

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

Matheus Maia Beraldo

**Experimento acústico em cilindro circular na
proximidade de parede plana com camada limite
laminar.**

São Carlos

2019

Matheus Maia Beraldo

**Experimento acústico em cilindro circular na
proximidade de parede plana com camada limite
laminar.**

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia
de São Carlos da Universidade de São Paulo,
para obtenção do título de Mestre em Ciências
- Programa de Pós-Graduação em Engenharia
Mecânica.

Área de concentração: Aeronáutica

Orientador: Prof. Dr. Marcello Augusto Faraco
de Medeiros

**ESTE EXEMPLAR TRATA-SE DA VERSÃO
CORRIGIDA. A VERSÃO ORIGINAL
ENCONTRA-SE DISPONÍVEL JUNTO AO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA
MECÂNICA DA EESC-USP.**

**São Carlos
2019**

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).

M482e Maia Beraldo, Matheus
 Experimento acústico em cilindro circular na
 proximidade de parede plana com camada limite laminar.
 / Matheus Maia Beraldo; orientador Marcello Augusto
 Faraco de Medeiros. São Carlos, 2019.

 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, 2019.

 1. Aeroacústica experimental. 2. Ruído de cilindro
 circular. 3. Cilindro circular próximo a parede plana.
 4. Ruído de fundo de túnel. 5. Beamforming
 Convencional. I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **MATHEUS MAIA BERALDO**.

Título da dissertação: "Experimento acústico em cilindro circular na proximidade de parede plana com camada limite laminar"

Data da defesa: 07/03/2019.

Comissão Julgadora:

Resultado:

Prof. Associado **Marcello Augusto Faraco de Medeiros**
(Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/EESC)

Approved

Prof. Dr. **Andrey Ricardo da Silva**
(Universidade Federal de Santa Catarina/UFSC)

[Signature]

Prof. Dr. **Sergio de Moraes Hanriot**
(Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais/PUC)

Approved

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia
Mecânica:
Prof. Titular **Gherhardt Ribatski**

Decano da Comissão de Pós-Graduação:
Prof. Titular **Humberto Breves Coda**

A minha família e amigos.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiro a Deus e Nossa Senhora Aparecida.

Aos meus pais, Roberto Carlos e Roselaine, pelo suporte durante toda esta etapa, tanto pessoal quanto financeiro.

Ao meu irmão, Gabriel, Avós, Silésia, Helenice e Daniel, e demais familiares, tios e primos, que também foram de extrema importância nesta etapa da minha vida.

Ao meu orientador, Marcello Faraco, pela orientação e confiança no meu trabalho.

Aos colegas da parte experimental no laboratório Christian Bresci e Filipe Amaral que ajudaram na construção, montagem e realização dos experimentos, sem a ajuda de vocês este trabalho não seria concluído. E aos demais colegas de laboratório Marlon Mathias, Fernando Himeno e Juan Carlos, pela ajuda prestada durante a realização do trabalho e convivência diária.

Aos amigos que estiveram sempre presentes e fizeram mais alegre e divertido o meu tempo em São Carlos: Breno, Ilvandro, João Pedro, Felipe Augusto, João Pimentel, Helena, Jamille, Natália, Enrique, Luís e Márcio.

A Fernanda Silva que durante boa parte desse trabalho foi um suporte emocional, me ajudando a lidar com diversos problemas que surgiram e me manter calmo na busca pela conclusão.

A USP-EESC e a Finep pelo apoio operacional e infraestrutura.

Aos funcionários da EESC, que auxiliaram de alguma forma minha vivência na universidade e a execução do trabalho.

“Quer você acredite que consiga fazer uma coisa ou não, você está certo.”

Henry Ford

RESUMO

BERALDO, M. M. **Experimento acústico em cilindro circular na proximidade de parede plana com camada limite laminar.** 2019. 118p. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2019.

Uma das formas de surgimento do ruído aeroacústico é o som gerado pelo escoamento ao passar sobre um corpo, seja qual a geometria. Este é um assunto de pesquisa de bastante interesse nos setores relacionados aos veículos de transporte atualmente, principalmente devido a regulamentos mais restritivos quanto à emissão de som. O cilindro é uma geometria que recebe bastante atenção de pesquisadores para entender os mecanismos de geração de som da passagem do escoamento sobre ele. Quando próximo à parede, essa geometria ainda possui diversas aplicações de engenharia que relevam ainda mais o tema. Este trabalho teve como propósito estudar experimentalmente o ruído gerado pela passagem do escoamento sobre um cilindro e verificar a influência da proximidade de uma parede plana com camada limite laminar na emissão do som. O estudo será realizado no túnel de vento de baixo ruído de fundo e baixa turbulência, do departamento de engenharia aeronáutica da EESC-USP. O túnel de vento citado é de circuito e seção de testes fechados, possui tratamento acústico com espuma em algumas paredes e telas para redução da turbulência. As medições acústicas, espectro de ruído e mapas de fonte acústica foram realizadas com a utilização de uma antena de microfones em conjunto com a técnica de beamforming e método de deconvolução DAMAS. Um modelo de placa plana e um fio de arame de 1,3 mm de diâmetro foram presos na câmara de ensaios e a distância entre o fio(cilindro) e o modelo foi variada aproximando o mesmo da placa de modo a variar a relação $Gap/Diâmetro$. Todos os experimentos foram realizados a 120 mm do bordo de ataque da placa plana e a camada limite da mesma era laminar. Os resultados mostram que o ruído de fundo de túnel é baixo o suficiente para a execução dos experimentos e que a metodologia utilizada, tempo de aquisição e número de microfones foram adequados para captar o ruído gerado. O som gerado pelo cilindro se mostrou proveniente do desprendimento de vórtices do mesmo com os tonais surgindo em frequências relativas a número de Strouhal próximo a 0,19 e mapas de fonte acústica encontrando as fontes sobre o fio preso a câmara de ensaios. Foi mostrado que quando o cilindro se encontra mais próximo da placa, cerca de $G/D = 4$ ocorre uma supressão no ruído gerado e uma grande queda na intensidade do tonais gerados pela presença do fio. Quando o cilindro se encontrava em contato com a camada limite da placa os tonais se tornaram imperceptíveis.

Palavras-chave: Aeroacústica experimental. Ruído de cilindro circular. Cilindro circular próximo a parede plana. Ruído de fundo de túnel. Beamforming convencional. DAMAS.

ABSTRACT

BERALDO, M. M. **Aeroacoustic experiments on circular cylinder near plane wall with laminar boundary layer.** 2019. 118p. 118f. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2019.

Aeroacoustic noise is the sound generated by the flow when passing over a body regardless of the geometry. This is a research topic of considerable interest in today's transportation sectors, mainly due to more restrictive regulations regarding sound emission. The cylinder is a geometry that receives a lot of interest from researchers in understanding the mechanisms of sound generation of the passage of the flow past it. When close to the wall this geometry still has several engineering applications that further highlight the theme. This work aims to increase the experimental data on noise of cylinder and the influence of the proximity of a plane wall with laminar boundary layer. The study will be carried out in the low-noise, low-turbulence wind tunnel of the aeronautical engineering department of EESC-USP. This wind tunnel is closed circuit and closed test section, has acoustic foam treatment on some walls and screens to reduce turbulence. Acoustic measurements, noise spectrum and acoustic source maps will be performed using an microphone array with beamforming technique and DAMAS deconvolution method. A flat plate model and a wire of 1.3 mm diameter were clamped in the test chamber and the distance between the wire (cylinder) and the model was varied by bringing it close to the plate in order to vary the Gap / Diameter. All experiments were performed at 120 mm from the leading edge of the flat plate and the boundary layer thereof was laminar. The results show that the Wind Tunnel background noise is low enough to perform the experiments and that the methodology used, acquisition time and number of microphones is enough to capture the generated noise. The sound generated by the cylinder was shown to come from the vortex shedding of the same with the tonal peaks arising in frequencies relative to number of Strouhal around 0,19. Maps of acoustic source finding the sources on the wire attached to the test chamber. It was shown that when the cylinder is closest to the plate, about $G / D = 4$ there is a suppression in the generated noise and a large drop in the intensity of the tones generated by the presence of the wire. When the cylinder is in contact with the boundary layer of the Flat plate the tonal become almost imperceptible.

Keywords: Experimental aeroacoustics. Noise generated by circular cylinder. Circular cylinder near plane wall. Wind tunnel background noise. Conventional beamforming. DAMAS.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	– Relações St por Re_D obtidas experimentalmente por Roshko, (ROSHKO, 1953)	32
Figura 2	– Espectro de ruído encontrado por Etkin, Korbacher e Keefe (1957) para um cilindro de 1/4” em diferentes materiais e montagens, (Δ) Cilindro maciço de aço livre, (x) Cilindro maciço de cobre livre, (o) Tubo de cobre livre, (\bullet) Tubo de cobre clipado preso, (ETKIN; KORBACHER; KEEFE, 1957).	33
Figura 3	– Espectros de ruído em diferentes velocidades encontrados por Etkin, Korbacher e Keefe (1957), (ETKIN; KORBACHER; KEEFE, 1957)	33
Figura 4	– Espectro do sinal do anemômetro encontrados por Bearman 1978 para diferentes valores de G/D , (BEARMAN; ZDRAVKOVICH, 1978)	34
Figura 5	– Gráfico da Relação entre a variação da frequência de desprendimento de vórtices (f/f_0) e G/D , (ANGRILLI; BERGAMASCHI; COSSALTER, 1982).	35
Figura 6	– Gráfico da Relação entre o Gap crítico (G/D) e δ/D , (TANIGUCHI; MIYAKOSHI, 1990).	36
Figura 7	– Exemplo de microfones com carenagem utilizados para medições acústicas com um único microfone no escoamento, (MUELLER et al., 2002).	37
Figura 8	– Método de recuo da antena com aplicação de <i>Kevlar</i> , (JAEGER; HORNE; ALLEN, 2000).	38
Figura 9	– Espectros de ruído de fundo com e sem aplicação de <i>Kevlar</i> e recuo da antena, (JAEGER; HORNE; ALLEN, 2000).	38
Figura 10	– Esquema da referências utilizadas no código de beamforming utilizado	40
Figura 11	– Microfone <i>G.R.A.S. 40PH Sound and Vibrations</i> .	43
Figura 12	– Design da antena de microfones.	43
Figura 13	– <i>Beamwidth</i> e faixa dinâmica da antena utilizada para ensaios aeroacústicos.	44
Figura 14	– Equipamentos utilizados para calibração dos microfones.	45
Figura 15	– Espectro de ruído de fundo de túnel de acordo com o tempo de aquisição.	46
Figura 16	– OASPL de acordo com tempo de aquisição.	46
Figura 17	– OASPL de acordo com número de microfones utilizados.	47
Figura 18	– Espectros de ruído de fundo de túnel de acordo com número de anéis de microfones utilizados	48
Figura 19	– Diferentes tipos de sonda de uma direção.	50
Figura 20	– Curva de calibração feita através da Lei de King para faixa de velocidade entre 6 e 16 m/s.	51
Figura 21	– Circuitos de Anemometria a fio quente da DISA.	51
Figura 22	– Circuito de Anemometria caseiro mais conjunto de sondas.	52

Figura 23 – Esboço feito em software de modelagem do posicionador de sondas do anemômetro à fio quente.	53
Figura 24 – Foto do Sistema de posicionamento montado a câmara de ensaios.	54
Figura 25 – Foto da mesa responsável por suporte da haste do sistema de posicionamento.	54
Figura 26 – Foto do acoplamento entre as guias horizontais e verticais do posicionador.	54
Figura 27 – Esboço feito em software de modelagem da asa presa a haste do sistema de posicionamento.	55
Figura 28 – Circuito aerodinâmico do túnel de vento. (1) seção de testes, (2) difusor 1, (3) curvas 1 e 2, (4) difusor 2, (5) ventilador, (6) difusor 3, (7) curvas 3 e 4, (8) difusor 4 / de grande ângulo, (9) câmara de estabilização e (10) contração. Dimensões em milímetros, (Serrano Rico et al., 2017).	55
Figura 29 – Vista Isométrica do túnel de vento montado.	56
Figura 30 – Câmara de ensaios.	57
Figura 31 – Ventilador do túnel de vento.	57
Figura 32 – Sensores utilizados no túnel de vento.	59
Figura 33 – Arduino Uno R3.	59
Figura 34 – Desenho esquemático do experimento de Nível de turbulência.	60
Figura 35 – Mapas de uniformidade do escoamento LANT.	62
Figura 36 – Antena montada na posição do experimento.	63
Figura 37 – Arranjo da antena(círculos fechados), Malha(linhas traço ponto), Região de Interesse(linha tracejada).	64
Figura 38 – Espectro do ruído de fundo de túnel.	65
Figura 39 – Modelo de testes.	66
Figura 40 – Gradiente de pressão medido na placa plana para U_{∞} de 20 m/s.	66
Figura 41 – Esquema não em escala da vista superior da montagem do experimento.	67
Figura 42 – Região de Interesse (ROI) utilizada para os experimentos com modelo.	68
Figura 43 – Espectro do ruído de fundo de túnel com e sem placa plana, Beamforming convencional.	70
Figura 44 – Espectro do ruído de fundo de túnel com placa plana.	70
Figura 45 – Espectro de ruído da placa plana lisa em Strouhal.	71
Figura 46 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para placa plana lisa. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana).	72
Figura 47 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para placa plana lisa. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana).	73
Figura 48 – Comparação entre os pontos experimentais com o perfil laminar de Blasius.	75
Figura 49 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 250 mm da placa plana.	77
Figura 50 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 250 mm da placa plana, colapso em Strouhal pelo diâmetro do fio.	78

Figura 51 – Gráfico de Strouhal por Re_D para cilindro com $D = 1,3$ mm posicionado a 250 mm da placa plana.	78
Figura 52 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 250 mm da placa plana, colapso e Mach e Strouhal pelo diâmetro do fio.	79
Figura 53 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 250 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	80
Figura 54 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 250 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	81
Figura 55 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 40 mm da placa plana.	83
Figura 56 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 13 mm da placa plana.	84
Figura 57 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 40 mm da placa plana, colapso e Mach e Strouhal pelo diâmetro do fio.	85
Figura 58 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 13 mm da placa plana, colapso e Mach4 e Strouhal pelo diâmetro do fio.	86
Figura 59 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 40 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	87
Figura 60 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 40 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	88
Figura 61 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 13 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	89
Figura 62 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 13 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	90
Figura 63 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 6 mm da placa plana.	92
Figura 64 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 3 mm da placa plana.	93
Figura 65 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 6 mm da placa plana, colapso e Mach e Strouhal pelo diâmetro do fio.	94
Figura 66 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 3 mm da placa plana, colapso e Mache Strouhal pelo diâmetro do fio.	95

Figura 67 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 6 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	96
Figura 68 – Mapas de fontes acústicas (Damas) para cilindro posicionado a 6 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	97
Figura 69 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 3 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	98
Figura 70 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 3 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	99
Figura 71 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 1 mm da placa plana.	101
Figura 72 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro($D = 1,3$ mm) a 1 mm da placa plana, colapso e Mach e Strouhal pelo diâmetro do fio.	102
Figura 73 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 1 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	103
Figura 74 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 1 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas(parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).	104
Figura 75 – Espectro de ruído (CBF) gerado para a velocidade de escoamento livre de 15 m/s.	104
Figura 76 – Espectro de ruído (CBF) gerado para a velocidade de escoamento livre de 20 m/s.	105
Figura 77 – Espectro de ruído (CBF) gerado para a velocidade de escoamento livre de 25 m/s.	105
Figura 78 – Espectro de ruído (CBF) gerado para a velocidade de escoamento livre de 29 m/s.	105
Figura 79 – Espectro de ruído (DAMAS) gerado para a velocidade de escoamento livre de 15 m/s.	106
Figura 80 – Espectro de ruído (DAMAS) gerado para a velocidade de escoamento livre de 20 m/s.	106
Figura 81 – Espectro de ruído (DAMAS) gerado para a velocidade de escoamento livre de 25 m/s.	107
Figura 82 – Espectro de ruído (DAMAS) gerado para a velocidade de escoamento livre de 29 m/s.	107

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Tabela de Erro na medição da velocidade de escoamento livre para algumas faixas de velocidade.	58
Tabela 2 – Resultados do nível de turbulência do túnel de vento.	61
Tabela 3 – Tabela Comparativa entre valores teóricos e experimentais obtidos para a camada limite.	76
Tabela 4 – Valores de δ e δ^* em $x = a$ 120 mm para as velocidades utilizadas nos ensaios.	76
Tabela 5 – Tabela de relação entre o Gap e o diâmetro do fio (G/D).	82
Tabela 6 – Tabela de relação entre δ/D para as diferentes velocidades de escoamento livre.	82
Tabela 7 – Tabela de relação G/δ	82

