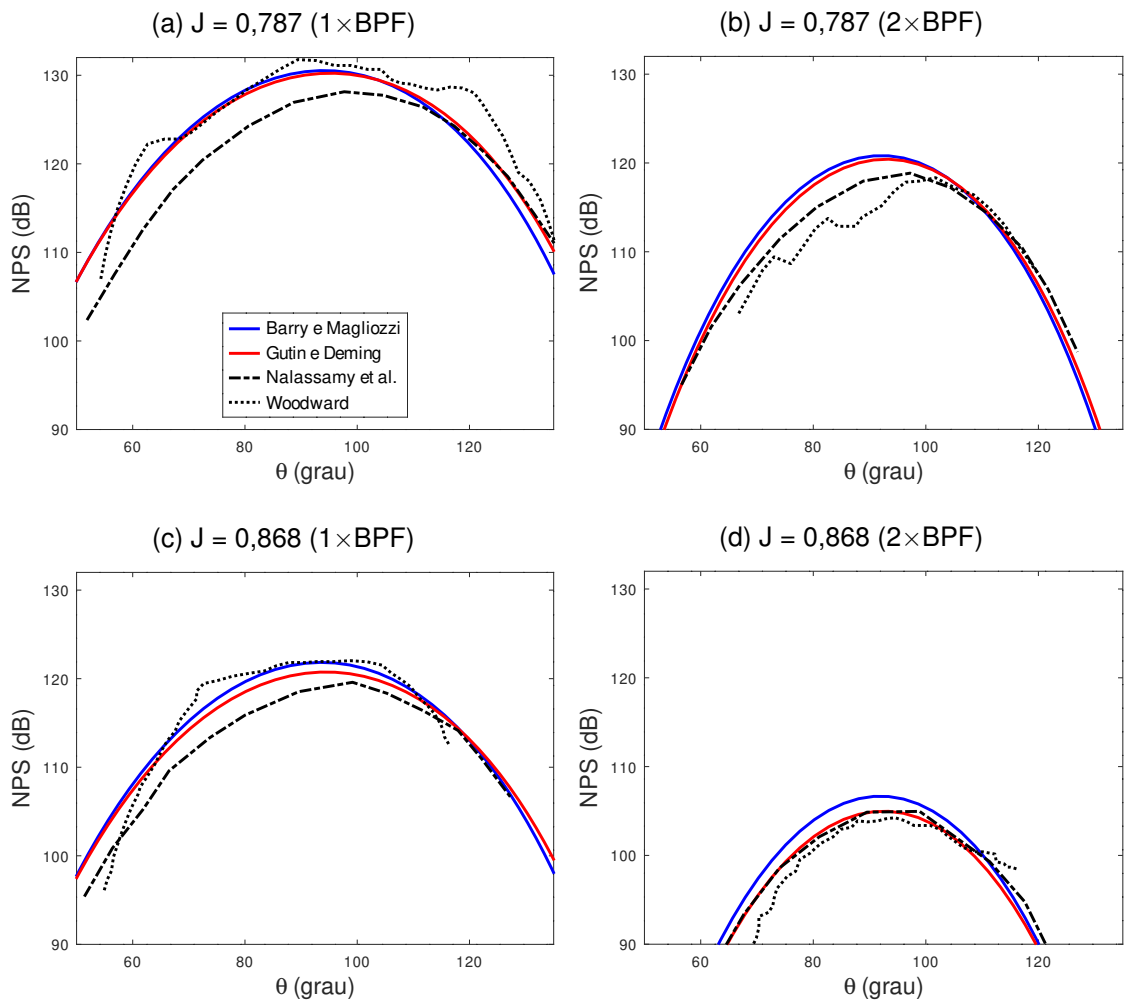
Fonte: autoria própria (2022).

Ambos os métodos apresentaram boas previsões. As maiores diferenças entre os resultados e os valores experimentais foram dadas pela combinação dos métodos de Gutin (1936) e Deming (1938), onde para o microfone 1, a maior diferença foi de 1,43 dB com uma razão de avanço de 0,2, enquanto para o microfone 7 foi de 1,8 dB para a razão de avanço de 0,6. O método de Barry e Magliozzi (1971) obteve uma ótima concordância com os dados experimentais para todas as razões de avanço, com uma diferença máxima de 1,76 dB para o microfone 7 a  $J = 0, 6$ .

#### 4.2.2 Caso Nalassamy et al. (1988)

Utiliza-se também do caso estudado por Nalassamy et al. (1988) para a validação dos métodos de previsão de ruído. Na Figura 15, têm-se a comparação dos resultados obtidos com os dados experimentais e numéricos apresentados pela referência. Nos gráficos, são apresentados resultados para duas razões de avanço diferentes, sendo essas iguais a 0,787 e 0,868. Novamente as cores azul e vermelha representam os resultados dos métodos de Barry e Magliozzi (1971) e Gutin (1936) e Deming (1938), respectivamente. As curvas de referência são representadas em preto, com a linha pontilhada indicando os valores experimentais de Woodward (1987) e as linhas tracejadas os resultados numéricos de Nalassamy et al. (1988).

Figura 15 – Comparação dos resultados de NPS, para o primeiro e segundo harmônico, com os dados experimentais e numéricos de Nalassamy et al. (1988).



