

**AMANDA VARNIER MASSARIOLI DE OLIVEIRA**

**CARACTERIZAÇÃO EXPERIMENTAL DA EMISSÃO  
SONORA DE UMA HÉLICE DUTADA DE UM VEÍCULO  
AÉREO NÃO TRIPULADO**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2025

**AMANDA VARNIER MASSARIOLI DE OLIVEIRA**

**CARACTERIZAÇÃO EXPERIMENTAL DA EMISSÃO SONORA DE UMA  
HÉLICE DUTADA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO**

Trabalho de conclusão de curso apresentado ao  
Curso de Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal  
de Uberlândia como requisito para obtenção do GRAU DE  
BACHARELADO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA.

Tutor: Prof. Dr. Odenir de Almeida

UBERLÂNDIA – MG

2025

**AMANDA VARNIER MASSARIOLI DE OLIVEIRA**

**CARACTERIZAÇÃO EXPERIMENTAL DA EMISSÃO SONORA DE UMA  
HÉLICE DUTADA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO**

Monografia APROVADA pelo Curso de Engenharia  
Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica da  
Universidade Federal de Uberlândia.

Composição da Comissão de Tese:

---

Prof. Dr Odenir de Almeida

---

Prof Dr. Leonardo Campanine Sicchieri

---

Eng. Lucas Sleyder Machado Dicencio

**Uberlândia, Maio 2025**

## **AGRADECIMENTOS**

Primeiramente, agradeço a Deus pela força, sabedoria e resiliência para concluir esta jornada.

À minha família, que sempre me apoiou e acreditou em mim, proporcionando a base necessária para que eu pudesse alcançar meus objetivos.

Aos meus amigos, que estiveram ao meu lado nos momentos de dificuldade e celebrações, sempre me incentivando e oferecendo palavras de encorajamento.

Aos meus orientadores e professores, em especial o Prof. Dr. Odenir de Almeida, que compartilhou seus conhecimentos e me guiou com paciência e dedicação ao longo deste trabalho. Suas contribuições foram fundamentais para a realização deste projeto.

Também agradeço à Universidade Federal de Uberlândia (UFU) e mais especificamente à Faculdade de Engenharia Mecânica (FEMEC) pela formação acadêmica de alto nível que se conclui com a produção deste manuscrito. Sou grata também ao Laboratório de Aerodinâmica Experimental (LAEX) e aos seus funcionários e colegas por proporcionarem um excelente ambiente e os meios para este trabalho.

Por fim, agradeço a todos que, direta ou indiretamente, contribuíram para que este trabalho fosse possível. Cada gesto, conselho e apoio foram essenciais para que eu chegasse até aqui.

OLIVEIRA, A. V. M. **Caracterização Experimental da Emissão Sonora de uma Hélice Dutada de um Veículo Aéreo não Tripulado**. 2025. 116 f. Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.

## RESUMO

As hélices dutadas representam uma escolha de design promissora para veículos aéreos não tripulados (VANTs), devido ao potencial de aumento na eficiência aerodinâmica e na redução do ruído. Contudo, as características acústicas de hélices dutadas ainda são pouco exploradas na literatura, especialmente em cenários com dutos projetados para aplicações específicas. Este trabalho tem como objetivo caracterizar experimentalmente a radiação sonora de uma hélice dutada de um VANT, considerando diferentes configurações e condições operacionais. Foram realizados ensaios com um microfone *pressurefield* e com um decibelímetro para medir o ruído gerado em duas condições: hélice em duto fechado e hélice sem duto, operando a 2000, 3000, 3500, 4000 e 5000 RPM e em ângulos de medição de 0°, 30°, 60° e 90°. O duto foi projetado em CAD, fabricado via impressão 3D e submetido a acabamentos para garantir precisão geométrica. Os resultados indicam que a presença do duto influencia significativamente os níveis de ruído, tanto na frequência quanto na diretividade, dependendo de sua configuração. Este estudo contribui para a compreensão dos mecanismos acústicos associados a hélices dutadas, com potencial aplicação em projetos que visam mitigar o impacto ambiental de VANTs em áreas habitadas.<sup>1</sup>

---

<sup>1</sup> Palavras-chave: Hélices Dutadas; Veículos Aéreos Não Tripulados; Radiação Sonora; Redução de Ruído; Caracterização Acústica.

OLIVEIRA, A. V. M. **Caracterização Experimental da Emissão Sonora de uma Hélice Dutada de um Veículo Aéreo não Tripulado.** 2025. 116 f. Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.

## ABSTRACT

Ducted propellers represent a promising design choice for unmanned aerial vehicles (UAVs) due to the potential for increased aerodynamic efficiency and noise reduction. However, the acoustic characteristics of ducted propellers are still little explored in the literature, especially in scenarios with ducts designed for specific applications. This work aims to experimentally characterize the sound radiation of a ducted propeller of a UAV, considering different configurations and operating conditions. Tests were performed with a pressurefield microphone and a decibel meter to measure the noise generated in two conditions: propeller in a closed duct and propeller without duct, operating at 2000, 3000, 3500, 4000 and 5000 RPM and at measurement angles of 0°, 30°, 60° and 90°. The duct was designed in CAD, manufactured via 3D printing and subjected to finishing to ensure geometric accuracy. The results indicate that the presence of the duct significantly influences noise levels, both in frequency and directivity, depending on its configuration. This study contributes to the understanding of the acoustic mechanisms associated with ducted propellers, with potential application in projects that aim to mitigate the environmental impact of UAVs in inhabited areas.<sup>2</sup>

---

<sup>2</sup> Key-words: Ducted Propellers; Unmanned Aerial Vehicles; Sound Radiation; Noise Reduction; Acoustic Characterization.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Representação de um VANT com hélices dutadas.....	16
Figura 2.1 – Geometria da hélice.....	20
Figura 2.2 – Forças geradas por uma hélice.....	21
Figura 2.3 – Uma hélice real avança em uma distância de passo menor do que o passo geométrico indica.....	23
Figura 2.4 – Distribuição de passo: (a) Passo constante, (b) Passo variável.....	24
Figura 2.5 – Representação da onda sonora.....	27
Figura 2.6 – Representação esquemática da voz por uma onda mecânica sonora.....	29
Figura 2.7 – Escala de decibéis.....	30
Figura 2.8 – Limites de audição humana.....	31
Figura 2.9 – Curvas de intensidade sonora iguais.....	32
Figura 2.10 – Curva de ponderação A.....	34
Figura 2.11 – Comparativo das curvas A, C e Z.....	35
Figura 2.12 – Veículo aéreo não tripulado.....	38
Figura 2.13 – Impacto do ruído de VANTs.....	39
Figura 2.14 – Comparativo de ruído tonal e de banda larga.....	43
Figura 2.15 – Hélice dutada.....	45
Figura 2.16 – Hélices dutadas em VANTs.....	46
Figura 2.17 – Influência do duto na geração e propagação de ruído.....	47
Figura 2.18 – Esquema da placa em um duto que leva à ressonância acústica.....	48

Figura 2.19 – Vibração acústica induzida.....	49
Figura 3.1 – A progressão dos padrões de ruído da ICAO para aeronaves (ICAO).....	53
Figura 4.1 – Hélice APC 10 x 7E.....	58
Figura 4.2 – Duto construído.....	60
Figura 4.3 – Montagem da base do rotor no tubo metálico.....	61
Figura 4.4 – Suporte motor-hélice e conjunto eletrônico.....	62
Figura 4.5 – Equipamentos de aquisição de dados.....	63
Figura 4.6 – Mapeamento dos ângulos em função do centro do rotor.....	64
Figura 4.7 – Setup da montagem experimental.....	65
Figura 4.8 – Configuração montada com o duto.....	66
Figura 4.9 – Setup da montagem experimental com o duto.....	66
Figura 4.10 – Áreas de configuração.....	67
Figura 5.1 – Ruído de fundo.....	70
Figura 5.2 – Ruído sem duto a 2000 RPM.....	71
Figura 5.3 – Ruído sem duto a 3000 RPM.....	73
Figura 5.4 – BPS a 3000 RPM.....	74
Figura 5.5 – Ruído sem duto a 3500 RPM.....	75
Figura 5.6 – BPS a 3500 RPM.....	77
Figura 5.7 – Ruído sem duto a 4000 RPM.....	78
Figura 5.8 – BPS a 4000 RPM.....	79
Figura 5.9 – Ruído sem duto a 5000 RPM.....	80
Figura 5.10 – BPS a 5000 RPM.....	82
Figura 5.11 – Ruído com duto a 3500 RPM.....	83
Figura 5.12 – BPS a 3500 RPM.....	85
Figura 5.13 – Comparação de ruído com duto e sem duto a 3500 RPM.....	86



## LISTA DE TABELAS

Tabela 5.1 - Ruído medido com decibelímetro a 3500 RPM.....	87
Tabela 5.2 - Nível geral de pressão sonora do ruído de fundo.....	88
Tabela 5.3 - Nível geral de pressão sonora do ruído sem duto.....	88
Tabela 5.4 - Nível geral de pressão sonora do ruído com duto.....	88
Tabela 5.5 - Comparação do nível geral de pressão sonora do ruído sem e com duto a 3500 RPM.....	89

## **LISTA DE ABREVIATÖES E SIGLAS**

AIAA – Instituto Americano de Aeronáutica e Astronáutica

ANAC – Agência Nacional de Aviação Civil

ANC – Controle Ativo de Ruído

ANN – Rede Neural Artificial

BPF – Frequência de Passagem das Pás

BVI – Interação Lâmina-Vórtice

CAA – Aeroacústica Computacional

CAD – Design auxiliado por computador

CEAS – Conselho das Sociedades Aeroespaciais Europeias

CFD – Dinâmica de Fluidos Computacional

CPAERO – Centro de Pesquisas em Aerodinâmica Experimental

dB – Decibel

ICAO – Organização Internacional da Aviação Civil

EPNdB – Ruído percebido efetivo em decibéis

ESC – Controladores de Velocidade Eletrônicos

eVTOLs – Decolagem e pouso vertical elétrico

Hz – Hertz

kHz – Kilohertz

LAEX – Laboratório de Aerodinâmica Experimental

MTOM – Massa Máxima de Decolagem

NIS – Nível de Intensidade Sonora

NPS – Nível de Pressão Sonora

OASPL – Níveis Gerais de Pressão Sonora

PLA – Ácido Polilático

PSD – Densidade Espectral de Potência

PWM – Modulação por largura de pulso

RBAC – Registro Brasileiro de Aviação Civil

RPM – Rotações por Minuto

SPL – Nível de Pressão Sonora

UFU – Universidade Federal de Uberlândia

VANT – Veículo Aéreo Não Tripulado

# SUMÁRIO

<b>CAPÍTULO I .....</b>	<b>15</b>
Introdução .....	15
<b>CAPÍTULO II .....</b>	<b>19</b>
Fundamentação Teórica.....	19
2.1 Fundamentos de Aerodinâmica em Hélices .....	19
2.1.2 Princípios Básicos de Funcionamento .....	20
2.1.2 Ângulo de Passo (Pitch).....	22
2.1.3 Efeitos do Número de Reynolds e Mach .....	24
2.2 Fundamentos de Acústica e Percepção Sonora.....	26
2.2.1 Natureza do Som: Ondas de Pressão e Intensidade Sonora .....	27
2.2.2 Percepção Humana do Som: Espectro Audível, Curvas de Igual Intensidade Sonora ..	31
2.2.3 Ponderação em Frequência (Curva A) e sua Aplicação em Ruído de VANTs .....	33
2.2.4 Níveis Gerais de Pressão Sonora .....	36
2.2.5 O Problema do Ruído em Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) e seu Impacto .....	37
2.3 Mecanismos de Geração de Ruído em Hélices de VANTs.....	40
2.3.1 Ruído Tonal (Harmônico) .....	40
2.3.1.1 Ruído de Espessura .....	40
2.3.1.2 Ruído de Carregamento .....	41
2.3.2 Ruído de Banda Larga .....	42
2.3.3 Outras Fontes de Ruído.....	44
2.4 Hélices Dutadas.....	44
2.4.1 Aeroacústica de Hélices Dutadas.....	45
2.4.2 A Teoria da Influência do Duto na Geração e Propagação do Ruído.....	46
2.4.2.1 Efeitos de Blindagem e Redirecionamento .....	47
2.4.2.2 Potencial de Amplificação e Atenuação Seletiva de Frequências .....	48

2.4.2.3 Interação Acústica Duto-Hélice.....	49
2.5 Desafios Específicos para VANTs.....	50
<b>CAPÍTULO III .....</b>	<b>52</b>
Revisão Bibliográfica .....	52
<b>CAPÍTULO IV .....</b>	<b>58</b>
Metodologia .....	58
4.1 Construção da Hélice e do Duto .....	58
4.2 Montagem da Bancada.....	60
4.3 Equipamento de Medição .....	62
4.4 Procedimentos de Teste .....	63
4.5 Condições Ambientais .....	67
4.6 Análise de Dados .....	67
<b>CAPÍTULO V .....</b>	<b>69</b>
Resultados e Discussões .....	69
5.1 Resultados do Ruído de Fundo .....	69
5.2 Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto .....	71
5.2.1 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 2000 RPM .....	71
5.2.2 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 3000 RPM .....	72
5.2.2.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 3000 RPM.....	74
5.2.3 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 3500 RPM .....	75
5.2.3.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 3500 RPM.....	76
5.2.4 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 4000 RPM .....	77
5.2.4.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 4000 RPM.....	79
5.2.5 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 5000 RPM .....	80
5.2.5.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 5000 RPM.....	81
5.3 Resultados do Ruído para as Análises Com Duto .....	82
5.3.1 - Resultados do Ruído para as Análises Com Duto a 3500 RPM.....	83
5.3.1.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 3500 RPM.....	84
5.4 Comparação do Ruído Com Duto e Sem Duto .....	85
5.5 Resultados do Ruído Medido com Decibelímetro .....	87
5.6 Resultados dos Níveis Gerais de Pressão Sonora .....	88

<b>CAPÍTULO VI .....</b>	<b>90</b>
Conclusão .....	90
<b>REFERÊNCIAS .....</b>	<b>92</b>
<b>APÊNDICE I .....</b>	<b>96</b>
<b>APÊNDICE II .....</b>	<b>97</b>
<b>APÊNDICE III .....</b>	<b>99</b>
<b>APÊNDICE IV .....</b>	<b>102</b>
<b>APÊNDICE V .....</b>	<b>105</b>
<b>ANEXO I .....</b>	<b>107</b>
<b>ANEXO II .....</b>	<b>110</b>
<b>ANEXO III .....</b>	<b>111</b>
<b>ANEXO IV .....</b>	<b>112</b>
<b>ANEXO V .....</b>	<b>114</b>

# CAPÍTULO I

## Introdução

O avanço dos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) constitui uma das mais relevantes transformações tecnológicas das últimas décadas, com impacto crescente em setores estratégicos como a agricultura de precisão, o monitoramento ambiental, a segurança pública, a logística e a inspeção industrial. A popularização dessas aeronaves, aliada ao crescimento do mercado de mobilidade aérea urbana, traz consigo o desafio de torná-las não apenas eficientes, mas também social e ambientalmente aceitáveis. Entre os principais entraves para essa integração encontra-se a emissão sonora, cujos efeitos se estendem desde o incômodo subjetivo até barreiras regulatórias.

O ruído gerado por VANTs não é apenas uma questão de conforto auditivo. Ele influencia diretamente a aceitação social de operações em áreas densamente povoadas, a viabilidade de rotas próximas a zonas residenciais e o cumprimento de normas de certificação acústica ainda em desenvolvimento em diversos países. Por esse motivo, a mitigação do ruído representa hoje um dos pilares do desenvolvimento sustentável de sistemas aéreos autônomos.

Nesse cenário, destaca-se a relevância de se investigar profundamente o sistema de propulsão dos VANTs, uma vez que este é o principal responsável pela emissão sonora durante o voo. Especificamente, as hélices dutadas têm sido objeto de interesse crescente na engenharia aeronáutica e aeroespacial, devido à sua capacidade de conjugar vantagens aerodinâmicas e acústicas. Trata-se de uma configuração na qual a hélice está envolta por um duto ou anel estrutural que influencia diretamente o escoamento do ar e o comportamento acústico do sistema propulsor.

A Figura 1.1 ilustra um VANT com hélices dutadas, mostrando a aplicação prática dessa tecnologia em aeronaves voltadas ao transporte de cargas e operações logísticas automatizadas.



Figura 1.1 - Representação de um VANT com hélices dutadas, (FONTE: <https://www.amazon.sa/-/en/Qmint-360%C2%B0Propeller-Guard-Protection-Accessory/dp/B097DRD4KP>).

Do ponto de vista físico, o duto atua como uma superfície de controle que modifica as condições de bordo da hélice, interferindo na formação de vórtices de ponta e minimizando o escoamento transversal indesejado. O resultado pode ser um aumento na eficiência propulsiva, especialmente em velocidades de voo mais baixas, e uma modificação no espectro acústico da hélice, com potenciais benefícios na redução de ruído tonal e de banda larga.

Apesar das vantagens teóricas e das aplicações em projetos de propulsão avançada — como *eVTOLs* (*Electric Vertical Take-Off and Landing*), drones logísticos e aeronaves de pequeno porte — o uso de hélices dutadas ainda apresenta desafios técnicos e lacunas na compreensão de seu comportamento acústico. A maioria dos estudos disponíveis se concentra em aspectos aerodinâmicos, como aumento de empuxo e eficiência energética, deixando em segundo plano a análise sistemática das emissões sonoras.

O ruído em hélices dutadas é resultado de mecanismos complexos: a interação entre as pás da hélice e o duto gera vórtices de extremidade confinados, que podem amplificar ou atenuar certas frequências; o estreitamento do fluxo de ar pode causar aceleração e variações de pressão



que alteram a distribuição sonora; e o próprio duto pode atuar como cavidade ressonante, gerando fenômenos acústicos adicionais. Esses efeitos tornam difícil prever com exatidão se uma determinada configuração dutada será, de fato, mais silenciosa do que uma hélice convencional.

Estudos experimentais recentes apresentam resultados contraditórios. Por exemplo, Martin e Boxwell (2022) identificaram uma redução significativa nos níveis de ruído tonal ao empregar dutos otimizados em drones quadricópteros, enquanto Malgoezar (2019) observou aumento de componentes de alta frequência em determinadas condições operacionais, atribuídas à interferência entre vórtices internos e as paredes do duto. Tais divergências reforçam a necessidade de investigações mais detalhadas, baseadas em ensaios controlados e reprodutíveis.

Além disso, o duto apresenta potencial como ferramenta de engenharia para soluções de mitigação passiva do ruído, podendo ser desenhado para atuar como barreira acústica, absorvedor de determinadas frequências ou redutor da radiação lateral. Contudo, para que essas soluções sejam adotadas de maneira sistemática no projeto de VANTs, é imprescindível que se compreenda profundamente o comportamento acústico do sistema hélice-duto em condições variadas de operação.

Diante desse contexto, a caracterização experimental da emissão sonora de hélices dutadas surge como etapa essencial para o avanço do conhecimento na área de aeroacústica aplicada a VANTs. A realização de ensaios acústicos em ambiente controlado, com variáveis bem definidas como rotação e ângulo de ataque, permite analisar o impacto real da presença do duto no espectro sonoro e fornecer dados confiáveis para a validação de modelos computacionais e otimização de projetos futuros.

Este trabalho tem como objetivo caracterizar experimentalmente o comportamento acústico de uma hélice APC 10 x 7E em diferentes configurações com e sem duto, avaliando a radiação sonora sob rotações de 2000, 3000, 3500, 4000 e 5000 RPM e em ângulos de ataque de 0°, 30°, 60° e 90°. Os ensaios utilizarão um duto projetado em CAD e impresso em 3D, com medições acústicas realizadas por meio de microfone pressurefield e decibelímetro, visando à análise dos níveis de ruído tonal e de banda larga.

No contexto nacional, esta pesquisa contribui para preencher uma lacuna ainda pouco explorada na literatura técnica sobre propulsores dutados, fornecendo subsídios práticos para o desenvolvimento de aeronaves mais silenciosas e otimizadas. Ao integrar fundamentos de

aerodinâmica, acústica e projeto mecânico, o estudo reforça o papel da pesquisa aplicada no desenvolvimento sustentável de novas tecnologias aeronáuticas.

# CAPÍTULO II

## Fundamentação Teórica

Este capítulo é dedicado à descrição dos fundamentos de aerodinâmica em hélices e ao resumo de conclusões anteriores sobre ruído de fontes dutadas e não dutadas.

### 2.1 Fundamentos de Aerodinâmica em Hélices

A hélice aeronáutica é um dispositivo fundamental na propulsão de diversas aeronaves, convertendo a potência rotacional de um motor em empuxo, a força que impulsiona a aeronave para frente. Sua aparente simplicidade esconde uma complexa interação de princípios aerodinâmicos que determinam sua eficiência e desempenho. Compreender esses fundamentos é crucial para o estudo de qualquer aspecto relacionado a hélices, incluindo sua assinatura acústica.

A Figura 2.1 ilustra a geometria básica de uma hélice, destacando seus principais elementos construtivos, como eixo de rotação, bordo de ataque, bordo de fuga e ângulo de passo — parâmetros essenciais para a análise de seu comportamento aerodinâmico e acústico.

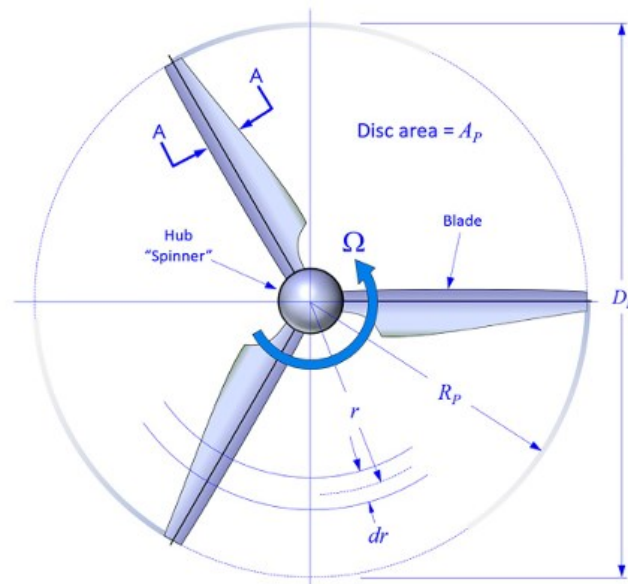


Figura 2.1 – Geometria da hélice (GUDMUNSSON, 2022).

### 2.1.2 Princípios Básicos de Funcionamento

O funcionamento de uma hélice baseia-se fundamentalmente na Terceira Lei de Newton – o princípio da ação e reação. Ao girar, as pás da hélice aceleram uma massa de ar para trás; como reação, uma força de igual magnitude e sentido oposto é exercida sobre a hélice, impulsionando a aeronave para frente. Essa força é o empuxo (*thrust*).

Cada pá de uma hélice é, em essência, um aerofólio rotativo, similar a uma asa de avião. Quando a pá se move através do ar, ela gera uma força aerodinâmica. Essa força pode ser decomposta em duas componentes principais em relação à direção de rotação e ao eixo da hélice:

1. Sustentação: Componente perpendicular ao fluxo de ar incidente na pá. No contexto da hélice, a maior parte dessa sustentação está orientada na direção do eixo da hélice, contribuindo diretamente para o empuxo.

2. Arrasto: Componente paralela ao fluxo de ar incidente na pá. Esta força opõe-se ao movimento da pá através do ar e representa uma perda de energia, que deve ser superada pela potência do motor para manter a rotação da hélice. O arrasto da pá também contribui para o torque que o motor precisa vencer.

O formato de aerofólio da pá da hélice é projetado para maximizar a relação sustentação/arrasto. A face da pá voltada para frente (no sentido do voo) geralmente possui uma curvatura (extradorso), enquanto a face voltada para trás é mais plana (intradorso). Essa diferença de curvatura, combinada com o ângulo de ataque da pá em relação ao ar, faz com que o ar seja acelerado sobre o extradorso, resultando em uma pressão menor nessa superfície em comparação com o intradorso, de acordo com o Princípio de Bernoulli. Essa diferença de pressão gera a força de sustentação que, no caso da hélice, se traduz majoritariamente em empuxo, conforme ilustrado na Figura 2.2, que representa as forças atuantes em uma pá de hélice.

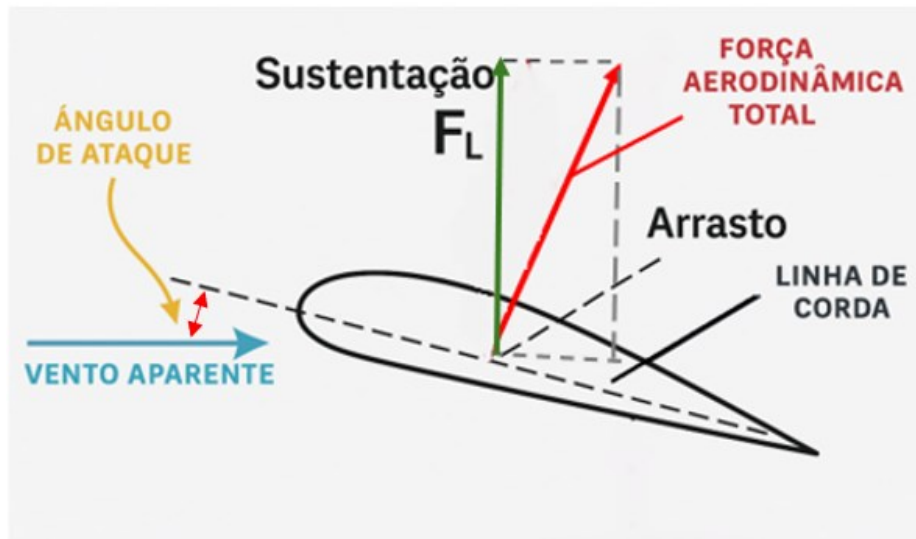


Figura 2.2 – Forças geradas por uma hélice (ADAPTADO DE: CYPRIANO; IMANISHI, 2014).

A quantidade de empuxo gerada por uma hélice depende de diversos fatores, incluindo:

- Potência do motor: Define a velocidade de rotação e o torque disponível.
- Velocidade de rotação (RPM): Afeta diretamente a velocidade com que as pás cortam o ar.
- Densidade do ar: Ar mais denso proporciona maior massa a ser acelerada, potencialmente gerando mais empuxo.
- Design da hélice: Inclui o número de pás, o diâmetro, o formato do aerofólio das pás e a distribuição do passo ao longo da pá.

Enquanto a hélice gira, diversas forças complexas atuam sobre suas pás. Além do empuxo e do torque resistivo (proveniente do arrasto das pás), existem:

- Força Centrífuga: Devido à rotação, uma força significativa atua radialmente para fora, tendendo a afastar as pás do cubo central. Essa força impõe grandes tensões estruturais na raiz da pá e no cubo.
- Flexão por Empuxo: O empuxo gerado pelas pás tende a curvá-las para frente.
- Flexão por Torque: A resistência do ar à rotação das pás (arrasto) cria um torque que tende a curvá-las na direção oposta à rotação.
- Momento de Torção Aerodinâmica: As forças aerodinâmicas não atuam uniformemente ao longo da corda do aerofólio da pá. O centro de pressão pode não coincidir com o eixo de torção da pá, gerando um momento que tende a torcer a pá, alterando seu ângulo de ataque local.
- Momento de Torção Centrífuga: A força centrífuga atuando em elementos da pá que não estão alinhados radialmente com o eixo de rotação pode criar um momento que tende a reduzir o ângulo de passo da pá, alinhando-a com o plano de rotação.

O projeto de uma hélice deve levar em consideração todas essas forças para garantir sua integridade estrutural e eficiência aerodinâmica sob diversas condições de operação. A interação dessas forças e a forma como são gerenciadas pelo *design* da hélice são cruciais para o desempenho geral da aeronave.

### 2.1.2 Ângulo de Passo (*Pitch*)

O ângulo de passo de uma hélice é um dos parâmetros de design e operação mais críticos, influenciando diretamente a quantidade de ar que a hélice desloca por rotação e, consequentemente, seu desempenho em diferentes fases do voo (decolagem, subida, cruzeiro, pouso). O ângulo de passo é definido como o ângulo formado entre a corda de um elemento da pá da hélice e o plano de rotação da hélice. Como a velocidade linear de um elemento da pá aumenta com a distância ao cubo (maior raio), e para manter um ângulo de ataque aerodinâmico ótimo ao longo de toda a envergadura da pá, as pás da hélice são torcidas. Isso significa que o ângulo de passo é maior próximo ao cubo (onde a velocidade rotacional é menor) e diminui progressivamente em direção à ponta da pá (onde a velocidade rotacional é maior).

