

FIA 2020/22

XII CONGRESSO/CONGRESO IBEROAMERICANO DE ACÚSTICA
XXIX ENCONTRO DA SOCIEDADE BRASILEIRA DE ACÚSTICA - SOBRAC

Florianópolis, SC, Brasil

Aplicação da teoria de superfície helicoidal na predição de ruído de pequenas hélices

Martins, M. H. M¹; da Silva, A. R²; Bonomo, L. A³; Cordioli, J. A⁴

Laboratório de Vibrações e Acústica, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, SC, Brasil,
marcelo.martins@lva.ufsc.br¹, andrey.rs@ufsc.br², lucas.bonomo@lva.ufsc.br³, julio.cordioli@ufsc.br⁴

Resumo

A última década tem presenciado um notável crescimento das atividades relacionadas ao uso de pequenos sistemas aéreos não tripulados (sUAS). Entre os desafios que envolvem o desenvolvimento e a regulamentação destes veículos, a redução do ruído produzido por hélices é um dos que mais se destaca. O ruído de hélices tradicionais é comumente estimado por modelos numéricos de alta ordem ou por modelos analíticos de baixa ordem. Embora sejam mais precisos, modelos numéricos possuem um elevado custo computacional, e exigem um maior tempo de simulação. Em vista disso, modelos de baixa ordem que forneçam bons resultados de forma rápida são essenciais nas etapas iniciais de projeto. Existem diversos modelos para predição do ruído de hélices tradicionais. Entretanto, não se conhece aplicabilidade destes modelos na predição de ruído de hélices de pequeno porte utilizadas em SUAs, cujos parâmetros de trabalhos são bastante distintos daqueles encontrados em hélices tradicionais de grande porte. Este trabalho avalia a aplicação de uma teoria bem estabelecida na predição do ruído de hélices tradicionais (Teoria de Superfície Helicoidal) para a predição do ruído de sUAS. Para tanto, resultados experimentais e teóricos para o ruído em campo distante são comparados, considerando diferentes dimensões de hélices e velocidades de rotação. Os resultados indicam que teoria é válida na predição do nível de pressão sonora do primeiro harmônico para ângulos entre 45° e 135°, medidos a partir do eixo da hélice na direção frontal. Entretanto, a teoria subestima os resultados para harmônicos de ordem superior, os quais possuem pouca contribuição no cômputo do ruído global. Por conta disso, a teoria constitui uma poderosa ferramenta na predição do ruído tonal e OASPL produzido por hélices de sUAS.

Palavras-chave: Ruído de drones, Drones, sUAS, ruído.

PACS: 43.28.-g, 43.50.Lj .

Application of the helicoidal surface theory for noise prediction of small propeller

Abstract

The last half decade has witnessed an extraordinary growth of activities that rely on the use of small Unmanned Aerial Systems (sUAS). Among all the challenges related with the development and certification of sUAS, the mitigation of aerodynamic noise produced by the propeller seems to be the one of the most significant. The noise prediction of traditional propellers is normally assessed by high-order numerical schemes or low-order analytical models. Numerical schemes are able to capture more complex noise generation mechanisms, but require a great deal of time and computational effort. Analytical methods can provide a rapid estimation of a propeller noise, at the cost of less accurate results and limited operational conditions. In spite of that, analytical methods are essential tools for assessing propeller noise at early design stages. There are many existing theories to predict propeller noise. However, little is known about the applicability of these theories to the specific size and operations conditions that sUAS propellers work. This work evaluates the application of a well-established theory in the noise prediction of traditional propellers (Helicoidal Surface Theory) for the noise prediction of sUAS. In that manner, experimental and theoretical results for far-field noise are compared, considering different propeller dimensions and rotation speeds. The results indicate that the theory is adequate predicting the sound pressure level of the first harmonic for angles between 45° and 135°, measured from the helix axis in the frontal direction. However, the theory underestimates the results for higher order harmonics, which have little contribution to the global noise computation. Because of this, theory is a powerful tool in predicting the tonal and OASPL noise produced by sUAS.

Keywords: Drone noise, drones, sUAS, noise.



1. INTRODUÇÃO

Durante a última década, um crescimento significativo de atividades que utilizam pequenas aeronaves não tripuladas, como Drones, pôde ser observado. Atividades como agricultura de precisão, patrulhamento de fronteiras, segurança pública, uso recreativo e midiático e, mais recentemente, logística de entrega de pequenos pacotes em centros urbanos, são alguns dos exemplos de operações beneficiadas com o desenvolvimento desta nova tecnologia [1–4]. Como resultado desta expansão comercial, este setor tem expectativa de crescer de forma significativa nos próximos anos [5].

Pequenos Drones podem ser classificados como aeronaves com dimensões inferiores a 1 m e massa de até 25 kg. Geralmente operam em baixas velocidades, entre 20 e 100 km/h e altitudes inferiores a 300 m [6, 7]. Além disto, a grande maioria dos Drones utiliza hélices como fonte de tração, pois possibilitam boa manobrabilidade em centros urbanos e a opção de pouso e decolagem vertical.

Dentre os vários desafios relacionados aos desenvolvimento e certificação destas aeronaves, a minimização de ruído é um dos que se destaca, especialmente devido as operações em áreas urbanas com alta densidade populacional, onde as normas que regulam o nível máximo de ruído permitido vem se tornando mais restritivas [1, 8]. Neste contexto, ferramentas acústicas para predição do ruído produzido por hélices de Drones se tornam muito importantes.

A predição de ruído de hélices grandes, como as encontradas em aeronaves comerciais, é normalmente realizada através de métodos computacionais de alta ordem ou métodos analíticos de baixa ordem. Modelos computacionais são em sua grande maioria esquemas no domínio do tempo que resolvem as equações que governantes dos fenômenos acústicos e fluidodinâmicos. Por esta razão estes modelos conseguem capturar de maneira precisa o campo acústico tanto próximo como distante funcionando como uma importante ferramenta para compreensão dos fenômenos físicos que envolvem o processo de geração de ruído [9, 10]. Modelos analíticos, por sua vez, podem fornecer rápidas análises para estimar o ruído pro-

duzido por hélices a custo de resultados mais simplificadas e menos precisos, funcionando como uma importante ferramenta principalmente nos estágios iniciais de projeto [11, 12].