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

- CBF** - Beamforming Convencional (*Conventional Beamforming*)
- CSM** - Matriz de espectros Cruzados (*Cross Spectral Matrix*)
- CTA** - Anemômetro de temperatura Constante (*Constant Temperature Anemometry*)
- DAMAS** - Método de Deconvolução para o Mapeamento de Fontes Acústicas (*Deconvolution Approach for the Mapping of Acoustic Sources*)
- EESC** - Escola de Engenharia de São Carlos
- FAPESP** - Fundação de Amparo à pesquisa do Estado de São Paulo
- Finep** - Financiadora de Inovação e Pesquisa
- HWA** - Anemometria à Fio Quente (*Hot Wire Anemometry*)
- LANT** - Túnel de Vento de Baixo Ruído de Fundo e Turbulência (*Low Acoustic Noise and Turbulence*)
- NI** - *National Instruments* (empresa de sistemas de aquisição de dados)
- OASPL** - (*Overall Sound Pressure Level*)
- PIV** - Velocimetria por Imagem de Partículas (*Particle Image Velocimetry*)
- PSD** - Densidade de Potência Espectral (*Power Spectral Density*)
- psf** - Fonte pontual de amplitude unitária (*point spread function*)
- SPL** - Nível de Pressão Sonora (*Sound Pressure Level*)
- UFSC** - Universidade Federal de Santa Catarina
- USP** - Universidade de São Paulo
- ROI** - Região de Interesse
- ROI** - Wind Tunnel Noise (Ruído de fundo de túnel)

LISTA DE SÍMBOLOS

L	Comprimento de seção do túnel de vento
A	Área da seção do túnel de vento
dp/dx	Gradiente de pressão
G	Valor da distância entre cilindro e parede.
D	Valor do diâmetro do cilindro.
x	Distância relativa ao bordo de ataque do modelo de placa plana; Direção de eixo coordenado cartesiano
y	Distância relativa ao modelo; Direção de eixo coordenado cartesiano
z	Direção de eixo coordenado cartesiano
Re	Número de <i>Reynolds</i>
Ma	Número de <i>Mach</i>
St	Número de <i>Strouhal</i>
δ	Espessura da camada limite
δ^*	Espessura de deslocamento da camada limite
ω	Frequência angular
CSM	Matriz de espectros cruzados (<i>Cross-Spectral Matrix</i>)
b	Escalar que denota a estimativa espectral do nível de pressão sonora, <i>beam-forming</i> convencional
\mathbf{p}	Vetor contendo as estimativas espectrais dos níveis de pressão sonora para cada microfone
\mathbf{h}	Vetor direção (<i>steering vector</i>), função de transferência normalizada
o	Ponto de referência, centro da antena de microfones
s	Ponto focal
m	Ponto do microfone na antena

n	Ponto na malha; constante arbitrária do anemômetro (anemometria);
$\vec{r}_{o,n}$	Vetor entre o ponto na malha e o ponto de referência
$\vec{r}_{m,n}$	Vetor entre os microfones e um ponto na malha
$\vec{r}_{m,o}$	Vetor entre os microfones e o ponto de referência
$\vec{r}_{o,s}$	Vetor entre o ponto focal e o ponto de referência
$\vec{r}_{m,s}$	Vetor entre o ponto focal e os microfones
M	Número total de microfones
N	Número total de pontos na malha
j	Indica número complexo, $\sqrt{-1}$
\mathbf{g}	Vetor função de transferência, modela a propagação de uma onda de pressão
c	Velocidade do som no meio
$\mathbf{1}_{M \times M}$	Matriz de ordem $M \times M$, possuindo todos os seus elementos iguais á 1, com exceção de sua diagonal principal, os quais possuem valores iguais á 0
\mathbf{q}	Vetor contendo as amplitudes das fontes sonoras assumidas nos pontos da malha
G	Matriz das funções de transferência, de ordem $M \times N$
\dagger	Operador hermitiano
\circ	Operador produto de <i>Hadamard</i>
$*$	Operador complexo conjugado
A	Matriz de ordem $N \times N$, contendo os valores da <i>psf</i> para cada ponto na malha
\mathbf{X}	Amplitude dada pela autocorrelação das fontes, resposta do método <i>DAMAS</i> ;
Lx	Comprimento na direção horizontal da malha, eixo x
Ly	Comprimento na direção vertical da malha, eixo y
Ix	Comprimento na direção horizontal da região de interesse, eixo x
Iz	Comprimento na direção vertical da região de interesse, eixo z
Bw	<i>Beamwidth</i> (largura do feixe)

f	Frequência;
μ	Viscosidade molecular do fluido
ν	Viscosidade cinemática do fluido
ρ	Densidade do fluido
U	Velocidade do escoamento
g	Aceleração gravitacional; posição de todas as partículas
T_w	Temperatura do sensor do anemômetro
T_a	Temperatura do do fluido
R_w	Resistências do fio a temperatura T_w
R_a	Resistências do fio a temperatura T_a
A	Constante arbitrária do anemômetro
B	Constante arbitrária do anemômetro
E	Tensão medida no anemômetro
R_1	Resistência da sonda
R_L	Resistência do cabo
ΔP	Diferença de pressão do escoamento
f_c	Frequência de corte do filtro
λ_c	Comprimento de onda máximo

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	29
1.1	Objetivos	30
1.1.1	Objetivo Geral	30
1.1.2	Objetivos Específicos	30
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	31
2.1	Escoamento sobre cilindros	31
2.1.1	Cilindro próximo a parede	32
2.2	Medições Aeroacústicas em túneis de vento	36
3	METODOLOGIA	39
3.1	Ensaio aeroacústicos	39
3.1.1	Beamforming Convencional	39
3.1.2	Métodos de Deconvolução	41
3.1.3	Ponderação da antena de Microfones	42
3.1.4	Infraestrutura Disponível	42
3.1.5	Validação do Método de aquisição acústico	45
3.2	Anemometria à fio quente	48
3.2.1	Calibração do sistema	50
3.2.2	Infraestrutura disponível	50
3.2.3	Sistema de Posicionamento	52
3.3	Túnel de Vento	53
3.3.1	Descrição	55
3.3.2	Instrumentação	57
3.3.3	Qualificação	58
3.3.3.1	Nível de Turbulência	60
3.3.3.2	Uniformidade do Escoamento	61
3.3.3.3	Ruído de Fundo de túnel	61
3.4	Modelo de testes	66
4	RESULTADOS	69
4.1	Ruído de fundo de túnel com Modelo	69
4.2	Medição Camada Limite da Placa plana	74
4.3	Cilindro posicionado Longe da Parede	76
4.4	Cilindro Próximo a Parede	82

5	CONCLUSÃO	109
6	TRABALHOS FUTUROS	111
	REFERÊNCIAS	113

1 INTRODUÇÃO

Nas últimas décadas vem crescendo cada vez mais o interesse em pesquisas relacionadas ao ruído gerado pelos veículos de transporte. Na indústria aeronáutica esse interesse acontece devido à preocupação com o conforto dos passageiros e às políticas ambientais de poluição sonora, cada vez mais restritivas. Como exemplo, o documento Flightpath 2050, (DARECKI et al., 2011), que estipula os objetivos para a aviação europeia até 2050, prevê uma redução de 65% da emissão de ruído das aeronaves em relação ao ano 2000. Os aeroportos também apresentam suas próprias restrições quanto a emissão de ruído, sendo muitas vezes mais restritivos, devido à proximidade a zonas urbanas.

O som gerado pelo escoamento de um fluido, ruído aeroacústico, pode ser proveniente de diversas fontes, dentre elas a passagem do escoamento sobre um corpo. Entender as fontes de geração de som é um dos primeiros passos para conseguir reduzir essa emissão sonora, (COX; BRENTNER; RUMSEY, 1998). Juntamente com alguns formatos de aerofólios, uma das geometrias que recebe maior atenção nas pesquisas é o cilindro, (BEARMAN; ZDRAVKOVICH, 1978). O som gerado pela passagem do escoamento sobre um cilindro vem sendo objeto de pesquisa desde o estudo de Strouhal sobre os *Aeolian tones*, (BLEVINS, 1984; INOUE; HATAKEYAMA, 2002).

Quando na proximidade de paredes planas, o escoamento sobre cilindros recebe atenção das pesquisas também devido a diversas outras aplicações em engenharia. Dentre elas, destacam-se tubos próximos a parede de trocadores de calor, refrigeração em fios de circuitos eletrônicos, tubulações próximas do solo ou no fundo do mar, cabos submarinos entre outros, (BOSCH; KAPPLER; RODI, 1996; BHATTACHARYYA; DHINAKARAN, 2008; WANG; TAN, 2008; DIPANKAR; SENGUPTA, 2005; PRICE et al., 2002). O desprendimento de vórtices associado à passagem do escoamento sobre corpos pode ser altamente influenciado pela proximidade de uma parede, influenciando nas forças que atuam sobre o corpo e no ruído acústico emitido, (BOSCH; KAPPLER; RODI, 1996; BHATTACHARYYA; DHINAKARAN, 2008). A predição do ruído aeroacústico gerado pela passagem do escoamento sobre corpos é um problema desafiador e dados acústicos experimentais do som gerado por cilindros circulares não são tão difundidos na literatura, (COX; BRENTNER; RUMSEY, 1998; HUTCHESON; BROOKS, 2012).

O estudo de tais problemas requer a utilização de instalações especializadas. Um túnel de vento presente no departamento de aeronáutica da USP-EESC foi especialmente projetado para a execução de experimentos em aeroacústica e aerodinâmica. Para tal, características como baixo ruído de fundo, mínima reflexão acústica e baixo nível de turbulência do escoamento livre devem ser atingidas. Tais características em conjunto apresentam alta dificuldade em serem obtidas, o que torna a instalação única no Brasil e uma das poucas no mundo.

Para as medições, a instalação conta com uma antena de microfones utilizada na obtenção das fontes acústicas e dos espectros de ruído, enquanto para caracterização do escoamento são utilizadas técnicas de Particle Image Velocimetry (PIV) e Anemometria a fio quente. Para medições aeroacústicas confiáveis é necessário conhecer o ruído de fundo do túnel e garantir que este esteja abaixo do ruído gerado pelo modelo que será estudado. Mueller et al. (2002) coloca entre as principais fontes de ruído de fundo em um túnel de vento o motor do ventilador, a turbulência do escoamento livre, a camada limite das paredes e o ruído auto induzido dos microfones.

Este documento está dividido em 6 capítulos. O primeiro capítulo traz uma introdução ao leitor e apresenta os motivos e objetivos do trabalho. O capítulo 2 faz uma revisão bibliográfica sobre escoamento sobre cilindro e sobre medições aeroacústicas. O capítulo 3 mostra os equipamentos presentes no laboratório de pesquisa e as metodologias utilizadas. Os resultados encontrados para os experimentos realizados na presença do modelo se encontram no capítulo 4. No capítulo 5 serão apresentadas as Conclusões sobre o trabalho. Finalizando, o cap. 6 traz propostas de trabalhos futuros.

1.1 Objetivos

1.1.1 Objetivo Geral

Este trabalho tem por objetivo estudar experimentalmente o ruído do escoamento sobre um cilindro e investigar a influência da proximidade de uma parede plana com camada limite laminar na emissão sonora.

1.1.2 Objetivos Específicos

Para atingir este objetivo geral os seguintes itens deve ser realizados:

- Por ser o primeiro trabalho acústico realizado no túnel de vento LANT é necessário caracterizar o ruído de fundo do mesmo.
- Verificar a influência do método de aquisição acústica, tempo de aquisição e número de microfones.
- Caracterizar o ruído com a presença do modelo de placa plana.
- Aferir o perfil de camada limite presente no modelo.
- Verificar o ruído gerado pelo cilindro longe da parede.
- Aproximar o cilindro da parede e verificar o ruído gerado pelo mesmo.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Escoamento sobre cilindros

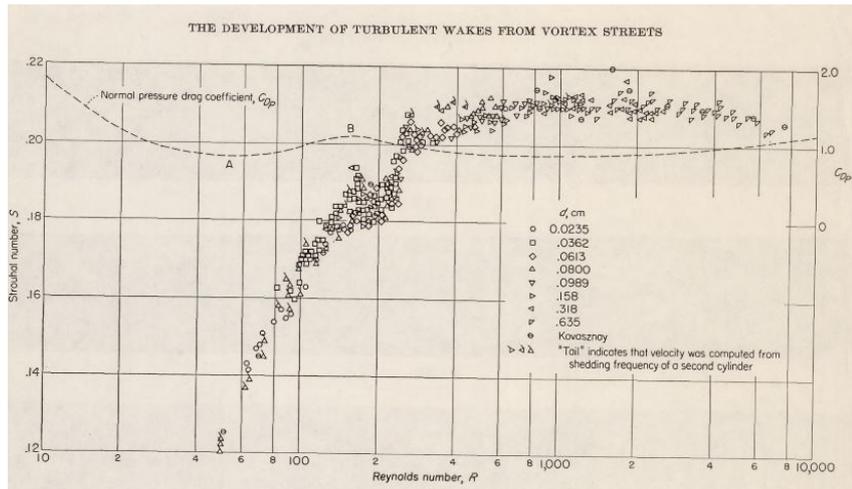
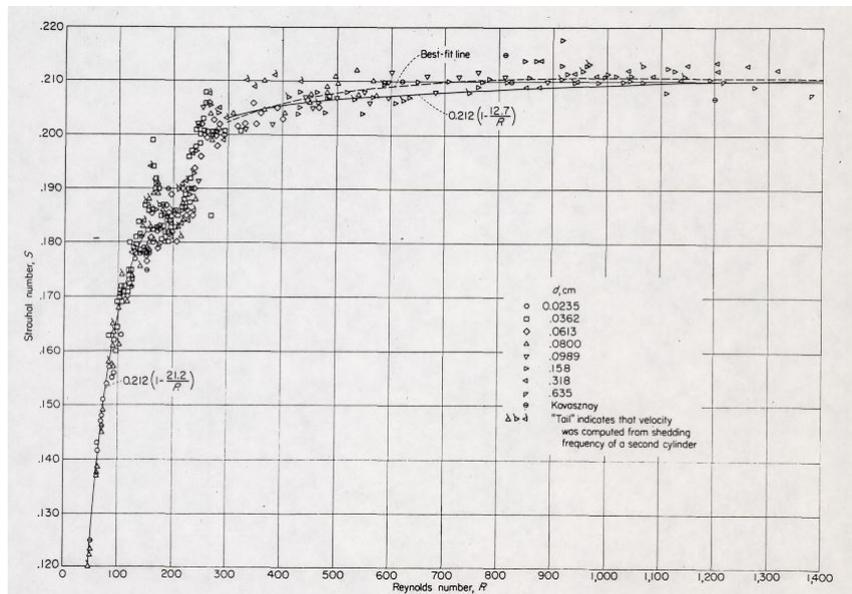
O som gerado pelo escoamento sobre cilindros circulares vem sendo objeto de estudo desde o trabalho de Strouhal (1878), quando este percebeu que a passagem do escoamento de um fluido, acima de uma certa velocidade, sobre um fio tensionado gerava a aparição de tons audíveis e que a frequência destes tons se aproximavam da relação

$$f = \frac{StU}{D} \quad (2.1)$$

onde f é frequência em Hz, U a velocidade do escoamento livre, D o diâmetro do fio e St um adimensional, atualmente chamado número de Strouhal, que variava entre 0,156 e 0,205.

Blevins (1984) apresenta uma revisão sobre trabalhos experimentais realizados em escoamento sobre cilindros. Vale destacar os trabalhos de Rayleigh (1879), Rayleigh (1915), Rayleigh (1945) que confirmam as conclusões de Strouhal, ao associar os tons e a vibração do fio a instabilidade dos vórtices de Von Karman que se desenvolvem na esteira do cilindro (KARMAN, 1912) e relacionam o número de Strouhal (St) em função do número de Reynolds baseado no diâmetro do cilindro (D). King (1974) e Roshko (1953) apresentam trabalhos experimentais em que analisam a relação de St por Re_D , Fig. 1, posteriormente seria mostrado que St é também dependente de outros parâmetros, como: rugosidade da superfície do cilindro (BURESTI; LANCIOTTI, 1979; SCHLINKER, 1963), relação comprimento por diâmetro do fio (l/D) (NORBERG, 1994) e nível de turbulência do escoamento livre, (KING, 1977).