Existem diferentes formas de classificar o passo de uma hélice:

- Passo Geométrico: É a distância teórica que a hélice avançaria em uma rotação completa se estivesse se movendo através de um meio sólido, como um parafuso

em madeira. É determinado pelo ângulo da pá em uma estação de referência específica (geralmente a 75% do raio da pá), conforme ilustrado na Figura 2.3.

- Passo Efetivo: É a distância real que a hélice avança em uma rotação completa durante o voo. O passo efetivo é sempre menor que o passo geométrico devido ao "escorregamento" da hélice no ar, que é uma consequência do fato de o ar ser um fluido e não um sólido.
- Escorregamento: É a diferença entre o passo geométrico e o passo efetivo. Um certo grau de escorregamento é necessário para que a pá da hélice gere um ângulo de ataque positivo e, portanto, empuxo.

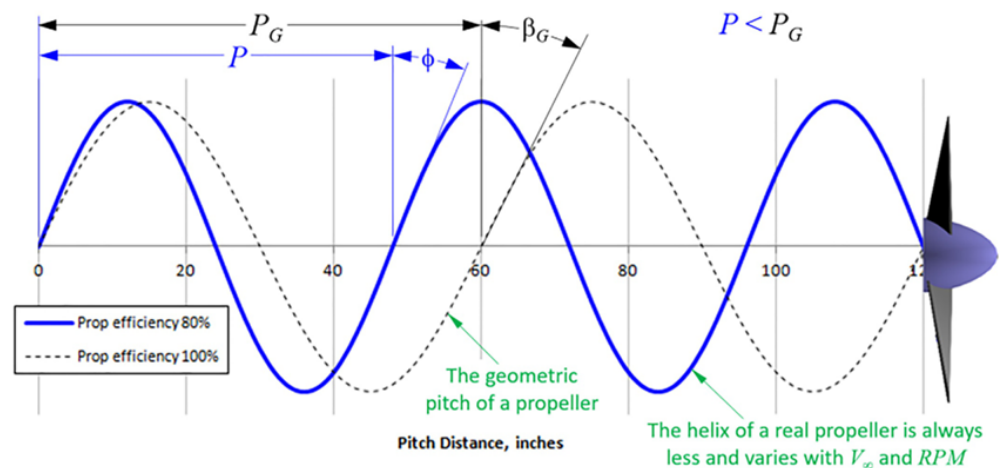


Figura 2.3 – Uma hélice real avança em uma distância de passo menor do que o passo geométrico indica (GUDMUNSSON, 2022).

As hélices podem ser classificadas com base na capacidade de alterar seu ângulo de passo, conforme mostrado na Figura 2.4:

1. Hélices de Passo Fixo: O ângulo das pás é fixado durante a fabricação e não pode ser alterado em voo. São mais simples, leves e baratas, mas seu desempenho ótimo é limitado a uma faixa estreita de velocidades da aeronave e RPM do motor. Uma hélice de passo fixo projetada para bom desempenho em cruzeiro (passo maior) terá um desempenho inferior na decolagem e subida, e vice-versa.

2. Hélices de Passo Ajustável: O ângulo das pás pode ser ajustado no solo, com o motor parado, mas não em voo. Permitem alguma otimização para diferentes condições de operação predominantes, mas não a flexibilidade das hélices de passo variável.

3. Hélices de Passo Variável ou Controlável: O piloto pode alterar o ângulo das pás durante o voo. Isso permite otimizar o ângulo de ataque das pás para diferentes condições de voo, como decolagem (passo baixo para alta RPM e empuxo máximo), subida, cruzeiro (passo alto para maior eficiência em velocidades elevadas) e pouso.

4. Hélices de Velocidade Constante: São um tipo sofisticado de hélice de passo variável. Um governador ajusta automaticamente o ângulo das pás para manter a RPM do motor constante, conforme selecionado pelo piloto. Isso permite que o motor opere em sua RPM de potência ou eficiência ótima em uma ampla gama de velocidades da aeronave. Em caso de necessidade de mais empuxo (ex.: início de uma subida), o piloto aumenta a potência do motor, e o governador reduz o passo da hélice para permitir que a RPM se mantenha, absorvendo a potência adicional e convertendo-a em empuxo. Se a velocidade da aeronave aumenta (ex.: em um mergulho), o governador aumenta o passo para evitar que o motor exceda a RPM selecionada.

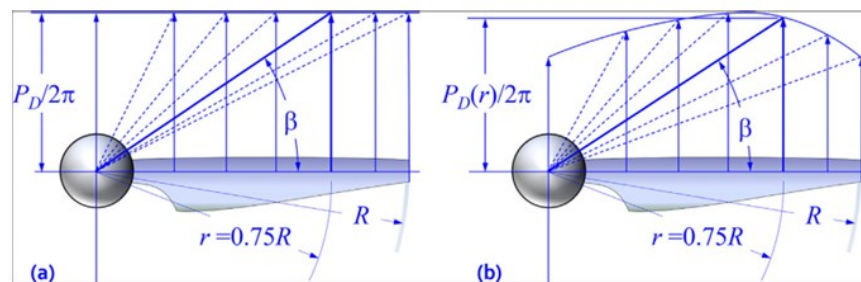


Figura 2.4 – Distribuição de passo: (a) Passo constante, (b) Passo variável (GUDMUNSSON, 2022).

A escolha do ângulo de passo afeta diretamente o ângulo de ataque efetivo das pás. Um passo baixo (pás menos anguladas) resulta em menor "mordida" no ar, permitindo que o motor atinja altas RPMs rapidamente, ideal para decolagem. Um passo alto (pás mais anguladas) proporciona uma "mordida" maior, deslocando mais ar por rotação, o que é eficiente em altas velocidades de cruzeiro, mas pode sobrecarregar o motor em baixas velocidades.

### 2.1.3 Efeitos do Número de Reynolds e Mach

O desempenho aerodinâmico de uma hélice é também significativamente influenciado por dois números adimensionais importantes: o Número de Reynolds ( $Re$ ) e o Número de Mach ( $M$ ).



O Número de Reynolds é uma medida da razão entre as forças de inércia e as forças viscosas em um escoamento de fluido. Para uma seção da pá da hélice, ele é calculado como:

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (2.3)$$

Onde:

$\rho \rightarrow$  densidade do ar;

$V \rightarrow$  velocidade do escoamento relativo sobre a seção da pá (que inclui a componente da velocidade de avanço da aeronave e a componente da velocidade rotacional da pá);

$c \rightarrow$  corda do aerofólio naquela seção da pá;

$\mu \rightarrow$  viscosidade dinâmica do ar.

O Número de Reynolds afeta as características da camada limite que se forma sobre a superfície da pá. Em baixos Números de Reynolds (típicos de VANTs menores ou hélices operando em baixas velocidades/altitudes elevadas com ar rarefeito), a camada limite tem maior probabilidade de ser laminar e mais suscetível à separação do escoamento, o que pode levar a uma redução da sustentação máxima e aumento do arrasto. Em Números de Reynolds mais altos, a camada limite tende a se tornar turbulenta mais cedo. Camadas limite turbulentas são mais energéticas e resistem melhor à separação em ângulos de ataque elevados, mas geralmente produzem um pouco mais de arrasto de atrito do que as laminares.

A eficiência de um perfil aerodinâmico é sensível ao Número de Reynolds. Muitos dados de perfis são obtidos para faixas de  $Re$  típicas de aeronaves de maior porte. Para hélices de VANTs, que frequentemente operam em  $Re$  mais baixos (da ordem de  $10^4$  a  $10^6$ ), é crucial utilizar dados de perfis ou realizar análises específicas para essa faixa de operação, pois o desempenho pode ser significativamente diferente.

Já o Número de Mach é a razão entre a velocidade local do escoamento e a velocidade do som no meio:

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.4)$$

Onde:

$V \rightarrow$  velocidade do escoamento relativo sobre a seção da pá;

$a \rightarrow$  velocidade local do som (que depende da temperatura do ar).

A velocidade do som ela é definida como:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.5)$$

Onde:

$\gamma \rightarrow$  relação dos calores específicos do ar;

$R \rightarrow$  constante universal dos gases;

$T \rightarrow$  temperatura absoluta do ar.

Os efeitos da compressibilidade do ar tornam-se significativos quando o Número de Mach se aproxima de 1 (escoamento transônico e sônico). A velocidade relativa do ar sobre as pás de uma hélice é a soma vetorial da velocidade de avanço da aeronave e da velocidade tangencial devido à rotação. As pontas das pás, por se moverem mais rapidamente, são as primeiras a experimentar altos Números de Mach.

Quando a velocidade na ponta da pá (ou em qualquer seção dela) aproxima-se da velocidade do som (tipicamente  $M > 0,7-0,8$ ), podem ocorrer os seguintes efeitos de compressibilidade:

- Aumento do Arrasto: Formação de ondas de choque locais sobre o perfil da pá, levando a um aumento abrupto do arrasto (arrasto de onda).
- Perda de Sustentação: As ondas de choque podem causar a separação da camada limite, resultando em perda de sustentação e eficiência.
- Mudança no Centro de Pressão: O centro de pressão do aerofólio pode se deslocar, alterando os momentos de torção sobre a pá.
- Geração de Ruído: A formação e o movimento de ondas de choque são uma fonte significativa de ruído de alta intensidade (ruído de compressibilidade ou ruído de espessura sônico).

Esses efeitos limitam a velocidade máxima de rotação e o diâmetro das hélices, especialmente em aeronaves de alta velocidade. Para VANTs, cujas velocidades de voo e de ponta de pá podem ser elevadas, os efeitos de compressibilidade podem ser um fator limitante de desempenho e uma importante fonte de ruído.

## 2.2 Fundamentos de Acústica e Percepção Sonora

A aeroacústica, campo de estudo que investiga a geração e propagação do som produzido pelo movimento de fluidos ou pela interação de fluidos com superfícies, é essencial para

compreender o ruído gerado por hélices. Antes de adentrar os mecanismos específicos de geração de ruído em hélices de VANTs, é crucial estabelecer uma base sólida sobre os princípios fundamentais da acústica e como o som é percebido.

### 2.2.1 Natureza do Som: Ondas de Pressão e Intensidade Sonora

O som, em sua essência, é uma forma de energia que se propaga através de um meio elástico (como o ar, a água ou sólidos) como uma onda mecânica longitudinal. Ele é gerado por uma fonte vibratória que perturba as partículas do meio adjacente, fazendo-as oscilar em torno de suas posições de equilíbrio. Essas oscilações são então transmitidas de partícula a partícula, resultando na propagação de uma onda de pressão através do meio.

No caso do ar, que é o meio primário de interesse para o ruído aeronáutico, as ondas sonoras consistem em sucessivas regiões de compressão (onde a pressão do ar é ligeiramente maior que a pressão ambiente) e rarefação (onde a pressão do ar é ligeiramente menor que a pressão ambiente). Essas flutuações de pressão se propagam a uma velocidade específica, conhecida como velocidade do som, conforme demonstrado na Figura 2.5.

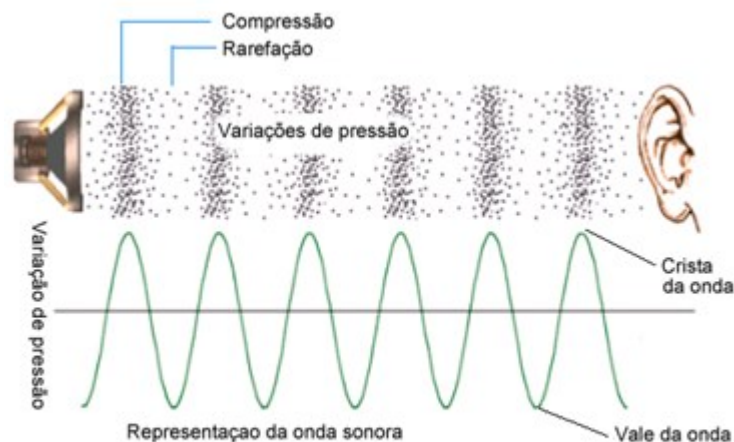


Figura 2.5 – Representação da onda sonora, (FONTE: <https://www.institutoclaro.org.br/educacao/para-ensinar/planos-de-aula/ondas-sonoras/>).

As principais características físicas de uma onda sonora simples (como uma onda senoidal pura) incluem:

- Frequência (f): É o número de ciclos completos de compressão e rarefação que ocorrem por unidade de tempo. É medida em Hertz (Hz), onde 1 Hz equivale a um ciclo por segundo. A frequência de uma onda sonora está diretamente relacionada à percepção da altura (*pitch*) do som: frequências mais altas correspondem a sons mais agudos, enquanto frequências mais baixas correspondem a sons mais graves.
- Amplitude (A): Representa a magnitude máxima da flutuação de pressão em relação à pressão ambiente. A amplitude está relacionada à energia transportada pela onda sonora e à percepção da intensidade ou "volume" do som. Maiores amplitudes correspondem a sons mais intensos.
- Comprimento de Onda ( $\lambda$ , lambda): É a distância espacial entre duas cristas de compressão consecutivas (ou duas cristas de rarefação consecutivas) da onda. É medido em unidades de comprimento (metros, centímetros, entre outros.).
- Velocidade de Propagação (c ou v): É a velocidade com que a onda sonora se desloca através do meio. No ar, a velocidade do som depende principalmente da temperatura e, em menor grau, da umidade. Em condições atmosféricas padrão ao nível do mar (aproximadamente 20°C), a velocidade do som é de cerca de 343 metros por segundo (m/s). A relação entre velocidade, frequência e comprimento de onda é dada por:  $c = f * \lambda$ .
- Período (T): É o tempo necessário para completar um ciclo da onda. É o inverso da frequência ( $T = 1/f$ ) e é medido em segundos.

A Figura 2.6 ilustra uma representação esquemática da voz por uma onda mecânica sonora. Essa representação permite compreender como o som, incluindo a voz humana, se transmite através de ondas longitudinais, nas quais as partículas do meio vibram na mesma direção de propagação da onda.

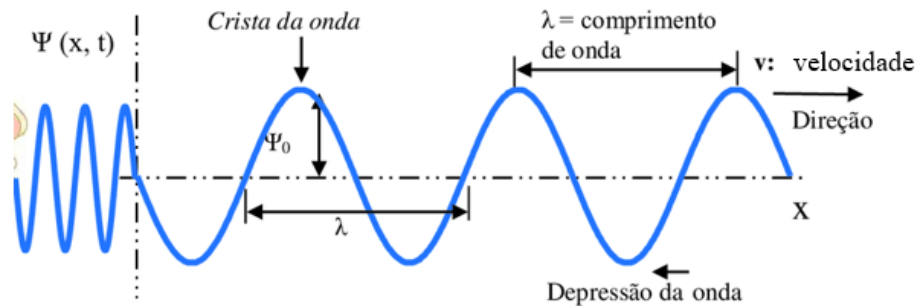


Figura 2.6 - Representação esquemática da voz por uma onda mecânica sonora (FONTE: [https://www.researchgate.net/figure/Representacao-esquemática-da-voz-por-uma-onda-mecânica-sonora-mostrando-suas-principais\\_fig3\\_318277075](https://www.researchgate.net/figure/Representacao-esquemática-da-voz-por-uma-onda-mecânica-sonora-mostrando-suas-principais_fig3_318277075)).

Já a intensidade sonora é uma medida objetiva da potência sonora que atravessa uma unidade de área perpendicular à direção de propagação da onda. É expressa em Watts por metro quadrado ( $\text{W/m}^2$ ). A intensidade sonora é proporcional ao quadrado da amplitude da pressão sonora ( $p^2$ ):

$$I = \frac{p^2}{(\rho \cdot a)} \quad (2.6)$$

Onde:

$p \rightarrow$  pressão sonora eficaz (*Root Mean Square* - RMS) da flutuação de pressão;

$\rho \rightarrow$  densidade do meio;

$a \rightarrow$  velocidade do som.

O ouvido humano é capaz de perceber uma vasta gama de intensidades sonoras, desde o limiar da audição (aproximadamente  $10^{-12} \text{ W/m}^2$ ) até o limiar da dor (aproximadamente  $1 \text{ W/m}^2$  ou mais). Devido a essa ampla faixa dinâmica e ao fato de que a percepção humana da intensidade sonora é aproximadamente logarítmica, utiliza-se uma escala logarítmica para expressar os níveis de som: o decibel (dB), conforme mostrado na Figura 2.7.

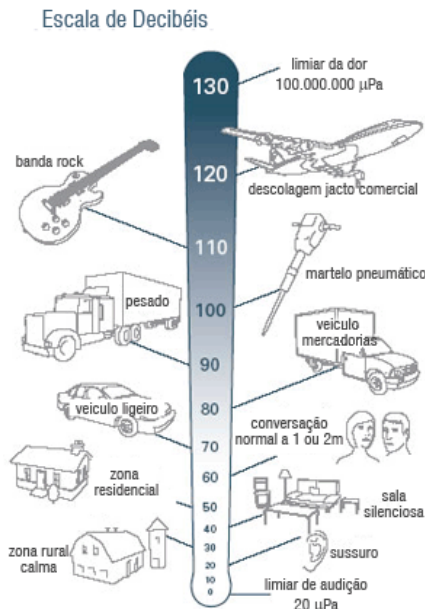


Figura 2.7 – Escala de decibéis, (FONTE: <https://www.explicatorium.com/cfq-8/nivel-sonoro.html>).

O Nível de Intensidade Sonora (NIS ou LIS) em decibéis é definido como:

$$LIS (dB) = 10 * \log_{10}\left(\frac{I}{I_0}\right) \quad (2.7)$$

Onde:

$I \rightarrow$  intensidade sonora medida;

$I_0 \rightarrow$  intensidade sonora de referência, que corresponde ao limiar da audição humana ( $10^{-12} \text{ W/m}^2$ ).

De forma análoga, o Nível de Pressão Sonora (NPS ou SPL) em decibéis é definido como:

$$NPS (dB) = 20 * \log_{10}\left(\frac{p}{p_0}\right) \quad (2.8)$$

Onde:

$p \rightarrow$  pressão sonora eficaz (RMS) medida;

$p_0 \rightarrow$  pressão sonora de referência, que corresponde à pressão sonora no limiar da audição humana (20 µPa ou  $20 \times 10^{-6}$  Pascals).

O uso da escala em decibéis permite representar grandes variações de intensidade ou pressão sonora com números mais gerenciáveis e reflete melhor a forma como o sistema auditivo humano responde a mudanças na energia sonora. É importante notar que, devido à natureza

logarítmica da escala, um aumento de 3 dB representa aproximadamente uma duplicação da intensidade sonora, enquanto um aumento de 10 dB é percebido como aproximadamente o dobro do "volume".

### 2.2.2 Percepção Humana do Som: Espectro Audível, Curvas de Igual Intensidade Sonora

A percepção do som pelos seres humanos é um processo complexo que envolve não apenas as características físicas da onda sonora, mas também a fisiologia do sistema auditivo e aspectos psicoacústicos. Compreender como os humanos percebem o som é fundamental para avaliar o impacto do ruído, incluindo o gerado por VANTs.

#### - Espectro Audível:

O ouvido humano não é sensível a todas as frequências de vibração, conforme mostrado na Figura 2.8. A faixa de frequências que um jovem adulto saudável consegue perceber é tipicamente considerada entre 20 Hz e 20.000 Hz (ou 20 kHz). Essa faixa é conhecida como espectro audível. Sons com frequências abaixo de 20 Hz são chamados de infrassons, e aqueles com frequências acima de 20 kHz são chamados de ultrassons. Embora não sejam audíveis no sentido tradicional, infrassons e ultrassons de alta intensidade podem ter outros efeitos fisiológicos.

A sensibilidade do ouvido humano varia significativamente dentro do espectro audível. Geralmente, somos mais sensíveis a frequências médias, aproximadamente entre 1 kHz e 5 kHz, que é a faixa de frequência importante para a inteligibilidade da fala. A sensibilidade diminui consideravelmente em frequências muito baixas e muito altas.

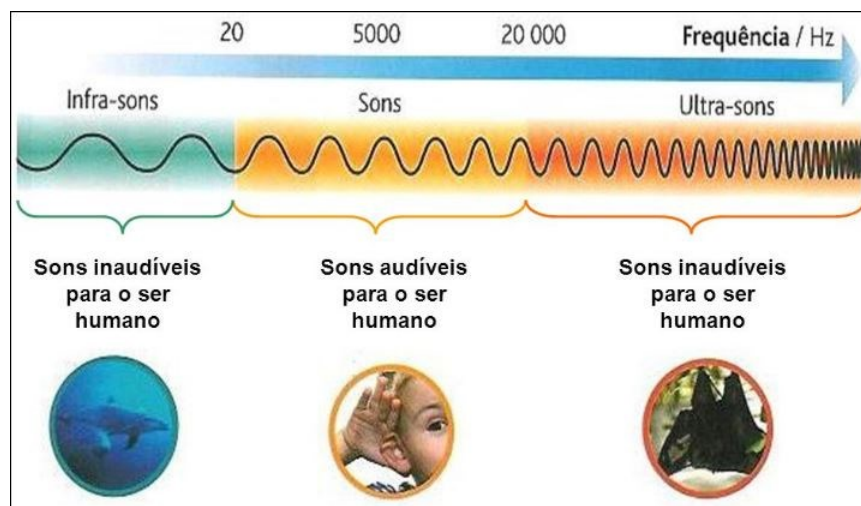


Figura 2.8 – Limites de audição humana, (PORTO, 2022).

- Curvas de Igual Intensidade Sonora (Curvas Isofônicas):

A percepção da intensidade de um som (quão "alto" ele parece) não depende apenas do seu nível de pressão sonora (NPS em dB), mas também da sua frequência. Para quantificar essa relação, foram desenvolvidas as curvas de igual intensidade sonora, também conhecidas como curvas isofônicas ou curvas de Fletcher-Munson (embora as versões mais recentes e padronizadas sejam da ISO 226), como ilustrado na Figura 2.9.

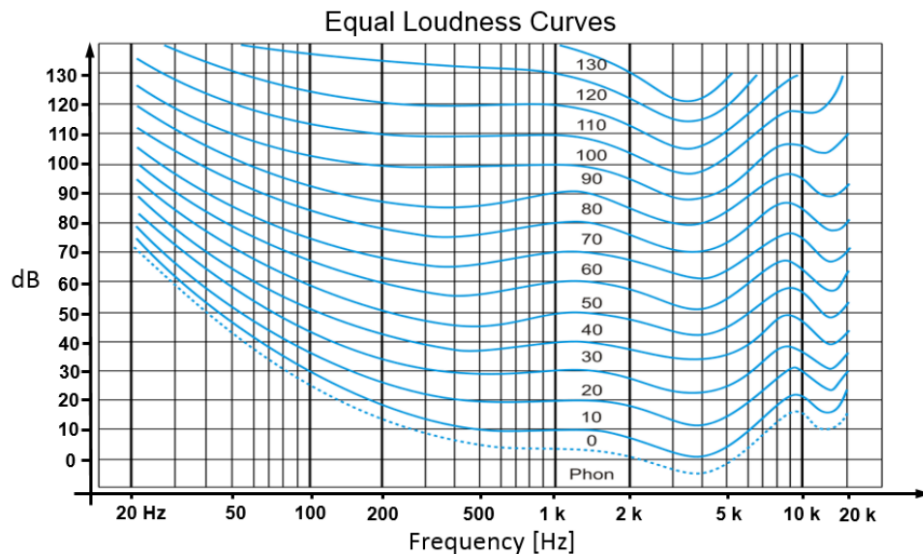


Figura 2.9 – Curvas de intensidade sonora iguais, (FONTE: <https://community.sw.siemens.com/s/article/sound-quality-metrics-loudness-and-sones>).

Essas curvas representam os níveis de pressão sonora (em dB SPL) em diferentes frequências que são percebidos pelo ouvinte médio como tendo a mesma intensidade (*loudness*). Cada curva é rotulada com um valor em "*phons*", que é a unidade de nível de intensidade sonora percebida. Por definição, o nível de intensidade sonora em *phons* de um tom de 1 kHz é numericamente igual ao seu nível de pressão sonora em dB SPL. Por exemplo, um tom de 1 kHz a 60 dB SPL tem uma intensidade percebida de 60 *phons*.

- As curvas isofônicas demonstram claramente que:

1. A sensibilidade do ouvido varia com a frequência: Para um mesmo nível de intensidade percebida (mesmo valor de *phon*), são necessários níveis de pressão sonora muito mais altos em baixas frequências (e, em menor grau, em altas frequências) do que em frequências médias.
2. A forma das curvas muda com o nível de intensidade: Em níveis de pressão sonora baixos (próximos ao limiar da audição), a variação da sensibilidade com a frequência é muito



pronunciada. Em níveis de pressão sonora altos, as curvas tendem a se tornar mais planas, indicando que a sensibilidade do ouvido se torna mais uniforme em relação à frequência.

O limiar da audição, que é a curva de 0 *phon*, mostra o nível de pressão sonora mínimo necessário para que um som seja audível em cada frequência. Da mesma forma, existe um limiar da dor, em torno de 120-130 *phons*, onde o som se torna desconfortável ou doloroso, independentemente da frequência.

Essas curvas são cruciais porque indicam que simplesmente medir o nível de pressão sonora total de um ruído complexo (que contém múltiplas frequências) não reflete adequadamente como ele será percebido em termos de intensidade. Um ruído dominado por baixas frequências pode ter um NPS alto, mas ser percebido como menos intenso do que um ruído com NPS menor, mas dominado por frequências médias às quais o ouvido é mais sensível.

### *2.2.3 Ponderação em Frequência (Curva A) e sua Aplicação em Ruído de VANTs*

Para que as medições de nível de som se correlacionem melhor com a percepção humana da intensidade e do incômodo causado pelo ruído, foram desenvolvidas redes de ponderação em frequência. Essas ponderações são filtros eletrônicos aplicados ao sinal sonoro antes da medição do nível, que ajustam a contribuição de cada frequência de acordo com a sensibilidade auditiva humana.

A ponderação em frequência mais comumente utilizada para avaliação de ruído ambiental e ocupacional é a Curva de Ponderação A (*A-weighting*), conforme apresentado na Figura 2.10. A curva A foi originalmente baseada na curva isofônica de 40 *phons*, que representa a sensibilidade do ouvido a sons de baixa intensidade. Ela atenua significativamente as baixas frequências (abaixo de 500 Hz) e, em menor grau, as altas frequências (acima de 6 kHz), enquanto dá maior peso às frequências médias (entre 1 kHz e 4 kHz), onde o ouvido é mais sensível.

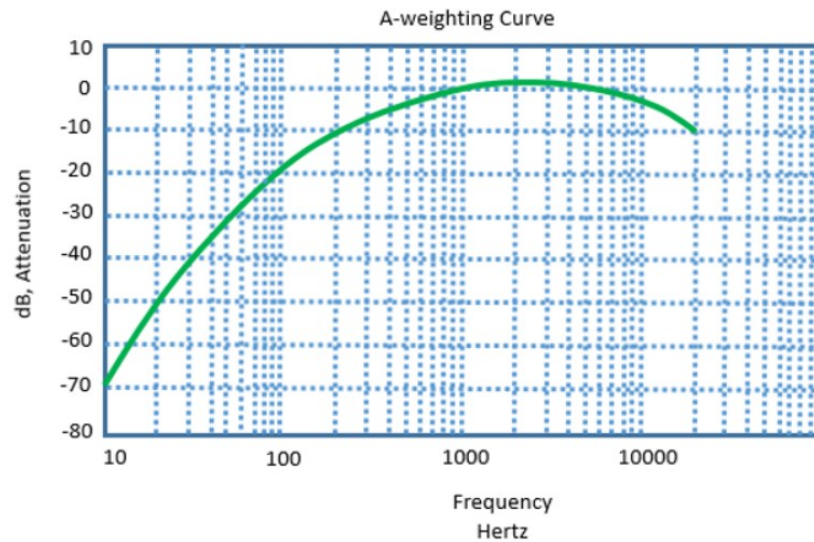


Figura 2.10 – Curva de ponderação A, (FONTE:

<https://community.sw.siemens.com/s/article/sound-quality-metrics-loudness-and-sones>).

Quando um nível de som é medido com a ponderação A, ele é expresso em decibéis A, denotados como dB(A) ou dBA. O uso da ponderação A é amplamente aceito e frequentemente exigido por regulamentações de ruído em todo o mundo porque:

- Fornece uma medida única que se correlaciona razoavelmente bem com a percepção subjetiva da intensidade (loudness) de muitos tipos de ruído.
- É relativamente simples de implementar em medidores de nível de som.
- Tem sido historicamente utilizada, resultando em um vasto corpo de dados e regulamentações baseados em dBA.

