

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO
ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS**

Andressa Caroline Rodrigues Garcia

**Efeitos aeroacústicos do bordo de ataque serrilhado
(WLE) no estator SDT de uma bancada “Rig-Fan”**

São Carlos

2023

Andressa Caroline Rodrigues Garcia

Efeitos aeroacústicos do bordo de ataque serrilhado (WLE) no estator SDT de uma bancada “Rig-Fan”

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestra em Ciências - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica.

Área de concentração: Aeronaves

Orientador: Prof. Dr. Hernán Dario Ceron Muñoz

Trata-se da versão corrigida da dissertação. A versão original se encontra disponível na EESC/USP que aloja o Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica.

**São Carlos
2023**

AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Prof. Dr. Sérgio Rodrigues Fontes da
EESC/USP com os dados inseridos pelo(a) autor(a).

G216e Garcia, Andressa Caroline Rodrigues
Efeitos aeroacústicos do bordo de ataque
serrilhado (WLE) no estator SDT de uma bancada "Rig-
Fan" / Andressa Caroline Rodrigues Garcia; orientador
Hernan Dario Ceron Muñoz. São Carlos, 2022.

Dissertação (Mestrado) - Programa de
Pós-Graduação em Engenharia Mecânica e Área de
Concentração em Aeronáutica -- Escola de Engenharia de
São Carlos da Universidade de São Paulo, 2022.

1. Aeroacústica. 2. Rig-Fan. 3. Wavy Leading Edge.
4. Reduction Noise. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidata: Licenciada **ANDRESSA CAROLINE RODRIGUES GARCIA.**

Título da dissertação: "Efeitos aeroacústicos do bordo de ataque serrilhado (WLE) no estator SDT de uma bancada "Rig-na"".

Data da defesa: 07/12/2022.

Comissão Julgadora

Resultado

Prof. Dr. **Hernan Dario Ceron Muñoz**

(Orientador)

(Escola de Engenharia de São Carlos – EESC/USP)

APROVADO

Prof. Dr. **Vinicius Malatesta**

(Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA)

APROVADO

Prof. Dr. **Carlos do Carmo Pagani Junior**

(Universidade Estadual Paulista "Júlio de Mesquita Filho"/UNESP – São João da Boa Vista)

APROVADO

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:

Prof. Associado **Adriano Almeida Gonçalves Siqueira**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:

Prof. Titular **Murilo Araujo Romero**

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus por toda capacidade intelectual concedida ao longo desses anos para que eu tivesse chegado até aqui. *"Porque, aquele que pede, recebe; e, o que busca, encontra; e, ao que bate, se abre."* Mateus 7:8

Agradeço a minha família pelo apoio e por acreditarem em mim.

Agradeço aos professores que me ajudaram nessa jornada, em especial meu orientador que me recebeu de portas abertas Prof. Dr. Hernan Dario Ceron Muñoz e Prof. Dr. Paulo Celso Greco que me auxiliou com os experimentos no Rig-Fan.

Agraço à Universidade de São Paulo pelas experiências que tive como docente no ensino superior, por meio dos programas PAE, PAP e parceria USP-UNIVESP.

Agradeço aos amigos e colegas que tive a oportunidade de conhecer na EESC, mesmo que cada um tenha seguido seu caminho, guardarei comigo as lembranças dos almoços no bandeirão e os encontros no campus 2.

Em tudo dai graças.

*Avanços científicos só são possíveis devido a
capacidade intelectual que Deus nos concede.*

RESUMO

GARCIA, A. C. R. **Efeitos aeroacústicos do bordo de ataque serrilhado (WLE) no estator SDT de uma bancada “Rig-Fan”**. 2023. 76p. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2023.

Nas últimas décadas, o ruído proveniente dos motores de aeronaves foi reduzido consideravelmente devido à tecnologia de by-pass e com isso, o ruído de fan tornou-se predominante. A interação entre a esteira turbulenta de um rotor com as pás da estatora vem sendo identificada como uma das principais fontes de ruído de banda larga, além do ruído tonal. Estudos inspirados no voo silencioso da coruja mostraram que a aplicação de certas propriedades naturais de suas asas como o padrão serrilhado no bordo de ataque (WLE), são técnicas eficazes para redução de ruído aeronáutico. Este trabalho teve por objetivo o estudo explanatório dessas características aplicadas nas pás do estator Source Diagnostic Test (SDT) modelo Low-Noise do túnel aeroacústico Rig-Fan da EESC/USP. A geometria das pás foi definida de acordo com a literatura e impressas para os ensaios experimentais e realização da análise da emissão do ruído. A aquisição dos dados é obtida com a instrumentação acústica da bancada, utilizando 9 microfones posicionados em anéis no duto, para a estatora padrão (Low-Noise) e de novo modelo (WLE). Para o processamento dos dados utiliza-se o método de Welch para obter os espectros em Níveis de Pressão Sonora (SPL). Os testes foram realizados com velocidades do rotor de 800 a 1800 rpm para ambas as estatoras. As medidas acústicas do estator WLE quando comparadas ao do estator Low-Noise tiveram uma redução de 1.5 a 4 dB em baixas e médias frequências, enquanto verificou-se um aumento em altas frequências na ordem de até 1.2 dB. Alterações insignificantes foram encontradas nos níveis de ruído quando a vazão do escoamento no duto foi reduzida (utilização da throttle). Entende-se por este estudo que não existe um serrilhado ideal que reduza o ruído para todos os tipos de condições que forem impostas, porém é mais eficiente em baixas velocidades de rotação, o que poderiam ser usadas para melhorar as condições de pouso ou decolagem de aeronaves.

Palavras-chave: Wavy Leading Edge. Redução de Ruído. SDT. Bordo de ataque serrilhado. Rig-Fan.

ABSTRACT

GARCIA, A. C. R. **Aeroacoustics effects of the Wavy Leading Edge on a Fan-Rig SDT stators**. 2023. 76p. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2023.

In recent decades, noise from aircraft engines has been reduced considerably due to by-pass technology, and fan noise has become predominant. The interaction between the turbulent wake of a rotor and the stator vanes has been identified as one of the main sources of broadband noise, in addition to tonal noise. Studies inspired by the silent flight of the owl have shown that the application of certain natural properties of its wings, such as the serrated pattern on the leading edge (WLE), are effective techniques for reducing aeronautical noise. This work aimed at the explanatory study of these characteristics applied to the stator vanes Source Diagnostic Test (SDT) Low-Noise model of the Rig-Fan aeroacoustic tunnel at EESC/USP. The geometry of the vanes was defined according to the literature and printed for the experimental tests and the performance of the noise emission analysis. Data acquisition is obtained with the acoustic instrumentation of the bench, using 9 microphones positioned in rings in the duct, for the standard (Low-Noise) and new model (WLE) stator. For data processing, the Welch method is used to obtain the spectra in Sound Pressure Levels (SPL). The tests were performed with rotor speeds from 800 to 1800 rpm for both stator. The acoustic measurements of the WLE stator when compared to the Low-Noise stator had a reduction of 1.5 to 4 dB in low and medium frequencies, while there was an increase in high frequencies of up to 1.2 dB. Insignificant changes were found in noise levels when the flow rate was reduced (throttle). It is understood by this study that there is no ideal serration that reduces noise for all types of conditions that are imposed, but it is more efficient at low rotation speeds, which could be used to improve the approach or take-off conditions of aircraft.

Keywords: Wavy Leading Edge. Noise Reduction. SDT. Serrated leading edge. Rig Fan.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Progressão do padrão de ruído aeronáutico.	21
Figura 2 – RIG-FAN da EESC/USP.	23
Figura 3 – Geometrias do estator.	24
Figura 4 – Esteira do rotor.	25
Figura 5 – Espectro do ruído das configurações low-count e low-noise.	26
Figura 6 – Duto cilindrico	27
Figura 7 – Características físicas da asa da coruja	29
Figura 8 – Visualização do escoamento nas serrilhas	30
Figura 9 – Visualização do escoamento com corante	30
Figura 10 – Representação dos níveis de ruído da variação das amplitudes do bordo de ataque ondulado (WLE).	31
Figura 11 – Bordo de ataque ondulado (WLE).	32
Figura 12 – Redução de ruído em modelos com WLE. a) Modelos testados com diferentes geometrias; b) Modelo com maior amplitude.	32
Figura 13 – Coeficientes de sustentação e arrasto para um perfil baseline (linhas sólidas) e com ondulações (triângulos).	33
Figura 14 – Representação do sinal em diferentes domínios.	36
Figura 15 – Bandas de frequência	39
Figura 16 – Esquema Rig-Fan	41
Figura 17 – Estatora Low-Noise	42
Figura 18 – Palheta enflechada	42
Figura 19 – Throttle	43
Figura 20 – Fan SDT	43
Figura 21 – Antena de microfones	44
Figura 22 – Placa de aquisição	45
Figura 23 – Geometrias	47
Figura 24 – Projeto - palheta com WLE	48
Figura 25 – Nova palheta impressa	48
Figura 26 – Montagem das pás	49
Figura 27 – Novo modelo de estator (WLE)	49
Figura 28 – Posicionamento dos microfones	51
Figura 29 – Ruído a 800 rpm - sem restrição na saída do duto (0%)	52
Figura 30 – Níveis de ruído em diferentes velocidades do rotor.	53
Figura 31 – 800rpm - todas as restrições	53
Figura 32 – 1800rpm - todas as restrições	54
Figura 33 – comparações – Low Noise e WLE (800 a 1800 rpm)	57

Figura 34 – baixas e médias frequências a 800rpm	58
Figura 35 – baixas e médias frequências a 1000rpm	58
Figura 36 – baixas e médias frequências a 1200rpm	59
Figura 37 – Δ SPL (800 a 1800 rpm)	60
Figura 38 – 1000 Hz a 800rpm	61
Figura 39 – 9075 Hz a 800rpm	61
Figura 40 – Especificações do microfone G.R.A.S 40PH-S2 (Sound and Vibration, 2017).	71

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Classificação dos sinais	35
Tabela 2 – Especificações Estatora Low-Noise	42
Tabela 3 – Operações para testes	45
Tabela 4 – Parâmetros bordo de ataque	47
Tabela 5 – Velocidades do escoamento - 0% throttle	55
Tabela 6 – Velocidades do escoamento - 25% throttle	55
Tabela 7 – Velocidades do escoamento - 40% throttle	55
Tabela 8 – Velocidades do escoamento - 50% throttle	55
Tabela 9 – Sensibilidades dos microfones- testes Low-Noise (11/02/2022)	71
Tabela 10 – Sensibilidades dos microfones- testes WLE (18/08/2022)	72
Tabela 11 – Medidas - campanha 11/02/2022 (estatora Low-Noise)	72
Tabela 12 – Medidas - campanha 18/08/2022 (estatora WLE)	73

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANCF	Advanced Noise Control Fan
BPF	Blade Pass Frequency
DNL	Day-Night Average Sound Level
EESC	Escola de Engenharia de São Carlos
FFT	Fast Fourier Transform
ICAO	International Civil Aviation Organization
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PSD	Power Spectral Density
RSS	Rotor Stator Spacing
SDT	Source Diagnostic Test
SPL	Sound Pressure Level
STE	Serrated Trailing Edge
TDF	Transformada Discreta de Fourier
USP	Universidade de São Paulo
WLE	Wavy Leading Edge

SUMÁRIO

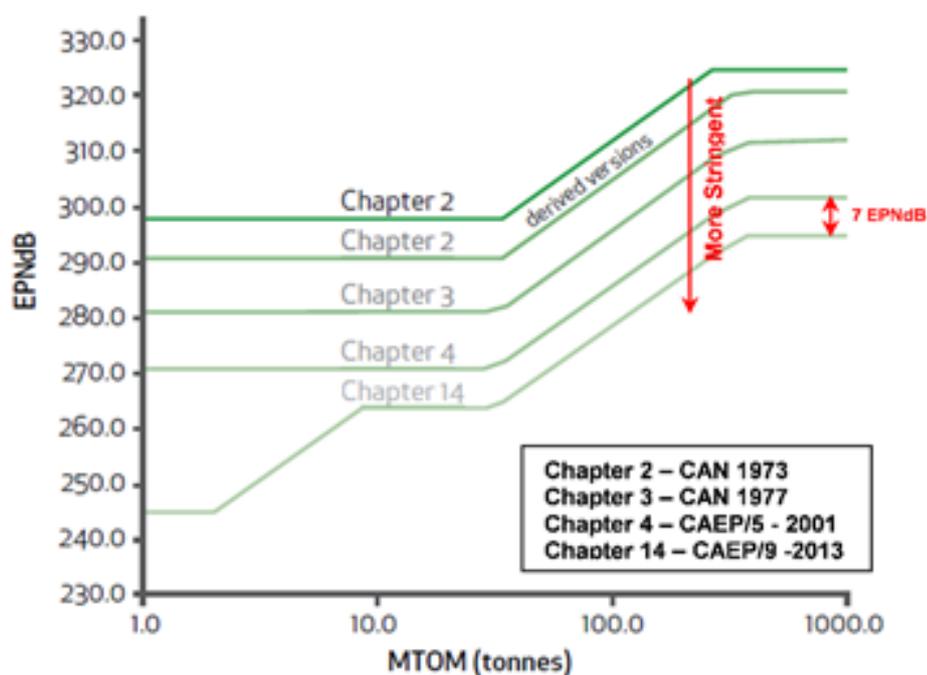
1	INTRODUÇÃO	21
1.1	RIG-FAN	22
1.1.1	SDT - Source Diagnostic Test	23
1.2	Ruído de interação Rotor/Estator	24
1.2.1	Ruído de Banda Larga	24
1.2.2	Ruído Tonal	25
1.2.3	Aeroacústica no duto	26
1.3	Bordo de ataque - Wavy Leading Edge (WLE)	29
1.4	Objetivos	34
1.4.1	Objetivos específicos	34
2	PROCESSAMENTO E ANÁLISE ESPECTRAL	35
2.1	Classificação dos sinais	35
2.2	Densidade Espectral de Potência - PSD	37
2.3	Welch: Estimador de Densidade Espectral de Potência	38
2.4	Análise do ruído	39
3	CONFIGURAÇÃO EXPERIMENTAL	41
3.1	Instalação no Rig-Fan e Instrumentação	41
3.2	Medições	45
3.3	Parâmetros geométricos das palhetas	46
4	ENSAIOS ACÚSTICOS	51
4.1	Estatora Low-Noise	52
4.2	Estatora Modificada - WLE	56
5	CONCLUSÃO	63
	REFERÊNCIAS	65
	APÊNDICES	69
	APÊNDICE A – DADOS RIG-FAN - SDT LOW NOISE	71
A.1	Dados dos microfones	71
A.2	Dados performance - Rig Fan	71
	ANEXO A – CORTE DA PÁ ORIGINAL LOW-NOISE	75

1 INTRODUÇÃO

O crescimento do transporte aéreo ao longo dos anos trouxe problemas ambientais como a emissão de ruído de aeronaves. Pessoas afetadas pela alta exposição de ruído em regiões de aeroportos podem ter maior probabilidade de problemas como a perda de audição, estresse, hipertensão e baixa produtividade, deteriorando assim sua qualidade de vida (ICAO, 2016).

Agências reguladoras como a ICAO (Internacional Civil Aviation Organization), têm determinado restrições nos níveis de ruído nas proximidades de aeroportos baseadas em medidas a serem seguidas, explorando o controle de pouso e decolagem das aeronaves, redução do ruído direto da fonte e procedimentos operacionais com restrição de operação. Com regulamentos mais rigorosos, a ICAO em 2014 adotou o padrão de seu capítulo 14 (Fig. 1) para aviões com massa inferior a 55 toneladas e será o principal padrão para ruído de jato subsônico e motores a hélice. Espera-se que o número de pessoas afetadas pelo ruído de aeronaves seja reduzido e que mais de um milhão de pessoas possam ser removidas do “Nível Sonoro Médio Diurno (DNL) de 55 dB em áreas afetadas” entre 2020 e 2036 (ICAO, 2016).

Figura 1: Progressão do padrão de ruído aeronáutico.



Fonte: ICAO (2016)

Uma das principais fontes de ruído no pouso e decolagem de uma aeronave é o motor, que produz ruído do tipo tonal e de banda larga. Entre os anos de 1940 a 1990 o mais comum entre as aeronaves era o motor à jato, que direciona toda massa de ar através de seus compressores, câmara de combustão e turbina, e com isso grande quantidade de ruído é gerado. Em 1970, motores turbofans foram introduzidos no mercado propondo uma melhor eficiência de combustível e menor emissão de ruído. Com a tecnologia de alto bypass - alta taxa de derivação - definida pela razão entre o fluxo de ar que passa pelo duto e o fluxo de ar que passa pelo centro do motor, as aeronaves tornaram-se mais silenciosas, pois com o aumento do bypass diminuiu-se a velocidade do jato. Com isso, novas fontes de ruído predominaram, como é o caso do ruído de fan (GLEGG; DEVENPORT, 2017).