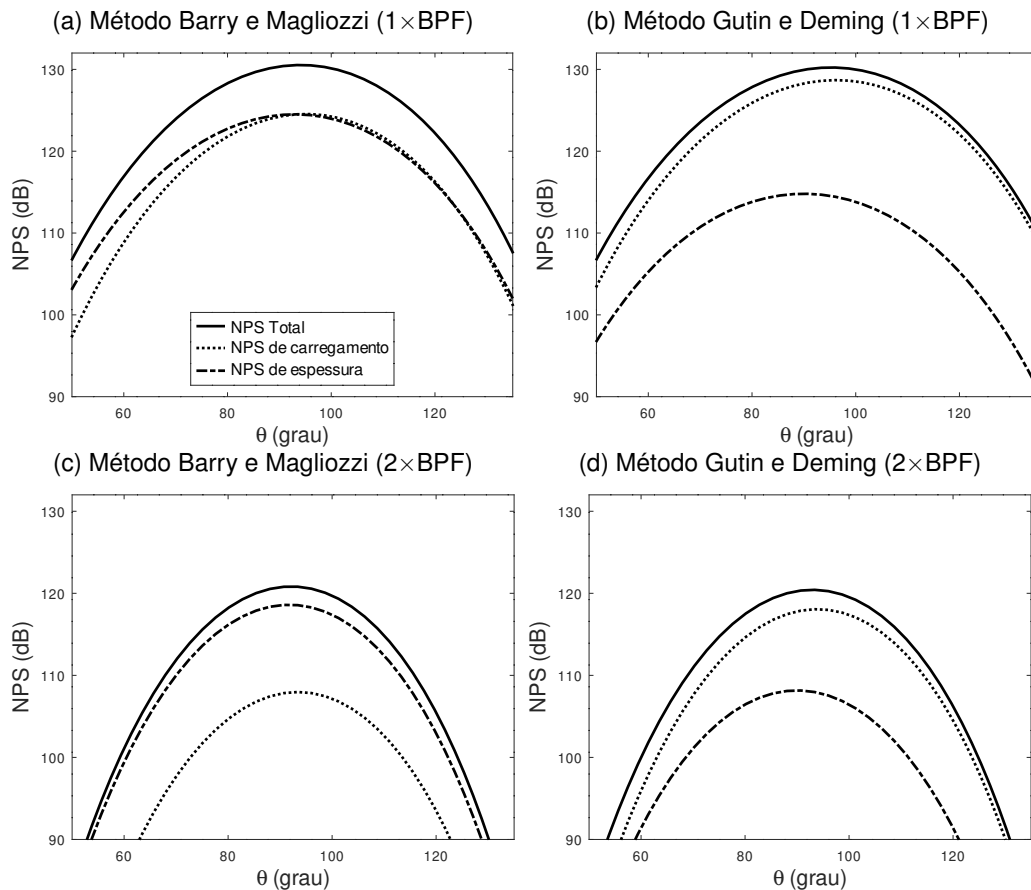
Fonte: autoria própria (2022).

Ao observar as figuras, percebe-se que para o primeiro harmônico, tanto o método de Barry e Magliozzi (1971) quanto o de Gutin (1936) e Deming (1938) apresentaram boa concordância com as curvas experimentais, com uma previsão até mesmo melhor que a solução numérica calculada por Nalassamy et al. (1988). Resultados para o segundo harmônico também são apresentados, onde percebe-se que para  $j = 0,787$ , a previsão numérica da referência é mais acurada que os métodos implementados neste trabalho.

As razões de avanço no caso de Nalassamy et al. (1988) variam através do valor de rotação, mantendo-se o mach do escoamento constante e igual a 0,2. É interessante observar esse detalhe, pois o método de Gutin (1936) e Deming (1938) não reconhece os efeitos de velocidade do escoamento, portanto, fica claro que o seu bom comportamento para as duas razões de avanço se dá porquê a mudança está ocorrendo na velocidade de rotação.

Para entender-se melhor o comportamento dos resultados, é interessante observar as componentes que formam o ruído total. Na Figura 16 apresenta-se as componentes do ruído de carregamento e de espessura para  $J = 0,787$ . Os dois harmônicos são apresentados separadamente para uma melhor visualização das curvas.

Figura 16 – Componentes do ruído para o caso Nalassamy et al. (2021) para  $J = 0,787$ .



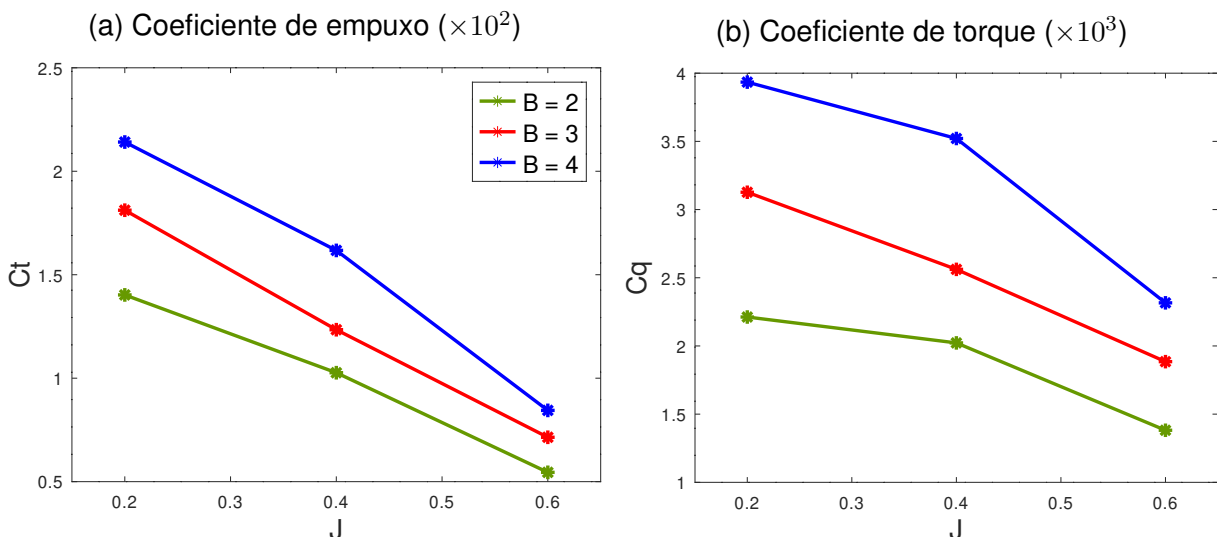
Fonte: autoria própria (2022).