Outras curvas de ponderação existem, como a Curva C (*C-weighting*), que é mais plana e dá maior ênfase às baixas frequências, sendo por vezes utilizada para avaliar ruídos com forte componente de baixa frequência ou para medir níveis de pico. A Curva B (*B-weighting*) é raramente utilizada. A Curva Z (*Zero-weighting*) ou Linear (Lin) representa uma resposta em frequência plana, sem ponderação. Essas curvas são apresentadas na Figura 2.11.

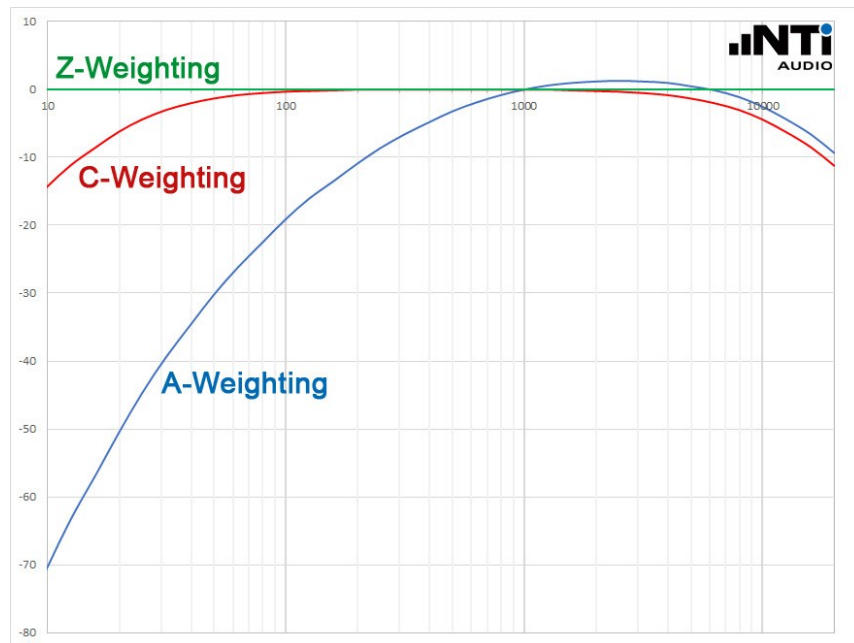


Figura 2.11 – Comparativo das curvas A, C e Z, (FONTE: <https://www.nti-audio.com/pt/suporte/saber-como/ponderacoes-de-frequencia-para-as-medicoes-de-nivel-de-pressao-sonora>).

#### - Aplicação em Ruído de VANTs:

No contexto do ruído gerado por Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), a medição em dBA é frequentemente utilizada para caracterizar a assinatura acústica e avaliar seu impacto potencial em comunidades e no meio ambiente. O ruído de VANTs, especialmente aqueles com hélices, pode conter uma mistura de componentes tonais (em frequências específicas relacionadas à rotação das pás e do motor) e componentes de banda larga (distribuídos por uma faixa de frequências).

A ponderação A ajuda a traduzir o espectro de frequência complexo do ruído do VANT em um valor único que reflete melhor como ele seria percebido por um observador humano. Isso é crucial para:

- Comparar a "ruidosidade" de diferentes designs de VANTs ou diferentes condições operacionais.
- Estabelecer limites regulatórios para a emissão de ruído por VANTs, visando minimizar o incômodo e a poluição sonora.
- Avaliar a eficácia de medidas de redução de ruído implementadas no design do VANT (ex.: modificações nas hélices, uso de dutos, entre outros).

Embora a ponderação A seja uma ferramenta útil, é importante reconhecer suas limitações. Ela não captura todos os aspectos da percepção do ruído, como a tonalidade, a impulsividade ou as características temporais, que também podem influenciar significativamente o incômodo. Portanto, análises mais detalhadas do espectro de frequência (ex.: em bandas de 1/3 de oitava) e o uso de outras métricas psicoacústicas (como *sharpness*, *roughness*, *tonality*) podem ser necessários para uma caracterização mais completa do ruído de VANTs e seu impacto.

#### 2.2.4 Níveis Gerais de Pressão Sonora

O Nível Geral de Pressão Sonora, frequentemente referido pela sigla OASPL (*Overall Sound Pressure Level*), é uma métrica acústica que representa o nível de pressão sonora total, considerando toda a faixa de frequências analisada em uma medição. Diferentemente da análise espectral, que permite observar a distribuição da energia acústica ao longo das diferentes frequências, o OASPL fornece uma avaliação integrada e global do ruído, consolidando toda a energia acústica medida em um único valor expresso em decibéis (dB).

O cálculo do OASPL é feito a partir da soma da energia acústica distribuída em cada banda de frequência do espectro. A fórmula geral é:

$$OASPL = 10 \log_{10} \left( \sum_{i=1}^N 10^{\frac{L_i}{10}} \right) dB \quad (2.9)$$

Onde:

$L_i \rightarrow$  nível de pressão sonora em cada banda de frequência (em dB);

$N \rightarrow$  número total de bandas de frequência consideradas.

Esse cálculo é, na prática, a conversão de cada nível em potência (anti-logaritmo), somando-se essas potências, e depois convertendo novamente em dB. Alternativamente, se o sinal for analisado no domínio temporal, o OASPL pode ser obtido diretamente da pressão sonora eficaz (RMS), com a fórmula:

$$OASPL = 20 \log_{10} \frac{p_{rms}}{p_{ref}} \quad (2.10)$$

Onde:

$p_{rms} \rightarrow$  valor eficaz da pressão sonora (em Pascal);

$p_{ref} \rightarrow$  pressão sonora de referência, tipicamente 20  $\mu$ Pa no ar.

Fisicamente, o OASPL representa a energia total transportada pelas ondas sonoras em todas as frequências detectadas durante uma medição. É uma medida diretamente relacionada à intensidade sonora percebida no ponto de medição, consolidando tanto as contribuições de picos tonais (frequências específicas) quanto do ruído de banda larga (energia distribuída de forma contínua pelo espectro).

Portanto, o OASPL é sensível não apenas às amplitudes dos picos tonais, mas também à quantidade de energia presente em faixas contínuas do espectro. Por exemplo:

- Um sinal com poucos picos tonais muito fortes pode ter OASPL elevado.
- Um sinal com ruído de banda larga intenso, mesmo sem picos proeminentes, também pode ter OASPL elevado, porque a energia total distribuída em muitas frequências compensa a ausência de tons específicos.

O OASPL é diretamente proporcional ao nível de ruído percebido fisicamente e subjetivamente: quanto maior o OASPL, maior a quantidade de energia sonora no ambiente e, conseqüentemente, mais intenso será o ruído.

Na prática de engenharia acústica e aeroacústica, o OASPL é usado para:

- Avaliar e comparar o nível total de ruído entre diferentes condições operacionais.
- Determinar o impacto acústico de modificações geométricas (como a instalação de dutos, carenagens ou tratamentos acústicos).
- Fornecer uma métrica quantitativa para comparar medições, projetos ou validar modelos de simulação.

No contexto perceptual, embora o OASPL não diferencie a natureza do som (se tonal ou banda larga), ele está fortemente correlacionado com o nível de desconforto sonoro geral percebido. Porém, é importante lembrar que sons tonais tendem a ser mais perceptíveis e incômodos a um mesmo OASPL do que sons puramente de banda larga.

#### *2.2.5 O Problema do Ruído em Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) e seu Impacto*

O rápido crescimento no desenvolvimento e utilização de Veículos Aéreos Não Tripulados, popularmente conhecidos como drones, para uma miríade de aplicações civis e comerciais – desde entregas e vigilância até agricultura de precisão e entretenimento – trouxe consigo uma crescente preocupação com o ruído gerado por essas aeronaves. Embora individualmente os VANTs menores, conforme ilustrado na Figura 2.12, possam parecer relativamente silenciosos à distância, a perspectiva de um grande número deles operando em baixas altitudes, especialmente

sobre áreas urbanas e suburbanas, levanta questões significativas sobre poluição sonora e aceitação pública.



Figura 2.12 – Veículo aéreo não tripulado, (FONTE: <https://www.abear.com.br/imprensa/agencia-abear/noticias/por-que-drones-trazem-riscos-ao-espaco-aereo/>).

Segundo Brooks e Humphreys (2020), o ruído emitido por VANTs, predominantemente originado de seus sistemas propulsivos (hélices e motores elétricos), possui características que podem torná-lo particularmente perceptível e incômodo:

- **Frequências Características:** O ruído das hélices de VANTs frequentemente contém componentes tonais distintos (harmônicos da frequência de passagem das pás) que podem se destacar do ruído de fundo ambiente, tornando-os mais facilmente detectáveis e potencialmente mais irritantes do que ruídos de banda larga de mesma intensidade.
- **Operação em Baixa Altitude:** Diferentemente de aeronaves convencionais que operam em grandes altitudes, muitos VANTs voam próximos ao solo e, conseqüentemente, mais perto de pessoas e áreas sensíveis ao ruído.
- **Proximidade a Áreas Residenciais:** Aplicações como entrega por drones implicam voos sobre áreas densamente povoadas, onde o impacto do ruído é mais crítico.
- **Novidade e Percepção Psicológica:** O som de VANTs ainda é relativamente novo no ambiente sonoro cotidiano, e a percepção de um objeto voador não identificado ou associado à vigilância pode exacerbar a resposta negativa ao ruído.

De acordo com Candelor, Pagliaroli, Ragni e Di Francesco (2019), os impactos potenciais do ruído de VANTs, apresentados na Figura 2.13, são multifacetados:

1. Incômodo e Perturbação: É o efeito mais direto e amplamente relatado. O ruído pode interferir em atividades cotidianas, como conversação, sono, trabalho e lazer, levando à irritação e redução da qualidade de vida.

2. Impactos na Saúde: A exposição prolongada a níveis elevados de ruído ambiental tem sido associada a diversos problemas de saúde, incluindo estresse, distúrbios do sono, problemas cardiovasculares e comprometimento cognitivo, especialmente em crianças. Embora o ruído de VANTs individuais possa não atingir níveis perigosos de exposição direta, a contribuição cumulativa para o ruído ambiental total é uma preocupação.

3. Impacto na Vida Selvagem: O ruído de VANTs pode perturbar o comportamento de animais selvagens, afetando seus padrões de acasalamento, forrageamento e predação, especialmente em áreas ecologicamente sensíveis.

4. Aceitação Pública e Viabilidade Comercial: A percepção negativa do ruído é uma das principais barreiras para a aceitação pública generalizada de operações de VANTs em larga escala, como as de entrega. Preocupações com o ruído podem levar a restrições regulatórias mais severas, limitando a viabilidade econômica de certas aplicações.

5. Privacidade e Segurança: Embora não diretamente um impacto do ruído, o som de um VANT pode alertar para sua presença, exacerbando preocupações com privacidade e segurança, o que pode, por sua vez, aumentar a sensibilidade ao próprio ruído.

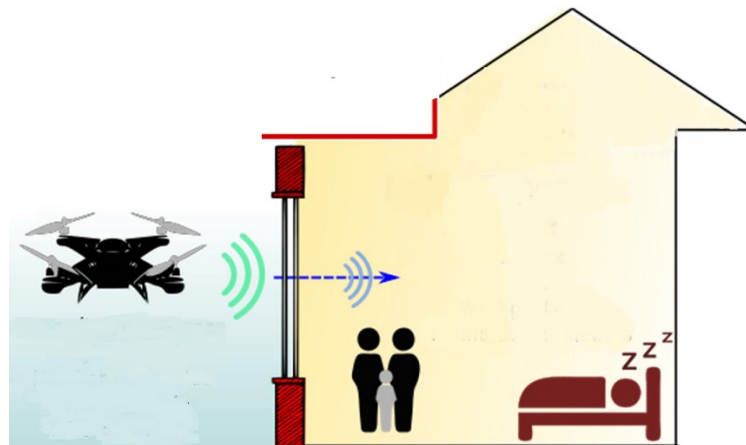


Figura 2.13 – Impacto do ruído de VANTs, (ADAPTADO DA FONTE: <https://www.mdpi.com/1660-4601/19/15/9299>).

Diante desses desafios, a pesquisa e o desenvolvimento de VANTs mais silenciosos tornaram-se uma prioridade. Isso envolve não apenas o projeto de hélices e motores com menor emissão de ruído, mas também estratégias de planejamento de rotas, otimização de perfis de

voo e o desenvolvimento de regulamentações que equilibrem os benefícios da tecnologia de VANTs com a necessidade de proteger o ambiente sonoro e a qualidade de vida das comunidades.

## 2.3 Mecanismos de Geração de Ruído em Hélices de VANTs

O ruído gerado por hélices de VANTs é um fenômeno complexo, resultante de diversas fontes e mecanismos aeroacústicos. Segundo Brentner e Farassat (2003), o ruído de hélices pode ser categorizado em duas classes principais: ruído tonal (ou harmônico) e ruído de banda larga.

### 2.3.1 Ruído Tonal (Harmônico)

O ruído tonal é caracterizado por picos discretos de energia sonora em frequências específicas. Essas frequências são tipicamente a frequência de passagem das pás (*Blade Passage Frequency* - BPF) e seus múltiplos (harmônicos). A BPF é calculada como:

$$BPF = \frac{(N^{\circ} \text{ de Pás} \times \text{Velocidade de Rotação da Hélice em RPM})}{60} \quad (2.11)$$

O ruído tonal é geralmente o componente dominante do ruído de hélices em baixas velocidades e é frequentemente associado à percepção de um som mais "distinto" ou "irritante". As principais fontes de ruído tonal são o ruído de espessura e o ruído de carga.

#### 2.3.1.1 Ruído de Espessura

O ruído de espessura é gerado pelo deslocamento físico do ar pelas pás da hélice à medida que elas rotacionam. Cada pá, devido à sua espessura finita, empurra o ar para fora do seu caminho. Esse deslocamento periódico do fluido cria flutuações de pressão que se propagam como ondas sonoras. É um mecanismo monopolo de geração de som, análogo a uma sirene ou a um pistão pulsante.

As características do ruído de espessura são:

- Frequência: Ocorre na BPF e seus harmônicos.
- Intensidade: A intensidade do ruído de espessura aumenta com:



- A espessura das pás (pás mais espessas deslocam mais ar).
- A velocidade de rotação da hélice (maior velocidade de deslocamento).
- A velocidade na ponta da pá. Torna-se particularmente significativo quando a velocidade na ponta da pá se aproxima da velocidade do som (escoamento transônico), onde a formação de ondas de choque devido à espessura pode gerar um ruído impulsivo intenso (às vezes chamado de ruído de espessura sônico).
- Diretividade: Tende a irradiar de forma mais eficiente na direção do eixo da hélice e no plano de rotação.

A formulação clássica para o ruído de espessura foi desenvolvida por Gutin, que o modelou como uma distribuição de monopolos acústicos no disco da hélice. Embora seja um mecanismo fundamental, em muitas condições de operação de VANTs (especialmente em baixas velocidades de ponta de pá), o ruído de carga pode ser mais dominante que o ruído de espessura subsônico.

### *2.3.1.2 Ruído de Carregamento*

O ruído de carregamento é gerado pelas forças aerodinâmicas instacionárias que atuam sobre as pás da hélice. Qualquer variação temporal ou espacial dessas forças resulta em flutuações de pressão que se propagam como som. É um mecanismo dipolar de geração de som.

As principais causas de flutuações nas cargas aerodinâmicas incluem:

- Cargas Estacionárias: Mesmo as forças aerodinâmicas médias (constantes no tempo, no referencial da pá) geram ruído devido à rotação periódica das pás. Um observador fixo percebe essas forças como fontes sonoras que aparecem e desaparecem periodicamente à medida que cada pá passa.
- Cargas Instacionárias: Variações nas cargas aerodinâmicas sobre as pás devido a:
  - Escoamento de Entrada Não Uniforme: A hélice pode operar em um escoamento que não é uniforme devido à presença da fuselagem, asas, outros rotores (em configurações multi-rotor), ou devido a manobras da aeronave. Isso causa variações no ângulo de ataque e na velocidade relativa vista por cada seção da pá ao longo de sua rotação, alterando as cargas aerodinâmicas.

- Interação com Vórtices: As pás podem interagir com vórtices gerados por elas mesmas em rotações anteriores (*Blade-Vortex Interaction* - BVI), especialmente em condições de voo pairado ou descida lenta, ou com vórtices gerados por outras partes da aeronave.
- Turbulência Atmosférica: A passagem da hélice através de turbulência no ar incidente também causa flutuações de carga.

As características do ruído de carregamento são:

- Frequência: Ocorre na BPF e seus harmônicos. As componentes instacionárias podem também gerar ruído em outras frequências ou alargar os picos tonais.
- Intensidade: A intensidade do ruído de carga depende da magnitude das forças aerodinâmicas e da taxa de variação dessas forças. Aumenta com:
  - O empuxo e o torque da hélice.
  - A velocidade de rotação.
  - O grau de não uniformidade do escoamento de entrada.
- Diretividade: A diretividade do ruído de carga é mais complexa que a do ruído de espessura e depende da natureza das cargas (empuxo vs. torque) e se são estacionárias ou instacionárias. Geralmente, o ruído devido às cargas de empuxo irradia preferencialmente em direções próximas ao eixo da hélice, enquanto o ruído devido às cargas de torque irradia mais no plano de rotação.

O ruído de carregamento é frequentemente a fonte dominante de ruído tonal para hélices operando em velocidades subsônicas.

### 2.3.2 Ruído de Banda Larga

O ruído de banda larga é caracterizado por uma distribuição contínua de energia sonora sobre uma ampla faixa de frequências, sem picos tonais distintos (ou com picos menos proeminentes sobre um "tapete" de ruído). É geralmente associado a fenômenos aleatórios e turbulentos no escoamento ao redor das pás da hélice.

As principais fontes de ruído de banda larga em hélices incluem:

1. Ruído de Camada Limite Turbulenta e Bordo de Fuga: Uma camada limite turbulenta se desenvolve sobre a superfície das pás. Quando essa camada limite turbulenta passa sobre o bordo de fuga da pá, as flutuações de pressão dentro da camada limite são espalhadas como

som. Este é frequentemente um mecanismo dominante de ruído de banda larga em aerofólios e, por extensão, em hélices.

2. Ruído de Separação de Escoamento: Se o escoamento se separa da superfície da pá (estol), a região de escoamento separado é altamente turbulenta e instável, gerando ruído de banda larga.

3. Ruído de Vórtice de Ponta: A formação e o escoamento instável do vórtice de ponta da pá podem gerar ruído de banda larga, especialmente se o vórtice interagir com a própria pá ou com outras superfícies.

As características do ruído de banda larga são:

- Espectro de Frequência: Contínuo, geralmente com um pico em frequências médias a altas e decaindo em frequências mais altas.
- Intensidade: Aumenta com a velocidade da hélice e com o nível de turbulência no escoamento. Para o ruído de bordo de fuga, a intensidade é tipicamente proporcional a uma alta potência da velocidade ( $V^5$  a  $V^6$ ).
- Diretividade: Geralmente mais omnidirecional do que o ruído tonal, embora possa haver alguma preferência direcional dependendo do mecanismo específico.

Embora o ruído tonal seja muitas vezes o mais perceptível, o ruído de banda larga contribui significativamente para o nível de som geral e pode ser um fator importante no incômodo, especialmente em frequências mais altas. A Figura 2.14 mostra um comparativo do ruído tonal e de banda larga para melhor visualização.

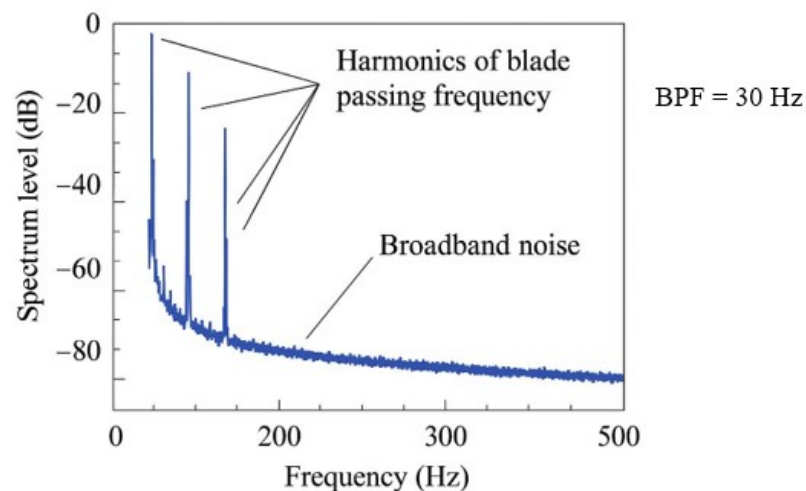


Figura 2.14 – Comparativo de ruído tonal e de banda larga, (FONTE: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/tone-noise>).

### 2.3.3 Outras Fontes de Ruído

Além dos mecanismos primários de ruído tonal e de banda larga, outras fontes podem contribuir para a assinatura acústica de VANTs:

- Ruído de Instalação: A presença da estrutura da aeronave (fuselagem, braços de suporte dos motores, etc.) pode interagir com o escoamento da hélice, modificando as fontes de ruído ou espalhando o som gerado pela hélice. A interação rotor-estrutura é uma fonte importante de ruído, especialmente em VANTs onde as hélices operam próximas a componentes estruturais.

- Ruído do Motor e Eletrônica:

- Motores Elétricos: Embora geralmente mais silenciosos que motores a combustão, os motores elétricos utilizados em VANTs podem gerar ruído devido a vibrações magnéticas, rolamentos e ventoinhas de refrigeração. Esse ruído é tipicamente tonal, em frequências relacionadas à velocidade de rotação do motor e ao número de polos magnéticos.
- Controladores de Velocidade Eletrônicos: Os ESCs, que controlam a velocidade dos motores, podem gerar ruído eletromagnético de alta frequência devido à comutação dos sinais PWM.
- Vibrações Estruturais: Vibrações do motor ou de outros componentes podem ser transmitidas à estrutura do VANT e irradiadas como som.

A compreensão detalhada desses diversos mecanismos de geração de ruído é o primeiro passo para o desenvolvimento de estratégias eficazes de mitigação, seja através do design aerodinâmico das hélices, do controle ativo de ruído, ou do projeto da estrutura do VANT para minimizar interações aeroacústicas adversas.

## 2.4 Hélices Dutadas

As hélices dutadas são sistemas propulsivos compostos por uma hélice (ou rotor) envolvida por um duto ou conduto circular, como ilustrado na Figura 2.15. Esta configuração apresenta características específicas que a diferenciam das hélices convencionais (abertas):

- Características principais das hélices dutadas:

1. Estrutura física: Consiste em uma hélice ou rotor operando dentro de um duto cilíndrico ou anular, geralmente com perfil aerodinâmico.

2. Funcionamento: O duto canaliza o fluxo de ar através da hélice, modificando o campo de pressão e velocidade ao redor das pás.
3. Eficiência: Em certas condições operacionais, especialmente em baixas velocidades de avanço, as hélices dutadas podem apresentar maior eficiência propulsiva comparadas às hélices abertas.
4. Segurança: O duto funciona como proteção física, reduzindo riscos de contato com as pás em movimento, característica particularmente valiosa em VANTs que operam próximos a pessoas.

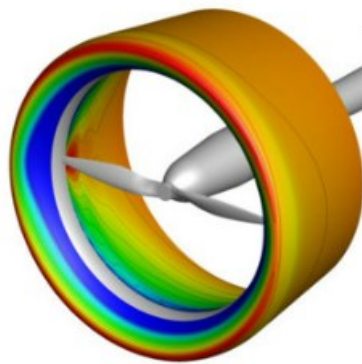


Figura 2.15 – Hélice dutada, (ADAPTADO DA FONTE: <https://www.mdpi.com/2226-4310/7/8/112>).

#### 2.4.1 Aeroacústica de Hélices Dutadas

A utilização de dutos ao redor de hélices, formando o que se conhece como propulsores dutados (*ducted fans* ou *shrouded propellers*), conforme mostrado na Figura 2.16, é uma estratégia que tem sido explorada tanto para melhorar o desempenho aerodinâmico em certas condições quanto para modificar a assinatura acústica de VANTs e outras aeronaves. A presença do duto introduz interações aeroacústicas complexas que podem tanto atenuar quanto, em alguns casos, amplificar certos componentes do ruído da hélice.



Figura 2.16 – Hélices dutadas em VANTs, (FONTE: <https://www.amazon.com/-/es/HYtdEGV9911/dp/B0DSBTR7Q2>).

#### *2.4.2 A Teoria da Influência do Duto na Geração e Propagação do Ruído*

O duto, essencialmente um anel aerodinâmico que envolve a hélice, altera o campo de escoamento ao redor das pás e modifica a forma como o som gerado por elas se propaga para o campo distante, como ilustrado na Figura 2.17. Os principais mecanismos pelos quais um duto influencia a aeroacústica de uma hélice incluem:

- **Modificação do Escoamento de Entrada e Saída:** O duto pode acelerar o fluxo de ar através do rotor (especialmente em baixas velocidades de avanço), potencialmente aumentando o empuxo. No entanto, ele também pode introduzir distorções no escoamento de entrada se não for bem projetado, ou se a aeronave estiver em ângulos de ataque elevados, o que pode levar a flutuações de carga nas pás e, conseqüentemente, a um aumento do ruído de carga.

- **Interação da Camada Limite do Duto com as Pás:** A camada limite que se desenvolve na superfície interna do duto pode ser ingerida pelas pontas das pás da hélice. Essa interação pode ser uma fonte adicional de ruído de banda larga e também pode excitar tons se a interação for periódica.

- **Modificação dos Vórtices de Ponta:** O duto pode suprimir ou modificar a formação dos vórtices de ponta das pás, que são uma fonte de arrasto induzido e de ruído. A pequena folga (gap) entre a ponta da pá e a parede interna do duto é um parâmetro crítico. Se a folga for muito pequena, pode haver um aumento do ruído de alta frequência devido à interação viscosa. Se for muito grande, os benefícios da supressão do vórtice de ponta diminuem.

- Criação de Novas Fontes de Ruído: O próprio duto pode se tornar uma fonte de ruído, por exemplo, devido ao espalhamento do som gerado pela hélice em seu bordo de fuga (*trailing edge noise* do duto) ou devido à vibração do duto induzida pelas flutuações de pressão.

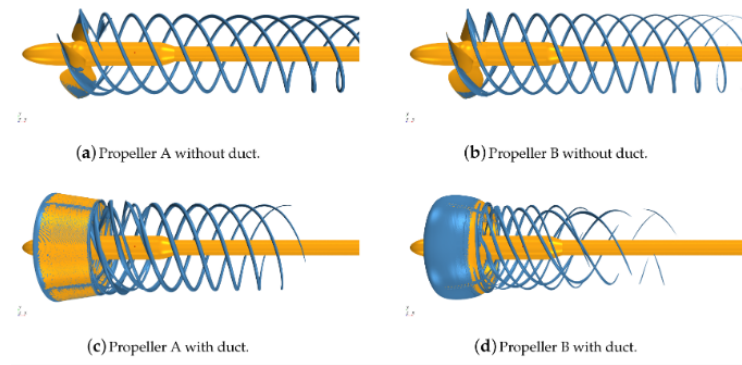


Figura 2.17 – Influência do duto na geração e propagação de ruído, (FONTE: <https://www.mdpi.com/2077-1312/8/4/257>).

#### 2.4.2.1 Efeitos de Blindagem e Redirecionamento

Um dos benefícios acústicos mais citados dos dutos é sua capacidade de atuar como uma barreira física, proporcionando blindagem sonora. O duto pode bloquear a propagação direta de parte do som gerado pelas pás da hélice, especialmente para observadores localizados em certas direções.

- Blindagem do Ruído de Linha de Visão Direta: O som que se propaga radialmente a partir das pás pode ser interceptado pela parede do duto. Isso é particularmente eficaz para o ruído de alta frequência, que tem comprimentos de onda menores e é mais facilmente bloqueado por obstáculos.

- Redirecionamento da Propagação Sonora: O duto pode alterar os padrões de diretividade do ruído. O som que incide na superfície interna do duto pode ser refletido e refratado, e o som que emerge das aberturas de entrada (*inlet*) e saída (*outlet*) do duto pode ter uma diretividade diferente daquela de uma hélice aberta. Por exemplo, o ruído que se propagaria no plano da hélice pode ser redirecionado para direções mais axiais.

