



UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

MARCELO HENRIQUE MARTINELLI MARTINS

**APLICAÇÃO DA TEORIA DE SUPERFÍCIE HELICOIDAL
NA PREDIÇÃO DE RUÍDO DE PEQUENAS HÉLICES**

FLORIANÓPOLIS

2022

Marcelo Henrique Martinelli Martins

**APLICAÇÃO DA TEORIA DE SUPERFÍCIE HELICOIDAL NA
PREDIÇÃO DE RUÍDO DE PEQUENAS HÉLICES**

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Catarina como requisito parcial para a obtenção do Grau de Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Andrey Ricardo da Silva, Dr.
Eng.

Florianópolis

2022

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor,
através do Programa de Geração Automática da Biblioteca Universitária da UFSC.

Martins, Marcelo Henrique Martinelli
Aplicação da teoria de superfície helicoidal na predição
de ruído de pequenas hélices / Marcelo Henrique Martinelli
Martins ; orientador, Andrey Ricardo da Silva, 2022.
107 p.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Santa
Catarina, Centro Tecnológico, Programa de Pós-Graduação em
Engenharia Mecânica, Florianópolis, 2022.

Inclui referências.

1. Engenharia Mecânica. 2. Teoria de superfície
helicoidal. 3. Ruído de drone. 4. Ruído tonal. 5. Ruído
OASPL. I. da Silva, Andrey Ricardo. II. Universidade
Federal de Santa Catarina. Programa de Pós-Graduação em
Engenharia Mecânica. III. Título.

Marcelo Henrique Martinelli Martins

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

O presente trabalho em nível de mestrado foi avaliado e aprovado por banca examinadora composta pelos seguintes membros:

Prof. Júlio Apolinário Cordioli, Dr. Eng.
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Paulo Celso Greco Júnior, Ph.D.
Universidade de São Paulo

Certificamos que esta é a **versão original e final** do trabalho de conclusão que foi julgado adequado para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Prof. Henrique Simas, Dr.
Coordenador do Programa

Prof. Andrey Ricardo da Silva, Dr. Eng.
Orientador

Florianópolis, 01 de Setembro de 2022.

A família e amigos.

AGRADECIMENTOS

É realmente uma tarefa difícil expressar por palavras em um texto o quão grato sou a todos que estão ou estiveram comigo nesta jornada. Família, amigos, professores e companheiros de laboratório, todos tem participação especial nesta etapa de minha vida. As palavras a seguir expressam um ínfima parte da admiração, respeito e gratidão que tenho a todos vocês.

A minha família. Base, suporte e apoio. Pai, mãe e irmã, aos quais chamo carinhosamente de 'Papa, mama e maninha', me dedico todos os dias para que um dia seja capaz de ser uma pessoa tão maravilhosa quanto vocês são. Só é possível seguir adiante pois sei que sempre terei vocês me apoiando e dando suporte. Eu os amo do fundo de meu coração.

Aos familiares, alguns mais próximos, outros mais distantes, porém todos sempre dispostos a me ajudar. Sou grato pelo apoio nos momentos difíceis e aos ensinamentos nos momentos necessários. Em especial agradeço a meus tios Valdir e Lidia, eu os tenho como pai e mãe também, e aos primos André, Elizandro, Artur e Mateus, os quais cresceram comigo, encarando dificuldades e vitórias juntos, eu os tenho como irmãos. Amo todos vocês.

Aos professores, todos aqueles que empenharam seu tempo para me instruir e corrigir ao longo de minha vida, carrego comigo um pouco de vocês. Em especial, agradeço aqueles professores que fizeram parte desta jornada em específico, Arcanjo (Chefe), Júlio e Andrey, os tenho como amigos. Vocês foram são parte fundamental desta conquista, o conhecimento por vocês passado estará comigo por toda vida. Sou grato a todos vocês.

Ao meu orientador, Prof. Andrey, sou especialmente grato a você por acreditar em mim. Em um momento difícil, foi sua mão que se estendeu dando a oportunidade a qual buscava. Sou grato pelas inúmeras reuniões, que serviram para me guiar, instruir e também, quando necessário, advertir. Obrigado por sempre me escutar e considerar minha opinião. Em algum momento da minha vida pretendo lecionar, espero que eu desperte em meus alunos a estima que tenho por você. Eu o admiro.

Aos amigos, as vezes presentes, as vezes ausentes, mas sempre amigos. É difícil me imaginar em qualquer momento da vida sem vocês, vocês compõem minhas histórias de vida, me instruem a coisas boas e ruins, me dão suporte, me animam, comemoram comigo e choram comigo. Em especial, agradeço ao amigo Italo Senna (Brabo Senna, Moito ou Moitão) quem me motivou a iniciar o mestrado e enfrentou a difícil fase inicial de mudança

para Florianópolis, só nós sabemos o que passamos, mas passamos juntos, na parceria, obrigado irmão! Agradeço também a todos os amigos que estiveram comigo durante esta jornada, Lucas Bonomo (Bonomi), Lucas Meireles (Mynameis), André Spillere (Dedé), Nicolas Quintino (Recuta), Marcello (Farpas), Leronardo Seki (Grande Seki), Guilherme Treco (Baicu Raxtero), Jonas Bernadi (Neni), Thiago Morhy (Thi), Maria Sikora (Chuta Pato), Nivaldo (Nini, Nivas), Joanna (Jojo, Beiçuda), Isabela (Jábela), Racquel Knust (kekel, BB), Gabriel (Bugiganga, Caldeira), Camila (Camis), Eduardo (Chups), Luiz Lenzi (Zinho, Z), Renan Moura (Prego), Airton (Irtu), Lucas Kulakaskas (Kulinha) e todos aqueles que talvez não tenham sido aqui mencionados, obrigado. Todos vocês fazem parte da minha vida e foram cruciais nesta etapa. Eu os considero pakas!

Aos colegas do dia-a-dia e do laboratório LVA, obrigado pelos momentos de descontração, pelos cafezinhos na tarde, pela ajuda e suporte. Um agradecimento especial a Dona Sônia, você alegra nossos dias!

“It’s all about the journey not the destination.”

(Rick Sanchez, 2017)

RESUMO

Pequenos veículos aéreos não tripulados, popularmente chamados de *drones*, tem atraído a atenção de diversos setores na última década devido a sua versatilidade na realização de atividades, como entrega de pequenas cargas, vigilância, monitoramento, etc. Neste contexto, um dos principais desafios da nova tecnologia se refere ao impacto sonoro produzido em zonas urbanas, onde as restrições relativas à geração de ruído tendem a ser cada vez mais severas. Por conta disso, modelos analíticos que forneçam uma rápida predição do ruído produzido por diferentes configurações de *drones* tornam-se ferramentas fundamentais de projeto, sobretudo em sua etapa inicial. *Drones*, em sua maioria, utilizam como fonte de empuxo hélices pequenas, com diâmetros inferiores a 0,5 m, as quais correspondem à sua principal fonte de ruído. Embora a literatura disponha de bons modelos analíticos para a predição do ruído de hélices de grande porte, sua aplicação na predição de ruído de hélices pequenas ainda é incerta. Isto se deve às características de funcionamento das pequenas hélices, que envolvem baixas velocidades de voo e baixos números de Reynolds que, por sua vez, influencia significativamente os mecanismos de geração de som. Este trabalho investiga a capacidade de um modelo analítico consolidado, baseado na Teoria de Superfície Helicoidal, para predição do ruído tonal em campo distante de hélices de pequeno porte. A análise é conduzida através da comparação entre resultados analíticos e experimentais para o som em campo distante, envolvendo tamanhos distintos da hélice APC MRP com passo de 4,5", comumente utilizada em *drones*. Os resultados obtidos apresentam boa concordância para o primeiro harmônico, sobretudo para ângulos de radiação próximos do plano de giro da hélice. Uma investigação subsequente do modelo analítico sugere que a baixa concordância obtida para harmônicos de alta ordem e pequenos ângulos se deve ao cancelamento do ruído de carregamento, dada a inversão de fase que ocorre nesta região. Adicionalmente, verificou-se a capacidade do modelo em prever ruído em campo distante gerado pela interação entre duas hélices coplanares em co-rotação. Neste caso, verificou-se boa concordância entre os resultados analíticos e resultados experimentais disponíveis na literatura. Por fim, os resultados sugerem que, apesar das grandes diferenças geométricas e de operação existentes entre pequenas e grandes hélices, o modelo baseado na Teoria Helicoidal é capaz de prever com razoável acurácia ruído tonal e OASPL de hélices de pequeno porte.

Palavras-chave: Ruído de *drone*. Modelo analítico. Teoria de superfície helicoidal, Ruído tonal, Ruído. Ruído OASPL .

ABSTRACT

Small unmanned aerial vehicles, commonly called *drones*, have attracted the attention of several sectors in the last decade due to its versatility in carrying out activities such as delivery of small packages, surveillance, monitoring, etc. In this context, one of the main challenges of this technology is due to the sound impact produced in urban areas, where restrictions on noise generation tend to be increasingly severe. Because of this, analytical models that provide a quick prediction of the noise produced by different *drones* configurations become fundamental design tools, especially in its initial stage. *Drones*, for the most part, use small propellers as its source of thrust, with diameters less than 0.5 m, which correspond to their main source of noise. Although the literature has good analytical models for predicting the noise of large-scale propellers, their application in the noise prediction of small propellers is still uncertain. This is due to operating characteristics of small propellers, which involve low flight speeds and low Reynolds numbers which, in turn, significantly influences the sound generation mechanisms. This work investigates the ability of a consolidated analytical model, based on Helical Surface Theory, for prediction of far-field tonal noise of small propellers. The analysis is carried out by comparing analytical and experimental results for far-field sound, involving different sizes of the APC MRP propeller with 4.5"pitch, commonly used in *drones*. The results obtained show good agreement for the first harmonic, especially for radiation angles close to the propeller plane of rotation. A subsequent investigation of the analytical model suggests that the low agreement obtained for high-order harmonics and small angles is due to noise cancellation from loading, given the phase inversion that occurs in this region. Additionally, the ability of the model to predict far-field noise generated by the interaction between two coplanar co-rotating propellers was verified. In this case, there was good agreement between the results analytical and experimental results available in the literature. Finally, the results suggest that, despite the large geometric and operational differences between small and large propellers, the model based on Helicoidal Surface Theory is able to predict with reasonable accuracy the tonal and OASPL noise of small propellers.

Keywords: *Drone* noise. Analytical model. Helicoidal surface theory. Tonal noise. Noise. OASPL noise.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – <i>drone</i> de entrega divulgado pela Ifood	27
Figura 2 – Veículo aéreo urbano desenvolvido pela Uber & Hyundai	27
Figura 3 – EPNdB máximo permitido por MTOM de acordo com a ICAO	28
Figura 4 – Faixa de número de Reynolds para diferentes aeronaves	30
Figura 5 – Nomenclatura básica de regiões de uma hélice	33
Figura 6 – Características geométricas	34
Figura 7 – Perfil Aerodinâmico	34
Figura 8 – Ângulo de passo da seção da hélice	35
Figura 9 – Definição de passo da hélice	35
Figura 10 – Diagrama de velocidades de uma seção da hélice	36
Figura 11 – Fontes de ruído aerodinâmico de uma hélice	38
Figura 12 – Espectro do ruído característico de hélices durante voo.	39
Figura 13 – Características do ruído rotacional contínuo	40
Figura 14 – Características do ruído de banda estreita	41
Figura 15 – Mecanismos de geração de ruído de banda larga	42
Figura 16 – Características do espectro de banda larga	43
Figura 17 – Sistema de coordenadas. a) Sistema cartesiano, b) Sistema helicoidal	46
Figura 18 – Distribuição de espessura do perfil em coordenadas helicoidais	46
Figura 19 – Padrão de diretividade das fontes acústicas de uma seção em $z = 0,8$	49
Figura 20 – Distribuição de fase entre as fontes acústicas do modelo	49
Figura 21 – Funções de distribuição para espessura e sustentação ao longo da corda do perfil. Em vermelho a aproximação e em preto uma distribuição característica	50
Figura 22 – Influência da aproximação parabólica de $H(\bar{X})$ no valor de Ψ_V em função de $K_{\bar{X}}$	51
Figura 23 – Influência da aproximação uniforme de $F_L(\bar{X})$ no valor de Ψ_L em função de $K_{\bar{X}}$	51
Figura 24 – Efeito de fase devido <i>sweep</i> da hélice	53
Figura 25 – Coeficiente de tração CT obtido para diferentes casos	53
Figura 26 – Variação do SPL do primeiro harmônico para diferentes casos (variações de carregamento)	54

Figura 27 – Etapas para predição acústica	55
Figura 28 – Hélices utilizadas neste trabalho	56
Figura 29 – Arranjo para aquisição geométrica da hélice. a) Hélice de referência; b) Digitalizador Atos Compact Scan 2M	56
Figura 30 – Seccionamento da malha para extração dos dados geométricos	57
Figura 31 – Dados geométricos das hélices APC. a)Espessura, b)Angulo de torção (β), c) Corda	58
Figura 32 – Processo de aquisição do perfil aerodinâmico. a)Carregamento da imagem de fundo, b)Ajuste do formato do perfil, c)Normalização e De-rotate do perfil.	59
Figura 33 – Fluxograma de informações para uma simulação aerodinâmica/acústica	60
Figura 34 – Extração dos dados de entrada para o Qprop. Polar de arrasto a esquerda, e curva de sustentação a direita. Valores estimados apresentados em vermelho e aproximações com linha tracejada.	60
Figura 35 – Configuração do arranjo experimental. a)Vista Lateral, b)Vista Frontal	62
Figura 36 – Fotos da configuração experimental. a) Foto lateral, b) Orientação e suporte dos microfones	63
Figura 37 – Caracterização geométrica da hélice DA4002. a) Distribuição de corda e torção, b) Perfil aerodinâmico SDA1075	65
Figura 38 – Resultados aerodinâmicos do perfil SDA1075 simulado no XFOIL para diferentes rotações. a) Polar de arrasto, b) Curva de sustentação	66
Figura 39 – Hélice DA4002 - Comparação do CT entre resultados experimentais [40] e utilizando o QPROP. a)2000 RPM, b)3000 RPM, c)4000 RPM e d)5000 RPM	67
Figura 40 – Hélice DA4002 - Comparação do CP entre resultados experimentais em função de J [40] e utilizando o QPROP. a)2000 RPM, b)3000 RPM, c)4000 RPM e d)5000 RPM	67
Figura 40 – Hélice DA4002 - Comparação do CP entre resultados experimentais em função de J [40] e utilizando o QPROP. a)2000 RPM, b)3000 RPM, c)4000 RPM e d)5000 RPM	68
Figura 41 – Análise do coeficiente de tração para hélice M3. a) 6000 RPM, b) 7000 RPM, c) 8000 RPM, d) 9000 RPM, e) 10000RPM	69

Figura 41 – Comparação entre CT analítico e fornecido pela fabricante. a) Hélice M1, b) Hélice M2, c) Hélice M3, d) Hélice M4, e) Hélice M5	70
Figura 42 – Perfil aerodinâmico em 60% do raio	70
Figura 43 – Distribuição de sustentação normalizada. Hélice M3 operando em 10000 RPM para diferentes métodos de análise	71
Figura 44 – Comparação entre CT analítico e fornecido pela fabricante. a) Hélice M1, b) Hélice M2, c) Hélice M3, d) Hélice M4, e) Hélice M5	72
Figura 44 – Comparação entre CT teórico e fornecido pela fabricante. a) Hélice M1, b) Hélice M2, c) Hélice M3, d) Hélice M4, e) Hélice M5	72
Figura 45 – Comparação de dados experimentais e teóricos para o ruído OASPL. a) Hélice M1, b) Hélice M2, c) Hélice M3, d) Hélice M4, e) Hélice M5	74
Figura 46 – Comparação do espectro experimental com SPL analítico para os três primeiros harmônicos da hélice M3 operando em 8000 RPM. a) $\theta = 45^\circ$, b) $\theta = 90^\circ$ e c) $\theta = 135^\circ$	75
Figura 47 – Hélice M1 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f)8,5k RPM, g)9k RPM, h)9,5k RPM, i)10k RPM	79
Figura 48 – Hélice M2 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f)8,5k RPM, g)9k RPM, h)9,5k RPM, i)10k RPM	80
Figura 49 – Hélice M3 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f)8,5k RPM, g)9k RPM, h)9,5k RPM, i)10k RPM	81
Figura 50 – Hélice M4 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f)8,5k RPM, g)9k RPM, h)9,5k RPM	82
Figura 51 – Hélice M5 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f)8,5k RPM	83
Figura 52 – Modelo 4 operando em 9500RPM. a) Relação de fase entre as fontes acústicas, b) Padrão de diretividade das fontes	83
Figura 53 – Configuração experimental do trabalho de Pascioni e Rizzi [113]	90
Figura 54 – Fase relativa entre as hélices	90

Figura 55 – Comparação de dados experimentais (linha preta) e analíticos com o modelo analítico (círculos vermelhos) para o phase-lock entre duas hélices coplanares, em co-rotação, com 0,4 m de afastamento entre centros para o microfone posicionado no plano de giro a 1,9 m do centro geométrico entre as duas hélices. a) Fase relativa 0° ; b) Fase relativa 45° ; c) Fase relativa 90°	91
Figura 56 – Perfis aerodinâmicos ao longo da direção radiação	105

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Especificações do Digitalizador	57
Tabela 2 – Matriz de teste realizadas neste estudo.	61
Tabela 3 – Posicionamento dos microfones	63

LISTA DE SIMBOLOS

α	Ângulo de ataque do perfil
β	Ângulo de pitch da seção
η	Eficiência da hélice
μ	Viscosidade dinâmica
Ω	Velocidade angular da hélice
Ω_D	Velocidade angular tomando o efeito Doppler
ϕ	Ângulo de vento relativo
ϕ_0	Atraso de fase dado o alinhamento de face da hélice
ϕ_s	Atraso de fase dado o <i>sweep</i> da hélice
ρ'	Densidade acústica
ρ_0	Densidade do ar
θ	Ângulo de radiação
a_0	Coefficiente angular da aproximação linear de $Cl\alpha$
B	número de pás da hélice
B_D	Razão corda por diâmetro da hélice
c	Corda do perfil aerodinâmico
c_0	Velocidade do som
C_d	Coefficiente de arrasto do perfil
C_l	Coefficiente de sustentação do perfil
C_P	Coefficiente de potência
C_Q	Coefficiente de torque
C_T	Coefficiente de tração

CD	Coeficiente de arrasto da hélice
CL	Coeficiente de sustentação da hélice
Cl_{max}	Coeficiente de sustentação máximo
FA	Alinhamento de Face
G	Função de Green para campo livre
g	Ver Eq.(3.4)
J	Razão de avanço
M_r	Número <i>Mach</i> de uma secção da hélice
M_T	Número de <i>Mach</i> da ponta de pá
M_x	Número de <i>Mach</i> da aeronave
MCA	Alinhamento da corda média
n	Rotações por segundo da hélice
n	número de pás da hélice
P	Potência de eixo da hélice
Q	Torque da hélice
R	Distância entre observador e fonte
Re	Número de Reynolds
Re_{ref}	Número de Reynolds de referência
RPM	Revoluções por minuto
T	Tração da hélice
T_B	Razão da espessura pela corda
V	Velocidade de deslocamento da aeronave
W	Velocidade efetiva da hélice

W_a	Velocidade axial da hélice
W_t	Velocidade rotacional de uma secção da hélice
x_i	Posição do observador
y_i	Posição da fonte
z	Posição radial normalizada

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	27
1.1	MOTIVAÇÃO	27
1.2	OBJETIVOS	31
1.2.1	Objetivo Geral	31
1.2.2	Objetivos Específicos	31
1.3	ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO	31
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	33
2.1	ELEMENTOS DE HÉLICES	33
2.1.1	Caracterização geral	33
2.1.2	Caracterização Geométrica	34
2.2	CARACTERIZAÇÃO DE PERFORMANCE	35
2.3	CARACTERIZAÇÃO DO RUÍDO DE HÉLICES	38
2.3.1	Componente tonal	39
2.3.2	Componente de banda larga	41
2.4	PREDIÇÃO DO RUÍDO DE HÉLICES	43
3	TEORIA DE SUPERFÍCIE HELICOIDAL	45
3.1	ANÁLISE PARAMÉTRICA	48
3.1.1	Diretividade	48
3.1.2	Distribuições características no perfil aerodinâmico	50
3.1.3	Alinhamento de face e sweep	52
3.1.4	Influência do carregamento	53
4	METODOLOGIA	55
4.1	AQUISIÇÃO GEOMÉTRICA	55
4.2	PERFORMANCE AERODINÂMICA	59
4.3	VALIDAÇÃO ACÚSTICA	61
4.3.1	Arranjo Experimental	61
5	RESULTADOS	65
5.1	RESULTADOS AERODINÂMICOS	65

5.2	RESULTADOS ACÚSTICOS	73
6	CONCLUSÕES	85
7	TRABALHOS FUTUROS	89
7.1	INTERAÇÃO DE MÚLTIPLAS HÉLICES	89
	BIBLIOGRAFIA	93
	APÊNDICE A – HÉLICE DA4002 - DOCUMENTO DE EN-	
	TRADA QPROP	103
	APÊNDICE B – PERFIS AERODINÂMICOS DA HÉLICE	
	APC	105

1 INTRODUÇÃO

1.1 MOTIVAÇÃO

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, 2, 3, 4]. Empresas como Uber, Ifood, Amazon, BOEING e Embraer [5, 6, 7] são alguns exemplos de gigantes do mercado atentas às possibilidades que veículos eVTOL podem fornecer a seus respectivos ramos de atuação como mostram as Figs. 1 e 2. De acordo com a *Federal Aviation Administration* (FAA), existem somente nos Estados Unidos mais de 850 mil *drones* registrados legalmente [3]. Como resultado dos avanços deste setor nos últimos anos o mercado de *drones* tem a expectativa de crescer de 4,4 Bilhões para 63,6 Bilhões de dólares no período de 2018 até 2025 [8]. Entretanto, existem vários desafios que podem colocar em risco este novo modelo de negócio, especialmente em termos do impacto da poluição sonora em ambientes urbanos [9].



Figura 1 – *drone* de entrega divulgado pela Ifood

Fonte: Retirado de [6]



Figura 2 – Veículo aéreo urbano desenvolvido pela Uber & Hyundai

Fonte: Retirado de [10]

De acordo com a Organização Internacional da Aviação Civil (ICAO) atualmente não existem certificações de ruído específicas a pequenas aeronaves não tripuladas, classificadas pela FAA como *drones* com menos de 25 kg. Do mesmo modo, o RBAC-E N.36 (Requisitos de Ruído para Aeronave) não prevê regulamentações ou normas para o ruído de aeronaves com menos de 150 kg [12]. Esta ausência de normas e informações demonstra a emergente necessidade da regulamentação do uso de *drones*, seja em impacto sonoro, operação,

classificações ou limites e restrições que devem ser obedecidas [13, 14, 15, 16].

A Fig. 3, mostra que a ICAO vem restringindo os limites toleráveis de ruído percebido (EPNdB) para aeronaves comerciais ao longo dos anos. Sabendo que a aplicação de *drones* está direcionada principalmente a centros urbanos, na logística de entregas de pequenos pacotes e possivelmente em transporte a curtas distâncias, espera-se que estas exigências sejam ainda mais severas, visto que *drones* podem gerar tanto ou mais incomodo que aeronaves comerciais por operarem próximos de regiões populadas [17].

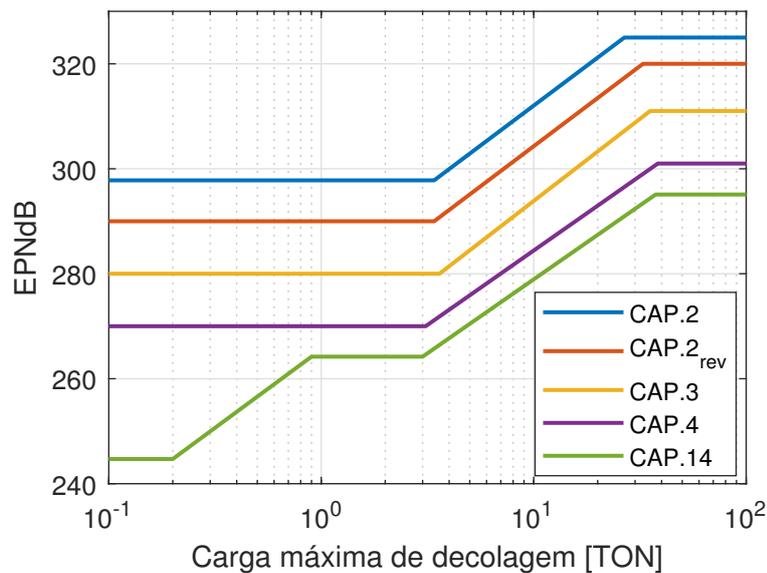


Figura 3 – EPNdB máximo permitido por MTOM de acordo com a ICAO

Fonte: Adaptado de [18]

Drones englobam uma vasta categoria de aeronaves, entretanto para as condições de operação em centros urbanos o sistema de propulsão por hélices é o mais comum, visto que este sistema promove a agilidade necessária para as diferentes operações realizadas neste ambiente.

A assinatura acústica do ruído de hélices é bem conhecida e consiste, preponderantemente, em ruído tonal, devido às características rotativas e cíclicas das pás e ao ruído de banda larga, gerado por complexas interações entre a hélice e o escoamento turbulento que a circunda [19].

Modelos de predição do ruído de hélice são comumente divididos em analíticos e numéricos. Modelos numéricos permitem que as hélices sejam modeladas detalhadamente, capturando pequenas variações geométricas e suas influências nos diversos mecanismos de geração de som. No entanto, modelos numéricos apresentam algumas desvantagens importantes, incluindo, em geral, altíssimos custos computacionais e, por consequência,

elevados tempos de simulação. Ademais, modelos numéricos exigem um intrincado processo de validação e verificação antes da sua utilização prática. Estes fatores impedem a utilização de tais métodos nas etapas iniciais de projeto e prototipagem.

Por outro lado, modelos analíticos são capazes de estimar o ruído de hélices de forma rápida e econômica do ponto de vista computacional, devido às diversas simplificações consideradas na descrição dos mecanismos de geração de som. Conseqüentemente, esses modelos apresentam uma capacidade de predição limitada, sobretudo na descrição dos mecanismos associados ao ruído de banda larga. Apesar dessas limitações, a economia computacional e a rapidez, tornam os modelos analíticos ferramentas importantes, sobretudo nos estágios iniciais do projeto de hélices e novas aeronaves.

Os modelos analíticos para a predição do ruído de hélice vêm sendo propostos há mais de um século, iniciando-se com o modelo precursor de Lynam e Webb [79]. Com o advento da analogia acústica de Lighthill [85] foi possível fornecer aos modelos um arcabouço mais criterioso sob o ponto de vista matemático, fazendo com que estes se tornassem, a partir da década de 1950, mais robustos e acurados para a predição de ruído em campo distante. Desde então, o número de modelos analíticos tem aumentado incrivelmente, de modo que alguns autores [21, 22] defendem a idéia de que não há mais necessidade da criação de novos modelos. Em vez disso, argumentam que é mais importante investigar e definir os limites de funcionalidade dos modelos já existentes.

Nesse contexto, a utilidade dos modelos já existentes para predição do ruído gerado por hélices de pequeno porte encontradas em *drones* continua sendo uma incógnita, devido às diferentes condições de operação dessas novas aeronaves. [23]. *Drones* são menores, mais leves, operam em velocidades que raramente excedem 100 km/h, em altitudes geralmente inferiores a 300 m, em regimes subsônicos, incompressíveis e em escoamentos com número de Reynolds na faixa de 15.000 até 500.000. Este conjunto de parâmetros constitui uma grande diferença entre *drones* e aeronaves tripuladas de médio e grande porte. Para melhor ilustrar esta diferença, toma-se como exemplo a aeronave bimotora turbohélice ATR 72 600, que opera com velocidade de cruzeiro de até 510 km/h, e é equipada com um par hélices Hamilton Standart 568F de 3,93 m de diâmetro, que chegam a 1200 RPM, de modo que a região de ponta de pá pode atingir velocidades de até 283 m/s [24]. Constata-se portando uma grande diferença entre condições de operação e dimensões de *drones* e aeronaves de médio e grande porte [25, 26].

Outra considerável discrepância entre hélices de pequeno e grande porte relaciona-se

ao número de Reynolds, cuja diferença pode atingir três ordens de magnitude, como ilustra a Fig. 4. Em números de Reynolds baixos os efeitos das forças viscosas são muito mais proeminentes, diminuindo o coeficiente de sustentação máximo (Cl_{max}) causando uma queda drástica na eficiência. Do mesmo modo, o coeficiente de arrasto (Cd) aumenta rapidamente com o ângulo de ataque do perfil devido a efeitos não lineares como bolha de separação laminar [27] [28]. Todos esses fenômenos juntos causam uma considerável diferença nas características aerodinâmicas entre hélices grandes e pequenas e, como efeito direto espera-se que o processo de geração de ruído também seja afetado.