No primeiro harmônico, as componentes de carregamento e de espessura obtidas pelo método de Barry e Magliozzi (1971) apresentam níveis de pressão sonora muito próximas. Já para o segundo harmônico, fica clara a predominância da componente de espessura. Em todos os casos, para os resultados obtidos pelo método de Gutin (1936) e Deming (1938), o ruído de carregamento apresenta-se como a componente dominante.

### 4.3 VARIAÇÃO DE CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS DA PÁ

As variações geométricas são feitas para a hélice estudada por Casalino et al. (2021). As mudanças são aplicadas afim de avaliar os seus impactos na eficiência aerodinâmica e no nível de ruído da hélice. Começa-se variando o número de pás. Na figura 17, pode-se conferir as mudanças causadas por essa modificação nos coeficientes de torque e empuxo para três razões de avanço iguais a 0,2, 0,4 e 0,6.

Figura 17 – Variação de  $C_q$  e  $C_t$  de acordo com a mudança no número de pás ( $B$ ).

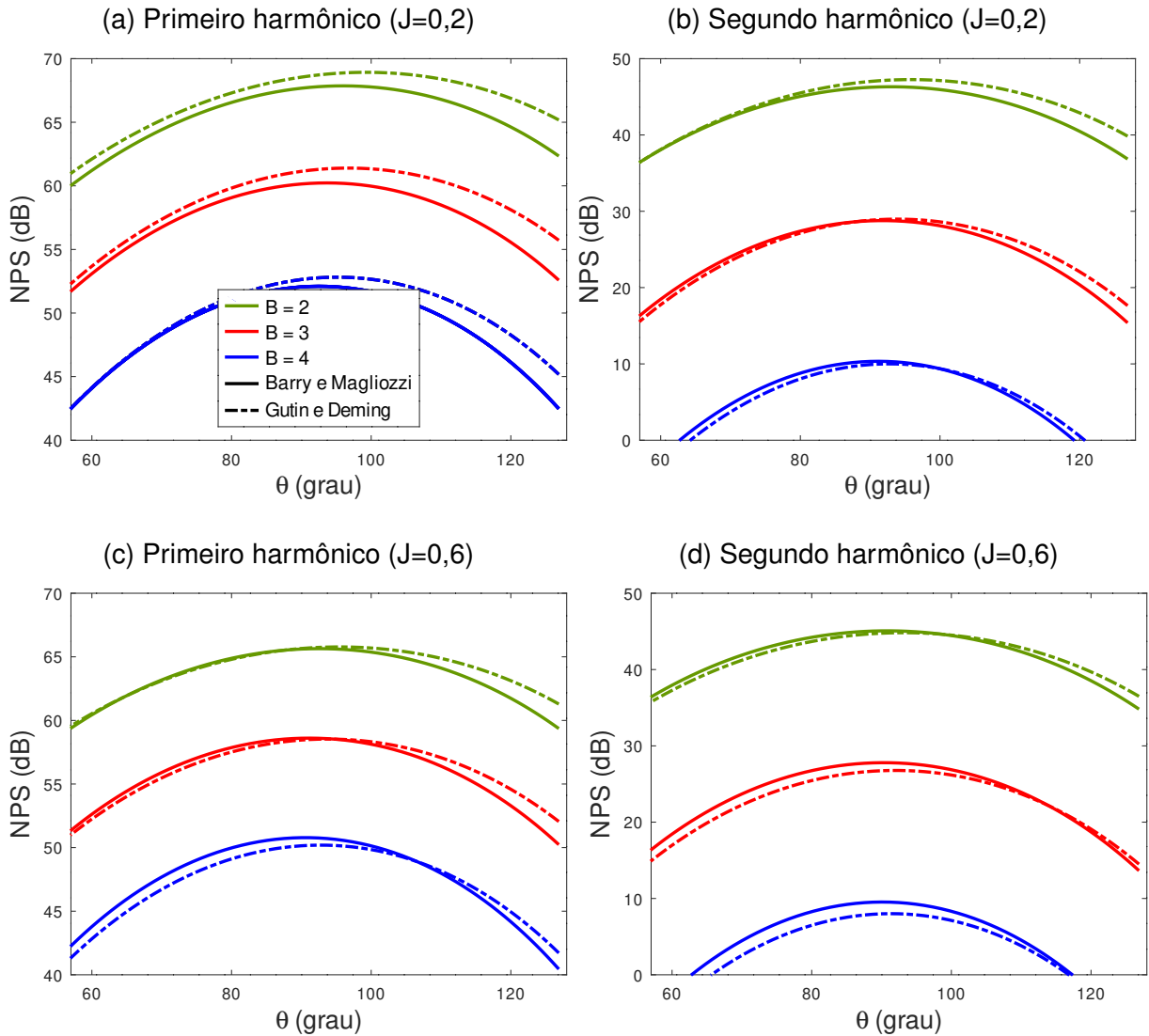


Fonte: autoria própria (2022).