A eficácia da blindagem depende de vários fatores:

- Geometria do Duto: Comprimento, diâmetro, formato do perfil do duto e a presença de lábios de entrada (*inlet lips*) e difusores de saída.

- Frequência do Som: A blindagem é mais eficaz para comprimentos de onda menores que as dimensões características do duto.
- Localização da Fonte de Ruído na Pá: Fontes de ruído localizadas mais externamente nas pás podem ser mais efetivamente blindadas.
- Material Acústico do Duto: O uso de materiais com propriedades de absorção sonora no revestimento interno do duto (*liners* acústicos) pode aumentar significativamente a atenuação do som, especialmente para certas faixas de frequência.

#### 2.4.2.2 Potencial de Amplificação e Atenuação Seletiva de Frequências

Embora a blindagem seja um efeito desejável, a presença do duto também pode levar à amplificação de ruído em certas frequências ou direções, ou à atenuação seletiva.

- Ressonâncias Acústicas: O espaço confinado entre a hélice e o duto, bem como a própria cavidade do duto, pode atuar como um ressonador acústico, como demonstrado na Figura 2.18. Se as frequências características do ruído da hélice (como a BPF e seus harmônicos) coincidirem com as frequências de ressonância do duto (modos acústicos do duto), pode ocorrer uma amplificação significativa desses tons. Os modos de propagação no duto (*cut-on/cut-off frequencies*) são críticos. Frequências abaixo da frequência de corte do primeiro modo transversal do duto (*cut-off frequency*) tendem a se propagar como ondas planas e podem ser mais facilmente atenuadas por *liners*. Frequências acima do *cut-off* podem se propagar em modos mais complexos e podem ser mais difíceis de atenuar ou até mesmo serem amplificadas.

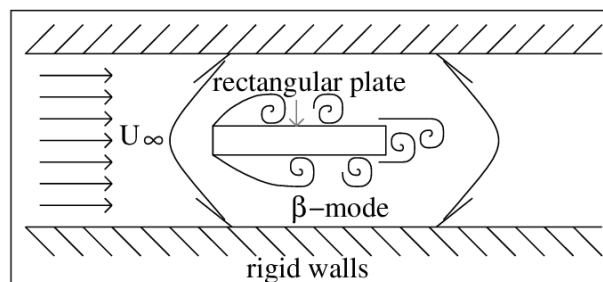


Figura 2.18 - Esquema da placa em um duto que leva à ressonância acústica, (FONTE: [https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-the-plate-in-a-duct-leading-to-acoustic-resonance\\_fig1\\_238497599](https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-the-plate-in-a-duct-leading-to-acoustic-resonance_fig1_238497599)).



- Reflexões Múltiplas: As ondas sonoras geradas pelas pás podem sofrer múltiplas reflexões nas paredes internas do duto. Essas reflexões podem interferir construtiva ou destrutivamente, levando a um aumento ou diminuição do nível de som em frequências e direções específicas.

- Efeito de "Órgão": Dutos mais longos podem exibir modos de ressonância longitudinais, similares aos de um tubo de órgão, que podem amplificar tons específicos.

- Atenuação por *Liners* Acústicos: A incorporação de revestimentos acústicos (*liners*) na superfície interna do duto é uma técnica comum para atenuar o ruído, especialmente os tons da hélice. *Liners* são tipicamente projetados para serem eficazes em faixas de frequência específicas, absorvendo a energia acústica através de mecanismos como ressonadores de Helmholtz ou materiais porosos. O *design* ótimo de um *liner* envolve a seleção da impedância acústica correta para as frequências alvo e as condições de escoamento dentro do duto.

#### 2.4.2.3 Interação Acústica Duto-Hélice

A interação entre a hélice e o duto não é apenas unidirecional (duto afetando o som da hélice). O campo acústico gerado pela hélice também pode influenciar o comportamento aerodinâmico e estrutural do duto, e vice-versa, criando um ciclo de interação aeroacústica complexa.

- Forças Acústicas sobre as Pás: As ondas sonoras refletidas pelo duto podem incidir de volta sobre as pás da hélice, alterando as cargas aerodinâmicas instacionárias sobre elas e, potencialmente, modificando a própria geração de ruído de carga.

- Vibração do Duto Induzida Acusticamente: As flutuações de pressão sonora dentro do duto podem excitar vibrações estruturais no duto. Se o duto vibrar, ele pode irradiar som adicional (ruído estruturalmente irradiado), potencialmente em frequências diferentes das fontes originais da hélice. A Figura 2.19 exemplifica a vibração acústica induzida pelo duto.

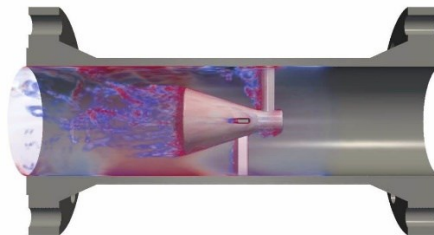


Figura 2.19 – Vibração acústica induzida, (FONTE: <https://sdeasolutions.com/acoustic-induced-vibration/>).

- Feedback Acústico: Em certas condições, pode ocorrer um mecanismo de feedback onde o som gerado pela hélice excita uma resposta do duto (seja uma ressonância acústica ou uma vibração estrutural), que por sua vez altera a geração de som pela hélice, podendo levar a instabilidades ou amplificação de ruído.

- Interação com o Escoamento na Ponta da Pá: O pequeno espaço (folga ou *tip clearance*) entre as pontas das pás e a parede interna do duto é uma região de escoamento complexo. O vazamento de fluido através dessa folga (devido à diferença de pressão entre a face de pressão e a face de sucção da pá) gera vórtices e turbulência que são fontes significativas de ruído de banda larga e, potencialmente, de tons se a interação for periódica. O design da ponta da pá e a magnitude da folga são cruciais para controlar esse tipo de ruído. O duto influencia fortemente esse escoamento na ponta.

O projeto aeroacústico de hélices dutadas, portanto, requer uma análise cuidadosa desses mecanismos de interação. O objetivo é maximizar os benefícios da blindagem e da melhoria de desempenho aerodinâmico, enquanto se minimiza o potencial de amplificação de ruído devido a ressonâncias ou interações adversas. Ferramentas de simulação numérica (como CFD (Dinâmica de Fluidos Computacional) acoplado com métodos de analogia acústica ou CAA (Aeroacústica Computacional)) e testes experimentais detalhados são essenciais para otimizar o design de propulsores dutados de baixo ruído para VANTs.

## 2.5 Desafios Específicos para VANTs

- Efeitos de Escala: Os VANTs operam frequentemente em Números de Reynolds mais baixos que aeronaves convencionais, o que pode influenciar os mecanismos de geração de ruído.
- Proximidade das Fontes: Em VANTs multi-rotor, as hélices estão próximas umas das outras e da estrutura, levando a interações aeroacústicas complexas.
- Ruído de Motores Elétricos e ESCs: Embora menos intensos que motores a combustão, podem contribuir com tons de alta frequência que precisam ser caracterizados.
- Efeitos do Solo: Para VANTs que operam próximos ao solo (decolagem, pouso, voo baixo), a reflexão do som no solo pode alterar significativamente os níveis medidos e a diretividade.

- Variabilidade: O ruído pode variar com o estado da bateria, temperatura dos componentes e pequenas variações na fabricação das hélices.

A abordagem sistemática e rigorosa na medição e análise do ruído aeroacústico é fundamental para entender as fontes de ruído em hélices de VANTs, validar modelos de predição, avaliar a eficácia de tecnologias de redução de ruído e fornecer dados para o desenvolvimento de regulamentações e para a avaliação do impacto ambiental.

## CAPÍTULO III

### Revisão Bibliográfica

A análise experimental da radiação sonora emitida por hélices dutadas em veículos aéreos não tripulados (VANTs) tem despertado cada vez mais interesse na comunidade científica, devido ao aumento do uso desses veículos em áreas urbanas, monitoramento ambiental e serviços logísticos. Hélices dutadas oferecem benefícios aerodinâmicos e acústicos em comparação às hélices abertas, contudo, apresentam desafios particulares na caracterização e otimização.

A Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO), desde a década de 1970, distribuiu padrões e práticas sugeridas para restringir a poluição sonora relacionada às aeronaves. Durante uma conferência em Chicago, que contou com a presença de mais de 50 nações, foi apresentado o Anexo 16, cujo propósito principal era a certificação de ruído. Isso garantiu que qualquer novo projeto de aeronave deveria incluir tecnologias de redução de ruído e passar por uma série de testes para confirmar sua efetividade na redução do ruído.

Depois desta primeira convenção, foram estabelecidas normas mais rigorosas para garantir a qualidade de vida nas regiões mais impactadas pelo tráfego aéreo. Alguns exemplos de regulações estabelecidas ao longo dos anos incluem:

- **1972** – O rascunho dos Padrões e Práticas Recomendadas Internacionais para o Ruído de Aeronaves foi desenvolvido, com base na Reunião Especial sobre Ruído de Aeronaves Próximos a Aeródromos (1969). Esta norma restrita restringe operações para aviões próximos de aeródromos, considerando aspectos como a Massa Máxima de Decolagem, o ângulo de aproximação e decolagem, o empuxo máximo na decolagem, entre outros.
- **1977** – A introdução dos motores a jato com alta razão de *bypass* proporcionou avanços notáveis na redução do ruído e na eficácia do uso de combustível. Foram alcançados

progressos significativos no projeto de motores e fuselagens, proporcionando uma redução notável nos níveis de ruído. Como resultado, a ICAO intensificou os padrões de ruído, conforme ilustrado nos capítulos 2, 3 e 4 do Anexo 16, Volume 1.

- **2013-2014** – A introdução do Capítulo 14 do Anexo 16 da Convenção sobre Aviação Civil Internacional, que requer uma redução de 7 EPNdB para todas as aeronaves a jato e movimentos a hélice, baseia-se nos capítulos anteriores, conforme ilustrado na Figura 3.1. A finalidade desta norma é reduzir a quantidade de indivíduos expostos a níveis de ruído superiores a 55 dB de maneira contínua ou diária.

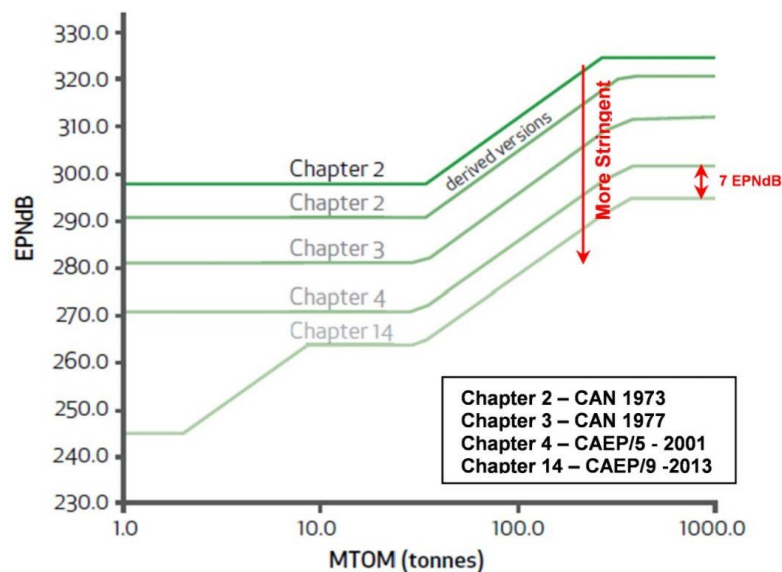


Figura 3.1 - A progressão dos padrões de ruído da ICAO para aeronaves (FONTE: <https://www.icao.int/environmental-protection/pages/reduction-of-noise-at-source.aspx>).

Com o progresso da sociedade e o progresso tecnológico, particularmente em relação aos VANTs, a ICAO se depara com o desafio de garantir que as autoridades globais monitorem e apliquem corretamente os padrões de ruído. Os VANTs também estão sujeitos às normas da ICAO e, por estarem em desenvolvimento, precisam de normas estritas desde o começo.

A ICAO regulamenta o Brasil como um líder na gestão do ruído aeronáutico. A partir de 2017, a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) definiu um conjunto amplo de normas de aeronavegabilidade para VANTs, através do RBAC-E nº 94. Esta alteração estabelece regras operacionais, especialmente em zonas urbanas, para VANTs que possuam uma Massa Máxima de Decolagem (MTOM) superior a 150 kg. Para veículos abaixo desse limite, não existem critérios

particulares de certificação de ruído; contudo, se a aeronave ultrapassar esse limite, ela será categorizada e estará sujeita às normas dos RBAC 21 (Procedimentos de Certificação para Produtos e Artigos) e RBAC 36 (Padrões de Ruído: Certificação de Tipo e Aeronavegabilidade).

Da mesma forma que outras nações, o Brasil está aprimorando os requisitos operacionais para VANTs e já concentra esforços na implementação de eVTOLs, amplificando a utilização desses veículos em grande escala a partir de 2025.

Estudos como os de Gentry et al. (2018) e Boxwell et al. (2020) analisaram o impacto dos dutos na redução de ruído, ressaltando que as carenagens têm o potencial de diminuir consideravelmente os níveis de ruído de alta frequência, ao mesmo tempo que estimulam harmônicos de baixa frequência devido às interações entre a hélice e a borda interna do duto. Estas pesquisas empregam túneis de vento anecoicos equipados com microfones de proximidade e sistemas de coleta de dados de alta precisão para documentar espectros de pressão sonora em diferentes condições de operação, tais como regime de rotação, ângulo de ataque e relação de avanço.

Adicionalmente, a geometria do duto desempenha um papel crucial na propagação da radiação sonora. Schmitz et al. (2016) conduziram experimentos com diversos perfis de dutos (bordas de entrada arredondadas, ângulos de saída variáveis e materiais flexíveis), evidenciando que o formato da carenagem influencia diretamente a distribuição do escoamento de ar e, conseqüentemente, os padrões de emissão acústica. O uso de carenagens mais profundas ou equipadas com difusores aerodinâmicos está ligado a uma amplitude reduzida de vórtices gerados, contribuindo para uma redução geral no coeficiente de ruído.

Além disso, Mokhtar et al. (2015) conduziram experimentos com hélices em configurações abertas e dutadas para examinar a interação entre as pás e o escoamento de ar do duto, empregando simulações fundamentadas no método de Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) e comparando com medições em túneis de vento. Eles concluíram que o uso de carenagens aumenta a eficiência propulsiva, no entanto, a proximidade entre as pás e as bordas internas do duto pode provocar picos acústicos em frequências específicas, especialmente nas harmônicas do movimento das pás.

A literatura também discute a seleção de materiais e a rigidez estrutural do duto. De acordo com Khalighi et al. (2019), carenagens produzidas com materiais compostos flexíveis resultaram em níveis de ruído inferiores em relação às versões rígidas, devido à absorção parcial das vibrações provocadas pelas interações entre fluido e estrutura.

A radiação sonora também é influenciada pelas condições operacionais, tais como velocidade do escoamento de ar livre e regime de rotação. Cooper e Gentry (2020) enfatizaram que variações na velocidade do fluxo de ar podem modificar o ponto de separação na borda de saída do duto, modificando a atuação do *wake* e, conseqüentemente, o ruído radiante. Além disso, em pesquisas que empregaram pintura de óleo para visualização de linhas de escoamento (Schmitz et al., 2016), foi descoberto que velocidades críticas do escoamento de ar podem intensificar áreas de recirculação dentro do duto, elevando o coeficiente de arrasto e os níveis de emissão sonora.

Em estudos recentes, conduzidos por Lee et al. (2021), utilizaram-se métodos híbridos que combinavam técnicas de simulação (CFD) com medições experimentais para examinar diversas geometrias de hélices e dutos. A combinação de dados acústicos e aerodinâmicos possibilitou o desenvolvimento de mapas de eficiência que correlacionam o coeficiente de propulsão com o índice de ruído, fornecendo orientações para a otimização de hélices dutadas.

Essas pesquisas destacam a relevância da combinação de métodos experimentais e computacionais na caracterização da radiação sonora, levando em conta aspectos como geometria, regime operacional e materiais. As descobertas têm impacto direto na implementação de VANTs em zonas urbanas, onde a diminuição do ruído é um requisito fundamental para aceitação social e regulatória.

A sociedade contemporânea está experimentando uma nova era de veículos aéreos não tripulados, conhecidos como VANTs. Conforme mencionado acima, os progressos tecnológicos consideráveis desativam regulamentações estritas que uniformizam a produção, operação e outros aspectos para garantir a segurança, a saúde e prevenir qualquer tipo de catástrofe que possa ser evitada. É crucial conduzir pesquisas extensas para garantir a precisão e a relevância dos resultados. Neste cenário, esta seção apresenta um conjunto de pesquisas em aeroacústica e otimização aerodinâmica que podem ser inovadoras ou aplicáveis aos drones para solucionar o problema de ruído presente neles.

A pesquisa intitulada “Aeroacústica e Otimização Aerodinâmica de Pás de Hélice”, apresentada em 2010 na 16ª Conferência Aeroacústica AIAA/CEAS, abordou o desenvolvimento de pás de hélice com foco na redução de ruído e melhoria do desempenho aerodinâmico. Utilizando uma rede neural artificial (ANN) combinada com simulações baseadas no modelo RANS, foi possível gerar uma grande quantidade de dados com elevado grau de precisão. No estudo, as quatro pás de hélice tiveram suas configurações otimizadas em relação à varredura,

torção, corda e espessura — parâmetros que definem os pontos de controle da parametrização *b-spline* das distribuições radiais. A pesquisa também evidenciou que, do ponto de vista aerodinâmico, as pás podem ser classificadas em dois grupos: varridas (*swept*) e não varridas (*unswept*). Durante o regime de cruzeiro, as pás varridas apresentaram melhor desempenho, enquanto as não varridas se destacaram pela menor demanda de potência. Este trabalho representa uma contribuição relevante para o desenvolvimento de aeronaves do tipo eVTOL, que dependem da propulsão distribuída e do uso de múltiplas hélices externas para as fases de decolagem, pouso e cruzeiro.

Nikolas Zowdny e Douglas Boyd publicaram um artigo em 2017 que abordava um estudo semelhante ao atual, explorando a conexão entre o ruído e a interação entre o Rotor e a estrutura do drone. Uma pesquisa intrigante utilizou um duto cônica para investigar a interação entre o rotor e a fuselagem com vários diâmetros de fuselagem. Além das avaliações experimentais, foram feitas previsões acústicas utilizando CFD (Dinâmica Computacional de Fluidos). Um dos resultados deste estudo indicou que fuselagens com seção transversal constante apresentavam pouco ou nenhum impacto na geração de ruído. Um segundo argumento, comprovado através de fuselagens cônicas, sugeriu que o ruído tonal está ligado à proximidade entre o rotor e a fuselagem. A redução dessa proximidade também reduz o ruído tonal, sendo essa uma das principais motivações para este estudo.

Renato Falconi realizou um estudo sobre dispositivos para diminuir o ruído em VANTs em 2018. Neste estudo, foram projetadas três hélices distintas, cada uma com diferentes *winglets* e dois dutos. Todas as configurações foram experimentadas e examinadas através da coleta de espectros de frequência de ruído. Finalmente, ficou claro que os dutos intensificaram a assinatura de ruído nas frequências altas, enquanto as hélices diminuíram o ruído em até 0,5 dBa na maior parte do espectro e até 4 dB em frequências específicas. Foram conduzidos outros estudos para diminuir o ruído alterando a geometria das bordas de fuga das hélices através de serrilhadas, incorporando materiais porosos e a tripulação da camada limite na superfície.

Estes estudos demonstram como a investigação constante em aeroacústica e otimização aerodinâmica pode auxiliar na redução dos problemas de ruído nos VANTs, ao mesmo tempo que auxilia no avanço de tecnologias mais eficazes e silenciosas para a aviação do futuro.

O Controle Ativo de Ruído teve sua origem em 1933, quando Paul Lueg registrou uma patente para a tecnologia de supressão ativa de ruído. Ao longo dos anos, os avanços na



microeletrônica viabilizaram o desenvolvimento de diversos dispositivos baseados nesse conceito, como os fones de ouvido com tecnologia ANC, amplamente utilizados por pilotos.

Segundo Castro et al. (2017), diariamente, são criadas novas utilizações para essa tecnologia. Na verdade, os pesquisadores espanhóis analisaram a primeira implementação de um sistema ANC para VANTs, impulsionados pela demanda por drones mais silenciosos e pelo pedido da EASA para diminuir o ruído dos VANTs em regiões habitadas. Este mecanismo inclui um microprocessador, microfones e alto-falantes, que geram o ruído através de um algoritmo. O microfone detecta o som e o processador envia um sinal semelhante, mas em fase invertida, para o alto-falante, neutralizando assim o ruído original.

Assim, o sistema de controle ativo oferece uma das estratégias mais flexíveis para diminuir o ruído. Contudo, este é um sistema mais intrincado, necessitando de algoritmos aprimorados e tecnologia de microeletrônica de nível para permitir a integração do controle ativo ao drone.

# CAPÍTULO IV

## Metodologia

Esta seção apresenta a metodologia a ser utilizada para a caracterização experimental da radiação sonora de uma hélice dutada de um VANT, abordando desde a definição da geometria e configuração do modelo até a aquisição e análise dos dados, utilizando diferentes configurações de dutos e ângulos de medição.

### 4.1 Construção da Hélice e do Duto

Para a realização do estudo, utilizou-se uma hélice comercial APC 10 x 7E, com diâmetro de 254 mm, conforme mostrado na Figura 4.1.



Figura 4.1 – Hélice APC 10 x 7E.

O duto, por sua vez, foi fabricado por meio de manufatura aditiva (impressão 3D), utilizando material polimérico reforçado — ácido polilático (PLA) —, apresentando as seguintes características:

- Diâmetro externo: 268 mm;
- Diâmetro interno: 258 mm;
- Espessura da parede: 5 mm.

O dimensionamento foi realizado considerando o diâmetro da hélice, que possui 254 mm, com uma folga de 2 mm entre a ponta da hélice e a parede interna do duto. Essa folga é essencial para evitar perdas de eficiência no sistema.

Foi projetado um sistema de fixação que se encaixa no suporte da hélice e conecta-se ao duto por meio de três hastes, igualmente espaçadas a 120°, cada uma com diâmetro de 8 mm. As especificações desse sistema são:

- Diâmetro externo: 38,40 mm;
- Diâmetro interno: 32,40 mm;
- Espessura da parede: 3 mm;
- Comprimento: 40 mm.

O dimensionamento desse sistema de fixação foi realizado considerando o diâmetro do suporte da hélice, que possui 32 mm, com uma folga de 0,2 mm entre o suporte da hélice e a parede interna do sistema de fixação.

O comprimento do duto ( $L_D$ ) é um parâmetro crítico que influencia diretamente o desempenho aerodinâmico ou hidrodinâmico do sistema. De acordo com o relatório técnico do *Sandia National Laboratories*, o comprimento ideal pode ser determinado pela relação de Helmbold, que relaciona o comprimento do duto ao raio de saída ( $R_e$ ):

$$s = \frac{L_D}{R_e} \quad (4.1)$$

Onde:

- $s$  é um parâmetro adimensional, com faixa recomendada entre 0,5 e 1,5 para máxima eficiência.

- $R_e$  é o raio de saída do duto, que, para dutos aeronáuticos, é aproximadamente igual ao raio da hélice (R).

Para uma hélice com diâmetro de 254 mm, o raio (R) é de 127 mm. Adotando  $R_e \approx R = 127 \text{ mm}$  e considerando  $s=1,3$  (valor comumente utilizado para equilibrar o aumento da velocidade do escoamento induzido pela hélice e as necessidades de sustentação em veículos aéreos não tripulados), o comprimento do duto é calculado como:

$$L_D = s * R_e = 1,3 * 127 = 165,10 \text{ mm} \quad (4.2)$$

No anexo I é apresentada uma perspectiva em 2D do duto com as respectivas cotas.

Segue abaixo, a Figura 4.2 do duto construído para melhor visualização:



Figura 4.2 – Duto construído.

## 4.2 Montagem da Bancada

A metodologia experimental adotada baseou-se na montagem de uma bancada de testes localizada no Laboratório de Aerodinâmica Experimental (LAEX), pertencente ao Centro de Pesquisas em Aerodinâmica Experimental (CPAERO) da Universidade Federal de Uberlândia (UFU). Essa bancada foi especialmente desenvolvida para acomodar um sistema propulsor —

composto por motor e hélice — e permitir a utilização de equipamentos de medição, como um microfone *pressurefield* e um decibelímetro, para a coleta dos dados necessários.

O projeto da bancada visou garantir que a hélice operasse livre de qualquer esteira aerodinâmica ou interferência proveniente de estruturas próximas, assegurando, assim, a integridade e precisão dos dados experimentais. Para isso, foi construído um suporte utilizando um tubo metálico de 31,75 mm de diâmetro externo e 1 metro de altura, rigidamente fixado a uma base circular metálica, proporcionando estabilidade ao conjunto. A fixação do rotor foi realizada por meio de uma base cilíndrica, projetada e fabricada em impressão 3D, com paredes de 8 mm de espessura, garantindo robustez suficiente para suportar o motor e a hélice em regimes de alta rotação. A Figura 4.3 ilustra a montagem.



Figura 4.3 – Montagem da base do rotor no tubo metálico.

No experimento, empregou-se uma hélice comercial APC 10x7E, com diâmetro de 254 mm, acoplada a um motor da marca EMAX. A interface de controle do motor foi feita por meio do cabo de sinal do ESC (*Electronic Speed Controller*), conectado a uma placa Arduino UNO, que, por sua vez, estava interligada a um computador. O controle foi programado utilizando a biblioteca IDE do Arduino ESP8266, e os códigos desenvolvidos — detalhados nos Apêndices II e III — permitiram a comunicação e o controle do sistema.

Após a configuração da bancada, foram conduzidos testes para calibrar o controle de modulação por largura de pulso (PWM), relacionando as entradas do teclado do computador às rotações por minuto (rpm) desejadas, sendo ajustado para 3500 rpm. Com o intuito de facilitar o

processo de medição, foi incorporado um gerador de sinal PWM, operando a 34% para manter a rotação estabelecida.

A medição da rotação foi realizada por meio de um sensor óptico TCRT5000, acoplado ao Arduino ESP8266, funcionando em um sistema de malha aberta. A leitura da rotação foi validada e monitorada constantemente com o auxílio de um tacômetro digital modelo DT-2234C+, garantindo, assim, a precisão e confiabilidade dos dados durante todo o experimento. A Figura 4.4 ilustra esquematicamente os conjuntos eletrônicos utilizados.

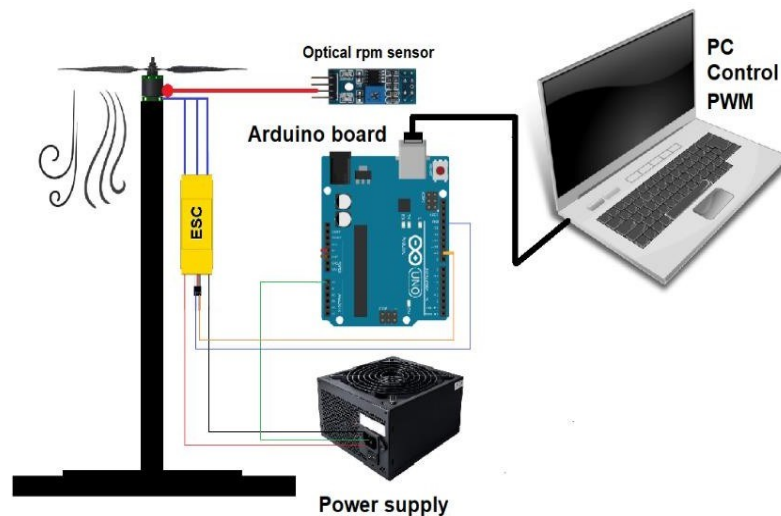


Figura 4.4 – Suporte motor-hélice e conjunto eletrônico (MARTINS, 2025).

### 4.3 Equipamento de Medição

Inicialmente, foram realizadas medições com o tacômetro digital DT-2234C+ para correlacionar as porcentagens configuradas no gerador de pulso PWM (modelo ZK-PP1K) com os valores reais de rotação da hélice. Dessa forma, foi possível determinar os valores percentuais no gerador de pulso PWM, correspondentes às rotações desejadas de 2000, 3000, 3500 (configuração analisada), 4000 e 5000 rpm.