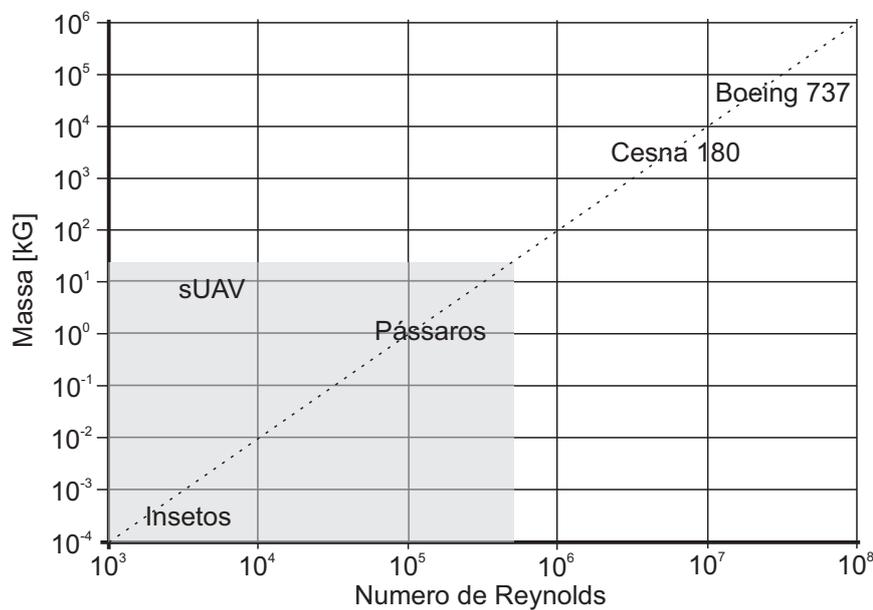


Figura 4 – Faixa de número de Reynolds para diferentes aeronaves

Fonte: Adaptado de Mueller e DeLaurier [26]

O ruído de pequenas hélices vem sendo um nicho de pesquisa crescente nos últimos anos [23, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36], mas no conhecimento deste autor, não há estudos que se proponham a avaliar a adequação de modelos analíticos estabelecidos para hélices de grande porte em hélices de pequeno porte, como aquelas utilizadas em *drones*.

Este trabalho busca realizar um estudo detalhado da aplicação do modelo analítico de predição do ruído de hélices derivado por Hanson [37] para predição do ruído de pequenas hélices. A escolha deste modelo analítico se deu pela sua robustez e pelo grande número de validações disponíveis na literatura [20, 88, 89, 90, 22, 91, 92, 93, 94].

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo Geral

Investigar a adequação do modelo analítico baseado na teoria helicoidal proposta por Hanson [37] na predição de ruído de hélices de pequeno porte, comumente encontradas em *drones*.

1.2.2 Objetivos Específicos

- Realizar experimentos para obtenção de dados acústicos para diferentes hélices em várias condições de operação;
- Especificar os mecanismos dominantes na geração de ruído de pequenas hélices através da análise do modelo de predição e sua comparação com dados experimentais;
- Estabelecer os limites do modelo em termos de ordem de harmônico e ângulo de irradiação.
- Contribuir com arcabouço teórico sobre o ruído de pequenas hélices.

1.3 ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO

Este trabalho está estruturado na forma de Capítulos contendo a seguinte forma: **Capítulo 2** são apresentados os parâmetros geométricos que definem uma hélice, a caracterização e os mecanismos de geração do ruído de hélices, uma revisão literária das contribuições acerca de modelos de predição e detalhes sobre a seleção do modelo que será estudado neste trabalho.

Capítulo 3 apresenta a formulação matemática do modelo de predição utilizado. Além disto, este Capítulo apresenta uma análise paramétrica de forma a esclarecer a sensibilidade da teoria para diferentes variáveis de entrada do modelo, como: distribuição de carregamento, velocidade de avanço, *sweep* e alinhamento de face.

Capítulo 4 apresenta a metodologia utilizada para obtenção dos resultados. São apresentados ainda detalhes do processo de aquisição geométrica, processamento, softwares, configuração experimental, aquisição de dados, matriz experimental e hélices utilizadas.

Capítulo 5 apresenta a validação da metodologia utilizada na predição aerodinâmica e, resultados acústicos e de desempenho para as diferentes hélices. Por fim, o Capítulo

apresenta uma comparação entre os dados experimentais acústicos e obtidos com o modelo analítico e discute sobre diferenças e assertividade do modelo.

Capítulo 6 este Capítulo apresenta considerações sobre as principais informações e resultados apresentados neste trabalho e discute a relevância dos mesmos.

Capítulo 7 apresenta os possíveis trabalhos futuros e melhorias relacionados a pesquisa atual.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 ELEMENTOS DE HÉLICES

2.1.1 Caracterização geral

Hélices são dispositivos rotativos que consistem em transformar potência de eixo em força na direção axial quando atuam em um fluido como água ou ar. Para gerar esta força uma hélice precisa colocar uma porção deste fluido em movimento contrário ao sentido de deslocamento desejado. Este processo envolve vários fenômenos físicos, entretanto acontece principalmente devido diferença de pressão gerada entre as faces da hélice, dado o formato aerodinâmico da mesma e ao conjunto de ação e reação de forças atuando na superfície da pá [38].

Estes dispositivos são caracterizadas por uma série de parâmetros geométricos e possuem uma terminologia específica para regiões importantes, como mostra a Fig. 5.

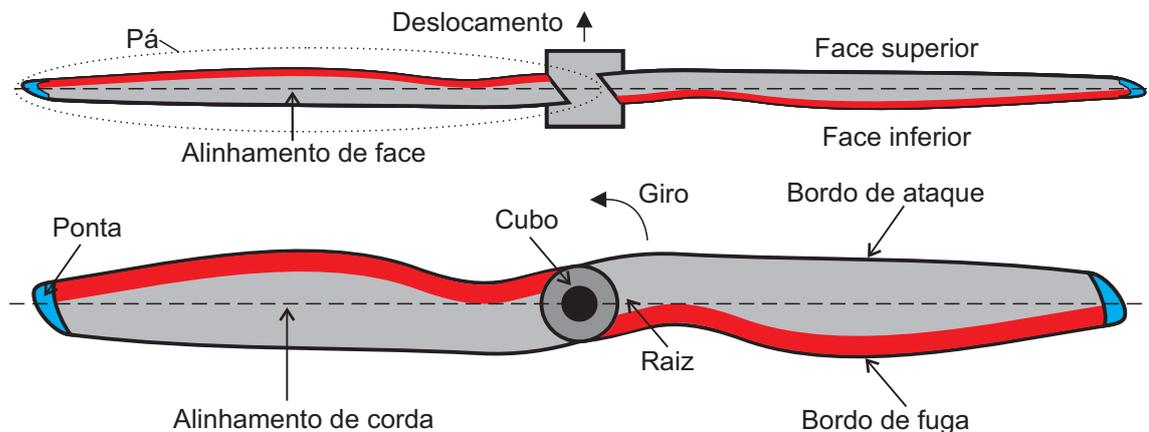


Figura 5 – Nomenclatura básica de regiões de uma hélice

O cubo é a estrutura central da hélice onde é realizado o acoplamento no dispositivo que fornecerá a potência de eixo necessária para mover a hélice. A raiz é Região central da hélice próxima ao cubo onde são fixadas as pás da hélice. Dada a proximidade com o eixo de giro e a necessidade de suportar as forças que surgem devido a atuação da hélice, possui perfis aerodinâmicos mais espessos e otimizados para operar em baixos números de Reynolds se comparados a região de ponta de pá. A Região de ponta é mais afastada do cubo da hélice, trabalha em altas velocidades tangenciais e é crítica para operação da hélice pois pode alcançar regimes transônicos gerando ondas de choque que diminuem a eficiência da hélice. O Bordo de ataque é a região responsável por separar o escoamento

entre as faces superiores e inferiores da hélice. Geralmente é a região mais espessa em um corte transversal da pá e também onde há maior pressão aerodinâmica. O Bordo de fuga é região diretamente oposta ao bordo de ataque, é referenciada como a seção onde o fluido perde contato com a pá da hélice. A face superior é normal a direção de deslocamento onde, dado o formato aerodinâmico da hélice, tem-se uma região de baixa pressão. A face inferior é inversamente normal a direção de deslocamento ou oposta a face superior onde tem-se uma região de alta pressão. A pá é o elemento aerodinâmico responsável por gerar sustentação. Tem o mesmo princípio de funcionamento de uma asa, entretanto trabalha rotacionalmente. Na Fig. 5 a hélice possui duas pás.

2.1.2 Caracterização Geométrica

Esta subsecção apresenta o conjunto de parâmetros que definem geometricamente uma hélice e possuem terminologia padrão para projeto. A Fig. 6 apresenta como é feita a caracterização do alinhamento de face e alinhamento médio da corda, enquanto a Fig. 7 demonstra a nomenclatura básica de um perfil aerodinâmico.

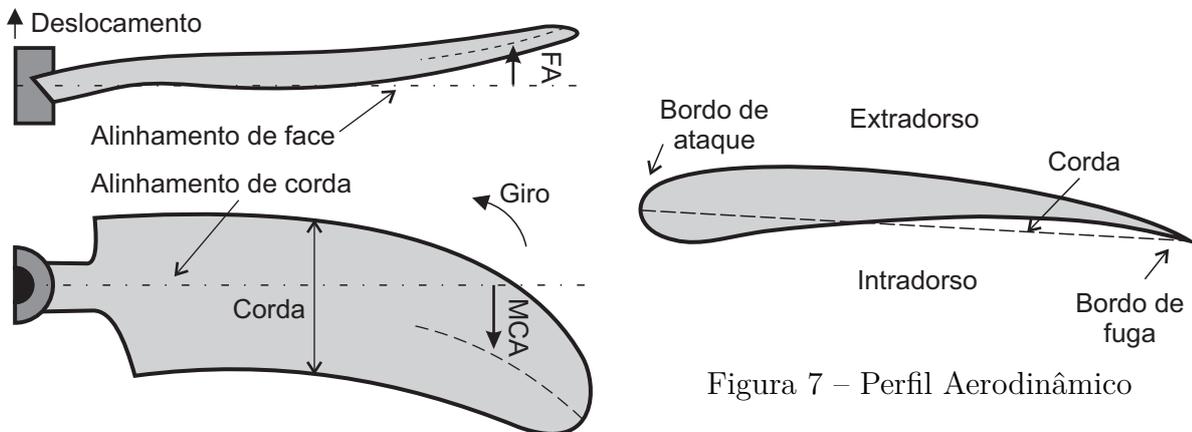


Figura 6 – Características geométricas

Figura 7 – Perfil Aerodinâmico

O perfil aerodinâmico é o formato obtido por um corte transversal na pá, este formado geralmente varia ao longo da direção radial para garantir maior eficiência aerodinâmica em todas as regiões da pá. O comprimento de uma extremidade a outra do perfil caracteriza a corda do perfil (c). A nomenclatura aplicada às regiões de bordo de ataque e bordo de fuga da hélice também são aplicadas ao perfil e possuem a mesma definição e características.

Hélices comerciais são comumente caracterizadas por valores de diâmetro e passo. O diâmetro de uma hélice é o mesmo do círculo prescrito pela extremidade da ponta da pá em uma rotação completa da hélice. O passo da hélice é o avanço teórico, sem

escorregamento, da hélice através de uma rotação completa. A torção da hélice é definida pelo ângulo de ataque da seção e geralmente varia ao longo do raio. A definição de ângulo de passo e passo da hélice podem ser observadas nas Figs. 8 e 9.

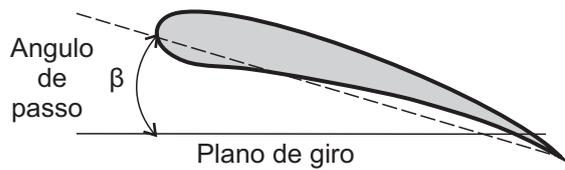


Figura 8 – Ângulo de passo da seção da hélice

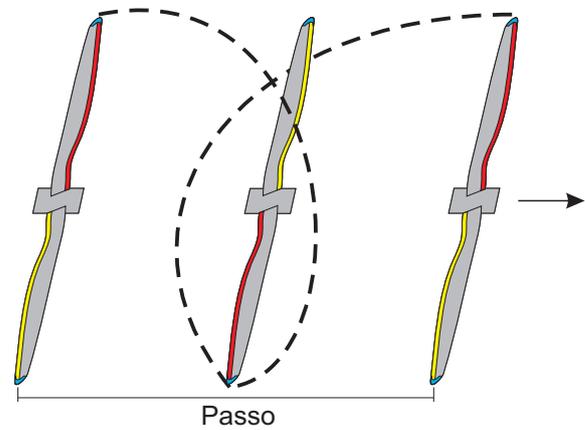


Figura 9 – Definição de passo da hélice

Em suma, para caracterização de uma hélice é necessário definir: Alinhamento de face (FA), alinhamento médio de corda (MCA), torção da hélice, perfil aerodinâmico, espessura e corda.

2.2 CARACTERIZAÇÃO DE PERFORMANCE

Como mencionado anteriormente, hélices são dispositivos para transformar potência de eixo em força na direção axial [38], para isto uma série de parâmetros geométricos são projetados para garantir a maior eficiência aerodinâmica da hélice em diferentes condições de operação.

As condições de operação de uma hélice influenciam diretamente sua capacidade de produzir força. Fatores como número de Reynolds (Re), razão de avanço (J), velocidade de vento relativo ou até mesmo o ângulo com o qual o escoamento incide sobre as pás da hélice são fatores cruciais para caracterizar o desempenho de uma hélice e podem influenciar diretamente na produção de ruído da mesma. A Fig. 10 mostra o diagrama de velocidades obtido em uma seção da hélice.

W_t é a velocidade rotacional da pá, W_a é a velocidade axial e W é a velocidade efetiva da seção. Através deste triângulo de velocidades podemos definir o ângulo de ataque do perfil como

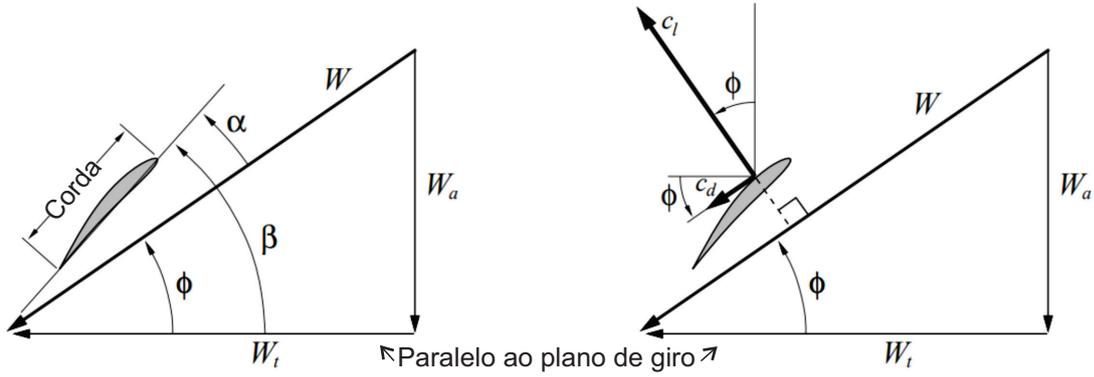


Figura 10 – Diagrama de velocidades de uma seção da hélice

Fonte: Adaptado de Drela [39]

$$\alpha = \beta - \phi, \quad (2.1)$$

onde ϕ é o ângulo do vento relativo e β é o ângulo de pitch da seção. ϕ por sua vez é definido como

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{W_a}{W_t} \right). \quad (2.2)$$

Observa-se também que os coeficientes de sustentação (C_l) e arrasto (C_d) estão orientados em relação ao ângulo de incidência do vento relativo. Este fato é importante pois no presente modelo acústico estes coeficientes são solicitados orientados em relação a direção de avanço, para isto a correção de orientação é necessária.

A velocidade axial W_a é constante ao longo de todas as seções da hélice, entretanto a velocidade tangencial ou rotacional W_t varia com a posição radial da seção analisada, atingindo o máximo na ponta de hélice. Portanto, a velocidade efetiva W de uma seção radial da hélice é dada por

$$W = \sqrt{W_a^2 + W_t^2}. \quad (2.3)$$

Pelo fato de diferentes seções da hélice possuírem geometrias e velocidades efetivas distintas, o número de Reynolds ao longo da direção radial da hélice varia. O número de Reynolds é uma razão entre as forças inerciais e viscosas agindo em um fluido, o número de Reynolds de referência de uma hélice é calculado pela Eq.(2.4) [40]

$$Re = \frac{\rho_0 c W}{\mu}, \quad (2.4)$$

onde ρ é a densidade do fluido, W é a velocidade efetiva da seção, μ é a viscosidade dinâmica do fluido e c é a corda do perfil aerodinâmico em 75% do raio da hélice. Em

números de Reynolds baixos os efeitos das forças viscosas são mais proeminentes, isto diminui o coeficiente de sustentação máximo ($C_{l_{max}}$) e causa uma queda drástica na eficiência (Cl/Cd) enquanto o coeficiente de arrasto (Cd) aumenta rapidamente com o ângulo de ataque do perfil mesmo antes do *Stall* devido a efeitos não lineares como bolha de separação laminar [27, 28].

Assim como o número de Reynolds, existem outros parâmetros adimensionais utilizados para caracterizar as condições de operação e desempenho de uma hélice, os principais são:

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}, \quad (2.5)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}, \quad (2.6)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5}, \quad (2.7)$$

$$J = \frac{W_a}{nD}, \quad (2.8)$$

$$\eta = J \frac{C_T}{C_p}, \quad (2.9)$$

sendo C_T , C_Q e C_P são respectivamente os coeficientes de tração, torque e potência. n é a velocidade angular em rotações por segundo da hélice (RPS) e T , Q e P são os valores de tração, torque e potência da hélice em operação, J é a razão de avanço e η é a eficiência da hélice.

Os dados de desempenho aerodinâmico são dependentes das características geométricas e da condição de operação da hélice. Estes podem ser estimados por diferentes métodos [41, 42, 43, 44], que de um modo geral podem ser classificados como métodos de alta e baixa fidelidade, [45, 46]. Entre os métodos de baixa fidelidade pode-se citar *Actuator Disk* (AD), *Blade Element Theory* (BET) e *Blade Element Momentum Theory* (BEMT). Enquanto que modelos de alta fidelidade estão diretamente associados a simulações fluidodinâmicas computacionais (CFD).

O desenvolvimento de teorias para predição de desempenho de hélices tem início no século XIX com os trabalhos de Rankine [47] e Froude [48], que propuseram a hélice como um disco de espessura desprezível capaz de criar empuxo através da diferença de pressão entre as faces do disco, dando origem a teoria do disco atuador (AD) que é base para todas teorias subsequentes. A ideia de *Blade Element Theory* (BET) foi primeiro proposta por Drzewieck [49] e posteriormente aperfeiçoada por Prandtl [50]. Em 1926, com

o trabalho de Glaubert [51] unindo as teorias de AD e BET surge o primeiro conceito de *Blade Element Momentum Theory* (BEMT). Subsequentemente, vários autores realizaram contribuições e avanços à teoria, dentre eles Theodorsen [52], Larrabee [53, 54], Adkins e Liebeck [55] e Drela [56]. Um contexto histórico da evolução, formulação e mais detalhes das teorias de predição de desempenho de hélice pode ser obtido nos trabalhos [57, 58, 59].

Neste trabalho os dados aerodinâmicos que servirão de entrada para o modelo de predição de ruído baseado na teoria helicoidal serão obtidos através do software de licença aberta QPROP [39], que utiliza uma extensão das teorias clássicas de BEMT. Uma breve descrição teórica da formulação clássica de BEMT é apresentada em [60].

2.3 CARACTERIZAÇÃO DO RUÍDO DE HÉLICES

O ruído aerodinâmico pode ser gerado pela distribuição de forças instáveis em um fluido, causada sobretudo pela interação entre o fluido e um sólido ou pela flutuação de tensão cisalhante causada pela turbulência em um fluido. [64]. Deste modo, os mecanismos de geração do ruído de hélices podem ser distribuídos em fontes associadas às características rotativas da hélice, que podem ser estáveis ou instáveis, e fontes randômicas associadas ao escoamento turbulento ao redor da hélice e ao desprendimento e interação de vórtices com o fluido que a circunda. Existem outros mecanismos secundários que atuam na geração de ruído aerodinâmico. Entretanto, para os fins deste trabalho as fontes de ruído aerodinâmico estão estruturadas como mostra a Fig. 11.



Figura 11 – Fontes de ruído aerodinâmico de uma hélice

Fonte: Adaptado de Kurtz e Marte [64]

O ruído de hélices então é classificado em duas categorias: ruído tonal/periódico e ruído de banda larga [65, 66].

O espectro característico de uma hélice isolada pode ser observado na Fig. 12. Tipicamente a assinatura acústica é dominada por componentes tonais que se sobressaem a componente de banda larga, principalmente em baixas frequências. Entretanto, nos harmônicos de ordem superior a magnitude do ruído de banda larga e tonal se aproximam. Em geral, o comportamento demonstrado na Fig. 12 é constante para todas as direções de radiação. Entretanto, a traslação da hélice, escoamento não axial e influência de superfícies próximas podem distorcer o espectro, distribuindo mais energia a harmônicos superiores fazendo com que estes tenham magnitude semelhante ao primeiro harmônico.

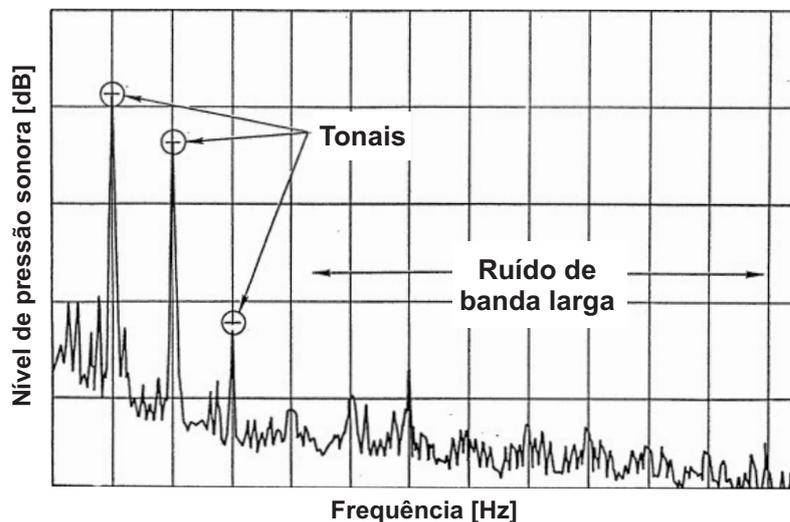


Figura 12 – Espectro do ruído característico de hélices durante voo.

Fonte: Adaptado de Metzger [21]

2.3.1 Componente tonal

O ruído tonal ou harmônico é a componente periódica da assinatura acústica, e tem suas origens de fontes contínuas e não contínuas [20]. O ruído tonal pode ser entendido como um pulso que se repete em intervalos constantes no tempo e tem direta correlação com o aspecto rotativo das pás. No caso de uma hélice ideal com número de pás igual a B , operando em uma velocidade de rotação constante n , o ruído produzido por esta hélice terá uma assinatura acústica em frequências discretas múltiplas de Bn , de modo que o primeiro harmônico é a frequência fundamental, o segundo no dobro da frequência fundamental e assim por diante, o que pode ser observado na Fig. 13. De fato, a assinatura acústica periódica contínua da hélice será a soma de infinitos harmônicos relacionados a

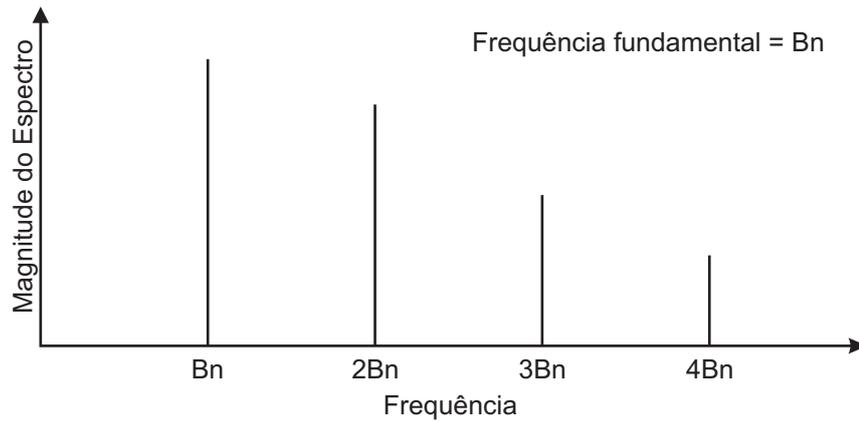


Figura 13 – Características do ruído rotacional contínuo

Fonte: Adaptado de Magliozzi, Hanson e Amiet [67]

frequência de passagem de pás (BPF, do inglês: *Blade Passing Frequency*) que é definida por

$$BPF = cte \times Bn, \quad (2.10)$$

onde a constante é sempre um número inteiro e determina a ordem do harmônio [67].

O **ruído tonal contínuo** tem duas componentes distintas: ruído de espessura (em inglês, *thickness noise*), associado a aceleração do ar dado a passagem das pás e o ruído de carregamento (em inglês, *Loading noise*), que tem origem das forças de sustentação e arrasto que atuam nas pás da hélice [66].

O ruído de espessura é representado por uma distribuição de monopolos. Um elemento volumétrico de ar adjacente a superfície da pá sera movido durante a operação da hélice devido a espessura da mesma, em um sistema de referência fixo este fenômeno pode ser comparado a injeção e remoção de massa deste elemento volumétrico. A razão de introdução de massa está diretamente associada à frequência de passagem de pás e ao perfil da hélice [64].

O ruído de carregamento é representado pela distribuição de dipolos e quadrupolos. A distribuição de pressão na superfície da pá da hélice pode ser simplificada em componentes de força que atuam nas direções normais e tangenciais ao plano de giro da hélice [64]. Um elemento volumétrico fixo de ar sofrerá as mesmas forças quando em contato com a hélice, oscilando de magnitude conforme a passagem de pás. Analiticamente este fenômeno é representado como uma distribuição de dipolos que representa as forças de carregamento e por uma distribuição de quadrupolos, representando a flutuação de tensão cisalhante devido à turbulência. Embora ambas fontes estejam presentes no ruído de carregamento, o

mecanismo associado ao quadrupolo só ganha importância para altas velocidades de ponta de pá [68], usualmente $M \geq 0,9$, caracterizando um regime transônico. Por este motivo o termo de quadrupolo é comumente omitido na previsão de ruído envolvendo hélices em baixas velocidades, como no caso dos *drones* [69].

O ruído tonal não contínuo é variável no tempo e tem origem nas flutuações de carregamento e regime de escoamento que operam na hélice durante a passagem das pás. Um exemplo comum de descontinuidades de carregamento é o efeito de turbulência no escoamento de entrada e deslocamento não axial da hélice. Nestes casos, as pás sofrem uma mudança cíclica de ângulo de ataque e condição de operação durante cada revolução. Isto resulta em uma excitação cíclica de um carregamento randômico. Com isto, o ruído periódico não contínuo é gerado na frequência de passagem de pás. Esta componente pode se somar ou subtrair da componente continua, dependendo das condições de operação e tem características espectrais de um ruído de banda estreita, concentrada nas frequências de passagem de pá e seus harmônicos, como mostra a Fig. 14. Embora este seja um efeito comum em hélices operando em regimes de voo com escoamento turbulento e muitas vezes não axial, em ambientes controlados e hélices operando estaticamente, o ruído de banda estreita é desprezível [69]. Entretanto, para ambientes confinados, efeitos de recirculação da hélice podem gerar ruído tonal não contínuo.

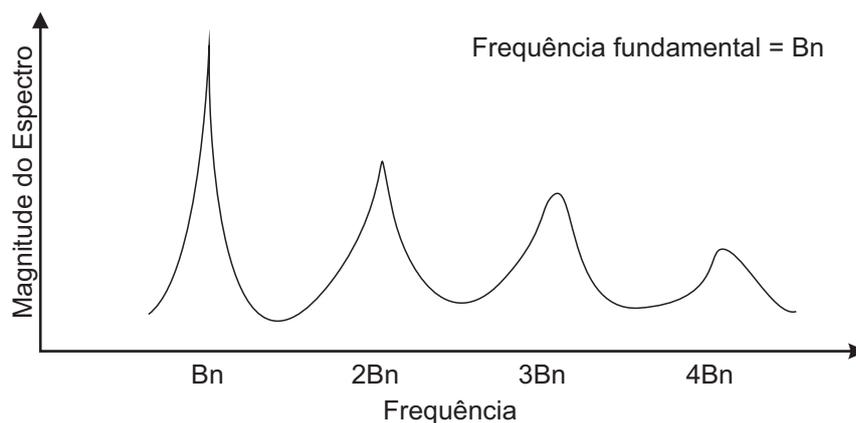


Figura 14 – Características do ruído de banda estreita

Fonte: Adaptado de Magliozzi, Hanson e Amiet [67]

2.3.2 Componente de banda larga

O ruído de banda larga tem sua origem na complexa interação do escoamento com as pás da hélice. O escoamento turbulento proveniente da esteira de vórtices interage com

a superfície da hélice criando flutuações de pressão nessa região. Brooks, Pope e Marcolini [70] destacam os principais mecanismos de geração de ruído de banda larga como:

1. Interação da camada limite turbulenta com o bordo de fuga (TBL-TE);
2. Desprendimento de vórtices devido o escoamento laminar sobre o bordo de fuga (LBL-VS);
3. Separação da camada limite próxima ao bordo de fuga;
4. Ruído de ponta de pá;
5. Desprendimento de vórtices devido a terminação do bordo de fuga;
6. Separação do escoamento devido o estol.