Com as configurações originais da pá, temos uma eficiência ( $\eta$ ) de 0,75 para uma razão de avanço de 0,6. Já com o acréscimo no número de pás, a eficiência cai para 0,72 e 0,69, considerando 3 e 4 pás, respectivamente, para  $J = 0,6$ . Nota-se na Figura 17 como o aumento no número de pás gera cada vez mais um acréscimo no valor de  $C_q$ , o que implica diretamente na diminuição da eficiência aerodinâmica, já que estas duas propriedades são inversamente proporcionais.

Os resultados provindos do método BEMT apresentados são portanto usados como dados de entrada para os métodos de ruído. As previsões obtidas podem ser vistas na Figura 18. Apresentam-se resultados para razões de avanço iguais a 0,2 e 0,6, com os harmônicos separados para uma melhor visualização.

Figura 18 – Previsão de ruído para a variação no número de pás ( $B$ ).

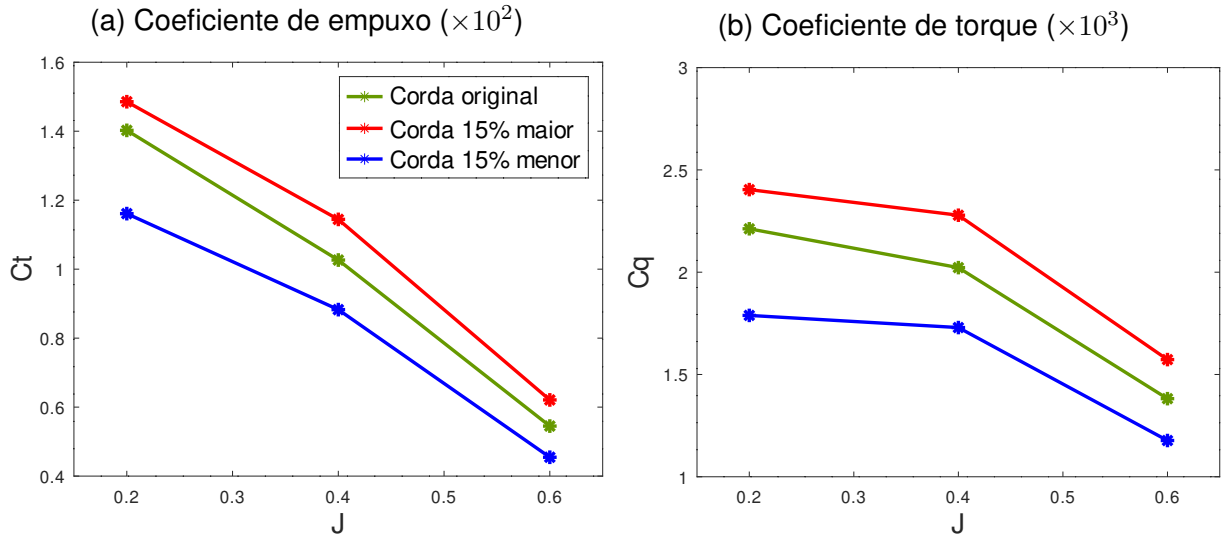


Fonte: autoria própria (2022).

Como esperado, com o aumento no número de pás o nível de ruído cai. Neste caso, ao adicionar uma pá, obtém-se uma redução prevista de cerca de 8 à 10 dB para o primeiro harmônico, ao custo de uma redução de quase 4% na eficiência aerodinâmica da hélice para uma razão de avanço de 0,6. Para  $j = 0,2$ , a adição de uma pá acarreta na redução de 9% do valor original de  $\eta$ .