Para registrar os níveis de pressão sonora, foi utilizado um microfone *pressurefield* calibrado previamente com um calibrador de nível sonoro. O microfone foi posicionado a 1 m de altura do chão e a uma distância adequada da hélice para capturar a radiação sonora sem interferências mecânicas ou aerodinâmicas.

A aquisição de dados foi realizada por meio de um sistema de captura de sinais acústicos de alta precisão, garantindo a fidelidade das medições para cada configuração de duto. Os sinais

foram processados e analisados em domínio do tempo e da frequência para identificar componentes tonais e de banda larga do ruído gerado.

Para fins de comparação, utilizou-se o decibelímetro DEC-5010 para medir os níveis de pressão sonora nos quatro ângulos de análise ( $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ ) na rotação de 3500 rpm, permitindo avaliar a distribuição espacial da radiação sonora emitida pela hélice em operação.

A Figura 4.5 mostra os equipamentos utilizados para realizar as medições dos ensaios.



Figura 4.5 – Equipamentos de aquisição de dados.

#### 4.4 Procedimentos de Teste

A configuração experimental foi montada em um ambiente controlado para minimizar interferências externas. Inicialmente, a estrutura de suporte da hélice e do duto foi montada, seguida pela calibração do microfone antes de cada ensaio para assegurar a precisão das medições.

Adiante, foram realizadas medições com o tacômetro digital, sempre à mesma distância da hélice, para determinar as porcentagens de acionamento no gerador de pulso PWM correspondentes às rotações desejadas da hélice (2000, 3000, 3500, 4000 e 5000 RPM). De posse dessas relações, foi possível programar o sistema para operar a hélice nas rotações específicas de interesse.

Em seguida, para realizar as medições acústicas nas rotações determinadas, utilizou-se o código presente no Apêndice II e III, considerando os ângulos de  $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$  em relação ao eixo longitudinal da hélice. O nível de pressão sonora foi registrado com o auxílio de um microfone *pressurefield*, devidamente calibrado, posicionado no plano rotor da hélice. O mesmo foi feito com o auxílio de um decibelímetro. A configuração principal analisada foi a de 3500 RPM, representando o ponto de operação escolhido para estudo aeroacústico detalhado. Na Figura 4.6 é possível visualizar o mapeamento dos ângulos em função do centro do rotor.

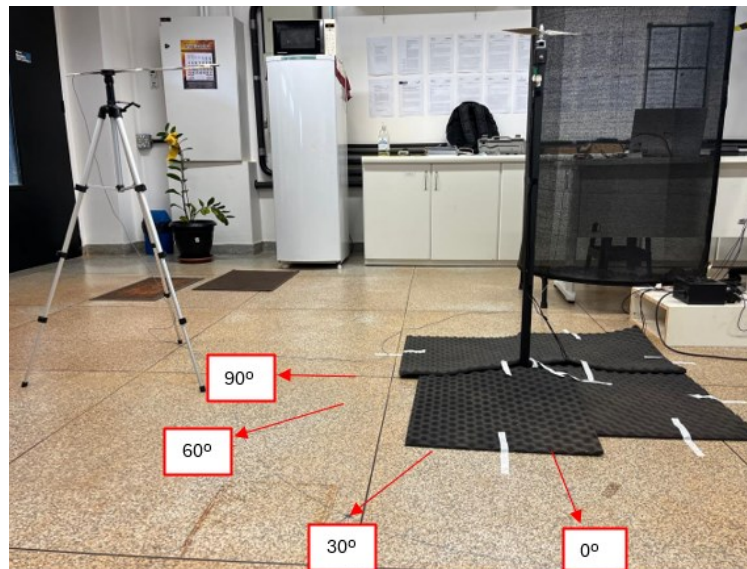


Figura 4.6 – Mapeamento dos ângulos em função do centro do rotor.

Já na Figura 4.7 é apresentado o *setup* da montagem experimental em 2D para melhor visualização:



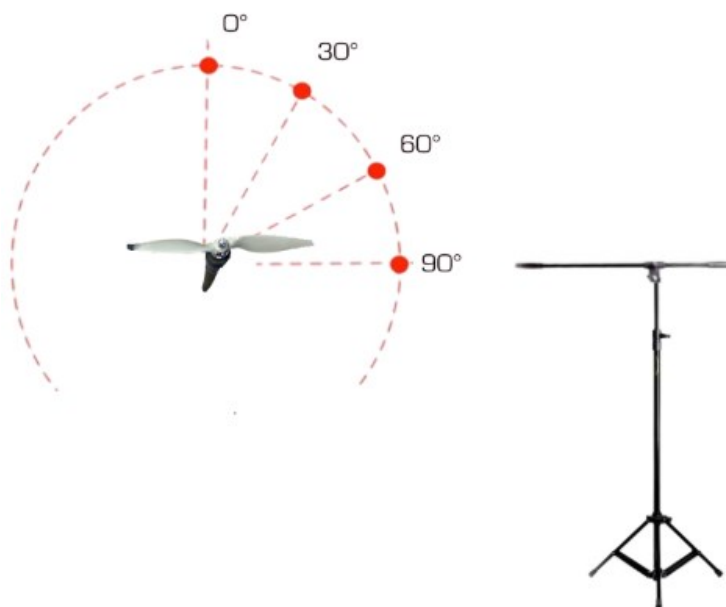


Figura 4.7 – Setup da montagem experimental.

Para essa rotação de 3500 RPM, instalou-se o duto em volta da hélice, e as medições foram realizadas nos quatro ângulos mencionados. Ressalta-se que, por motivos de segurança — especialmente em virtude da folga reduzida entre o duto e a hélice —, os testes com o duto não foram executados para todas as rotações previstas, limitando-se à rotação de 3500 RPM para evitar riscos de colisão ou danos ao sistema. A Figura 4.8 ilustra a configuração montada com o duto, para melhor entendimento.

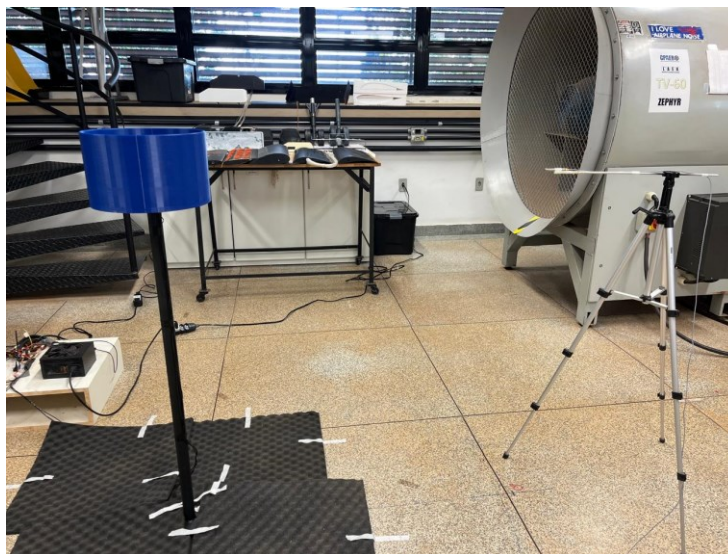


Figura 4.8 - Configuração montada com o duto.

Analogamente, a Figura 4.9 exemplifica o *setup* da montagem experimental em 2D com o duto para melhor visualização:

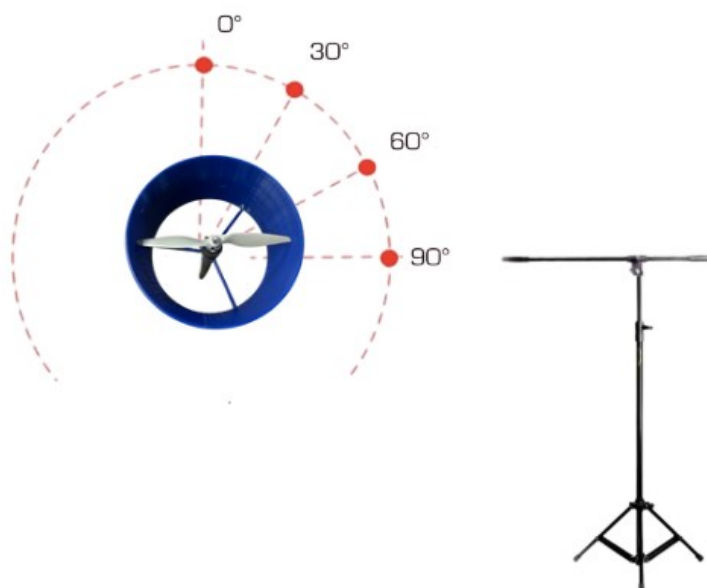


Figura 4.9 – Setup da montagem experimental com o duto.

#### 4.5 Condições Ambientais

Para garantir a reprodutibilidade dos testes e minimizar variações decorrentes de fatores ambientais, foram monitoradas condições como temperatura e pressão. Os ensaios foram realizados em ambiente difuso, ou seja, com a presença de objetos ao redor que geram reflexões acústicas, não sendo, portanto, um ambiente anecoico (livre de reflexões). Conforme ilustrado na Figura 4.10, após a finalização da configuração, a área de ensaio foi organizada da seguinte forma: (A) Microfone freefield, (B) Hélice APC 10 x 7E, (C) Placa de aquisição de dados e (D) Gerador de pulso PWM.

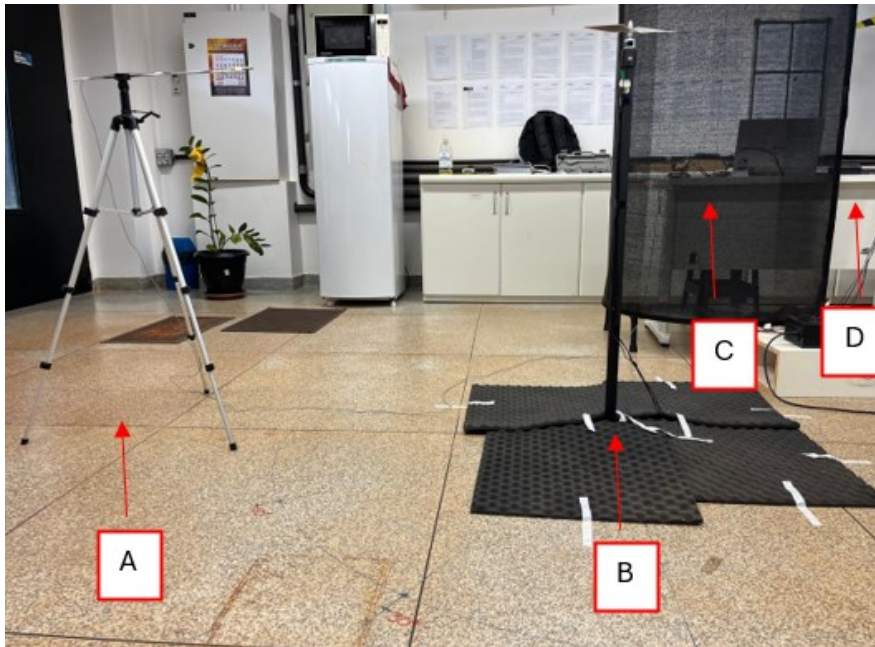


Figura 4.10 – Áreas de configuração.

#### 4.6 Análise de Dados

A aquisição dos dados foi realizada em tempo corrido, com duração de 20 segundos e uma taxa de amostragem de 51,2 kHz, resultando em um total de 1.024.000 amostras por medição. Após a coleta, os sinais passaram por um filtro de ponderação A no domínio do tempo, a fim de considerar a resposta de sensibilidade do ouvido humano.

Para a análise dos dados, aplicou-se o método de Welch, que consiste na divisão do sinal em blocos de 2048 pontos, com sobreposição de 50%, permitindo uma média estatística das densidades espectrais de potência (PSD) obtidas em cada segmento do sinal. Esse procedimento tem como objetivo reduzir a variância das estimativas espectrais. Posteriormente, os resultados foram convertidos para decibéis ponderados A (dB(A)) e, por meio do somatório das potências espectrais, foi calculado o nível global de pressão sonora (OASPL) para cada condição avaliada.

Os dados obtidos foram analisados por meio da Transformada Discreta de Fourier para identificar frequências dominantes e padrões característicos do ruído gerado. Além disso, foi realizada uma comparação entre os diferentes ângulos, com e sem duto, avaliando a eficácia de cada configuração na atenuação ou amplificação do ruído.

Com essa abordagem experimental, espera-se contribuir para o entendimento da influência dos dutos na radiação sonora da hélice e fornecer subsídios para o desenvolvimento de soluções que minimizem o ruído gerado por VANTs em aplicações reais.

# CAPÍTULO V

## Resultados e Discussões

Esta seção é dedicada à apresentação e discussão de resultados experimentais e numéricos. Após o processamento dos dados coletados nos ensaios experimentais para cada configuração de ângulo com e sem o duto, foram obtidos os resultados das medições dos níveis de pressão sonora nos diferentes posicionamentos do microfone em relação à hélice. Esses resultados são apresentados por meio de gráficos com ponderação A, técnica que permite adaptar o sinal medido à sensibilidade do ouvido humano. Como é característico em experimentações práticas, possíveis fontes de erro foram consideradas na análise.

Com o objetivo de proporcionar uma compreensão mais aprofundada e estruturada dos resultados, este capítulo foi organizado nas seguintes seções: estabelecimento do ruído de fundo, análise dos espectros nas diferentes configurações geométricas, e comparação dos níveis sonoros com e sem o duto operando a 3500 RPM.

### 5.1 Resultados do Ruído de Fundo

Inicialmente, com o auxílio do *software Matlab*, conforme mostrado no Apêndice II e III, mediu-se o ruído de fundo do ambiente em que foram realizados os ensaios e as medições, conforme mostrado na Figura 5.1, sendo algo importante a ser feito para que se tenha uma referência de ruído, visto que os ensaios não foram realizados em uma câmara anecoica ou local completamente isolado acusticamente.

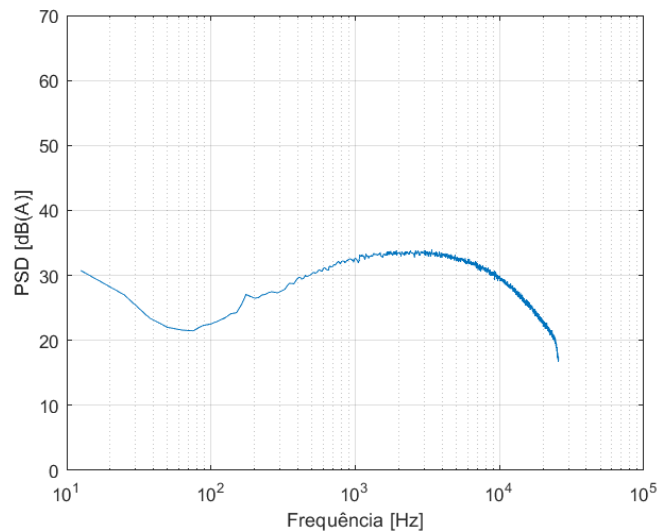


Figura 5.1 – Ruído de fundo.

Observa-se que o ruído de fundo possui níveis mais baixos nas faixas de frequência entre aproximadamente 50 Hz e 300 Hz, com a PSD atingindo valores mínimos próximos de 22 dB(A). A partir dessa faixa, há um aumento progressivo na energia sonora, com o espectro apresentando seu pico principal por volta de 3 kHz a 8 kHz, onde os valores de PSD atingem cerca de 33 dB(A). Após esse intervalo, a curva apresenta queda acentuada, indicando a redução do conteúdo energético em frequências mais altas.

Essa distribuição é característica de ambientes com ruído de fundo proveniente de fontes eletromecânicas ou eletrônicas, que tendem a concentrar sua energia em frequências médias. A curva também mostra que o ruído de fundo não é desprezível e, por isso, sua quantificação é essencial para garantir a confiabilidade das análises experimentais subsequentes. Como os ensaios não foram realizados em câmara anecoica, essa medição inicial possibilita avaliar se o ruído gerado pela hélice é suficientemente superior ao ruído ambiente, o que é fundamental para validar os dados obtidos.

## 5.2 Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto

Posteriormente, com o auxílio do *software Matlab*, conforme mostrado no Apêndice II e III mediu-se o ruído para cada configuração de ângulo ( $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ ), a 2000, 3000, 3500, 4000 e 5000 RPM, respectivamente, conforme mostrado nas Figuras 5.2 a 5.10.

### 5.2.1 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 2000 RPM

Medição do ruído para cada configuração de ângulo ( $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ ), respectivamente, a 2000 RPM, conforme mostrado na Figura 5.2.

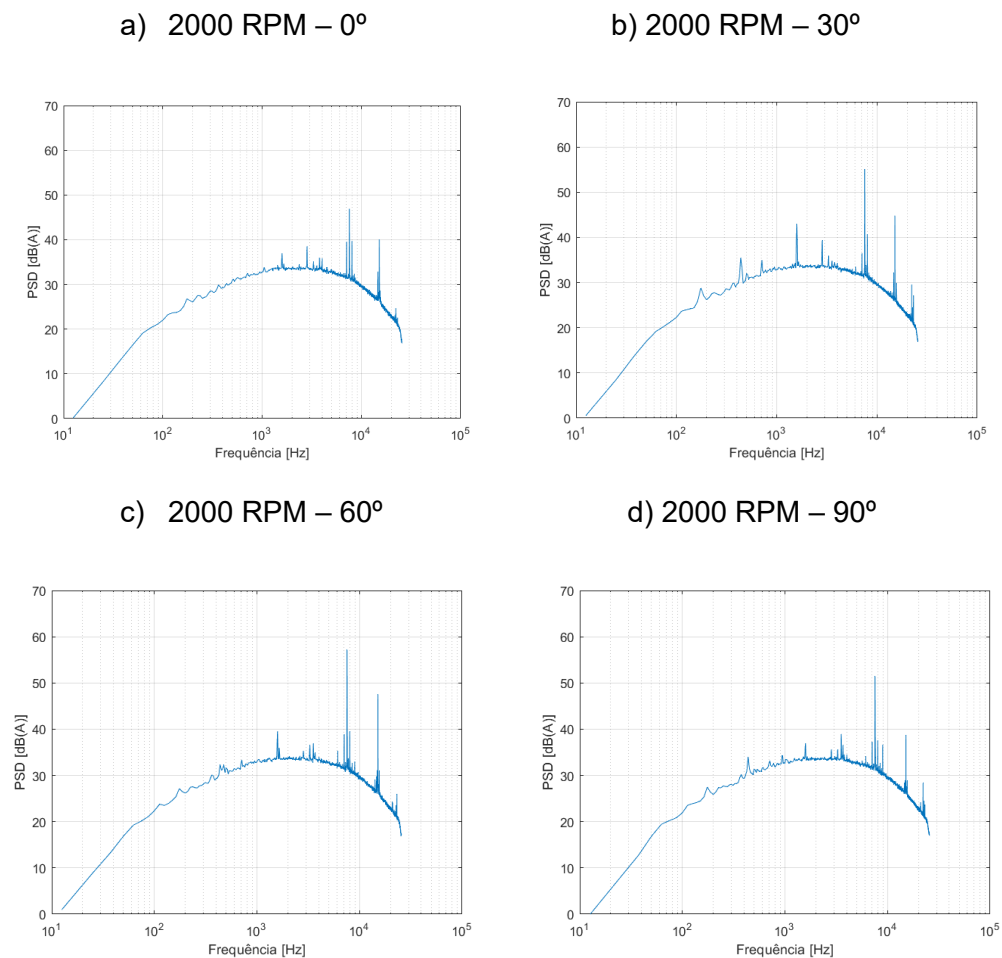


Figura 5.2 – Ruído sem duto a 2000 RPM.

De modo geral, observa-se que o comportamento espectral apresenta baixa intensidade de ruído ao longo de toda a faixa de frequências analisada, comportamento esperado para uma condição de rotação relativamente baixa, na qual o carregamento aerodinâmico e, conseqüentemente, a geração de ruído são reduzidos. Ainda assim, nota-se a presença de componentes tonais bem definidas, típicas de fontes rotativas, com destaque para o maior pico na frequência de 7550 Hz, em todos os ângulos de medição.

Ao comparar os diferentes ângulos, verifica-se que os níveis de pressão sonora são ligeiramente mais elevados nas direções de 30° e 60°, sugerindo que esses posicionamentos são mais sensíveis à captação do ruído tangencial irradiado pela hélice, associado principalmente às interações aerodinâmicas periódicas. Por outro lado, nos ângulos de 0° e 90°, o ruído captado apresenta níveis mais baixos, possivelmente devido à menor incidência direta das frentes de onda nessas direções. Esse padrão reforça o caráter direcional da fonte, o que é uma característica típica de sistemas propulsivos com forte componente rotacional.

Além disso, em todas as configurações analisadas, observa-se que a maior parte da energia sonora está concentrada na faixa de 1 kHz a 10 kHz, o que sugere que essa banda deverá ser crítica também nas demais condições operacionais, podendo influenciar significativamente os níveis globais de ruído. Apesar disso, tanto a amplitude dos picos tonais quanto o nível geral da curva permanecem relativamente baixos, compatíveis com o regime de rotação adotado neste ensaio.

#### *5.2.2 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 3000 RPM*

Medição do ruído para cada configuração de ângulo (0°, 30°, 60° e 90°), respectivamente, a 3000 RPM, conforme mostrado na Figura 5.3.



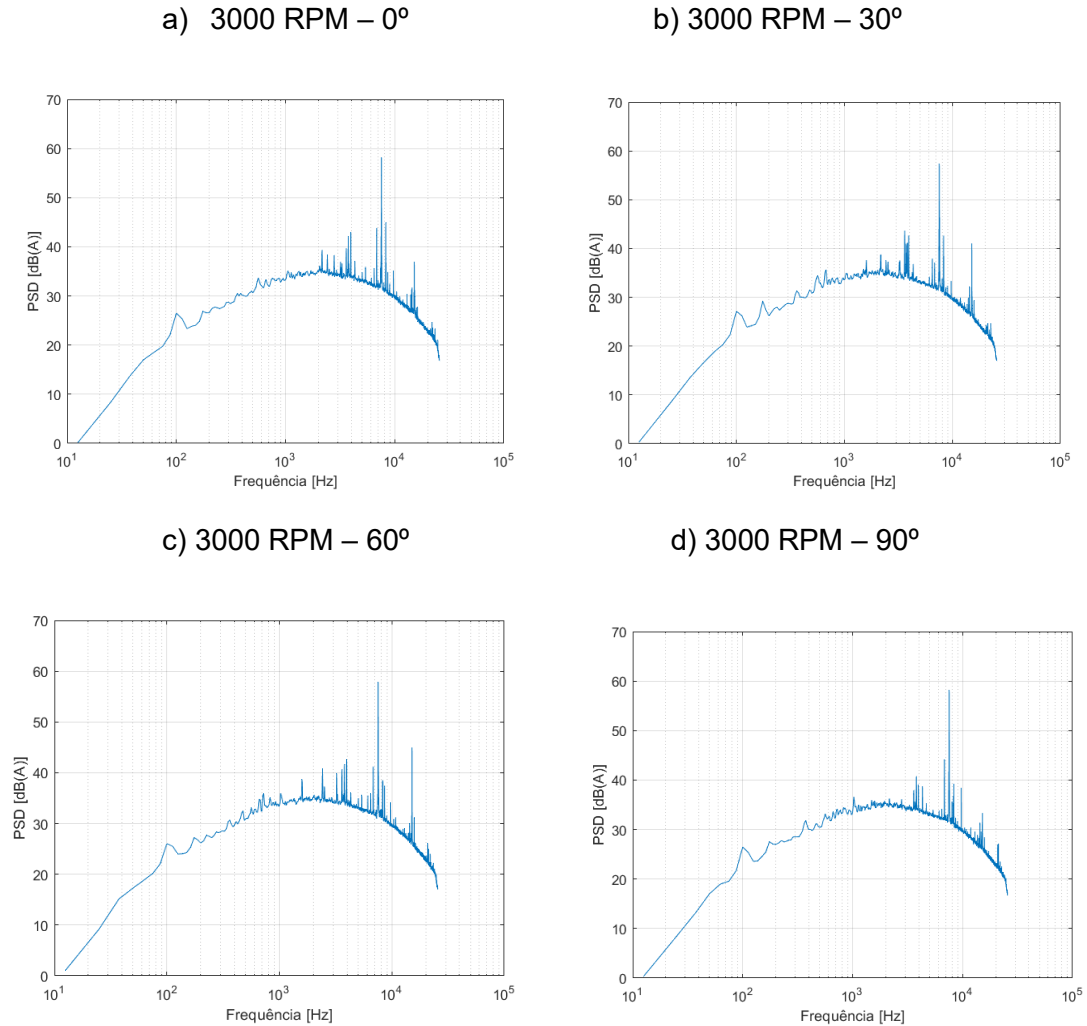


Figura 5.3 – Ruído sem duto a 3000 RPM.

Em comparação com os resultados obtidos a 2000 RPM, nota-se um aumento significativo nos níveis de pressão sonora em toda a faixa de frequência, evidenciando a relação direta entre a rotação da hélice e a intensidade do ruído gerado.

Observa-se, novamente, a presença de componentes tonais bem definidas — picos no espectro — principalmente nas faixas entre 2 kHz e 8 kHz. Esses picos tornam-se mais acentuados à medida que a rotação aumenta, indicando a intensificação dos mecanismos aerodinâmicos e mecânicos de geração de ruído.

Do ponto de vista angular, percebe-se uma tendência de aumento da intensidade do ruído com o acréscimo do ângulo, sendo os níveis mais altos observados nas posições de 60° e 90°.

Essa distribuição reforça a característica direcional da fonte sonora, já que nesses ângulos o microfone está mais exposto ao padrão de radiação lateral da hélice, captando com mais intensidade o ruído gerado pelas pás em movimento.

Além disso, a faixa de frequência com maior densidade energética permanece entre 1 kHz e 10 kHz, o que reforça a importância dessa região para a caracterização do ruído da hélice.

#### 5.2.2.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 3000 RPM

Considerando uma condição de operação a 3000 RPM com uma hélice de duas pás, a Blade Pass Frequency (BPF) é calculada conforme demonstrado na equação 2.11, logo:

$$BPF = \frac{2 \cdot 3000}{60} = 100 \text{ Hz} \quad (5.1)$$

Utilizando o *software Matlab*, mostrado no Apêndice V, foi possível verificar através da Figura 5.4 que o primeiro pico gerado a 3000 RPM se tratava da BPF, onde todas as curvas se encontravam nessa mesma frequência.

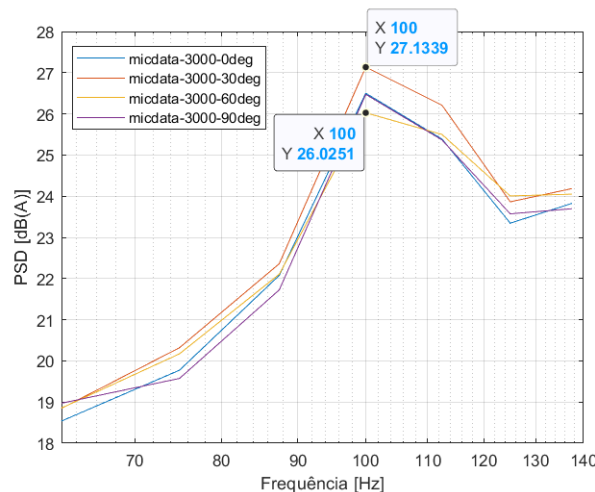


Figura 5.4 – BPS a 3000 RPM.

Esse comportamento é típico em sistemas rotativos, nos quais a frequência de passagem das pás gera uma contribuição sonora significativa. Todas as curvas — correspondentes a diferentes ângulos de medição (0°, 30°, 60° e 90°) — apresentam essa mesma característica, reforçando o fato de que o ruído dominante ocorre quando as pás cruzam uma referência fixa. Após esse pico, observa-se uma redução nos níveis de pressão sonora até cerca de 120 Hz,

seguida por um leve aumento nas frequências superiores. A presença clara e consistente da BPF nas medições evidencia a sua relevância como parâmetro fundamental para a análise acústica de rotores, independentemente da variação angular dos microfones.

### 5.2.3 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 3500 RPM

Medição do ruído para cada configuração de ângulo ( $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ ), respectivamente, a 3500 RPM, conforme mostrado na Figura 5.5.