No compressor axial de um turbofan, a função do rotor é gerar empuxo e impulsionar parte da massa de ar para dentro do motor, encontrando assim as pás da estatora, que direcionam o escoamento para o estágio de compressão, maximizando o empuxo. Nesse processo, a interação entre a esteira turbulenta do rotor com as pás da estatora é identificada como uma das principais fontes de ruído de banda larga, além do ruído tonal. As fontes sonoras localizadas no bordo de ataque do estator são consequências da turbulência gerada pelas lâminas do rotor (CUENCA, 2017).

Devido à tecnologia de alto by-pass, são agora necessárias tecnologias inovadoras para reduzir-se o ruído direto da fonte e entre elas está a Biomimética - área da ciência que estuda as propriedades da natureza para aplicá-las na tecnologia, como exemplo a invenção do avião que foi inspirada nas aves. Estudos inspirados no voo silencioso da coruja mostraram que a aplicação de certas propriedades naturais de suas asas são técnicas eficazes para redução de ruído aeronáutico (WANG et al., 2019).

O padrão serrilhado no bordo de ataque (Wavy Leading Edge) que tem origem nas características físicas das asas das corujas é uma das aplicações para reduzir a radiação sonora. A utilização dessas modificações geométricas depende de parâmetros como comprimento de onda (λ) e amplitude (A) do serrilhado, e se aplicados nas pás de um estator, reduzem o ruído de interação rotor-estator em uma ampla faixa de frequências (WANG et al., 2019; CHONG et al., 2015).

Para que seja possível os estudos e a realização de testes utilizando essa aplicação, analisaremos sua eficácia no conjunto rotor/estator de uma bancada Rig-Fan.

1.1 RIG-FAN

Túneis aeroacústicos são utilizados para o estudo experimental de motores de aeronaves, podendo ser de duto curto ou de duto longo. Uma das bancadas para testes aeroacústicos de duto longo e de baixa velocidade é o equipamento Rig-Fan, localizado no Laboratório de Aeronaves da Escola de Engenharia de São Carlos - EESC/USP (Fig. 2).

Figura 2: RIG-FAN da EESC/USP.



Fonte: [Cuenca \(2017\)](#)

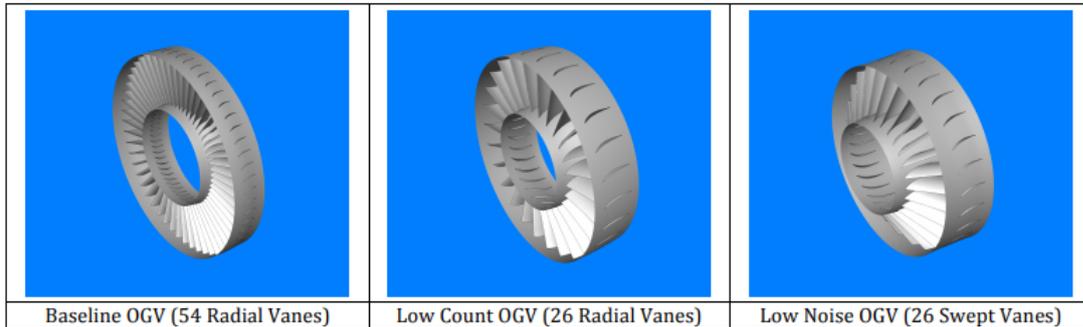
A bancada foi construída em 2015 com modelo em escala reduzida da configuração Advanced Noise Control Fan (ANCF) da NASA, no qual sua geometria do conjunto rotor/estator é composta por 16 e 14 pás respectivamente e seu duto com comprimento de 10 metros ([SUTLIFF, 2016](#)). Um novo conjunto de rotor/estator foi fabricado posteriormente para instalação, usando as geometrias do Source Diagnostic Test (SDT) também da NASA como referência ([NASA GLENN, 2016](#)). Esse teste experimental foi conduzido para identificar e caracterizar fontes de ruído no estágio de fan de motores turbofan.

1.1.1 SDT - Source Diagnostic Test

Estatores possuem pás não rotativas e têm como função direcionar o escoamento do ar para o estágio de compressão, aumentando assim sua pressão estática. Além disso, reduz o movimento de rotação do fluido proveniente do rotor, recuperando parte da energia transferida ao escoamento na forma de rotação ([GLEGG; DEVENPORT, 2017](#)). O espaçamento entre as pás tanto do rotor como do estator é dado pela razão entre sua circunferência ($2\pi r$) e sua quantidade de pás (n) ([VENTRES et al., 1982](#)).

A configuração SDT do fan possui rotor de 22 lâminas atingindo velocidades até 5000 rpm. O estator possui três geometrias distintas: baseline, low-count e low-noise (Fig. 3). O estator baseline possui 54 pás; a configuração low-count possui 26 pás com cordas maiores que da baseline, tendo o objetivo de reduzir o ruído de banda larga. Similar a low-count, a configuração low-noise foi projetada com enflechamento de 30 graus nas pás, com a finalidade de reduzir o ruído tonal e o de banda larga, sendo esse modelo o utilizado neste trabalho. Suas especificações estão na Tabela 2.

Figura 3: Geometrias do estator.



Fonte: [NASA Glenn \(2016\)](#)

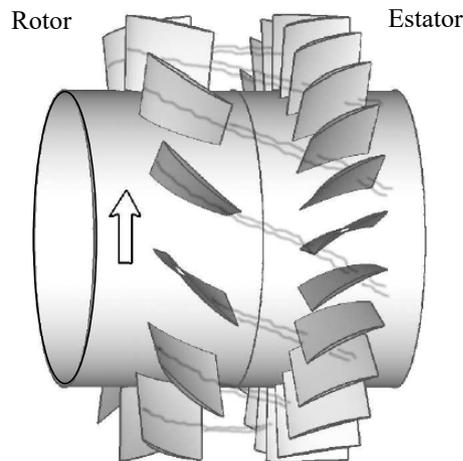
1.2 Ruído de interação Rotor/Estator

Lâminas rotativas emitem dois tipos de ruído. O primeiro é denominado tonal ou harmônico e é causado por fontes que se repetem exatamente durante cada rotação. O segundo é o ruído de banda larga, que é um sinal aleatório e não periódico causado pelo escoamento turbulento sobre as pás ([GLEGG; DEVENPORT, 2017](#)).

1.2.1 Ruído de Banda Larga

Tanto o rotor quanto o estator possuem fontes sonoras de tipo dipolo. O ruído de banda larga tem como característica em seu espectro uma ampla faixa de frequências e é gerado pelo escoamento turbulento, associado ao alto número de Reynolds, sendo que as principais fontes de turbulência são a camada limite da parede do duto e a esteira das lâminas do rotor ([SMITH, 1989](#)). A análise espectral de ruídos será discutida na seção 2. A esteira turbulenta é um importante contribuinte para o ruído produzido pelo estágio do fan. Quando este distúrbio interage com as palhetas do estator (Fig. 4), geram-se flutuações de pressão nas pás que produzem ruído tonal e de banda larga, conhecidos como ruído de interação rotor/estator ([OLAUSSON, 2011](#)). Esse ruído pode ser reduzido aumentando o espaçamento entre o rotor e o estator (RSS - Rotor/Stator Spacing), pois a turbulência da esteira do rotor estará suavizada quando atingir o estator ([CUENCA, 2017](#)).

Figura 4: Esteira do rotor.



Fonte: [Olausson \(2011\)](#)

Como consequência do aumento do RSS, a esteira terá menor déficit de velocidade ([CUENCA, 2017](#)). Além disso, temos também o aumento do peso do motor. Para que isso não ocorra, alguns parâmetros como inclinação e enflechamento das pás possibilitam os mesmos efeitos, evitando assim seu aumento de peso.

1.2.2 Ruído Tonal

O estator low-noise contribui para redução de ruído tonal, que é o ruído concentrado em uma parte estreita do espectro e que contém uma alta proporção de energia em uma única frequência. No estágio do fan, ele é produzido pela periodicidade da esteira do rotor e do estator, associado ao médio e baixo número de Reynolds. Este ruído contém picos proeminentes em múltiplos da frequência de passagem da lâmina (BPF - Blade Pass Frequency), taxa na qual as lâminas do rotor passam por uma posição fixa, causando assim a radiação sonora. Essa frequência é fundamental na interação rotor-estator ([VENTRES et al., 1982](#)).

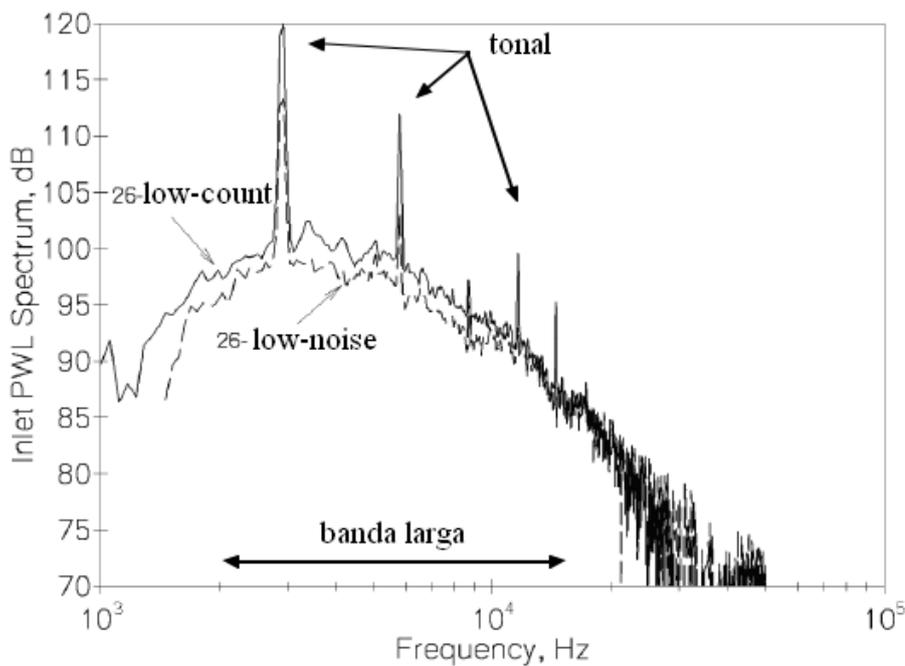
Tonais são excitados nos modos acústicos diretamente conectados ao número de pás do rotor e do estator ([MARTINEZ, 2018](#)). Além disso, normalmente são encontrados nas baixas frequências do espectro devido aos fans axiais operarem em baixas velocidades para uma melhor eficiência ([MUELLER, 2002](#)). No rotor SDT operando a 1000 rpm por exemplo, a frequência da primeira BPF possui aproximadamente 366 Hz.

De acordo com [Woodward et al. \(1999\)](#), a inclinação e o enflechamento das pás do estator (*lean / sweep*), podem gerar reduções significantes no ruído tonal, pois a ponta do estator resultará em uma distância maior do rotor. O enflechamento é o deslocamento axial

das pás com o raio do estator, tendo seu ângulo em direção ao escoamento. A inclinação é o ângulo na direção de rotação, definido como positivo quando oposto à direção de rotação do fan.

Nallasamy et al. (2002) utilizaram código RANS para prever os espectros do ruído de banda larga da esteira turbulenta de um rotor SDT. Foi verificado que o enflechamento da palheta (modelo low-noise) resulta em uma redução substancial nos níveis de ruído tonal em comparação com a configuração da palheta radial (low-count). O espectro medido em condição de aproximação operando em altas velocidades (Fig. 5) possui uma pequena redução nesse nível de ruído em baixas frequências (abaixo de 10 kHz).

Figura 5: Espectro do ruído das configurações low-count e low-noise.



Fonte: adaptado de Nallasamy et al. (2002)

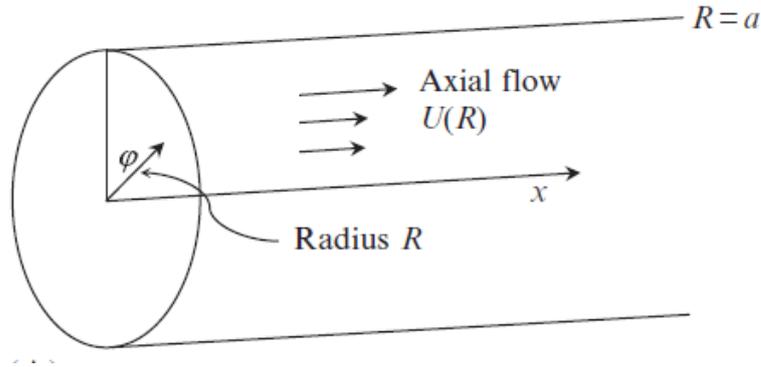
1.2.3 Aeroacústica no duto

Túneis de duto longo apresentam em seus ambientes cilíndricos um efeito gerado por ondas sonoras quando são refletidas e sua variação na seção transversal pode impactar a propagação dessas ondas acústicas (CUENCA, 2017). Essas ondas se propagam linearmente ao longo do duto antes de irradiar para o campo distante (*far field*), e apenas certos modos em determinada frequência se propagam (GLEGG; DEVENPORT, 2017). Quando o comprimento de onda é grande suficiente quando comparado ao diâmetro do duto, os modos acústicos transversais podem ser desprezados, existindo apenas a propagação longitudinal (LAU, 2007). Os modos são frequências que ressoam no interior ou quando o comprimento

da onda sonora é proporcional à dimensão (diâmetro) do duto. Analiticamente, os modos são as soluções da equação de onda.

Em baixos números de Mach, as escalas de comprimento das ondas acústicas são maiores e com menor energia do que as turbulentas que geram o som. Quando tratamos de geração de ruído as equações de onda são não-homogêneas (GLEGG; DEVENPORT, 2017).

Figura 6: Duto cilíndrico



Fonte: adaptado de Glegg e Devenport (2017)

Assumindo uma propagação linear ao longo do duto devido às baixas velocidades do fluxo e do rotor, a equação de Goldstein descreve a propagação das ondas acústicas em função das coordenadas cilíndricas do duto (R , φ , x) e da velocidade potencial (ϕ) (GLEGG; DEVENPORT, 2017):

$$\frac{1}{c_\infty^2} \frac{D_\infty^2 \phi}{Dt^2} - \frac{\partial^2 \phi}{\partial x^2} - \frac{1}{R^2} \frac{\partial^2 \phi}{\partial \varphi^2} - \frac{1}{R} \frac{\partial}{\partial R} \left(R \frac{\partial \phi}{\partial R} \right) = 0 \quad (1.1)$$

Para resolver a equação é necessário que o campo sonoro seja periódico na direção azimutal, então expandimos o potencial em uma série de Fourier:

$$\phi(R, \varphi, x, t) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \hat{\phi}_m(R, x) e^{-i\omega t - im\varphi} \quad (1.2)$$

simplificando temos a equação que descreve a propagação da onda em dutos cilíndricos:

$$\left(k^2 - \frac{m^2}{R^2} \right) \hat{\phi}_m + 2ikM \frac{\partial \hat{\phi}_m}{\partial x} + (1 - M^2) \frac{\partial^2 \hat{\phi}_m}{\partial x^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial}{\partial R} \left(R \frac{\partial \hat{\phi}_m}{\partial R} \right) = 0 \quad (1.3)$$

onde $M = U/c_\infty$ é o número de Mach do fluxo axial. A solução desta equação depende das condições de contorno impostas. Essas ondas são absorvidas pela terminação anecóica do duto, atenuando assim sua reflexão na saída (CUENCA, 2017).

Uma analogia acústica para cálculo do ruído gerado por escoamentos turbulentos é a Analogia de Lighthill que é baseada nas equações da conservação do momento e da massa:

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t^2} - c_\infty^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j}, \quad (1.4)$$

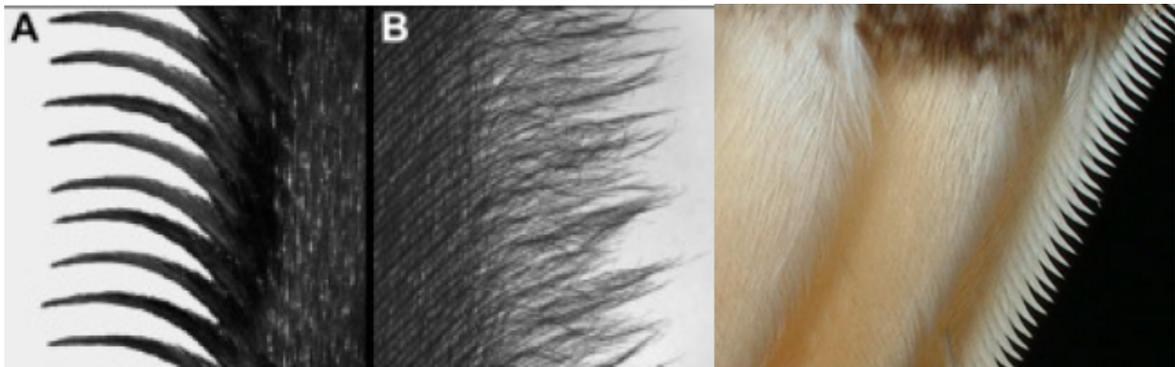
$$T_{ij} = \rho v_i v_j + (p - p_\infty) \delta_{ij} - (\rho - \rho_\infty) c_\infty^2 \delta_{ij} - \sigma_{ij} \quad (1.5)$$

O lado direito da equação 1.4 representa o termo fonte, sendo diferente de zero apenas nas regiões de turbulência. A equação 1.5 é conhecida como o tensor de tensões de Lighthill, que modela numericamente fontes acústicas do tipo quadrupolo (presentes em turbulência livre em jatos, esteiras e camada-limite) (WOLF; MIOTTO, 2017). O tensor de Lighthill depende apenas do tensor de tensões ($\rho v_i v_j$), da velocidade do som e das forças viscosas (σ_{ij}) (GLEGG; DEVENPORT, 2017).