O som gerado pela passagem do escoamento sobre cilindros também vem sendo objeto de estudo ao longo do tempo. Gerrard (1955) mostrou que a frequência (f) do som gerado era a mesma frequência do desprendimento de vórtices na esteira do cilindro. Etkin, Korbacher e Keefe (1957) realizaram experimentos acústicos em túnel de vento, com um microfone posicionado fora da seção de testes, para mostrar que o ruído gerado era de origem aerodinâmica e não dependia das propriedades elásticas do cilindro. Para isto ele variou o material e a fixação do cilindro mantendo seu diâmetro constante, Fig. 2. Etkin, Korbacher e Keefe (1957) também variaram a velocidade de escoamento livre para um mesmo cilindro e mediram as frequências dos tons encontrados, obtendo as mesmas frequências do desprendimento de vórtices e confirmando o mostrado por Gerrard (1955), Fig.3. Baseado na teoria acústica de Lighthill (1952) também foi mostrado que o desprendimento de vórtices de um cilindro se comporta como uma fonte do tipo dipolo, (GERRARD, 1955; ETKIN; KORBACHER; KEEFE, 1957; SCHLINKER, 1963; BLEVINS, 1984; INOUE; HATAKEYAMA, 2002).

(a) Gráfico St por Re_D .(b) Gráfico St por Re_D para baixos valores de Re .Figura 1 – Relações St por Re_D obtidas experimentalmente por Roshko, (ROSHKO, 1953)

2.1.1 Cilindro próximo a parede

Muitos trabalhos foram desenvolvidos com o passar do tempo sobre escoamento ao redor de um cilindro próximo à parede. A importância desses estudos vem principalmente de aplicações de engenharia, sendo um dos principais pontos o escoamento sobre cabos e dutos submarinos, (DIPANKAR; SENGUPTA, 2005; BURESTI; LANCIOTTI, 1992).

GÖKTUN (1975) realizou experimentos em um túnel de vento de seção aberta para um cilindro com 3" (76,2 mm) de diâmetro, aproximando este de placas com diferentes comprimentos, utilizando anemometria à fio quente para a medição do desprendimento de vórtices. Seus resultados mostraram que para relações do Gap (G) sobre o diâmetro do cilindro (D) acima de 2 o desprendimento de vórtices já se comportava como para um cilindro livre. Bearman 1978 também realizou experimentos com anemometria à fio quente verificando a influência da relação G/D no

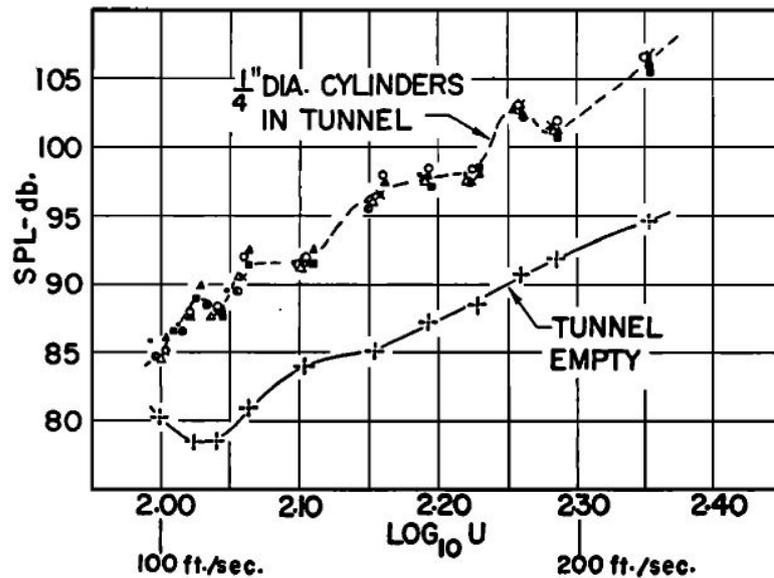
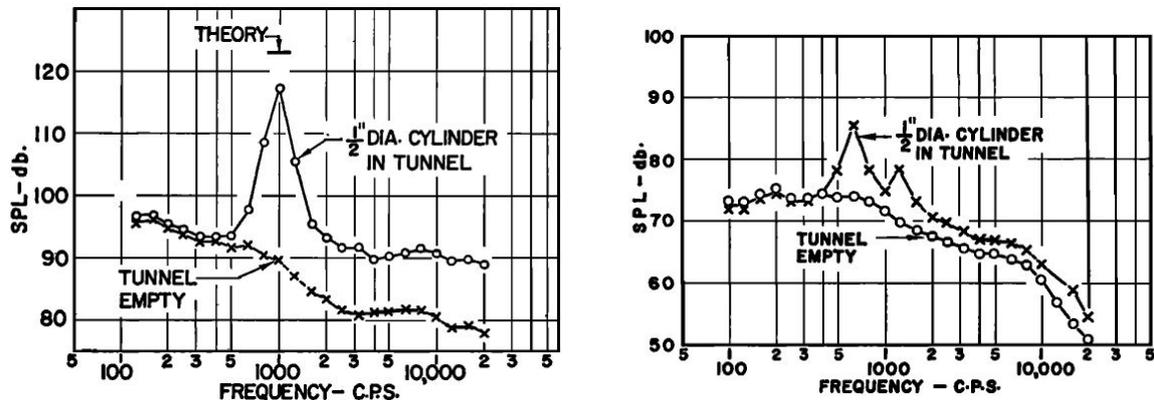


Figura 2 – Espectro de ruído encontrado por Etkin, Korbacher e Keefe (1957) para um cilindro de 1/4" em diferentes materiais e montagens, (Δ) Cilindro maciço de aço livre, (x) Cilindro maciço de cobre livre, (o) Tubo de cobre livre, (\bullet) Tubo de cobre clipado preso, (ETKIN; KORBACHER; KEEFE, 1957).

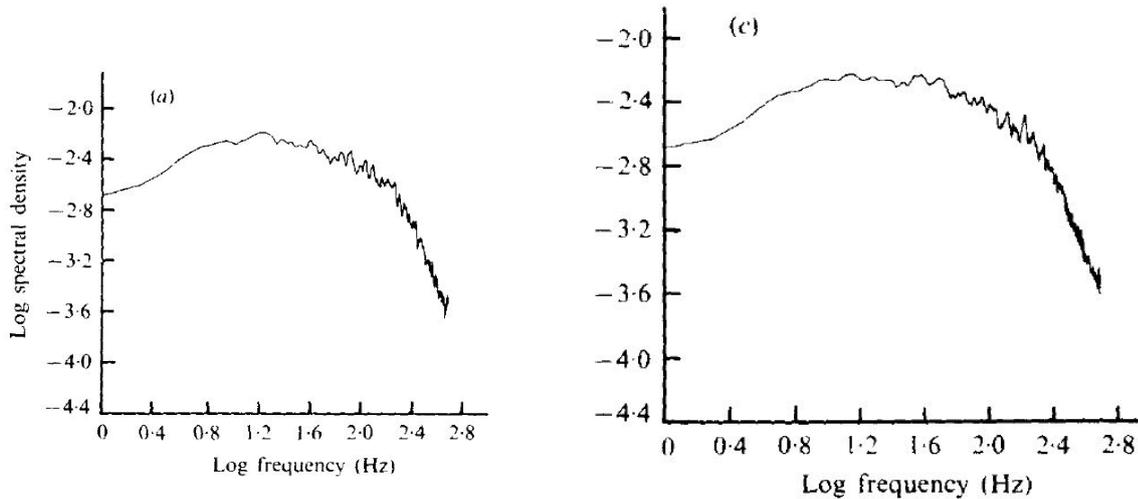


(a) Espectro de ruído a 225 ft/s(68 m/s) para um cilindro de 1/2" de diâmetro. (b) Espectro de ruído a 140 ft/s(43 m/s) para um cilindro de 1/2" de diâmetro.

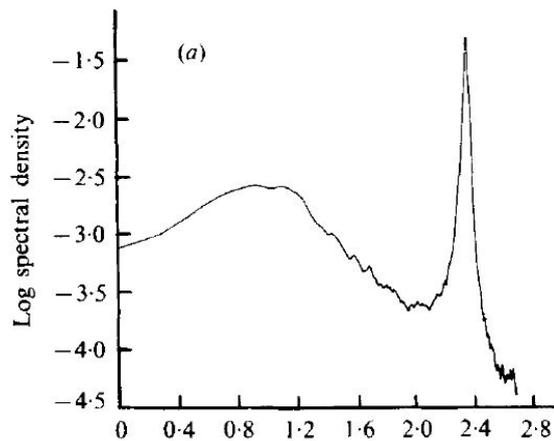
Figura 3 – Espectros de ruído em diferentes velocidades encontrados por Etkin, Korbacher e Keefe (1957) , (ETKIN; KORBACHER; KEEFE, 1957)

desprendimento de vórtices de um cilindro próximo a uma placa plana. Seus experimentos foram realizados em um cilindro com $D = 19$ mm, o Re_D de $2,5 \times 10^4$ e com relação de espessura da camada limite (δ)/ D de 0,8. O espectros encontrados por Bearman 1978, Fig. 4, mostram que para G/D baixo de 0,3 o anemômetro não encontra mais uma frequência definida do desprendimento de vórtices como para valores maiores de G/D . Esses resultados são similares a Buresti e Lanciotti (1979) que encontrou uma relação G/D de 0,4 e a Grass et al. (1984) que também encontrou 0,3. Angrilli, Bergamaschi e Cossalter (1982) realizaram experimentos em uma faixa de Re_D entre 2860 e 7640 e obteve uma relação para a variação da frequência de desprendimento de

vórtice em função de G/D que apresentava boa concordância com o resultados encontrado por GÖKTUN (1975), Fig. 5.



(a) Espectro do sinal do anemômetro para $G/D = 0$. (b) Espectro do sinal do anemômetro para $G/D = 0,2$.



(c) Espectro do sinal do anemômetro para $G/D = 2,0$.

Figura 4 – Espectro do sinal do anemômetro encontrados por Bearman1978 para diferentes valores de G/D , (BEARMAN; ZDRAVKOVICH, 1978)

Buresti e Lanciotti (1992) investigaram a influência da relação δ/D , entre 0,1 e 1,1, para o escoamento sobre um cilindro posicionado próximo a uma superfície plana. Seus experimentos foram feitos em um faixa de Re_D entre 0,85 à $2,77 \times 10^5$. As medidas foram feitas em um túnel de seção aberta com nível de turbulência de 0,9%, o cilindro utilizado possuía 118 mm de diâmetro e a relação de G/D foi variada de 0 à 1,5. Seus resultados mostraram um valor crítico de $G/D = 0,4$ para uma camada limite mais fina ($\delta/D = 0,1$) e 0,3 para os valores maiores de δ/D . As forças atuantes pelo escoamento sobre o cilindro são significativamente afetadas e dominadas pela relação (G/D), (BURESTI; LANCIOTTI, 1992; LEI; CHENG; KAVANAGH, 1999), apesar de Buresti e Lanciotti (1992) não terem encontrado uma relação clara para a relação

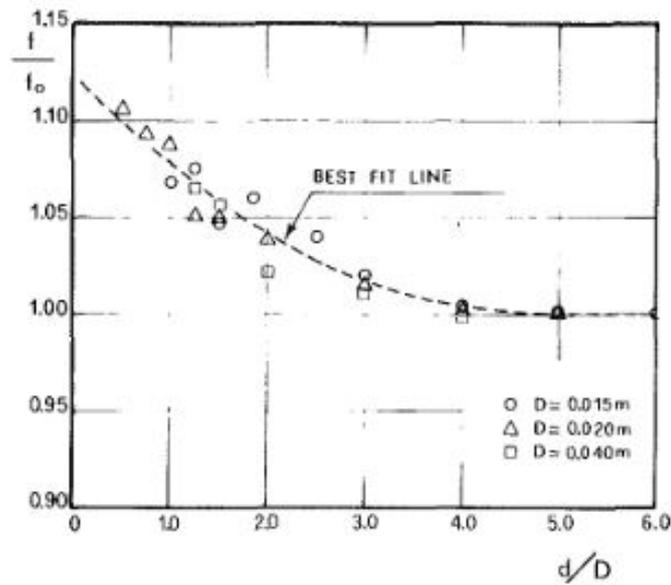


Figura 5 – Gráfico da Relação entre a variação da frequência de desprendimento de vórtices (f/f_0) e G/D , (ANGRILLI; BERGAMASCHI; COSSALTER, 1982).

entre G/D e a força de arrasto, Lei, Cheng e Kavanagh (1999) mostraram que o coeficiente de arrasto é ligeiramente maior para uma camada limite quando a relação G/D é pequena e que quando o cilindro se encontra fora da camada limite o arrasto praticamente não é afetado por G/D . Taniguchi e Miyakoshi (1990) mostraram que quando a parte inferior do cilindro entra em contato com a parte mais externa da camada limite turbulenta de uma parede plana ocorre uma supressão do desprendimento de vórtices e que nesta altura de Gap crítica (G/D) as forças atuantes no cilindro são drasticamente reduzidas. Esse valor crítico também se mostrou dependente da relação δ/D , Fig.6.

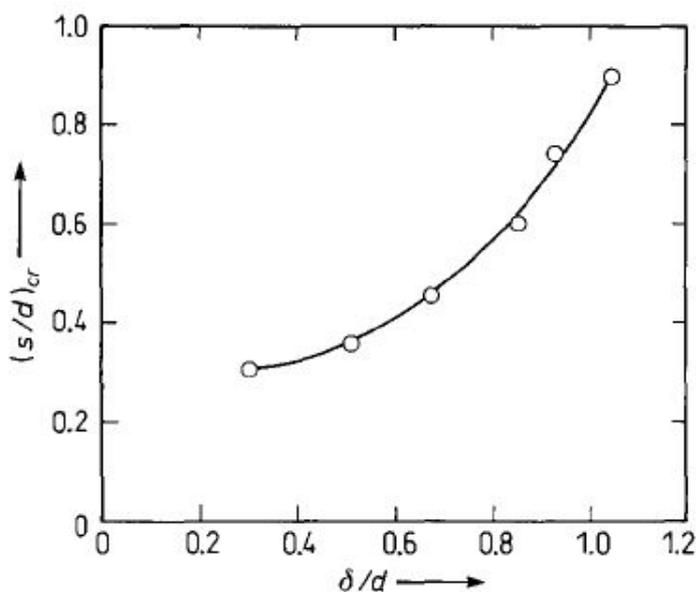


Figura 6 – Gráfico da Relação entre o Gap crítico (G/D) e δ/D , (TANIGUCHI; MIYAKOSHI, 1990).

2.2 Medições Aeroacústicas em túneis de vento

As pesquisas em aeroacústica têm se desenvolvido devido ao desenvolvimento de túneis de vento especialmente projetados para estes experimentos, (SODERMAN; T., 1999). Os estudos experimentais podem ser realizados em túneis sopradores fechados por uma câmara anecoica. Entretanto, nesses casos, o som gerado pelo modelo sofre influência da camada cisalhante do jato e é mais complicado obter as condições de contorno do experimento. Outra opção é a realização em túneis de circuito fechado, pois esses proporcionam condições de contorno melhor definidas, mas as medições acústicas são influenciadas pela camada-limite das paredes e pelas reflexões acústicas.

Para conseguir medir o som gerado por um modelo em túnel de vento é necessário conhecer o ruído de fundo do mesmo. Geralmente, deseja-se que o ruído do modelo seja cerca de 10 dB mais alto que o ruído de fundo de túnel, entretanto com 6 dB de diferença ainda é possível recuperar o sinal, abaixo disso a medição se torna ruim, (MUELLER et al., 2002).

Para medições em túneis de seção fechada e circuito fechado, as medições de ruído de fundo podem ser realizadas com um microfone apontado na direção do escoamento ou com uma antena de microfones montada na parede do túnel. Quando um único microfone é utilizado, este deve possuir uma carenagem aerodinâmica conhecida como *nosecap*, Fig. 7, que isola o sensor das variações de pressão total do escoamento.