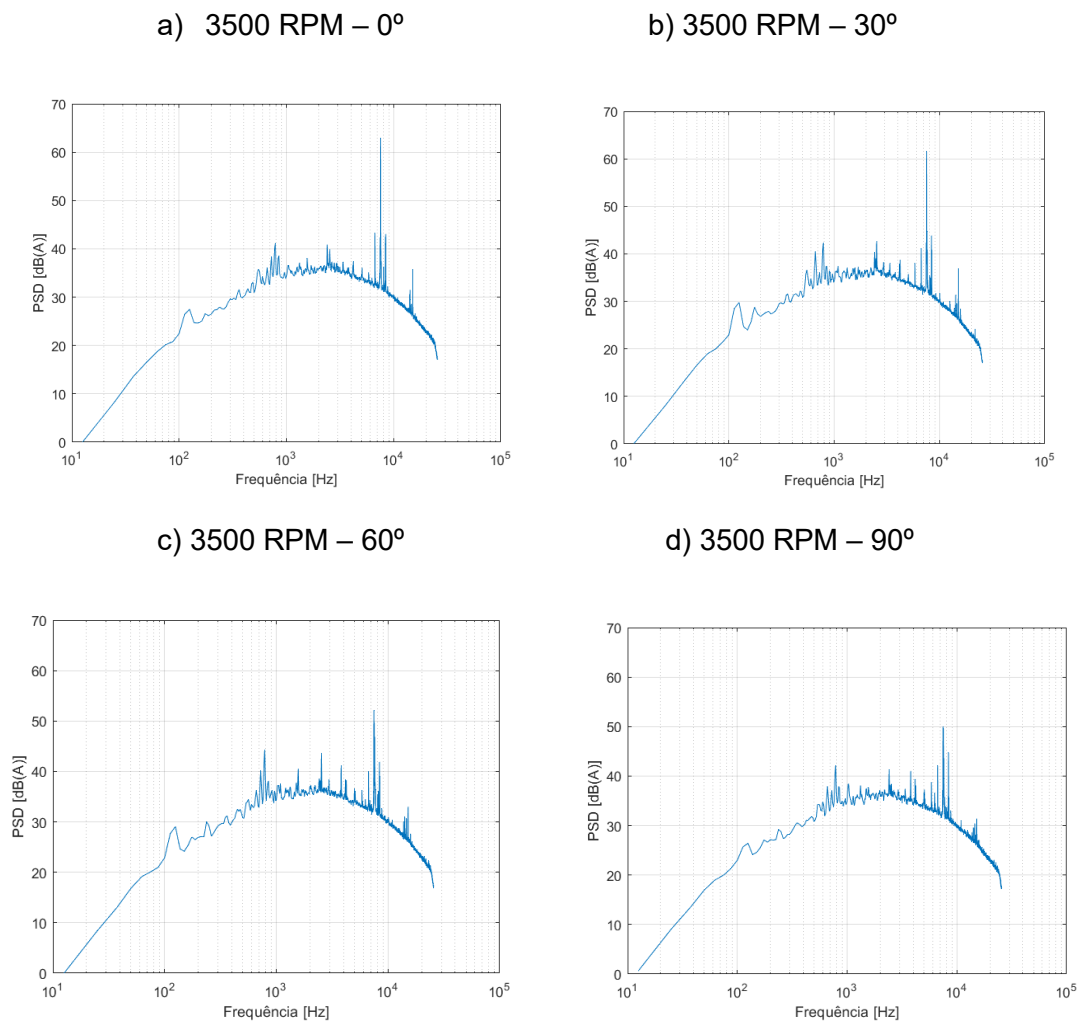


Figura 5.5 – Ruído sem duto a 3500 RPM.

Neste ponto, os níveis de ruído aumentam significativamente em relação às rotações anteriores, refletindo de forma direta o impacto da elevação da rotação na intensidade sonora irradiada. Esse comportamento é esperado, uma vez que o aumento da velocidade de rotação intensifica tanto os mecanismos aerodinâmicos quanto os mecânicos de geração de ruído. Observa-se o surgimento de picos tonais mais evidentes, principalmente concentrados na faixa de 3 kHz a 9 kHz, associados às frequências de passagem das pás (BPF), com maior destaque quando o microfone se encontra nas posições laterais em relação à hélice, onde a radiação sonora é mais expressiva.

Do ponto de vista angular, os ângulos de 60° e 90° continuam apresentando os maiores níveis de PSD, indicando uma maior incidência do ruído associado às perturbações aerodinâmicas, como a interação entre a esteira das pás e o escoamento, além do efeito direto do movimento das pás. Embora os ângulos de 0° e 30° também apresentem níveis elevados, estes são consistentemente menores, o que reforça o padrão de diretividade já identificado nas condições de operação anteriores, evidenciando que a fonte sonora possui comportamento fortemente direcional.

Além disso, observa-se que o espectro torna-se mais complexo e irregular, apresentando uma quantidade maior de conteúdo de banda larga. Esse efeito está associado ao aumento da intensidade dos fenômenos de escoamento turbulento nas pontas das pás, à maior ocorrência de instabilidades aerodinâmicas e à intensificação dos mecanismos de geração de ruído de larga banda, que passam a ter papel mais relevante em velocidades mais elevadas.

#### 5.2.3.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 3500 RPM

Considerando uma condição de operação a 3500 RPM com uma hélice de duas pás, a Blade Pass Frequency (BPF) é calculada conforme demonstrado na equação 2.11, logo:

$$BPF = \frac{2 \cdot 3500}{60} = 116,66 \text{ Hz} \quad (5.2)$$

Utilizando o *software Matlab*, mostrado no Apêndice V, foi possível verificar através da Figura 5.6 que o primeiro pico gerado a 3500 RPM se tratava da BPF, onde todas as curvas se encontravam nessa mesma frequência. O valor encontrado no *Matlab* foi de 125 Hz. Essa diferença em relação ao calculado é devido não ter um medidor contínuo de rpm e, portanto, houve pequenas alterações na rotação.

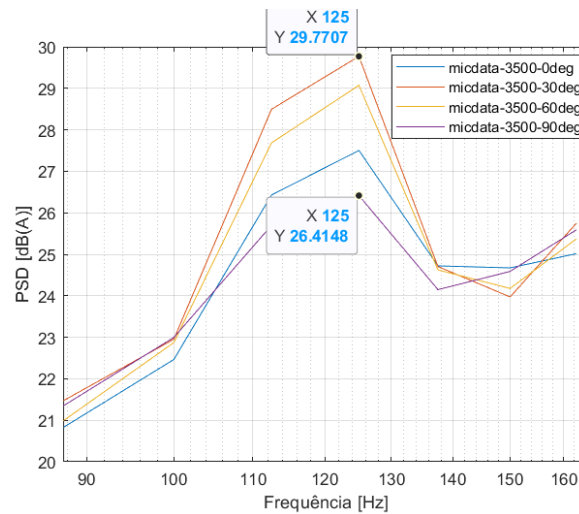


Figura 5.6 – BPS a 3500 RPM.

Esse comportamento é típico em sistemas rotativos, nos quais a frequência de passagem das pás gera uma contribuição sonora significativa. Todas as curvas — correspondentes a diferentes ângulos de medição (0°, 30°, 60° e 90°) — apresentam essa mesma característica, reforçando o fato de que o ruído dominante ocorre quando as pás cruzam uma referência fixa. Após esse pico, observa-se uma redução em 0° e 90° nos níveis de pressão sonora até cerca de 130 Hz, seguida por um leve aumento nas frequências superiores, bem como, uma redução em 30° e 60° nos níveis de pressão sonora até cerca de 150 Hz, seguida por um leve aumento nas frequências superiores. A presença clara e consistente da BPF nas medições evidencia a sua relevância como parâmetro fundamental para a análise acústica de rotores, independentemente da variação angular dos microfones.

#### 5.2.4 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 4000 RPM

Medição do ruído para cada configuração de ângulo (0°, 30°, 60° e 90°), respectivamente, a 4000 RPM, conforme mostrado na Figura 5.7.

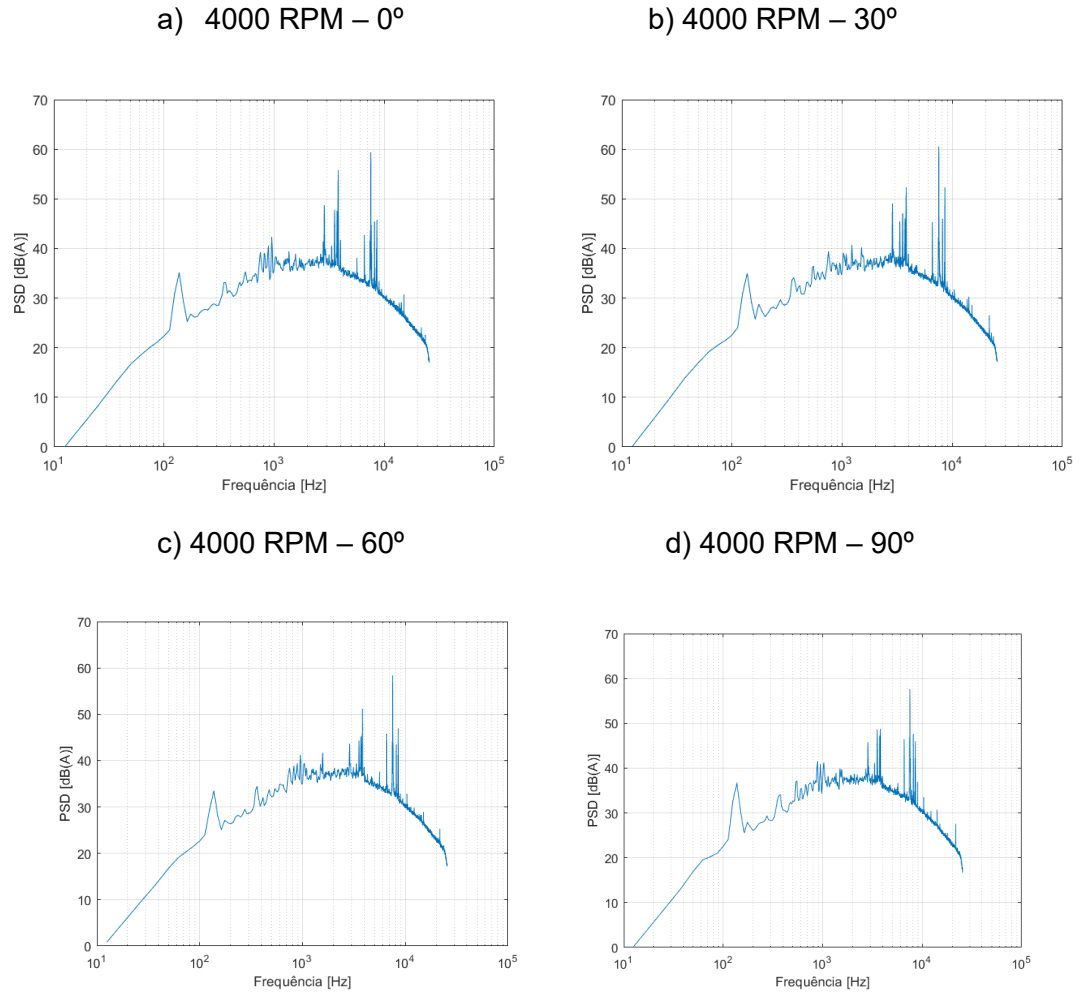


Figura 5.7 – Ruído sem duto a 4000 RPM.

Nesta rotação elevada, os níveis de pressão sonora atingem valores ainda mais altos em relação às rotações anteriores, indicando uma intensificação dos fenômenos de geração de ruído, tanto aerodinâmicos quanto mecânicos.

Os gráficos revelam picos tonais bem definidos, sobretudo na faixa entre 4 kHz e 10 kHz, que correspondem às frequências de passagem das pás. Esses picos são mais acentuados nos ângulos de 60° e 90°, sugerindo que a propagação do ruído é fortemente direcional. Em 0° e 30°, embora os níveis também sejam elevados, observa-se um espectro ligeiramente mais suave, com menor quantidade de variações abruptas associadas a picos tonais, refletindo principalmente diferenças na interação local entre o campo acústico e a posição do microfone dentro do próprio plano radial.

Outro aspecto relevante é a expansão do conteúdo de ruído de banda larga. À medida que a rotação aumenta, o escoamento se torna mais instável, o que contribui para a elevação dos níveis sonoros em uma faixa mais ampla de frequências. Essa característica é visível pela elevação geral do espectro, não apenas nos picos tonais, mas também entre eles.

#### 5.2.4.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 4000 RPM

Considerando uma condição de operação a 4000 RPM com uma hélice de duas pás, a Blade Pass Frequency (BPF) é calculada conforme demonstrado na equação 2.11, logo:

$$BPF = \frac{2 \cdot 4000}{60} = 133,33 \text{ Hz} \quad (5.3)$$

Utilizando o *software Matlab*, mostrado no Apêndice V, foi possível verificar através da Figura 5.8 que o primeiro pico gerado a 4000 RPM se tratava da BPF, onde todas as curvas se encontravam nessa mesma frequência. O valor encontrado no *Matlab* foi de 137,5 Hz. Essa diferença em relação ao calculado é devido não ter um medidor contínuo de rpm e, portanto, houve pequenas alterações na rotação.

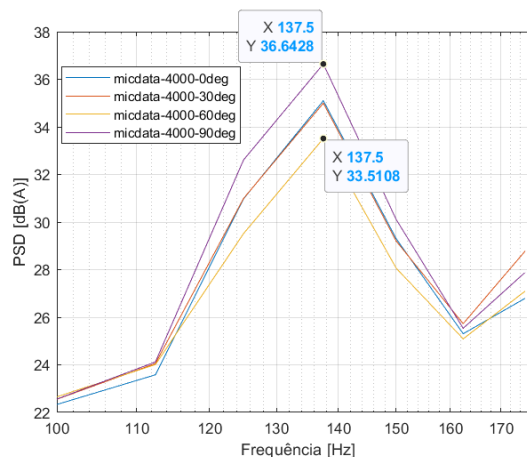


Figura 5.8 – BPS a 4000 RPM.

Esse comportamento é típico em sistemas rotativos, nos quais a frequência de passagem das pás gera uma contribuição sonora significativa. Todas as curvas — correspondentes a diferentes ângulos de medição (0°, 30°, 60° e 90°) — apresentam essa mesma característica, reforçando o fato de que o ruído dominante ocorre quando as pás cruzam uma referência fixa. Após esse pico, observa-se uma redução nos níveis de pressão sonora até cerca de 160 Hz,

seguida por um leve aumento nas frequências superiores. A presença clara e consistente da BPF nas medições evidencia a sua relevância como parâmetro fundamental para a análise acústica de rotores, independentemente da variação angular dos microfones.

#### 5.2.5 - Resultados do Ruído para as Análises Sem Duto a 5000 RPM

Medição do ruído para cada configuração de ângulo ( $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ ), respectivamente, a 5000 RPM, conforme mostrado na Figura 5.9.

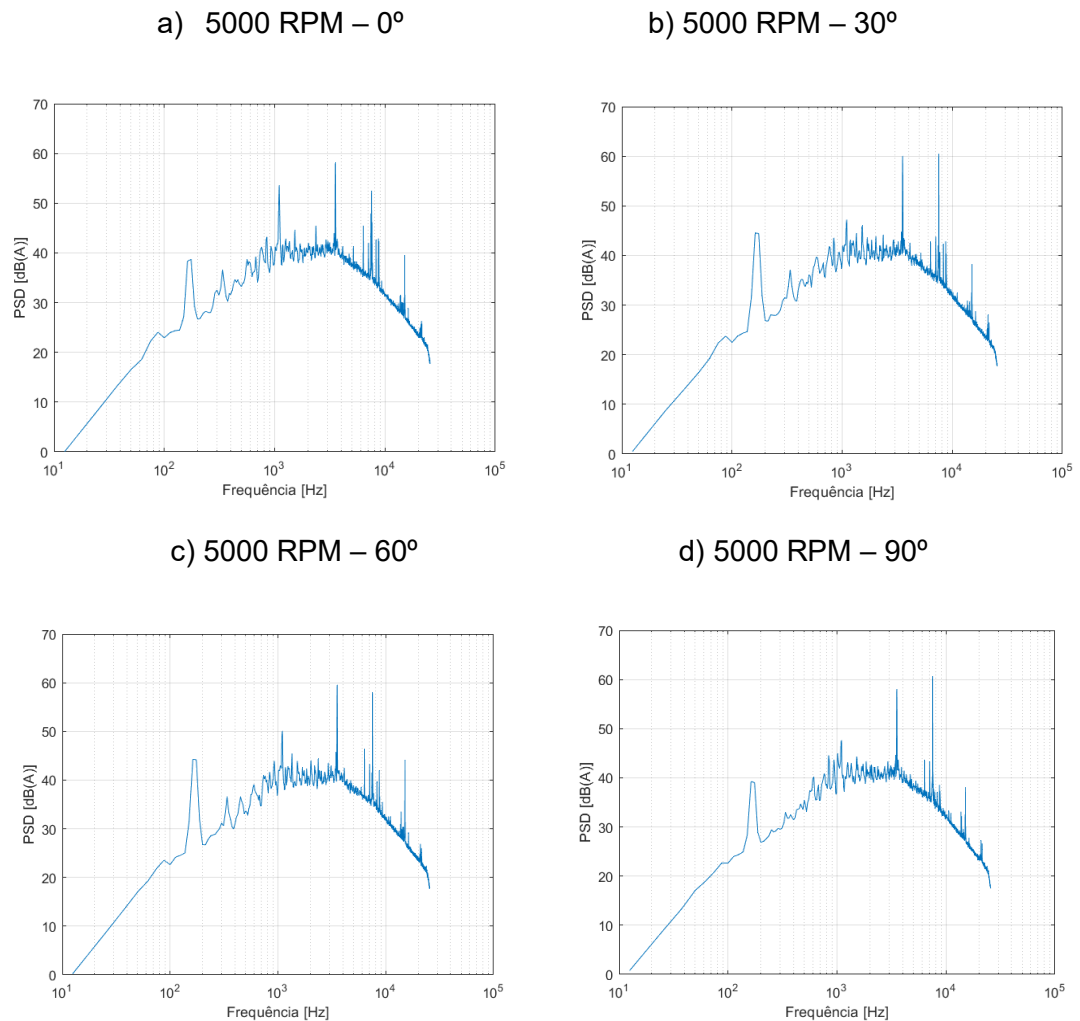


Figura 5.9 – Ruído sem duto a 5000 RPM.



Essa é a rotação mais alta analisada, e os gráficos refletem esse fato com níveis máximos de ruído em toda a faixa de frequência, reforçando a correlação direta entre aumento de RPM e elevação da emissão sonora.

Os espectros apresentam picos tonais ainda mais proeminentes — contudo, na velocidade de 4000 RPM, observam-se alguns picos tonais com intensidade maior do que na velocidade de 5000 RPM, especialmente nos ângulos de 0° e 30° —, principalmente entre 4 kHz e 12 kHz, que correspondem às frequências de passagem das pás, indicando que a energia sonora se desloca para frequências mais altas conforme a velocidade da hélice aumenta.

Nos ângulos de 60° e 90°, os níveis de PSD atingem os maiores valores entre todas as rotações testadas, o que reforça a forte diretividade do ruído radiado lateralmente pela hélice. Já nos ângulos de 0° e 30°, os níveis permanecem mais baixos, ainda que significativamente superiores aos observados em rotações menores. Isso confirma que a direção do microfone influencia fortemente a captação do ruído.

Além disso, nota-se um aumento expressivo no conteúdo de ruído de banda larga — ou seja, a elevação generalizada do nível de ruído em todo o espectro, não restrita apenas aos picos tonais. Isso é típico de fluxos de ar altamente turbulentos, como os gerados em rotações muito altas, em que há grande interação entre as pás e o escoamento perturbado.

Em resumo, nas configurações sem o duto, o ruído da hélice é predominantemente tonal, com picos marcantes no espectro, e a banda larga é menos expressiva. Esse perfil tende a gerar ruído mais perceptível e incômodo, especialmente do ponto de vista auditivo humano.

#### 5.2.5.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 5000 RPM

Considerando uma condição de operação a 5000 RPM com uma hélice de duas pás, a Blade Pass Frequency (BPF) é calculada conforme demonstrado na equação 2.11, logo:

$$BPF = \frac{2 \cdot 5000}{60} = 166,66 \text{ Hz} \quad (5.4)$$

Utilizando o *software Matlab*, mostrado no Apêndice V, foi possível verificar através da Figura 5.10 que o primeiro pico gerado a 5000 RPM se tratava da BPF, onde todas as curvas se encontravam nessa mesma frequência. O valor encontrado no *Matlab* foi de 168,75 Hz. Essa

diferença em relação ao calculado é devido não ter um medidor contínuo de rpm e, portanto, houve pequenas alterações na rotação.

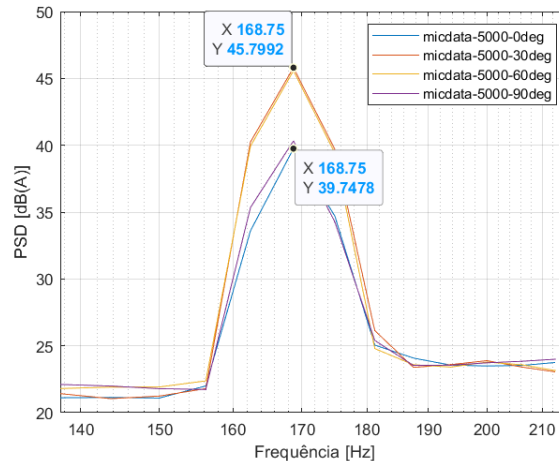


Figura 5.10 – BPS a 5000 RPM.

Esse comportamento é típico em sistemas rotativos, nos quais a frequência de passagem das pás gera uma contribuição sonora significativa. Todas as curvas — correspondentes a diferentes ângulos de medição (0°, 30°, 60° e 90°) — apresentam essa mesma característica, reforçando o fato de que o ruído dominante ocorre quando as pás cruzam uma referência fixa. Após esse pico, observa-se uma redução nos níveis de pressão sonora até cerca de 180 Hz, seguida por um leve aumento nas frequências superiores. A presença clara e consistente da BPF nas medições evidencia a sua relevância como parâmetro fundamental para a análise acústica de rotores, independentemente da variação angular dos microfones.

### 5.3 Resultados do Ruído para as Análises Com Duto

Analogamente, com o auxílio do *software Matlab*, conforme mostrado no Apêndice II e III, mediu-se o ruído para cada configuração de ângulo (0°, 30°, 60° e 90°), a 3500 RPM, respectivamente, com o duto, conforme mostrado na Figura 5.11.

### 5.3.1 - Resultados do Ruído para as Análises Com Duto a 3500 RPM

Medição do ruído para cada configuração de ângulo ( $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ ), respectivamente, a 3500 RPM, conforme mostrado na Figura 5.11.

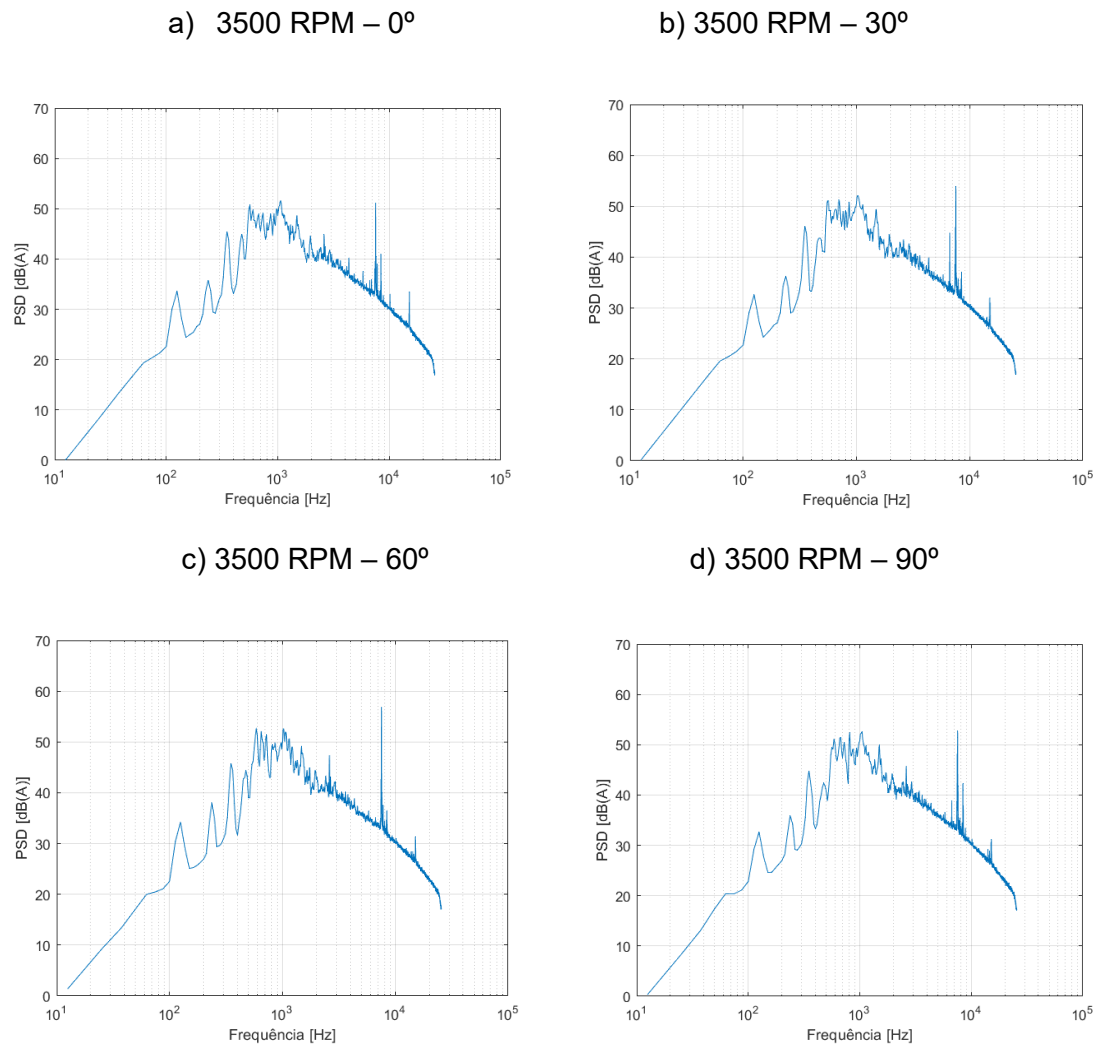


Figura 5.11 – Ruído com duto a 3500 RPM.

Ao comparar estes resultados com os obtidos na mesma rotação sem o duto (Figura 5.5), nota-se uma mudança significativa no comportamento espectral do ruído.

Com a presença do duto, observa-se uma redução evidente das componentes tonais — ou seja, os picos bem definidos associados à frequência de passagem das pás (BPF) tornam-se menos acentuados. Isso indica que o duto interfere na coerência da geração de ruído tonal, provavelmente devido à alteração na interação entre o escoamento e as extremidades das pás.

Por outro lado, há um aumento do ruído de banda larga, refletido por uma elevação geral do nível de PSD em uma faixa mais ampla de frequências, especialmente entre 1 kHz e 10 kHz. Esse aumento sugere que o duto promove um escoamento mais turbulento ou instável ao longo de sua estrutura interna, elevando o conteúdo aleatório do espectro de ruído.

Em termos angulares, a distribuição segue o padrão observado nos ensaios sem duto: os maiores níveis de ruído são registrados nos ângulos de 60° e 90°, reforçando o padrão direcional da radiação acústica da hélice, mesmo na presença do duto.

#### 5.3.1.1 - Análise da Frequência de Passagem das Pás (BPF) a 3500 RPM

Considerando uma condição de operação a 3500 RPM com uma hélice de duas pás, a Blade Pass Frequency (BPF) é calculada conforme demonstrado na equação 2.11, logo:

$$BPF = \frac{2 \cdot 3500}{60} = 116,66 \text{ Hz} \quad (5.5)$$

Utilizando o *software Matlab*, mostrado no Apêndice V, foi possível verificar através da Figura 5.12 que o primeiro pico gerado a 3500 RPM se tratava da BPF, onde todas as curvas se encontravam nessa mesma frequência. O valor encontrado no *Matlab* foi de 125 Hz. Essa diferença em relação ao calculado é devido não ter um medidor contínuo de rpm e, portanto, houve pequenas alterações na rotação.