1.3 Bordo de ataque - Wavy Leading Edge (WLE)

Uma das formas de reduzir-se ambas emissões de ruído tonal e de banda larga, é a utilização dos padrões inspirados nas asas de corujas e aplicados em perfis aerodinâmicos para uma melhor performance aeroacústica. O que torna seu voo silencioso são as penas serrilhadas no bordo de ataque de suas asas e as franjas no bordo de fuga (Fig. 7). Vários estudos demonstraram que ao aplicar esse tipo de padrão em perfis aerodinâmicos, reduções significantes de ruído são alcançadas (WANG et al., 2019). Para redução, a utilização dessas modificações depende de parâmetros como comprimento de onda (λ) e amplitude (A) do padrão escolhido. Além do formato tipo serrilha, padrões de ondulação também são considerados para o bordo de ataque de aerofólios.

Figura 7: Características físicas da asa da coruja



Fonte: Wang et al. (2019)

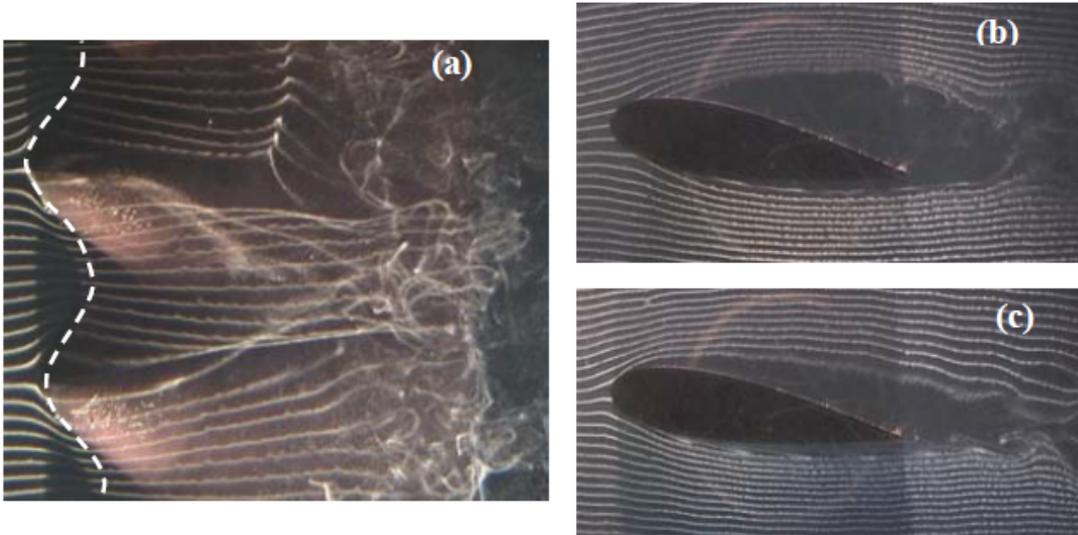
Essas características fazem diminuir gradualmente o escoamento através das serrilhas e sobre a superfície superior de um perfil, suavizando o gradiente de pressão local. Com o uso do padrão serrilhado, geram-se vórtices no sentido da corda que interrompem o caráter periódico da esteira turbulenta, fazendo com que a separação da camada limite ocorra de forma suavizada e, assim, reduz a emissão de ruídos associados (HOWE, 1991).

Hansen, Kelso e Doolan (2010) descreveram o mecanismo de redução de ruído tonal em aerofólios utilizando serrilhas em seu bordo de ataque, demonstrando experimentalmente os efeitos gerados no escoamento por meio de um túnel de água de seção transversal usando a técnica de visualização com bolhas de hidrogênio (Fig. 8). O efeito das serrilhas altera a estabilidade da camada limite, iniciando a sua separação a partir dos vales do perfil serrilhado (Fig. 8. b e c). Os testes resultaram em uma redução de ruído tonal na faixa de frequência até 2.5 kHz, com as serrilhas de menor comprimento de onda e maior amplitude sendo as mais eficazes na eliminação de tonais em $\alpha=5^\circ$.

A pressão ao longo do comprimento do perfil é uniforme enquanto varia ao longo da corda, sendo maior nos picos do que nos vales, além de atrasar a separação do fluxo no

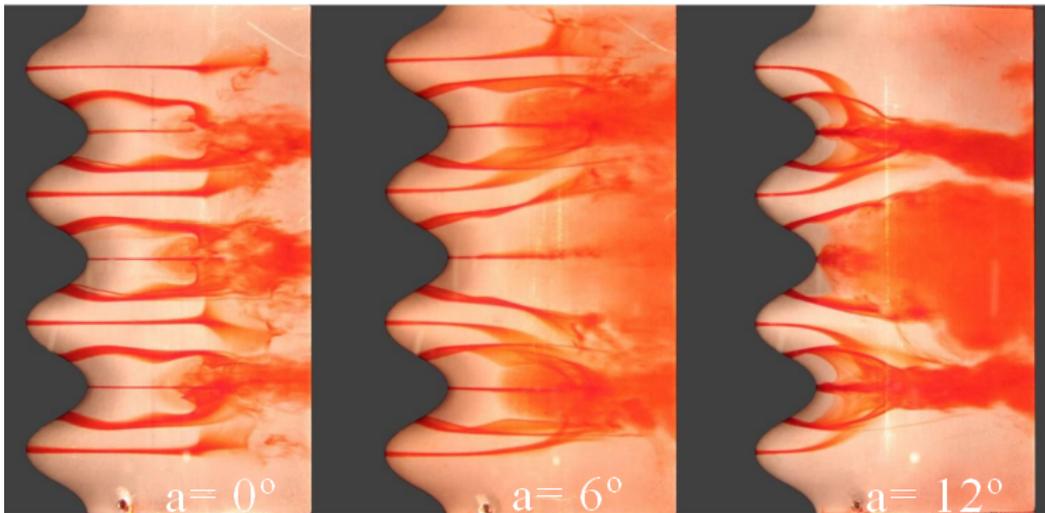
bordo de ataque quando aumenta-se o ângulo de ataque (Fig. 9).

Figura 8: Visualização do escoamento nas serrilhas



Fonte: Hansen, Kelso e Doolan (2010)

Figura 9: Visualização do escoamento com corante



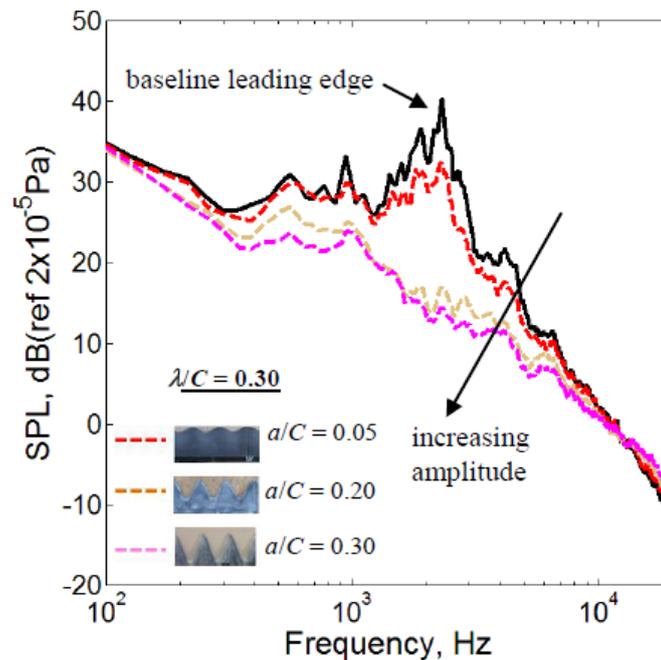
Fonte: Custodio (2007)

Chong et al. (2015) realizaram um estudo com 12 diferentes bordos de ataque ondulados em um perfil NACA 651210 e verificaram uma redução significativa na instabilidade do ruído tonal de até 12 dB nos perfis com menor comprimento de onda e maior amplitude.

Também foi verificado uma maior redução do ruído de interação turbulência/bordo de ataque em amplitudes maiores e com ângulo de ataque em 0° e levemente acima de 0° .

A amplitude (A) do padrão é o parâmetro chave para reduzir o ruído de banda larga, pois a potência sonora é reduzida com o aumento de A , sendo menos sensível ao comprimento de onda λ (CHONG et al., 2015). Além disso, quando λ das ondulações diminui, a redução de ruído é maior nas frequências baixas e médias, enquanto menor em frequências mais altas. Caso esse parâmetro seja grande o suficiente, pode ocorrer um aumento do ruído em altas frequências (WANG et al., 2019). Isto pode ser analisado na Figura 10.

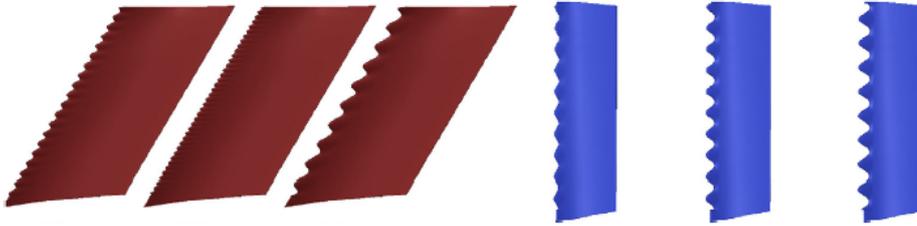
Figura 10: Representação dos níveis de ruído da variação das amplitudes do bordo de ataque ondulado (WLE).



Fonte: Chong et al. (2015)

Casalino et al. (2019) realizaram simulações numéricas em PowerFLOW para seis geometrias diferentes no bordo de ataque das pás do estator, três para a configuração low-noise e três para a baseline (Fig. 11). Foi utilizado o modelo numérico do SDT como referência. Os parâmetros de λ e A foram baseados nas escalas integrais das flutuações turbulentas. Reduções de ruído em campo distante entre 0.75 e 1.5dB foram obtidas para as maiores configurações de λ e A dos modelos baseline, que são grandes o suficiente em comparação com as escalas integrais de flutuações de turbulência.

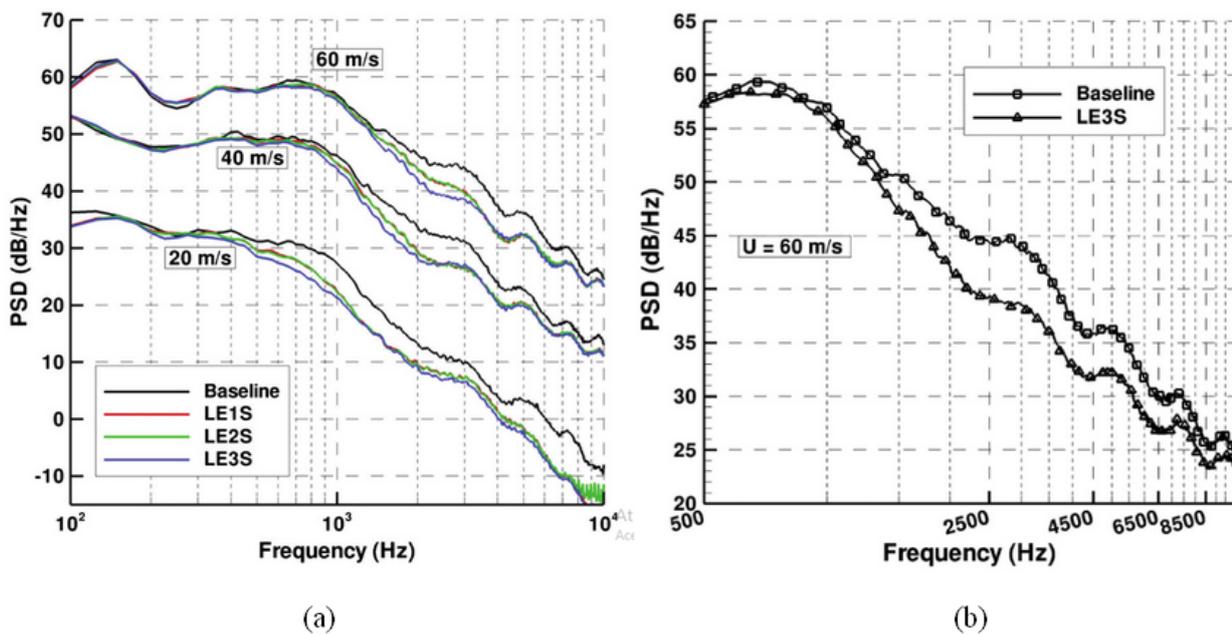
Figura 11: Bordo de ataque ondulado (WLE).



Fonte: Casalino et al. (2019)

Clair et al. (2013) também estudaram os efeitos acústicos de três modelos de bordo de ataque ondulado no aerofólio NACA 651210 para redução do ruído de interação com turbofan. Em altas velocidades do escoamento, as ondulações se comportavam como um filtro passa-baixa, pois foram mais eficientes acima de 1000 Hz. Eles demonstraram uma redução de cerca de 3 a 4 dB sem alterar o desempenho aerodinâmico e suas configurações testadas tiveram melhor desempenho com o modelo LE3S (Fig. 12.b), modelo de maior amplitude, porém em baixas velocidades do escoamento (20m/s) cerca de 4 dB foram reduzidos. A maior redução de ruído foi de cerca de 6 dB a 3 kHz.

Figura 12: Redução de ruído em modelos com WLE. a) Modelos testados com diferentes geometrias; b) Modelo com maior amplitude.



Fonte: Clair et al. (2013)

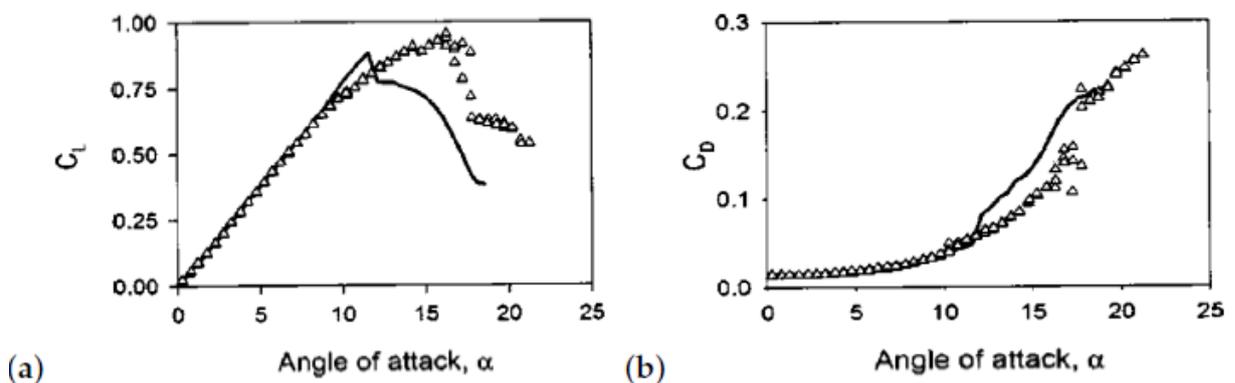
Não existem valores exatos desses parâmetros para se obter uma melhor redução do ruído, porém sabe-se que o valor máximo para as amplitudes é quando $A/\delta > 0.5$, onde δ é a espessura da camada limite. Abaixo disso, as serrilhas são ineficientes para atenuar a radiação de ruído, uma vez que os vórtices na camada limite são grandes para serem influenciados por uma pequena amplitude (GRUBER; JOSEPH; CHONG, 2011).

Também foi notado por Soderman (1973) que as serrilhas são mais efetivas em velocidades mais baixas em rotores: até 10 dB de redução de ruído para o rotor de grande escala a 500rpm e redução de 8.5 dB para o rotor de pequena escala a 840rpm. Além disso, o ruído de banda larga de alta frequência foi reduzido com pouco efeito em relação ao ruído em baixas frequências.