Quando uma antena de microfones é utilizada em um túnel de seção fechada, um dos problemas que ocorrem é a passagem da camada-limite turbulenta da parede do túnel sobre os microfones, (MUELLER et al., 2002). Nesses casos, o pós-processamento dos sinais é feito de

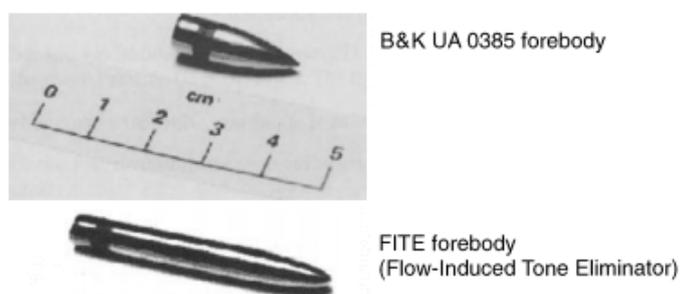


Figura 7 – Exemplo de microfones com carenagem utilizados para medições acústicas com um único microfone no escoamento, (MUELLER et al., 2002).

maneira a atenuar ruídos provenientes de outras direções, fora da região de interesse, e ruído não bem correlacionados, como o da camada-limite. Assim, a presença do ruído da camada-limite sobre os microfones é aceitável se o ruído da fonte for alto o suficiente ou se o número de microfones e tempo de aquisição for suficientemente grande, (HORNE; JAMES, 1999). Shin2007 realizou um estudo que mostrou que cada vez que o número de médias utilizadas no cálculo do espectro é dobrado, aumentando tempo de aquisição ou número de microfones por exemplo, o ruído de fundo medido cai por volta de 1,5 dB.

Um dos métodos utilizados para reduzir o ruído gerado pela passagem da camada-limite sobre os microfones é o recuo dos microfones na antena. Um pequeno movimento dos microfones para trás, pode gerar uma significativa redução no ruído. Entretanto, se os microfones forem simplesmente recuados dentro dos furos na placa da antena, as zonas abertas dos furos podem interagir com o escoamento e gerar ressonância acústica. Jaeger, Horne e Allen (2000) utilizaram um método aplicando uma folha de *Kevlar* esticada sobre a antena de microfones que foi recuada em 12,7 mm, Fig. 8. A Figura 9 mostra os resultados encontrados por Jaeger, Horne e Allen (2000) comparando a antena com e sem recuo e uma predição para o método recuado.

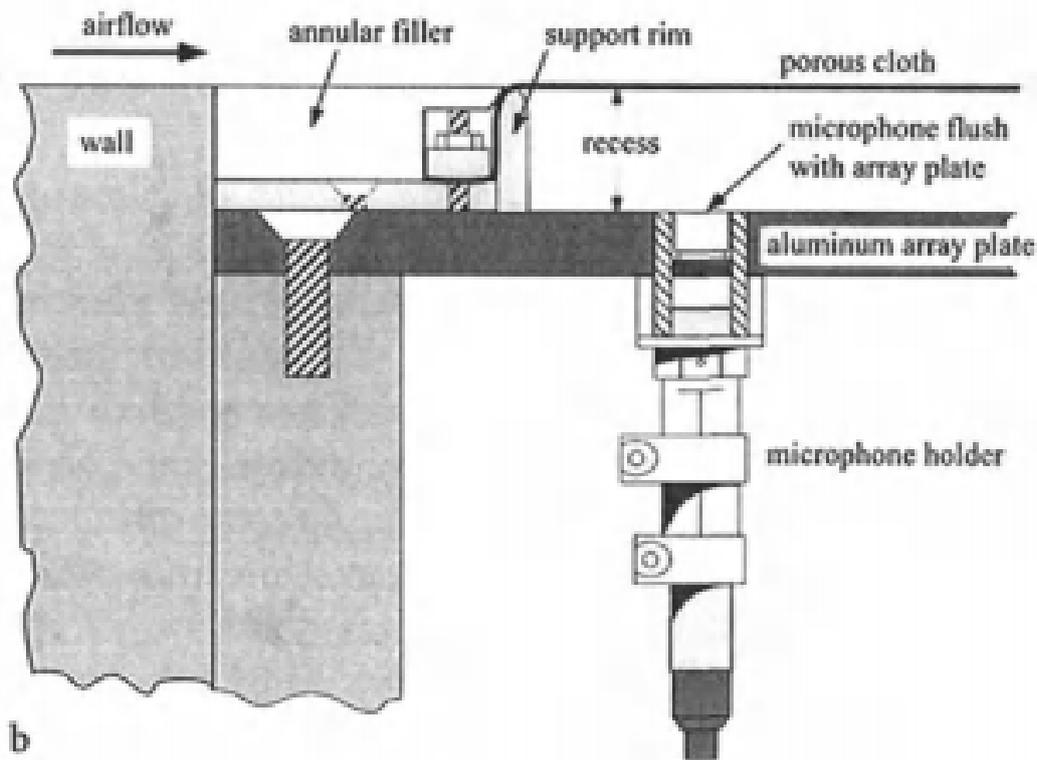


Figura 8 – Método de recuo da antena com aplicação de *Kevlar*, (JAEGER; HORNE; ALLEN, 2000).

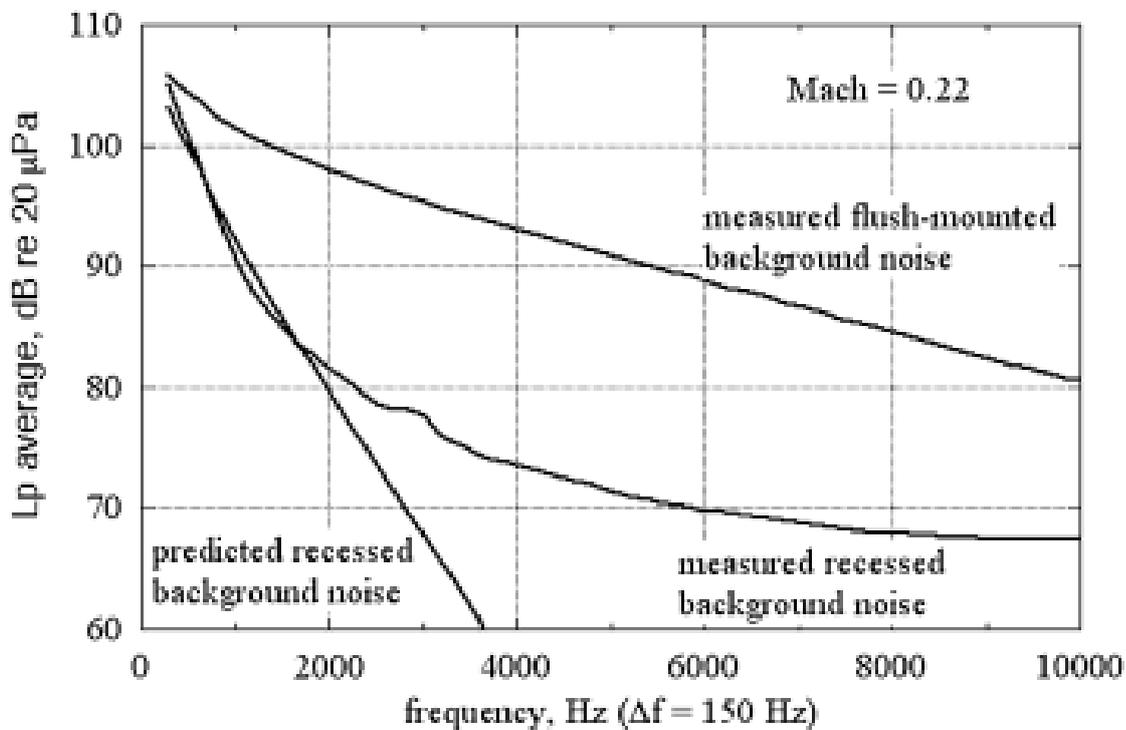


Figura 9 – Espectros de ruído de fundo com e sem aplicação de *Kevlar* e recuo da antena, (JAEGER; HORNE; ALLEN, 2000).

3 METODOLOGIA

Esta seção apresenta a metodologia e infraestrutura utilizadas nos experimentos, descrevendo os equipamentos de medição e técnicas de pós-processamento disponíveis no grupo de pesquisa, juntamente com o túnel de vento e o modelo de testes.

3.1 Ensaios aeroacústicos

A seção a seguir apresenta as técnicas e equipamentos utilizados para a execução dos ensaios aeroacústicos. O grupo de pesquisa já possui experiência com ensaios aeroacústicos em túneis de vento de seção e circuito fechado, através da realização de trabalhos em ruído de eslate, (AMARAL et al., 2014; AMARAL et al., 2014; Pagani Jr, 2014; AMARAL, 2015; AMARAL et al., 2015; AMARAL et al., 2016; AMARAL et al., 2016; Pagani Jr; SOUZA; MEDEIROS, 2016; Pagani Jr; SOUZA; MEDEIROS, 2017) e desenvolvido códigos de pós-processamento de dados em beamforming convencional e métodos de deconvolução, (Pagani Jr, 2014; AMARAL, 2015).

3.1.1 Beamforming Convencional

Os algoritmos de beamforming convencional, incluindo o utilizado pelo grupo de pesquisa, assumem a propagação de ondas esféricas em campo livre advindas de fontes do tipo monopolo descorrelacionadas. Um plano de estudo é definido contendo uma malha com N pontos. Utilizando uma antena contendo M microfones, o algoritmo busca estimar a amplitude e localização de fontes de ruído presentes na região de interesse para uma dada frequência. A Figura 10 mostra um esquema do código de beamforming desenvolvido e utilizado pelo grupo de pesquisa, onde o é um ponto de referência no centro da antena e $\vec{r}_{o,n}$ e $\vec{r}_{m,o}$ os vetores posição entre um ponto da malha e a referência e entre um microfone e a referência, respectivamente.

Uma formulação usual de beamforming para cada ponto da malha n , $1 \leq n \leq N$, no domínio da frequência é dada por

$$b(\vec{r}_{o,n}, \omega) = \mathbf{h}^\dagger(\vec{r}_{m,n}, \omega) \langle \mathbf{p}(\vec{r}_{m,o}, \omega) \mathbf{p}^\dagger(\vec{r}_{m',o}, \omega) \rangle \mathbf{h}(\vec{r}_{m,n}, \omega), \quad (3.1)$$

onde b representa uma escalar da estimativa espectral da pressão sonora em uma frequência angular $\omega = 2\pi f$ no ponto de foco n em relação a referência. O vetor \mathbf{p} contém a estimativa espectral de pressão sonora de cada microfone m , $1 \leq m \leq M$, na frequência angular ω , que é escrita como a transformada de Fourier dos sinais adquiridos. Já \mathbf{h} representa o *steering vector*, utilizado para modelar a propagação acústica entre um ponto da malha e os microfones. O

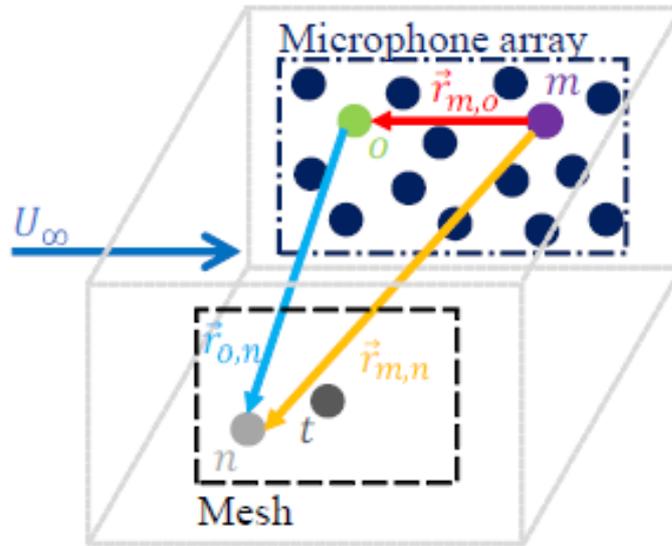


Figura 10 – Esquema da referências utilizadas no código de beamforming utilizado

simbolo \dagger representa o operador hermetiano. Nesta formulação, espera-se que a resposta máxima seja encontrada quando n coincidir com a fonte de ruído.

O *steering vector* é uma função transferência normalizada, no código utilizado pelo laboratório é dada por

$$\mathbf{h}(\vec{r}_{m,n},\omega) = \frac{\mathbf{g}(\vec{r}_{m,n},\omega)}{\sqrt{\sum_{m=1}^M \sum_{m'=1}^M |g(\vec{r}_{m,n},\omega)| |g(\vec{r}_{m',n},\omega)|}}, \quad (3.2)$$

sendo $g(\vec{r}_{m,n},\omega)$ a função transferência que modela a propagação esférica de uma onda de pressão, com atraso de fase e decaimento de amplitude, dada por

$$g(\vec{r}_{m,n},\omega) = \frac{r_{o,n}}{r_{m,n}} e^{\frac{-j\omega(r_{m,n}-r_{o,n})}{c}}, \quad (3.3)$$

onde c é a velocidade do som e j representa $\sqrt{-1}$.

O produto externo entre pares de microfones presente na equação 3.1 define a matriz de espectros cruzados (CSM). Esta é uma matriz $M \times M$ que contém as autocorrelações e as correlações cruzadas entre os espectros de ruído para cada frequência, e é escrita como

$$CSM(\omega) = \langle \mathbf{p}(\vec{r}_{m,o},\omega) \mathbf{p}^\dagger(\vec{r}_{m',o},\omega) \rangle. \quad (3.4)$$

A CSM é calculada através das medições acústicas de cada microfone. As séries temporais são divididas em blocos e janeladas pela função de *Hanning*. Em seguida, são extraídas as transformadas de Fourier dos sinais e calculado o produto externo entre pares de microfones. A

diagonal principal da matriz CSM é removida para reduzir o efeito da camada limite turbulenta que passa sobre os microfones e melhorar a relação de sinal-ruído.

Quando existe a presença de escoamento livre, como no caso do túnel de vento, é necessário realizar algumas correções na função transferência g , eq. 3.3, devido ao efeito convectivo do escoamento sobre a propagação das ondas acústicas, (ALLEN; SODERMAN, 1997; MUELLER et al., 2002; OERLEMANS, 2009; Pagani Jr, 2014).

3.1.2 Métodos de Deconvolução

Os mapas acústicos calculados através de algoritmos de beamforming convencional são gerados pela convolução do sinal de pressão obtido nos microfones com o padrão de resposta da antena. Deste modo, os resultados são afetados pela projeto da antena, ou seja, sua abertura, número e disposição espacial dos microfones. Esse tipo de influência pode ser atenuada através de métodos de deconvolução, que buscam obter a localização das fontes sonoras evitando a influência dos parâmetros geométricos da antena. Yardibi et al. (2010) e Herold e Sarradj (2017) apresentam comparações entre alguns métodos de deconvolução utilizados com algoritmos de beamforming. No código desenvolvido pelo grupo de pesquisa estão presentes os métodos *Deconvolution Approach for the Mapping of Acoustic Sources* (DAMAS), (BROOKS; HUMPHREYS, 2006), e *CLEAN based on Source Coherence* (CLEAN-SC), (SIJTSMA, 2007), porém apenas o método DAMAS será empregado neste trabalho.

O método de deconvolução DAMAS é uma técnica iterativa que propõe um sistema de equações lineares para a contribuição de N fontes, sendo N o número de pontos da malha, em cada ponto, ponderadas pela função de resposta da antena (Point Spread Function - PSF). A PSF é o padrão de resposta da antena à uma fonte pontual de amplitude unitária localizada em um ponto t da malha, Fig. 10. A energia da fonte localizada no ponto focal t é espalhada nos demais $N-1$ pontos da malha, gerando o padrão de resposta, que é caracterizado por conter um lobo principal, bem definido em t , e diversos lóbulos laterais circulando o principal. A técnica DAMAS propõe um sistema de equações com N incógnitas relacionadas à saída do beamforming convencional como

$$\mathbf{b} = \mathbf{A} \cdot \mathbf{X}, \quad (3.5)$$

onde \mathbf{A} é uma matriz $N \times N$ contendo a PSF para cada ponto de foco projetado na malha, \mathbf{X} é um vetor $1 \times N$ contendo as fontes de ruído descorrelacionado para cada ponto na malha, e \mathbf{b} é saída do beamforming convencional, que na formulação DAMAS é dada como

$$b(\vec{r}_{o,n}, \omega) = \frac{\mathbf{g}^\dagger(\vec{r}_{m,n}, \omega) (\mathbf{CSM} \circ \mathbf{1}_{M \times M}) \mathbf{g}(\vec{r}_{m,n}, \omega)}{M^2 - M}. \quad (3.6)$$

3.1.3 Ponderação da antena de Microfones

A técnica de beamforming pode sofrer com a perda de coerência sofrida pelos sinais dos microfones da antena. Para túneis de vento de câmara de ensaios fechada, onde a antena é posicionada em uma das paredes da câmara de ensaios, a turbulência da camada limite pode ser uma fonte de perda de coerência de sinais. Sijtsma (2008) mostra que a CSM é prejudicada pela perda de coerência ocasionada pela turbulência do escoamento causando perda de qualidade nos mapas de fontes acústicas. A ponderação dos microfones da antena é uma técnica que pode ser utilizada para aprimorar os resultados encontrados.