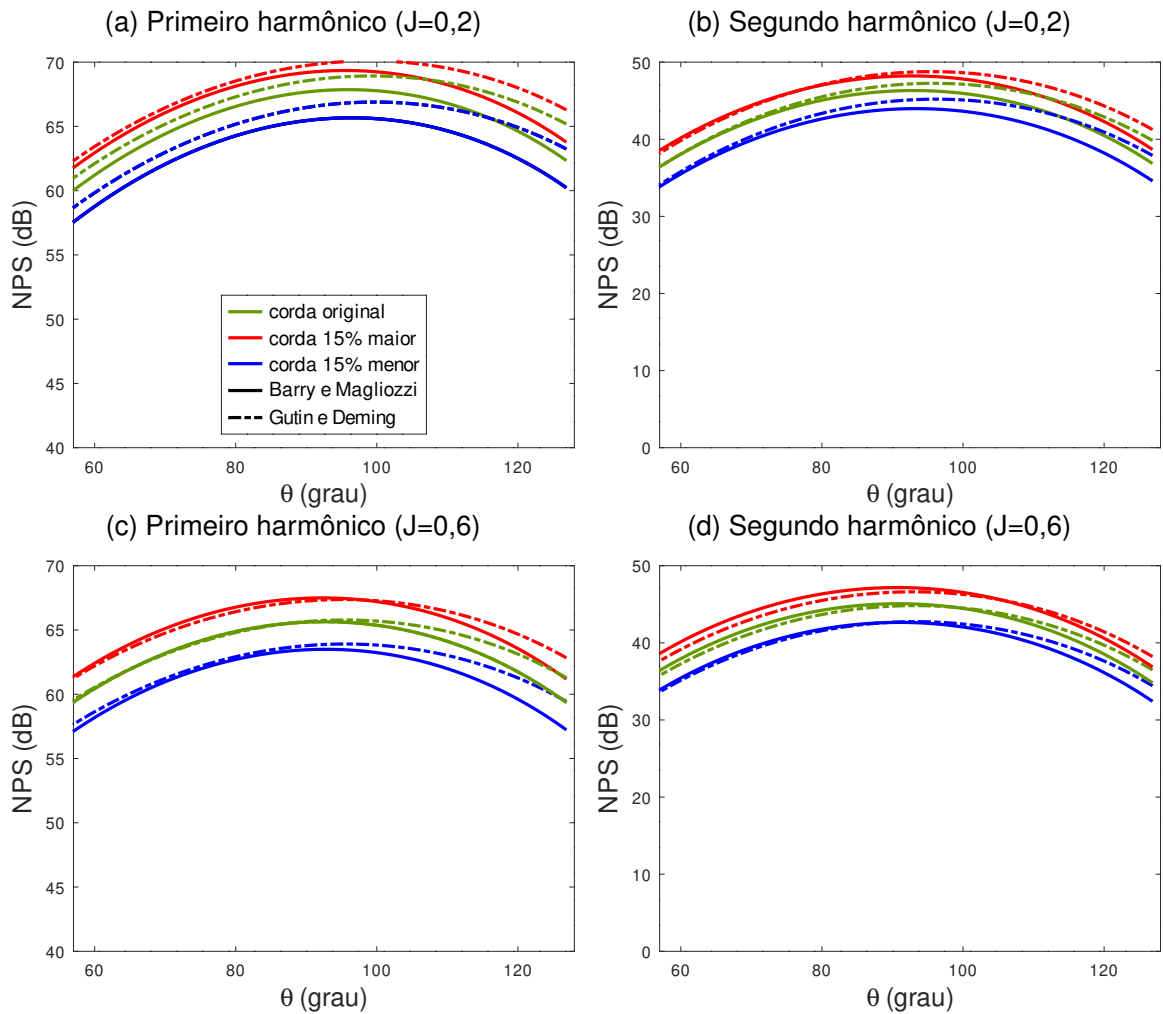
Em seguida, varia-se a corda local da pá para valores 15% maiores e depois para valores 15% menores. Os resultados para os coeficientes aerodinâmicos são apresentados na Figura 19. Novamente, as razões de avanço utilizadas são iguais a 0,2, 0,4 e 0,6. O efeito dessas modificações no nível de ruído total é apresentado na Figura 20. Nesse caso, os resultados são apresentados para razões de avanço iguais a 0,2 e 0,6.

Figura 19 – Variação de  $C_q$  e  $C_t$  de acordo com a variação da corda local (b).



Fonte: autoria própria (2022).

Figura 20 – Previsão de ruído para a variação na corda local (b).



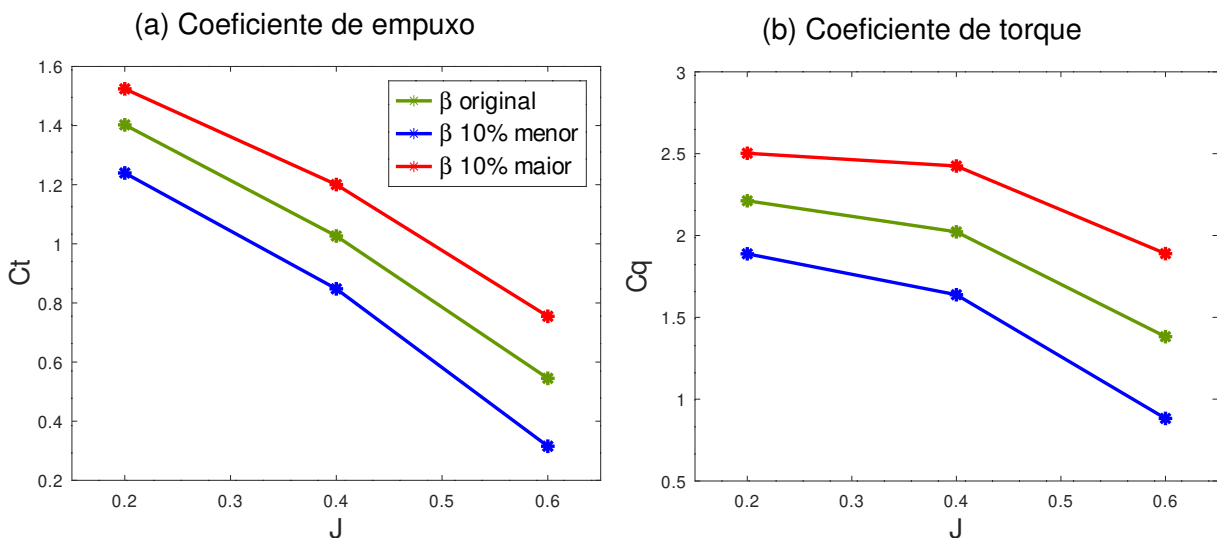
Fonte: autoria própria (2022).

Pode-se perceber, na Figura 19, que os coeficientes sofrem uma mudança maior com a redução do tamanho da corda local para uma razão de avanço de 0,2. A variação de  $C_t$  em relação ao valor com a corda original é de cerca de 15%, enquanto para o  $C_q$  é em torno de 20%. Com o aumento da razão de avanço, as variações diminuem para os dois coeficientes.

Para os resultados apresentados na Figura 20, nota-se que o aumento nos valores de corda para seção da pá causam um aumento no nível de ruído, assim como a sua redução gera níveis de ruído menores. As variações nos níveis de ruído não são tão grandes quanto as apresentadas com a mudança no número pás, acarretando uma redução de cerca de 3 dB. Porém, essa estratégia gera uma perda de eficiência menor. Para uma redução de 15% na corda, a eficiência fica em aproximadamente 0,74, sendo portando uma redução de 2% da eficiência original (para  $j = 0,6$ ).