Todos os estudos mostraram que as reduções de ruído eram menos sensíveis ao comprimento de onda do padrão do que à amplitude. As reduções significativas estavam na faixa de frequências baixa a média (500 Hz a 6 kHz), e reduções insignificantes foram encontradas abaixo de 500 Hz.

Em relação à performance aerodinâmica, esse padrão de geometria ondulada é inspirado nas nadadeiras da baleia jubarte, e se aplicados em um aerofólio faz com que retarde a ocorrência do estol aumentando a sustentação em altos ângulos de ataque. Miklosovic et al. (2004) investigaram experimentalmente o efeito desse bordo de ataque no desempenho de um modelo 3D de uma nadadeira e obtiveram como resultado o aumento do ângulo de estol de $\alpha = 12^\circ$ para 16.3° e o coeficiente de sustentação em 6% (Fig. 13).

Figura 13: Coeficientes de sustentação e arrasto para um perfil baseline (linhas sólidas) e com ondulações (triângulos).



Fonte: Miklosovic et al. (2004)

1.4 Objetivos

Até o momento, não há registros da análise espectral do ruído com a estatora Low-Noise na bancada Rig-Fan da EESC/USP. Este estudo exploratório teve como objetivo fazer os ensaios experimentais com essa configuração de geometria e desenvolver um novo modelo aplicando o padrão serrilhado no bordo de ataque de suas pás para redução do ruído de interação rotor/estator. Posteriormente, os resultados foram comparados e realizada a análise dos efeitos gerados.

1.4.1 Objetivos específicos

1. Definir as propriedades geométricas adequadas para o novo modelo;
2. Obter o espectro do ruído do fan com a estatora Low-Noise;
3. Analisar a variação no ruído gerado pelo uso de WLE nas pás de uma estatora.

2 PROCESSAMENTO E ANÁLISE ESPECTRAL

As medidas acústicas realizadas pela instrumentação do Rig referem-se à potência do ruído, portanto é necessário realizar conversões e processamento de dados para obter o tipo de sinal desejado. A análise é realizada convertendo-se o sinal dos microfones para o domínio da frequência, para assim obtermos seu espectro em SPL (Sound Pressure Level).

Microfones respondem a flutuações de pressão, convertendo-as em sinais eletrônicos (GLEGG; DEVENPORT, 2017). Esses sinais chegam ao sistema de aquisição e uma série temporal deve ser gravada. Sinais definidos apenas em determinados instantes de tempo são chamados de sinais de tempo discreto e irão transmitir informações na forma digital sobre o comportamento do ruído gerado (OPPENHEIM; SCHAFER, 2013).

O sinal é discretizado a uma determinada taxa de aquisição de 52.1k a 104.2k amostras por segundo (CUENCA, 2017). No entanto, é necessária a utilização das Transformadas Discretas de Fourier (TDF), ferramenta empregada em processamento de sinais (sons e imagens) e que decompõe a função temporal em um espectro de frequências (OPPENHEIM; SCHAFER, 2013).

No processo de utilização das TDF, a representação é feita utilizando um estimador de Densidade Espectral de Potência (PSD) para a potência do sinal em cada frequência e assim obter o espectro SPL.

2.1 Classificação dos sinais

Sinais podem ser classificados como contínuos ou discretos (Tab. 1). Um sinal contínuo possui amplitudes em qualquer instante de tempo ($t \in R$), diferente do sinal discreto em que as amplitudes estão somente em instantes inteiros do tempo ($t \in Z$). Além disso, sinais discretos são limitados em número de amostras, intervalo de amostragem e resolução. Para a análise espectral, é necessário que tenhamos o sinal discretizado, pois conseguimos observar suas amplitudes em cada faixa de frequência (OPPENHEIM; SCHAFER, 2013).

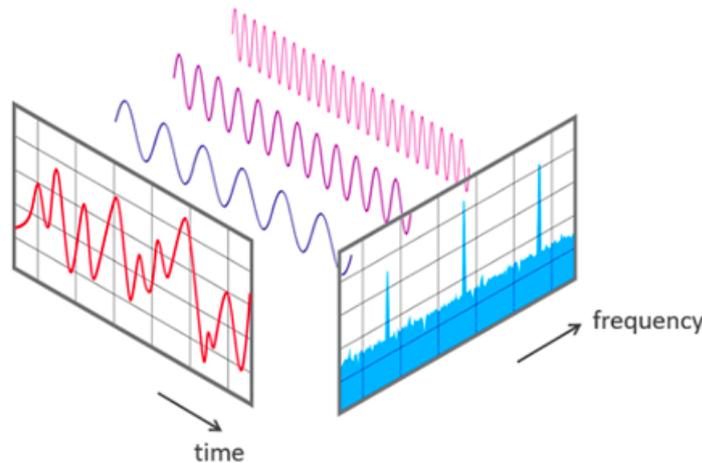
Tabela 1: Classificação dos sinais

contínuo e periódico	Série de Fourier
contínuo e não-periódico	Transformada de Fourier
discreto e periódico	Transformada Discreta de Fourier
discreto e não-periódico	Transformada de Fourier de Tempo Discreto

Fonte: Autor

A Transformada Discreta de Fourier (TDF) é uma ferramenta matemática para sinais discretos e periódicos, porém o ruído é caracterizado por ser um sinal estocástico, pois é do tipo aleatório, ou seja, não representa periodicidade e não pode ser predito no tempo. Podemos caracterizá-lo no domínio do tempo e da frequência (Fig. 14) e para isso utilizamos as ferramentas das transformadas de Fourier (NOCETI, 2002; OPPENHEIM; SCHAFER, 2013).

Figura 14: Representação do sinal em diferentes domínios.



Fonte: NTI (2020)

Sinais aleatórios possuem propriedades estatísticas e portanto seus comportamentos são estimados a partir das quantidades de valor médio (média), desvio padrão, função densidade de probabilidade, densidade espectral de potência e função de autocorrelação (SOARES, 2016).

Sinais digitais são aqueles para os quais tanto o tempo quanto a amplitude são discretos (OPPENHEIM; SCHAFER, 2013). Para eles devemos utilizar a Transformada de Fourier de Tempo Discreto (TFTD), que é a transformada de uma série finita de sinais discretos e de energia finita, utilizada na análise espectral de sinais, podendo ser definida como (MOSES; STOICA, 2005):

$$Y(w) = \sum_{t=-\infty}^{\infty} y(t)e^{-i\omega t} \quad (2.1)$$

Que corresponde à soma das amostras temporais ponderadas pelo operador de rotação angular ($e^{-i\omega t}$) de mesma ordem n da amostra (DECKMANN; POMILIO, 2010). Sua transformada inversa, ou seja, do domínio da frequência para o domínio do tempo, é

dada por:

$$y(t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\pi}^{\pi} Y(\omega) e^{i\omega t} d\omega \quad (2.2)$$

Para resolução das equações acima, é utilizado o algoritmo FFT do inglês *Fast Fourier Transform* - Transformada de Fourier Rápida, que permite reduzir o número de operações para $N \log_2 N$, sendo eficiente na implementação computacional da TFD e para a redução do tempo de processamento.

Devemos lembrar que sinais aleatórios não possuem energia finita e portanto não podemos utilizar as TTFD. Para isso, utilizamos a função Densidade Espectral de Potência média.

2.2 Densidade Espectral de Potência - PSD

Sinais também podem ser caracterizados por sua energia, sendo infinita ou não. Sinais de energia possuem potência média igual a zero e contêm energia finita, definido por sua Densidade Espectral de Energia (NOCETI, 2002). O espectro de energia do sinal, que é obtido utilizando a função de correlação, demonstra que a TFD da correlação do sinal é a mesma que sua função densidade espectral de energia:

$$S(\omega) = |Y(\omega)|^2 \quad (2.3)$$

O ruído é caracterizado no domínio da frequência por meio da função Densidade Espectral de Potência (PSD). A caracterização por PSD é obtida apenas pela sua média, pois sinais aleatórios não possuem energia finita, mas apenas potência média finita (MOSES; STOICA, 2005). Sua função $S_x(\omega)$ define a "densidade de potência por unidade de banda em função da frequência (potência média por unidade de banda) do sinal" (NOCETI, 2002).

A densidade espectral de potência é definida como a TTFD da sequência de covariância (MOSES; STOICA, 2005):

$$\phi(\omega) = \sum_{k=-\infty}^{\infty} r(k) e^{-i\omega k} \quad (2.4)$$

com $r(k) = E\{y(t)y^*(t-k)\}$, que relaciona o sinal em tempo discreto $y(t)$ com o operador de expectativa E . Outra hipótese é assumir média zero para o sinal, ou seja, $E\{y(t)\} = 0, \forall t$.

Análises na variação do ruído gerado pela alteração dos parâmetros geométricos de um aerofólio podem ser vistas no gráfico da Figura 12, em que a PSD é distribuída ao longo das frequências.

A estimação clássica da PSD não parametriza o espectro do sinal. Métodos diretos são conhecidos por periodogramas, que determinam possíveis periodicidades na série temporal de sinais aleatórios. Assim, o Método do Periodograma (eq. 2.5) é derivado da PSD quando a sequência de covariância $r(k)$ decai rapidamente (tendendo a zero) (MOSES; STOICA, 2005):

$$\phi_p(\omega) = \frac{1}{N} \left| \sum_{t=1}^N y(t) e^{-i\omega t} \right|^2 \quad (2.5)$$

Também é possível determinar sinais periódicos por meio da Autocorrelação, baseada na equação 2.4 e formulada como:

$$\phi_c(\omega) = \sum_{k=-(N-1)}^{N-1} r(k) e^{-i\omega k} \quad (2.6)$$

Por outro lado, esses métodos são imprecisos e interferem na relação entre a quantidade de amostras e o resultado estimado. O baixo desempenho desses métodos é devido a sua alta variância, portanto para estimar a PSD é necessária a aplicação de um algoritmo FFT baseado no estimador de Welch, que foi desenvolvido para resolver esse problema.

2.3 Welch: Estimador de Densidade Espectral de Potência

O estimador de Welch é um método de periodogramas utilizado para determinar a PSD que "permite a sobreposição dos segmentos de dados, passando cada segmento por uma janela." (MARCHI et al., 2016). Essa sobreposição utilizando a janela de Hanning é de 50% entre os segmentos sucessivos. A aplicação de janelas determina a resolução do estimador e serve para minimizar os efeitos de "leakage". Com a sobreposição é possível obter uma redução na variância do PSD estimado, sendo a variância inversamente proporcional a quantidade de segmentos (MOSES; STOICA, 2005).

A estimativa da PSD é determinada pela média dos periodogramas (MOSES; STOICA, 2005):

$$\phi_w(\omega) = \frac{1}{S} \sum_{j=1}^S \phi_j(\omega) \quad (2.7)$$

Os dados de entrada (x) são utilizados no comando do MatLab $[P_{xx}, f] = pwelch(x)$, com p_{xx} sendo a densidade espectral de potência. O sinal (x) é segmentado em oito seções de igual comprimento, cada uma com 50% de sobreposição. As unidades da estimativa da PSD são as mesmas dos dados da série temporal ao quadrado por unidade de frequência (SCHMID, 2012).

```
[pxx,f] = pwelch(x, window, noverlap, f, fs)
```

A função *pwelch* inclui todas essas funcionalidades citadas até aqui, tendo em seu argumento os dados de entrada, o janelamento, sobreposição, frequência e taxa de amostragem.

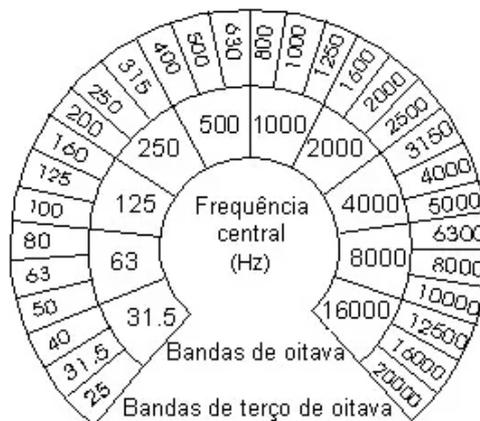
2.4 Análise do ruído

A análise do ruído é feita por meio dos dados mais adequados no domínio da frequência, que são os Níveis de Pressão Sonora (SPL). O Nível de Pressão Sonora é uma escala em decibéis (dB) usada na medição do som, devido a sensibilidade do ouvido humano ser logarítmica, que responde às flutuações de pressão das ondas sonoras para causar a sensação de audição. A pressão sonora de referência é normalmente dada como o limiar da audição humana.

$$SPL = 10 \log_{10} \left(\frac{p^2}{p_{ref}^2} \right), \quad (2.8)$$

onde p^2 é a PSD estimada e a pressão de referência $p_{ref} = 20 \mu Pa$, que é a menor perturbação de pressão que o ouvido humano pode ouvir a 1000 Hz de frequência, possuindo sensibilidade de 20 a 20 kHz. A figura 15 detalha as bandas de frequência - oitava e 1/3 de oitava.

Figura 15: Bandas de frequência



Fonte: RBF.

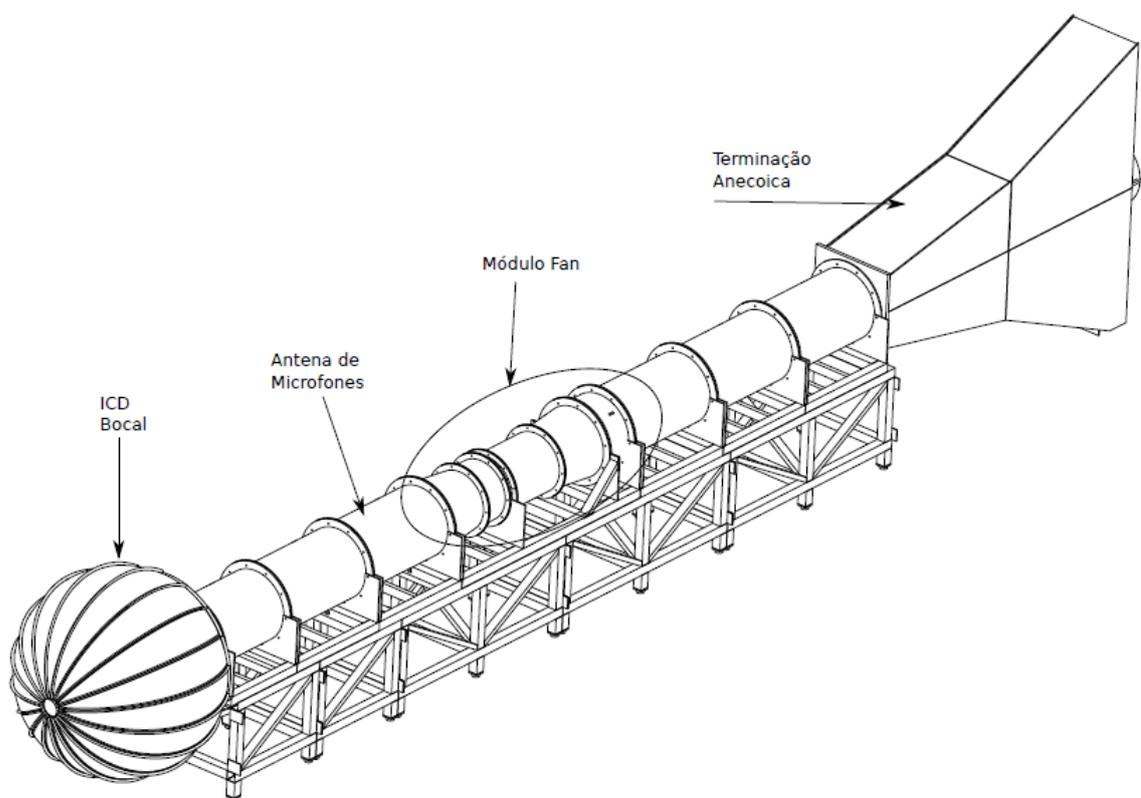
A comparação do ruído pode ser realizada examinando os espectros SPL das medições acústicas da emissão de ruído de um perfil baseline com um novo modelo

geométrico. Por meio desses espectros é possível observar tanto o ruído tonal quanto o de banda larga. Uma melhor apresentação da redução de ruído pode ser dada pelo Δ SPL, em que valores positivos de Δ SPL indicam redução de ruído e vice-versa (CHONG et al., 2015). Como exemplo, podem ser observados na figura 10 os resultados do trabalho de Chong et al. (2015) em escala SPL com a redução de ruído do aerofólio utilizando diferentes geometrias sinusoidais em seu bordo de ataque.

3 CONFIGURAÇÃO EXPERIMENTAL

O esquema da bancada Rig-Fan da EESC/USP com seus componentes pode ser observado na Figura 16. As especificações do conjunto SDT e da nova geometria das pás da estatora utilizada serão descritas a seguir.