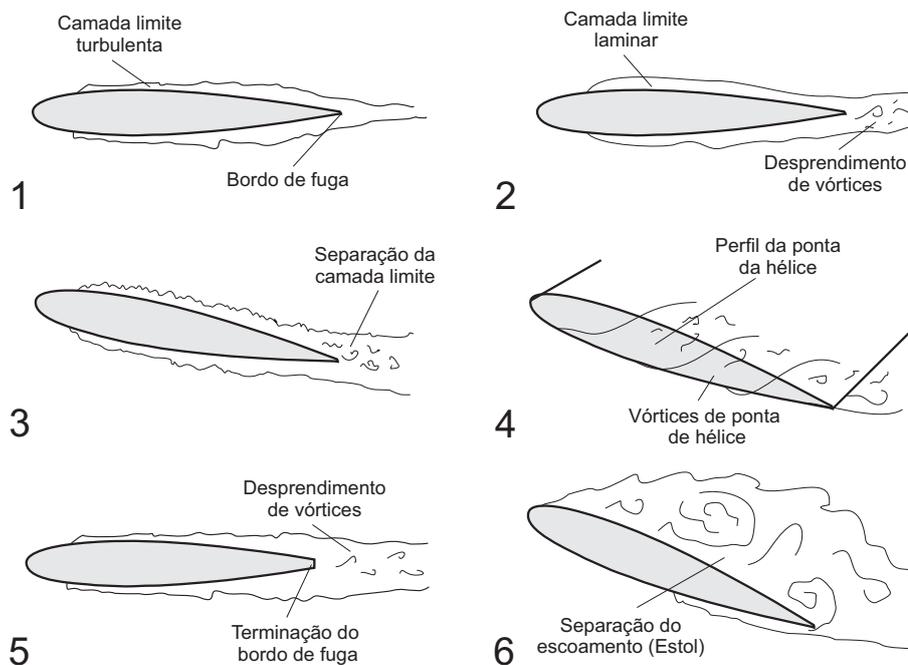


Figura 15 – Mecanismos de geração de ruído de banda larga

Em geral os mecanismos apresentados na Fig. 15 distribuem energia em uma ampla faixa do espectro de frequências devido as diferentes escalas de turbulência envolvidas. No entanto, alguns mecanismos como a interação do escoamento laminar com o bordo de fuga (LBL-VS) podem gerar fenômenos cíclicos que proporcionam uma distribuição espectral ilustrada na Fig. 16.

Embora o ruído de banda larga esteja presente tanto no ruído de pequenas quanto grandes hélices, esta componente tem pouca contribuição na predição do ruído global ou SPL máximo [67], por esse motivo, será desprezado neste trabalho.

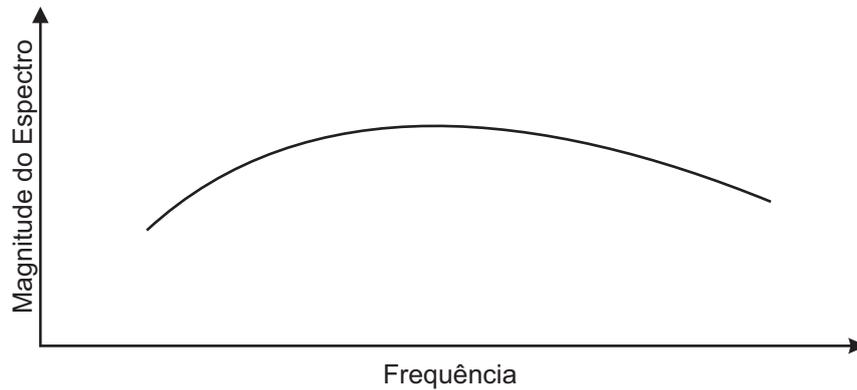


Figura 16 – Características do espectro de banda larga

Fonte: Adaptado de [67]

2.4 PREDIÇÃO DO RUÍDO DE HÉLICES

Como já discutido, a predição do ruído de hélices é normalmente acessada por dois métodos: numéricos ou analíticos [22]. Modelos numéricos são em sua grande maioria esquemas de passo temporal que resolvem diretamente as equações que governam o escoamento no entorno das hélices, obtendo as flutuações de pressão em campo próximo e propagando estas para campo distante através da formulação de Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) [71, 72, 73]. Esta metodologia permite a obtenção de resultados refinados, fornecendo importantes informações sobre os complexos mecanismos de geração de ruído aerodinâmico e interações do campo acústico com barreiras sólidas. Por esta razão, fornecem não somente resultados precisos para o ruído em campo distante, mas também funcionam como uma poderosa ferramenta para compreensão dos fenômenos físicos que envolvem o processo de geração e propagação do som. Por este motivo modelos numéricos necessitam de grande precisão computacional, são relativamente difíceis de se programar e são custosos computacionalmente [20]. Dentre os diversos modelos numéricos, a exemplo [74, 75, 76], podemos destacar as formulações 1 e 1A derivadas por Farassat [77] como sendo um dos mais bem sucedidos modelos, sendo esta a formulação base do programa de predição do ruído de hélices desenvolvido pela NASA ANOPP-PAS [78].

Modelos analíticos, por sua vez, utilizam-se de um conjunto de simplificações que permitem a predição rápida do ruído em campo distante, possibilitando que diversas análises sejam feitas em um curto período de tempo. Por conta disso, modelos analíticos constituem ferramentas essenciais de projeto.

Tentativas de prever o ruído de hélice tem início no começo do século XX [79, 80],

porém foi apenas em 1948 que Gutin [81] apresentou uma teoria que captura corretamente a física geração de ruído nas hélices. Em sua derivação, Gutin despreza os efeitos de espessura de hélice e observa que cada elemento da pá funciona como uma asa gerando forças de sustentação e arrasto, representando estas forças como um conjunto de dipolos atuando no disco gerado pela rotação das hélices. Em 1937, Deming [82, 83] propôs uma aproximação para hélices com perfis simétricos, sem ângulo de ataque e operando em regime estático, utilizando a mesma analogia de Gutin para propor os efeitos de espessura da hélice. No entanto, o modelo considerou a distribuição de dipolos sobre todo o disco gerado pela rotação da hélice. Garrick e Watkins [84], utilizando a mesma ideia de distribuição de dipolos sobre o disco da hélice, estenderam modelos anteriores propondo efeitos de deslocamento da aeronave até regimes subsônicos. Para isto assumiram uma fonte em linha movendo-se com velocidade constante e subsônica. O campo acústico foi expresso através de uma integral sobre o disco da hélice, permitindo obter equações para campo distante e próximo. Após 1960, com a introdução da analogia acústica de Lighthill [85] e os trabalhos subsequentes de Curle [86] e Ffowcs-Williams e Hawkins (FW-H) [71], os quais estenderam a analogia para problemas com condições de contorno em movimento, as fontes acústicas associadas a ruído aerodinâmico passaram a ser modeladas com muito mais rigor matemático [19].

Um resumo histórico detalhado das contribuições na predição do ruído de hélices, seja por modelos analíticos no domínio da frequência ou modelos numéricos no domínio do tempo, pode ser encontrado nos trabalhos de Metzger e Farassat [21, 87]. Entre estas contribuições, após uma validação sólida de diferentes trabalhos, dentre todos os modelos propostos a partir da década de 1960, o modelo derivado por Hanson [37] tem se mostrado o mais robusto e versátil para a predição de ruído de grandes hélices, de acordo com um grande número de estudos disponíveis na literatura [20, 88, 89, 90, 22, 91, 92, 93, 94]. Por este motivo, o modelo derivado por Hanson foi escolhido neste trabalho para ser investigado quanto à sua capacidade de predição de ruído de pequenas hélices.

3 TEORIA DE SUPERFÍCIE HELICOIDAL

O ponto de partida para derivação do modelo de Hanson é a versão de Goldstein [95] para da analogia acústica do som gerado na presença de barreiras solidas, dada pela Eq.(3.1),

$$\rho'(x, t) = -\frac{1}{c_0^2} \int_{-T}^T \int_{S(\tau)} \left(\rho_0 V_n \frac{\partial G}{\partial \tau} + f_i \frac{\partial G}{\partial y_i} \right) dS(y) d\tau + \frac{1}{c_0^2} \int_{-T}^T \int_{\nu(\tau)} T_{ij} \frac{\partial^2 G}{\partial y_i \partial y_j} dy d\tau, \quad (3.1)$$

sendo ρ' a densidade acústica, ρ_0 a densidade média do meio, c_0 a velocidade do som e V_n a velocidade da superfície na direção normal. f_i é componente do vetor de força atuando sobre a pá e o subíndice 'i' indica a direção da componente. T_{ij} é o tensor de Stress de Lighthill e G é a função de Green de campo livre.

A integral é realizada no intervalo de tempo da fonte de $\pm T$ dentro da superfície S_τ e do volume ν_τ que permeia a hélice no tempo τ , de modo que dS é um diferencial de área referenciado pelas coordenadas da fonte y_i .

Os termos fonte da Eq.(3.1) são V_n , f_i e T_{ij} , e representam analogias a fontes acústicas elementares do tipo monopolo, dipolo e quadripolo, respectivamente. A função de Green G é utilizada na forma de campo livre

$$G = \frac{\delta(t - \tau - R/c_0)}{4\pi R}, \quad (3.2)$$

onde $R = |x - y|$ é a distância entre observador e fonte, tal que \mathbf{x} e \mathbf{y} representam respectivamente a posição do observador e da fonte em relação ao centro do sistema de coordenadas espaciais cartesianos, definidos como mostra a Fig. 17a.

No modelo, a teoria de asas aerodinâmicas 'finas' foi utilizada, de modo que as forças aerodinâmicas e as condições de contorno são estabelecidas em relação a uma superfície média em vez das extremidades inferiores e superiores da hélice. Entretanto, a magnitude dos termos fontes V_n e f_i é definida com base na geometria real da hélice.

Um elemento da hélice é representado pelas coordenadas helicoidais $\gamma_i(\gamma_0, r_0, \xi_0)$, como mostra a Fig. 17b, entretanto, para realizar o computo do vigor das fontes acústicas as integrais são feitas em coordenadas helicoidais normalizadas $(\bar{X}, \bar{Y}, \bar{Z})$ caracterizadas da mesma forma que γ_i porém, definidas como $\bar{X} = \gamma_0/b$, $\bar{Y} = \xi_0/b$ and $\bar{Z} = r_0/r_t$, onde b é a corda da seção da hélice no raio r_0 e r_t é o raio total da hélice. Com isto, a equação

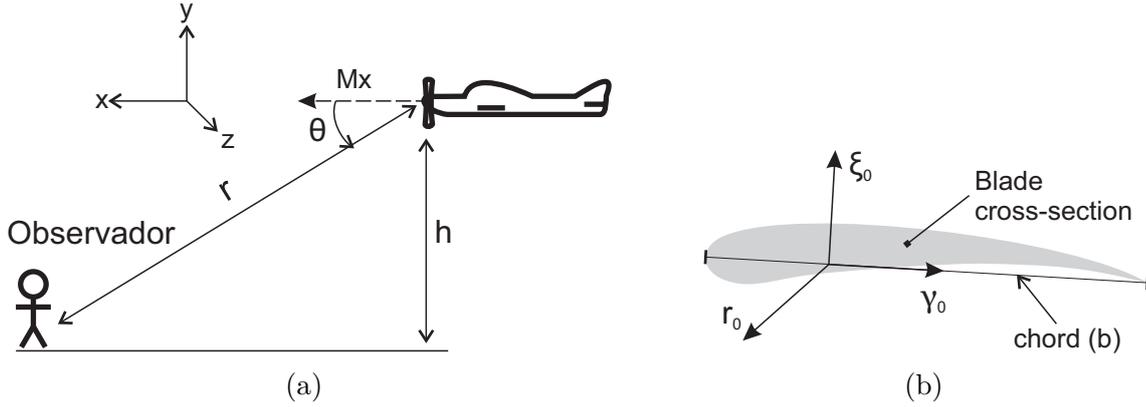


Figura 17 – Sistema de coordenadas. a) Sistema cartesiano, b) Sistema helicoidal

final para o campo próximo é dada, após algumas simplificações, por

$$p(x, t) = \iiint \frac{1}{4\pi R} g \left(\gamma_0 + Ut - \frac{UR}{c_0}, r_0, \xi_0 \right) d\xi_0 d\gamma_0 dr_0, \quad (3.3)$$

sendo g a função que agrega os termos fonte da equação, tal que

$$g(\gamma_0, r_0, \xi_0) = \rho_0 U^2 \bar{H}''(\gamma_0, r_0, \xi_0) + \frac{\partial}{\partial \gamma_i} F_i(\gamma_0, r_0, \xi_0) + \frac{\partial^2}{\partial \gamma_i \partial \gamma_j} T_{ij}(\gamma_0, r_0, \xi_0), \quad (3.4)$$

sendo $U = \sqrt{V^2 + \Omega^2 r_0^2}$ é a velocidade local de uma seção da hélice, Ω é a velocidade angular da hélice, ρ_0 é a densidade do meio, e \bar{H} é a função que descreve a variação de espessura do perfil aerodinâmico da hélice, como mostra a Fig. 18

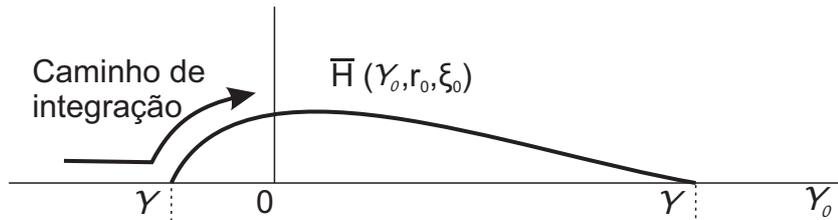


Figura 18 – Distribuição de espessura do perfil em coordenadas helicoidais

A extrapolação para campo distante é realizada desconsiderando efeitos de atenuação atmosférica, mas captura os efeitos de espalhamento esférico. Abaixo serão descritas as equações finais que governam o modelo. A derivação detalhada pode ser encontrada no trabalho de Hanson [37].

A pressão acústica no tempo é obtida através da série de Fourier dos harmônicos da frequência de passagem de pás como

$$p(t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} P_{mB} \exp(-imB\Omega_D t), \quad (3.5)$$

ou por

$$p(t) = 2 \operatorname{Re} \left\{ \sum_{m=1}^{\infty} P_{mB} \exp(-imB\Omega_D t) \right\}, \quad (3.6)$$

onde $\Omega_D = (1 - M_x \cos \theta)$, $M_x = V/c_o$, B é o número de pás, m a ordem do harmônico de interesse e P_{mB} é a soma dos componentes que representam o ruído harmônico gerado por diferentes mecanismos, tal que

$$P_{mB} = P_{Vm} + P_{Dm} + P_{Lm}, \quad (3.7)$$

sendo, P_{Vm} o monopolo associado ao ruído de espessura, P_{Dm} o dipolo associado a força de arrasto e P_{Lm} o dipolo associado a força de sustentação.

Os termos fontes da Eq.(3.7) são expressos pelas equações

$$P_{Vm} = -\frac{\rho_0 c_0^2 B \sin \theta \exp \left[imB \left(\frac{\Omega_D r}{c_0} - \frac{\pi}{2} \right) \right]}{8\pi \left(\frac{h}{D} \right) (1 - M_x \cos \theta)} \frac{1}{2} \int_{\text{raiz}}^{\text{ponta}} M_r^2 e^{i(\phi_0 + \phi_s)} J_{mB} 2K_{\bar{X}}^2 t_b \psi_V d\bar{Z}, \quad (3.8)$$

$$P_{Dm} = -\frac{\rho_0 c_0^2 B \sin \theta \exp \left[imB \left(\frac{\Omega_D r}{c_0} - \frac{\pi}{2} \right) \right]}{8\pi \left(\frac{h}{D} \right) (1 - M_x \cos \theta)} \frac{1}{2} \int_{\text{raiz}}^{\text{ponta}} M_r^2 e^{i(\phi_0 + \phi_s)} J_{mB} iK_{\bar{X}} C_D \psi_D d\bar{Z}, \quad (3.9)$$

$$P_{Lm} = -\frac{\rho_0 c_0^2 B \sin \theta \exp \left[imB \left(\frac{\Omega_D r}{c_0} - \frac{\pi}{2} \right) \right]}{8\pi \left(\frac{h}{D} \right) (1 - M_x \cos \theta)} \frac{1}{2} \int_{\text{raiz}}^{\text{ponta}} -M_r^2 e^{i(\phi_0 + \phi_s)} J_{mB} iK_{\bar{Y}} C_L \psi_L d\bar{Z}, \quad (3.10)$$

onde J_{mB} é a função de Bessel do primeiro tipo, ordem mB e argumento dado pela Eq.(3.11)

$$J_{mB} \left(\frac{mB\bar{Z}M_t \sin \theta}{1 - M_x \cos \theta} \right), \quad (3.11)$$

h é a distância do observador até o eixo da fonte, tal que $h = \operatorname{sen}(\theta) \times r$, θ é o ângulo entre a fonte e o observador, tendo como referência o eixo da hélice na direção de voo como mostra a Fig. 17a. Mr é a velocidade de uma seção qualquer da hélice, dada po $Mr = \sqrt{M_x^2 + (\bar{Z}M_t)^2}$ onde \bar{Z} é a posição normalizada pelo raio na direção radial da hélice. C_D e C_L são respectivamente os coeficientes de arrasto e sustentação da hélice na seção em \bar{Z} , t_b é a relação espessura corda do perfil aerodinâmico na dada posição radial \bar{Z} , $K_{\bar{X}}$ e $K_{\bar{Y}}$ são dados pelas Equações (3.12) e (3.13), respectivamente.

$$k_{\bar{X}} = \frac{2mBB_D M_T}{M_r (1 - M_x \cos \theta)}, \quad (3.12)$$

$$k_{\bar{Y}} = \frac{2mBB_D}{\bar{Z}M_r} \left(\frac{M_r^2 \cos \theta - M_x}{1 - M_x \cos \theta} \right), \quad (3.13)$$

B_D é a razão entre a corda e o diâmetro da hélice em uma dada posição ao longo do raio, M_T é o número de Mach da ponta de pá. ψ_L , ψ_V , ψ_D , são respectivamente as transformadas de Fourier das funções que descrevem as distribuições de sustentação $f_L(\bar{X})$, espessura $H(\bar{X})$ e arrasto $f_D(\bar{X})$ no perfil aerodinâmico, dadas pelas Equações (3.14), (3.15) e (3.16).

$$\psi_L(k_{\bar{X}}) = \int_{-0.5}^{0.5} f_L e^{ik_{\bar{X}}\bar{X}} d\bar{X}, \quad (3.14)$$

$$\psi_V(k_{\bar{X}}) = \int_{-0.5}^{0.5} H e^{ik_{\bar{X}}\bar{X}} d\bar{X}, \quad (3.15)$$

$$\psi_D(k_{\bar{X}}) = \int_{-0.5}^{0.5} f_D e^{ik_{\bar{X}}\bar{X}} d\bar{X}, \quad (3.16)$$

ϕ_o e ϕ_s são atrasos de fase dados pelo alinhamento de face e *sweep* da hélice e são calculados por,

$$\phi_o = \frac{2mB}{\bar{Z}M_r} \left(\frac{M_r^2 \cos \theta - M_x}{1 - M_x \cos \theta} \right) \frac{FA}{D}, \quad (3.17)$$

$$\phi_s = \frac{2mBM_T}{M_r(1 - M_x \cos \theta)} \frac{MCA}{D}, \quad (3.18)$$

onde FA e MCA (ver Fig. 6), são funções que descrevem a variação de alinhamento de face e *sweep* da hélice em função da posição radial.

3.1 ANÁLISE PARAMÉTRICA

Como discutido anteriormente, existem vários parâmetros aerodinâmicos e geométricos necessários como dados de entrada do modelo. Esta Seção avalia a sensibilidade do resultado final do modelo, dado em termos de SPL em campo distante, em função das diferentes variáveis de entrada.

3.1.1 Diretividade

Para uma seção representativa de uma hélice com MCA e FA igual a zero, o padrão de diretividade observado em uma distância constante pode ser obtido a partir das Equações 3.8, 3.9 e 3.10. Para o ruído de espessura, a diretividade característica é dada por

$$(DI)_V = \frac{\sin \theta}{(1 - M_x \cos \theta)^3} J_{mB} \left(\frac{mBzM_T \sin \theta}{1 - M_x \cos \theta} \right) \Psi_V. \quad (3.19)$$

Para arrasto

$$(DI)_D = \frac{\sin \theta}{(1 - M_x \cos \theta)^2} J_{mB} \left(\frac{mBzM_T \sin \theta}{1 - M_x \cos \theta} \right) \Psi_D. \quad (3.20)$$

Finalmente, para sustentação

$$(DI)_L = \frac{\sin \theta}{(1 - M_x \cos \theta)^2} (M_r^2 \cos \theta - M_x) J_{mB} \left(\frac{mBz M_T \sin \theta}{1 - M_x \cos \theta} \right) \Psi_L. \quad (3.21)$$

O padrão de diretividade do ruído de espessura e arrasto tem características de monopolo enquanto que o ruído de sustentação tem dois lobos com um nó no ângulo dado por $(M_r^2 \cos(\theta) - M_x = 0)$. A Fig. 19 apresenta as características diretivas das diferentes fontes e também a influência do numero de Mach M_x .

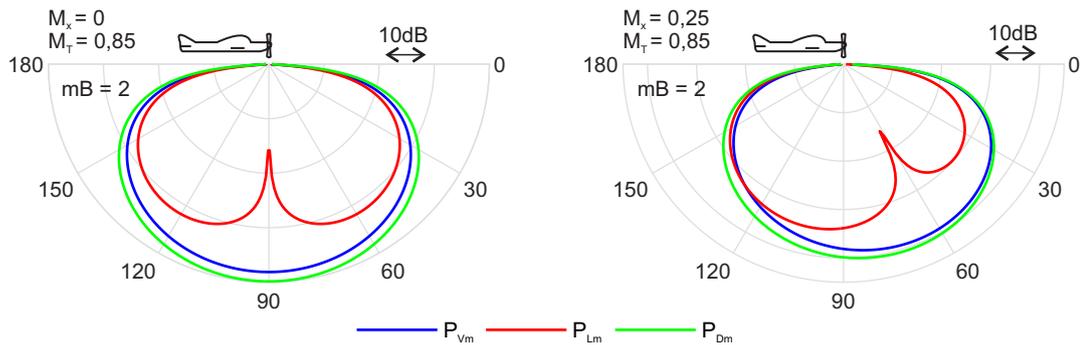


Figura 19 – Padrão de diretividade das fontes acústicas de uma secção em $z = 0,8$

A pressão nos dois lobos está defasada 180° entre si e 90° em relação ao monopolo de espessura, enquanto que o monopolo de arrasto está 90° fora de fase com o ruído de espessura e em fase com o lobo de $\theta \geq 90^\circ$ do ruído de sustentação. A influência do número de Mach M_x é vista como um deslocamento do nó na direção de avanço e também se reflete na assimetria das diferentes fontes em relação a $\theta = 90^\circ$. Finalmente, tomando o ruído de espessura como referência, a fase entre as fontes do modelo é expressa na Fig. 20.

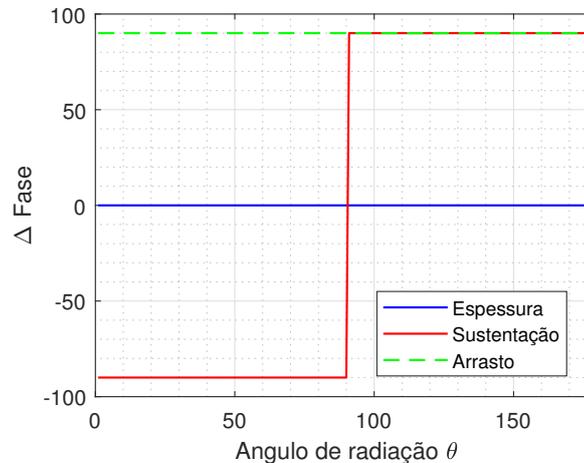


Figura 20 – Distribuição de fase entre as fontes acústicas do modelo

Portanto, para uma hélice sem sweep, com alinhamento de face igual a zero e estática, sempre haverá soma construtiva entre as fontes para $\theta \geq 90^\circ$ e soma destrutiva entre o

ruído de sustentação e arrasto para $\theta \leq 90^\circ$. Além disto, observa-se que a diretividade das fontes é dominada por $\sin(\theta)$, isto mostra que para ângulos próximos do eixo da hélice, os resultados do modelo tendem a zero.

3.1.2 Distribuições características no perfil aerodinâmico

Hélices possuem variações de ângulo de ataque e perfil aerodinâmico ao longo de seu raio para garantir máxima eficiência em diferentes regiões da pá. Como resultado dessas variações as funções que descrevem a distribuição de sustentação (F_L), arrasto (F_D) e espessura (H) do perfil aerodinâmico também se tornam dependentes da posição radial. Utilizar funções de distribuição simplificadas, de modo que as transformadas realizadas nas equações 3.14 até 3.16 possam ser feitas de forma analítica, se torna conveniente, dado que a distribuição de espessura possui pouca contribuição no cômputo de Ψ_V e em muitos casos não ser conhecida para Ψ_D e Ψ_L . Hanson [94] propôs aproximações suficientemente precisas, desde que a análise se limite aos harmônicos de baixa ordem. Estas aproximações incluem uma distribuição uniforme de sustentação e arrasto e uma distribuição parabólica de espessura ao longo do perfil, como mostra a Fig. 21, de modo que suas respectivas funções são dadas por:

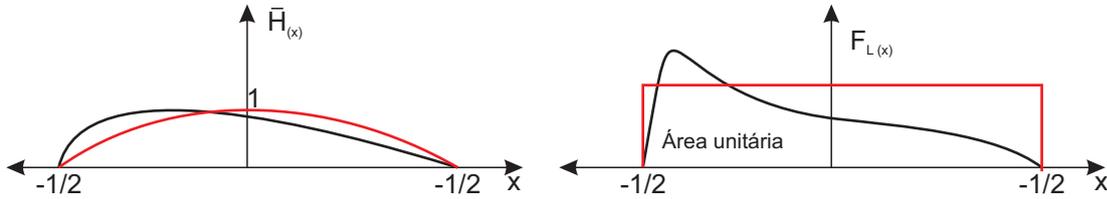


Figura 21 – Funções de distribuição para espessura e sustentação ao longo da corda do perfil. Em vermelho a aproximação e em preto uma distribuição característica

$$H(\bar{X}) = 1 - (2\bar{X})^2 \quad (|\bar{X}| \leq 1/2), \quad (3.22)$$

$$f_L(\bar{X}) = f_D(\bar{X}) = 1 \quad (|\bar{X}| \leq 1/2), \quad (3.23)$$

e conseqüentemente

$$\Psi_L = \Psi_D = \begin{cases} 1 & (K_{\bar{X}} = 0), \\ \frac{2}{K_{\bar{X}}} \sin\left(\frac{K_{\bar{X}}}{2}\right) & (K_{\bar{X}} \neq 0), \end{cases} \quad (3.24)$$

$$\Psi_V = \begin{cases} 2/3 & (K_{\bar{X}} = 0), \\ \frac{8}{K_{\bar{X}}^2} \left[\frac{2}{K_{\bar{X}}} \sin\left(\frac{K_{\bar{X}}}{2}\right) - \cos\left(\frac{K_{\bar{X}}}{2}\right) \right] & (K_{\bar{X}} \neq 0). \end{cases} \quad (3.25)$$

A necessidade de utilizar funções mais complexas para descrever as distribuições de espessura e carregamento pode ser compreendida a partir da análise da Fig. 22 e 23. Observa-se que nos primeiros harmônicos situados na região do número de onda $k_{\bar{X}}$, tanto os valores de Ψ_V quanto Ψ_V computados a partir das aproximações convergem aos valores computados com dados característicos.

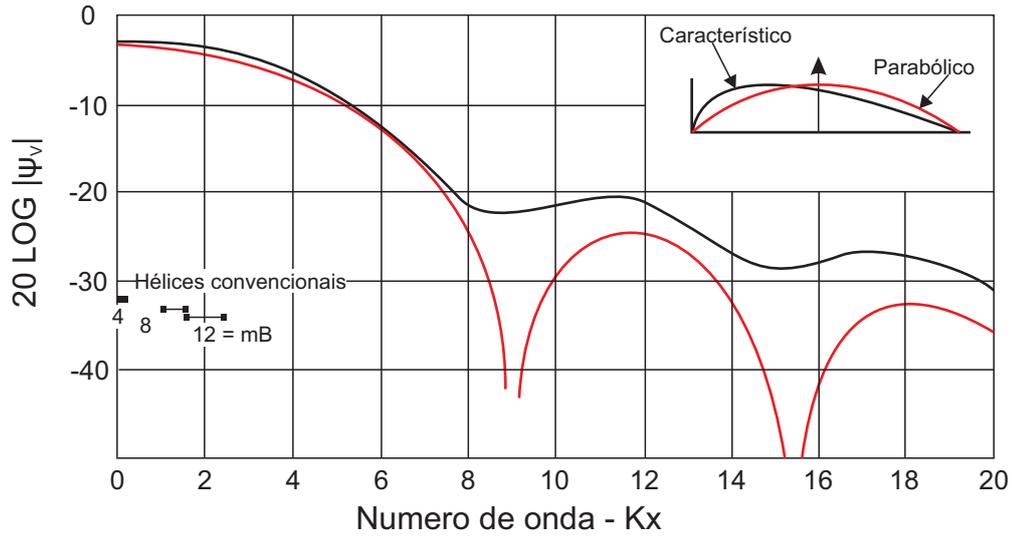


Figura 22 – Influência da aproximação parabólica de $H(\bar{X})$ no valor de Ψ_V em função de $K_{\bar{X}}$

Fonte: Adaptado de [94]

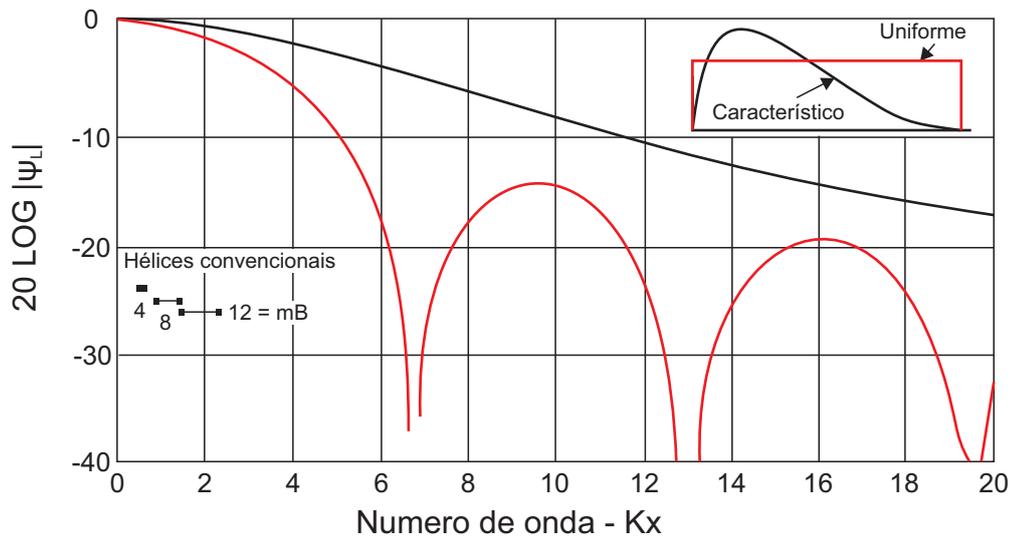


Figura 23 – Influência da aproximação uniforme de $F_L(\bar{X})$ no valor de Ψ_L em função de $K_{\bar{X}}$

Fonte: Adaptado de [94]

Conclui-se que a aproximação parabólica para distribuição de espessura e a aproximação de distribuição contínua para sustentação e arrasto são suficientemente precisas

para predição dos primeiros harmônicos de hélice.