Por último, variam-se também todos os ângulos de torção ao longo da pá em 10%. Os resultados aerodinâmicos podem ser vistos na Figura 21 para as três razões de avanço iguais a 0,2, 0,4 e 0,6.

Figura 21 – Variação de  $C_q$  e  $C_t$  de acordo com a mudança no ângulo de torção da pá local ( $\beta$ ).

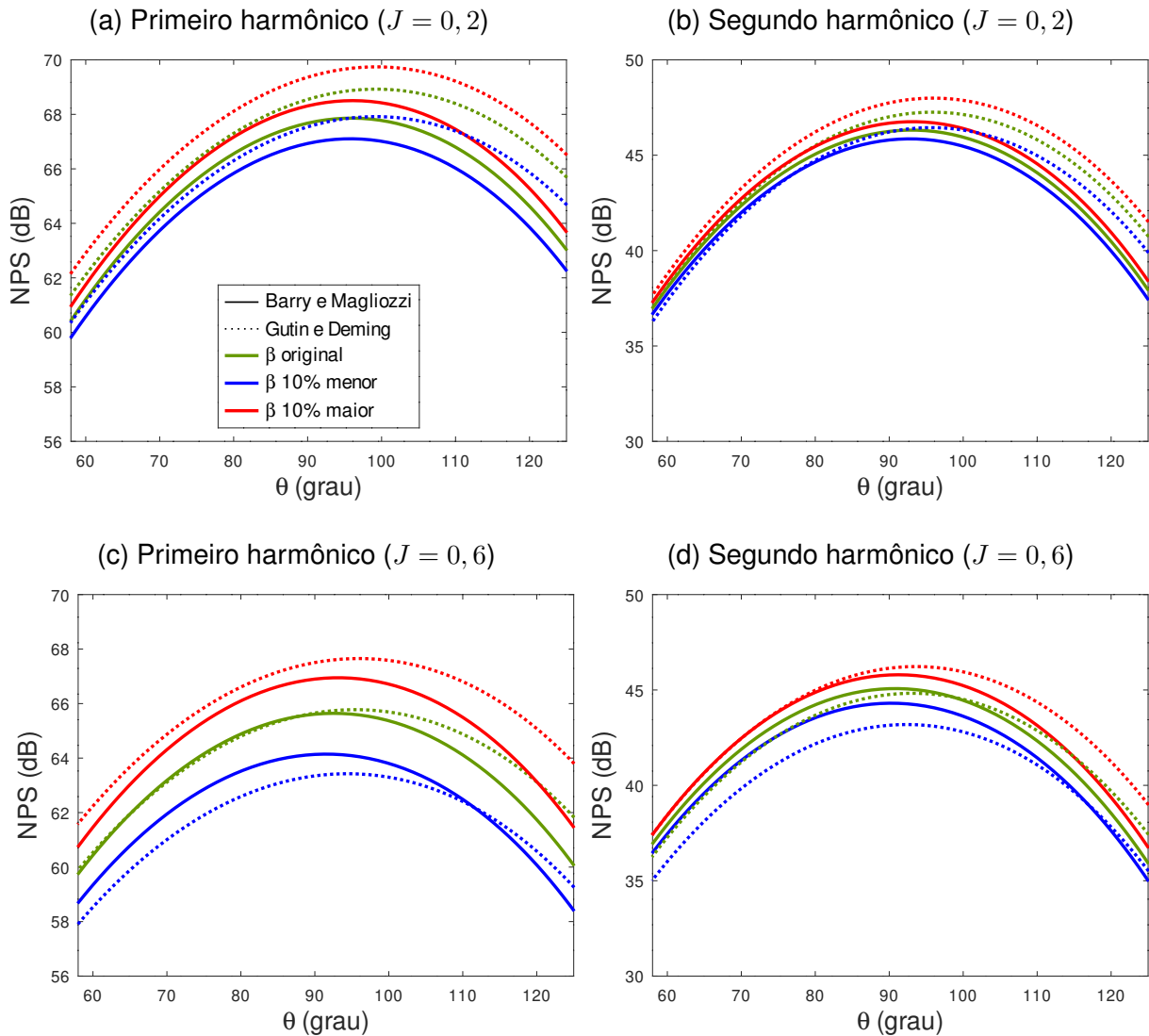


Fonte: autoria própria (2022).

Nota-se na Figura 21 um decaimento nos coeficientes de  $C_t$  e  $C_q$  com a redução do ângulo de torção, bem como um acréscimo quando o ângulo sofre uma variação para mais. Para a razão de avanço de 0,6, essa mudança causa uma perda de eficiência de quase 8%. A previsão de ruído para essa razão de avanço e para  $J = 0,2$  são apresentadas na Figura 22.



Figura 22 – Previsão de ruído para a variação no ângulo de torção da pá local ( $\beta$ ).



Fonte: autoria própria (2022).

Percebe-se que apesar do decaimento nos valores de  $C_t$  e  $C_q$  com a diminuição do ângulo de torção da pá, o ruído ainda apresenta uma leve queda. Entretanto, nesse caso, essa variação no ruído é de apenas 1 dB em ambos os métodos para o primeiro harmônico com  $J = 0, 2$ . Para a razão de avanço igual a 0,6, no primeiro harmônico, o método de Gutin (1936) e Deming 1938 apresenta um decaimento de cerca de 2 dB, enquanto o de Barry e Magliozzi (1971) decai no máximo, aproximadamente 1,5 dB em  $90^\circ$ .