Modelos analíticos para predição do ruído de hélices vem sendo propostos desde do início da década de 1910 [13, 14], porém a primeira teoria bem sucedida descrevendo o ruído tonal gerado por hélices foi derivada por Gutin em 1948 [15], que representou a distribuição de forças aerodinâmicas atuantes na hélice como uma anel de dipolos. Deming [16] deu sequência nos trabalhos de Gutin estendendo o anel de dipolos sobre todo o disco gerado pela rotação das hélices, seu modelo considerava hélices com perfis simétricos, sem ângulo de ataque e operando em regime estático, entretanto os efeitos devido a espessura da pá já eram capturados [17].

Garrick e Watkins [18] também consideraram uma distribuição de dipolos sobre o disco gerado pela rotação da hélice, porém apresentaram os efeitos de deslocamento axial. Eles estimaram o campo acústico considerando uma fonte acústica linear se movendo com velocidade subsônica constante. O campo acústico é representado pela integral das fontes sobre o disco da hélice, obtendo expressões tanto para campo próximo como distante. Embora este modelo considere apenas ruído de carregamento, este podia ser estendido para contabilizar os efeitos de espessura [19].

Depois da década de 1960 os modelos analíticos para predição do ruído de hélices se tornaram muito mais precisos dada a introdução da analogia acústica de Lighthill [20] e os trabalhos consecutivos de Curle [21] e Ffowcs Williams e Hawkings [22] que permitiram uma representação mais rigorosa das diferentes fontes acústicas como consequência do escoamento e sua interação com as barreiras sólidas. Uma detalhada e completa revisão sobre modelos de predição do ruído de hélices pode ser encontrada nos trabalhos de Mezger e Farassat [12, 19].

Dentre as diversas contribuições listadas, e após uma extensa validação de diferentes autores [23–29], o modelo analítico proposto por Hanson [30] é o que demonstra os melhores resultados para predição do ruído em campo distante gerado por hélices convencionais de grande porte. Neste mo-

delo as fontes acústicas são distribuídas em uma superfície helicoidal produzida pelo avanço e rotação da hélice. O histórico de pressão temporal produzido pelo ruído tonal da hélice pode ser reconstruído através de uma série complexa de Fourier, onde seus coeficientes são relacionados com as fontes acústicas incluindo carregamento, espessura e tensão cisalhante. Efeitos de avanço, *sweep*, alinhamento de face, torção e formato aerodinâmico também são levados em conta. Além disto, a intensidade das fontes é computada considerando a real geometria das pás da hélice, entretanto a aproximação de asas aerodinâmicas finas tenha sido usada, permitindo que as condições de contorno sejam satisfeitas em uma superfície meridional da pá, ao invés das superfícies inferiores e superiores.

Embora o modelo proposto por Hanson capture consideravelmente bem a maioria dos mecanismos de produção de ruído tonal de grandes hélices, pouco se sabe sobre a aplicação do modelo para predição do ruído tonal de pequenas hélices como as encontradas em Drones, cujas condições de operação são muito diferentes [31]. De fato, o diâmetro reduzido e as menores velocidade de deslocamento, características da operação de Drones, correspondem a um número de Reynolds atuante cerca de três ordens de magnitudes inferiores em relação aos números característicos de grandes hélices [7] [32]. Consequentemente, algumas diferenças aerodinâmicas são esperadas. Como exemplo, as forças viscosas atuantes sobre os perfis se tornam muito mais proeminentes e efeitos não lineares, como bolha de separação laminar, começam a aparecer causando uma queda do máximo coeficiente de sustentação (Cl_{max}) e um abrupto aumento do coeficiente de arrasto (Cd), o que causa uma diminuição global da eficiência (Cl/Cd) da hélice. Portanto, diferenças nos mecanismos de geração de ruído, que são altamente dependentes dos parâmetros aerodinâmicos, também são esperadas.

O objetivo principal deste estudo é avaliar a aplicabilidade da teoria de superfície helicoidal, proposta por Hanson [30], na predição do ruído tonal produzido por pequenas hélices, como as encontradas em Drones. Isto é realizado através da comparação entre predições utilizando o modelo e resultados experimentais obtidos de três hélices

com diâmetros de 9 a 11 polegadas, operando em velocidades de rotação entre 6000 e 9000 RPM realizando a aquisição do campo acústico entre 45° a 135° . As análises conduzidas experimentalmente contribuíram para identificação de limitações do modelo e ajudaram a esclarecer diferentes aspectos da geração de ruído em pequenas hélices.

Este estudo está estruturado da seguinte forma. A seção 2 discute a teoria da superfície helicoidal [30] e apresenta as principais referências para a estruturação do modelo. A seção 3 fornece o detalhamento das hélices consideradas neste estudo e apresenta os métodos de aquisição geométrica e avaliação de desempenho. A matriz de testes, configuração experimental, sistemas de aquisição e processamento de sinais são apresentados na Seção 4. Os resultados são apresentados na seção 5 e as discrepâncias entre os dados experimentais e as previsões teóricas observadas para algumas condições são discutidas com base nas limitações da teoria. Por fim, as conclusões obtidas ao longo deste trabalho são apresentadas na Seção 6.

2. MODELAGEM MATEMÁTICA

A teoria de superfície helicoidal derivada por Hanson faz uso da analogia acústica de Goldstein [33] para capturar o campo acústico distante proveniente de três categorias de fontes: uma distribuição de monopolos para representar o ruído produzido pelo deslocamento de volume causado pela passagem das pás, uma distribuição de dipolos para representar o ruído devido o carregamento presente na superfície das pás da hélice e uma distribuição de quadrupolos que representa o ruído dado a tensão cisalhante dada a complexa interação entre o escoamento turbulento e as pás da hélice [34]. Esta distribuição de fontes é arranjada em uma superfície helicoidal criada pela rotação e avanço da hélice. Além disto, a aproximação de asas aerodinâmicas finas é utilizada, esta permite que a intensidade das fontes seja calculada usando a real geometria das hélices, porém as condições de contorno sejam satisfeitas em uma superfície meridional da pá, ao invés das faces superiores e inferiores. Abaixo uma breve descrição do processo de obtenção do histórico temporal de pressão dos harmônicos é dada, entretanto a derivação completa, alguns parâmetros importantes e simpli-



ficações para implementação do modelo podem ser encontrados nas referências [26, 30, 35, 36].

A variação pressão temporal $p(t)$ em campo distante é obtida através de uma série complexa de Fourier para m harmônicos através da Eq.(1)

$$p(t) = 2\text{Re} \left\{ \sum_{m=1}^{\infty} P_{mB} \exp(-imB\Omega_D t) \right\}, \quad (1)$$

onde a velocidade angular contabilizando o efeito Doppler é expressa por $\Omega_D = \Omega/(1 - M_x \cos \theta)$ sendo Ω a velocidade angular da hélice, M_x o número de Mach do avanço da hélice na direção axial e θ o ângulo de radiação, como mostra a Fig.1.