3.1.3 Alinhamento de face e sweep

O alinhamento de corda (MCA), também referido como *sweep*, tem dois efeitos principais no projeto de hélices. O primeiro está associado a minimização dos efeitos de compressibilidade relacionados a regimes transônicos de ponta de pá. O segundo efeito está associado ao cancelamento de fase do ruído gerado em diferentes seções da hélice [94], como ilustra a Fig. 24.

Através das equações 3.8 até 3.10, compreende-se que cada elemento radial da hélice funciona como uma fonte irradiadora, possuindo magnitude e fase para as diferentes componentes de ruído (P_V , P_D e P_T). Para uma hélice reta, estas fontes estão em fase ao longo de todo raio da hélice. Para uma hélice com sweep, como mostra a Fig. 24, existe um atraso de fase, entre diferentes seções da pá, dado pela Eq.(3.18).

O alinhamento de face (FA), Fig. 6, produz efeitos de fase assim como o MCA. Para uma hélice qualquer com distribuição FA ao longo de seu raio, a fase entre diferentes seções da pá pode ser computada pela Eq.(3.17). Embora tanto o alinhamento de face quanto o alinhamento da corda média produzam efeitos de fase que podem ser utilizados de forma sistemática para gerar cancelamento de ruído entre diferentes seções da hélice, na prática apenas o *sweep* se torna uma variável flexível, dado as restrições construtivas para FA e o fato do ϕ_0 possuir lobos em anti-fase.

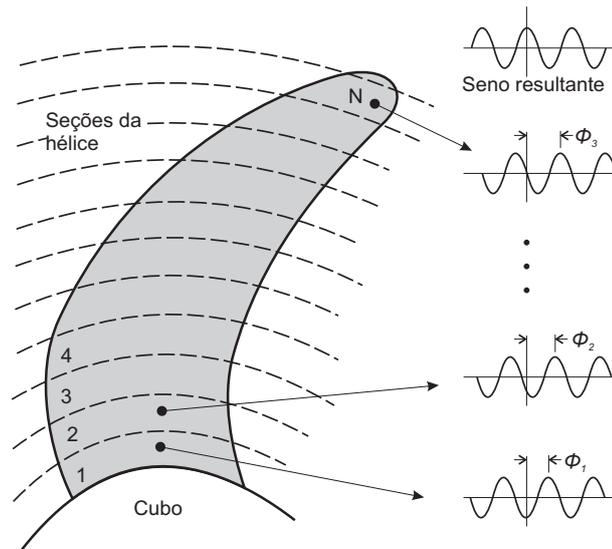


Figura 24 – Efeito de fase devido *sweep* da hélice

3.1.4 Influência do carregamento

Compreender a influência de variações da distribuição de carregamento da hélice na predição do campo sonoro distante é uma tarefa fundamental na avaliação do modelo e também na seleção de códigos para a obtenção dos dados aerodinâmicos de entrada do modelo. Com este intuito, um estudo realizando previsões acústicas variando o carregamento da hélice para uma mesma condição de operação foi conduzido utilizando a metodologia descrita na Seção 4.2.

A Fig. 25 demonstra os coeficientes de tração obtidos para dez casos simulados de uma hélice representativa de 254 mm operando em condição estática a 10000 RPM. A variação entre casos foi obtida através da seleção de diferentes perfis geométricos para hélice representativa. Sendo assim, todas as características geométricas, como corda, espessura, torção e *sweep* são mantidas. Entretanto, o perfil aerodinâmico da hélice varia entre casos.

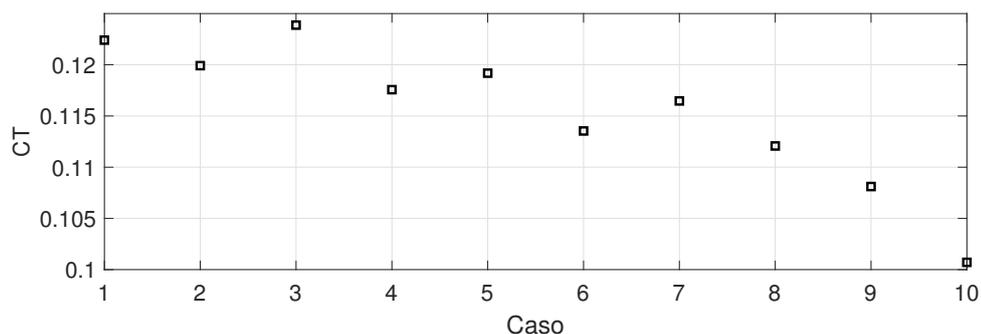


Figura 25 – Coeficiente de tração CT obtido para diferentes casos

Utilizando-se como referência o caso 10, cujo CT foi de 0,1007, a maior variação do coeficiente de tração foi obtida no caso 3, correspondendo a uma valor de 0,1244, que é aproximadamente 23,5% maior ao valor do caso 10. A Fig. 26 demonstra os resultados acústicos para o primeiro harmônico dada as respectivas variações de carregamento.

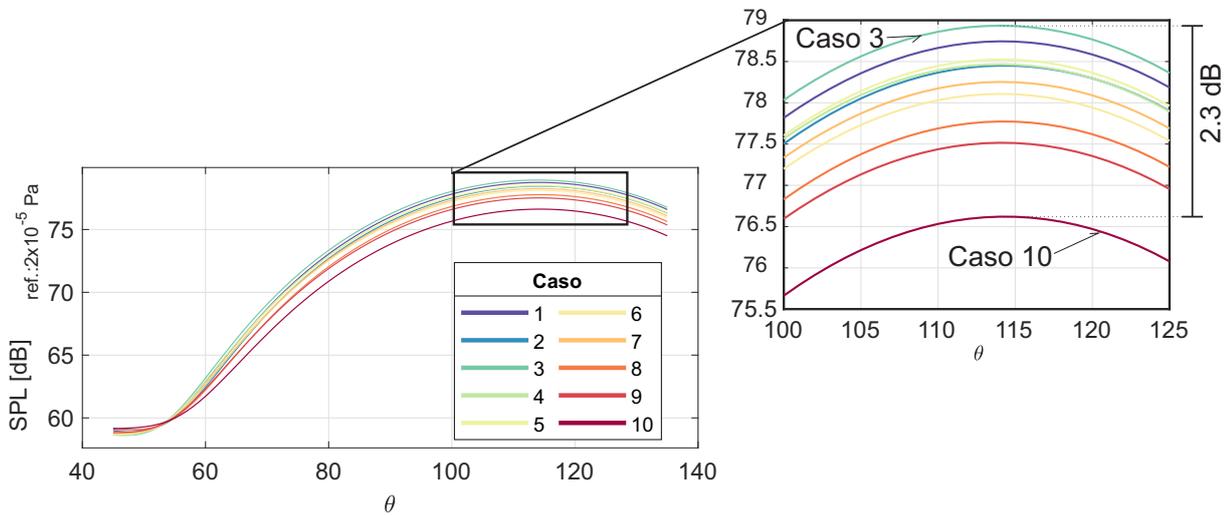


Figura 26 – Variação do SPL do primeiro harmônico para diferentes casos (variações de carregamento)

Da Fig. 26 pode-se observar que a maior variação causada pela variação do CT ocorre no ângulo de máxima radiação, próximo a 115° . Nesta região, uma ampliação do gráfico foi realizada para que os dados pudessem ser melhor observados. Os maiores e menores valores de SPL foram registrados para os casos 3 e 10 respectivamente. A diferença de 23,5% do coeficiente de tração entre os casos 3 e 10 correspondeu em uma variação de aproximadamente 2,3 dB no resultado acústico.

Conclui-se que os maiores desvios associados a erros na predição aerodinâmica serão refletidos principalmente no SPL do ângulo de máxima radiação. Além disso, o modelo mostra-se robusto aos desvios inerentes aos métodos de predição aerodinâmica, mostrando variações menores que 2,5 dB para desvios na predição de carregamento de até 25%.

4 METODOLOGIA

O presente capítulo tem como objetivo apresentar a descrição de todas as etapas necessárias para obtenção de resultados acústicos teóricos e do processo experimental para validação do modelo. A metodologia pode ser descrita em três etapas fundamentais, apresentadas na Fig. 27, que consistem em aquisição geométrica, determinação dos parâmetros aerodinâmicos de entrada do modelo e obtenção dos resultados experimentais do SPL em campo distante. A seguir, uma descrição detalhada de cada uma das etapas é apresentada.

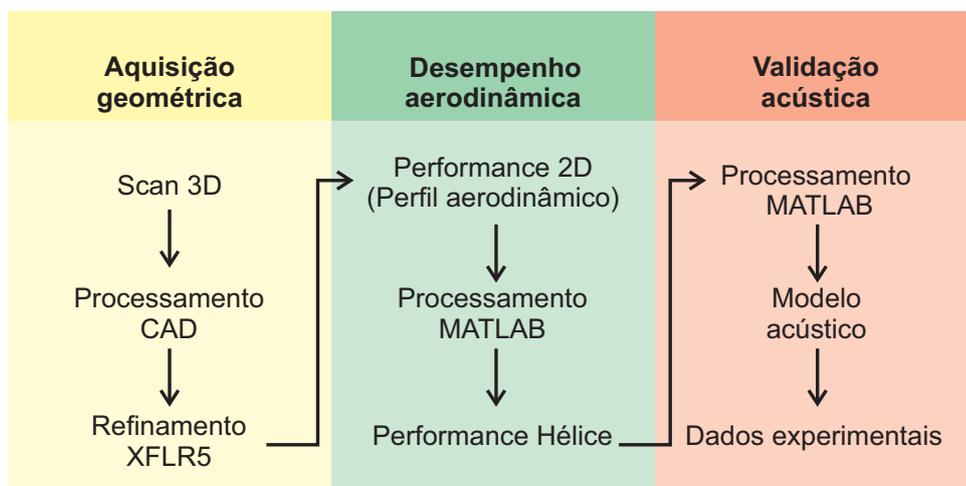


Figura 27 – Etapas para predição acústica

4.1 AQUISIÇÃO GEOMÉTRICA

Para realizar as análises propostas neste trabalho, um total de cinco hélices com aspectos geométricos idênticos e diferentes escalas foram selecionadas. As hélices possuem diâmetros variando de 8" até 12" com passo aerodinâmico de 4,5", são confeccionadas de material compósito pela fabricante APC Propellers e estão apresentadas na Fig. 28.

A aquisição geométrica das hélices foi realizada através de um digitalizador óptico 3D, modelo Atos® Compact Scan 2M, da fabricante GOM GmbH. Este funciona através da projeção de uma franja em luz branca sobre o objeto a ser digitalizado, capturando imagens através de duas câmeras, dispostas ao lado do projetor, que leem distorções na franja devido ao ângulo que possuem com a imagem de referência. A Fig. 29 mostra a hélice e o equipamento de digitalização utilizado.

As várias imagens adquiridas compõe uma nuvem de pontos, concatenada através dos alvos de referência que são fixados na peça e no suporte, (ver Fig. 29a). A leitura

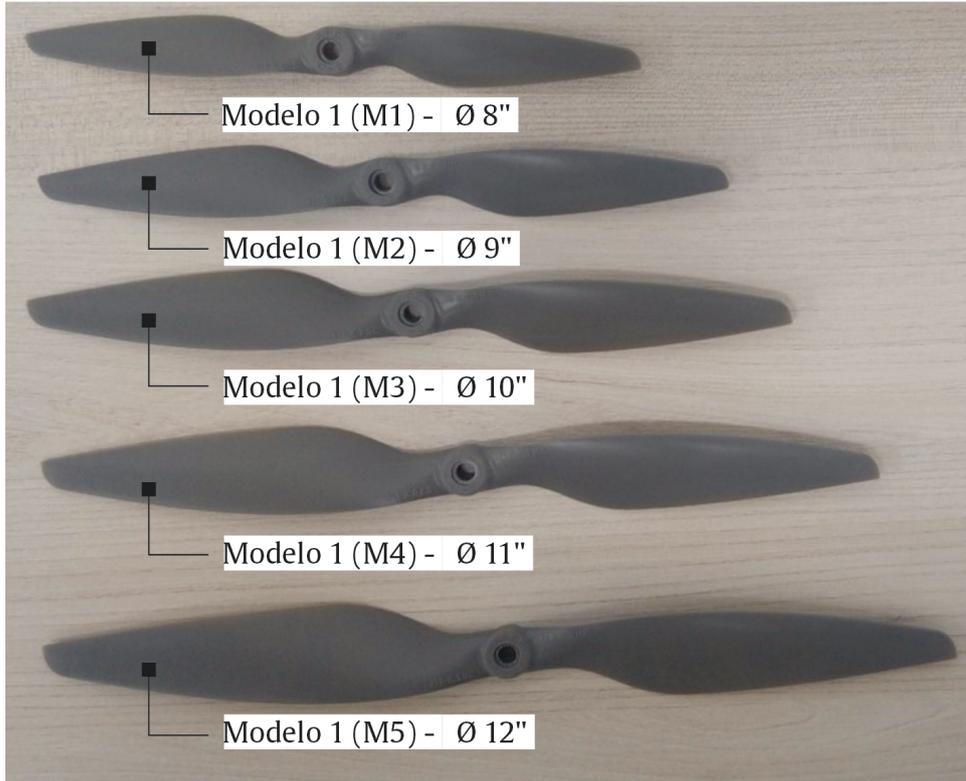


Figura 28 – Hélices utilizadas neste trabalho

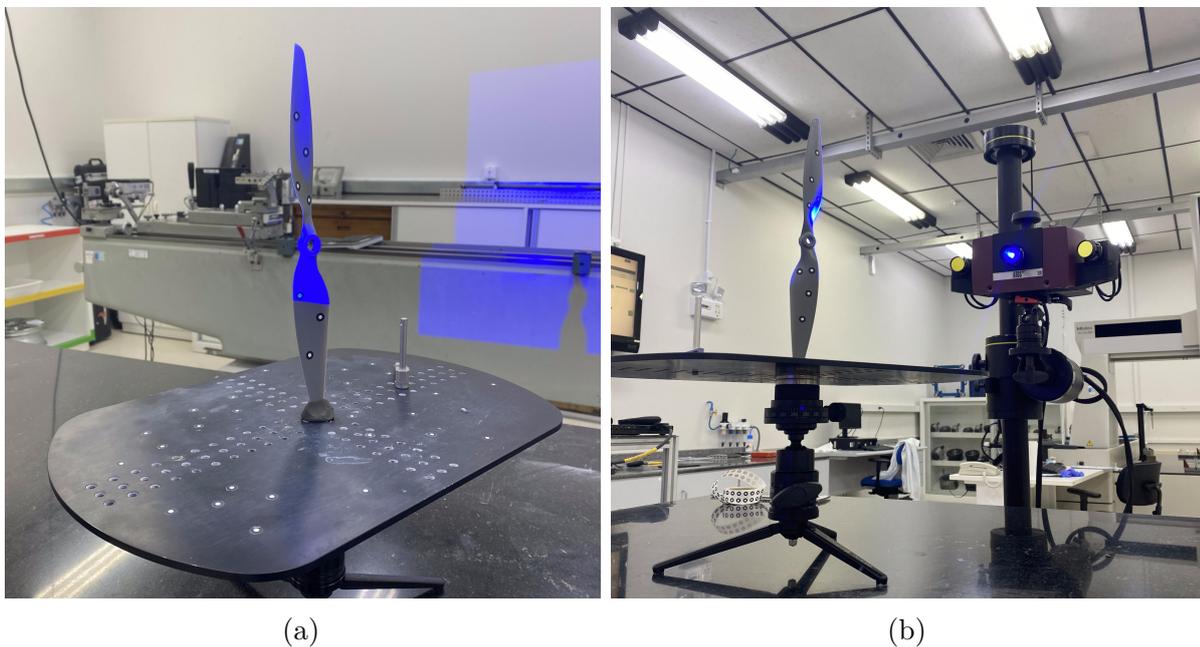


Figura 29 – Arranjo para aquisição geométrica da hélice. a) Hélice de referência; b) Digitalizador Atos Compact Scan 2M

e interpretação das aquisições é feita no software GOM ATOS Professional através da nuvem de pontos que o sistema captura e posteriormente gera a malha triangular que é salva no formato .stl. A varredura foi realizada e pós processada pelo Laboratório CERTI. Informações adicionais sobre o equipamento podem ser consultadas na Tabela 1.

Tabela 1 – Especificações do Digitalizador

Digitalizador ATOS COMPACT SCAN 2M	
Resolução da Câmera	2 Megapixels (1624 x 1236)
Volume de medição	(250 x 190 x 190) mm
Distância entre os pontos medidos	0,153 mm
Distância entre câmeras	300 mm
Ângulo entre câmeras	25 °
Distância de medição	570 mm
Diâmetro do alvo de referência [mm]	3

Após a entrega dos arquivos .stl das hélices, uma etapa de processamento e tratamento de malha foi realizado para corrigir imperfeições, descontinuidades e buracos na malha. Este processo foi realizado no software CAD SolidWorks 2017 utilizando o suplemento *ScanTo3D* que possui um assistente na preparação e edição de malhas 3D. Com a geometria devidamente tratada, iniciou-se o processo de extração as informações geométricas da hélice.

Os parâmetros geométricos necessários para descrição da hélice, além de diâmetro e número de pás, são: perfil aerodinâmico em função da posição radial, corda, espessura, pitch, alinhamento de face e sweep. Todas estas informações devem ser obtidas ao longo do raio da hélice em um número suficiente de seções para representar adequadamente a hélice. No presente trabalho, optou-se por utilizar um seccionamento partindo do cubo da hélice em passos de 5% do raio até 90% do raio da pá, ponto onde o seccionamento foi refinado em passos de 2% do raio para garantir um refino adequado na ponta de pá, totalizando um conjunto de 23 seções, como mostra a Fig. 30.

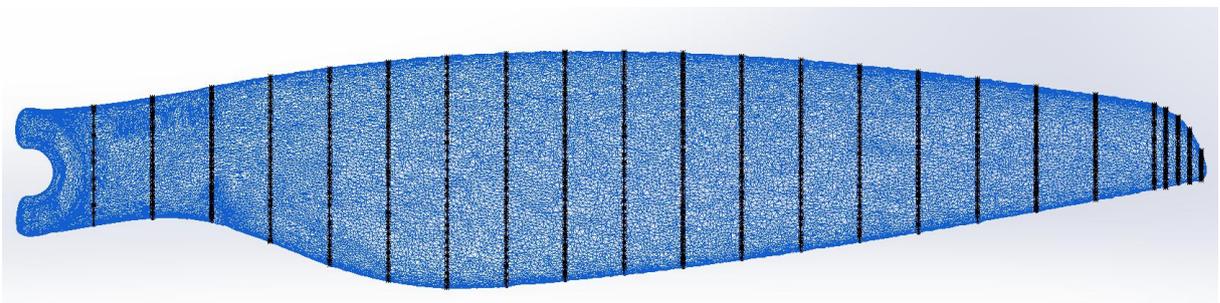


Figura 30 – Seccionamento da malha para extração dos dados geométricos

A extração das informações geométricas foi feita de forma manual para cada uma das seções da hélice. Inicialmente uma linha da extremidade do bordo de ataque até o bordo de fuga é traçada para representar a corda do perfil aerodinâmico da seção. Após

isto, a torção da seção é obtida medindo a inclinação da reta, que traça a corda do perfil, com relação ao plano de giro da hélice. Por fim, a espessura máxima do perfil foi obtida traçando uma reta perpendicular a linha de corda no ponto de máxima espessura. As aquisições realizadas são dispostas na Fig. 31.

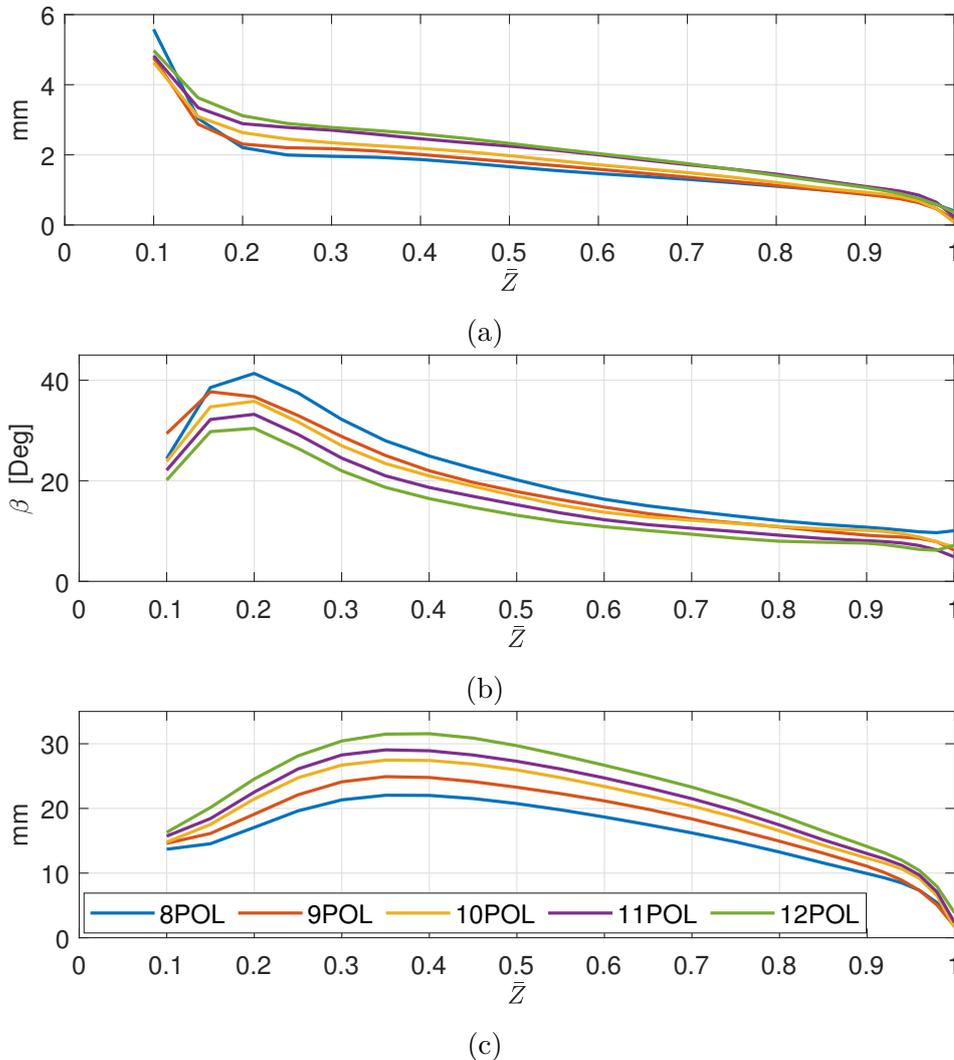


Figura 31 – Dados geométricos das hélices APC. a)Espessura, b)Angulo de torção (β), c) Corda

O formato do perfil aerodinâmico obtido nas seções da hélice é variável. De fato, de acordo com informações disponíveis no site da *APC Propellers*, o perfil aerodinâmico das hélices é composto por uma mescla entre o perfil NACA 4412 e Clark-Y. A extração do perfil aerodinâmico das seções foi realizada de forma manual utilizando o software XFLR5.

O processo consiste em três etapas, que são apresentadas na Fig. 32. Inicialmente uma foto do perfil, destacada em laranja na Fig. 32a, foi importada como imagem de fundo no módulo de *Direct Foil Design* do software. Após isto, um ajuste manual foi realizado

sobre o perfil, como ilustra a Fig. 32b. Por fim, o ângulo de ataque do perfil foi setado para zero com a ferramenta de *De-rotate* e o perfil era normalizado com dimensões unitárias, Fig. 32c. Após a realização destas etapas, o XFLR5 permite que o formato do perfil seja exportado em um arquivo .dat com as coordenadas organizadas no formato necessário para utilização do software XFOIL. A distribuição completa dos perfis aerodinâmicos pode ser encontrada no apêndice B.

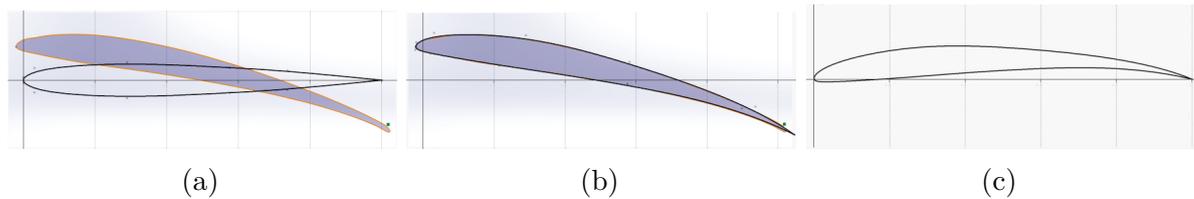


Figura 32 – Processo de aquisição do perfil aerodinâmico. a) Carregamento da imagem de fundo, b) Ajuste do formato do perfil, c) Normalização e De-rotate do perfil.

4.2 PERFORMANCE AERODINÂMICA

Como descrito nos equacionamentos da seção 3, a distribuição dos coeficientes de sustentação C_L e arrasto C_D são necessários para obtenção de resultados com o modelo acústico. Para estimar tais parâmetros aerodinâmicos, o software QPROP, baseado na teoria de BEMT foi utilizado. A utilização do software QPROP depende de vários parâmetros de entrada, que podem ser extraídos das curvas do coeficiente de sustentação e polar de arrasto do perfil aerodinâmico das diferentes seções da hélice.

A obtenção dos coeficientes de sustentação C_l e arrasto C_d do perfil aerodinâmico foi feita utilizando o software XFOIL [61], que é baseado num método de painéis de alta ordem junto a uma formulação integral de camada limite turbulenta. Mais informações sobre a formulação e validação do software podem ser obtidas nas referências [62, 96, 61]. Portanto, para obtenção dos resultados aerodinâmicos segue-se o fluxo de atividades apresentado na Fig. 33.

O conjunto de operações descrito no fluxograma da Fig. 33 foi automatizado para ser executado através de uma rotina no software MATLAB. O processo tem início com a importação da geometria do perfil aerodinâmico no software XFOIL. Após isto, o número de Reynolds de referência e ângulo de ataque são estipulados. Os resultados de polar de arrasto e curva de sustentação do perfil são salvos em um arquivo .txt e depois importados para o MATLAB para serem processados.

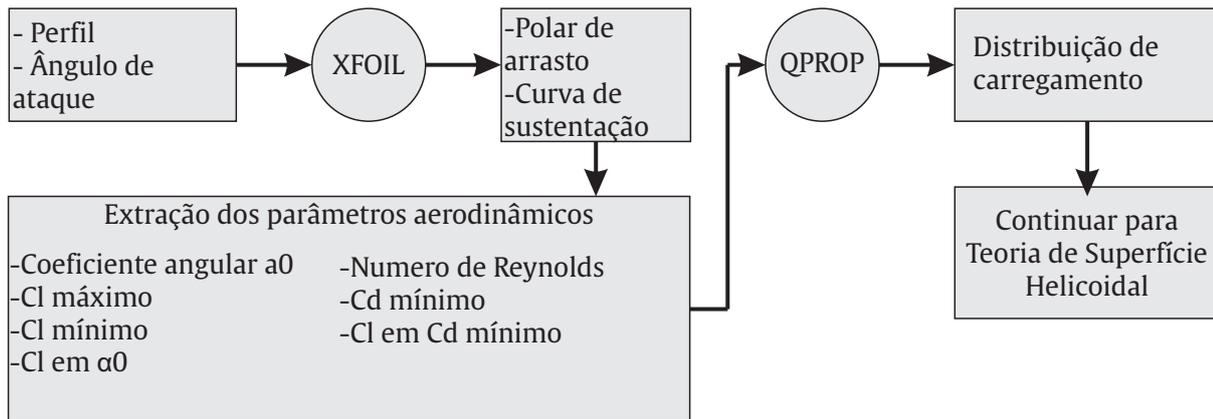


Figura 33 – Fluxograma de informações para uma simulação aerodinâmica/acústica

No MATLAB, um conjunto de sub-rotinas realiza a extração dos dados necessários para o arquivo de entrada do QPROP. A Fig. 34 possui o gráfico da polar de arrasto a esquerda, e curva de sustentação a direita. Através destes dois gráficos é possível extrair as informações necessárias para os dados de entrada do Qprop.