No segundo harmônico, o maior decaimento é obtido pelo método de Gutin (1936) e Deming (1938) para  $J = 0, 6$ , sendo este de 1,6 dB. Dessa forma, percebe-se que para este caso, a redução no ângulo de torção local não faz-se uma estratégia vantajosa, visto que a perda no nível de ruído é pequena para os 8% de perda de eficiência aerodinâmica.

## 5 CONCLUSÕES

Como exposto ao longo do desenvolvimento do presente trabalho, dois métodos de previsão de ruído tonal em hélices aeronáuticas foram implementados, bem como um método de previsão aerodinâmica. Em seguida, validou-se os métodos através da comparação com dados experimentais presentes na literatura. Iniciando pelos métodos de previsão de ruído, estes apresentaram bons resultados em relação à referência utilizada, principalmente para o primeiro harmônico. Maiores erros foram percebidos com a combinação dos métodos de Gutin e Deming, o que faz sentido, visto que as equações não levam em conta os efeitos da velocidade do escoamento. O método de Barry e Magliozzi apresentou resultados satisfatórios em todos os casos, com diferenças maiores em relação a dados experimentais para o segundo harmônico.

O método BEMT obteve uma boa previsão para razões de avanço superiores a 0,4. Devido a sua facilidade (quando comparado a métodos em CFD) para a obtenção dos coeficientes de força, o baixo custo computacional associado e a boa concordância com referências nos resultados, conclui-se que o método BEMT é uma boa escolha quando trata-se de previsão aerodinâmica. Ainda sobre o método BEMT, percebeu-se que para o caso apresentado, a utilização de uma aproximação de um único número de  $Re$  para toda a pá não acarretou em uma variação do ruído significativa. Porém, vendo as curvas somente para o ruído de carregamento, é importante atentar-se à casos em que essa componente é predominante, pois nessa situação a aproximação adotada não será uma boa prática.

Por fim, a combinação do BEMT com os métodos de previsão de ruído demonstrou-se suficiente para a solução de casos subsônicos. Bem como para a avaliação das consequências no ruído devido as variações na geometria da pá. E, quanto a essas variações, notou-se que não basta apenas buscar pela maior redução em decibéis, mas sim por um equilíbrio entre a redução de ruído e a manutenção da eficiência da hélice, tarefa que não é tão simples.

Para trabalhos futuros, sugere-se:

- Avaliação de métodos mais atuais;
- Comparações de resultados entre métodos analíticos no domínio da frequência e no domínio do tempo e
- Comparações entre as previsões e resultados de simulações em CFD.

## REFERÊNCIAS

- ADKINS, C. N.; LIEBECK, R. H. Design of optimum propellers. **Journal of Propulsion and Power**, v. 10, n. 5, p. 2, 1994.
- ARNOLDI, R. A. Propeller noise caused by blade thickness. **United Aircraft Corporation Research Department**, v., jan. 1956.
- BARROS, A. B. **Análise de desempenho de ruído de hélices de mínima perda de energia**. 2009. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) — Universidade de São Paulo, São Carlos, 2009.
- BARRY, F. W.; MAGLIOZZI, B. Noise detectability prediction method for low tip speed propellers. **Hamilton Standard**, v., jun. 1971.
- BORGES, A. N.; RODRIGUES, C. G. Introdução à física acústica. In: . [s.n.], 2016. Disponível em: <http://professor.pucgoias.edu.br/SiteDocente/admin/arquivosUpload/6284/material/Acustica-Teoria.pdf>. Acesso em: 15 mar. 2022.
- BOUHELAL, A.; SMAILI, A.; GUERRI, O.; MASSON, C. Comparison of bem and full navier-stokes cfd methods for prediction of aerodynamics performance of hawt rotors. **Institute of Electrical and Electronics Engineers**, v., p. 1–6, 2017.
- CASALINO, D.; GRANDEB, E.; ROMANI, G.; RAGNI, D.; AVALLONE, F. Definition of a benchmark for low reynolds number propeller aeroacoustics. **Aerospace Science and Technology**, v., p. 1–17, 2021.
- DEMING, A. F. Noise from propellers with symmetrical sections at zero blade angle ii. **National Advisory Committee for Aeronautics**, v., n. 678, 1938.
- DOMMELEN, D.; YANG, M.; WANBO, L.; EPPLER, J.; DARRAH, D.; ANEMAAT, W. A. J. Uav rotor acoustic analysis and optimization. **25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**, v., p. 1–13, 2019.
- DRELA, M.; YOUNGREN, H.; SCHERRER, M.; DEPERROIS, A. **XFLR5: Version 6.57**. 2022. Disponível em: <https://http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>.
- EATON, J. W. **Octave: Version 6.2.0**. 2020. Disponível em: <https://octave.org/download>.
- FARASSAT, F. Theory of noise generation from moving bodies and application to helicopter rotors. **NASA TR-451**, 1975.
- FARASSAT, F. Acoustic radiation from rotating blades—the kirchhoff method in aeroacoustics. **Journal of Sound and Vibration**, p. 785–800, jul. 2001.
- FARASSAT, F.; SUCCI, G. P. A review of propeller discrete frequency noise prediction technology with emphasis on two current methods for time domain calculations. **Journal of Sound and Vibration**, v., p. 399–419, 1980.
- FROUDE, W. On the elementary relation between pitch, slip and propulsive efficiency. **National Advisory Committee of Aeronautics**, p. 47–57, 1878.