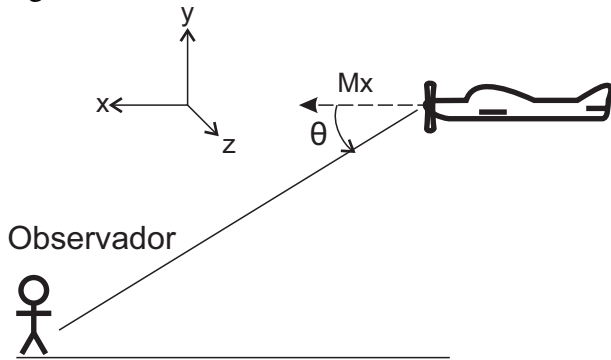


Figura 1: Sistema de coordenadas e referencial para o ângulo de radiação θ

Os coeficientes complexos da série de Fourier P_{mB} associados a ordem do harmônico m e ao número de pás B são obtidos através da soma da contribuição de diferentes fontes acústicas, de modo que

$$P_{mB} = P_{Vm} + P_{Dm} + P_{Lm}, \quad (2)$$

onde P_{Vm} é a magnitude da fonte relacionada ao deslocamento de volume (ruído de espessura) e, P_{Lm} e P_{Dm} são as componentes de dipolo associadas ao carregamento na superfície da hélice (sustentação e arrasto respectivamente). As expressões para determinação dos termos P_{Vm} , P_{Lm} e P_{Dm} são funções dependentes de parâmetros geométricos, aerodinâmicos, condições de operação da hélice e propriedades do meio, sendo a base fundamental para o modelo, entretanto são relativamente extensas e, por este motivo, serão omitidas neste trabalho, porém são detalhadamente expressas em demais trabalhos [26, 30, 35, 36].

3. PARÂMETROS DA HÉLICE

Para computar o ruído produzido por uma dada hélice uma série de parâmetros geométricos e aerodinâmicos precisa ser estimado para que possam ser usados como dados de entrada no modelo. Os parâmetros geométricos são espessura, razão de corda por diâmetro, formato do perfil aerodinâmico, alinhamento de face, *sweep* e torção da hélice. Os parâmetros aerodinâmicos envolvem a distribuição de sustentação e arrasto ao longo da direção radial da hélice e também no perfil aerodinâmico. A presente seção apresenta o procedimento utilizando para obtenção deste parâmetros.

3.1 Geometria das hélices

Neste trabalho, três hélices com o mesmo passo, de 4,5", parâmetros aerodinâmicos semelhantes e diferentes diâmetros são utilizadas, como mostra a Fig.2. A seleção das hélices foi realizada pois estas tem dimensões e características comumente utilizadas em hélices de Drones e suas informações geométricas, com exceção dos perfis aerodinâmicos, foram apresentadas no trabalho de Tinney e Sirohi [37].

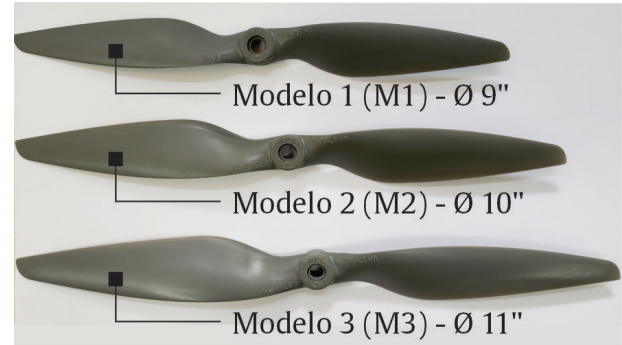


Figura 2: Modelos de hélice avaliadas neste trabalho

As hélices são confeccionadas pela APC Propellers em material compósito. A base dominante para o formato do perfil é uma mescla dos perfis Clark-Y e NACA 4412 com pequenas alterações e variações ao longo da direção radial. No presente trabalho, um digitalizador óptico 3D, modelo modelo ATOS Compact 2M GOM GmbH, foi usado na aquisição da geometria real do perfil aerodinâmico. Como o perfil é variável ao longo da direção radial, um perfil representativo, localizado em 60% do raio da hélice (ver Fig. 3), foi selecionado.

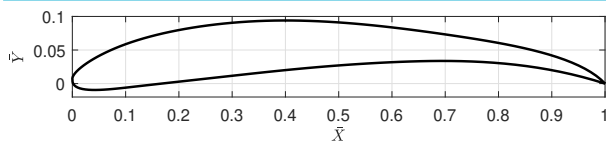


Figura 3: Formato do perfil aerodinâmico da hélice APC em 60% do raio

3.2 Parâmetros aerodinâmicos

A distribuição dos coeficientes de sustentação C_L e arrasto C_D na direção radial da hélice são requeridos como dados de entradas para o modelo. Estes parâmetros dependem de propriedades geométricas da hélice e podem ser estimados por diferentes métodos [38–43]. Para os propósitos deste trabalho, o programa QPROP [44] baseado na teoria de BEMT "*Blade Element Momentum Theory*" foi usado [45]. Isto permitiu calcular os parâmetros de performance da hélice de maneira rápida, com resultados precisos para um amplo espectro de condições de operação. Além disto, o software já foi amplamente validado e testado [46–48].

Para computar os valores de C_L e C_D usando o QPROP, alguns parâmetros aerodinâmicos associados a performance do perfil aerodinâmico precisam ser usados como dados de entrada. Estes parâmetros podem ser extraídos das curvas de sustentação e polar de arrasto do perfil, que podem ser obtidas com o uso do software XFOIL [49] utilizando o formato do perfil aerodinâmico, condições de operação e ângulo de ataque. O XFOIL combina um método de painéis de alta ordem com uma formulação integral da camada limite turbulenta para estimar o escoamento potencial no entorno do perfil através de um método iterativo de resolução. Uma descrição mais detalhada do método e validações do modelo usado no XFOIL pode ser encontrada em outros trabalhos [49–51].

4. PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS

O campo acústico distante produzido pelas hélices consideradas neste estudo foi medido experimentalmente para diferentes ângulos de radiação e velocidades de rotação. Todos os modelos foram avaliados para RPMs variando de 6000 a 9500RPM em passos de 500 RPM, totalizando 8 diferentes velocidades de rotação em condição estática ($M_x = 0$).