Figura 16: Esquema Rig-Fan



Fonte: Cuenca (2017)

3.1 Instalação no Rig-Fan e Instrumentação

As especificações para a realização dos testes levam em consideração a geometria da estatora (Tab. 2), em que suas palhetas possuem enflechamento de 30° no bordo de ataque (Fig. 18), a velocidade do fan, configuração do bocal de entrada do duto, área de exaustão e a instrumentação aeroacústica. A configuração Low-Noise pode ser observada na Figura 17.

Tabela 2: Especificações Estatora Low-Noise

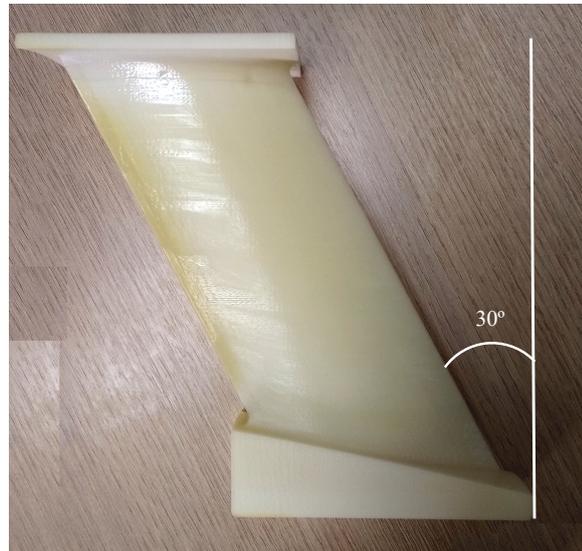
Especificação	Dimensão
Diâmetro interno duto	600 mm
Corda da pá	85 mm
Span	168 mm
Torção	62% C_0
Diedro	5.13°
AÔA	9° - 13°

Fonte: Autor

Figura 17: Estatora Low-Noise



Figura 18: Palheta enflechada



Fonte: Autor

No bocal de entrada do duto, há uma Inlet Control Device (ICD) para uniformizar o escoamento e reduzir níveis de turbulência, permitindo que fiquem mais próximas de condições reais. De acordo com trabalhos anteriores ([Martinez \(2018\)](#), [Castelucci \(2020\)](#)), não foram encontradas diferenças significativas no desempenho do Rig-Fan com o uso do dispositivo de entrada (ICD).

Para o controle de vazão, uma *throttle* seguida da norma ISO-5136 foi adicionada para controle de vazão, podendo restringir sua área de saída em até 70%. Sua função é reduzir a velocidade axial do escoamento no duto, o que proporciona menores níveis de ruído de banda larga ([CUENCA, 2017](#)).

Figura 19: Throttle



Fonte: Autor

O rotor do conjunto SDT (Fig. 20) possui 22 lâminas podendo atingir velocidade de até 5000 rpm (que representa um Mach de até 0.15), sendo acionado por um motor elétrico HVH250-115D de 100hp.

Figura 20: Fan SDT

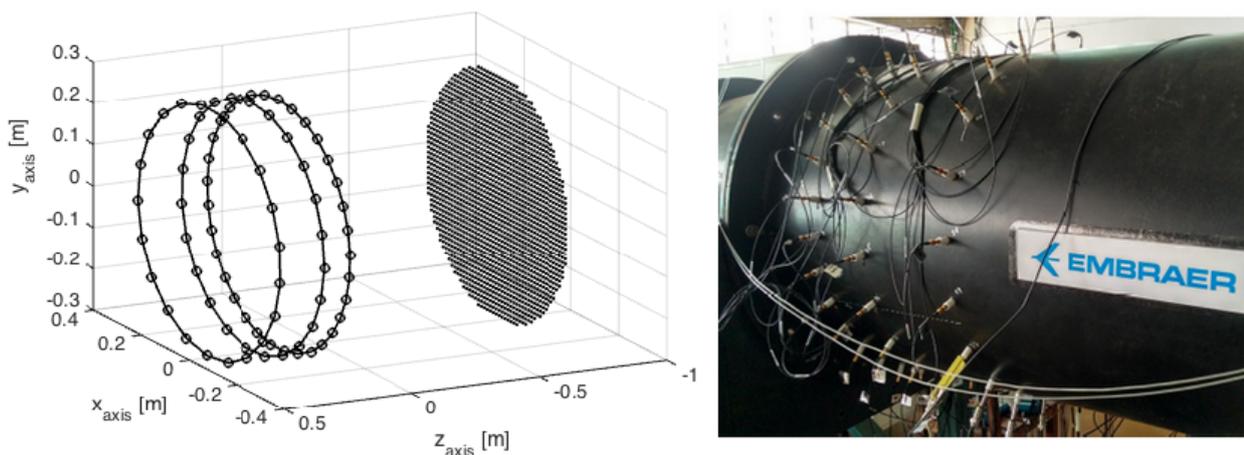


Fonte: [Martinez \(2018\)](#)

Para absorção do ruído que se propaga no duto, é utilizada uma terminação anecóica para que não ocorra reflexão das ondas sonoras nas antenas dos microfones. Na

instrumentação aeroacústica o Rig-Fan possui microfones tipo condensador de modelo G.R.A.S 40PH-S2 $\phi 7\text{mm}$ de alta precisão na faixa de frequências de 20 Hz a 20 kHz. Eles estão distribuídos em três anéis com 33, 23 e 21 microfones respectivamente (Fig. 21). O posicionamento e quantidade de microfones são importantes no momento de aquisição de dados acústicos. As distâncias e ângulos entre os microfones devem ser registrados usando um sistema de coordenadas adequado e sua directividade deve ser considerada (MUELLER, 2002).

Figura 21: Antena de microfones



Fonte: Caldas (2016)

O sistema de aquisição é composto por uma placa NI PXI-1042Q (Fig. 22) e a obtenção dos dados é realizada pelo cDAQ em um programa LabView no computador da bancada. Para medições aerodinâmicas, um tubo de pitot e um micromanômetro TSI modelo 8705 DP-Calc com precisão de 1% são utilizados. Além disso, é utilizada uma estação meteorológica para registro dos dados sobre pressão e umidade para cálculo da densidade e velocidade do escoamento.

Figura 22: Placa de aquisição



Fonte: [Martinez \(2018\)](#)

Durante a realização dos testes com a estatora Low-Noise foram seguidas as seguintes operações na bancada (Tab. 3):

Tabela 3: Operações para testes

Parâmetro	Especificação
Velocidade	800 : 200 : 1800
Throttle	0%, 25%, 40%, 50%

Fonte: Autor

3.2 Medições

Durante os experimentos utiliza-se o tubo de Pitot de forma transversal no centro do duto para medições de pressão dinâmica. Com a estação meteorológica é possível obter a pressão ambiente (p_a), temperatura ambiente (T_a) e umidade (h_a), que permitem calcular certas propriedades aerodinâmicas (ISO; STANDARD, 2007).

A velocidade do escoamento no duto não excede o número Mach de referência para faixa de operação no fan, podendo ser considerada baixa para desprezar sua influência nas medidas de pressão, temperatura e densidade (fluxo incompressível). Abaixo de um Mach 0,15 a diferença entre a pressão de estagnação e a pressão total é muito pequena e com a mesma temperatura ao longo do duto (MARTINEZ, 2018).

A temperatura para cada medição deve ser expressa em Kelvin:

$$\theta_a = T_a + 273.15 \quad (3.1)$$

A densidade ambiente do ar, em kg/m^3 , pode ser obtida a partir da pressão ambiente, temperatura e constante do gás para o ar:

$$\rho_a = \frac{p_a}{287\theta_a} \quad (3.2)$$

Com isso, podemos obter a velocidade do escoamento no duto por meio da pressão dinâmica:

$$p_d = \rho_a \frac{V^2}{2} \quad (3.3)$$

A precisão da temperatura é de ± 1 °C, que são superiores a $\pm 0,2\%$ e $\pm 0,5$ °C recomendados pela norma. A precisão da pressão ambiente é de 1,5 hPa, o que corresponde a $\pm 0,16\%$ do fundo de escala.

As incertezas das medidas (x) são calculadas com base na raiz quadrada média das variáveis independentes $P=P(x_1, x_2, x_n..)$ como pressão ambiente, pressão dinâmica e temperatura, sendo δx a incerteza de cada medida e considerando-se a precisão dos instrumentos utilizados (WHITE, 2011):

$$\delta P = \left[\left(\frac{\delta P}{\delta x_1} \delta x_1 \right)^2 + \left(\frac{\delta P}{\delta x_2} \delta x_2 \right)^2 + \dots + \left(\frac{\delta P}{\delta x_n} \delta x_n \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3.4)$$

3.3 Parâmetros geométricos das palhetas

O novo modelo das pás com geometria modificada foi projetado adicionando serrilhas em seu bordo de ataque, conforme as características descritas na Tabela 4 que foram estudadas nas literaturas de Chong et al. (2015), Clair et al. (2013), Wang et al. (2019). O valor de λ foi escolhido de forma a não ser pequeno o suficiente para aumentar consideravelmente o ruído em altas frequências (acima de 6 kHz) e nem grande a ponto de ser maior que A . De acordo com Howe (1991), a razão dos parâmetros do padrão serrilhado deve ser $A/\lambda > 1$. Pela constatação de trabalhos anteriores, foram definidas as seguintes características geométricas em função do tamanho da corda da pá:

Tabela 4: Parâmetros bordo de ataque

Modelo	λ (% C_0)	A (% C_0)	A/λ
WLE	15	20	1,33

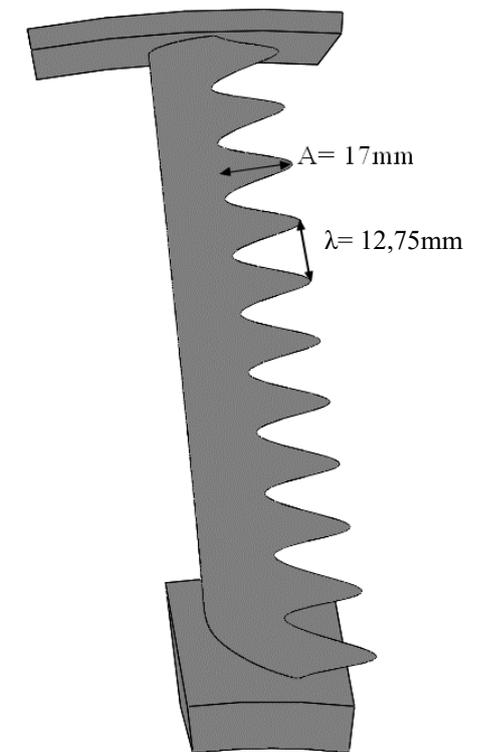
Fonte: Autor

Segundo os estudos sobre os mecanismos de redução de ruído de aerofólios com WLE de Wang, Liu e Li (2021) e Narayanan et al. (2015), o parâmetro das curvas é definido pela seguinte equação:

$$c(s) = c_0 + A \cdot \text{sen} \left(\frac{2\pi s}{\lambda} \right), \quad (3.5)$$

Assim, as coordenadas do perfil original com bordo de ataque reto são modificadas de acordo com as medidas da corda (c) e do span (s). A coordenada da amplitude é esticada ou comprimida de modo que o tamanho da corda do perfil reto e com serrilhas seja o mesmo. Considerando que a pá da estatora Low-Noise possui $c=85\text{mm}$ e $s=168\text{mm}$, obteve-se como medidas $A=17\text{mm}$ e $\lambda=12,75\text{mm}$ (Fig. 23).

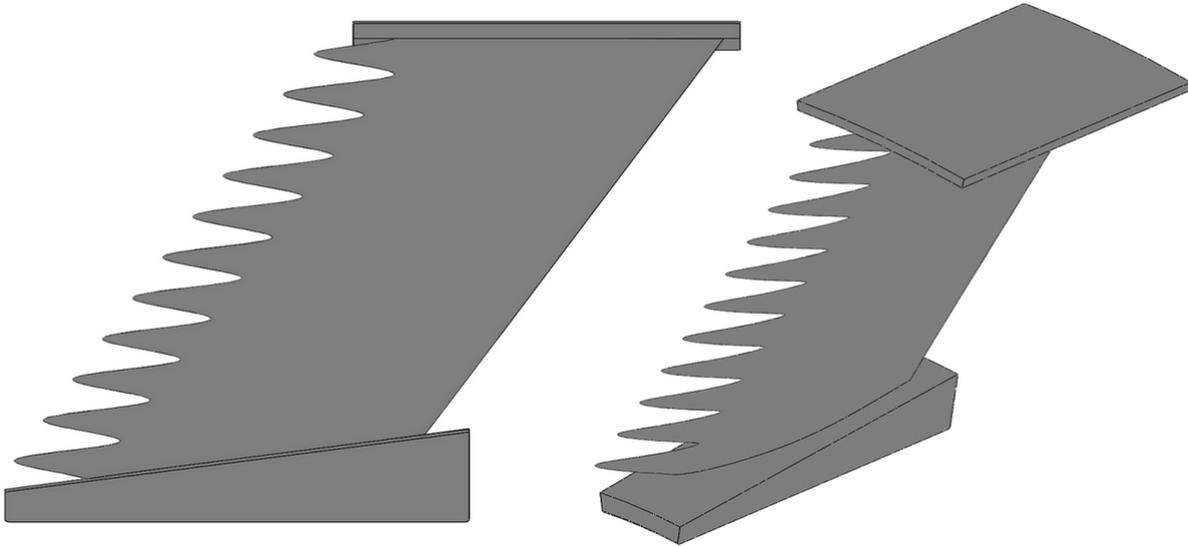
Figura 23: Geometrias



Fonte: Autor

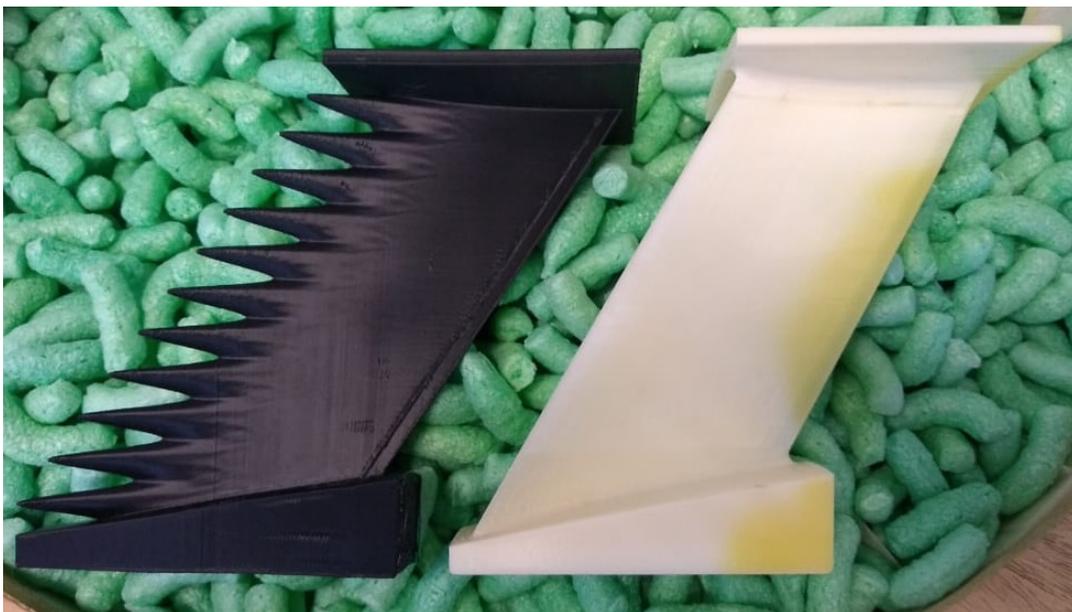
As novas pás foram impressas em material PLA (Fig. 25) utilizando o melhor acabamento possível para respeitar as coordenadas originais do perfil, tendo sua superfície com baixas rugosidades, o que não afetam as leituras das medidas físicas.