FROUDE, W. On the part played in propulsion by differences of fluid pressure. **Transactions of the Institution of Naval Architects**, v. 30, p. 390, 1889.

GARRICK, I. E.; WATKINS, C. E. A theoretical study of the effect of forward speed on the free-space sound-pressure field around propellers. **National Advisory Committee for Aeronautics**, v., n. 678, 1953.

GERGES, S. N. Y. **Ruído: fundamentos e controle**. Florianópolis: Universidade Federal de Santa Catarina, 1992.

GUTIN, L. On the sound field of a rotating propeller. **National Advisory Committee for Aeronautics**, v., n. 1195, 1936.

HADDAOUI, M. **Development of a Propeller Source Noise Model**. 2019. Master's Degree Thesis of Science in Aerospace Engineering, Delft University of Technology, 2019.

HAMBREY, J. R.; HERNICZEK, M. T. K.; FESZTY, D. Comparison of three popular methods for the prediction of high speed propeller noise. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, p. 12, jun. 2017.

HANSON, D. B. Influence of propeller design parameters on far-field harmonic noise in forward flight. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, v. 18, n. 11, p. 1313–1319, nov. 1980.

HANSON, D. B. Sound from a propeller at angle of attack: a new theoretical view point. **The Royal Society**, p. 315–328, jun. 1995.

HERNICZEK, M. T. K. **Evaluation of acoustic frequency methods coupled to blade element momentum theory for prediction of propeller noise**. 2017. Master's Degree Thesis of Applied Science in Aerospace Engineering, Carleton University, Ottawa, 2017.

HERNICZEK, M. T. K.; FESZTY, D. Applicability of early acoustic theory for modern propeller design. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, p. 19, jun. 2017.

HOLMES, B. J.; DURHAM, M. H.; TARRY, S. E. Small aircraft transportation system concept and technologies. **Journal of Aircraft**, v. 40, n. 1, p. 26–35, 2004.

HUBBARD; H., H. **Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. Volume 1: Noise Sources**. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 1991.

INGRAHAM, D.; GRAY, J.; LOPES, L. V. Gradient-based propeller optimization with acoustic constraints. **AIAA Scitech Forum**, v., p. 1–12, 2019.

LIGHTHILL, M. J. On sound generated aerodynamically- 1. general theory. **Proceedings of the Royal Society**, v., p. 564–587, 1952.

LYNAM, F. J. H.; WEBB, H. A. The emission of sound by airscrews. **Technical Report of the Advisory Committee for Aeronautics for the Year 1918-1919**, 1919.

METZGER, F. B. A review of propeller noise prediction methodology: 1919-1994. **Langley Research Center**, p. 120, jun. 1995.

MILJKOVIC, D. Methods for attenuation of unmanned aerial vehicle noise. **MIPRO**, v., p. 914–919, 2018.

MORIARTY, P.; HANSEN, A. **AeroDyn theory manual**. Golden: National Renewable Energy Laboratory, 2005.

NALLASAMY M.; WOODWARD, R. P.; GROENEWEG, J. F. High speed propeller performance and noise predictions at takeoff/landing conditions. In: **26th Aerospace Sciences Meeting**. Nevada: [s.n.], 1988. p. 1–17. Acesso em: 11 jan. 1988.

NYSTROM, P.; FARASSAT, F. A numerical technique for calculations of the noise of high speed propellers with advanced blade geometry. **NASA-TP-1662**, 1981.

PINTO, J. C. C. S.; LAGE, P. L. C. Métodos numéricos em problemas de engenharia química. **Programa de Engenharia Química- COPPE**, mar. 1997.

RANKINE, W. On the mechanical principles of the action of propellers. **Transaction of the Institute of Naval Architects**, p. 13–39, 1865.

RIZZI, S. A.; HUFF, D. L.; BOYD, D. D.; BENT, P.; HENDERSON, B. S.; PASCIONI, K. A.; CALEB, D.; JOSEPHSON, D. L.; MARSAN, M.; HE, H.; SNYDER, R. Urban air mobility noise: Current practice, gaps, and recommendations. In: **NASA Scientific and Technical Information**. [S.l.: s.n.], 2020. p. 1–59.

ROCHA, L. M. **Estudo e Dimensionamento de Hélices para Propulsão Aeronáutica**. 2019. Dissertação (Mestrado em Engenharia Civil) — Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, 2019.

ROHATGI, A. **Webplotdigitizer: Version 4.5**. 2021. Disponível em: <https://automeris.io/WebPlotDigitizer>.

SINIBALDI, G.; MARINO, L. Experimental analysis on the noise of propellers for small uav. **Applied Acoustics**, p. 79–88, jun. 2012.

SMITH, M. J. T. **Aircraft noise**. Cambridge: Cambridge University Press, 1989.

SUN, X.; WANG, X. **Fundamentals of Aeroacoustics with Applications to Aero propulsion Systems**. Golden: Elsevier Inc., 2021.

VITERNA, A.; JANETZKE, D. Theoretical and experimental power from large horizontal-axis wind turbines. v., p. 1–20, 1982.

FFOWS WILLIAMS, J. E.; HAWKINGS, D. L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. **Philosophical Transactions of the Royal Society**, p. 321–342, 1969.

WINARTO, H. BEMT algorithm for the prediction of the performance of arbitrary propellers. In: **Centre of Expertise in Aerodynamic Loads**. [S.l.: s.n.], 2014. p. 1–46.

WOODWARD, R. P. Measured noise of a scale model high speed propeller at simulated take-off/approach conditions. **American Institute of Aeronautics and Astronautics**, jan. 1987.