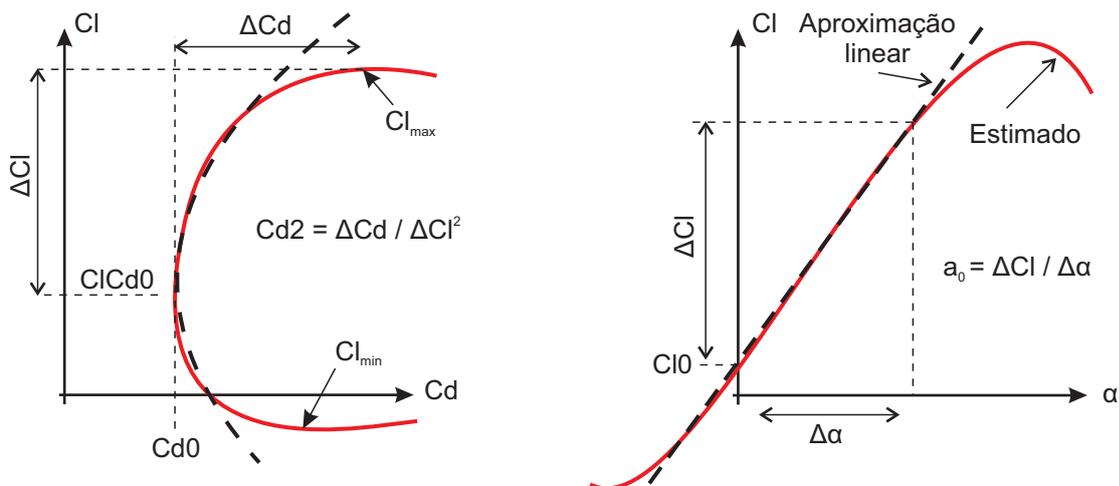


Figura 34 – Extração dos dados de entrada para o Qprop. Polar de arrasto a esquerda, e curva de sustentação a direita. Valores estimados apresentados em vermelho e aproximações com linha tracejada.

a_0 é a tangente da região linear da curva de sustentação. $Cl0$ é o valor de Cl quando $\alpha = 0$. Cl_{min} e Cl_{max} são respectivamente o menor e maior valor de Cl . $Cd0$ é o menor valor do coeficiente de arrasto. $ClCd0$ é o valor de Cl quando Cd é mínimo. ΔCd é a variação de Cd entre $Cd0$ e o valor de Cd em Cl_{max} . ΔCl é a variação de Cl entre $ClCd0$ e Cl_{max} . Finalmente, $Cd2$ é definido como mostra a Fig. 34.

Após a extração dos valores de interesse (ver Fig. 33), os dados aerodinâmicos e geométricos são formatados no estilo necessário para a execução do QPROP. Um exemplo de arquivo de entrada do QPROP é apresentado no apêndice A. Os resultados do QPROP,

em termos das distribuições de sustentação e arrasto ao longo do raio da hélice, são salvos em um arquivo .txt e importados para o MATLAB, onde serão corrigidos em relação a orientação dos vetores de sustentação e arrasto e finalmente estarão prontos para serem utilizados no modelo acústico.

4.3 VALIDAÇÃO ACÚSTICA

A implementação do modelo acústico também foi realizado no software MATLAB. As distribuições dos coeficientes de sustentação e arrasto obtidos através dos processos descritos nas seções anteriores são fornecidos como entrada junto com dados geométricos da hélice. Mais detalhes da formulação e variáveis necessárias para o uso do modelo podem ser consultadas na seção 3. A seguir, o detalhamento do conjunto experimental para obtenção de dados e validação do modelo é apresentado.

4.3.1 Arranjo Experimental

A matriz de ensaios para este trabalho foi determinada visando reproduzir as condições de operação comumente encontradas em *drones*. Para isto, as hélices apresentadas na seção 4.1 foram analisadas em diferentes velocidades de rotação, em condição estática. A Tabela 2 apresenta o conjunto de ensaios realizados neste trabalho.

Modelo	RPM									
	6k	6,5k	7k	7,5k	8k	8,5k	9k	9,5k	10k	
M1	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
M2	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
M3	X	X	X	X	X	X	X	X	X	X
M4	X	X	X	X	X	X	X	X	X	
M5	X	X	X	X	X	X				

Tabela 2 – Matriz de teste realizadas neste estudo.

O fator limitante para o RPM máximo atingido por diferentes hélices foi a corrente do motor, por este motivo nem todas as hélices puderam atingir 10000 RPM.

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 chão de concreto. O interior da câmara tem 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 configuração experimental é apresentada na Fig. 35. O suporte da hélice 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 produzido por uma impressora 3D. A Bancada inteira, com exceção da haste horizontal, é coberta de material acusticamente absorvente para minimizar as reflexões acústicas em alta frequência.

A distância vertical entre o *hub* da hélice e o chão é de 1,3 m. Um conjunto de nove microfones orientados para baixo foram posicionado em linha a uma distância de 1,52 m da bancada de teste e 2 m de distância do eixo de giro da hélice (ver Fig.35b).

A velocidade de rotação das hélices foi controlada utilizando um sistema PID 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 analisados, o desvio médio da velocidade de rotação foi inferior a 10 RPM.

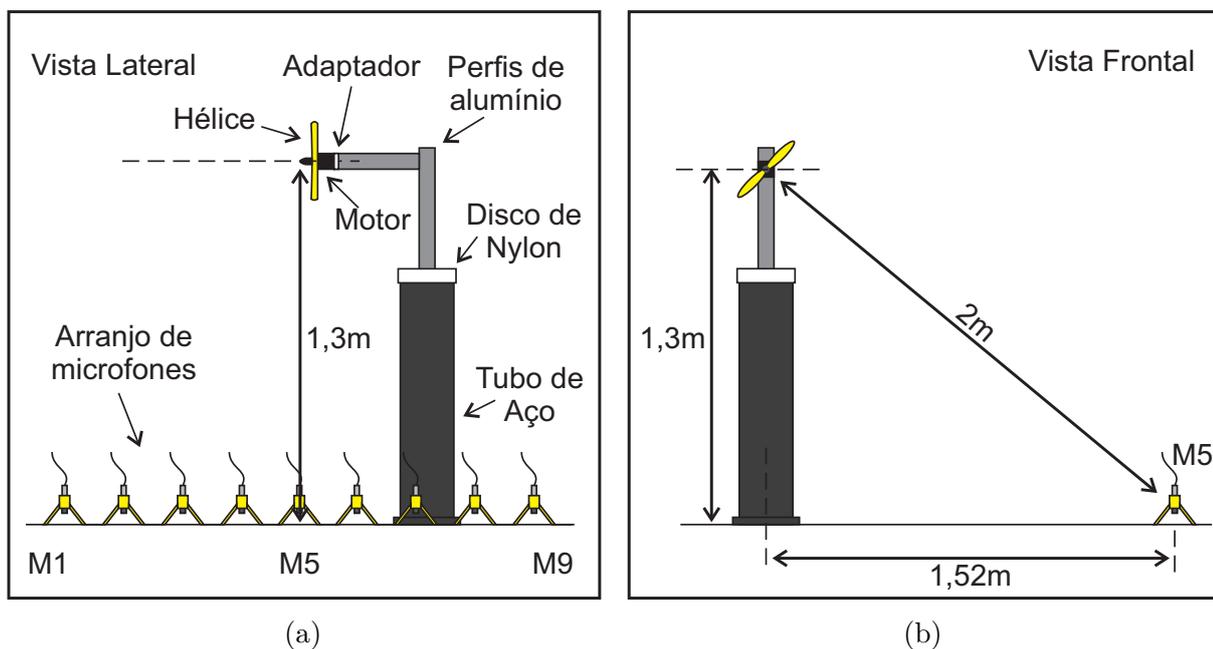


Figura 35 – Configuração do arranjo experimental. a)Vista Lateral, b)Vista Frontal

O conjunto 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 3. Os microfones foram orientados ao chão a uma distância de 6 mm como mostrado na Fig. 36, onde uma foto da configuração experimental e do posicionamento dos microfones é apresentada. O sistema de microfones invertidos foi selecionado pois este permite eliminar



Figura 36 – Fotos da configuração experimental. a) Foto lateral, b) Orientação e suporte dos microfones

os efeitos de reflexão do solo através da subtração de 6 dB do nível de pressão sonora medido [97, 98, 99], 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).

Tabela 3 – 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°

A menor relação de distancia entre os microfones e hélice foi de ≈ 6.5 R/D, garantindo que todos os microfones estão posicionados em campo distante, de acordo com os resultados observados por Tinney e Sirohi [34].

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 60s 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.35), portanto a distancia entre os microfones e o cubo da hélice

varia de acordo com θ . Para obter os valores de SPL na distância de referência de 2 m, uma compensação relativa a perda por espalhamento esférico foi acrescentada durante o pós processamento.

5 RESULTADOS

5.1 RESULTADOS AERODINÂMICOS

Antes de apresentar diretamente os resultados aerodinâmicos obtidos para as hélices utilizadas neste trabalho, uma validação da metodologia utilizada na seção 4.2 é necessária. Para isto, comparações entre os resultados obtidos e aqueles disponíveis na literatura foram realizadas. A seleção da hélice para validação foi feita com base em trabalhos que apresentassem tanto dados geométricos quanto de desempenho. A seguir, os dados referentes a validação aerodinâmica da hélice DA4002 são apresentados.

Hélice DA4002

A hélice DA4002 foi desenvolvida no trabalho de Deters, Ananda Krishnan e Selig [40], para análise da influência do número de Reynolds em pequenas hélices. A hélice possui dimensões características das utilizadas em *drones* e tem geometria retangular com razão de corda fixa ($b_D = 0,09$) e perfil aerodinâmico constante (SDA1075) ao longo de todo raio. Informações geométricas da hélice e do perfil aerodinâmico são apresentados na Fig. 37.

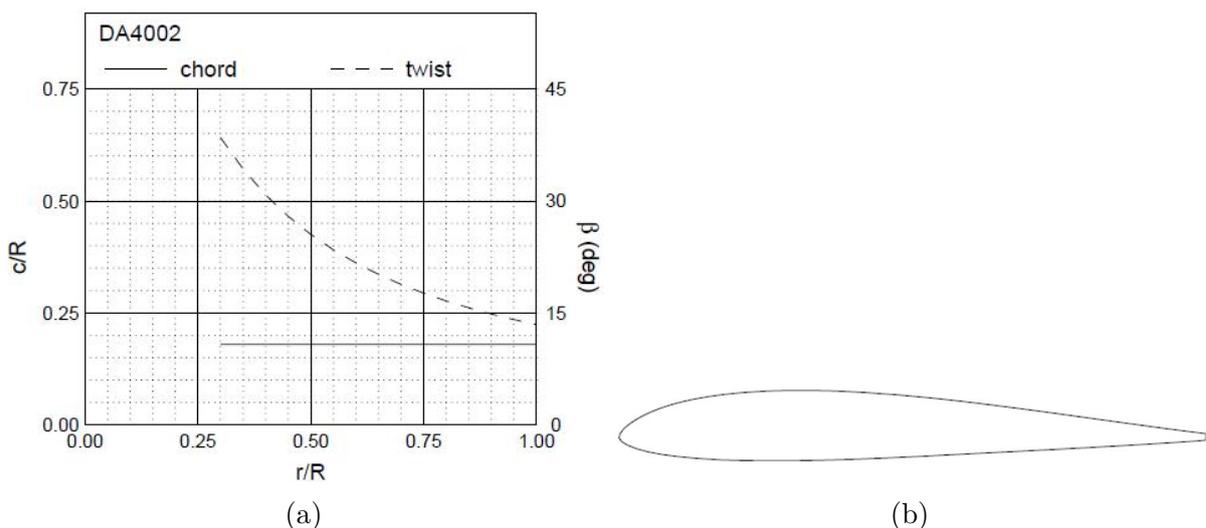


Figura 37 – Caracterização geométrica da hélice DA4002. a) Distribuição de corda e torção, b) Perfil aerodinâmico SDA1075

Fonte: Retirado de [40]

Os resultados apresentados no trabalho de Deters, Ananda Krishnan e Selig para hélice DA4002 são referentes a operação em condições estáticas com velocidades de rotação

de 2000, 3000, 4000 e 5000 RPM. Os resultados aerodinâmicos do perfil SDA1075 para as respectivas condições de operação citadas são apresentados na Fig. 38.

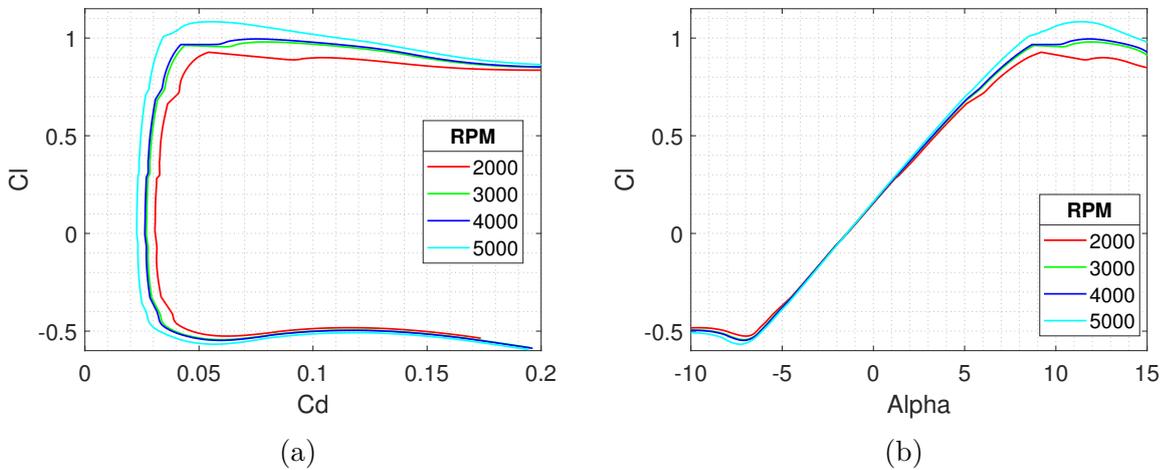


Figura 38 – Resultados aerodinâmicos do perfil SDA1075 simulado no XFOIL para diferentes rotações. a) Polar de arrasto, b) Curva de sustentação

A simulação realizada com o XFOIL variou o ângulo de ataque do perfil aerodinâmico de -10° a 15° utilizando um passo de $0,2^\circ$. O número de Reynolds de referência para simulação foi calculado com base na corda da hélice em $0,75 R$. Com esta referência os valores de número de Reynolds aplicados ao software foram 24k, 37k, 50k, e 62k utilizando $\rho = 1,18 \text{ kg/m}^3$ e $\mu = 1,763e^{-5} \text{ kg/ms}$. Observa-se que a variação do número de Reynolds influencia pouco a região de comportamento linear do perfil 38b, entretanto altera de maneira significativa os valores de máxima sustentação e arrasto.

Realizando a extração de dados apresentada na Fig. 34 o documento de entrada do QPROP, disponível no apêndice A, pode ser elaborado. A comparação entre os dados obtidos com o Qprop e dados experimentais do trabalho de Deters, Ananda e Selig são apresentados nas Figs. 39 e 40 em termos dos valores do coeficiente de tração C_T e coeficiente de potência C_P , em função da razão de avanço J . A definição destes termos pode ser consultada na Seção 2.2.

Pode-se observar boa concordância entre os resultados experimentais e os obtidos com o QPROP, de modo que nenhum desvio maior que 20% em relação aos dados experimentais foi observado. Além disto, percebe-se uma tendência do software em subestimar os resultados para todos os valores de J . Fato que pode estar associado ao baixo número de Reynolds das simulações e a dificuldade dos softwares em prever o comportamento aerodinâmico do escoamento nestes casos.

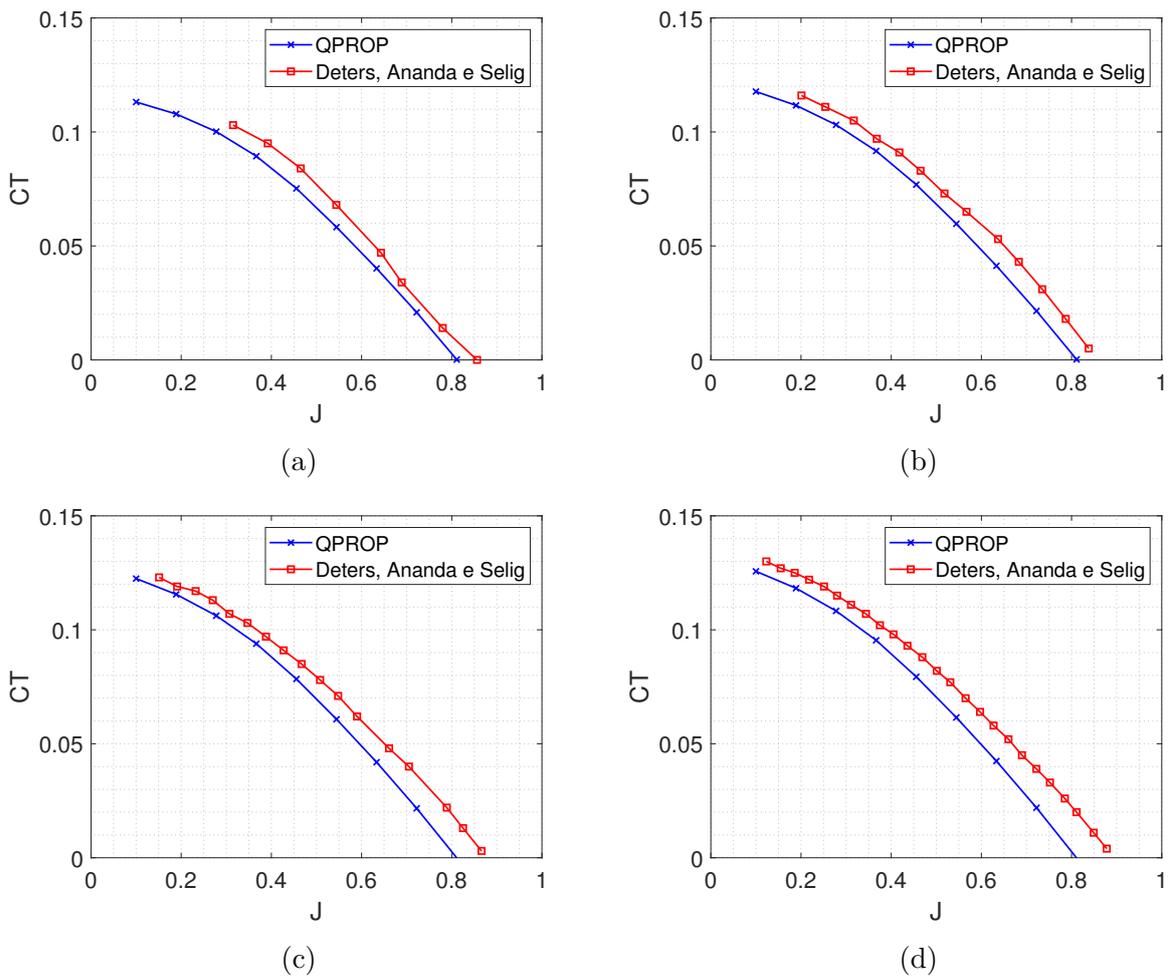


Figura 39 – Hélice DA4002 - Comparação do CT entre resultados experimentais [40] e utilizando o QPROP. a)2000 RPM, b)3000 RPM, c)4000 RPM e d)5000 RPM

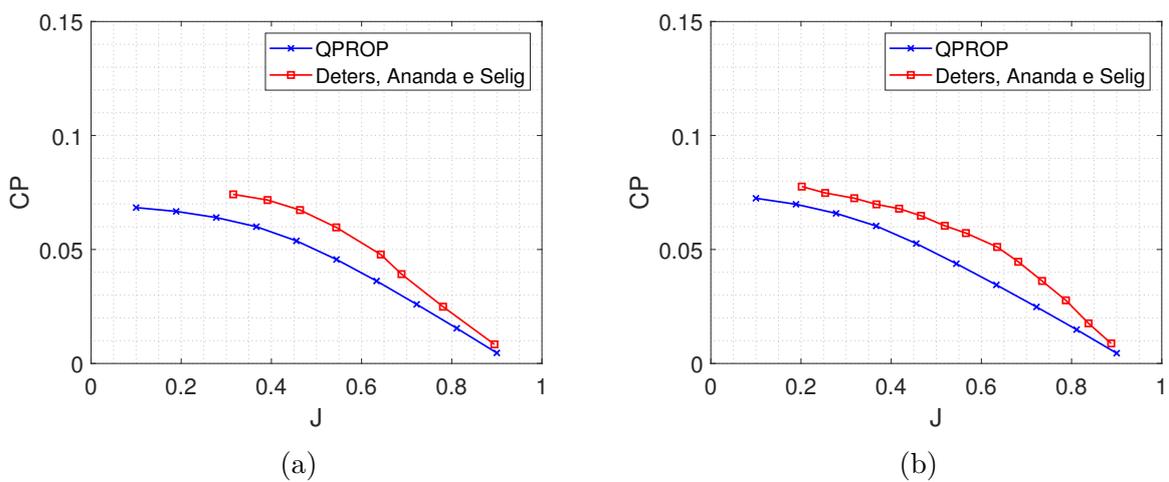


Figura 40 – Hélice DA4002 - Comparação do CP entre resultados experimentais em função de J [40] e utilizando o QPROP. a)2000 RPM, b)3000 RPM, c)4000 RPM e d)5000 RPM

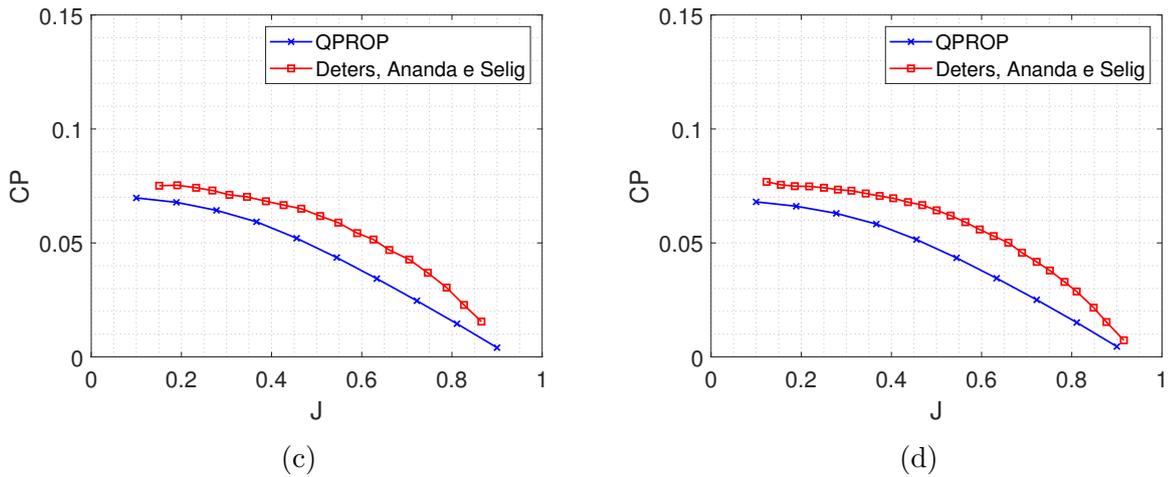


Figura 40 – Hélice DA4002 - Comparação do CP entre resultados experimentais em função de J [40] e utilizando o QPROP. a)2000 RPM, b)3000 RPM, c)4000 RPM e d)5000 RPM

Os resultados obtidos através da comparação sugerem que a metodologia baseada no BEMT oferece boa capacidade de predição para os valores de CT e CP.

Hélices APC

Utilizando o esquema apresentado no Capítulo 4 os dados aerodinâmicos das hélices APC utilizadas neste trabalho puderam ser estimados. Segundo o documento de referência do QPROP [100], a construção da hélice pode ser realizada considerando um perfil representativo para todas as seções da hélice ou múltiplos perfis para diferentes seções. Para determinar qual deveria ser a abordagem utilizada neste trabalho, uma análise comparando o coeficiente de tração dado pela fabricante e o obtido com os métodos de perfil representativo e múltiplos perfis foi realizada. Tal procedimento se repetiu para todas as hélices, e resultados similares foram obtidos.

A Fig. 41 apresenta a comparação entre o coeficiente de tração dado pela fabricante com o obtido utilizando perfis representativos e múltiplos perfis, para hélice M3 operando em diferentes velocidades de rotação.

O perfil representativo foi extraído de diferentes seções, de 35% a 80% do comprimento da pá medido a partir do cubo. Perfis abaixo de 35% da posição radial tem deformações causadas pelo acoplamento com o cubo e perfis acima de 80% possuíam distorções causadas pela fina espessura da hélice e erros inerentes ao método de aquisição geométrico e pós-processamento.

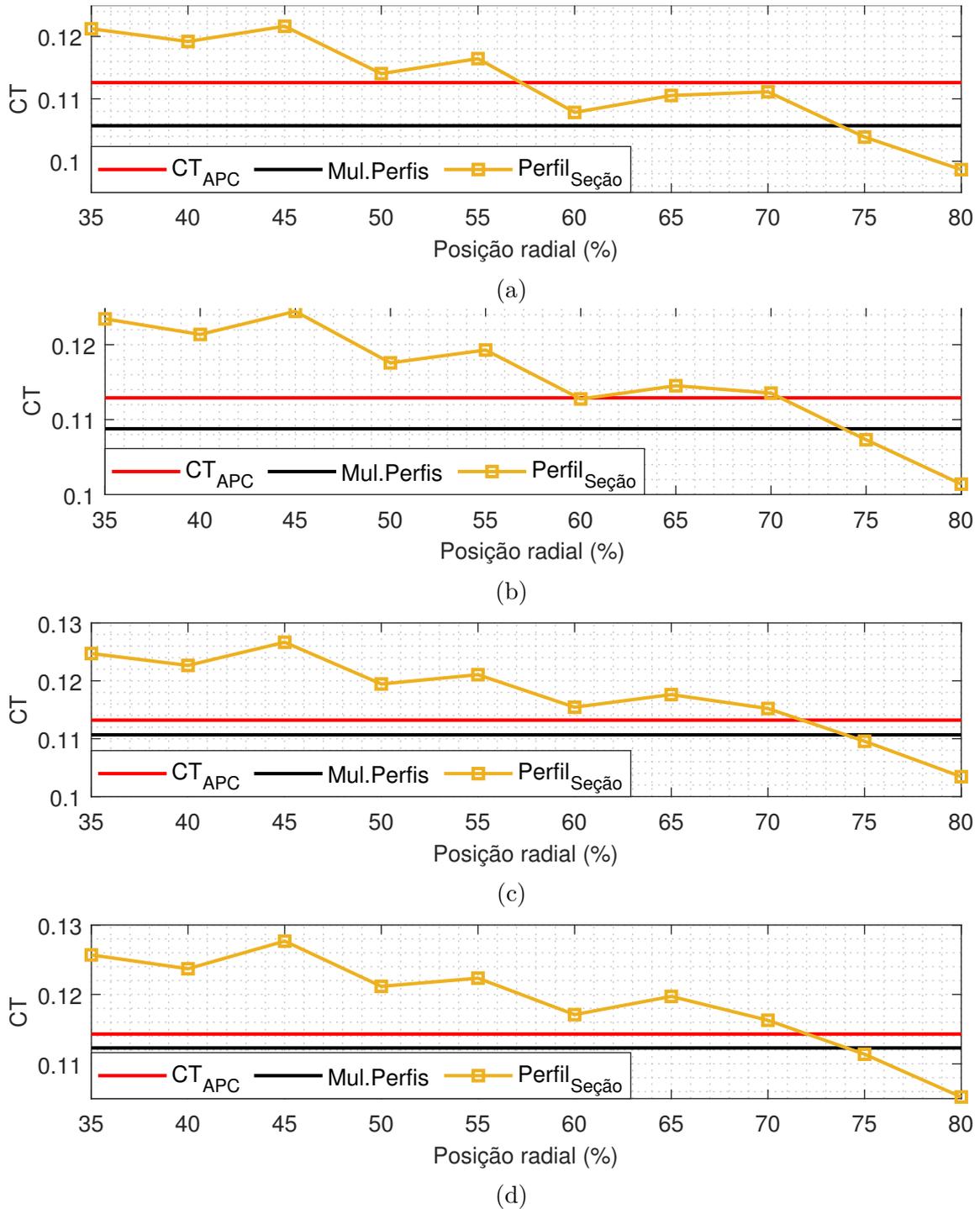


Figura 41 – Análise do coeficiente de tração para hélice M3. a) 6000 RPM, b) 7000 RPM, c) 8000 RPM, d) 9000 RPM, e) 10000RPM

Analisando a Fig. 41, é possível observar que para todas as velocidades de rotação o método de múltiplos perfis subestima os valores de CT em relação ao valor nominal fornecido pelo fabricante. A utilização de perfis representativos segue uma tendência clara, onde os maiores valores de CT são obtidos utilizando perfis próximos ao cubo da hélice e uma diminuição dos valores de CT acontece quanto mais próximo da região da ponta da

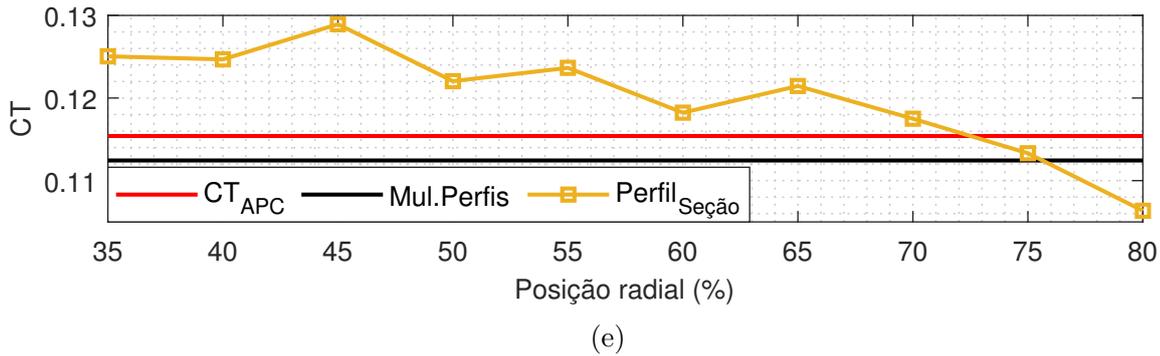


Figura 41 – Comparação entre CT analítico e fornecido pela fabricante. a) Hélice M1, b) Hélice M2, c) Hélice M3, d) Hélice M4, e) Hélice M5

pá o perfil representativo esteja.