Figura 24: Projeto - palheta com WLE



Fonte: Autor

Figura 25: Nova palheta impressa



Fonte: Autor

Todas as 26 pás foram impressas e montadas no módulo do fan do duto que possui

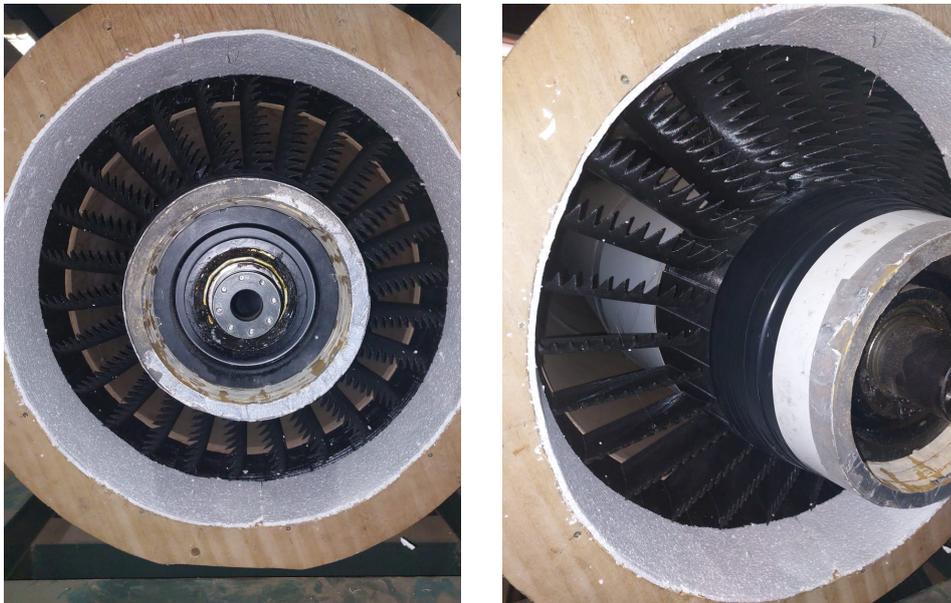
600mm de diâmetro (Fig. 27). As mesmas operações de testes realizadas com o estator Low-Noise foram utilizadas também para o modelo de estator com pás modificadas.

Figura 26: Montagem das pás



Fonte: Autor

Figura 27: Novo modelo de estator (WLE)

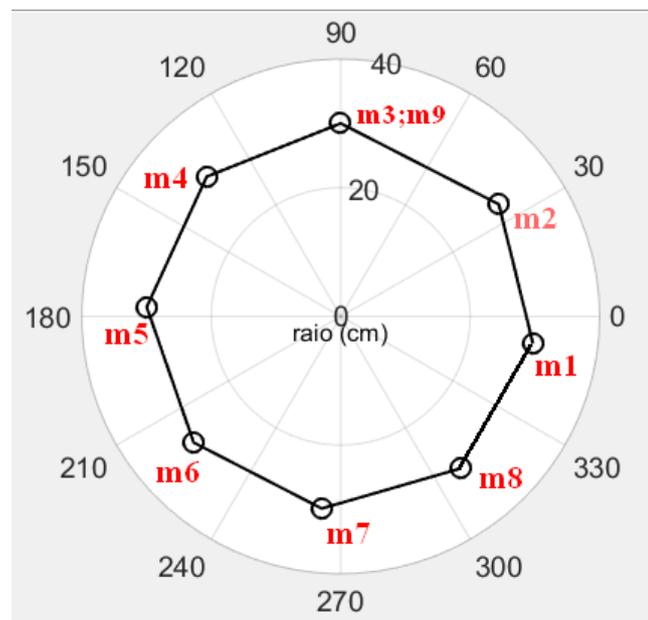


Fonte: Autor

4 ENSAIOS ACÚSTICOS

Os ensaios experimentais foram realizados operando o Rig Fan com velocidades de 800 a 1800 rpm (devido a limitação de hardware), com variação a cada 200 rpm para ambas as estatoras (Low-Noise e WLE) e utilizando o bocal de entrada do duto (ICD), o que representa um Mach de até 0.08. Para as medições acústicas foram utilizados 9 microfones, posicionados em circunferências na parede do duto (Fig. 28), sendo essa quantidade suficiente para fazer o mapeamento das ondas sonoras no diâmetro do duto. O primeiro anel, com 8 microfones, está a uma distância de 0.70 m do módulo do fan e o segundo com 1 microfone a 0.10 m do primeiro.

Figura 28: Posicionamento dos microfones



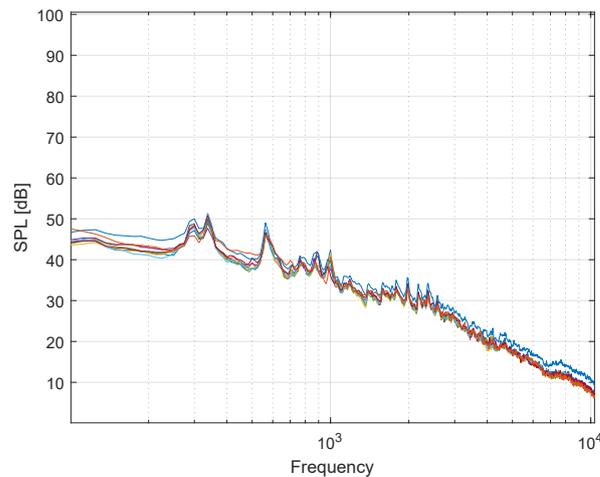
Fonte: autor.

As aquisições foram realizadas a uma taxa de amostragem de 51.2 kHz com duração de 10 segundos para cada velocidade do rotor. Para isso, os microfones foram calibrados e registradas suas sensibilidades para o processamento dos dados (APÊNDICE A). Utilizou-se o método de Welch (cap. 2) com janelamento de Hanning e tamanho de bloco com 4096 pontos, com sobreposição de 50%. A radiação sonora é então investigada em termos dos Níveis de Pressão Sonora (SPL), definido na eq. 2.8, com as bandas de frequência: baixa (100 Hz a 1 kHz), média (1 a 5 kHz) e alta (5 a 10 kHz).

4.1 Estatora Low-Noise

Os primeiros ensaios foram feitos com a estatora Low-Noise que é utilizada como baseline para comparação das medições do ruído. Os dados espectrais indicam o nível de pressão sonora sobre a frequência, para todas as velocidades testadas. Temos como exemplo a figura 29 do primeiro ensaio sem a restrição da área de saída do duto (throttle) a 800 rpm. As medidas representam os sinais dos 9 microfones utilizados.

Figura 29: Ruído a 800 rpm - sem restrição na saída do duto (0%)



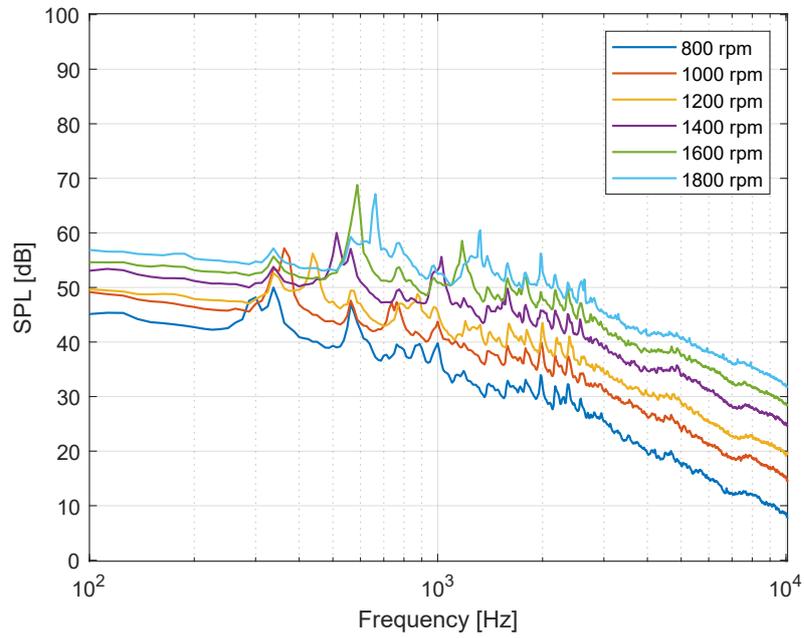
Fonte: autor.

Para uma melhor comparação dos dados de diferentes velocidades, foi calculada a média dos microfones para se obter um único sinal. Na figura 30 é possível verificar que com o aumento da velocidade do fan, há também um aumento considerável nos níveis de ruído. Por meio desses espectros é possível observar tanto o ruído tonal quanto o de banda larga.

A área de exaustão do duto (throttle) foi restringida em 25%, 40% e 50%. Essa restrição de área reduz o ruído de banda larga em comparação com o duto aberto (baseline). A primeira placa utilizada (25%) causou redução dos níveis do ruído em baixas frequências - 100 a 500 Hz, quando testadas a uma velocidade de 800 rpm (Fig. 31). Já no aumento da throttle (40% e 50%) gerou uma redução no ruído de banda larga na faixa de médias a altas frequências - 1.5 kHz a 6 kHz, pois a turbulência na esteira é menor devido a redução da velocidade axial do escoamento para uma mesma rotação (CUENCA, 2017).

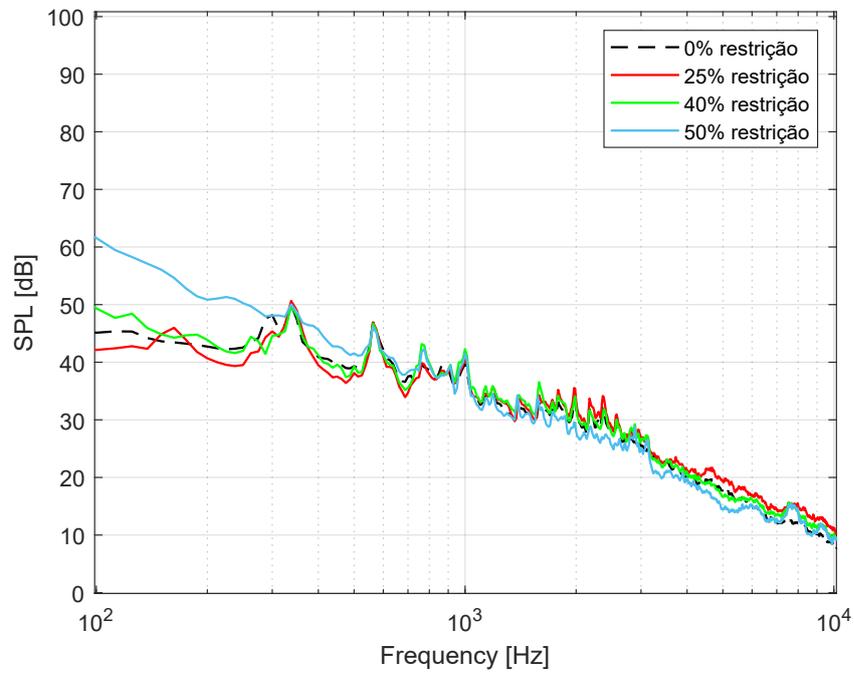
Na velocidade máxima testada (1800 rpm) ocorre o início do estol de rotação - mecanismo pelo qual o rotor se adapta a uma redução na taxa de fluxo - gerando flutuações de pressão que causam o aumento no ruído de banda larga com as placas de 40 e 50% de restrição (Fig. 32) (BIANCHI et al., 2012).

Figura 30: Níveis de ruído em diferentes velocidades do rotor.



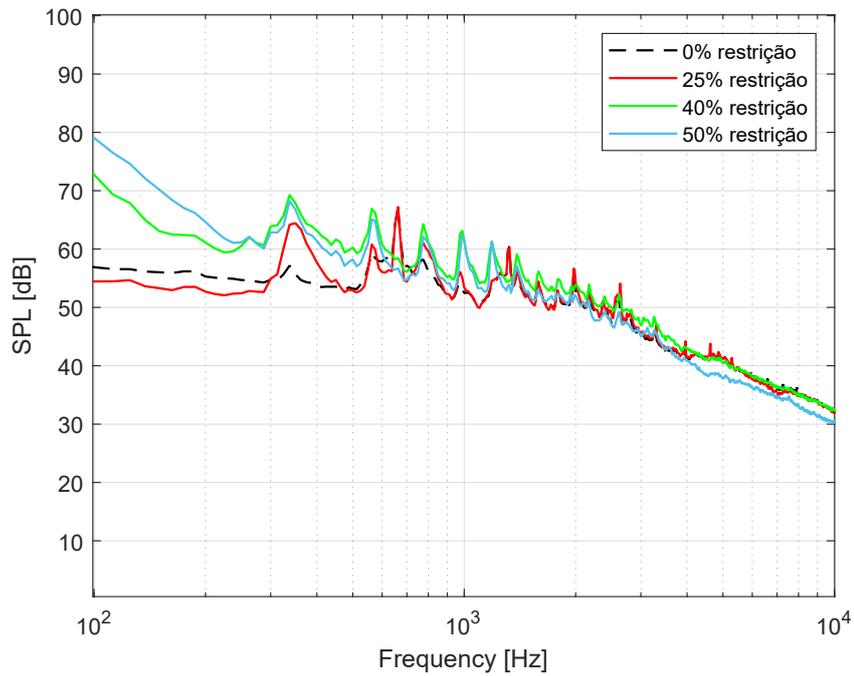
Fonte: autor.

Figura 31: 800rpm - todas as restrições



Fonte: autor.

Figura 32: 1800rpm - todas as restrições



Fonte: autor.

Os cálculos das velocidades do escoamento puderam ser realizados por meio das medidas obtidas pelo manômetro e da estação meteorológica descritos na seção 3 e com a eq. 3.3. Os valores variam de 12 a 28 m/s com o duto aberto, tendo uma incerteza de $\pm 1.12\%$. Observa-se nas tabelas a seguir que com o aumento da throttle, diminui-se a velocidade do fluxo.

Tabela 5: Velocidades do escoamento - 0% throttle

Fan [rpm]	p_d [Pa]	V [m/s]
800	82.6	12.46
1000	130.7	15.67
1200	190.4	18.91
1400	262.9	22.23
1600	344.3	25.44
1800	438.7	28.71

Fonte: Autor

Tabela 6: Velocidades do escoamento - 25% throttle

Fan [rpm]	p_d [Pa]	V [m/s]
800	53.5	10.02
1000	84.2	12.58
1200	122.9	15.19
1400	168.2	17.78
1600	221.1	20.38
1800	283.6	23.08

Fonte: Autor

Tabela 7: Velocidades do escoamento - 40% throttle

Fan [rpm]	p_d [Pa]	V [m/s]
800	27.2	7.15
1000	43.0	9.00
1200	62.8	10.86
1400	85.5	12.67
1600	111.2	14.45
1800	143.0	16.39

Fonte: Autor

Tabela 8: Velocidades do escoamento - 50% throttle

Fan [rpm]	p_d [Pa]	V [m/s]
800	19.9	6.11
1000	31.3	7.67
1200	45.9	9.28
1400	62.8	10.86
1600	83.3	12.51
1800	106.0	14.11

Fonte: Autor

4.2 Estatora Modificada - WLE

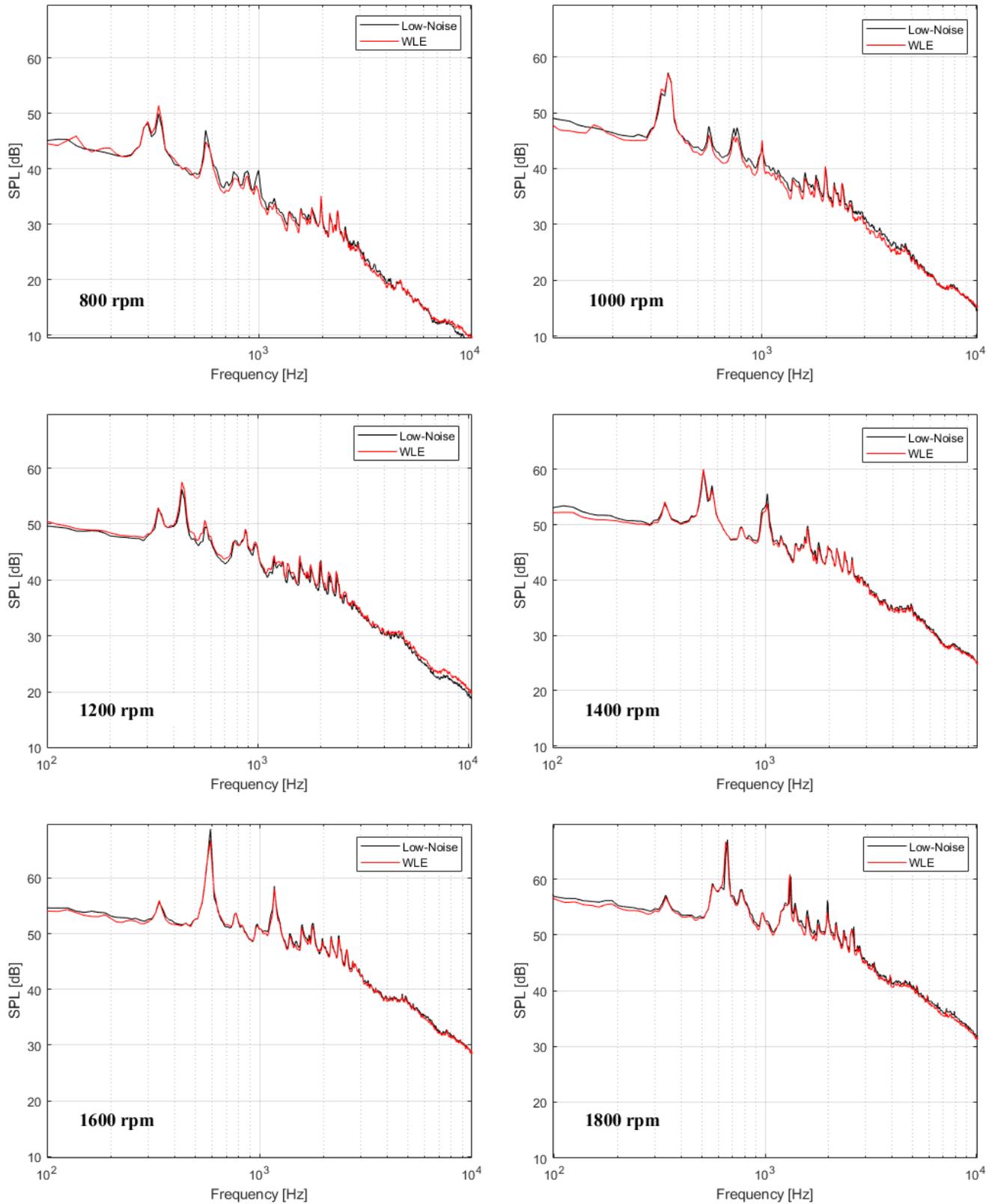
Resultados dos níveis de pressão sonora emitidos pela estatora modelo WLE podem ser observados na figura 33, com velocidades testadas de 800 a 1800 rpm, sem a restrição de área (throttle). Verificou-se que as serrilhas são mais eficazes em velocidades mais baixas de rotação, assim como estudado por Soderman (1973) tendo melhores reduções de ruído em baixas e médias frequências (Fig. 34).