A técnica de ponderação de microfones pode ser aplicada a formulação do beamforming através da utilização de um fator de ponderação w aplicada a cada *steering vector* h . Assim é obtido um *steering vector* ponderado h_w para cada microfone apontado a cada ponto da malha,

$$\mathbf{h}_w = \begin{bmatrix} h_1 w_1 \\ h_2 w_2 \\ \vdots \\ h_m w_m \\ \vdots \\ h_M w_M \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Assim, substitui-se na equação 3.1 os termos h pelo *steering vector* ponderado h_w obtendo

$$b(\vec{r}_{o,n}, \omega) = h_w^\dagger(\vec{r}_{m,n}, \omega) \langle \mathbf{p}(\vec{r}_{m,o}, \omega) \mathbf{p}^\dagger(\vec{r}_{m',o}, \omega) \rangle h_w(\vec{r}_{m,n}, \omega). \quad (3.8)$$

Amaral et al. (2018) apresentam uma metodologia de ponderação dos microfones baseada na coerência entre os sinais dos mesmos. Em sua formulação o fator de ponderação w_m é definido como

$$w_m(\omega) = \frac{1}{M-1} \sum_{m'=1, m' \neq m}^M \frac{|CSM_{m,m'}(\omega)|^2}{|CSM_{m,m}(\omega)| |CSM_{m',m'}(\omega)|}. \quad (3.9)$$

3.1.4 Infraestrutura Disponível

Para a realização dos experimentos acústicos o grupo de pesquisa possui uma antena contendo 112 microfones. Esta antena foi especialmente projetada por Amaral, Serrano Rico e Medeiros (2018) para a utilização em túneis de vento com câmara de ensaio de seção fechada. Os microfones utilizados são do modelo 40PH da empresa *G.R.A.S Sound and Vibration*, Fig. 11, e possuem Faixa de Frequência de até 20 kHz e Faixa Dinâmica entre 32 dB e 135 dB. A



Figura 11 – Microfone *G.R.A.S. 40PH Sound and Vibrations*.

antena foi montada em um painel de acrílico de 10 mm de espessura de modo que esta possa substituir uma das janelas do túnel. O projeto da antena foi feito para fornecer boa resposta em baixa frequência, elevada Faixa Dinâmica e pequeno diâmetro de *Beamwidth*. As Figuras 12 e 13 mostram o esquema de disposição dos microfones e os resultados para *Beamwidth* e Faixa Dinâmica obtidos para a antena, respectivamente.

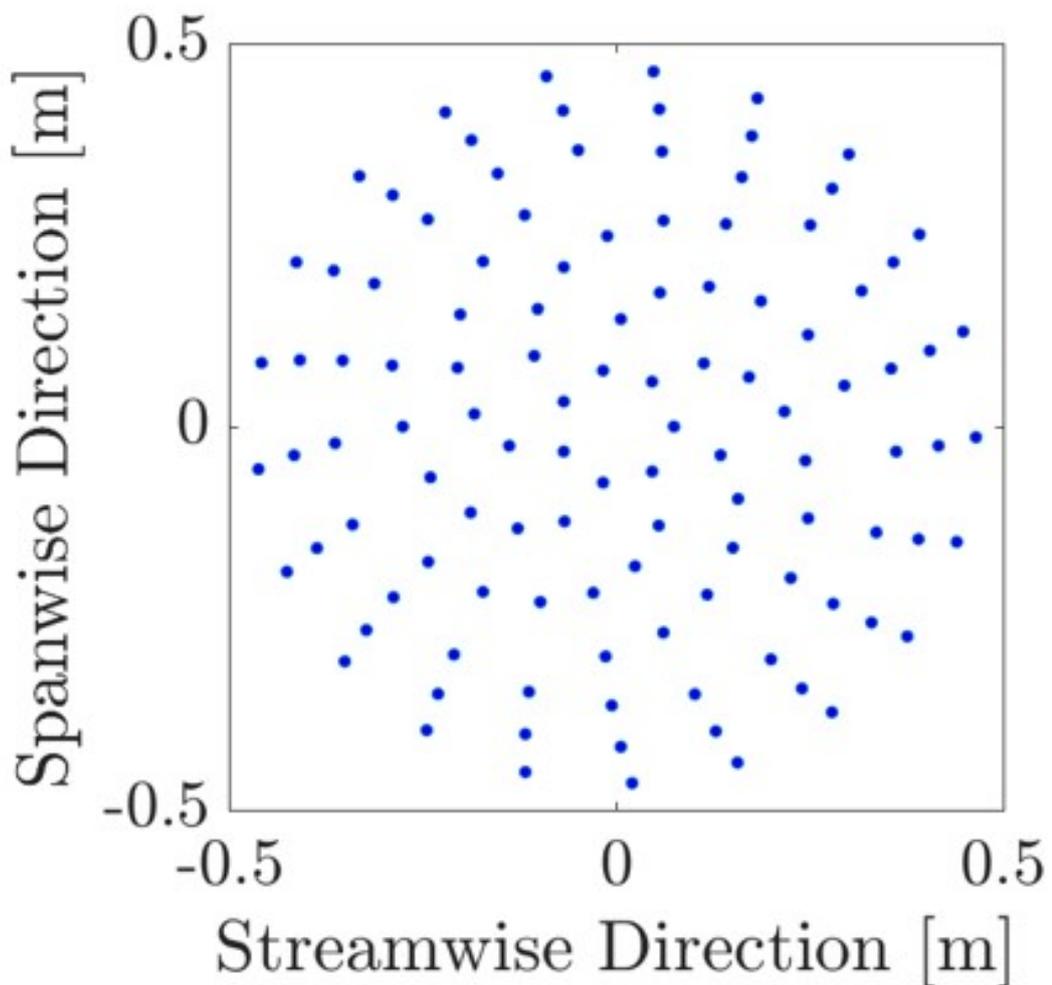


Figura 12 – Design da antena de microfones.

Para a aquisição de dados são utilizados equipamentos da empresa *National Instruments*.

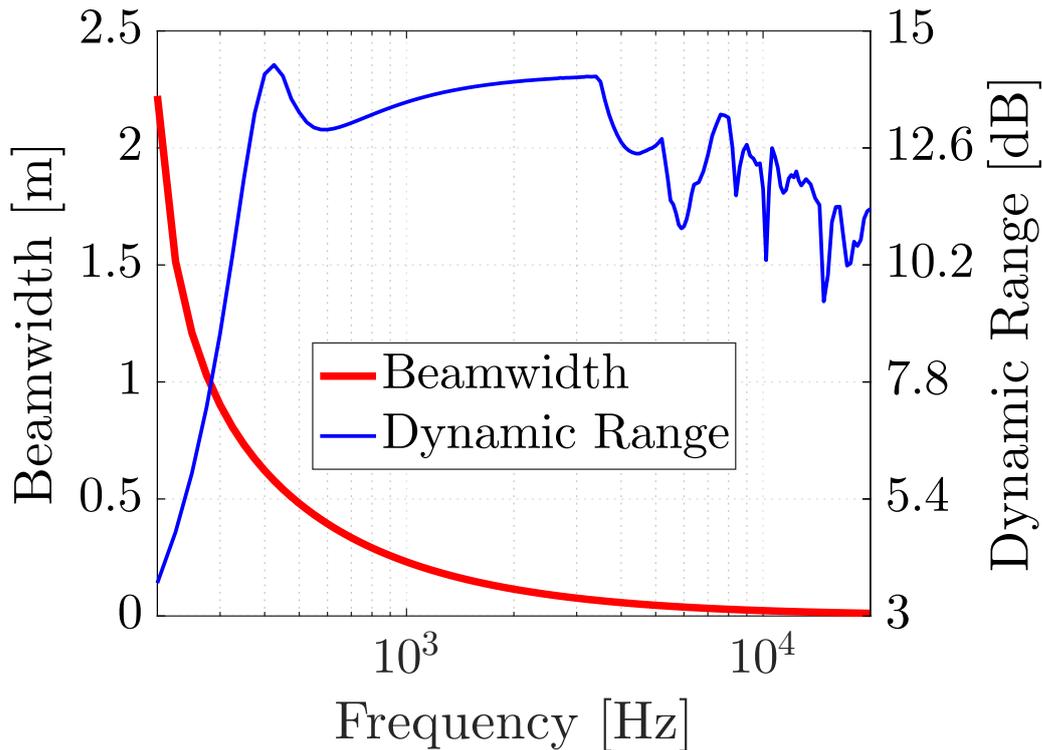
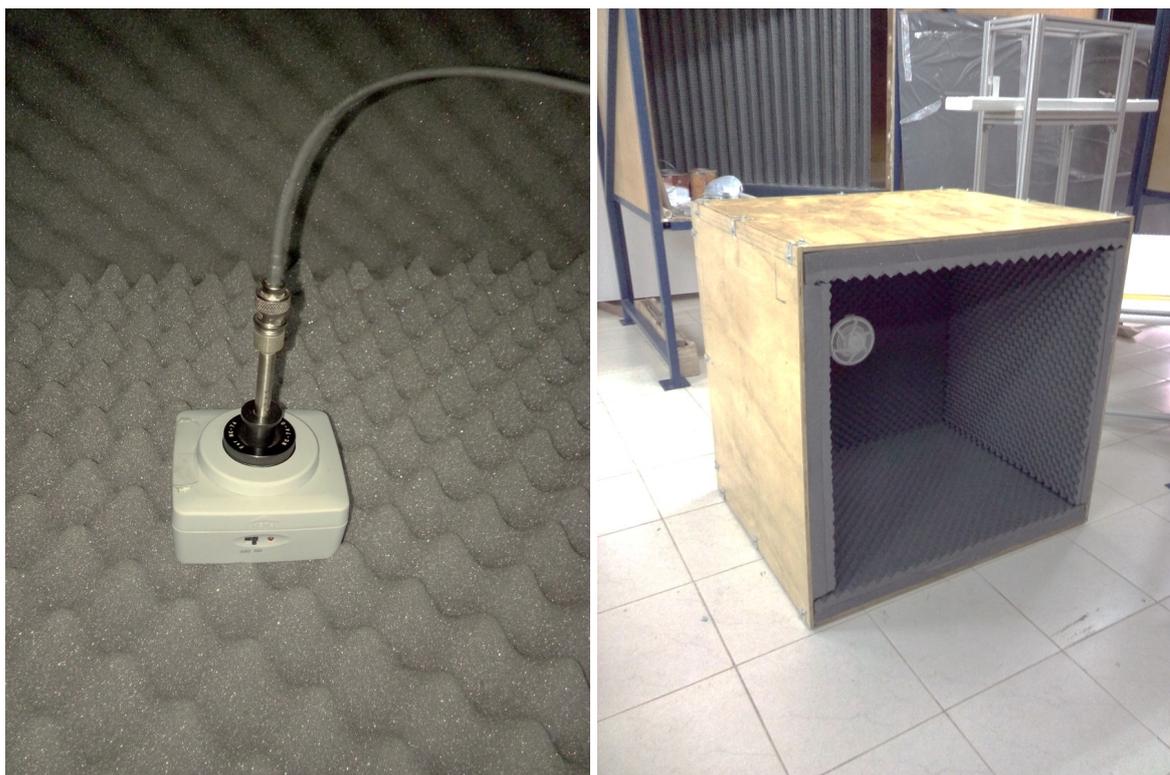


Figura 13 – *Beamwidth* e faixa dinâmica da antena utilizada para ensaios aeroacústicos.

O grupo possui um chassi PXI-1042Q montado com 7 placas de aquisição modelo PXI-4496. Cada placa possui 16 canais analógicos, 24 bits de resolução, operam com taxa de amostragem de 204,8 kS/s (1kS/s = 1000 amostras por segundo) e Faixa Dinâmica de 114 dB. A conexão entre os microfones e as placas de aquisição é feita através de cabos BNC, sendo agrupados em 7 microfones para cada canal analógico. Uma placa PXI-PCI8336 com taxa de transmissão de 132 MB/s é responsável pela transferência dos dados entre o chassi e o computador através de cabos de fibra ótica, (National Instruments, 2010).

O software empregado para aquisição e gravação dos dados foi desenvolvido pela UFSC com base na plataforma *LabView* da *National Instruments*. Através dele pode-se selecionar a quantidade de canais (microfones) que se deseja usar, o tempo de aquisição, a taxa de aquisição e o formato do arquivo de saída.

Antes da utilização em experimentos, a antena foi devidamente calibrada com o auxílio de um calibrador de microfones e uma câmara anecoica, Fig 14. A calibração é feita para obter a sensibilidade dos microfones, relação entre mV/Pa. O processo de calibração é feito 5 vezes para cada microfone e uma média é tirada. O calibrador fornece uma pressão de 1Pa na frequência de 1 kHz, o sinal é adquirido pelo software e processado com a utilização de *Matlab* para encontrar seu espectro da frequência. Em seguida é feita a integral do espectro ao redor da frequência de 1 kHz e calculado o valor médio quadrático (rms), obtendo assim a sensibilidade dos microfones.



(a) Calibrador dos microfones

(b) Câmara anecoica.

Figura 14 – Equipamentos utilizados para calibração dos microfones.

3.1.5 Validação do Método de aquisição acústico

Como mencionado na seção 2.2, quando montada em túneis de vento com câmara de ensaio de seção fechada, a antena de microfones fica sujeita a passagem da camada limite. Fato este que pode gerar aumento no ruído de fundo medido. O código de beamforming utilizado descarta a diagonal principal da matriz CSM dos microfones, visto que esse sinal contém um alto nível de ruído proveniente da camada-limite, porém, mesmo assim, um ruído residual ainda se faz presente no sinal. Uma das soluções para este problema foi a apresentada por Jaeger, Horne e Allen (2000), que recuaram a antena em cerca de 1/2 polegada e utilizaram uma folha de Kevlar (tecido de fibra de aramida) para evitar a passagem da camada limite sobre os microfones. Para verificar a influência do som gerado pela passagem da camada limite sobre os microfones nos resultados encontrados pela antena, alguns parâmetros foram estudados: tempo de aquisição de dados, número de anéis de microfones utilizados. Com estes estudos, pode-se verificar a necessidade ou não de se propor uma solução para melhorar a antena.

Os estudos feitos com relação ao tempo de aquisição são apresentados na Figura 15. São plotados espectros de ruído de fundo de túnel para as velocidades de escoamento livre de 20m/s e 30m/s para diferentes tempos de aquisição. A variação do tempo de aquisição foi feita dividindo uma mesma série temporal, de 20s, em blocos. Dessa maneira um número menor de blocos era utilizado no cálculo da matriz CSM dos microfones. Foram utilizados os tempos de: 1,25s(1 bloco), 2,5s(2 blocos), 5s(4 blocos), 10s(8 blocos) e 20s(16 blocos). Os resultados mostram

que ocorre um decréscimo no espectro de cerca de 1,5dB cada vez que o número de blocos utilizado no cálculo da CSM é dobrado. Isso mostra que o ruído de fundo de túnel é randômico e que com maiores tempos de aquisição é possível reduzir o nível de ruído obtido. A Figura 16 mostra o OASPL(Overall Sound Pressure Level) para as duas velocidades utilizadas de acordo com o tempo de aquisição. O OASPL calcula a quantidade de energia contida no espectro. O resultado confirma uma queda no ruído com o aumento do tempo de aquisição, porém entre 10s e 20s o valor do OASPL se mantém praticamente constante. Isso mostra que o tempo utilizado é adequado e que o aumento desde não traria maiores influências nos resultados.

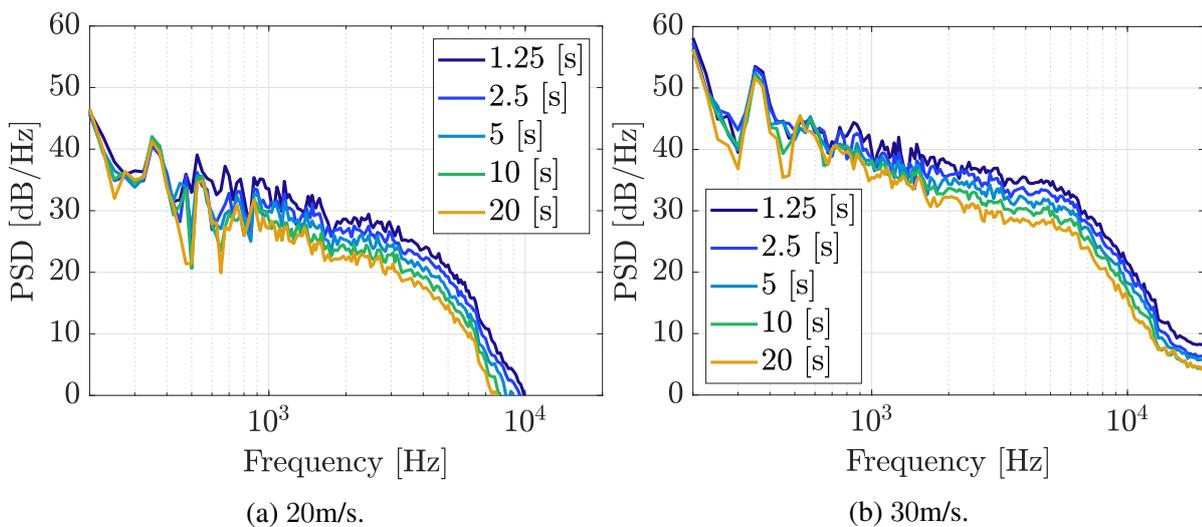


Figura 15 – Espectro de ruído de fundo de túnel de acordo com o tempo de aquisição.