O procedimento experimental foi conduzido na

câmara semi anecoica disponível no Laboratório de Vibrações e Acústica da Universidade Federal de Santa Catarina. A câmara é acusticamente tratada nas paredes e teto e possui um chão de concreto. O interior da câmara possui dimensões (medidas a partir das pontas das cunhas de espuma) de 5.2 m (largura) × 5.2 m (comprimento) × 3.5 m, caracterizando uma frequência de corte próxima a 100 Hz.

A bancada de suporte da hélice é mostrada na Fig. 4, consiste em uma estrutura de alumínio montada no topo de um tubo de aço firmemente fixado ao chão através de um material viscoelástico. Um motor DC sem escovas, modelo U3 KV700, é usado para conduzir a hélice. O motor é fixado na estrutura de alumínio através de um adaptador impresso 3D. A Bancada inteira, com exceção da haste horizontal, é coberta de material acústico para minimizar as reflexões acústicas em alta frequência.

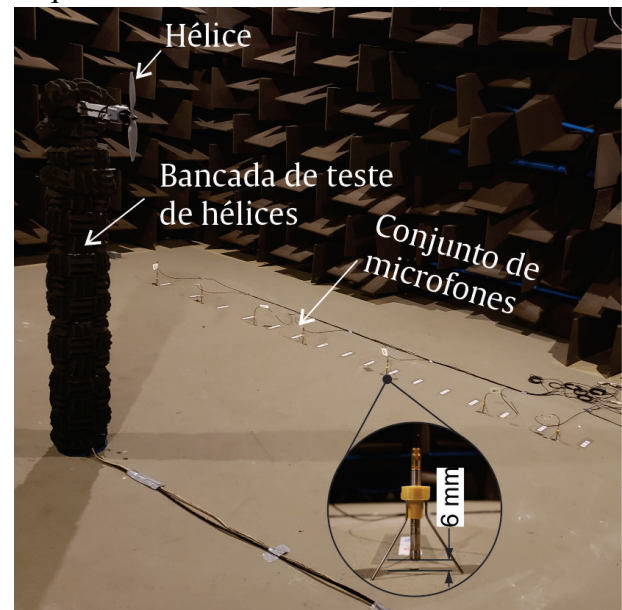


Figura 4: Foto do arranjo experimental

A distância vertical entre o *hub* da hélice e o chão é de 1.3 m. Um conjunto de microfones orientado para baixo foi posicionado em linha a uma distância de 1.52 m da bancada de teste, paralelo e 2 m de distância do eixo de giro da hélice.

A velocidade de rotação das hélices foi controlada utilizando um sistema PID desenvolvido pelos autores, implementado em Python3, usando um PXIe-6368 Multi função DAQ como interface de hardware. O controlador possui uma taxa de atualização de 10 Hz. Para todos os casos analisa-



dos, o desvio médio da velocidade de rotação foi inferior a 10 RPM.

O conjunto de microfones é composto de nove microfones de campo de pressão Brüel & Kjær 1/4", DeltaTron type 4944A, dispostos nos ângulos de radiação como mostrado na tabela 1. Os microfones foram orientados ao chão a uma distância de 6 mm como mostrado na Fig.4. O sistema de microfones invertidos foi selecionado pois este permite eliminar os efeitos de reflexão do solo subtraindo 6 dB do nível de pressão sonora medido [52–54], dado o fato do mínimo comprimento de onda de interesse ser $\lambda \gg 6$ mm (a máxima frequência analisada neste trabalho foi de 10KHz, o que corresponde a $\lambda = 34$ mm). A menor relação de distancia entre os microfones e hélices foi de ≈ 6.5 r/D, o que garante que todos os microfones estão posicionados em campo distante, de acordo com os resultados observados por Tinney e Sirohi [37].

Os dados dos microfones e do tacômetro foram adquiridos com um software personalizado implementado em Python3, utilizando a biblioteca Nidaqmx. O sinal foi adquirido com um módulo PXIe-4499 da *National Instruments* e a frequência de aquisição foi de 22kHz com medições de 60 s para cada teste. Os sinais foram processados através do método de Welch usando uma resolução de 1 Hz e 90 % de sobreposição, considerando uma janela Hanning.

Como mencionado, o conjunto de microfones foi posicionado em linha e paralelo ao eixo da hélice (ver Fig.4), portanto a distancia entre os microfones e o *hub* da hélice varia de acordo com θ . Para obter os valores de SPL na distância de referência de 2 m uma simples perda de espalhamento esférico foi tomada durante o pós processamento.

5. RESULTADOS

Como discutido anteriormente, o objetivo principal deste estudo é estimar a capacidade da Teoria de Superfície Helicoidal em prever o ruído produzido por pequenas hélices. Para tal, a primeira

análise conduzida neste trabalho, apresentada na Fig.5, será a comparação entre o Δ OASPL entre os resultados medidos e preditos com o modelo . O OASPL teórico foi calculado considerando os três primeiros harmônicos preditos com o modelo, enquanto que o OASPL experimental foi obtido considerando o conteúdo espectral de 60 Hz a 10 kHz, portanto incluindo o ruído de banda larga.

Para todas as hélices analisadas neste estudo, o modelo previu os resultados com boa acurácia entre os ângulos de $72,5^\circ$ e 135° , com um Δ OASPL de ≈ 2 dB. Entretanto, consideráveis desvios entre resultados preditos e medidos foram observados para $\theta \leq 62.5$ para os três modelos. Para estes ângulos o desvio médio corresponde a cerca de Δ OASPL ≈ 12 dB. A razão do desvio em pequenos ângulos pode estar associada ao fato dos harmônicos de alta ordem terem maior contribuição no OASPL em ângulos próximos ao eixo da hélice, resultado também observado na análise dos dados experimentais de Tinney e Sirohi [37], região na qual o modelo subestima os resultados de harmônicos de ordem superior de maneira considerável, o que também foi observado por M. Haddaoui [26] na utilização do modelo para predição do ruído de grandes hélices. Estas características podem ser melhores observadas na Fig.6 onde o resultados experimentais do espectro da hélice modelo 2 em 8000 RPM é apresentado para o ângulo de radiação de 45° .