Dadas as condições impostas nestes ensaios, as serrilhas foram mais sensíveis na redução da radiação sonora em baixas velocidades de rotação (800 a 1000 rpm), pois em altas velocidades, os níveis de SPL também são maiores, tendo mais energia no escoamento. A redução de ruído diminui à medida que a velocidade desse escoamento aumenta. Por conta disso, os vórtices que são gerados nos vales das serrilhas (onde a pressão é menor) foram insuficientes para reduzir a periodicidade da esteira turbulenta.

Foram selecionadas as frequências que tiveram maior $|\Delta SPL|$ calculados de 100 Hz a 10 kHz, o que indica redução ou aumento nos níveis de pressão sonora (Fig. 37), a redução de ruído alcançou de 1.5 a 4 dB em baixas e médias frequências, enquanto verificou-se um aumento em altas frequências na ordem de até 1.2 dB. Alterações insignificantes foram encontradas em todas as faixas de frequências quando realizados os testes utilizando a throttle.

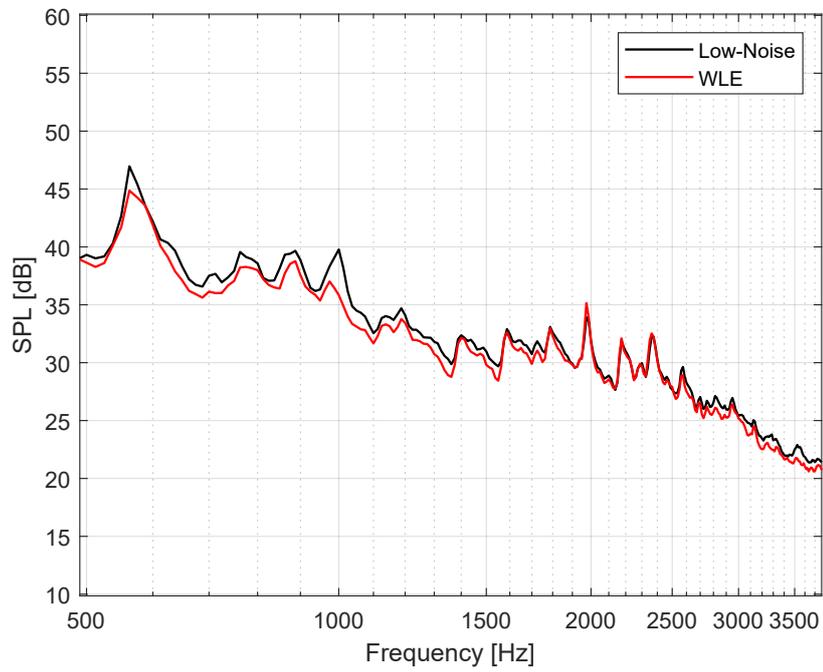
A distribuição espacial sonora pode ser verificada mediante o posicionamento dos microfones na circunferência do duto, quando atingiu maior redução de ruído em baixa frequência (Fig. 38) e um aumento em altas frequências (Fig. 39).

Figura 33: comparações – Low Noise e WLE (800 a 1800 rpm)



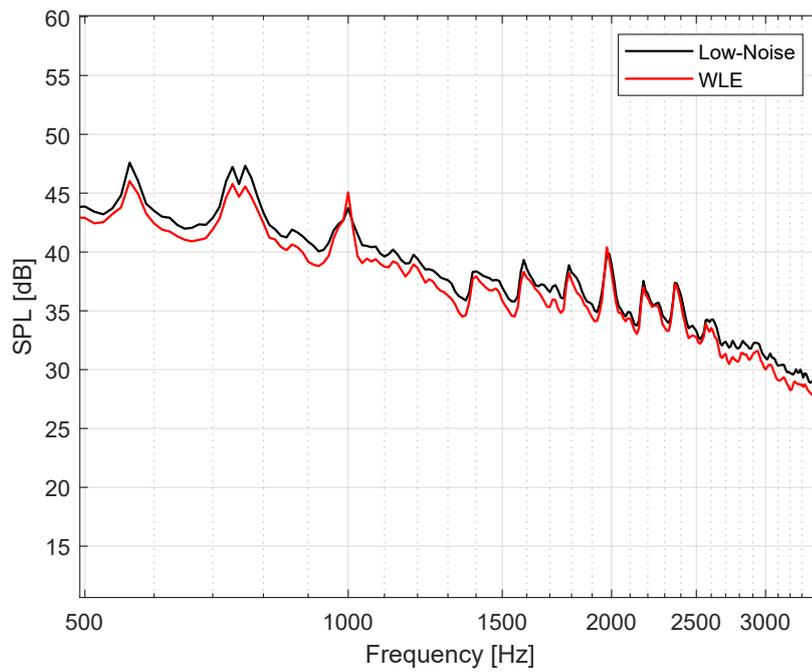
Fonte: autor.

Figura 34: baixas e médias frequências a 800rpm



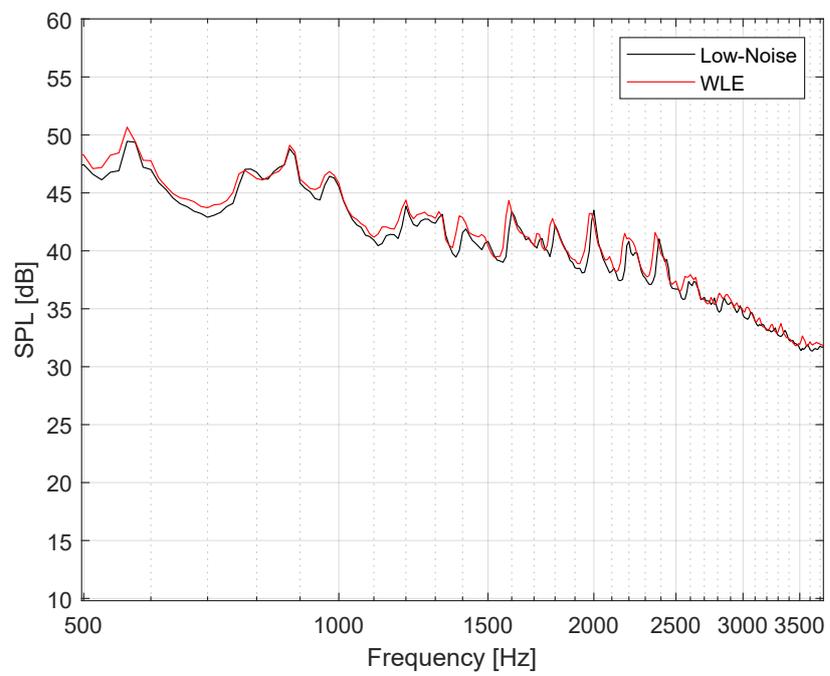
Fonte: autor.

Figura 35: baixas e médias frequências a 1000rpm

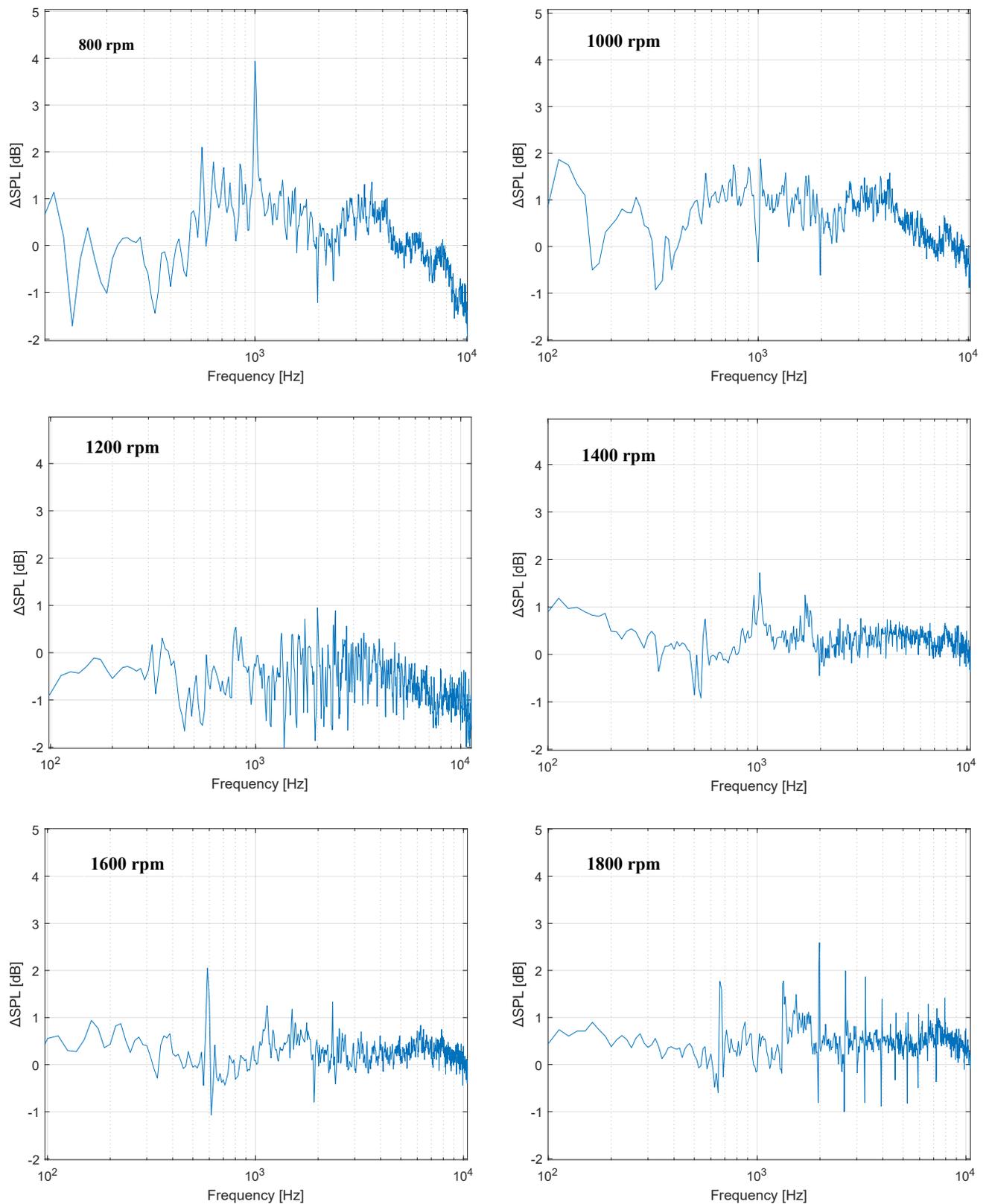


Fonte: autor.

Figura 36: baixas e médias frequências a 1200rpm

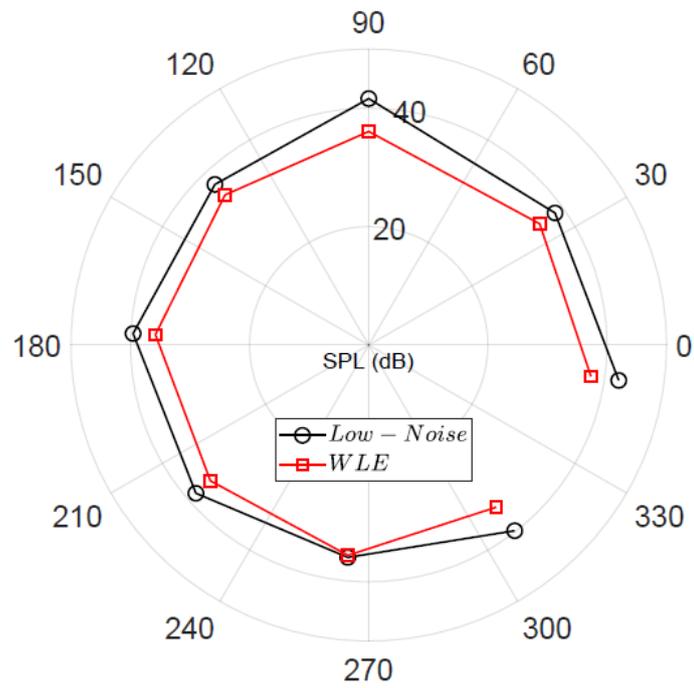


Fonte: autor.

Figura 37: Δ SPL (800 a 1800 rpm)

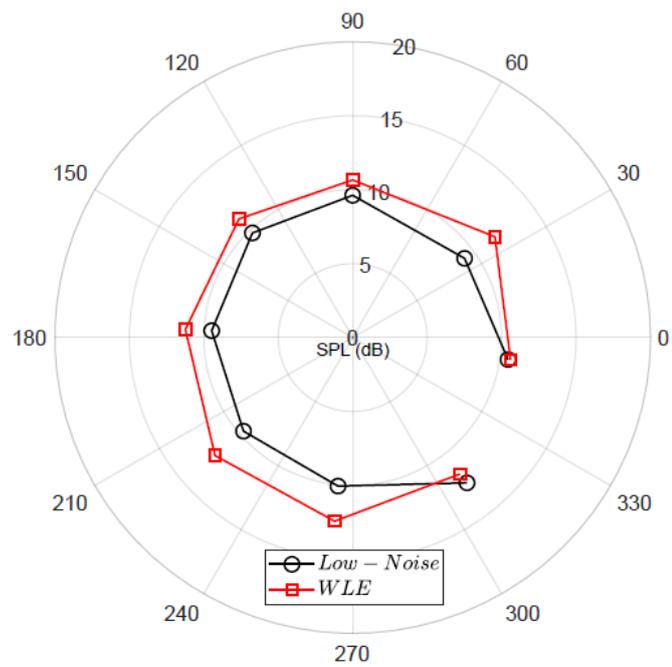
Fonte: autor.

Figura 38: 1000 Hz a 800rpm



Fonte: autor.

Figura 39: 9075 Hz a 800rpm



Fonte: autor.

5 CONCLUSÃO

Nesta pesquisa dedicada à redução do ruído de interação rotor-estator, foi proposto o uso de padrões bio-inspirados nas características físicas da asa da coruja, aplicados ao bordo de ataque das pás do estator para redução da radiação sonora proveniente do rotor. As pesquisas referenciadas sobre bordo de ataque WLE demonstraram ser uma aplicação eficaz para redução de ruído, na ordem de até cerca de 10 dB dependendo da configuração e frequência.

Equipamentos utilizados para medições aerodinâmicas e acústicas são os túneis ou bancadas aeroacústicas, em que é possível alterar as condições para testes como velocidade do rotor, geometria do estator, controle de vazão, níveis de turbulência, etc. Com a bancada Rig-Fan foi possível realizar as medições dos níveis de pressão sonora do estator SDT de geometria Low-Noise e também do novo modelo de estator com WLE.

Para o processamento dos dados obtidos pelos microfones foi necessária a utilização de ferramentas matemáticas como por exemplo o método de Welch, que utiliza transformadas de Fourier para decompor a função temporal e assim processar o espectro de interesse sobre as frequências.

Pudemos analisar experimentalmente que em baixas e médias frequências os níveis de pressão sonora foram reduzidos, embora um pequeno aumento do ruído em altas frequências foi observado. Considera-se portanto que é necessária uma investigação mais profunda sobre a geometria das serrilhas que causou esse aumento do ruído em altas frequências, utilizando-se de instrumentos ou técnicas mais sensíveis para localização e comportamento das fontes sonoras.