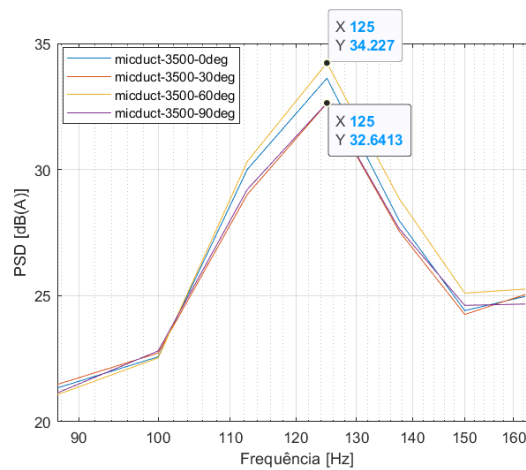


Figura 5.12 – BPS a 3500 RPM.

Esse comportamento é típico em sistemas rotativos, nos quais a frequência de passagem das pás gera uma contribuição sonora significativa. Todas as curvas — correspondentes a diferentes ângulos de medição (0°, 30°, 60° e 90°) — apresentam essa mesma característica, reforçando o fato de que o ruído dominante ocorre quando as pás cruzam uma referência fixa. Após esse pico, observa-se uma redução nos níveis de pressão sonora até cerca de 150 Hz, seguida por um leve aumento nas frequências superiores. A presença clara e consistente da BPF nas medições evidencia a sua relevância como parâmetro fundamental para a análise acústica de rotores, independentemente da variação angular dos microfones.

#### 5.4 Comparação do Ruído Com Duto e Sem Duto

Por fim, com o auxílio do *software Matlab*, conforme mostrado no Apêndice IV, realizou-se a comparação com duto e sem duto para cada configuração de ângulo (0°, 30°, 60° e 90°), a 3500 RPM, respectivamente, conforme mostrado na Figura 5.13.

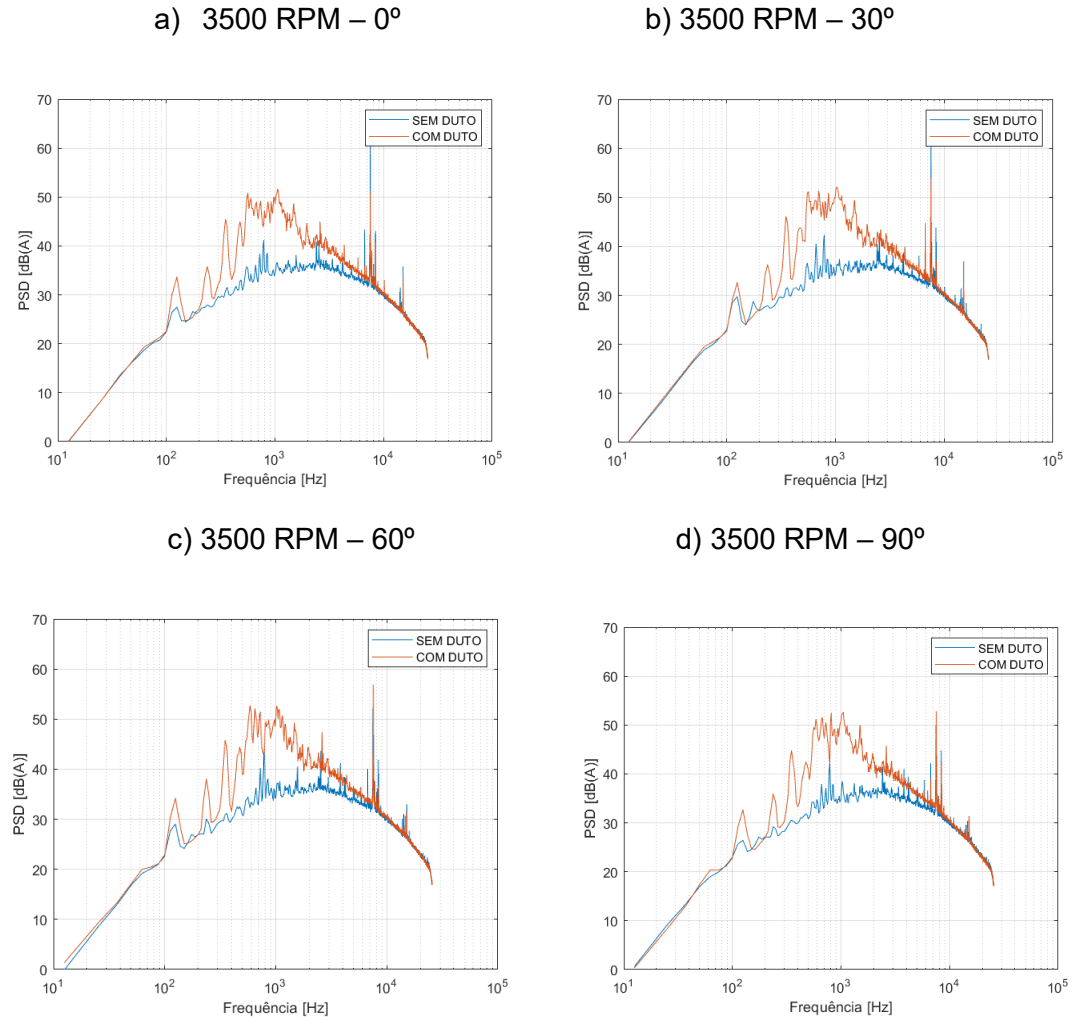


Figura 5.13 – Comparação de ruído com duto e sem duto a 3500 RPM.

A Figura 5.13 compara diretamente os espectros de ruído com e sem o duto para cada ângulo testado, a 3500 RPM. Essa comparação evidencia claramente a inversão do perfil espectral provocada pela presença do duto.

Na configuração sem duto, os espectros apresentam picos tonais marcantes e um fundo acústico mais limpo, típico de fontes sonoras com componentes periódicas bem definidas, como a rotação de pás em escoamento livre. Já com o duto, essas componentes tonais são suavizadas e substituídas por uma distribuição mais difusa e contínua de ruído — ou seja, maior presença de ruído de banda larga.

Essa mudança indica que o duto atua como uma estrutura que rompe a coerência do som tonal ao gerar turbulências adicionais, vórtices ou modificações no campo de pressão ao redor da hélice. Portanto, embora o duto reduza a tonalidade do ruído, ele também aumenta o conteúdo não tonal.

### 5.5 Resultados do Ruído Medido com Decibelímetro

Também, utilizou-se o decibelímetro para coletar as medidas a 3500 RPM com o duto para fins de comparação, para cada configuração de ângulo ( $0^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $60^\circ$  e  $90^\circ$ ), respectivamente, conforme mostrado na Tabela 5.1.

Tabela 5.1 – Ruído medido com decibelímetro a 3500 RPM.

Ângulo [°]	Medida [dB]
0	66,4
30	67,1
60	67,6
90	66,6

Esses dados corroboram as análises espectrais feitas anteriormente. Observa-se que o nível de ruído aumenta com o ângulo até  $60^\circ$ , onde atinge o valor máximo (67,6 dB(A)), e depois apresenta uma leve queda em  $90^\circ$  (66,6 dB(A)). Essa variação sutil entre os ângulos é consistente com o padrão de diretividade da radiação sonora da hélice, sugerindo que os ângulos intermediários (especialmente  $60^\circ$ ) captam maior intensidade de ruído devido à orientação favorável em relação à propagação das ondas acústicas geradas pelas pás.

A diferença entre os valores não é extrema, mas suficientemente significativa para indicar que o posicionamento do observador ou microfone influencia a percepção do ruído.

## 5.6 Resultados dos Níveis Gerais de Pressão Sonora

A fim de verificar o nível de ruído de uma configuração para a outra, calculou-se os níveis gerais de pressão sonora para cada configuração segundo a equação 2.9. Os cálculos foram feitos através do *software Matlab*, conforme mostrado no Apêndice III. Os resultados são apresentados nas Tabelas 5.2 a 5.4.

Tabela 5.2 – Nível geral de pressão sonora do ruído de fundo.

<b>Background</b>	32,21 dB
-------------------	----------

Essa tabela mostra uma referência para os demais dados.

Tabela 5.3 – Nível geral de pressão sonora do ruído sem duto.

<b>Sem Duto</b>	<b>0°</b>	<b>30°</b>	<b>60°</b>	<b>90°</b>
<b>2000 RPM</b>	32,79 dB	33,96 dB	34,59 dB	33,14 dB
<b>3000 RPM</b>	35,11 dB	35,04 dB	35,16 dB	34,98 dB
<b>3500 RPM</b>	37,55 dB	36,90 dB	34,91 dB	34,70 dB
<b>4000 RPM</b>	37,74 dB	38,08 dB	36,92 dB	36,91 dB
<b>5000 RPM</b>	39,01 dB	40,02 dB	39,80 dB	39,88 dB

Como esperado, os níveis de ruído aumentam progressivamente com a elevação da rotação, evidenciando a influência direta da velocidade da hélice na emissão sonora.

Tabela 5.4 – Nível geral de pressão sonora do ruído com duto.

<b>Com Duto</b>	<b>0°</b>	<b>30°</b>	<b>60°</b>	<b>90°</b>
<b>3500 RPM</b>	39,54 dB	40,17 dB	40,35 dB	40,21 dB

Para melhores visualizações, comparou-se na Tabela 5.5 o nível geral de pressão sonora do ruído sem e com duto para 3500 RPM.



Tabela 5.5 – Comparação do nível geral de pressão sonora do ruído sem e com duto a 3500 RPM.

<b>3500 RPM</b>	<b>0°</b>	<b>30°</b>	<b>60°</b>	<b>90°</b>
<b>Sem Duto</b>	37,55 dB	36,90 dB	34,91 dB	34,70 dB
<b>Com Duto</b>	39,54 dB	40,17 dB	40,35 dB	40,21 dB

Com a instalação do duto resultou em níveis de ruído mais elevados em todos os ângulos. Isso indica que nesta configuração, o duto não contribuiu para a atenuação acústica, podendo até ter amplificado ou redirecionado o ruído de forma menos favorável.

Apesar de, ao longo da análise espectral, os ângulos de 60° e 90° se destacarem por apresentarem maiores amplitudes nos picos tonais e nas faixas médias-altas de frequência, observa-se que o nível geral de pressão sonora (OASPL) é mais elevado no ângulo de 30° em determinadas condições operacionais. Esse comportamento se explica pelo fato de que o OASPL considera a soma da energia acústica ao longo de toda a faixa de frequências, e não apenas os picos localizados. No caso do ângulo de 30°, o espectro apresenta uma maior concentração de energia distribuída, especialmente nas faixas de baixa e média frequência, além de um nível de ruído de banda larga mais elevado e mais constante em relação aos demais ângulos. Isso compensa a menor intensidade dos picos tonais e resulta em um valor global mais alto. Tal comportamento também pode estar associado à interação entre o campo acústico gerado pela hélice e o posicionamento específico do microfone em 30°, que possivelmente capta não apenas o ruído tangencial, mas também uma parcela do ruído irradiado longitudinalmente, contribuindo para o aumento do nível geral registrado.

# CAPÍTULO VI

## Conclusão

Este trabalho teve como objetivo caracterizar experimentalmente a radiação sonora de uma hélice dutada de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), com foco na análise espectral do ruído em diferentes ângulos e condições de operação, comparando-se os resultados com e sem a presença do duto.

Os resultados demonstraram que a introdução do duto provoca uma significativa alteração no padrão espectral do ruído gerado pela hélice. Observou-se que, sem o duto, o ruído é dominado por componentes tonais marcantes, associadas à frequência de passagem das pás (BPF) e suas harmônicas. Com o duto, houve uma atenuação dessas componentes tonais, acompanhada de um aumento do ruído de banda larga, resultando em um espectro mais contínuo e menos harmônico.

Essa mudança indica que o duto promove rompimento da coerência acústica típica das pás girantes ao introduzir instabilidades no escoamento, o que contribui para a diminuição da tonalidade e um aumento no nível do sinal de banda larga como um todo — sendo uma característica positiva em contextos onde se busca reduzir a irritação acústica percebida por seres humanos, já que ruídos tonais tendem a ser mais perceptíveis e incômodos.

Em termos de diretividade, os resultados também mostraram que os níveis de pressão sonora são mais elevados nos ângulos de 60° e 90°, independentemente da presença do duto, o que confirma o padrão direcional da emissão sonora da hélice.

Em conclusão, o uso do duto não reduz necessariamente o nível global de ruído, mas modifica qualitativamente sua natureza, tornando-o menos tonal e mais difuso. Essa transformação pode ser vantajosa dependendo do ambiente de operação do VANT e dos critérios normativos aplicáveis ao ruído tonal. Os métodos empregados neste trabalho se mostraram

eficazes para identificar essas características e podem ser ampliados para futuras investigações com outras geometrias de duto ou regimes operacionais distintos.

Diante dos resultados obtidos e das limitações inerentes ao presente trabalho, diversas possibilidades de continuidade e aprofundamento podem ser exploradas. Sugere-se, como desenvolvimento futuro, a realização de análises aeroacústicas numéricas, utilizando ferramentas de Aeroacústica Computacional (CAA) ou Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) acoplada a modelos acústicos, de modo a complementar os dados experimentais e ampliar a compreensão dos mecanismos de geração e propagação do ruído em hélices dutadas. Além disso, recomenda-se a investigação do efeito de diferentes geometrias de dutos — variando perfis, diâmetros, comprimento e presença de dispositivos adicionais, como defletores — na atenuação ou amplificação de determinadas bandas de frequência.

Outra extensão relevante consiste na análise do comportamento acústico em condições de voo real (*forward flight*), visto que os ensaios deste trabalho foram realizados em bancada, sob condições estacionárias. Também se destaca a importância de estudos envolvendo múltiplas hélices dutadas, simulando configurações multirrotores típicas de VANTs, para avaliar potenciais efeitos de reforço ou cancelamento acústico.

Adicionalmente, propõe-se a avaliação do uso de materiais absorventes acústicos aplicados na superfície interna dos dutos, bem como a investigação de soluções baseadas em controle ativo de ruído (ANC) como alternativas para mitigação sonora. Por fim, estudos sobre a influência de desgastes, rugosidade superficial e imperfeições geométricas nas características acústicas, assim como a análise dos impactos psicoacústicos do ruído percebido por seres humanos, são considerados fundamentais para subsidiar projetos futuros de VANTs mais silenciosos e ambientalmente adequados.

## REFERÊNCIAS

ABEAR – Associação Brasileira das Empresas Aéreas. Por que drones trazem riscos ao espaço aéreo? Disponível em: <https://www.abear.com.br/imprensa/agencia-abear/noticias/por-que-drones-trazem-riscos-ao-espaco-aereo/>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

AMAZON. HYtdEGV9911 – Módulo Sensor de Vibração Piezoelétrico. Disponível em: <https://www.amazon.com/-/es/HYtdEGV9911/dp/B0DSBTR7Q2>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

AMAZON. Qmint – Protetor de Hélice 360° para Drones – Acessório de Proteção. Disponível em: <https://www.amazon.sa/-/en/Qmint-360%C2%B0Propeller-Guard-Protection-Accessory/dp/B097DRD4KP>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

BESSA, R. F. Experimental Aeroacoustic Study of Noise Reduction Devices for UAVs. 2018. 56p. Bachelor's Thesis, Federal University of Uberlândia, Uberlândia Brazil. 51.

BOXWELL, D.; GENTRY, G. R. Aerodynamic and Acoustic Performance of Ducted Propellers in Urban Air Mobility. *Journal of Aircraft Design*, v. 57, n. 4, p. 1-12, 2020.

BRENTNER, K. S., & FARASSAT, F. (2003). Modeling Aerodynamically Generated Sound of Helicopter Rotors. *Progress in Aerospace Sciences*.

BROOKS, T. F., & HUMPHREYS, W. M. (2020). *Aeroacoustic Issues of Unmanned Aerial Vehicles*. *Sound & Vibration*, 54(1), 10–17.

BRÜEL & KJÆR. *Microphone Set – Type 4944-B*. Disponível em: <https://www.bksv.com/de/transducers/acoustic/microphones/microphone-set/4944-b>. Acesso em: 14 de maio de 2025.

BRÜEL & KJÆR. *Sound Power Testing in a Reverberation Room – Technical Review*. 17 páginas. Apresentado no documento BP 1892 – 11, 2012. Disponível em: <https://www.bksv.com/media/doc/bp1892.pdf>. Acesso em: 14 de maio de 2025.

CANDELOR, P., PAGLIAROLI, T., RAGNI, D., DI FRANCESCO, S., (2019). “Small-scale rotor aeroacoustics for drone propulsion a review of noise sourced and control strategies”. Università Niccolò Cusano, Rome, Italy. Source: doi:10.20944/preprints201910.0078.v1.

CASTRO, V. et al. (2017). Active Noise Cancellation System for UAVs.

COOPER, D.; GENTRY, G. R. The Influence of Operational Conditions on Noise Radiation of Ducted Fans. *Journal of Aerospace Acoustics*, v. 19, n. 3, p. 245-260, 2020.

COSTA, P.; LOPES, J. C.; VASCONCELOS, R. M.; SILVA, C. M. Design and Evaluation of a Ducted Propeller in Open Water and Behind a Hull Using CFD. *Journal of Marine Science and Engineering*, v. 8, n. 4, p. 257, 2020. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2077-1312/8/4/257>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

CYPRIANO, M.; MAKIO, R. *Análise dos parâmetros que influenciam no desempenho de rotores de multicópteros*. Universidade Federal do Espírito Santo – UFES, 2015. Disponível em: [https://engenhariamecanica.ufes.br/sites/engenhariamecanica.ufes.br/files/field/anexo/2015.1\\_-\\_marcos\\_cypriano\\_roberto\\_makio.pdf](https://engenhariamecanica.ufes.br/sites/engenhariamecanica.ufes.br/files/field/anexo/2015.1_-_marcos_cypriano_roberto_makio.pdf). Acesso em: 28 de maio de 2025.

EXPLICATORIUM. Nível sonoro. Disponível em: <https://www.explicatorium.com/cfq-8/nivel-sonoro.html>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

GUDMUNDSSON, S. *Thrust Modeling for Propellers*. In: GUDMUNDSSON, S. *General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures*. 2. ed. Cambridge, Massachusetts: Elsevier, 2022. cap. 15. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/B978012818465300015X?via%3Dihub>. Acesso em: 14 de maio de 2025.

HAN, D.; WANG, Y.; LI, S.; ZHANG, X.; ZHANG, J. Aerodynamic Design and Optimization of a Ducted Coaxial-Rotor UAV. *Aerospace*, v. 7, n. 8, p. 112, 2020. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2226-4310/7/8/112>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

ICAO – International Civil Aviation Organization. *Reduction of noise at source*. Disponível em: <https://www.icao.int/environmental-protection/pages/reduction-of-noise-at-source.aspx>. Acesso em: 28 de maio de 2025.

INSTITUTO CLARO. Ondas sonoras – Plano de aula. Disponível em: <https://www.institutoclaro.org.br/educacao/para-ensinar/planos-de-aula/ondas-sonoras/>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

INSTRUTHERM. *Catálogo Geral de Instrumentos Digitais – Instrutherm*. Disponível em: [https://www.instrutherm.com.br/media/catalog/product/c/a/cat\\_logo\\_geral\\_digital-compactado.pdf](https://www.instrutherm.com.br/media/catalog/product/c/a/cat_logo_geral_digital-compactado.pdf). Acesso em: 14 de maio de 2025.

KHALIGHI, B.; LEE, T.; GENTRY, G. R. Material Influence on Acoustic Characteristics of Ducted Propellers. *Journal of Aerospace Systems*, v. 34, p. 55-68, 2019.

LEDSALES. *Gerador de Sinais PWM ZK-PP2K – Manual Técnico*. Disponível em: <https://www.ledsales.com.au/pdf/ZK-PP2K.pdf>. Acesso em: 14 de maio de 2025.

MALGOEZAR, H. A., et al. (ano não especificado). Avaliação do impacto de dutos em hélices de UAVs em túnel de vento anecoico.

MARTIN, B. W., & BOXWELL, D. A. (ano não especificado). Experimentos acústicos com dutos em hélices de UAVs.

MARTINS, P. C. da S.; ALMEIDA, O. de. *Experimental measurements of a UAV propeller wake*. In: 20th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering – ENCIT 2024, 10–14 nov. 2024, Foz do Iguaçu – PR, Brasil. Anais [...]. Foz do Iguaçu: ABCM, 2024. ENC-2024-0072.

MOKHTAR, M. et al. Aerodynamic and Acoustic Interaction in Ducted Fan Systems: A Numerical and Experimental Study. *Journal of Propulsion and Power*, v. 31, p. 345-355, 2015.

MÚSICA & MERCADO. Psicoacústica: como a percepção influencia a produção musical. Disponível em: <https://musicaemercado.org/psicoacustica-como-a-percepcao-influencia-a-producao-musical/>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

NATIONAL INSTRUMENTS. *NI USB-621x User Manual*. Disponível em: <https://download.ni.com/support/manuals/374014a.pdf>. Acesso em: 14 de maio de 2025.

NEONICS. *Manual do tacômetro digital DT-2234C+*. Disponível em: <https://www.neonics.co.th/manual/%E0%B9%80%E0%B8%84%E0%B8%A3%E0%B8%B7%E0%B9%88%E0%B8%AD%E0%B8%87%E0%B8%A7%E0%B8%B1%E0%B8%94%E0%B8%84%E0%B8%A7%E0%B8%B2%E0%B8%A1%E0%B9%80%E0%B8%A3%E0%B9%87%E0%B8%A7%E0%B8%A3%E0%B8%AD%E0%B8%9A-DT-2234C+.pdf>. Acesso em: 14 de maio de 2025.

NTi AUDIO. Ponderações de frequência para as medições de nível de pressão sonora. Disponível em: <https://www.nti-audio.com/pt/suporte/saber-como/ponderacoes-de-frequencia-para-as-medicoes-de-nivel-de-pressao-sonora>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

PARK, S. H.; KIM, J.; LEE, S.; JEONG, J. H. *Prediction of Outdoor Noise Propagation Using Noise Mapping and Machine Learning Techniques: A Case Study on Road Traffic Noise*. *International Journal of Environmental Research and Public Health*, v. 19, n. 15, p. 9299, 2022. Disponível em: <https://www.mdpi.com/1660-4601/19/15/9299>. Acesso em: 28 de maio de 2025.

PEIXUN, Y., PENG, J., BAI, J., HAN, X., SONG, X., (2019) “Aeroacoustic and Aerodynamic optimization of propeller blades” *Chinese Journal of Aeronautics*, CSAA. Pp. 3-14.

RESEARCHGATE. Representação esquemática da voz por uma onda mecânica sonora mostrando suas principais características. Disponível em: [https://www.researchgate.net/figure/Representacao-esquematica-da-voz-por-uma-onda-mecanica-sonora-mostrando-suas-principais\\_fig3\\_318277075](https://www.researchgate.net/figure/Representacao-esquematica-da-voz-por-uma-onda-mecanica-sonora-mostrando-suas-principais_fig3_318277075). Acesso em: 17 de maio de 2025.

RESEARCHGATE. *Schematic of the plate in a duct leading to acoustic resonance*. Disponível em: [https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-the-plate-in-a-duct-leading-to-acoustic-resonance\\_fig1\\_238497599](https://www.researchgate.net/figure/Schematic-of-the-plate-in-a-duct-leading-to-acoustic-resonance_fig1_238497599). Acesso em: 18 de maio de 2025.

SCHMITZ, H. et al. Flow Visualization and Acoustic Characterization of Ducted Fans. *Experimental Fluid Mechanics*, v. 45, p. 120-135, 2016. AGELIN-CHAAB, M. Structure of turbulent flows over two-dimensional bluff bodies inspired. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, p. 417–430, 2014.

SCIENCEDIRECT. Tone noise. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/tone-noise>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

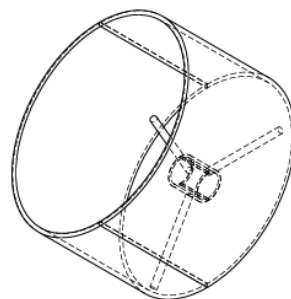
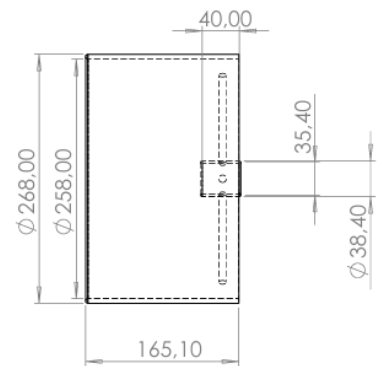
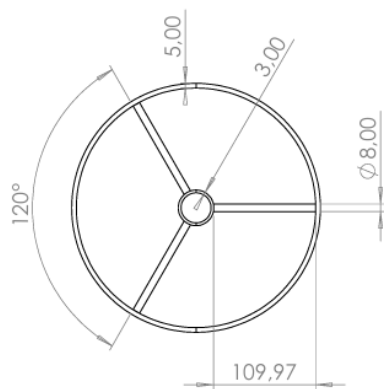
SDEA SOLUTIONS. *Acoustic Induced Vibration (AIV)*. Disponível em: <https://sdeasolutions.com/acoustic-induced-vibration/>. Acesso em: 14 de maio de 2025.

SIEMENS COMMUNITY. Sound quality metrics: loudness and sones. Disponível em: <https://community.sw.siemens.com/s/article/sound-quality-metrics-loudness-and-sones>. Acesso em: 17 de maio de 2025.

WEIR, Robert J. *Ducted Propeller Design and Analysis*. Albuquerque: Sandia National Laboratories, 1987. (SAND87-2118 • UC-32).

ZAWODNY, N.S., BOYD, D. D, “Investigation of Rotor-Airframe Interaction Noise Associated with Small-Scale Rotary-Wing Unmanned Aircraft Systems” Pages 17, Presented at the AHS 73rd Annual Forum, Fort Worth, Texas, USA, May 11th, 2017.