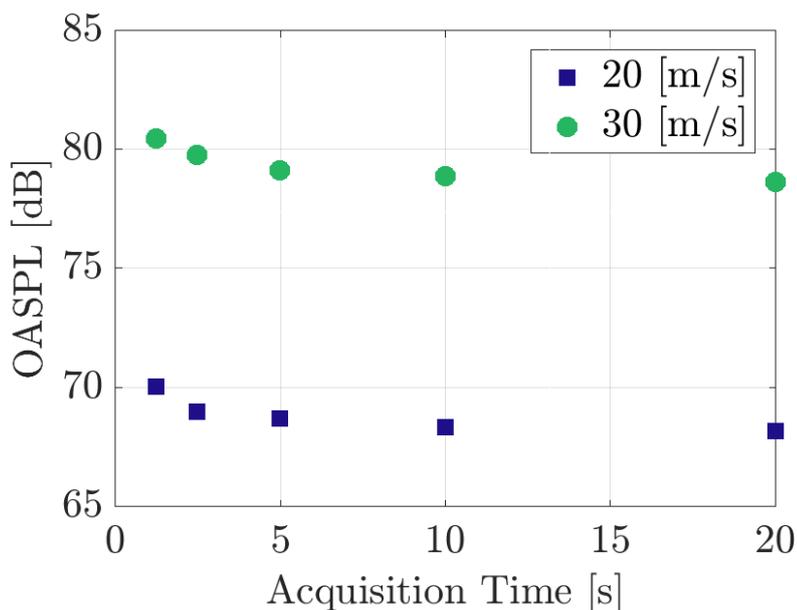


Figura 16 – OASPL de acordo com tempo de aquisição.

O projeto da antena de microfones foi feito com 10 anéis, os 7 mais internos contendo 7 microfones cada e os 3 mais externos contendo 21 microfones cada. Para este estudo esta divisão

de anéis foi utilizada de maneira a ir aumentando a quantidade de microfones utilizados no pós-processamento do sinal. Por exemplo, de início foi utilizado primeiro anel com 7 microfones, em seguida o primeiro mais o segundo anel e assim por diante até completar todo o conjunto de microfones presentes na antena. As análises foram feitas para velocidades de escoamento livre entre 10 m/s e 30m/s, faixa esta que engloba as velocidades que foram utilizadas nos experimentos posteriormente. A Figura 18 mostra os espectros obtidos. Pode-se notar que a medida que o número de anéis utilizados aumenta, o ruído de fundo encontrado decresce. Isso acontece pois com mais microfones e microfones mais distantes, o ruído residual da camada-limite fica mais descorrelacionado e sua influência no sinal diminui. O OASPL, Fig. 17, foi avaliado para uma faixa de frequência entre 20Hz e 20kHz. O resultado mostra a queda na amplitude do sinal, principalmente para velocidades mais baixas, porém é possível observar que a partir de um certo ponto, oitavo anel (70 microfones), obtêm-se uma saturação. Estes resultados mostram que uma configuração da antena com 70 ou mais microfones já é suficiente para atenuar o ruído residual da camada-limite passando pelos microfones. Através destes estudos, chegou-se à conclusão de que não seria necessário propor uma solução para recuar a antena.

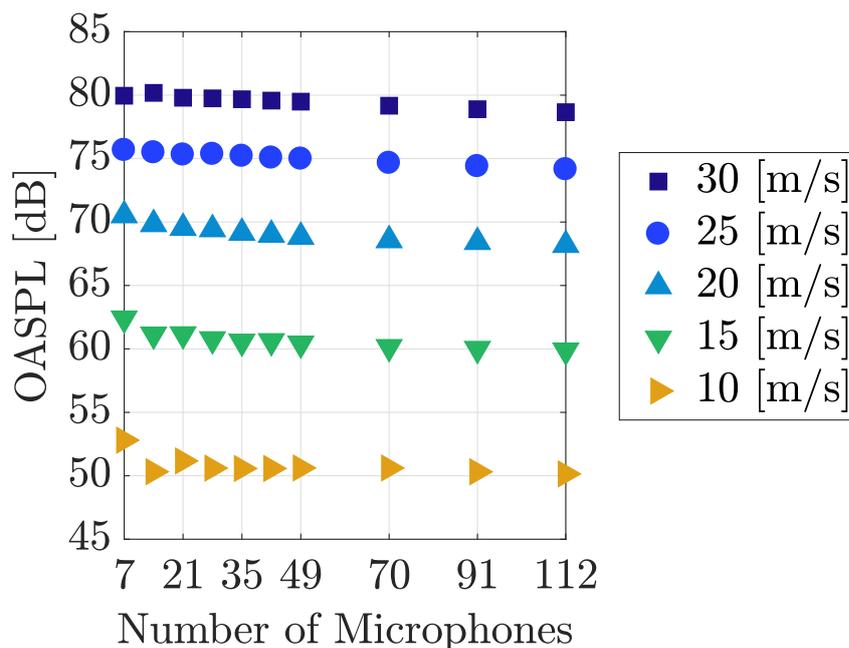


Figura 17 – OASPL de acordo com número de microfones utilizados.

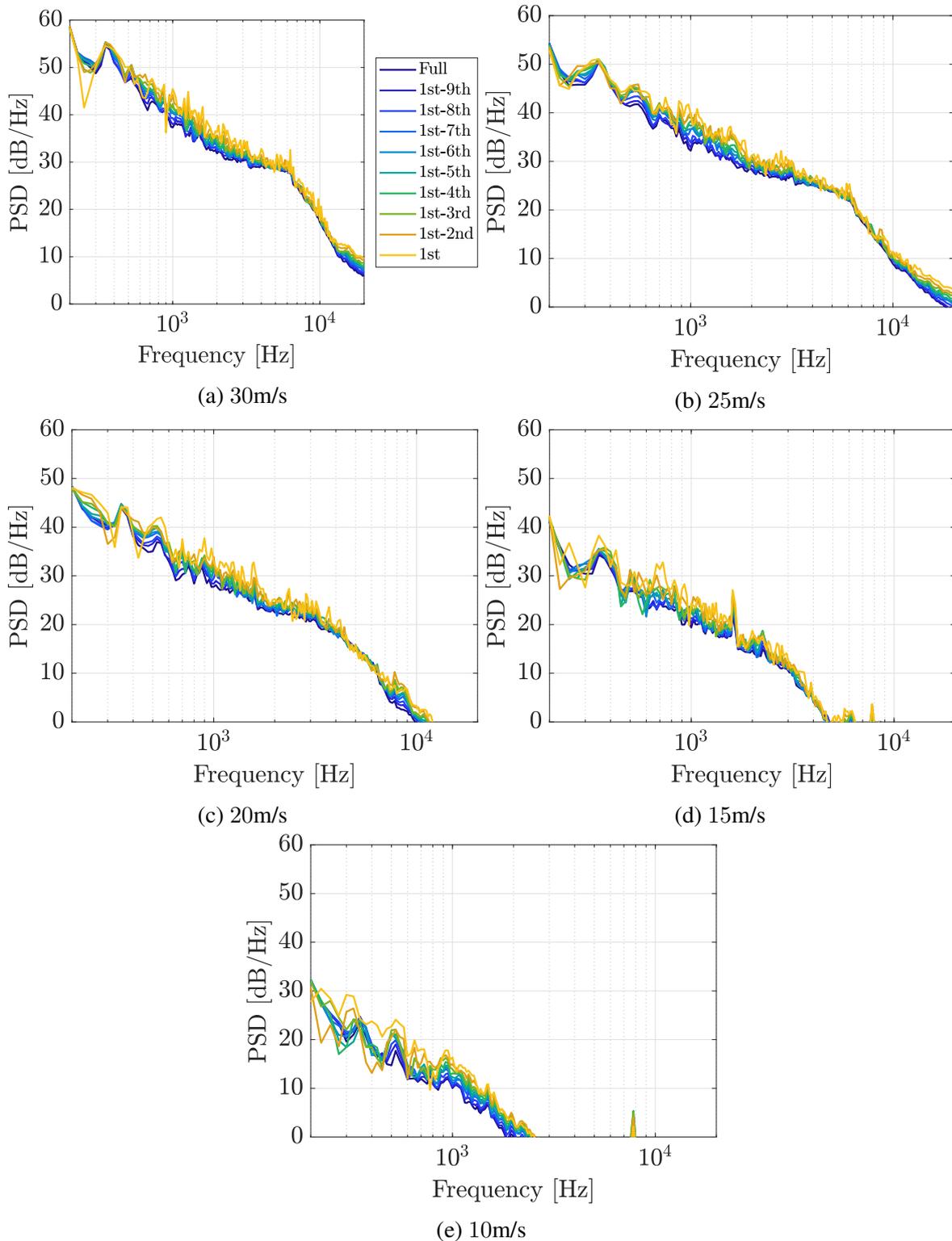


Figura 18 – Espectros de ruído de fundo de túnel de acordo com número de anéis de microfones utilizados

3.2 Anemometria à fio quente

A anemometria à fio quente é uma técnica de medição que funciona através da troca de calor convectiva entre um sensor (filamento) e o fluido em que se encontra. Através dessa técnica

é possível obter características como a velocidade e temperatura, obtendo conseqüentemente, a turbulência do escoamento. O livro de Bruun (1995) foi usado como base para o estudo sobre anemometria à fio quente.

O princípio básico de funcionamento de um sistema de anemometria à fio quente se dá por dois métodos de operação: corrente constante e temperatura constante. No primeiro, variações da resistência do fio são medidas de acordo com as mudanças no escoamento. No segundo, mais utilizado por sua maior facilidade de operação, varia-se a corrente elétrica fornecida para o sensor buscando manter a temperatura e resistência do fio constantes. Por sua maior praticidade, são utilizados circuitos de temperatura constante no grupo de pesquisa. Outra vantagem do circuito de anemometria operando a temperatura constante é a boa resposta em frequências até 50 kHz.

O circuito de um anemômetro à temperatura constante consiste de uma ponte de *Wheatstone* com dois resistores fixos R_1 e R_2 , uma resistência variável R_3 e a sonda é colocada como o quarto resistor, R_w , com o balanceamento da ponte quando $R_1/R_w = R_2/R_3$; além disso, está presente no circuito um amplificador operacional de retro-alimentação. O amplificador operacional fornece uma corrente de valor inversamente proporcional à variação de resistência promovida pelo fio do anemômetro, assim, consegue-se manter a resistência e, conseqüentemente, temperatura do fio constantes.

Por sua vasta utilização no estudo de escoamentos turbulentos, duas das mais importantes características dos equipamentos de anemometria à fio quente são: prover uma resposta praticamente instantânea às variações do escoamento e que as dimensões do fio da sonda não sejam muito superiores às da cascata de Kolmogorov. Uma sonda típica básica para um sistema de anemometria consiste em um fio cilíndrico de tungstênio ou platina com aproximadamente $5 \mu\text{m}$ de diâmetro e 1,25 mm de comprimento. Este fio é preso a duas hastes que podem ser de aço inoxidável ou níquel. Esse tipo de sonda, mais simples, mede apenas uma componente de velocidade, a da direção do escoamento, e foi a utilizada no presente trabalho. A Figura 19 mostra alguns tipos de sonda de uma direção.

Um parâmetro importante a ser setado nos sistemas de anemometria à fio quente é a razão R_w/R_a , também conhecida como *overheat ratio*. Nesse parâmetro, R_a é a resistência do fio à temperatura ambiente ou à temperatura de referência. Para sondas de uma direção e de tungstênio, esse valor geralmente é menor que 2, sendo 1,8 o recomendado. Os valores de R_{20} são geralmente fornecidos pelos fabricantes e utilizados como R_a . Em casos práticos, costuma-se medir a resistência da sonda, porém é importante lembrar de descontar a resistência do cabo ao fazer os cálculos, para não superestimar o valor do *overheat ratio*. Este parâmetro é importante pois está diretamente relacionado com a temperatura em que o sensor irá trabalhar. Caso muito alto, poderá reduzir a vida útil ou queimar a sonda e caso baixo, podendo reduzir a sensibilidade do sistema.

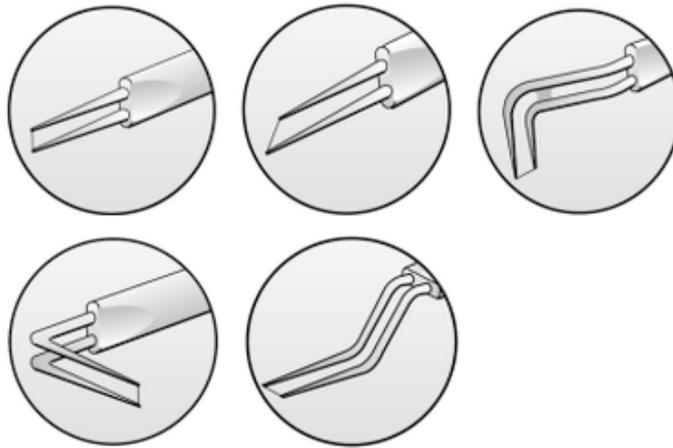


Figura 19 – Diferentes tipos de sonda de uma direção.

3.2.1 Calibração do sistema

Para que os resultados obtidos pelo sistema de anemometria à fio quente sejam interpretados, é necessário conhecer a relação entre a voltagem de saída do equipamento e a grandeza medida, nesse caso, a velocidade do escoamento livre. Para tal, um correto processo e calibração do anemômetro deve ser feito. Para a calibração do equipamento no túnel de vento, a sonda é colocada próxima a um tubo de pitot dentro da câmara de ensaios. A velocidade do escoamento é então variada e as respostas dos dois instrumentos são tomadas simultaneamente. Assume-se a a velocidade do escoamento livre a partir dos dados tirados do pitot e então pode-se traçar uma curva de calibração entre a voltagem do anemômetro e a velocidade do escoamento livre.

Bruun (1995), Perry (1982) sugerem como a melhor maneira para realizar o *fit* da curva de calibração a utilização da lei de King, com a forma

$$E^2 = A + BU^n, \quad (3.10)$$

onde E é a tensão de saída do anemômetro, U a velocidade do escoamento livre e A, B e n são constantes que devem ser determinadas. Bruun (1995), Perry (1982) também citam que em uma boa calibração o valor para a constante n gira em torno de 0,4. A Figura 20 mostra uma curva de calibração típica retirada pelo grupo de pesquisa. De maneira a buscar manter a temperatura do túnel constante, as curvas de calibração realizadas pelo grupo de pesquisa são feitas em faixa mais curtas de velocidade, com número menor de pontos. Este tipo de procedimento não gera qualquer perda na qualidade das curvas de calibração obtidas, (BRUUN et al., 1988).