Este comportamento acontece dada a otimização aerodinâmica das hélices, onde perfis mais delgados e com menor ângulo de ataque, são utilizados na região de ponta de pá, enquanto que perfis mais convexas e espessos são utilizados na região próxima ao cubo.

Finalmente, analisando os dados obtidos conclui-se que a região de 60% a 70% apresenta os perfis com melhor representatividade, visto que essa região apresentou melhor concordância com os resultados nominais. A seleção final, entre os perfis foi realizada considerando a convergência de resultados no XFOIL. Os perfis em 65% e 70% apresentavam problemas de convergência, que eram solucionados através da alteração manual de parâmetros específicos na simulação, como número de painéis, discretização do ângulo de ataque, número de interações, transição de camada limite e outros. Entretanto, em alguns casos não foi possível obter a convergência de resultados. Portanto, considerando o fato de que os três perfis apresentaram resultados satisfatórios, e que o mesmo perfil pude-se ser utilizado como referência em todas as simulações, optou-se pela utilização do perfil em 60%. O formato aerodinâmico deste perfil é apresentado na Fig.42. As consequências de desvios na predição aerodinâmica podem ser melhor compreendidas na seção 3.1.4.

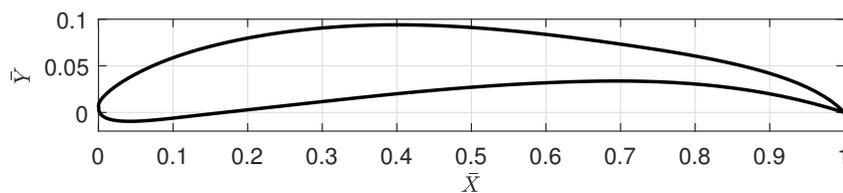


Figura 42 – Perfil aerodinâmico em 60% do raio

Outra análise aerodinâmica realizada foi a comparação de distribuição de carregamento ao longo da direção radial da hélice utilizando os dois métodos de representação

da hélice. Esta análise é importante, pois está diretamente associada aos coeficientes de sustentação e arrasto ao longo da hélice, que são dados de entrada para o modelo acústico utilizado.

A Fig.43 demonstra a variação de carregamento sobre a hélice para os diferentes métodos e perfis representativos. Para facilitar a visualização, os dados foram normalizados em função do máximo valor de carregamento para cada análise, deste modo pode-se observar o formato geral das curvas sem as diferenças de magnitude causadas pelas diferentes análises.

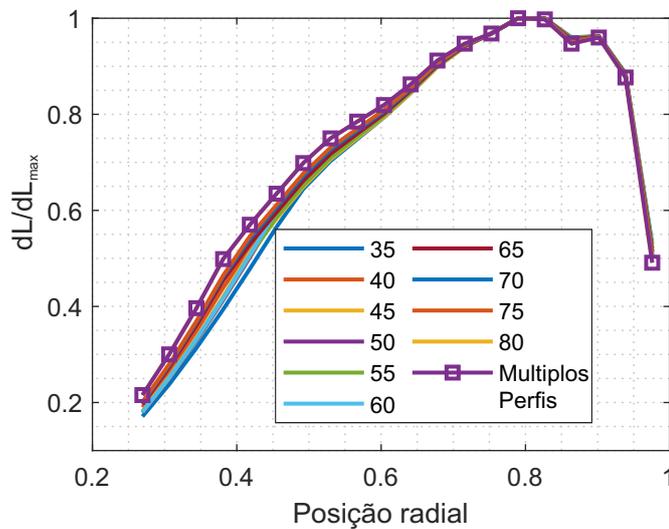


Figura 43 – Distribuição de sustentação normalizada. Hélice M3 operando em 10000 RPM para diferentes métodos de análise

Observa-se que, independente do método utilizado, ou do perfil selecionado para representação da hélice, a distribuição de sustentação sobre a pá tem apenas pequenas variações, as quais não são prejudiciais aos dados acústicos ou aerodinâmicos obtidos.

Através deste conjunto de análises foi possível determinar que o método de perfil representativo, utilizando o formato aerodinâmico localizado em 60% do raio da hélice, é o mais adequado para representação aerodinâmica da hélice, permitindo resultados satisfatórios do coeficiente de tração para uma ampla faixa de velocidades de rotação e conservando a distribuição característica de sustentação ao longo da hélice.

Utilizando a metodologia descrita nesta seção, os resultados aerodinâmicos são apresentados nas figuras 44. Os dados são um comparativo entre os valores do coeficientes de tração analíticos para o perfil a 60% do comprimento da pá e aqueles disponibilizados pela fabricante.

A maior divergência ocorreu na análise da hélice M5, onde os valores de CT foram

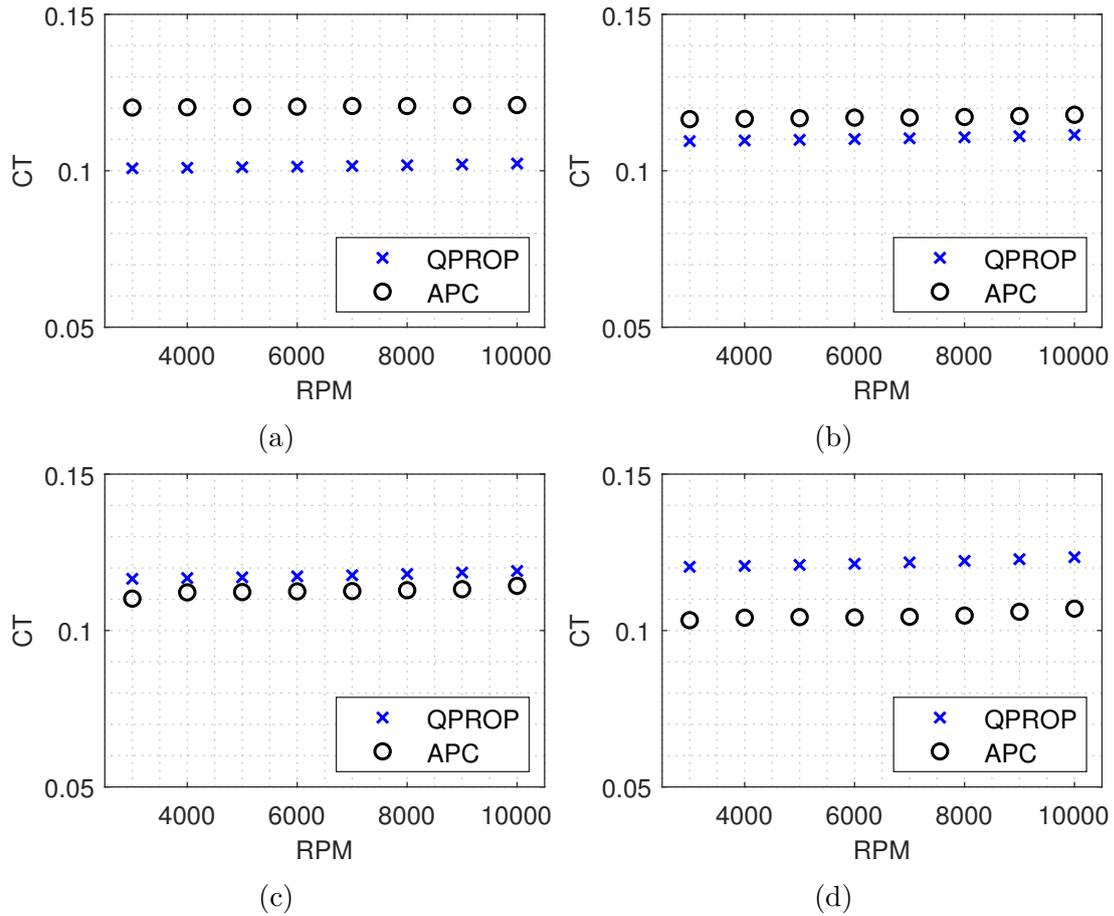


Figura 44 – Comparação entre CT analítico e fornecido pela fabricante. a) Hélice M1, b) Hélice M2, c) Hélice M3, d) Hélice M4, e) Hélice M5

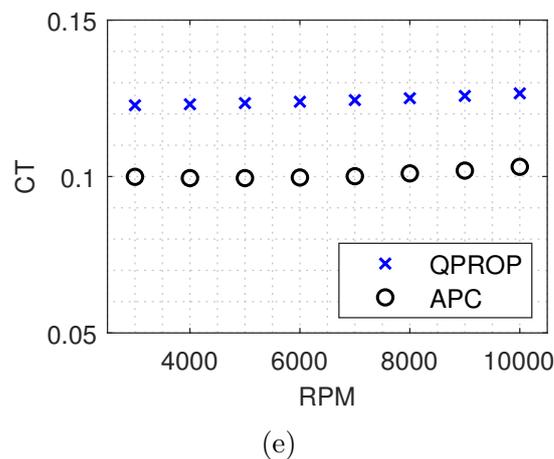


Figura 44 – Comparação entre CT teórico e fornecido pela fabricante. a) Hélice M1, b) Hélice M2, c) Hélice M3, d) Hélice M4, e) Hélice M5

superestimados em cerca de 25%. Para os demais casos, a divergência foi inferior ou igual 15%, caracterizando uma representatividade aerodinâmica razoável, dentro das limitações dos modelos de baixa ordem utilizados.

5.2 RESULTADOS ACÚSTICOS

Como descrito anteriormente, o objetivo geral deste trabalho é realizar uma validação experimental do modelo analítico proposto por Hanson [37] para a predição do ruído produzido por hélices de pequeno porte, como as encontradas em *drones*. Para isto, dados experimentais e teóricos foram comparados para cinco hélices, apresentadas na Seção 4.1, atuando em diferentes condições de operação, dadas na Tabela 2 da seção 4.3.1.

A primeira análise é direcionada à comparação de ruído global. O OASPL teórico foi calculado considerando os três primeiros harmônicos obtidos com o modelo, enquanto que o OASPL experimental foi obtido considerando o conteúdo espectral de 60 Hz a 10 kHz, portanto incluindo toda a faixa de ruído em banda larga. A Fig. 45 apresenta os resultados entre dados analíticos e experimentais para as cinco hélices, em termos da diferença entre o nível de pressão sonora teórico e o experimental ($\Delta OASPL$) em função do ângulo de radiação, tomando-se como referência o ângulo nulo situado no eixo da hélice na direção frontal (ver Fig. 17a).

O modelo previu os resultados com boa acurácia entre os ângulos de $72,5^\circ$ e 135° para todas as hélices, com um $|\Delta OASPL|$ médio de ≈ 2 dB. Entretanto, consideráveis desvios entre resultados analíticos e medidos foram observados para $\theta \leq 62,5$ para os cinco modelos. Para estes ângulos, o desvio médio corresponde a cerca de ≈ 12 dB.

Para compreender melhor os desvios observados na predição do OASPL em pequenos ângulos, uma análise espectral do sinal proveniente dos diferentes microfones foi realizada. A Fig. 46 apresenta a comparação do SPL para os três primeiros harmônicos analíticos e o espectro experimental da hélice M3 operando em 8000 RPM para três diferentes ângulos de radiação.

O padrão de decaimento dos harmônicos nos diferentes microfones se repete em todos os modelos de hélices analisados, portanto os resultados apresentados na Fig. 46 são representativos para todos os casos. A análise da Fig. 46 mostra claramente a dominância do primeiro harmônico em todos os ângulos de radiação. De fato, este comportamento já era esperado dada a caracterização do ruído de hélices apresentada na Seção 2.3. Entretanto, a magnitude dos demais harmônicos, em relação ao primeiro, varia com o ângulo de radiação.

Observa-se que, para o ângulo de 45° (Fig. 46a) a diferença entre o primeiro e segundo harmônico experimentais é inferior a 10dB e os harmônicos subsequentes (2° até 4°) possuem magnitudes muito próximas. Porém, nos ângulos de 90° e 135° (figuras 46b e

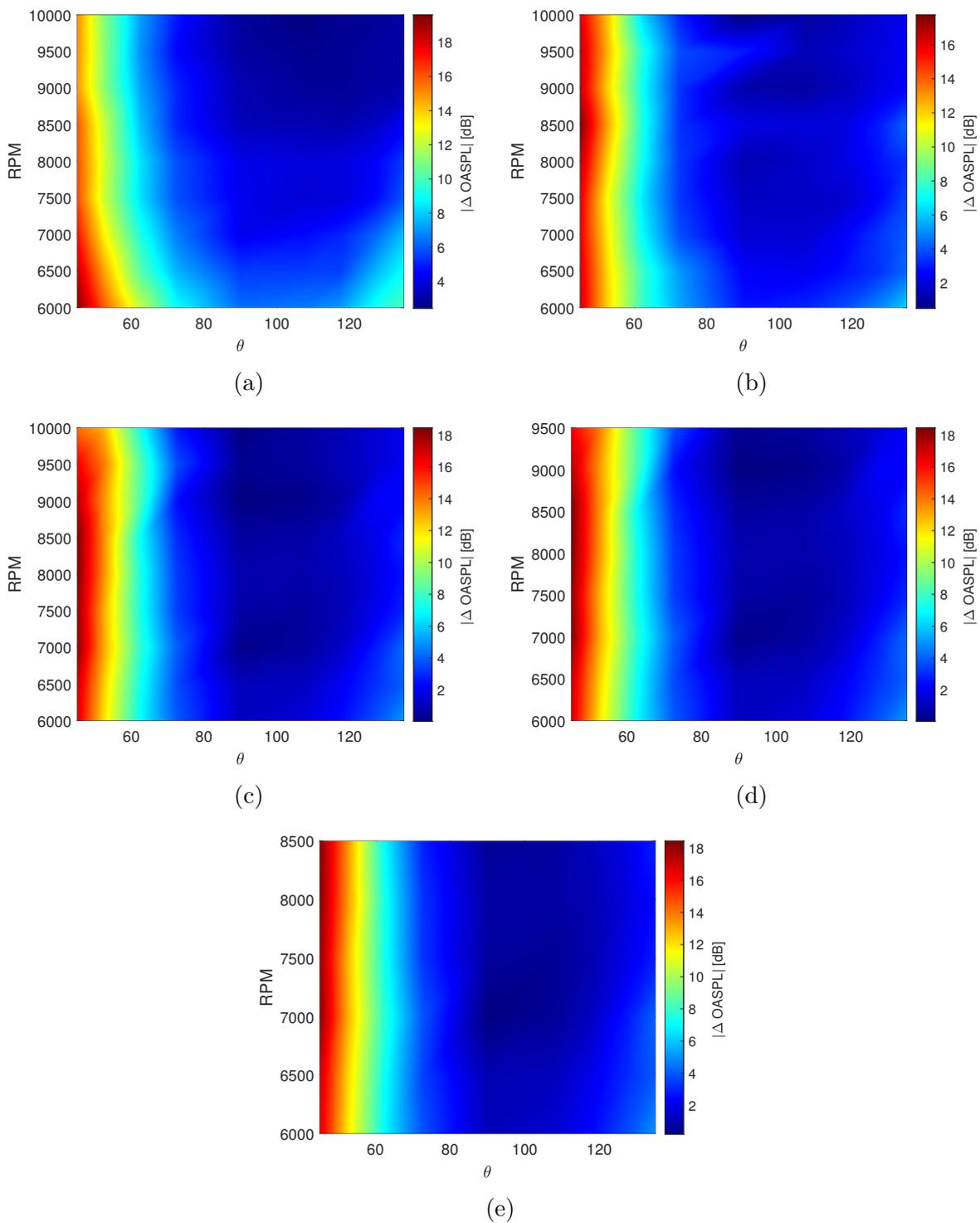


Figura 45 – Comparação de dados experimentais e teóricos para o ruído OASPL. a) Hélice M1, b) Hélice M2, c) Hélice M3, d) Hélice M4, e) Hélice M5

46c) a diferença de magnitude entre o primeiro e segundo harmônico chega próxima a 20dB. Além disso, o decaimento dos harmônicos subsequentes é mais expressivo, principalmente no plano de giro da hélice ($\theta = 90^\circ$).

Outra informação importante a ser observada na Fig. 46 é a capacidade do modelo

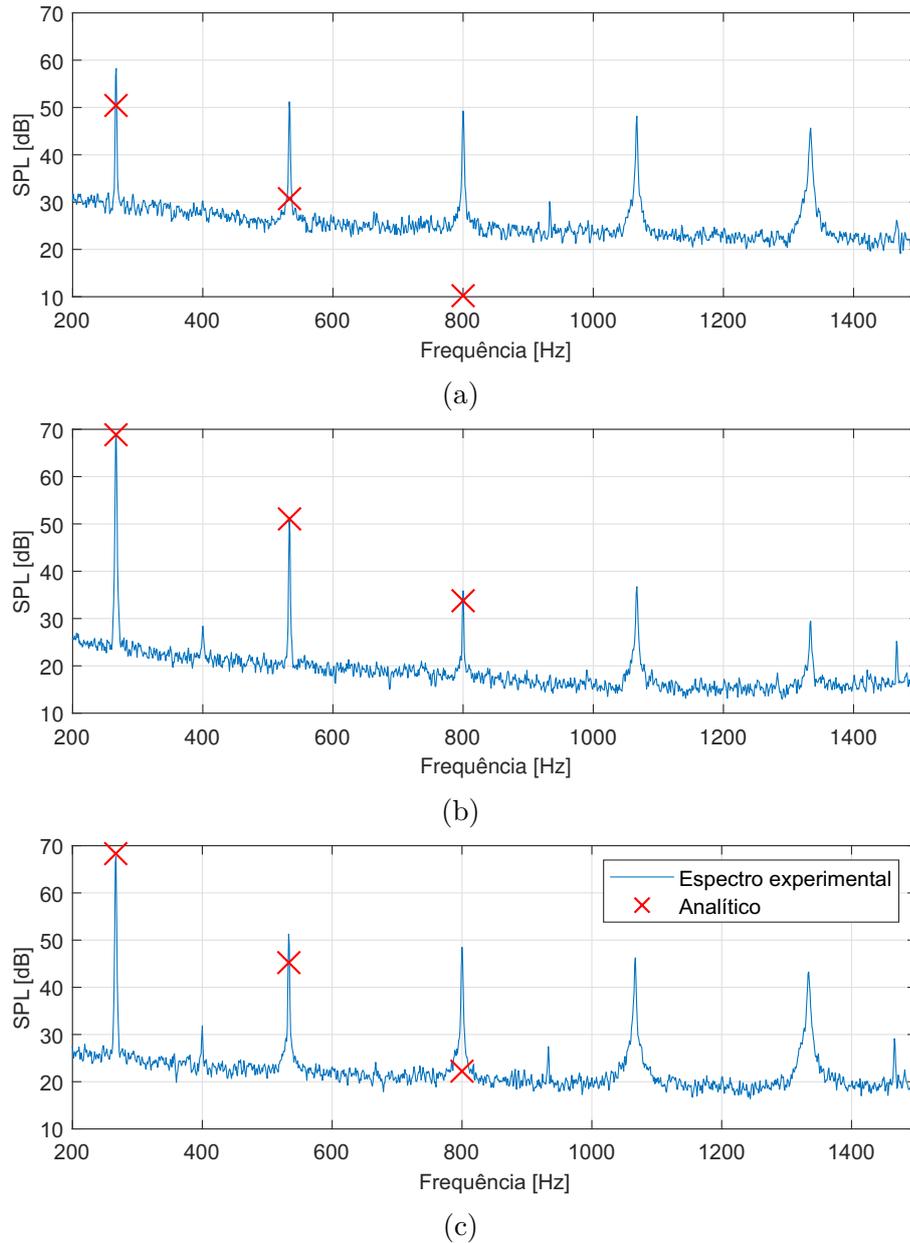


Figura 46 – Comparação do espectro experimental com SPL analítico para os três primeiros harmônicos da hélice M3 operando em 8000 RPM. a) $\theta = 45^\circ$, b) $\theta = 90^\circ$ e c) $\theta = 135^\circ$

em prever múltiplos harmônicos para diferentes ângulos de radiação. Apenas nos ângulos próximos ao plano de giro da hélice foi possível obter boa concordância para os três primeiros harmônicos. Nos demais ângulos, um grande desvio pode ser observado, principalmente em ângulos inferiores a $62,5^\circ$. Os piores resultados foram obtidos para $\theta = 45^\circ$ (Fig. 46a), onde uma divergência significativa entre valores teóricos e experimentais foi observada para todos os harmônicos e casos analisados.

Os resultados indicam que o primeiro harmônico é dominante em todos os ângulos de radiação. As magnitudes dos harmônicos de ordem maior aproximam-se da magnitude

do primeiro harmônico para pequenos ângulos de radiação, próximos do eixo da hélice, principalmente na direção frontal, resultado que também pode ser observado na análise dos dados experimentais de Tinney e Sirohi [34]. O decaimento de harmônicos de alta ordem nos ângulos próximos ao plano de giro da hélice é muito mais expressivo se comparado com o de ângulos próximos ao eixo. Por fim, o modelo utilizado possui dificuldades em prever o ruído tonal de hélices para $\theta \leq 62,5^\circ$, o que também foi descrito por M. Haddaoui [91] na utilização do modelo para predição do ruído de grandes hélices.

Considerando que o cômputo do OASPL depende da energia contida em uma faixa larga de frequência, pode-se dizer que a falta de acurácia do modelo em prever o OASPL em ângulos próximos ao eixo da hélice, sobretudo na direção frontal, decorre da não acurácia do modelo em prever harmônicos superiores. Isto ocorre porque a contribuição de harmônicos superiores torna-se bastante relevante nos ângulos próximos ao eixo.

Entretanto, este conjunto de fatores não justifica a assertividade do modelo em prever o OASPL nos ângulos superiores a $62,5^\circ$, mesmo em casos onde a predição dos harmônicos de alta ordem não apresentou bons resultados, (ver figuras 46c e 45c). Para isto, uma análise individual da assertividade do modelo em prever o primeiro harmônico foi realizada, visto que este é dominante e portanto tem a maior contribuição ao ruído OASPL.

As Figs. 47 a 51 apresentam o conjunto de resultados comparando a capacidade do modelo em prever a diretividade e magnitude do ruído do primeiro harmônico das diferentes hélices.

Os melhores resultados foram obtidos para as hélices M2 e M3, (Figs. 48 e 49). Para estes modelos, nos ângulos de $\theta > 62,5^\circ$ um desvio médio inferior a 1dB foi obtido. Enquanto que, para $\theta \leq 62,5^\circ$ um desvio médio de 3,5dB foi observado. Ótimos resultados também foram obtidos para a hélice M4 (Fig. 50), onde o desvio médio para todos os ângulos foi de 2,4 dB, atingindo um máximo de 4,2 dB em 45° .

As maiores diferenças foram observadas para os modelos M1 e M5 (Figs. 47 e 51), onde desvios médios de 3dB para ângulos maiores que $62,5^\circ$ e 4,5dB para ângulos inferiores a estes. A maior divergência individual destas hélices foi observada em $\theta = 45^\circ$, atingindo um pico de 9,2 dB para hélice Modelo 1 operando em 9500 RPM (Fig. 47h) e hélice Modelo 5 operando em 7000 RPM (Fig. 51c).

Portanto, os resultados sugerem que o modelo apresenta boa concordância para prever o ruído do primeiro harmônico de pequenas hélices, de modo que a diferença média para todos os casos e ângulos de radiação foi de aproximadamente ≈ 2 dB. A diferença média entre os resultados experimentais e analíticos para $\theta \geq 62,5^\circ$ foi menor que 1,5 dB. 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, o desvio médio foi de 1,2 dB.

Dando continuidade à análise das Figs. 47 a 51, observa-se uma boa capacidade do modelo em prever a diretividade do ruído. Embora os resultados mostrem que o modelo subestime o ruído em campo distante para ângulos menores que $62,5^\circ$, ele captura de maneira correta a diretividade global das curvas e a região de inflexão observada em ângulos próximos a $\theta \approx 62,5^\circ$, como se observam nas Figs. 49i, 50h e 51f.

O surgimento do ponto de inflexão pode ser justificado através da análise paramétrica do modelo. Como discutido anteriormente, o modelo estima o ruído em campo distante considerando a contribuição de três diferentes fontes acústicas relacionadas a espessura, sustentação e arrasto. O estudo realizado na seção 3.1.1 mostra a relação de fase para as três fontes mencionadas e a Fig. 52 demonstra os efeitos causados pela relação de fase na soma das diferentes fontes acústicas. Nos ângulos próximos a $62,5^\circ$ onde magnitude das fontes de sustentação e arrasto se aproxima e sua relação é de anti-fase, ocorre um cancelamento. Com isto, para as hélices mais espessas (M4 e M5) operando em elevados RPMs o ruído de espessura passa a ser a fonte dominante nesta região, o que pode ser observado na Fig. 52b, gerando o ponto de inflexão. Para as hélices menores (M1, M2 e M3) o ponto de inflexão não é observado. Embora exista o cancelamento nesta região, devido a menor espessura das hélices o ruído de espessura não se torna dominante em relação as demais fontes. Além disto, para baixos valores de RPM as fontes de sustentação e arrasto são dominantes. Apenas para elevados valores de RPM o ruído de espessura terá magnitude necessária para alterar de forma significativa o padrão diretivo observado.

Por fim, ao correlacionar os resultados aerodinâmicos apresentados na Fig. 44, com os

acústicos presentes nas figuras 47 até 51, observa-se uma direta relação entre a influência dos desvios aerodinâmicos nos resultados acústicos. Nas análises onde os valores de CT foram subestimados (Figs. 44a e 44b), o mesmo acontece para os resultados acústicos (Figs. 47 e 48). Do mesmo modo, quando os valores de CT são superestimados (Figs. 44d e 44e) os resultados acústicos acompanham essa tendência. No caso da hélice M3, onde ótimos resultados aerodinâmicos foram obtidos (Fig. 44c), bons resultados acústicos também foram observados. Com isto, conclui-se que parte da discordância entre resultados teóricos e experimentais observados neste trabalho decorrem da imprecisão na determinação dos parâmetros aerodinâmicos de entrada e não a falhas no modelo acústico analisado.