Entende-se por este estudo que não existe um serrilhado ideal que reduza o ruído para todos os tipos de condições que forem impostas, porém como a eficiência é melhor em velocidades mais baixas de rotação, acredita-se que as serrilhas no bordo de ataque poderiam ser usadas para melhorar as condições de pouso ou decolagem de aeronaves.

REFERÊNCIAS

- BIANCHI, S. et al. Stall inception, evolution and control in a low speed axial fan with variable pitch in motion. **Journal of Engineering for Gas Turbines and Power**, v. 134, n. 4, 2012. ISSN 07424795.
- CALDAS, L. C. **in-Duct Beamforming and Mode Detection Using a Circular Microphone Array for the Characterisation of Broadband Aeroengine Fan Noise**. 2016. 89 p. Tese (Doutorado), 2016. Disponível em: <https://www.researchgate.net/publication/296705490_IN-DUCT_BEAMFORMING_AND_MODE_DETECTION_USING_A_CIRCULAR_MICROPHONE_ARRAY_FOR_THE_CHARACTERISATION_OF_BROADBAND_AEROENGINE_FAN_NOISE>.
- CASALINO, D. et al. Aeroacoustic Study of a Wavy Stator Leading Edge in a Realistic Fan/OGV Stage. **Journal of Sound and Vibration**, Elsevier Ltd, v. 442, p. 138–154, 2019. ISSN 10958568. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.jsv.2018.10.057>>.
- CASTELUCCI, L. A. **Analysis of the Aerodynamic Performance and Acoustics of a Rotor-Stator Fan Setup**. 2020. 131 p. Tese (Doutorado) — Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, 2020.
- CHONG, T. P. et al. Aeroacoustic and Aerodynamic Performances of an Aerofoil Subjected to Sinusoidal Leading Edges. **AIAA Journal**, n. June, p. 1–19, 2015. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2015-2200>>.
- CLAIR, V. et al. Experimental and Numerical Investigation of Turbulence-airfoil Noise Reduction Using Wavy Edges. **AIAA Journal**, v. 51, n. 11, p. 2695–2713, 2013. ISSN 00011452. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/1.J052394>>.
- CUENCA, R. G. **Aeroacústica de Motores Aeronáuticos: Uma Abordagem por Meta-Modelo**. 2017. 175 f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica-Aeronáutica) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.
- CUSTODIO, D. **The Effect of Humpback Whale-Like Leading Edge Protuberances**. 2007. 79 p. Tese (Doutorado) — WORCESTER POLYTECHNIC INSTITUTE, 2007.
- DECKMANN, S.; POMILIO, J. 4. Análise de Sinais Discretizados. In: . [s.n.], 2010. p. 1–26. Disponível em: <www.fee.unicamp.br/dse/antenor/it012>.
- GLEGG, S.; DEVENPORT, W. **Aeroacoustics of Low Mach Number Flows**. [S.l.]: Elsevier, 2017. 368 p. ISBN 9780128096512.
- GRUBER, M.; JOSEPH, P. F.; CHONG, T. P. On the mechanisms of serrated airfoil trailing edge noise reduction. **17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference 2011 (32nd AIAA Aeroacoustics Conference)**, n. June, p. 5–8, 2011.
- HANSEN, K. L.; KELSO, R. M.; DOOLAN, C. Reduction of Flow Induced Tonal Noise through Leading Edge Tubercle Modifications. **16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**, p. 1–10, 2010.

HOWE, M. S. Aerodynamic Noise of Serrated Trailing Edge. **Journal of Fluids and Structures**, v. 5, n. 1, p. 33–45, 1991. ISSN 10958622.

ICAO. Environmental Report 2016. **Aviation and climate change**, p. 250, 2016. ISSN 1098-6596.

ISO; STANDARD. **Industrial fans - Performance testing using standardized airways: ISO 5801**. [S.l.: s.n.], 2007.

LAU, F. J. P. Elementos de Aeroacústica. In: . [S.l.]: IST, 2007. p. 79.

MARCHI, M. et al. Estimaco espectral do sinal de vibrao para o monitoramento do desgaste do dressador de ponta única TT - Spectral estimation of vibration signal for monitoring the wear of single-point dresser. **Matéria (Rio de Janeiro)**, v. 21, n. 4, p. 827–840, 2016. ISSN 1517-7076.

MARTINEZ, B. **Análise Experimental de Ruído e Performance de Fan na Bancada EESC-USP Fan Rig**. 2018. 121 p. Tese (Mestrado em Engenharia Mecânica-Aeronáutica) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2018.

MIKLOSOVIC, D. S. et al. Leading-edge tubercles delay stall on humpback whale (Megaptera novaeangliae) flippers. **Physics of Fluids**, v. 16, n. 5, 2004. ISSN 10706631.

MOSES, R.; STOICA, P. **Spectral Analysis of Signals**. New Jersey: [s.n.], 2005. v. 24. 447 p. ISSN 1053-5888. ISBN 0131139568.

MUELLER, T. **Aeroacoustic Measurements**. [S.l.: s.n.], 2002. 313 p. ISBN 3540417575.

NALLASAMY, M. et al. Fan noise Source Diagnostic Test computation of rotor wake turbulence noise. **8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit**, n. NASA/TM—2002-211798, 2002.

NARAYANAN, S. et al. Airfoil noise reductions through leading edge serrations. **Physics of Fluids**, v. 27, n. 2, 2015. ISSN 10897666.

NASA GLENN CENTER RESEARCH. **Fan Stage Broadband Noise Benchmarking Program**. 2. ed. Brookpark Road Cleveland, OH 44135, U.S.A.: Acoustics Branch, 2016. 3 p. Disponível em: <<http://www.oai.org/aeroacoustics/FBNWorkshop>>. Acesso em: 05 mar. 2020.

NOCETI, S. Fundamentos sobre Ruídos. **Revista Backstage**, v. 8, p. 140–144, 2002.

NTI, **Transformada Rápida de Fourier FFT - Noes básicas**. 2020. Disponível em: <<https://www.nti-audio.com/pt/suporte/saber-como/transformacao-rapida-de-fourier-fft>>.

OLAUSSON, M. **Turbomachinery Aeroacoustic Calculations using Nonlinear Methods**. 2011. Tese (Doutorado) — CHALMERS UNIVERSITY OF TECHNOLOGY, 2011.

OPPENHEIM, A. V.; SCHAFER, R. **Processamento em Tempo Discreto de Sinais**. 3. ed. [S.l.: s.n.], 2013. 647 p. ISBN 978-85-8143-102-4.

-
- SCHMID, H. How to use the FFT and Matlab 's pwelch function for signal and noise simulations and measurements. 2012.
- SMITH, M. J. T. **Aircraft Noise**. Cambridge aerospace series. [S.l.: s.n.], 1989. v. 34. 353 p. ISSN 09574565.
- SOARES, L. R. **Capítulo 7 Sinais e ruídos em sistemas de medição**. 2016. 1–33 p. Disponível em: <www.ene.unb.br>.
- SODERMAN, P. A. R. C. Leading Edge Serrations Which Reduce the Noise of Low-Speed rotors. **NASA Technical Notes**, n. August, 1973.
- SUTLIFF, D. L. Advanced Noise Control Fan: A 20-Year Retrospective. 2016. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20170001638>>.
- VENTRES, C. S. et al. **Turbofan Noise Generation**. Vol 1 . analysis. [S.l.]: National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1982. 122 p.
- WANG, L.; LIU, X.; LI, D. Noise reduction mechanism of airfoils with leading-edge serrations and surface ridges inspired by owl wings. **Physics of Fluids**, AIP Publishing, LLC, v. 33, n. 1, 2021. ISSN 10897666. Disponível em: <<https://doi.org/10.1063/5.0035544>>.
- WANG, Y. et al. Bio-inspired Aerodynamic Noise Control: A bibliographic Review. **Applied Sciences (Switzerland)**, v. 9, n. 11, p. 1–43, 2019. ISSN 20763417.
- WHITE, F. M. **Mecânica dos Fluidos**. [S.l.: s.n.], 2011. v. 6. 878 p.
- WOLF, W. R.; MIOTTO, R. F. Introdução à Aeroacústica. In: **TURBULENCIA**. 6a escola de transição e turbulência. ed. São José dos Campos, SP: [s.n.], 2017. v. 6, cap. 3.
- WOODWARD, R. P. et al. Benefits of Swept and Leaned Stators for Fan Noise Reduction. **37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**, n. November 1998, 1999.

Apêndices

APÊNDICE A – DADOS RIG-FAN - SDT LOW NOISE

A.1 Dados dos microfones

Figura 40: Especificações do microfone G.R.A.S 40PH-S2 (Sound and Vibration, 2017).

Frequency range ($\pm 1dB$)	Hz	50 to 5 k
Frequency range ($\pm 2dB$)	Hz	5 k to 20 k
Frequency range ($\pm 3dB$)	Hz	10 to 50
Dynamic range lower limit (microphone thermal noise)	dB(A)	< 32
Dynamic range upper limit	dB	135
Set sensitivity @ 250 Hz ($\pm 2dB$)	mV/Pa	50
Power supply (Constant Current Power)	mA	2 to 20
Output impedance	Ω	< 50
Temperature range, operation	$^{\circ}C / ^{\circ}F$	-10 to 50 / -50 to 122
Temperature range, storage	$^{\circ}C / ^{\circ}F$	-40 to 85 / -40 to 185
Influence of axial vibration @ $1 m/s^2$	dB re 20 μPa	50

A.2 Dados performance - Rig Fan

Tabela 9: Sensibilidades dos microfones- testes Low-Noise (11/02/2022)

mic	sensibilidade [mV/Pa]
1	11.54
2	10.74
3	12.42
4	11.79
5	12.50
6	12.72
7	11.73
8	12.53
9	13.32

Tabela 10: Sensibilidades dos microfones- testes WLE (18/08/2022)

mic	sensibilidade [mV/Pa]
1	10.84
2	11.46
3	11.62
4	09.93
5	10.99
6	11.59
7	11.88
8	10.67
9	12.42

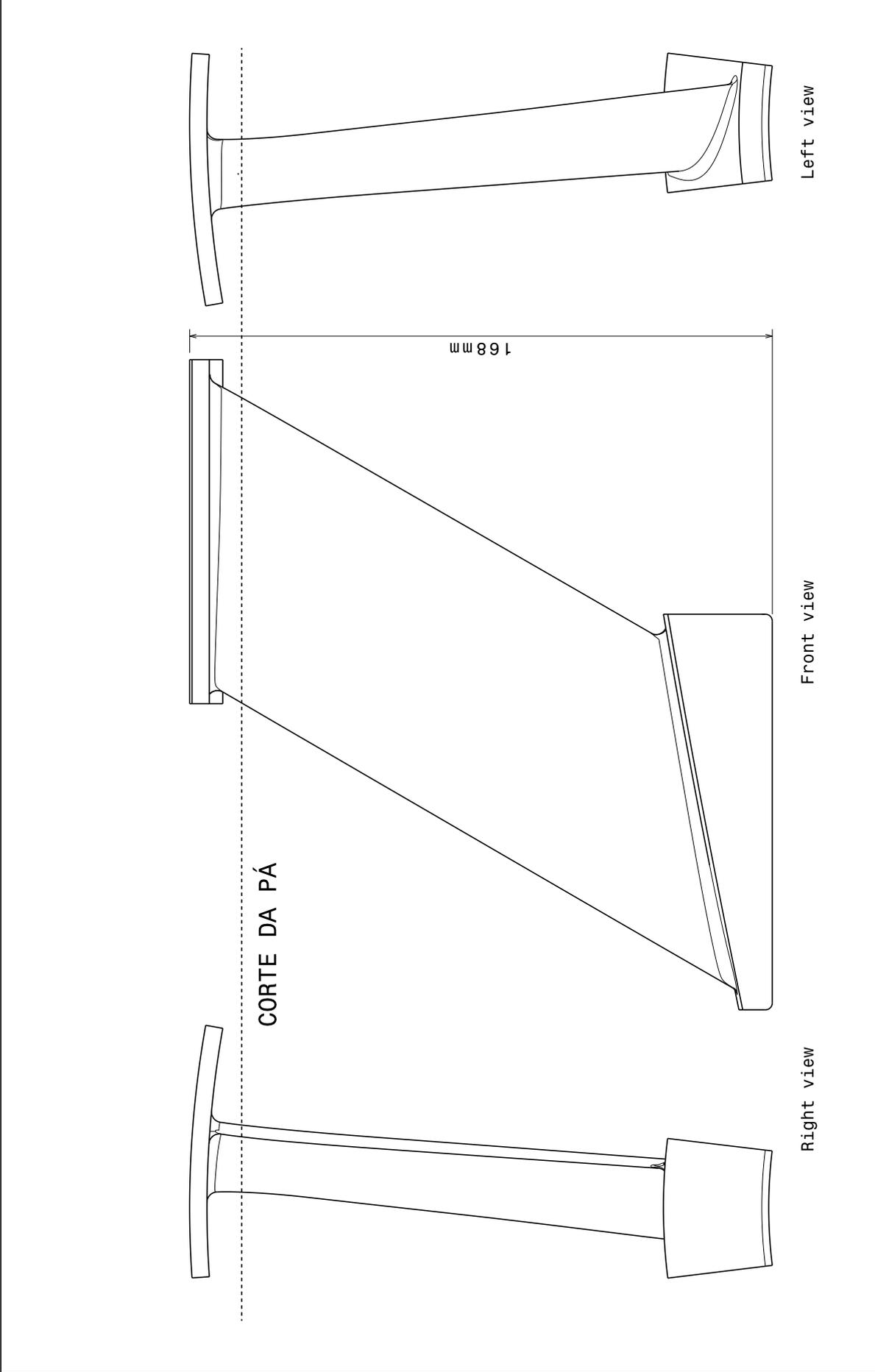
Tabela 11: Medidas - campanha 11/02/2022 (estatora Low-Noise)

Throttle	RPM	Pa $\pm 0.16\%$	Ta $\pm 0.5\%$	Pd $\pm 1.0\%$	Vel. $\pm 1.12\%$
0	800	914,6	25,9	82,6	12,46
0	1000	s	s	130,7	15,67
0	1200	914,5	s	190,4	18,91
0	1400	914,7	26,1	262,9	22,23
0	1600	914,8	s	344,3	25,44
0	1800	914,6	s	438,7	28,71
25%	800	s	s	53,5	10,02
25%	1000	914,7	s	84,2	12,58
25%	1200	914,8	s	122,9	15,19
25%	1400	914,7	26,2	168,2	17,78
25%	1600	914,8	s	221,1	20,38
25%	1800	915	s	283,6	23,08
40%	800	914,9	26,4	27,2	7,15
40%	1000	914,8	s	43	8,99
40%	1200	914,9	s	62,8	10,86
40%	1400	s	s	85,5	12,67
40%	1600	s	26,5	111,2	14,45
40%	1800	s	s	143	16,39
50%	800	914,9	s	19,9	6,11
50%	1000	915,1	26,6	31,3	7,67
50%	1200	915	s	45,9	9,28
50%	1400	914,9	s	62,8	10,86
50%	1600	s	s	83,3	12,51
50%	1800	s	s	106	14,11

Tabela 12: Medidas - campanha 18/08/2022 (estatora WLE)

Throttle	RPM	Pa $\pm 0.16\%$	Ta $\pm 0.5\%$	Pd $\pm 1.0\%$	Vel. $\pm 1.12\%$
0	800	917	24,9	80,5	12,26
0	1000	s	s	127	15,40
0	1200	s	25	184	18,54
0	1400	s	s	253	21,74
0	1600	s	s	337	25,09
0	1800	s	s	412	27,75
25%	800	s	25,1	52	9,85
25%	1000	s	s	84	12,53
25%	1200	s	s	122	15,10
25%	1400	916,8	s	166	17,61
25%	1600	s	25,2	221	20,32
25%	1800	s	s	285	23,08
40%	800	917	25,3	29,8	7,46
40%	1000	916,8	25,3	42,3	8,89
40%	1200	s	s	61	10,67
40%	1400	s	s	83,3	12,47
40%	1600	s	s	111	14,40
40%	1800	s	s	141	16,23
50%	800	s	25,4	18,5	5,88
50%	1000	s	s	27,1	7,11
50%	1200	s	s	43,3	8,99
50%	1400	s	s	60	10,59
50%	1600	s	s	77,4	12,02
50%	1800	s	s	98,5	13,56

ANEXO A – CORTE DA PÁ ORIGINAL LOW-NOISE



PROJETO RIG DE FAN Departamento de Engenharia Aeronáutica - EESC - USP Contato: Paulo Greco (16)3373-8124, 3373-9430			PARTE: PÁ ENFLECHADA DA ESTATORA (26 PEÇAS) MATERIAL: ABS ESCALA: 1:1		
		FOLHA: A3	UNIDADES: MM	DATA: 13/04/2017	