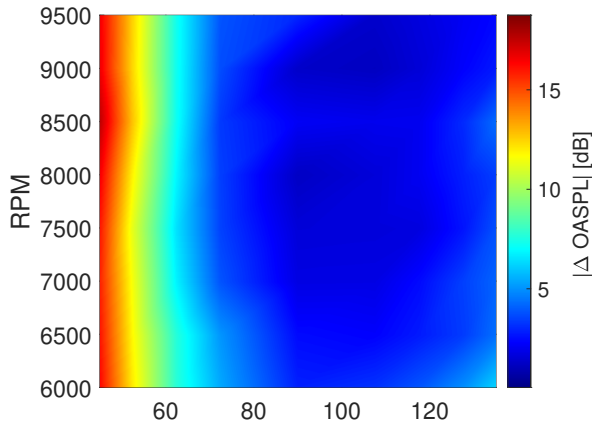
Devido o rápido decaimento dos harmônicos de ordem superior em ângulos maiores que 62.5° e ao nível de ruído de banda larga ser significativamente baixo em relação ao ruído tonal, conclui-se que o ruído OASPL de pequenas hélices é dominado pelo SPL do primeiro harmônico. Como consequência disto, em regiões onde a assertividade do modelo em prever o ruído tonal na primeira frequência de passagem de pás (BPF) foi alta, o OASPL também apresentou bons resultados.

A comparação entre resultados experimentais e

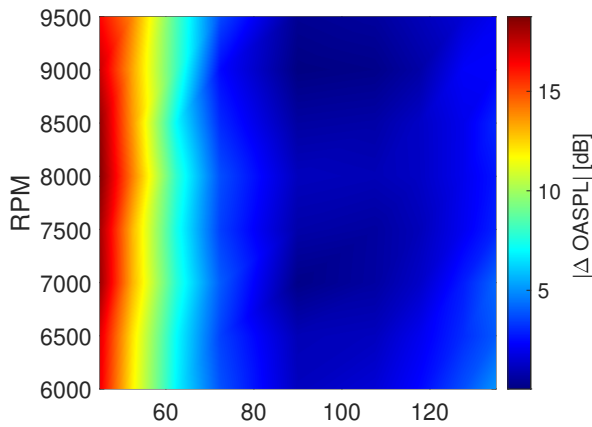
Tabela 1: Posicionamento dos microfones

MIC1	MIC2	MIC3	MIC4	MIC5	MIC6	MIC7	MIC8	MIC9
45.0°	52.5°	62.5°	72.5°	90.0°	107.5°	117.5°	127.5°	135°

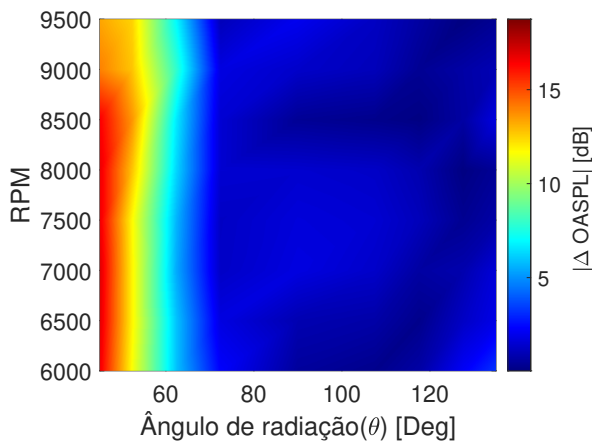
teóricos, na previsão do SPL do primeiro harmônico em função do ângulo de radiação, para cada um dos testes conduzidos neste trabalho é apresentada na Fig.7.



(a) Figura A



(b) Figura B



(c) Figura C

Figura 5: Diferença absoluta entre os resultados preditos e medidos de OASPL para os três modelos analisados neste trabalho. a) Modelo 1, b) Modelo 2, c) Modelo 3

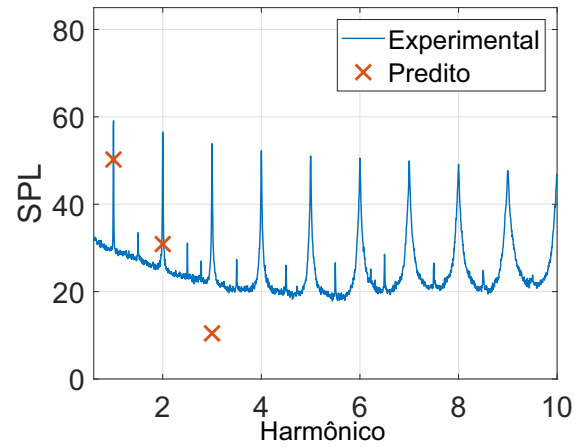


Figura 6: Modelo 2 operando em 8000 RPM. SPL medido e predito para harmônicos de alta ordem em $\theta = 45^\circ$

Para evitar variações estocásticas do ruído, cada um dos testes foi repetido dez vezes e os resultados médios são utilizados nas análises.

Em todos os testes avaliados, os maiores desvios devido ruído estocástico ocorreram entre $\theta = 45^\circ$ e $\theta = 52.5^\circ$, correspondendo 0,77 dB e 0,5 dB, respectivamente.

A diferença média entre resultados preditos e experimentais para todos os casos e ângulos de radiação foi de aproximadamente ≈ 2 dB. A maior divergência foi observada em $\theta = 45^\circ$, atingindo um máximo de 6,88 dB para hélice Modelo 1 operando em 7000 RPM. A diferença média entre os resultados experimentais e preditos para $\theta \geq 62.5^\circ$ foi menor que 1,5 dB para todos os casos. Além disto, o modelo apresentou excelente habilidade em prever o ângulo de máxima radiação, entre $\theta = 107.5^\circ$ e $\theta = 117.5^\circ$. Nesta região, a média de desvio foi de 1,2 dB.

Embora o modelo subestime o ruído em campo distante para ângulos menores que 62.5° , ele captura de maneira correta a diretividade global das curvas e a região de inflexão observada em ângulos próximos a $\theta = 62.5^\circ$, como pode ser observado nas figuras 7k and 7l