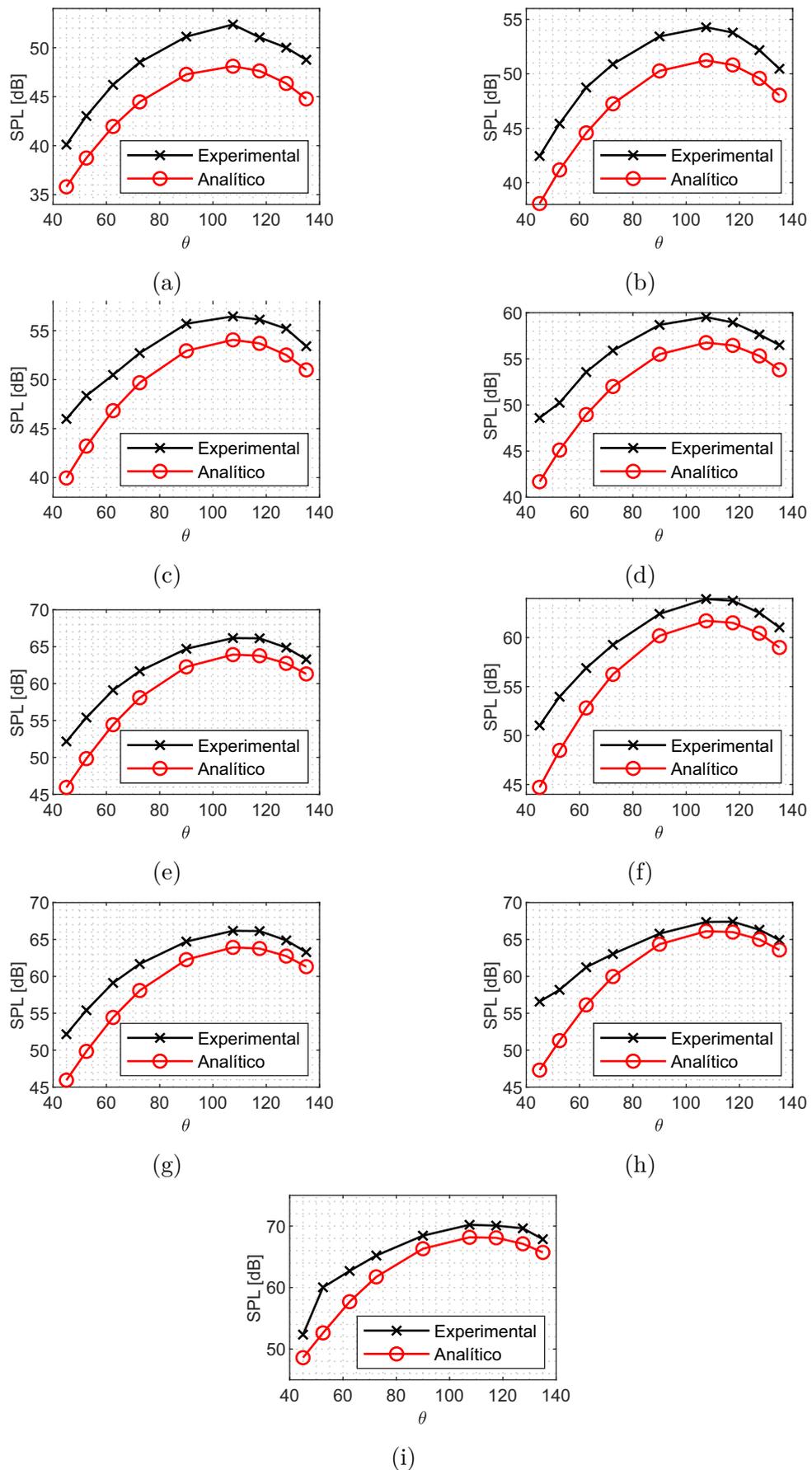


Figura 47 – Hélice M1 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f) 8,5k RPM, g) 9k RPM, h) 9,5k RPM, i) 10k RPM

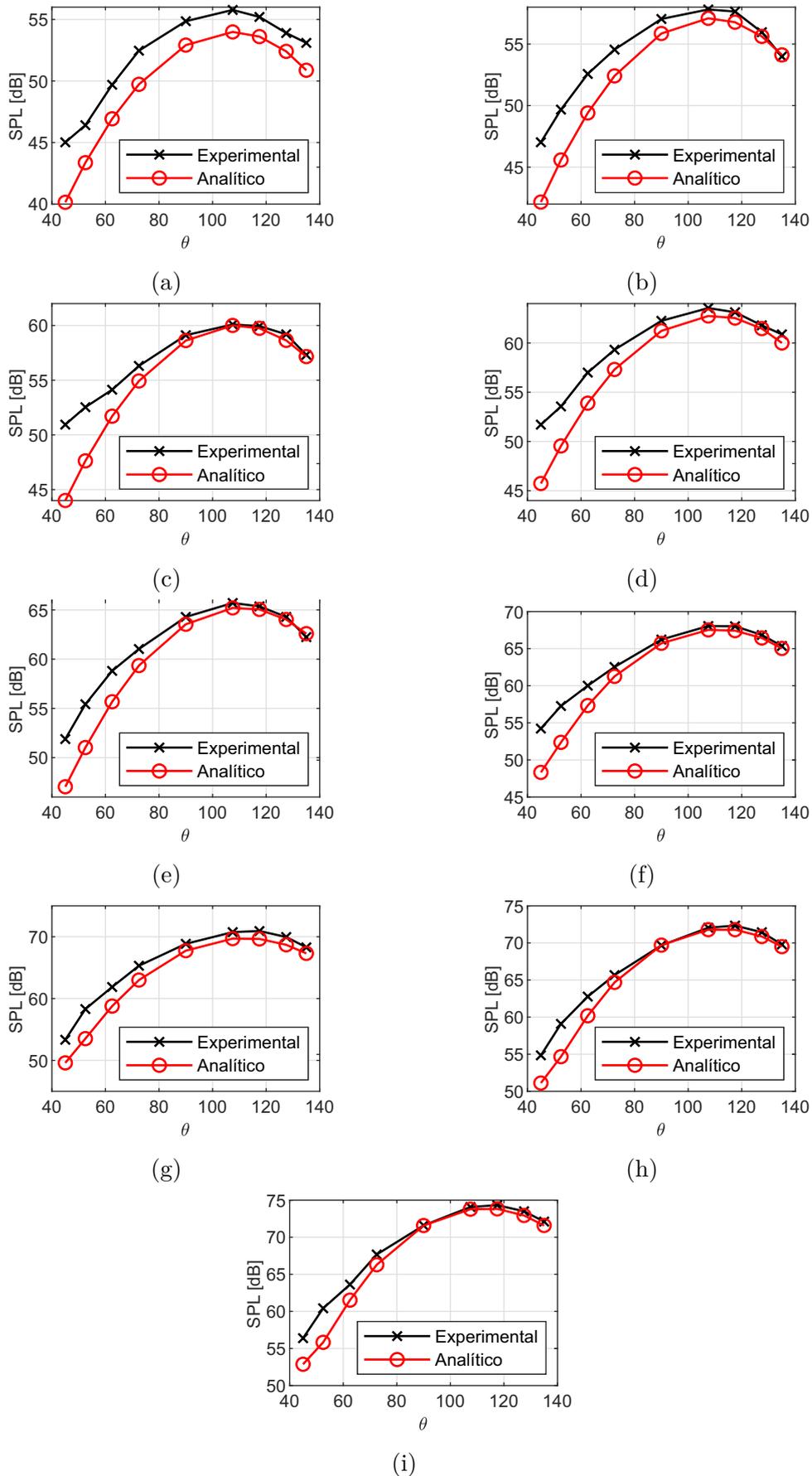


Figura 48 – Hélice M2 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f) 8,5k RPM, g) 9k RPM, h) 9,5k RPM, i) 10k RPM

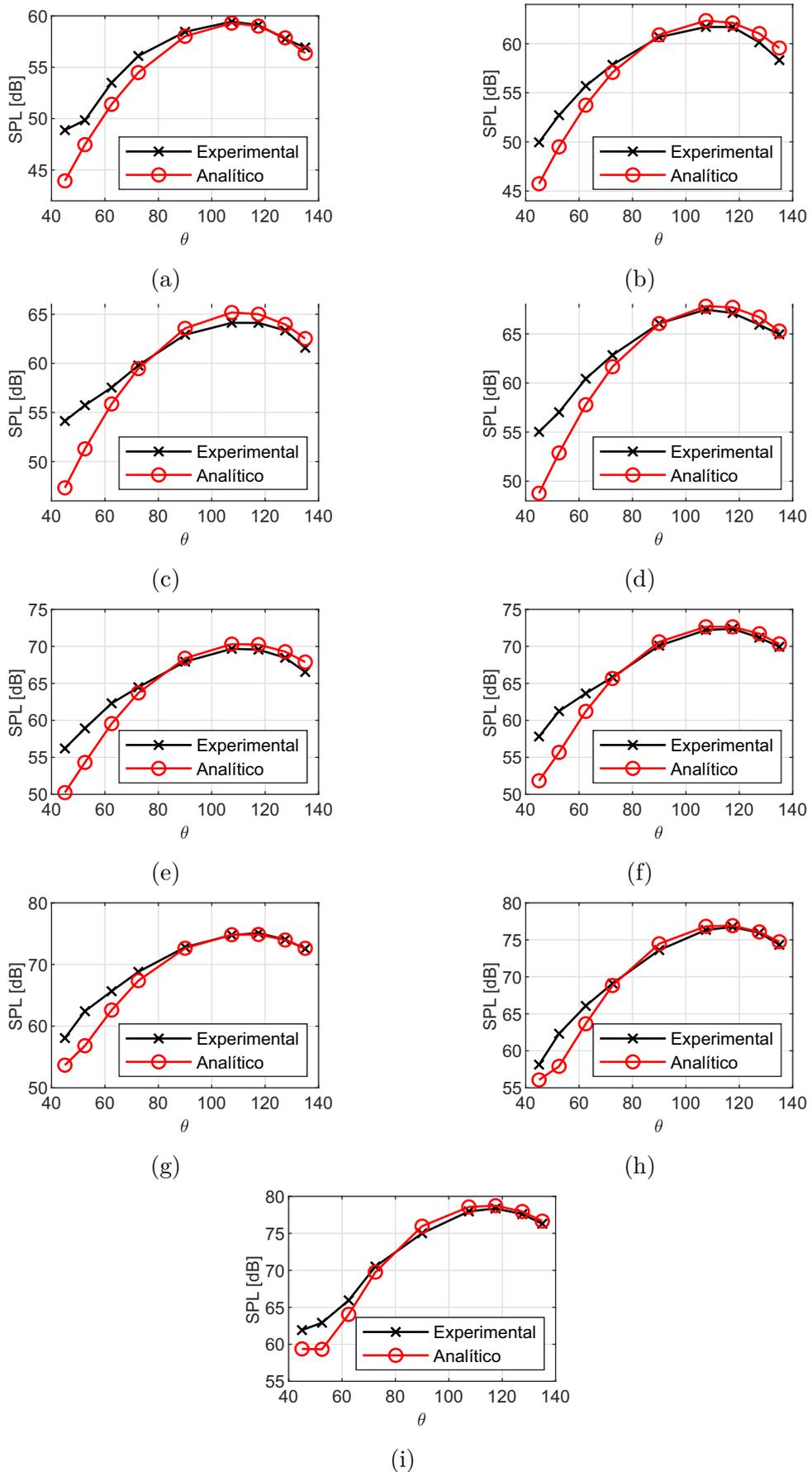
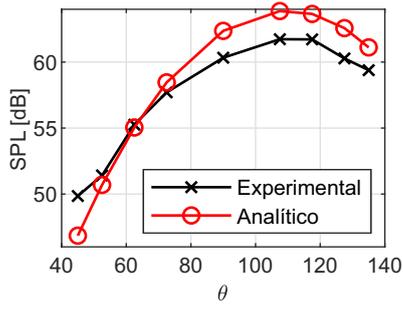
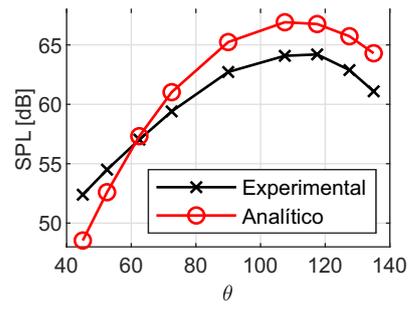


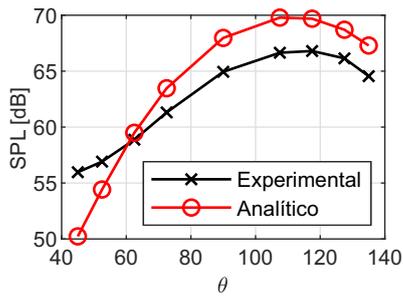
Figura 49 – Hélice M3 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f) 8,5k RPM, g) 9k RPM, h) 9,5k RPM, i) 10k RPM



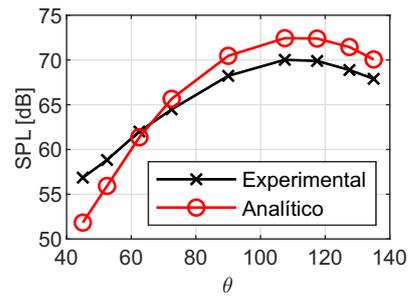
(a)



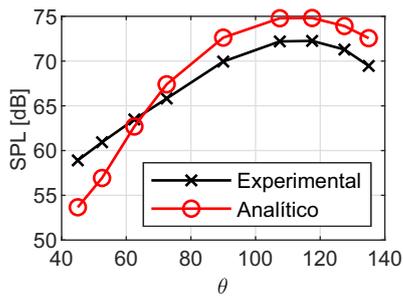
(b)



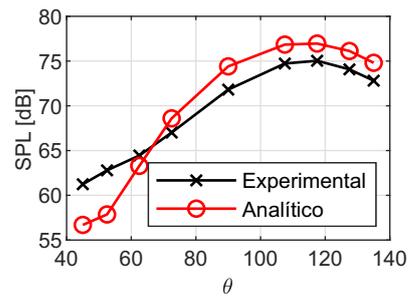
(c)



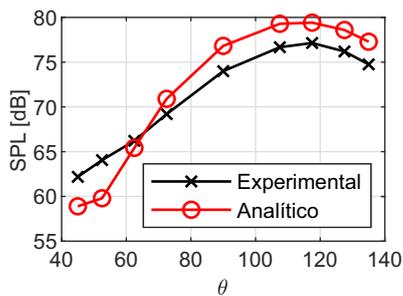
(d)



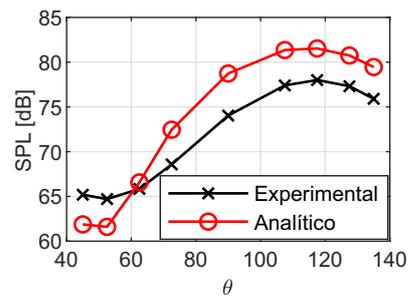
(e)



(f)



(g)



(h)

Figura 50 – Hélice M4 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f) 8,5k RPM, g) 9k RPM, h) 9,5k RPM

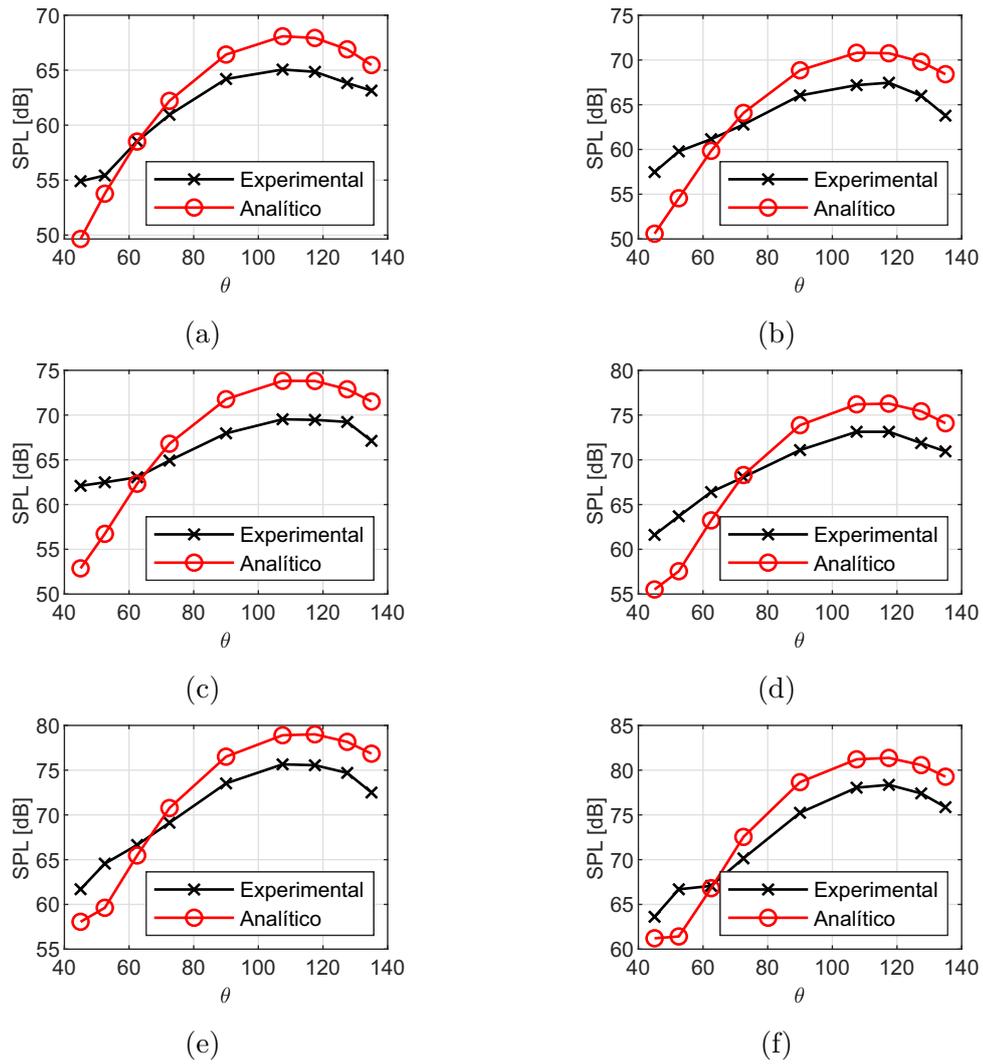


Figura 51 – Hélice M5 - Comparação de dados experimentais e analíticos para o primeiro harmônico. a) 6k RPM, b) 6,5k RPM, c) 7k RPM, d) 7,5k RPM, e) 8k RPM, f) 8,5k RPM

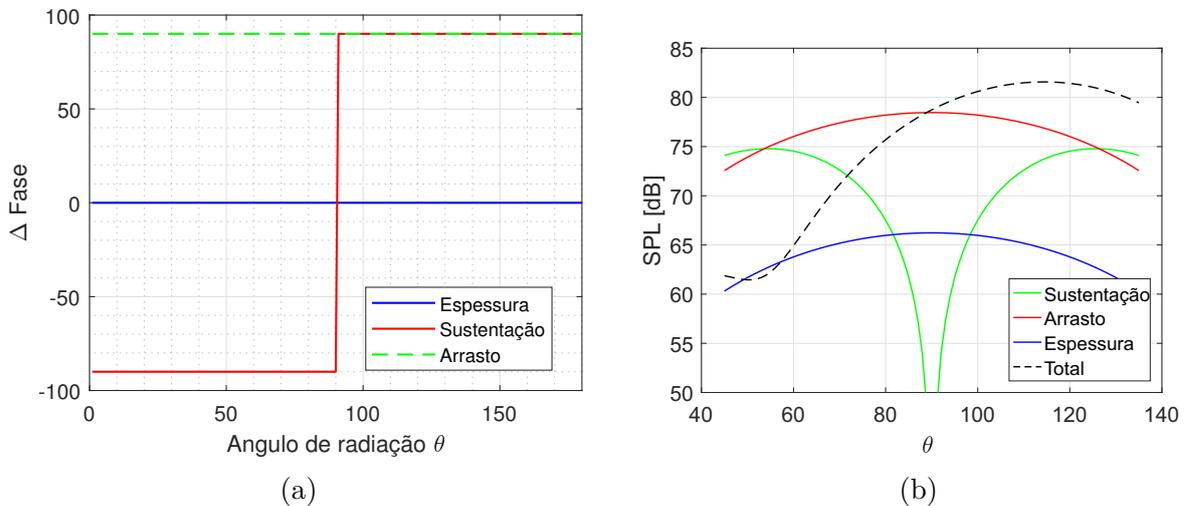


Figura 52 – Modelo 4 operando em 9500RPM. a) Relação de fase entre as fontes acústicas, b) Padrão de diretividade das fontes

6 CONCLUSÕES

Neste trabalho, o modelo analítico 'Teoria de Superfície Helicoidal para predição do ruído de hélices em campo distante', originalmente proposto para predição do ruído tonal de hélices grandes, foi analisado para predição do ruído produzido por pequenas hélices, como as encontradas em *drones*.

A análise foi realizada através da comparação entre resultados obtidos experimentalmente e analíticos para cinco diferentes hélices, com características geométricas e dimensões semelhantes das encontradas em *drones*, para diferentes velocidades de rotação. O estudo inicial, comparando o OASPL analítico e experimental, mostrou resultados consistentes para ângulos acima de $62,5^\circ$. Nesta região, a divergência média entre os resultados foi menor que 2 dB. Para ângulos inferiores a $62,5^\circ$ grandes divergências foram observadas.

O conteúdo espectral do ruído das diferentes hélices mostrou que existe uma clara dominância do primeiro harmônico em todos os ângulos de radiação. Entretanto, o decaimento dos harmônicos subsequentes mostrou variações em função de θ . Em ângulos próximos ao eixo da hélice ($\theta \leq 62,5^\circ$), observou-se que a magnitude dos harmônicos de alta ordem é mais próxima do primeiro harmônico e que o decaimento da magnitude dos harmônicos é mais suave. Para ângulos próximos ao plano de giro da hélice um decaimento abrupto dos harmônicos de alta ordem foi observado, com diferenças superiores a 20dB entre o primeiro e segundo harmônico. Este fenômeno está relacionado à contribuição das fontes de ruído não contínuo, que não foram consideradas neste trabalho e, embora nenhum estudo tenha sido realizado sobre este tópico, o autor tem ciência que os efeitos de recirculação dentro da câmara semi anecoica tem direta relação com o surgimento de ruído não contínuo. Como explicado anteriormente, o ruído não contínuo possui espectro de banda estreita e tem maior contribuição na região frontal em pequenos ângulos. Através disto, pode-se concluir que o ruído OASPL, para hélices isoladas, é dominado pelo primeiro harmônico, porém nas regiões afastadas do plano de giro da hélice, harmônicos de alta ordem passam a ter contribuição significativa no computo do OASPL. Entretanto, para hélices instaladas poderá haver uma maior contribuição de harmônicos de ordem superior. Isto ocorre devido à interação do escoamento com estruturas próximas ou outras hélices e efeitos de recirculação e ingestão de escoamento turbulento, que podem afetar os mecanismos de geração de ruído ou irradiação sonora.

A capacidade do modelo em prever o SPL dos harmônicos de alta foi analisada

comparando os valores de SPL dos três primeiros harmônicos. Bons resultados foram obtidos apenas para ângulos próximos ao plano de giro da hélice. Nos demais casos, grandes desvios foram observados para o segundo e terceiro harmônico. Para todos os casos analisados o SPL de harmônicos superiores ao terceiro mostrou-se inferior ao ruído de fundo ou ao ruído de banda larga, implicando que o modelo subestima de forma significativa a predição de harmônicos de alta ordem para hélices pequenas.

Dada a importância do harmônico da frequência de passagem de pás, uma análise específica foi realizada para estimar a habilidade do modelo em prever tanto a magnitude quanto diretividade do primeiro harmônico. Este estudo demonstrou que o modelo apresenta excelentes resultados na predição de magnitude e ângulo de máxima radiação. Para ângulos superiores a $62,5^\circ$ um desvio médio inferior a 1,5 dB foi observado. A divergência no ângulo de máxima radiação foi de 1,2 dB. As maiores discrepâncias foram observadas para ângulos inferiores a $62,5^\circ$, atingindo os piores resultados em $\theta = 45^\circ$, onde divergências de até 9,2 dB foram observadas.

Embora resultados insatisfatórios foram obtidos para estes ângulos, o padrão de diretividade global das curvas foi corretamente capturado, tanto o ângulo de máxima radiação, quanto pontos de inflexão nas curvas de diretividade foram capturados pelo modelo. Isto demonstra que a teoria captura de forma coesa os mecanismos de geração de ruído e a interação entre as diferentes fontes acústicas, excluindo-se as fontes relativas ao ruído de banda larga.

De fato, com a análise das equações modelo observou-se que, para hélices estáticas, em $\theta \geq 90^\circ$ todas as fontes acústicas se somam de forma construtiva, atingindo um valor máximo próximo a $\theta \approx 115^\circ$, enquanto que, para $\theta \leq 90^\circ$ as fontes de acústicas associadas a sustentação e arrasto estão em anti-fase, causando uma soma destrutiva, de modo que o ruído de espessura passa a ter maior importância, atingindo um máximo quando o ruído de sustentação e arrasto possuem mesma magnitude (próximo a $\theta \approx 62,5^\circ$).

Por fim, observou-se que a assertividade da predição acústica foi diretamente relacionada a coerência dos resultados aerodinâmicos. Fator que pode ter influenciado alguns dos desvios observados.

Conclui-se através dos resultados apresentados que a teoria de superfície helicoidal representa uma boa ferramenta na predição do ruído de hélices de *drones*. Capturando de forma coerente os mecânicos de geração de ruído mesmo para pequenas hélices, que operam em condições aerodinâmicas significativamente diferente das hélices para as quais

o modelo foi inicialmente derivado.

7 TRABALHOS FUTUROS

7.1 INTERAÇÃO DE MÚLTIPLAS HÉLICES

Drones e veículos VTOL possuem inúmeras configurações, entretanto, uma característica comum entre os diferentes modelos é o conceito de propulsão distribuída. A utilização de múltiplas hélices com diâmetros reduzidos em diferentes localidades da aeronave pode trazer vários benefícios, como: manobrabilidade, aumento de eficiência, redução de ruído, entre outros.

Como consequência da utilização de múltiplas hélices a assinatura acústica de *drones* possui diferenças daquelas características de aeronaves do tipo *tractor* ou *pusher*, que geralmente utilizam apenas uma hélice. De um modo geral, o ruído tonal continua sendo a fonte dominante, entretanto, a interação do ruído das diferentes hélices provoca um campo acústico que envolve regiões de soma destrutiva ou construtiva em diferentes localidades.

Utilizando-se do fenômeno de soma destrutiva entre o sinal acústico de múltiplas hélices, estima-se que seja possível obter cancelamento acústico em regiões de interesse. Para isto, é necessário controlar a fase do sinal acústico das diferentes hélices para que se alcance o cancelamento no local desejado. Este processo é chamado de *phase-lock*, e consiste em garantir que o ângulo relativo entre as pás de um conjunto de hélices permaneça constante durante a operação. O conceito de *phase-lock* foi primeiramente utilizado como medida para reduzir a vibração proveniente de hélices para a cabine de aeronaves comerciais [101, 102] e, ultimamente se tornou atrativo novamente dado o conceito de propulsão distribuída de veículos VTOL.

Recentemente, vários trabalhos vem utilizando métodos numéricos para prever o campo acústico da interação de múltiplas hélices em *phase-lock* [103, 104, 105, 106, 107, 108]. Entretanto, as mesmas dificuldades encontradas nos métodos numéricos aplicados a predição acústica de hélices isoladas ocorrem na predição de múltiplas hélices. Por este motivo, a utilização de métodos analíticos de baixa ordem podem ser uma alternativa atrativa.

A utilização de modelos analíticos na predição dos efeitos de *phase-lock* é uma abordagem recente e poucos trabalhos estão disponíveis na literatura [109, 110, 111, 112]. De um modo geral a metodologia baseia-se em estimar a pressão acústica e fase do ruído de cada hélice utilizando o modelo analítico e realizar uma soma linear no ponto de interesse.

Considerando os bons resultados obtidos com o modelo analítico avaliado neste trabalho, estima-se que seja possível utilizá-lo também na predição da interação de múltiplas hélices. Para isto, uma análise preliminar foi realizada.

O trabalho de Pascioni e Rizzi [108] foi selecionado como referência por apresentar excelentes dados experimentais com phase-lock mecânico. A análise consiste no estudo dos efeitos de phase-lock dada a interação de duas hélices KDE CF125 operando em co-rotação a 5100 RPM de forma coplanar, com afastamento entre hélices de 0,4 m e microfones a 1,9 m do centro geométrico entre as duas hélices. Uma ilustração da configuração citada é apresentada na Fig. 53.

A fase relativa entre as duas hélices é definida como apresentada na Fig. 54. Mais informações do aparato experimental para o phase-lock mecânico e equipamentos utilizados podem ser consultados no trabalho original [108].

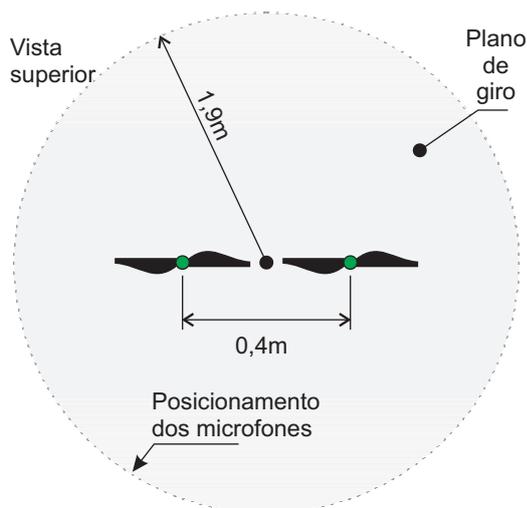


Figura 53 – Configuração experimental do trabalho de Pascioni e Rizzi [113]

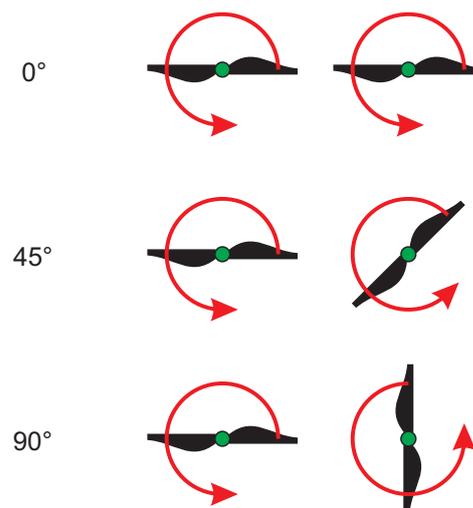


Figura 54 – Fase relativa entre as hélices

Embora o modelo da hélice tenha sido mencionado no trabalho de Pascioni e Rizzi [108], as informações geométricas necessárias para utilização do modelo analítico não foram apresentadas, por este motivo optou-se por utilizar as informações geométricas da hélice APC 12"x4,5"MR (modelo M5), que possui características geométricas semelhantes as da hélice KDE CF125. A Fig. 55 apresenta os resultados comparativos entre os dados experimentais [108] e obtidos com a Teoria de Superfície Helicoidal para o SPL do primeiro harmônico.