3.2.2 Infraestrutura disponível

Os equipamentos para a execução de experimentos de anemometria à fio quente do grupo de pesquisa ainda não se encontram totalmente operacionais. Atualmente o laboratório de pesquisa dispõe de um circuito de anemometria caseiro, Fig. 22, e dois modelos de circuito da

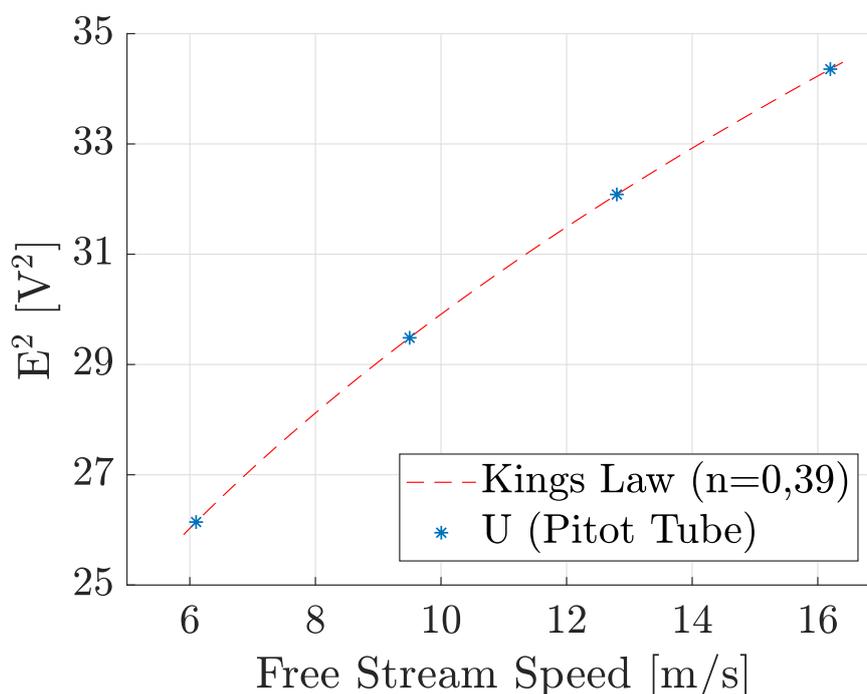


Figura 20 – Curva de calibração feita através da Lei de King para faixa de velocidade entre 6 e 16 m/s.

empresa DISA, 55D05 e 55M01, Fig. 21. Além disso, o grupo ainda conta com um conjunto de sondas de uma direção a serem escolhidas de acordo com o ensaio, Fig. 22. Para a aquisição de dados, dois sistemas são usados em conjunto, as placas da National Instruments, mesmas das medições acústicas, são utilizadas para a medição da componente AC do sinal. Um DAQ, também da marca National Instruments, modelo NI cDAQ 9184 com a placa NI 9234 é utilizado para a aquisição da componente DC do sinal. O laboratório também possui um micro-manipulador de sondas utilizado para reparo das mesmas. Este equipamento possui uma fonte capacitiva que permite a soldagem do fio entre as pontas da haste da sonda.



(a) Circuito DISA 55D05.



(b) Circuito DISA 55M01.

Figura 21 – Circuitos de Anemometria a fio quente da DISA.



Figura 22 – Circuito de Anemometria caseiro mais conjunto de sondas.

3.2.3 Sistema de Posicionamento

Como a anemometria à fio quente se trata de um sistema de medição pontual, um sistema foi projetado e construído para efetuar o posicionamento da sonda, Fig. 23 e 24. Este sistema permite o movimento da sonda do anemômetro nas três coordenadas e cobre boa parte do volume útil da câmara de ensaios. O equipamento consiste basicamente em uma estrutura formada de perfis de alumínio, tendo uma dimensão total de 3000 mm x 3000 mm x 500 mm, uma placa de acrílico com 10 mm de espessura e dimensões de 2890 mm x 2050 mm é montada em um quadro de alumínio e presa a parte frontal desta estrutura de acrílico. Esta placa fica em contato com a câmara de ensaio e substitui as janelas da mesma, e ela também possui um rasgo de 25 mm por quase toda sua dimensão X para que a haste do posicionador possa se movimentar. Uma mesa de aço 1020 com 10 mm de espessura e dimensões de 1100 mm x 250 mm é responsável por dar suporte a haste onde a sonda de anemometria fica presa, Fig. 25.

A movimentação no eixo Y, entrada e saída da haste no túnel, é feita através de um motor de passo modelo KTC-HT23-401 juntamente com um fuso de esferas de 15 mm de diâmetro, passo de 5 mm e um curso de 720 mm. Para garantir o alinhamento na movimentação, patins e um guia linear também são utilizados. Todos estes componentes ficam presos a mesa da figura 25 e são conectados a haste através de peças usinadas. O Motor de passo foi programado para realizar 400 passos por volta, obtendo assim uma resolução de 0,0125 mm.

O movimento horizontal foi idealizado para que toda a mesa de suporte da haste se locomova, para isto, esta é presa a um fuso de esferas e a duas guias lineares através de 4 patins. As guias lineares além de facilitarem a locomoção auxiliam como apoios para manter a mesa nivelada. O fuso de esferas responsável pelo movimento horizontal possui 40 mm de diâmetro, curso de 2400 mm, passo de 5 mm e é acoplado a um motor de passo modelo KTC-HT34-487 programado para 200 passos por volta, resolução de 0,025 mm.

A movimentação vertical contempla todo o conjunto mesa/trilhos horizontais juntamente com toda a peça de acrílico que fica encaixada a câmara de ensaios. Para realizar tal movimento garantindo o alinhamento e nivelamento, uma estrutura mais robusta foi empregada. Dois motores

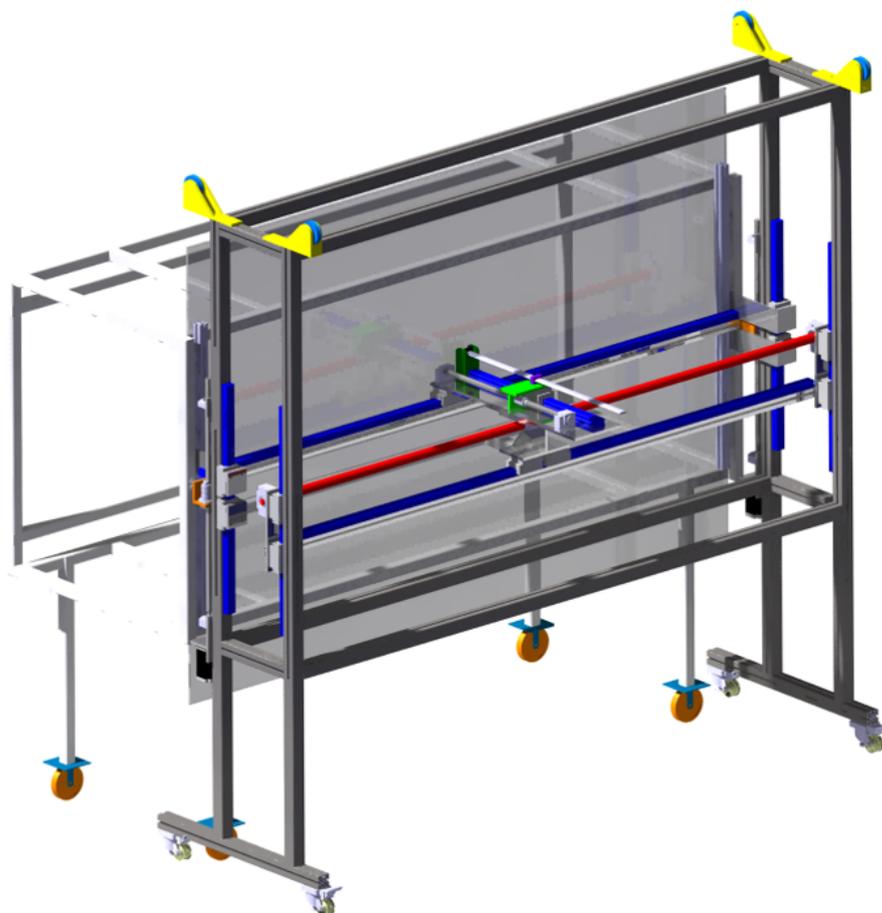


Figura 23 – Esboço feito em software de modelagem do posicionador de sondas do anemômetro à fio quente.

de passo modelo KTC-HT34-487 são acoplados a fusos de esferas de 25 mm de diâmetro, um em cada lado da estrutura. Peças usinadas em aço foram devidamente projetadas para realizar o acoplamento entre as guias horizontais a 4 guias lineares posicionadas na vertical, Fig. 26, este acoplamento serve para garantir que a parte frontal e traseira da mesa se movimentem igualmente. Os fusos verticais possuem passo de 5 mm com um curso de 830 mm e os motores de passo trabalham simultaneamente programados para 200 passos por volta, assim como o motor horizontal. Todos os fusos utilizados no projeto possuem uma incerteza de 5 mm a cada 3000 mm.

Para diminuir possíveis perturbações ao escoamento na região próxima a sonda, uma asa com perfil NACA 0018 foi feita através de impressão 3D e fixada à ponta da haste. A sonda de anemometria fica então presa a esta asa.

3.3 Túnel de Vento

Para a realização desta pesquisa serão utilizadas as instalações do túnel de vento de baixo ruído de fundo e baixa turbulência (Low Acoustic Noise and Turbulence - LANT) presente no



Figura 24 – Foto do Sistema de posicionamento montado a câmara de ensaios.



Figura 25 – Foto da mesa responsável por suporte da haste do sistema de posicionamento.



Figura 26 – Foto do acoplamento entre as guias horizontais e verticais do posicionador.

Departamento de Engenharia Aeronáutica da USP-EESC. Esta seção traz uma breve descrição sobre o túnel e mostra os resultados obtidos pelo grupo de pesquisa quanto à qualificação do

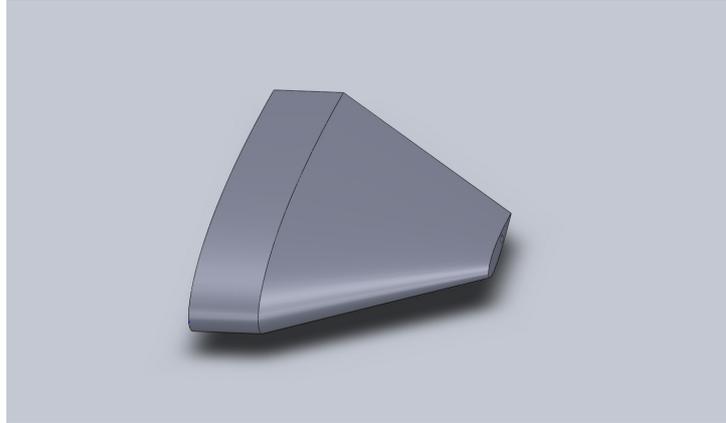


Figura 27 – Esboço feito em software de modelagem da asa presa a haste do sistema de posicionamento.

mesmo.

3.3.1 Descrição

O túnel de vento de baixo ruído de fundo e baixa turbulência da USP-EESC trata-se de um túnel de circuito e seção de testes fechados projetado para experimentos de aeroacústica e instabilidade hidrodinâmica que atualmente consegue atingir cerca de 30 m/s de velocidade do escoamento livre em sua seção de testes. A Figura 28 mostra o circuito aerodinâmico completo do túnel de vento, destacando cada uma das seções presentes.

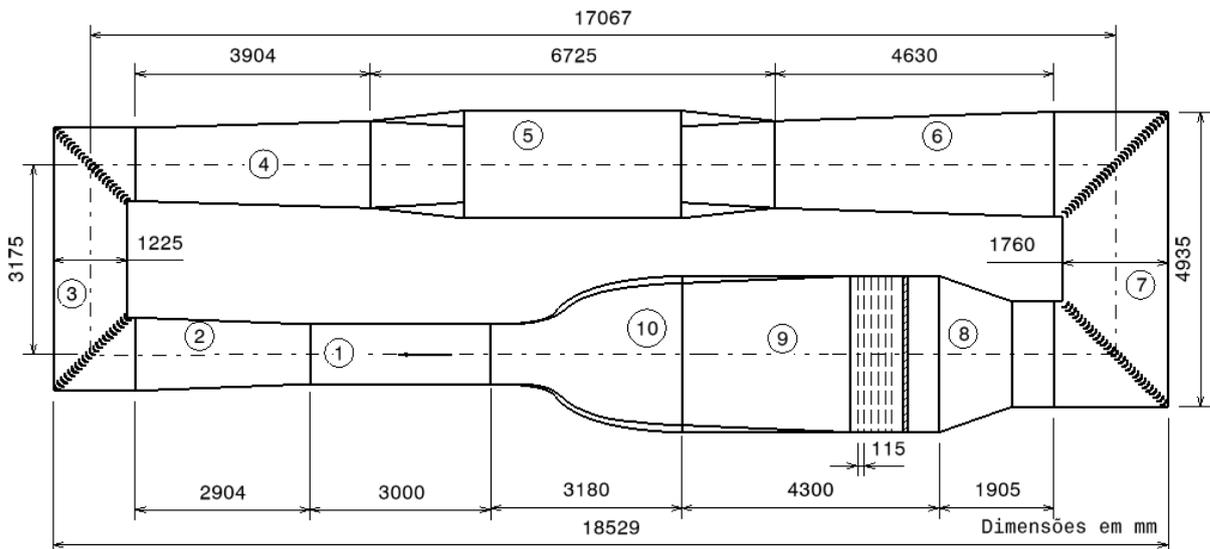


Figura 28 – Circuito aerodinâmico do túnel de vento. (1) seção de testes, (2) difusor 1, (3) curvas 1 e 2, (4) difusor 2, (5) ventilador, (6) difusor 3, (7) curvas 3 e 4, (8) difusor 4 / de grande ângulo, (9) câmara de estabilização e (10) contração. Dimensões em milímetros, (Serrano Rico et al., 2017).

O túnel de vento foi construído de maneira que cada componente fosse independente dos demais, facilitando assim sua montagem, desmontagem e deslocamento. Isso possibilita a

troca de um componente, câmara de ensaio por exemplo, quando pertinente aos experimentos desejados. Sua estrutura foi feita com tubos quadrados de aço com espessura de 1,5 mm, e as paredes com folhas de compensado naval de 15 mm de espessura. A Figura 29 mostra uma vista isométrica do projeto montado por completo.

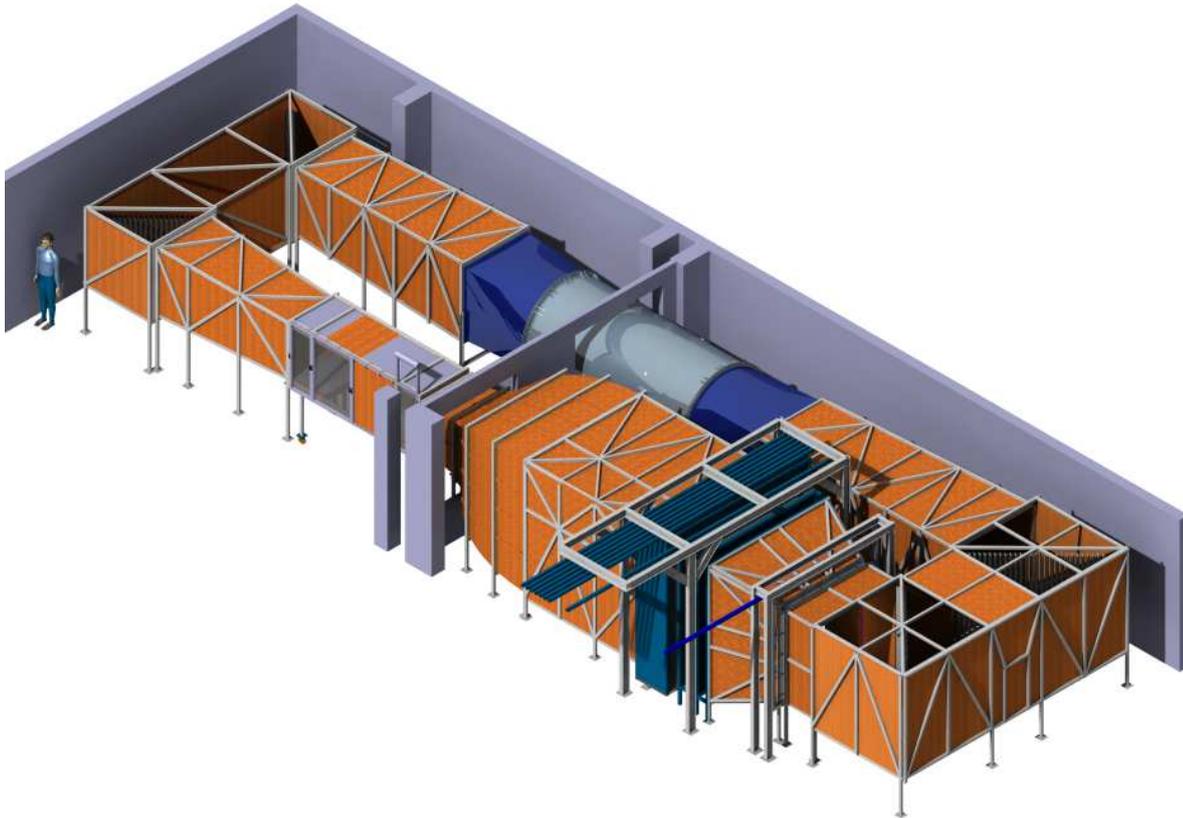


Figura 29 – Vista Isométrica do túnel de vento montado.

A câmara de ensaio possui uma seção transversal de 1000 mm × 1000 mm com 3000 mm de comprimento, Fig. 30. Ela foi projetada com a utilização de janelas intercambiáveis em um dos lados, facilitando o acesso e permitindo maior flexibilidade na montagem dos experimentos. A instalação possui dois conjuntos de janelas, em acrílico e em compensado naval. O chão da câmara também possui módulos em acrílico que são utilizados para os ensaios com PIV.