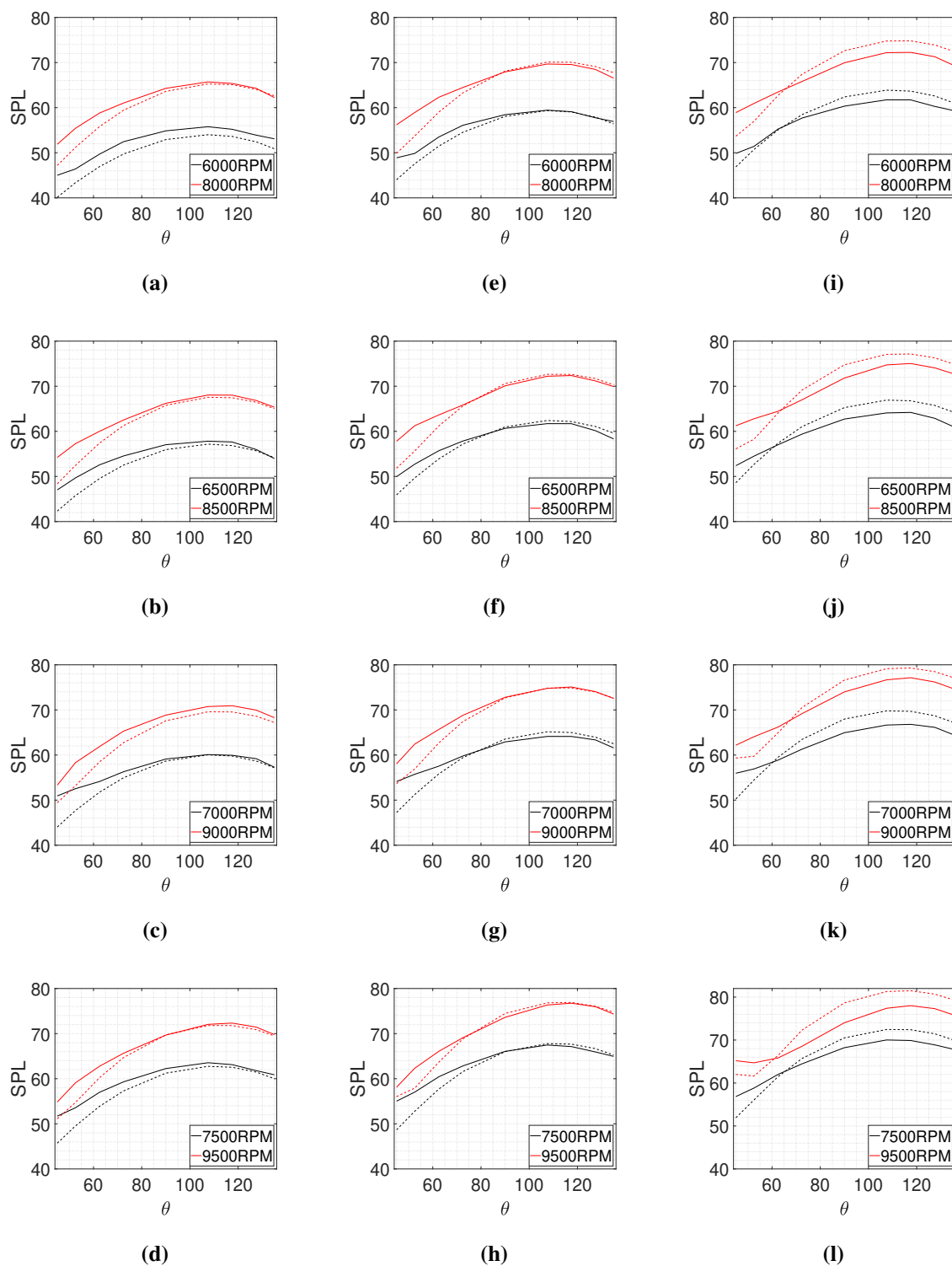


Figura 7: 1^o BPF - a-d) Modelo 1; e-h) Modelo 2; i-l) Modelo 3 - Linha cheia: Dados Experimentais; Linha tracejada: Resultados preditos.

6. CONCLUSÕES

A capacidade da Teoria de Superfície Helicoidal, originalmente proposta para predição do ruído tonal de hélices grandes, foi analisada para predição do ruído produzido por pequenas hélices, como as comumente encontradas em Drones.

A análise foi realizada através da comparação entre resultados obtidos experimentalmente e preditos para três diferentes hélices, com características geométricas semelhantes das encontradas em Drones, para diferentes velocidades de rotação. A análise inicial, comparando o OASPL predito e medido, mostrou resultados consistentes para

ângulos acima de $62,5^\circ$. Nesta região, a divergência média entre os resultados foi menor que 2 dB para os três modelos e todas as velocidades de rotação analisadas, onde o maior desvio foi observado para hélice Modelo 1 em 6000 RPM.

Uma segunda análise, para avaliar a capacidade da teoria de prever harmônicos individuais, mostrou boa concordância entre os dados analíticos e experimentais para a primeira BPF em ângulos maiores que $62,5^\circ$, onde a divergência média em termos de SPL foi de 1,5 dB. No entanto, a concordância entre os resultados previstos e experimentais para harmônicos de ordem superior diminui rapidamente à medida que a ordem do harmônico aumenta.

A divergência OASPL encontrada para ângulos mais baixos é atribuída à incapacidade da teoria de prever harmônicos de alta ordem. Os resultados experimentais mostraram que a contribuição dos harmônicos de ordem superior se torna particularmente relevante em ângulos mais baixos, próximos ao *hub* na direção frontal.

Além disso, a teoria mostrou ser capaz de capturar corretamente o padrão de diretividade do ruído produzido por pequenas hélices. De fato, a teoria também pode prever a região de inflexão encontrada no padrão de diretividade de alguns dados experimentais.

Os resultados apresentados mostram que a teoria de superfície helicoidal apresenta consistentes resultados para predição do ruído de pequenas hélices, tornando-se uma poderosa ferramenta para prever o ruído produzido por Drones, principalmente na fase inicial de projeto.

7. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem a fundação do CNPq (Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico), CAPES (Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior), FINEP (Financiadora de Estudos e Projetos) e EM-BRAER S.A. pelo suporte financeiro.

Os autores agradecem também ao Centro de Metrologia e Instrumentação (CMI) da Fundação CERTI que apoiou este trabalho com a aquisição geométrica das hélices.