APÊNDICE I





## APÊNDICE II

```
%%
% CODE SETUP
clear all
clc
addpath('Pa2dB');
addpath('CORR_WELCH');

%-----
% READING NI-BOARD AND SETTING PARAMETERS
%-----
%Acquire Sound Pressure Data
%Acquire sound data using NI USB-9162 chassis with ID 'Dev1'
s = daq.createSession('ni');
addAnalogInputChannel(s,'Dev1', 'ai2', 'Microphone');

%Set the channels sensitivity to ##.### [v/pa]
s.Channels.Sensitivity = 1.149387/1000;

%Examine the channel properties
%Use these lines to check if parameters are OK
%s.Channels(1)
%pause

%Change the maximum sound pressure level to 100db and examine channel properties
s.Channels.MaxSoundPressureLevel=120;

%Set channel properties
s.Rate = 51200;
%using 51,2kHz for sampling the signal
```

---

```

%Set acquisition session duration to # seconds
s.DurationInSeconds = 20;
%means that you'll get 512000 points in the final signal

%Acquire the data against time and save it in a variable
clc
fprintf('Acquiring the data...');
[data,time] = startForeground(s);

```

---

```

%%
%Plot the acquired data -----
hold all
figure(1)
plot(time, data)
xlabel('Time [s]');
ylabel('Pressure [Pa]');
grid on

%Plot the Sound Pressure Level (SPL) in time domain
SPLt = 20*log10(data./2e-5);

figure(2)
plot(time, SPLt)
xlabel('Time [s]');
ylabel('Sound Pressure Level [dB]');
grid on

```

---

```

%% Recording to a file:
fprintf('RECORDING TO A FILE...');

fid = fopen('micduct_3521-90deg.dat', 'wt');
fprintf(fid, '%.6f\n', data);
fclose(fid);

%%END OF SCRIPT

```

## APÊNDICE III

```
%%
% CODE SETUP
clear all
clc
addpath('Pa2dB');
addpath('CORR_WELCH');
addpath('A-WEIGHTING');

%% READING DATA-SIGNAL FROM SAVED FILE (ONE BY ONE)
%Read your file one by one for processing
fprintf('READING FROM A FILE...');
fileID = fopen('micduct_3521-90deg.dat','r');
formatSpec = '%f';
micdata = fscanf(fileID,formatSpec);

%% APPLYING A-FILTER
%Filtering*
fs = 51200; %ATTENTION TO KEEP THE SAME SAMPLING FREQUENCY FROM ORIGINAL
micdata_A = FilterA(micdata, fs);
N = round(fs*20); %for 10 seconds acquisition time
tr = (0:N-1)/fs;

% % plot the original signal
figure(1)
plot(tr, micdata)
grid on
hold on
% % plot the filtered signal
plot(tr, micdata_A, 'r')
```

```

set(gca, 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize', 14)
%axis([0 10 -5 5])
xlabel('Tempo, s')
ylabel('Amplitude')
title('Sinal original e ponderado A no domínio do tempo')
legend('Sinal Original', 'Sinal ponderado A')
%
fprintf('Waiting your command...');
pause
hold off
%%

%%DEFININIG BLOCK_LENGTH AND OVERLAP
block_size = 2048;
block_overlap = 0.5;

block_size2    = block_size*2; % correct Nyquist Double data
SampleRate = 51200;

r = 1; % 1m distance from rotor plane

%% WELCH'S SPECTRAL ANALYSIS
[f,psd] = psd_welch_cross(micdata_A,micdata_A,SampleRate,block_size2,block_overlap);
% PSD NORMALIZATION
psd = psd*r^2;

%% PSD2dB
PSD = psd2db(psd);

```

```

%% PLOT SPECTRA
figure(1)
hold all
n_f = length(f);
semilogx(f(2:n_f),PSD(2:n_f))
set(gca,'xscale','log');
xlabel('frequency [Hz]');
ylabel('PSD [dB(A)]');
grid on
box on

%% WRITING OUT THE OVERALL SOUND PRESSURE LEVEL OF THIS SIGNAL
%% filtro para o OASPL (100 até 10kHz) - f(5:401)
%%psd1 = PSD(5:401,1);
psd1 = PSD(:,1);
psd2 = psd1/10.;
psd3 = 10.^(psd2(:));
sumpsd = sum(psd3)/1025;
%%sumpsd = sum(psd3)/397;
overall = 10*log10(sumpsd);
fprintf('THE OVERALL SOUND PRESSURE LEVEL IS = %f\n',overall);

```

## APÊNDICE IV

```

%%
% CODE SETUP
clear all
clc
addpath('Pa2dB');
addpath('CORR_WELCH');
addpath('A-WEIGHTING');

%% READING DATA-SIGNAL FROM SAVED FILE (ONE BY ONE)
%Read your file one by one for processing
fprintf('READING FROM A FILE...\n');
fileID = fopen('micdata_3500-0deg.dat','r');
fileID2 = fopen('micduct_3521-0deg.dat','r');
formatSpec = '%f';
micdata = fscanf(fileID,formatSpec);
micdata2 = fscanf(fileID2,formatSpec);

%% APPLYING A-FILTER
%Filtering*
fs = 51200; %ATTENTION TO KEEP THE SAME SAMPLING FREQUENCY FROM ORIGINAL
micdata_A = FilterA(micdata, fs);
micdata_B = FilterA(micdata2, fs);
N = round(fs*20); %for 10 seconds acquisition time
tr = (0:N-1)/fs;
%{
% % plot the original signal
figure(1)
plot(tr, micdata)
grid on

```

---

```

hold on
%% plot the filtered signal
plot(tr, micdata_A, 'r')
set(gca, 'FontName', 'Times New Roman', 'FontSize', 14)
%axis([0 10 -5 5])
xlabel('Tempo, s')
ylabel('Amplitude')
title('Sinal original e ponderado A no domínio do tempo')
legend('Sinal Original', 'Sinal ponderado A')
%
fprintf('Waiting your command...\n');
pause
hold off
%%
%}
%%DEFININIG BLOCK_LENGTH AND OVERLAP
block_size = 2048;
block_overlap = 0.5;

block_size2    = block_size*2; % correct Nyquist Double data
SampleRate = 51200;

r = 1; % 1m distance from rotor plane

```

---

```

%% WELCH'S SPECTRAL ANALYSIS
[f,psd] = psd_welch_cross(micdata_A,micdata_A,SampleRate,block_size2,block_overlap);
[f2,psd2] = psd_welch_cross(micdata_B,micdata_B,SampleRate,block_size2,block_overlap);

```

---

---

```
% PSD NORMALIZATION
psd = psd*r^2;
psd2 = psd2*r^2;
```

---

```
%% PSD2dB
PSD = psd2db(psd);
PSD2 = psd2db(psd2);
```

---

```
%% PLOT SPECTRA
figure(1)
n_f = length(f);
semilogx(f(2:n_f), PSD(2:n_f))
hold on
n_f2 = length(f2);
semilogx(f2(2:n_f2), PSD2(2:n_f2))

set(gca, 'xscale', 'log');
xlabel('frequency [Hz]');
ylabel('PSD [dB(A)]');
grid on
box on
legend('SEM DUTO', 'COM DUTO')
```



## APÊNDICE V

<pre>%% % CODE SETUP clear all clc addpath('Pa2dB'); addpath('CORR_WELCH'); addpath('A-WEIGHTING');</pre>	
<pre>%% READING DATA-SIGNAL FROM SAVED FILE (ONE BY ONE) %Read your file one by one for processing fprintf('READING FROM A FILE...\n'); fileID = fopen('micdata_3030-0deg.dat','r'); fileID2 = fopen('micdata_3030-30deg.dat','r'); fileID3 = fopen('micdata_3030-60deg.dat','r'); fileID4 = fopen('micdata_3030-90deg.dat','r'); formatSpec = '%f'; micdata = fscanf(fileID,formatSpec); micdata2 = fscanf(fileID2,formatSpec); micdata3 = fscanf(fileID3,formatSpec); micdata4 = fscanf(fileID4,formatSpec);</pre>	
<pre>%% APPLYING A-FILTER %Filtering* fs = 51200; %ATTENTION TO KEEP THE SAME SAMPLING FREQUENCY FROM ORIGINAL micdata_A = FilterA(micdata, fs); micdata_B = FilterA(micdata2, fs); micdata_C = FilterA(micdata3, fs); micdata_D = FilterA(micdata4, fs); N = round(fs*20); %for 10 seconds acquisition time tr = (0:N-1)/fs;</pre>	

```

%%DEFININIG BLOCK_LENGTH AND OVERLAP
block_size = 2048;
block_overlap = 0.5;

block_size2 = block_size*2; % correct Nyquist Double data
SampleRate = 51200;

r = 1; % 1m distance from rotor plane

%% WELCH'S SPECTRAL ANALYSIS
[f,psd] = psd_welch_cross(micdata_A,micdata_A,SampleRate,block_size2,block_overlap);
[f2,psd2] = psd_welch_cross(micdata_B,micdata_B,SampleRate,block_size2,block_overlap);
[f3,psd3] = psd_welch_cross(micdata_C,micdata_C,SampleRate,block_size2,block_overlap);
[f4,psd4] = psd_welch_cross(micdata_D,micdata_D,SampleRate,block_size2,block_overlap);

% PSD NORMALIZATION
psd = psd*r^2;
psd2 = psd2*r^2;
psd3 = psd3*r^2;
psd4 = psd4*r^2;

%% PSD2dB
PSD = psd2db(psd);
PSD2 = psd2db(psd2);
PSD3 = psd2db(psd3);
PSD4 = psd2db(psd4);

%% PLOT SPECTRA (ZOOMED IN ON FIRST PEAK)
figure(1)
n_f = length(f);

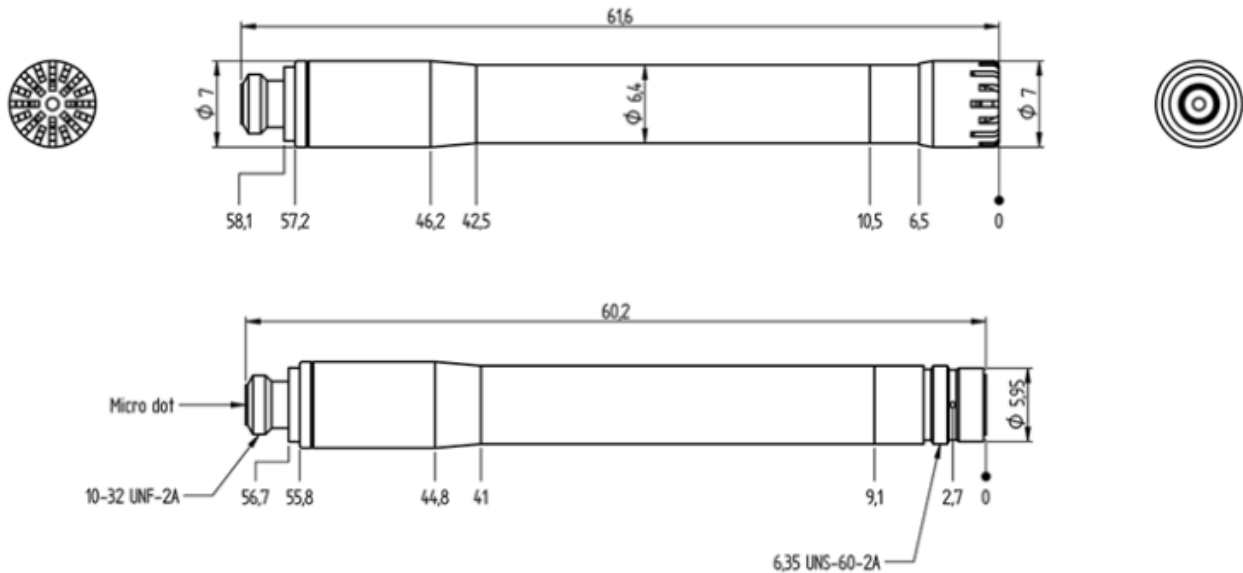
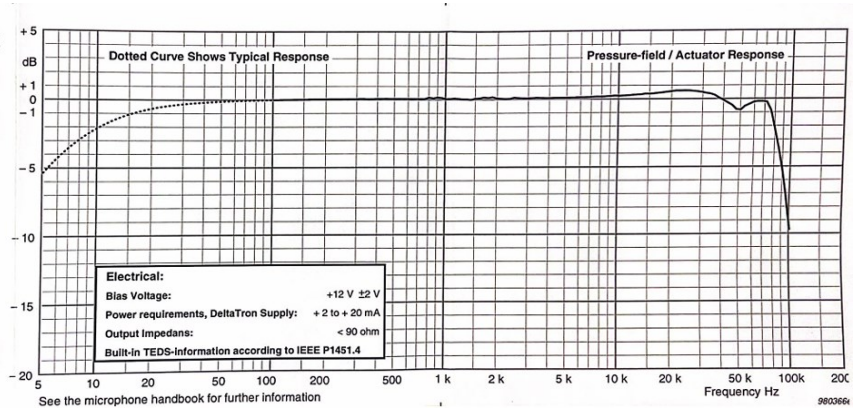
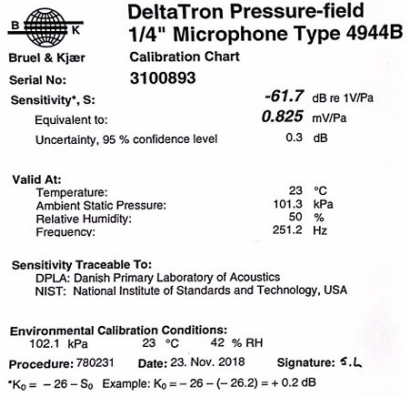
% Find the index range for frequencies up to 1000 Hz (adjust as needed)
max_freq = 140; % Change this value to focus on different frequency ranges
idx = f <= max_freq;
idx2 = f2 <= max_freq;
idx3 = f3 <= max_freq;
idx4 = f4 <= max_freq;

semilogx(f(idx), PSD(idx))
hold on
semilogx(f2(idx2), PSD2(idx2))
hold on
semilogx(f3(idx3), PSD3(idx3))
hold on
semilogx(f4(idx4), PSD4(idx4))

set(gca, 'xscale', 'log');
xlabel('frequency [Hz]');
ylabel('PSD [dB(A)]');
grid on
box on
legend('micdata-3000-0deg', 'micdata-3000-30deg', 'micdata-3000-60deg', 'micdata-3000-90deg')
xlim([min(f(f>60)) max_freq]) % Set x-axis limits to focus on first peak

```

# ANEXO I



# PRODUCT DATA

## 1/4" DeltaTron® Pressure-field Microphones — Types 4944-A and 4944-B

Types 4944-A and 4944-B are 1/4" Prepolarized Pressure-field Microphones laser welded to 1/4" DeltaTron preamplifiers. The preamplifier connects to CCLD input conditioning and supports IEEE P 1451.4 V 0.9 TEDS (Transducer Electronic Data Sheet).

### USES

- High-level measurements
- High-frequency measurements
- Flush mounting
- Arrays in wind tunnels

### FEATURES

- Sensitivity: 0.9 mV/Pa
- Frequency: 16–70 000 Hz
- Dynamic Range: 48 dB(A)–169 dB
- Temperature: –20 to +100°C (–4 to +212°F)
- TEDS: IEEE P1451.4



- SMB or 10–32 UNF socket
- Connects to CCLD input

### Description

#### Uses of Types 4944-A and 4944-B

A pressure-field microphone is designed to be used in small closed couplers, close to hard reflective surfaces or flush-mounted. The sensitivity has been optimised to allow measurements of high sound pressure levels without clipping in the built-in DeltaTron preamplifier.

#### Design and Robustness

The shape of the microphone front ensures excellent microphone performance when flush-mounted. The laser-welded diaphragm on the microphone housing ensures that the sensitivity is resistant to rough handling during flush mounting.

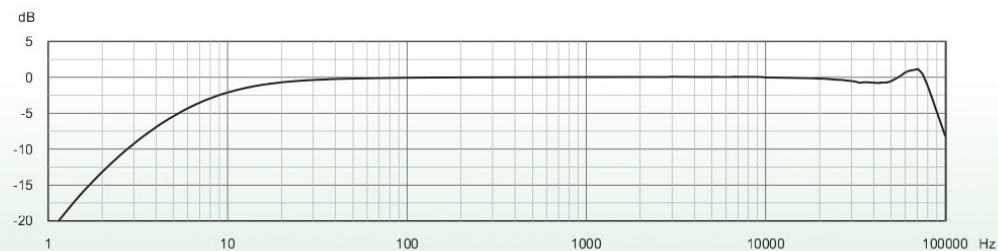
#### Microphone Data CD

The microphone is supplied with a mini-CD. This mini-CD carries all individual calibration data as well as random-incidence and free-field corrections. The influence of 1/4" Nose Cone UA-0385 is also available.

#### Calibration

The sensitivity can be calibrated at 250 Hz using Pistonphone Type 4228 with 1/4" Adaptor DP-0775. The pressure-field response can be measured using Actuator UA-0033 with Adaptor DB-0264. The pressure-field response is equal to the actuator response.

Fig. 1 Type 4944-A pressure-field response without grid



090119/1

## Specifications – Types 4944-A and 4944-B

Specification	Value*
<b>General Specifications</b>	
Nominal Diameter	¼"
Sensitivity (250 Hz)	-61 ± 3 dB re 1 V/Pa, 0.9 mV/Pa
Frequency Response†	
Pressure-field Response	16 Hz to 70 kHz: ± 2 dB
Lower Limiting Frequency	(-3 dB): 7 Hz to 9 Hz
Pressure Equalization Vent	Side vented
Diaphragm Resonance Frequency	60 kHz (90° phase-shift)
Equivalent Air Volume	0.25 mm <sup>3</sup> (250 Hz)
Thermal Noise	48 dB(A), 58 dB (Lin, 20 - 100 kHz) <sup>a</sup>
Upper Limit of Dynamic Range	> 169 dB SPL (3% Distortion)
Maximum Sound Pressure Level	182 dB (peak)
Power Requirements	DeltaTron Supply 2 to 20 mA, nom. 4 mA
DC Output Level	12 V ± 2 V
Max. Output Voltage	7 V peak for $f \leq 70$ kHz (4 mA supply)
Output Impedance	< 90 Ω, typ. 60 Ω
<b>Environmental</b>	
Operating Temperature Range	-20 to +100°C (-4 to +212°F)
Storage Temperature	
In case	-25 to +70°C (-13 to +158°F)
With data CD	5 to 50°C (41 to 122°F)
Temperature Coefficient (250 Hz)	+0.008 dB/°C (-10 to +50°C, 14 to 122°F)
Pressure Coefficient	-0.003 dB/kPa, typical
Operating Humidity Range	0 to 90% RH (without condensation)
Influence Of Humidity	< 0.1 dB in the absence of condensation
Vibration Sensitivity (< 1000 Hz)	69 dB equivalent SPL for 1 m/s <sup>2</sup>
Magnetic Field Sensitivity	< 48 dB(A), 58 dB (Lin, 20 - 100 kHz for 80 A/m, 50 Hz field)
Estimated Long-term Stability	> 1000 years/dB at 20°C (68°F) and dry air > 40 years/dB at 20°C (68°F) and 90% RH > 1 year/dB at 50°C (122°F) and 90% RH
<b>Physical</b>	
Diameter with Grid	7 mm (0.28")
Diameter without Grid	6.35 mm (0.25")
Length with Grid	65 mm (2.56")
Length without Grid	63.5 mm (2.50")
Output Socket	4944-A: SMB coaxial socket, male 4944-B: 10-32 UNF socket

\* **Note:** All values are typical at 23°C (73.4°F), 101.3 kPa, 50% RH and ≥ 4 mA power supply, unless measurement uncertainty or tolerance field is specified. All uncertainty values are specified at 2σ (i.e., expanded uncertainty using a coverage factor of 2)

† Individually calibrated

## Ordering Information

Type 4944-A ¼" DeltaTron Pressure-field Microphone with SMB socket  
Type 4944-B ¼" DeltaTron Pressure-field Microphone with 10-32 UNF socket  
**Include the following accessories:**

• BC-5002: Microphone Data CD†

<b>Optional Accessories</b>	
Type 4231	Sound Calibrator
DP-0775	Calibration Adaptor for ¼" Microphones
DB-0264	½" to ¼" Adaptor for UA-0033
UA-0033	Electrostatic Actuator
UA-0385	Nose Cone for ¼" Microphones
UA-1588	¼" Microphone Holder
AO-0587-D-030	SMB-BNC Cable 3 m (10 ft.)
ZG-0328	DeltaTron Power Supply
(for Brüel & Kjær 7-pin sockets)	
<b>Service Products</b>	
4944-CAF	Accredited Calibration
4944-CFF	Factory Standard Calibration (included with delivery)



Compliance with EMC Directive† and Low Voltage Directive of the EU  
Compliance with the EMC requirements of Australia and New Zealand

\* Quote microphone serial number if re-ordering

† Without conducted RF noise

Brüel & Kjær reserves the right to change specifications and accessories without notice. © Brüel & Kjær. All rights reserved.

HEADQUARTERS: Brüel & Kjær Sound & Vibration Measurement A/S · DK-2850 Nærum · Denmark  
Telephone: +45 7741 2000 · Fax: +45 4580 1405 · www.bksv.com · info@bksv.com

Local representatives and service organisations worldwide

**Brüel & Kjær**



## ANEXO II

# PRODUCT DATA SHEET

## DT2234C+ Digital Laser Photo Tachometer



### Product Features:

- ✓ 5 digit (digit height is 18mm)
- ✓ Large LCD display makes the reading clearly
- ✓ Wide measuring range and high resolution
- ✓ Anti-interference and high accuracy  $\pm(0.05\%+1)$
- ✓ Auto-memorizing and storing MAX/MIN and the Last
- ✓ Low battery indication

### Technical Parameters:

Professional DT2234C+ tachometer, Measures the RPM of any rotational part. Wide measuring range & high resolution. Durable in using, large LCD displaying gives exact RPM data. The last value / min value will be automatically stored in memory and can be displayed by turn anytime.

The reflective strips which stick on the rotating equipment are mainly used for reflecting the laser signal by the tachometer equipment launch, so that the tachometer can accurately receive the signals of rotating equipment.

### Specifications:

- Display : Large 5 digit, 18mm LCD.
- Test select : Automatic.
- Range : 2.5 to 99,999 RPM
- Resolution : 0.1 RPM (from 2.5 to 999.9 RPM) 1 RPM (over 1,000 RPM)
- Accuracy :  $\pm(0.05\% + 1 \text{ digit})$
- Distance : 50 to 500mm/ 2 to 20 inch
- Memory : Last Value. Max Value. Min RPM
- Powered by 1 x Battery 9V (Including for you)
- Size : 130x70x29mm
- Weight : About 160g



ติดต่อบริษัท นีโอนิคส์ จำกัด

Tel: 098-479-5684 หรือ 061-8268939

E-mail: sale@neonics.co.th หรือ sale@tools.in.th





## ANEXO III

Segurança do Trabalho

### SONÔMETROS (DECIBELÍMETROS) DIGITAIS



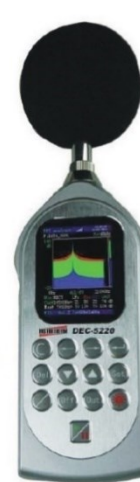
Possui	Não Possui
•	-



Modelo: DEC-5010  
Código: 03051  
Marca: INSTRUTHERM



Modelo: DEC-440  
Código: 03967  
Marca: INSTRUTHERM



Modelo: DEC-5220  
Código: 08452  
Marca: INSTRUTHERM

Modelos	DEC-5010	DEC-440	DEC-5220
Display	LCD multiparâmetros com barra gráfica	LCD de 4 dígitos	LCD gráfico de 128x128
Faixa de medição	30 a 130 dB		20 a 143 dB
Faixa de frequência	31,5Hz a 8kHz		10 Hz a 20 kHz
Precisão	± 1,4 dB	1,5 dB	1,4 dB
Normas	IEC 61672, ANSI S1.4, ANSI S1.43 IEC 60651	IEC 60651	IEC 61672, IEC 61260 e IEC 60651 TIPO 1
Parâmetros de medição	SPL, Leq, SEL, SPLmax, SPLmin, PH (peak hold), L05, L10, L50, L90, L95	SPL, Máx Hold, Máx, Mín	Lxyl, Lxyp, Lxeq, Lxmax, Lxmin, LxN, SEL, E, Lcpeak, Td, LEPN, FILTRO DE OITAVA E 1/3
Ponderação de frequência	A e C		A, C e Z
Ponderação de tempo	Fast, Slow e impulse	Fast e Slow	Fast, Slow, Impulse, Pico e Média linear
Microfone	tipo capacitivo de ½ polegada polarizado em 200V com membrana	Eletreto de ½ polegada	Capacitivo ½ " polarizado em 0V
Análise estatística	•	-	LN em 5, 10, 50, 90, 95
Entrada para cartão Micro SD	•	-	-
Memória interna	•	-	•
Interface	USB	RS-232 ou USB para medição em tempo real (consultar acessórios)	USB e RS-232
Datalogger	32.000 dados	opcional	48.000 dados
Alimentação	4 pilhas "AA" de 1,5V	Bateria 9V	4 pilhas AA de 1,5V
Alimentação externa	•	-	-
Dimensões(mm) / Peso(g)	265 x 72 x 36 / 310	207x68x29 / 403	260x80x30 / 350

Consulte nosso site para maiores informações: [www.instrutherm.com.br](http://www.instrutherm.com.br)

ANEXO IV

ZK-PP SERIES  
PWM & PULSE SIGNAL GENERATOR

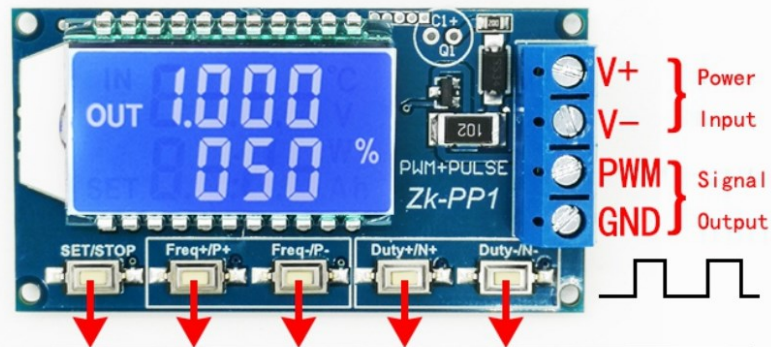
ZK-PP1K

- 1. There is an output waveform when power is turned on;
- 2. Waveform amplitude = power supply voltage;
- 3. The number of output pulses reaches the set value, the output is automatically stopped, and 'OUT' disappears;
- 4. Press the ON button to control the presence or absence of the waveform. OUT disappears to indicate no output waveform, and output 0;
- 5. Power-on reset or ON button to turn on the output, recalculate the number of pulses;





## Operational explanation



PWM MODE	RUN/STOP Switch	Freq+	Freq-	Duty+	Duty-	OUT 1.000 KHZ 050 %
	mode >6s					%
PULSE MODE	RUN/STOP Switch	High	High	Low	Low	OUT 0.500 S 0.500 S
	mode >6s	Level+	Level-	Level+	Level-	
	SET (>2s)	Power-on delay+	Power-on delay-	Pulse Number+	Pulse Number-	1.000 S SET 9999 N

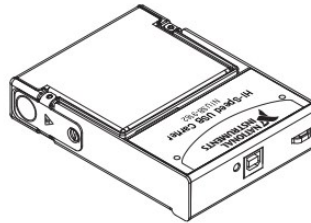
## ANEXO V

### USER GUIDE NI USB-9162

Portable Bus-Powered USB Carrier for NI C Series I/O Modules

This user guide describes how to use the National Instruments USB-9162 and lists specifications.

**Figure 1.** NI USB-9162 and C Series I/O Module



### Safety Guidelines

Operate the NI USB-9162 only as described in these operating instructions.



**Hot Surface** This icon denotes that the component may be hot. Touching this component may result in bodily injury.

### Safety Guidelines for Hazardous Voltages

If hazardous voltages are connected to the module, take the following precautions. A hazardous voltage is a voltage greater than 42.4 V<sub>pk</sub> or 60 VDC to earth ground.



**Caution** Ensure that hazardous voltage wiring is performed only by qualified personnel adhering to local electrical standards.



**Caution** Do *not* mix hazardous voltage circuits and human-accessible circuits on the same module.



**Caution** Make sure that devices and circuits connected to the module are properly insulated from human contact.

## Specifications

---

The following specifications are typical for the range 0 to 60 °C unless otherwise noted.

### Power Requirements



**Caution** The protection provided by the NI USB-9162 carrier can be impaired if it is used in a manner not described in this document.

Current consumption from USB ..... 500 mA, max

Suspend mode ..... 2.5 mA, max

### Bus Interface

USB specification ..... USB 2.0 Hi-Speed

### Physical Characteristics

Weight ..... 101 g (3.5 oz)

Dimensions ..... 114.6 mm × 85.7 mm × 25.1 mm  
(4.51 in. × 3.37 in. × 0.99 in.)

If you need to clean the module, wipe it with a dry towel.

### Safety Voltages

Connect only voltages that are within these limits.

#### Isolation

##### Channel-to-channel

Continuous ..... 250 VAC, Measurement Category II

Withstand ..... 1500 VAC, verified by a 5 s dielectric withstand test

##### Channel-to-earth ground

Continuous ..... 250 VAC, Measurement Category II

Withstand ..... 3000 VAC, verified by a 5 s dielectric withstand test

Measurement Category II is for measurements performed on circuits directly connected to the electrical distribution system. This category refers to local-level electrical distribution, such as that provided by a standard wall outlet, for example, 115 V for U.S. or 230 V for Europe. Do *not* connect the NI USB-9162 to signals or use for measurements within Measurement Categories III or IV.

## Environmental

Operating temperature (IEC 60068-2-1, IEC 60068-2-2).....	0 to 60 °C
Storage temperature (IEC 60068-2-1, IEC 60068-2-2).....	-40 to 85 °C
Operating humidity (IEC 60068-2-56) .....	10 to 90% RH, noncondensing
Storage humidity (IEC 60068-2-56) .....	5 to 95% RH, noncondensing
Maximum altitude .....	2,000 m
Pollution Degree (IEC 60664) .....	2
Indoor use only.	

## Hazardous Locations

The NI USB-9162 is not certified for use in hazardous locations.

## Safety

This product is designed to meet the requirements of the following standards of safety for electrical equipment for measurement, control, and laboratory use:

- IEC 61010-1, EN 61010-1
- UL 61010-1, CSA 61010-1



**Note** For UL and other safety certifications, refer to the product label or the [Online Product Certification](#) section.

## Electromagnetic Compatibility

This product meets the requirements of the following EMC standards for electrical equipment for measurement, control, and laboratory use:

- EN 61326-1 (IEC 61326-1): Class A emissions; Basic immunity
- EN 55011 (CISPR 11): Group 1, Class A emissions
- AS/NZS CISPR 11: Group 1, Class A emissions
- FCC 47 CFR Part 15B: Class A emissions
- ICES-001: Class A emissions



**Note** In the United States (per FCC 47 CFR), Class A equipment is intended for use in commercial, light-industrial, and heavy-industrial locations. In Europe, Canada, Australia and New Zealand (per CISPR 11) Class A equipment is intended for use only in heavy-industrial locations.



**Note** Group 1 equipment (per CISPR 11) is any industrial, scientific, or medical equipment that does not intentionally generate radio frequency energy for the treatment of material or inspection/analysis purposes.