Observa-se grande coerência entre os resultados, tanto em relação a magnitude

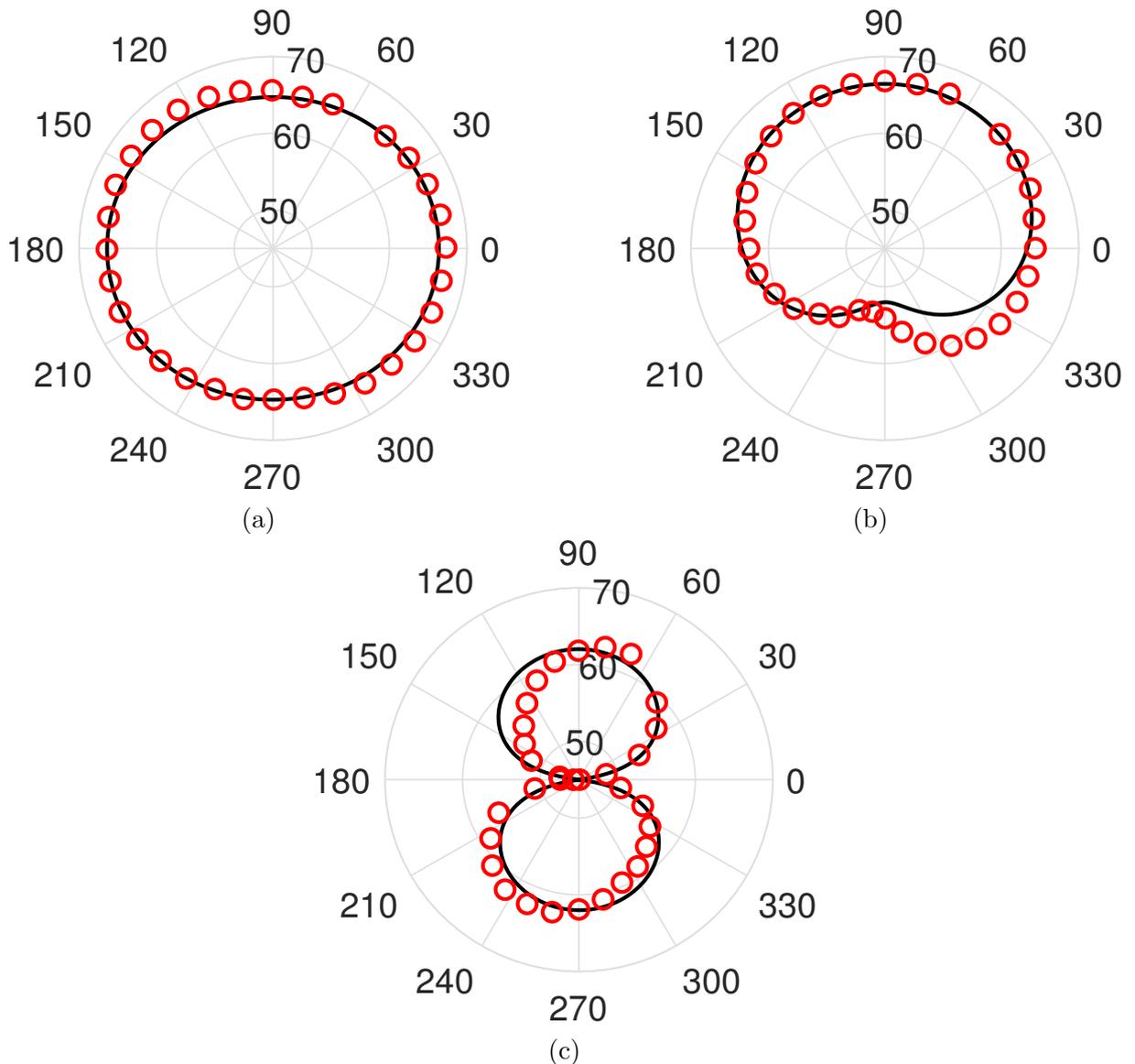


Figura 55 – Comparação de dados experimentais (linha preta) e analíticos com o modelo analítico (círculos vermelhos) para o phase-lock entre duas hélices coplanares, em co-rotação, com 0,4 m de afastamento entre centros para o microfone posicionado no plano de giro a 1,9 m do centro geométrico entre as duas hélices. a) Fase relativa 0°; b) Fase relativa 45°; c) Fase relativa 90°.

quanto a diretividade obtida pela interação das duas hélices, principalmente na Fig. 55a. As divergências de diretividade observadas nas Figs. 55b e 55c podem ter relação com sentido de rotação das hélices, fator que não é considerado na formulação analítica.

Embora apenas uma análise preliminar tenha sido realizada, é possível afirmar que a teoria de superficial helicoidal aliada a metodologia proposta para interação de múltiplas hélices é capaz de estimar os efeitos devido a interação de múltiplas hélices em co-rotação com phase-lock. Mais análises devem ser realizadas para demais configurações e também contra-rotação, tornando este tema uma continuação natural do trabalho.

BIBLIOGRAFIA

- [1] Damiano Casalino, Wouter C van der Velden e Gianluca Romani. “Community noise of urban air transportation vehicles”. Em: *AIAA Scitech 2019 Forum*. 2019, p. 1834.
- [2] Therese Jones. *International commercial drone regulation and drone delivery services*. Rel. técn. RAND, 2017.
- [3] Federal Aviation Administration. *UAS by the Numbers*. Disponível em: <https://bit.ly/3lsS7mw>. Acesso em: 17 Setembro 2021. 2019.
- [4] Markets and Markets. *Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Market*. Disponível em: <https://bit.ly/3l8JZsn>. Acesso em: 04 Outubro 2021. 2021.
- [5] G1. *Drone delivery da Amazon está a apenas um passo de ser lançado*. Disponível em: <https://bityli.com/AxAfm>. Acesso em: 24 de Janeiro 2022. 2020.
- [6] TecMundo. *iFood recebe autorização para fazer entregas com drones no Brasil*. Disponível em: <https://bityli.com/kbkbo>. Acesso em: 24 de Janeiro 2022. 2021.
- [7] The Verge. *Uber unveils a new look for its food delivery drones*. Disponível em: <https://bityli.com/vGJGS>. Acesso em: 24 de Janeiro 2022. 2019.
- [8] Newswire. *Global drone service market report 2019*. Disponível em: <https://bit.ly/3ClYRjF>. Acesso em: 17 Setembro 2021. 2019.
- [9] Andre Spillere e Julio Cordioli. “On the design of acoustic liners for ducted fans of drones”. Em: out. de 2020.
- [10] Aero Magazine. *Uber e Hyundai fecham parceria para veículo aéreo urbano*. Disponível em: <https://bityli.com/Vj0TX>. Acesso em: 26 de Janeiro 2022. 2020.
- [11] Agencia Nacional de Aviação Civil - ANAC. *REGULAMENTO BRASILEIRO DE AVIAÇÃO CIVIL*. <https://www.anac.gov.br/assuntos/legislacao/legislacao-1/rbha-e-rbac/rbac>. 2021.
- [12] David Senzig e Mehmet Marsan. “UAS noise certification”. Em: *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*. Vol. 258. 4. Institute of Noise Control Engineering. 2018, pp. 3718–3726.

- [13] Raoul Rothfeld et al. “Urban air mobility”. Em: *Demand for Emerging Transportation Systems*. Elsevier, 2020, pp. 267–284.
- [14] Stephen A Rizzi e Dennis L Huff. “Urban air mobility noise: Current practice, gaps, and recommendations”. Em: *2021 AIAA SciTech Forum*. 2020.
- [15] RJ Roosien e FJL Bussink. “Urban air mobility”. Em: (2018).
- [16] Susan Shaheen e Adam Cohen. “Urban Air Mobility: Opportunities and Obstacles”. Em: (2021).
- [17] Andrew W Christian e Randolph Cabell. “Initial investigation into the psychoacoustic properties of small unmanned aerial system noise”. Em: *23rd AIAA/CEAS aeroacoustics conference*. 2017, p. 4051.
- [18] Environment Branch of the International Civil Aviation Organization. *ICAO ENVIRONMENTAL REPORT 2016*. ICAO, 2016.
- [19] Siyang Zhong et al. “A revisit of the tonal noise of small rotors”. Em: *Proceedings of the Royal Society A* 476.2244 (2020), p. 20200491.
- [20] Rod H Self. “Propeller noise”. Em: *Encyclopedia of Aerospace Engineering* (2010).
- [21] F Bruce Metzger. “A review of propeller noise prediction methodology: 1919-1994”. Em: (1995).
- [22] Mark T Kotwicz Herniczek et al. “Evaluation of acoustic frequency methods for the prediction of propeller noise”. Em: *AIAA Journal* 57.6 (2019), pp. 2465–2478.
- [23] Nikolas S. Zawodny, D. Douglas Boyd e Casey L. Burley. “Acoustic Characterization and Prediction of Representative, Small-Scale Rotary-Wing Unmanned Aircraft System Components”. Em: 2016.
- [24] *FLIGHT CREW OPERATING MANUAL, ATR72 FCOM*.
- [25] Alain Pelletier e Thomas J Mueller. “Low Reynolds number aerodynamics of low-aspect-ratio, thin/flat/cambered-plate wings”. Em: *Journal of aircraft* 37.5 (2000), pp. 825–832.
- [26] Thomas J Mueller e James D DeLaurier. “Aerodynamics of small vehicles”. Em: *Annual review of fluid mechanics* 35.1 (2003), pp. 89–111.
- [27] MM O’meara e Thomas J Mueller. “Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers”. Em: *AIAA journal* 25.8 (1987), pp. 1033–1041.

- [28] Hakjin Lee e Duck-Joo Lee. “Rotor interactional effects on aerodynamic and noise characteristics of a small multirotor unmanned aerial vehicle”. Em: *Physics of Fluids* 32.4 (2020), p. 047107.
- [29] Jeremiah Whelchel, William N Alexander e Nanyaporn Intaratep. “Propeller noise in confined anechoic and open environments”. Em: *AIAA Scitech 2020 Forum*. 2020, p. 1252.
- [30] Teng Zhou et al. “Acoustic characteristics of a quad-copter under realistic flight conditions”. Em: *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2019, p. 2587.
- [31] Haifei Wang et al. “An experimental investigation of propeller noise in forward flow”. Em: *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2019, p. 2620.
- [32] Hanbo Jiang et al. “Multi-rotor noise scattering by a drone fuselage”. Em: *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2019, p. 2586.
- [33] Ryu J Fattah et al. “Noise measurements of generic small-scale propellers”. Em: *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2019, p. 2498.
- [34] Charles E Tinney e Jayant Sirohi. “Multirotor drone noise at static thrust”. Em: *AIAA Journal* 56.7 (2018), pp. 2816–2826.
- [35] Randolph Cabell, Ferdinand Grosveld e Robert McSwain. “Measured noise from small unmanned aerial vehicles”. Em: *Inter-Noise and Noise-Con Congress and Conference Proceedings*. Vol. 252. 2. Institute of Noise Control Engineering. 2016, pp. 345–354.
- [36] Luca Marino. “Experimental analysis of UAV propeller noise”. Em: *16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2010, p. 3854.
- [37] Donald B Hanson. “Helicoidal surface theory for harmonic noise of propellers in the far field”. Em: *AIAA Journal* 18.10 (1980), pp. 1213–1220.
- [38] Fred Ernest Weick. *Aircraft propeller design*. McGraw-Hill Book Company, Incorporated, 1930.
- [39] Mark Drela. “QPROP formulation”. Em: *Massachusetts Inst. of Technology Aeronautics and Astronautics, Cambridge, MA* (2006).

- [40] Robert W Deters, Gavin Kumar Ananda Krishnan e Michael S Selig. “Reynolds number effects on the performance of small-scale propellers”. Em: *32nd AIAA applied aerodynamics conference*. 2014, p. 2151.
- [41] David Serrano et al. “Effect of disk angle-of-attack on aerodynamic performance of small propellers”. Em: *Aerospace Science and Technology* 92 (2019), pp. 901–914.
- [42] Matthew McCrink e James W Gregory. “Blade element momentum modeling of low-Re small UAS electric propulsion systems”. Em: *33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference*. 2015, p. 3296.
- [43] Michael Ol, Cale Zeune e Michael Logan. “Analytical/experimental comparison for small electric unmanned air vehicle propellers”. Em: *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. 2008, p. 7345.
- [44] Joseph Ray Carroll. *Time-averaged surrogate modeling for small scale propellers based on high-fidelity CFD simulations*. Mississippi State University, 2013.
- [45] Eric Vargas Loureiro et al. “Evaluation of low fidelity and CFD methods for the aerodynamic performance of a small propeller”. Em: *Aerospace Science and Technology* 108 (2021), p. 106402.
- [46] WAJ Anemaat et al. “Comparison of Aerodynamic Analysis Tools for Rotorcraft in Hover: QProp FlightStream Star-CCM+”. Em: *AIAA ScieTech 2018* (2018).
- [47] William John Macquorn Rankine. “On the mechanical principles of the action of propellers”. Em: *Transactions of the Institution of Naval Architects* 6 (1865).
- [48] Robert Edmund Froude. “On the part played in propulsion by differences of fluid pressure”. Em: *Trans. Inst. Naval Architects* 30 (1889), p. 390.
- [49] Stefan Drzewiecki. *Théorie générale de l’hélice: hélices aériennes et hélices marines*. Gauthier-Villars et cie., 1920.
- [50] Albert Betz. “Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust”. Em: *Gottinger Nachrichten* (1919), pp. 193–213.
- [51] Hermann Glauert. *The elements of aerofoil and airscrew theory*. The University Press, 1926.
- [52] Theodore Theodorsen. “Theory of propellers”. Em: *Skipsmodelltankens meddelelse nr. 33, April 1954* (1954).

- [53] E Eugene Larrabee e Susan E French. “Minimum induced loss windmills and propellers”. Em: *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 15.1-3 (1983), pp. 317–327.
- [54] EE Larrabee. “Propellers of minimum induced loss, and water tunnel tests of such a propeller”. Em: *Kansas Univ. Proc. of the NASA, Ind., Univ., Gen. Aviation Drag Reduction Workshop*. 1975.
- [55] Charles N Adkins e Robert H Liebeck. “Design of optimum propellers”. Em: *Journal of Propulsion and Power* 10.5 (1994), pp. 676–682.
- [56] Mark Drela e Michael B Giles. “Viscous-inviscid analysis of transonic and low Reynolds number airfoils”. Em: *AIAA journal* 25.10 (1987), pp. 1347–1355.
- [57] J Morgado, MÂR Silvestre e JC Páscoa. “Validation of new formulations for propeller analysis”. Em: *Journal of Propulsion and Power* 31.1 (2015), pp. 467–477.
- [58] Nuno SM Moita e André C Marta. “Optimization of the propeller-driven propulsion system for a small UAV”. Em: *International Conference on Engineering Optimization*. Springer. 2018, pp. 1372–1384.
- [59] Peter Klein. “Parametric modeling and optimization of advanced propellers for next-generation aircraft”. Em: (2017).
- [60] Jan Roskam; C Edward Lan. *Airplane aerodynamics and performance*. [Rev. ed. Airplane design and analysis. DARcorporation, 1997. ISBN: 1884885446; 9781884885440. URL: libgen.li/file.php?md5=b34e3651ca8a7388a379caaea686ac83.
- [61] Mark Drela. “XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils”. Em: *Lecture Notes in Engineering*. Springer Berlin Heidelberg, 1989, pp. 1–12. DOI: [10.1007/978-3-642-84010-4_1](https://doi.org/10.1007/978-3-642-84010-4_1). URL: https://doi.org/10.1007/978-3-642-84010-4_1.
- [62] J. Morgado et al. “XFOIL vs CFD performance predictions for high lift low Reynolds number airfoils”. Em: *Aerospace Science and Technology* 52 (mai. de 2016), pp. 207–214. DOI: [10.1016/j.ast.2016.02.031](https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.02.031). URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.02.031>.
- [63] Snorri Gudmundsson. *General aviation aircraft design: Applied Methods and Procedures*. Butterworth-Heinemann, 2013.

- [64] DW Kurtz e JE Marte. “A review of aerodynamic noise from propellers, rotors, and lift fans”. Em: (1970).
- [65] Giorgia Sinibaldi e Luca Marino. “Experimental analysis on the noise of propellers for small UAV”. Em: *Applied Acoustics* 74.1 (2013), pp. 79–88.
- [66] Antonio Filippone. “Development of a New Aircraft Noise Prediction Program”. Em: *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*. 2016, p. 3902.
- [67] B Magliozzi, DB Hanson e RK Amiet. “Propeller and propfan noise”. Em: *Aeroacoustics of flight vehicles: theory and practice* 1 (1991), pp. 1–64.
- [68] Donald B Hanson e Martin R Fink. “The importance of quadrupole sources in prediction of transonic tip speed propeller noise”. Em: *Journal of Sound and Vibration* 62.1 (1979), pp. 19–38.
- [69] Michael Kingan et al. “Relative importance of open rotor tone and broadband noise sources”. Em: *17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference)*. 2011, p. 2763.
- [70] Thomas F Brooks, D Stuart Pope e Michael A Marcolini. *Airfoil self-noise and prediction*. Vol. 1218. National Aeronautics e Space Administration, Office of Management . . . , 1989.
- [71] JE Ffowcs Williams e David L Hawkings. “Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion”. Em: *Philosophical Transactions for the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences* (1969), pp. 321–342.
- [72] Michele De Gennaro, Domenico Caridi e Carlo de Nicola. “Noise Prediction of NASA SR2 Propeller in Transonic Conditions”. Em: *AIP Conference Proceedings*. Vol. 1281. 1. American Institute of Physics. 2010, pp. 167–170.
- [73] Chun Hern Tan et al. “CFD Analysis of the Aerodynamics and Aeroacoustics of the NASA SR2 Propeller”. Em: *Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air*. Vol. 45608. American Society of Mechanical Engineers. 2014, V02AT41A010.
- [74] William E Zorumski e Donald S Weir. “Aircraft Noise Prediction Program theoretical manual: Propeller aerodynamics and noise”. Em: *Unknown* (1986).

- [75] FSLP Farassat, SL Padula e MH Dunn. “Advanced turboprop noise prediction based on recent theoretical results”. Em: *Journal of Sound and Vibration* 119.1 (1987), pp. 53–79.
- [76] Mark H Dunn e GM Tarkenton. “Computational methods in the prediction of advanced subsonic and supersonic propeller induced noise: ASSPIN users’ manual”. Em: (1992).
- [77] Fereidoun Farassat. *Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat*. Rel. técn. 2007.
- [78] L Cathy e Jeffrey J Kelly. “A Users Guide for the NASA ANOPP Propeller Analysis System”. Em: (1997).
- [79] EJH Lynam. “The emission of sound by airscrews”. Em: *Reports and memoranda* 624 (1919), pp. 3–12.
- [80] GH Bryan. “The acoustics of moving sources with application to airscrews. R. & M. No. 684”. Em: *British ARC* (1920).
- [81] L Gutin. “On the sound field of a rotating propeller”. Em: (1948).
- [82] AF Demming. “Noise from propellers with symmetrical sections at zero blade angle”. Em: *NACA TM* 679 (1938).
- [83] Arthur F. Deming. “Propeller Rotation Noise Due to Torque and Thrust”. Em: *The Journal of the Acoustical Society of America* 12.1 (jul. de 1940), pp. 173–182. DOI: [10.1121/1.1916089](https://doi.org/10.1121/1.1916089). URL: <https://doi.org/10.1121/1.1916089>.
- [84] IE Garrick e Charles E Watkins. “A theoretical study of the effect of forward speed on the free-space sound-pressure field around propellers”. Em: (1953).
- [85] Michael James Lighthill. “On sound generated aerodynamically I. General theory”. Em: *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences* 211.1107 (1952), pp. 564–587.
- [86] N Curle. “The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound”. Em: *Proceedings of the Royal Society of London. Series A. Mathematical and Physical Sciences* 231.1187 (1955), pp. 505–514.

- [87] F. Farassat e G.P. Succi. “A review of propeller discrete frequency noise prediction technology with emphasis on two current methods for time domain calculations”. Em: *Journal of Sound and Vibration* 71.3 (ago. de 1980), pp. 399–419. DOI: [10.1016/0022-460x\(80\)90422-8](https://doi.org/10.1016/0022-460x(80)90422-8). URL: [https://doi.org/10.1016/0022-460x\(80\)90422-8](https://doi.org/10.1016/0022-460x(80)90422-8).
- [88] Peixun YU et al. “Aeroacoustic and aerodynamic optimization of propeller blades”. Em: *Chinese Journal of Aeronautics* 33.3 (2020), pp. 826–839. ISSN: 1000-9361. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.11.005>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936119304108>.
- [89] Jason Hambrey et al. “Comparison of three popular methods for the prediction of high speed propeller noise”. Em: *23rd aiaa/ceas aeroacoustics conference*. 2017, p. 4181.
- [90] Mark Kotwicz Herniczek et al. “Applicability of early acoustic theory for modern propeller design”. Em: *23rd aiaa/ceas aeroacoustics conference*. 2017, p. 3865.
- [91] Mohammed Haddaoui. “Development of a Propeller Source Noise Model”. Em: (2019).
- [92] Li Chen et al. “Prediction of small-scale rotor noise using a low-fidelity model-based framework”. Em: *Proceedings of ACOUSTICS*. Vol. 10. 13. 2019.
- [93] Li Chen et al. “Prediction of small-scale UAS rotor noise”. Em: *Australasian Fluid Mechanics Conference (AFMC)*. The University of Queensland, dez. de 2020. DOI: [10.14264/0c3685a](https://doi.org/10.14264/0c3685a). URL: <https://doi.org/10.14264/0c3685a>.
- [94] Donald B Hanson. “Influence of propeller design parameters on far-field harmonic noise in forward flight”. Em: *AIAA Journal* 18.11 (1980), pp. 1313–1319.
- [95] Marvin E Goldstein. “Aeroacoustics”. Em: *New York* (1976).
- [96] Onur Günel, Emre Koç e Tahir Yavuz. “CFD vs. XFOIL of airfoil analysis at low reynolds numbers”. Em: *2016 IEEE International Conference on Renewable Energy Research and Applications (ICRERA)*. 2016, pp. 628–632. DOI: [10.1109/ICRERA.2016.7884411](https://doi.org/10.1109/ICRERA.2016.7884411).

- [97] Maelle Albert, Philippe Bousquet e Delphine Lizarazu. “Ground Effects For Aircraft Noise Certification”. Em: *23rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, jun. de 2017. DOI: [10.2514/6.2017-3845](https://doi.org/10.2514/6.2017-3845). URL: <https://doi.org/10.2514/6.2017-3845>.
- [98] James M. Giannakis. “Evaluation of a Correction Factor for Flyover-Noise Ground Plane Microphones”. Em: *AIAA AVIATION 2020 FORUM*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, jun. de 2020. DOI: [10.2514/6.2020-2612](https://doi.org/10.2514/6.2020-2612). URL: <https://doi.org/10.2514/6.2020-2612>.
- [99] Frank S. Mobley. “Aircraft Characterization with Ground Boards and Inverted microphones”. Em: *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, mai. de 2019. DOI: [10.2514/6.2019-2442](https://doi.org/10.2514/6.2019-2442). URL: <https://doi.org/10.2514/6.2019-2442>.
- [100] Mark Drela. *Propeller Characterization for QPROP*. 2004. URL: https://web.mit.edu/drela/Public/web/qprop/prop_measure.pdf.
- [101] B. MAGLIOZZI. “Synchrophasing for cabin noise reduction of propeller-driven airplanes”. Em: *8th Aeroacoustics Conference*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, abr. de 1983. DOI: [10.2514/6.1983-717](https://doi.org/10.2514/6.1983-717). URL: <https://doi.org/10.2514/6.1983-717>.
- [102] J. F. Johnston e R. E. Donham. “Attenuation of Propeller-Related Vibration and Noise”. Em: *Journal of Aircraft* 19.10 (out. de 1982), pp. 858–867. DOI: [10.2514/3.61568](https://doi.org/10.2514/3.61568). URL: <https://doi.org/10.2514/3.61568>.
- [103] Noah H Schiller, Kyle A Pascioni e Nikolas Stephen Zawodny. “Tonal noise control using rotor phase synchronization”. Em: *Vertical Flight Society Annual Forum and Technology Display*. NF1676L-31452. 2019.
- [104] Kyle Pascioni e Stephen A Rizzi. “Tonal Noise Prediction of a Distributed Propulsion Unmanned Aerial Vehicle”. Em: *2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. 2018, p. 2951.
- [105] Andrew Patterson et al. “Controller Design for Propeller Phase Synchronization with Aeroacoustic Performance Metrics”. Em: *AIAA Scitech 2020 Forum*. DOI: [10.2514/6.2020-1494](https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2020-1494). eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2020-1494>. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2020-1494>.

- [106] Shujun Guan et al. “Noise attenuation of quadrotor using phase synchronization method”. Em: *Aerospace Science and Technology* 118 (2021), p. 107018. ISSN: 1270-9638. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107018>. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963821005289>.
- [107] Ofek Hertzman, Shir Fligelman e Oksana Stalnov. “Abatement of a Multi-Rotor Tonal Noise Component with Phase Control Technology”. Em: *28th AIAA/CEAS Aeroacoustics 2022 Conference*. DOI: [10.2514/6.2022-2834](https://doi.org/10.2514/6.2022-2834). eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2022-2834>. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2022-2834>.
- [108] Kyle Pascioni e Stephen A. Rizzi. “Tonal Noise Prediction of a Distributed Propulsion Unmanned Aerial Vehicle”. Em: *2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. DOI: [10.2514/6.2018-2951](https://doi.org/10.2514/6.2018-2951). eprint: <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/6.2018-2951>. URL: <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2018-2951>.
- [109] Teng Zhou e Ryu Fattah. “Tonal noise characteristics of two small-scale propellers”. Em: *AIAA paper* 4054 (2017), p. 2017.
- [110] Matthew B. Galles et al. “Feedback Control of Flight Speed to Reduce Unmanned Aerial System Noise”. Em: *2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, jun. de 2018. DOI: [10.2514/6.2018-2950](https://doi.org/10.2514/6.2018-2950). URL: <https://doi.org/10.2514/6.2018-2950>.
- [111] Michel Roger. “On combined propeller synchronization and edge scattering for the noise reduction of distributed propulsion systems”. Em: *Proceedings of the 26th International Congress on Sound and Vibration, Montreal, Canada*. 2019, pp. 7–11.
- [112] Michel Roger e Stéphane Moreau. “Tonal-noise assessment of quadrotor-type uav using source-mode expansions”. Em: *Acoustics*. Vol. 2. 3. MDPI. 2020, pp. 674–690.
- [113] Kyle A. Pascioni, Stephen A. Rizzi e Noah Schiller. “Noise Reduction Potential of Phase Control for Distributed Propulsion Vehicles”. Em: *AIAA Scitech 2019 Forum*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, jan. de 2019. DOI: [10.2514/6.2019-1069](https://doi.org/10.2514/6.2019-1069). URL: <https://doi.org/10.2514/6.2019-1069>.

**APÊNDICE A – HÉLICE DA4002 - DOCUMENTO DE ENTRADA
QPROP**

HÉLICE DA4002

2 !N°Pás

0.1652 6.1456 !CL0 CL_a

-0.5944 1.0834 !CL_min CL_max

0.0074 0.1079 0.1805 0.4240 !CD0 CD2U CD2I CL_CD0

61809.4 -0.3 !Re_ref Re_exp

1.0 1.0 1.0

0.0 0.0 0.0

# r	chord	beta
0.0349758	0.020574	38.12
0.0387477	0.020574	35.302
0.0428625	0.020574	32.644
0.0473202	0.020574	30.043
0.0517779	0.020574	27.917
0.0570357	0.020574	25.758
0.0619506	0.020574	23.883
0.0675513	0.020574	22.076
0.0736092	0.020574	20.372
0.0785241	0.020574	19.213
0.0851535	0.020574	17.791
0.0907542	0.020574	16.732
0.0966978	0.020574	15.826
0.1024130	0.020574	15.048
0.1086990	0.020574	14.11
0.1141860	0.020574	13.336

APÊNDICE B – PERFIS AERODINÂMICOS DA HÉLICE APC

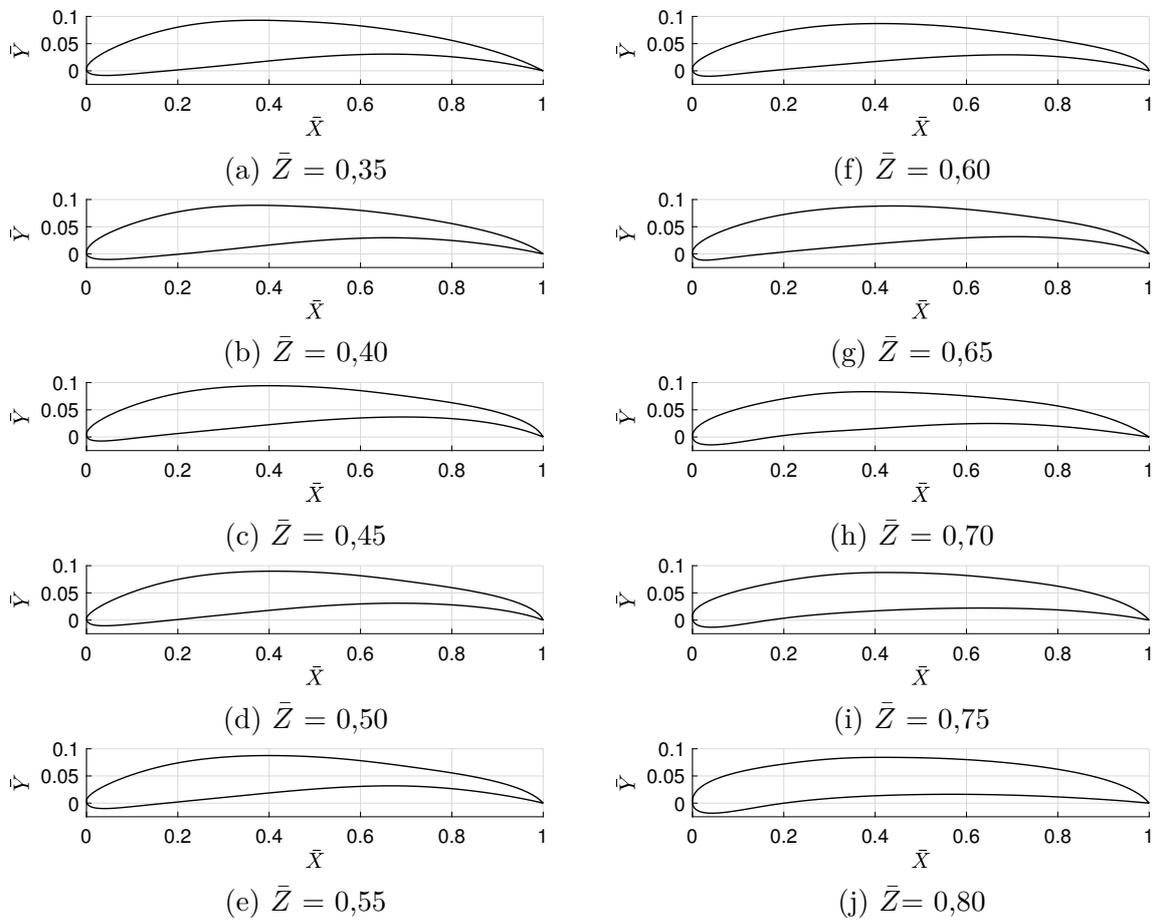


Figura 56 – Perfis aerodinâmicos ao longo da direção radiação