REFERÊNCIAS

- [1] Casalino, Damiano; Velden, Wouter C. e Romani, Gianluca. Community noise of urban air transportation vehicles. Em *AIAA Scitech 2019 Forum*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Janeiro 2019. doi: [10.2514/6.2019-1834](https://doi.org/10.2514/6.2019-1834). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/6.2019-1834>.
- [2] Jones, Therese. International commercial drone regulation and drone delivery services. Technical report, RAND, 2017.
- [3] Federal Aviation Administration. Uas by the numbers. Available in: <https://bit.ly/3lsS7mw>. accessed in: 17 September 2021, 2019.
- [4] Markets and Markets. Unmanned aerial vehicle (uav) market. Available in: <https://bit.ly/3l8JZsn>. accessed in: 04 Outubro 2021, 2021.
- [5] Newswire. Global drone service market report 2019. Available in: <https://bit.ly/3CIYRJF>. accessed in: 17 September 2021, 2019.
- [6] FAA. Operation and certification of small unmanned aircraft systems, 2014. Final Rule, Federal Register, Vol. 81, No. 124, June 28, 2016, pp. 42064-42214. To be codified 14 CFR Parts 21, 43, 61, 91, 101, 107, 119, 133, and 183.
- [7] Mueller, Thomas J. e DeLaurier, James D. Aerodynamics of small vehicles. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 35(1):89–111, Janeiro 2003. doi: [10.1146/annurev.fluid.35.101101.161102](https://doi.org/10.1146/annurev.fluid.35.101101.161102). Disponível em: <https://doi.org/10.1146/annurev.fluid.35.101101.161102>.
- [8] Vascik, Parker D e Hansman, R John. Scaling constraints for urban air mobility operations: air traffic control, ground infrastructure, and noise. Em *2018 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, pág. 3849, 2018.
- [9] Romani, Gianluca; Grande, Edoardo; Avallone, Francesco; Ragni, Daniele e Casalino, Damiano. Performance and noise prediction of low-reynolds number propellers using the lattice-boltzmann method. *Aerospace Science and Technology*, pág. 107086, Setembro 2021. doi: [10.1016/j.ast.2021.107086](https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107086). Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107086>.
- [10] Hambrey, Jason. *Computational Aeroacoustic Prediction of Propeller Noise Using Grid-Based and Grid-Free CFD Methods*. Tese de doutorado, Carleton University, 2017.
- [11] Self, Rod H. Propeller noise, Dezembro 2010. Disponível em: <https://doi.org/10.1002/9780470686652.eae339>.
- [12] Metzger, F Bruce. A review of propeller noise prediction methodology: 1919-1994. 1995.
- [13] Lynam, E.J.H. The emission of sound by airscrews. *Reports and memoranda*, 624:3–12, 1919.
- [14] Bryan, G.H. The acoustics of moving sources with application to airscrews. r. & m. no. 684. *British ARC*, 1920.



- [15] Gutin, L. On the sound field of a rotating propeller. *Physikalische Zeitschrift der Sowjetunion: Physical magazine of the Soviet Union volume 9 number 1*, 9 (NACA-TM-1195), 1948.
- [16] Demming, AF. Noise from propellers with symmetrical sections at zero blade angle. *NACA TM*, 679, 1938.
- [17] Deming, Arthur F. Propeller rotation noise due to torque and thrust. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 12(1):173–182, Julho 1940. doi: [10.1121/1.1916089](https://doi.org/10.1121/1.1916089). Disponível em: <https://doi.org/10.1121/1.1916089>.
- [18] Garrick, IE e Watkins, Charles E. A theoretical study of the effect of forward speed on the free-space sound-pressure field around propellers. 1953.
- [19] Farassat, F. e 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*, 71(3):399–419, Agosto 1980. doi: [10.1016/0022-460x\(80\)90422-8](https://doi.org/10.1016/0022-460x(80)90422-8). Disponível em: [https://doi.org/10.1016/0022-460x\(80\)90422-8](https://doi.org/10.1016/0022-460x(80)90422-8).
- [20] Lighthill, Michael James. On sound generated aerodynamically i. general theory. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 211(1107):564–587, Março 1952. doi: [10.1098/rspa.1952.0060](https://doi.org/10.1098/rspa.1952.0060). Disponível em: <https://doi.org/10.1098/rspa.1952.0060>.
- [21] Curle, N. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences*, 231(1187):505–514, Setembro 1955. doi: [10.1098/rspa.1955.0191](https://doi.org/10.1098/rspa.1955.0191). Disponível em: <https://doi.org/10.1098/rspa.1955.0191>.
- [22] Williams, JE Ffowcs e Hawkins, David L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 264(1151):321–342, Maio 1969. doi: [10.1098/rsta.1969.0031](https://doi.org/10.1098/rsta.1969.0031). Disponível em: <https://doi.org/10.1098/rsta.1969.0031>.
- [23] Hambrey, Jason; Herniczek, Mark Kotwicz; Feszty, Daniel; Meslioui, Sid-Ali e Park, Jong. Comparison of three popular methods for the prediction of high speed propeller noise. Em *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Junho 2017. doi: [10.2514/6.2017-4181](https://doi.org/10.2514/6.2017-4181). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/6.2017-4181>.
- [24] Herniczek, Mark Kotwicz; Feszty, Daniel; Meslioui, Sid-Ali e Park, Jong. Applicability of early acoustic theory for modern propeller design. Em *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Junho 2017. doi: [10.2514/6.2017-3865](https://doi.org/10.2514/6.2017-3865). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/6.2017-3865>.
- [25] Herniczek, Mark T. Kotwicz; Feszty, Daniel; Meslioui, Sid-Ali; Park, Jong e Nitzsche, Fred. Evaluation of acoustic frequency methods for the prediction of propeller noise. *AIAA Journal*, 57(6):2465–2478, Junho 2019. doi: [10.2514/1.j056658](https://doi.org/10.2514/1.j056658). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.j056658>.
- [26] Haddaoui, Mohammed. Development of a propeller source noise model. 2019.
- [27] Chen, Li; Batty, Trevor; Giacobello, Matteo e Widjaja, Ronny. Prediction of small-scale rotor noise using a low-fidelity model-based framework. Em *Proceedings of ACOUSTICS*, volume 10, 2019.
- [28] Chen, Li; Batty, Trevor; Widjaja, Ronny e Giacobello, Matteo. Prediction of small-scale UAS rotor noise. Em *Australasian Fluid Mechanics Conference (AFMC)*. The University of Queensland, Dezembro 2020. doi: [10.14264/0c3685a](https://doi.org/10.14264/0c3685a). Disponível em: <https://doi.org/10.14264/0c3685a>.
- [29] Hanson, Donald B. Influence of propeller design parameters on far-field harmonic noise in forward flight. *AIAA Journal*, 18(11):1313–1319, Novembro 1980. doi: [10.2514/3.50887](https://doi.org/10.2514/3.50887). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/3.50887>.
- [30] Hanson, Donald B. Helicoidal surface theory for harmonic noise of propellers in the far field. *AIAA Journal*, 18(10):1213–1220, Outubro 1980. doi: [10.2514/3.50873](https://doi.org/10.2514/3.50873). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/3.50873>.
- [31] Zawodny, Nikolas S.; Boyd, D. Douglas e Burley, Casey L. Acoustic characterization and prediction of representative, small-scale rotary-wing unmanned aircraft system components. 2016.
- [32] Pelletier, Alain e Mueller, Thomas J. Low reynolds number aerodynamics of low-aspect-ratio, thin/flat/cambered-plate wings. *Journal of Aircraft*, 37(5):825–832, Setembro 2000. doi: [10.2514/2.2676](https://doi.org/10.2514/2.2676). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/2.2676>.
- [33] GOLDSTEIN, M. E. A generalized acoustic analogy. *Journal of Fluid Mechanics*, 488:315–333, Julho 2003. doi: [10.1017/s0022112003004890](https://doi.org/10.1017/s0022112003004890). Disponível em: <https://doi.org/10.1017/s0022112003004890>.
- [34] Kurtz, DW e Marte, JE. A review of aerodynamic noise from propellers, rotors, and lift fans. 1970.
- [35] Hanson, D.B. e Fink, M.R. The importance of quadrupole sources in prediction of transonic tip speed propeller noise. *Journal of Sound and Vibration*, 62(1):19–38, Janeiro 1979. doi: [10.1016/0022-460x\(79\)90554-6](https://doi.org/10.1016/0022-460x(79)90554-6). Disponível em: [https://doi.org/10.1016/0022-460x\(79\)90554-6](https://doi.org/10.1016/0022-460x(79)90554-6).
- [36] Magliozzi, B.; Hanson, D. B. e Amiet, R. K. Propeller and propfan noise. Em *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice. Volume 1: Noise Sources*, volume 1, pag. 1, Agosto 1991.
- [37] Tinney, Charles E. e Sirohi, Jayant. Multirotor drone noise at static thrust. *AIAA Journal*, 56(7):2816–2826,

- Julho 2018. doi: [10.2514/1.j056827](https://doi.org/10.2514/1.j056827). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.j056827>.
- [38] Serrano, David; Ren, Max; Qureshi, Ahmed Jawad e Ghaemi, Sina. Effect of disk angle-of-attack on aerodynamic performance of small propellers. *Aerospace Science and Technology*, 92:901–914, Setembro 2019. doi: [10.1016/j.ast.2019.07.022](https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.07.022). Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.07.022>.
- [39] McCrink, Matthew e Gregory, James W. Blade element momentum modeling of low-re small uas electric propulsion systems. Em *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, pág. 3296, 2015.
- [40] Ol, Michael; Zeune, Cale e Logan, Michael. Analytical/experimental comparison for small electric unmanned air vehicle propellers. Em *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Junho 2008. doi: [10.2514/6.2008-7345](https://doi.org/10.2514/6.2008-7345). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/6.2008-7345>.
- [41] Carroll, Joseph Ray. *Time-averaged surrogate modeling for small scale propellers based on high-fidelity CFD simulations*. Mississippi State University, 2013.
- [42] Moita, Nuno SM e Marta, André C. Optimization of the propeller-driven propulsion system for a small uav. Em *International Conference on Engineering Optimization*, págs. 1372–1384. Springer, 2018.
- [43] Klein, Peter. Parametric modeling and optimization of advanced propellers for next-generation aircraft. 2017.
- [44] Drela, Mark. Qprop formulation. *Massachusetts Inst. of Technology Aeronautics and Astronautics*, Cambridge, MA, 2006.
- [45] Madsen, H Aa; Mikkelsen, R; Øye, S; Bak, C e Johansen, J. A detailed investigation of the blade element momentum (BEM) model based on analytical and numerical results and proposal for modifications of the BEM model. *Journal of Physics: Conference Series*, 75:012016, Julho 2007. doi: [10.1088/1742-6596/75/1/012016](https://doi.org/10.1088/1742-6596/75/1/012016). Disponível em: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/75/1/012016>.
- [46] Morgado, J.; Silvestre, M. Â. R. e Páscoa, J. C. Validation of new formulations for propeller analysis. *Journal of Propulsion and Power*, 31(1):467–477, Janeiro 2015. doi: [10.2514/1.b35240](https://doi.org/10.2514/1.b35240). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.b35240>.
- [47] Loureiro, Eric Vargas; Oliveira, Nicolas Lima; Hallak, Patricia Habib; Souza Bastos, Flávia; Rocha, Lucas Machado; Delmonte, Rafael Grande Pancini e Castro Lemonge, Afonso Celso. Evaluation of low fidelity and CFD methods for the aerodynamic performance of a small propeller. *Aerospace Science and Technology*, 108:106402, Janeiro 2021. doi: [10.1016/j.ast.2020.106402](https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106402). Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106402>.
- [48] Anemaat, Willem A.; Dommelen, Dennis; Johnson, Shalom; Sargent, Pierson B. e Liu, Wanbo. *Comparison of Aerodynamic Analysis Tools for Rotorcraft in Hover*. doi: [10.2514/6.2018-2069](https://doi.org/10.2514/6.2018-2069). Disponível em: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2018-2069>.
- [49] Drela, Mark. XFOIL: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. Em *Lecture Notes in Engineering*, págs. 1–12. Springer Berlin Heidelberg, 1989. doi: [10.1007/978-3-642-84010-4_1](https://doi.org/10.1007/978-3-642-84010-4_1). Disponível em: https://doi.org/10.1007/978-3-642-84010-4_1.
- [50] Morgado, J; Vizinho, R; Silvestre, MAR e Páscoa, JC. Xfoil vs cfd performance predictions for high lift low reynolds number airfoils. *Aerospace Science and Technology*, 52:207–214, 2016.
- [51] Günel, Onur; Koç, Emre e Yavuz, Tahir. Cfd vs. xfoil of airfoil analysis at low reynolds numbers. Em *2016 IEEE International Conference on Renewable Energy Research and Applications (ICRERA)*, págs. 628–632, 2016. doi: [10.1109/ICRERA.2016.7884411](https://doi.org/10.1109/ICRERA.2016.7884411).
- [52] Albert, Maelle; Bousquet, Philippe e Lizarazu, Delphine. Ground effects for aircraft noise certification. Em *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Junho 2017. doi: [10.2514/6.2017-3845](https://doi.org/10.2514/6.2017-3845). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/6.2017-3845>.
- [53] Giannakis, James M. Evaluation of a correction factor for flyover-noise ground plane microphones. Em *AIAA AVIATION 2020 FORUM*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Junho 2020. doi: [10.2514/6.2020-2612](https://doi.org/10.2514/6.2020-2612). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/6.2020-2612>.
- [54] Mobley, Frank S. Aircraft characterization with ground boards and inverted microphones. Em *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Maio 2019. doi: [10.2514/6.2019-2442](https://doi.org/10.2514/6.2019-2442). Disponível em: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2442>.