Visando reduzir o ruído acústico de fundo e melhorar a qualidade do escoamento, aspectos importantes para os experimentos propostos, alguns outros componentes foram empregados na construção do túnel de vento. Cada curva possui guias defletoras, da marca DUCTMATE, produzidas em aço e com material isolante para absorção do ruído no interior. Além disso, espumas acústicas, da empresa BASF, com 100 mm de espessura estão coladas nas paredes internas das curvas. A câmara de estabilização possui uma colmeia de alumínio e 5 telas de náilon com o objetivo de dar uniformidade ao escoamento e quebrar as estruturas turbulentas presentes no mesmo. Essas telas são presas em uma estrutura com trilhos, que permite assim sua manutenção em limpeza. A contração foi construída com uma razão de 7:1, buscando o menor

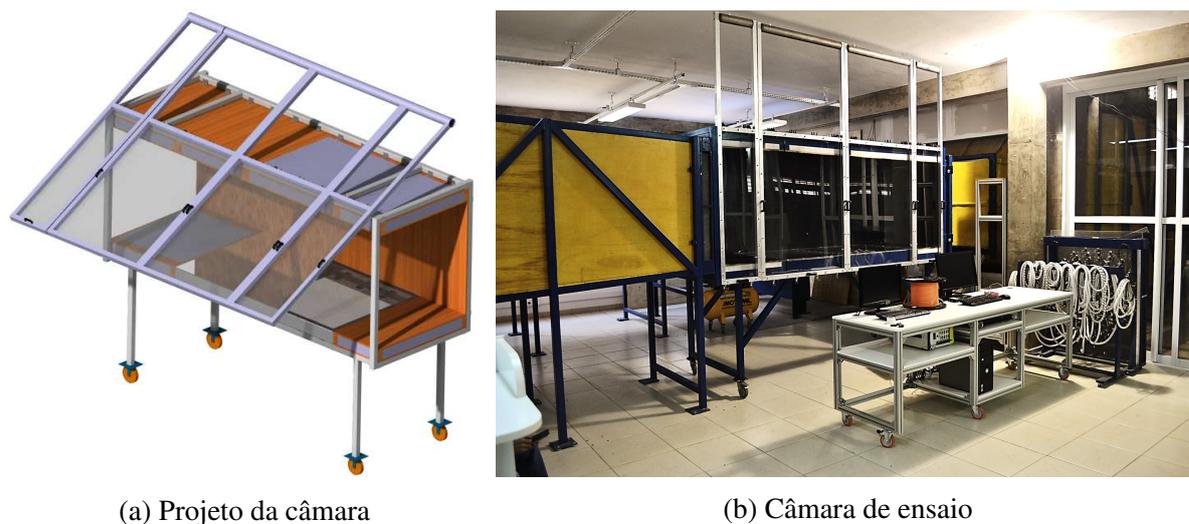


Figura 30 – Câmara de ensaios.

comprimento possível e assim, minimizar possíveis separações da camada-limite que possam vir a acontecer sobre a parede da contração. O ventilador do túnel de vento, Fig. 31, possui diâmetro externo de 1800 mm, diâmetro do cubo de 680 mm, 13 pás no rotor, 16 pás no estator e é acionado por um motor de 110 kW. Serrano Rico et al. (2017) citam com mais detalhes sobre o projeto e construção do túnel de vento.

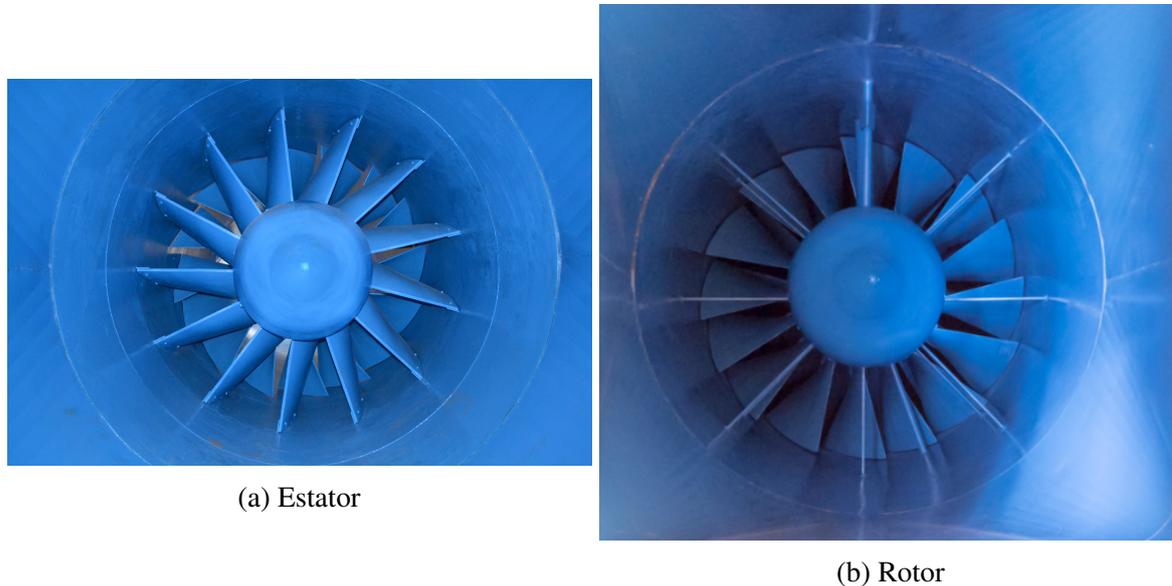


Figura 31 – Ventilador do túnel de vento.

3.3.2 Instrumentação

Para a instrumentação do túnel de vento LANT foi feita a seleção de sensores de temperatura e pressão que possibilitam assim a medição da velocidade do escoamento livre dentro da câmara de ensaios. A escolha dos equipamentos corretos é de extrema importância pois uma pequena faixa de erro do sensor pode resultar em erros significativos para os experimentos.

Para a medição da temperatura externa e pressão atmosférica é utilizado um sensor da Bosch modelo BMP 280, Fig. 32 (a). Este equipamento trata-se de um sensor digital com faixa de medição de temperatura entre -40 e 85 °C e precisão de ± 1 °C na leitura. Para as medições de pressão o BMP 280 possui uma faixa de atuação entre 300 e 1100 hPa com precisão de 1,12 hPa na leitura. Para a medição da temperatura no interior da câmara ensaios um sensor digital modelo DS18B20 da marca *Maxim Integrated* é utilizado, Fig. 32 (b). Este sensor possui resolução de 9 a 12 bits, tensão de alimentação de 6V e funciona entre -10 °C e 85 °C com precisão de ± 0.5 °C na leitura, (Maxim Integrated, 2015).

O sensor para medição da pressão dinâmica dentro da câmara de ensaios é o que necessita de maior precisão dentre todos, pois ao se trabalhar com baixas velocidades uma pequena variação de pressão causa uma maior variação na velocidade. Para esta função o laboratório conta com um sensor analógico modelo DCXL05DS da marca Honeywell, Fig. 32 (c). Este é um sensor para medição de pressão diferencial com faixa de atuação entre 0 e 5 polegadas de água (0 a 1245 Pa) e um erro de 0,25% de fundo de escala, equivalente a 3,11 Pa (International Inc, 2000). A tabela 1 mostra o erro em velocidade para algumas velocidades de escoamento livre alcançadas pelo túnel de vento. Para os cálculos foram utilizados valores costumeiros de temperatura do túnel, temperatura ambiente e pressão atmosférica.

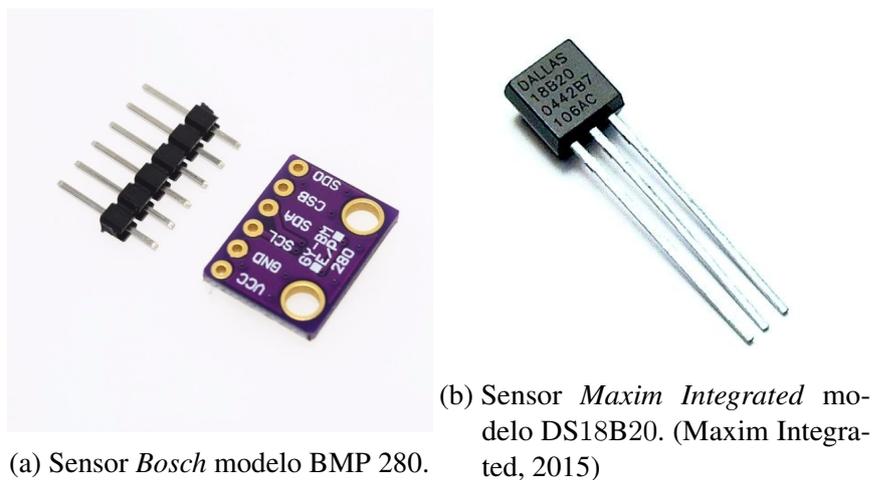
Tabela 1 – Tabela de Erro na medição da velocidade de escoamento livre para algumas faixas de velocidade.

Sensor DCXL05DS	
Faixa de Velocidade	Erro
5 m/s	0,5 m/s
10 m/s	0,3 m/s
15 m/s	0,2 m/s
20 m/s	0,15 m/s
25 m/s	0,1 m/s
30 m/s	0,06 m/s
P.atm: 92140 Pa T. ambiente: 28,0 °C Temperatura do túnel 32,0°C	

Para a aquisição dos dados utiliza-se um Arduino Uno R3, Fig. 33. Este equipamento é uma placa microcontroladora com 14 entradas/saídas digitais, 6 entradas analógicas, 10 bits de resolução no conversor analógico-digital, tensão de alimentação de 5V e conexão USB com o computador. Este equipamento possui compatibilidade com softwares como Matlab ou Labview, facilitando assim a aquisição, leitura e gravação dos dados.

3.3.3 Qualificação

Após a construção de um túnel de vento, um dos primeiros passos é realizar sua qualificação, de modo a validar o mesmo para os experimentos propostos. Dentre os pontos presentes na qualificação do túnel de vento utilizado neste trabalho estão a caracterização do escoamento,



(c) Sensor *Honeywell* modelo DCXL05DS. (International Inc, 2000)

Figura 32 – Sensores utilizados no túnel de vento.

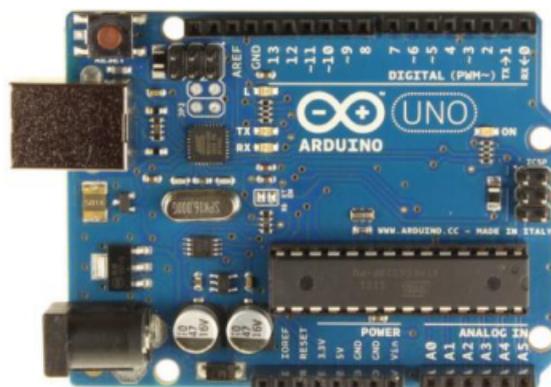


Figura 33 – Arduino Uno R3.

turbulência e uniformidade, a medição do tamanho da camada limite, a definição da área útil do túnel e o ruído de fundo do mesmo. Todos os ensaios para a qualificação do túnel são feitos com

a câmara de ensaios vazia.

3.3.3.1 Nível de Turbulência

Para a medição do nível de turbulência do escoamento, foi utilizado o anemômetro DISA 55D05 de temperatura constante já apresentado anteriormente. A sonda DANTEC 55P01 foi presa a haste do posicionador e colocada no centro da câmara de ensaios a 300 mm da entrada da mesma(34). As medidas foram realizadas para a faixa de velocidade entre 10 m/s e 25 m/s variando de 5 m/s.

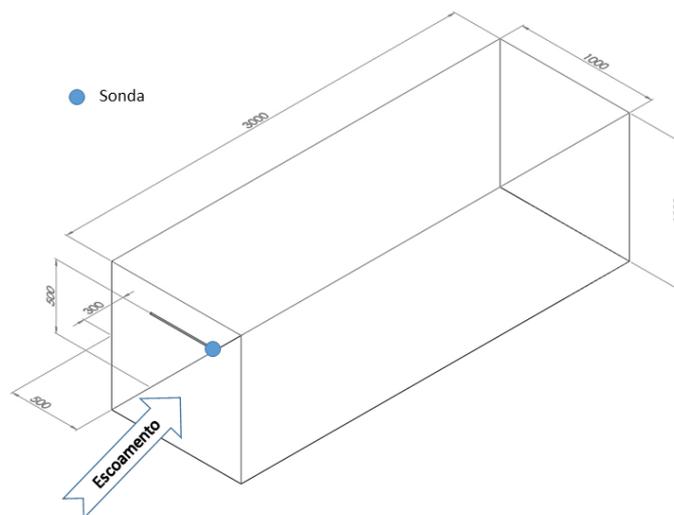


Figura 34 – Desenho esquemático do experimento de Nível de turbulência.

Para o tratamento dos dados, filtros passa alta ou passa banda são utilizados para remover a contribuição de ondas de baixa frequência que possam estar presentes dentro do túnel de vento. Porém, os valores de frequência de corte são escolhidos de maneira arbitrária, tendo valores diferentes e acordo com a escolha do laboratório de pesquisa. Por motivos de comparação, dois tipos de filtros passa banda foram utilizados: um baseado no trabalho de Hunt et al. (2010) e o outro em Lindgren e Johansson (2002). A Tabela 2 mostra os valores de turbulência encontrados.

O filtro proposto por Hunt et al. (2010) utiliza uma faixa fixa de frequência entre 4Hz - 10 kHz, independente da velocidade do escoamento. Já o filtro de Lindgren e Johansson (2002) tem como objetivo cortar perturbações que não caibam dentro da câmara de ensaio, sendo assim utilizada uma frequência de corte de acordo com a equação

$$f_c = \frac{U}{\lambda_c}, \quad (3.11)$$

onde o comprimento de onda λ_c é igual a duas vezes a largura da câmara de ensaio, 2 m.

Tabela 2 – Resultados do nível de turbulência do túnel de vento.

U (m/s)	Nível de Turbulência (%)		
	Filtro 1Hz-10 kHz	Filtro 4Hz-10 kHz	Filtro Dinâmico
10.0	0,097	0.079	0.073
15.0	0.138	0.113	0.075
20.0	0.176	0.143	0.072
25.0	0.210	0.174	0.072

O nível de turbulência dos escoamento livre também foi utilizado para definir a área útil da câmara de ensaios do túnel de vento. A sonda de anemometria foi posicionada próxima a parede da câmara de ensaios, a 1 mm da mesma, e variada de 1 mm em 1 mm até o centro da câmara de ensaios. Este experimento foi realizado nas posições a 500 mm e 2500 mm da entrada da mesma e a velocidade do escoamento livre escolhida foi de 10 m/s, devido a camada limite ser mais espessa para menores velocidades. Utilizando um critério de nível que relaciona a razão turbulência/nível de turbulência do centro do túnel maior que 1,1 para definir a camada limite, os valores encontrados foram de de uma camada limite de 70 mm na posição mais próxima da entrada da câmara de ensaios e 98 mm na posição mais distante. Como a seção transversal da câmara de ensaios possui todos os lados iguais assumiu-se por simetria igualdade na camada limite em todas as paredes, resultando assim em uma área útil de aproximadamente 800 mm x 800 mm.

3.3.3.2 Uniformidade do Escoamento

Para a medição da uniformidade do escoamento livre foram realizadas medições da velocidade em 9 pontos, (HUNT et al., 2010), da seção transversal da câmara de ensaios. Devido as limitações de alcance do sistema de posicionamento foi coberta uma área de 666 mm x 666 mm centrada no ponto central da câmara de ensaios. Os experimentos foram realizados em um plano 500 mm distante da entrada da câmara. Os experimentos foram realizados para U_∞ de 10, 15, 20 e 25 m/s e os valores de não uniformidade foram calculados em relação a média dos 9 pontos medidos. A figura 35 mostra os mapas de uniformidade. Os resultados mostraram que o túnel de vento LANT possui uma boa uniformidade de escoamento livre, com as não uniformidades dificilmente superando 1% da velocidade do escoamento livre. Apenas para U_∞ de 25 m/s a não uniformidade chegou a cerca de 2,5%.

3.3.3.3 Ruído de Fundo de túnel

A medição do ruído de fundo do túnel é importante, pois para o tipo de experimentos propostos, é necessário que o ruído de fundo esteja abaixo do produzido pelo modelo de testes. Os ensaios foram realizados com a antena, descrita na seção 3.1.4, posicionada como mostrado na Figura 36. A velocidade do escoamento livre foi variada entre 10 m/s e 30 m/s com variação

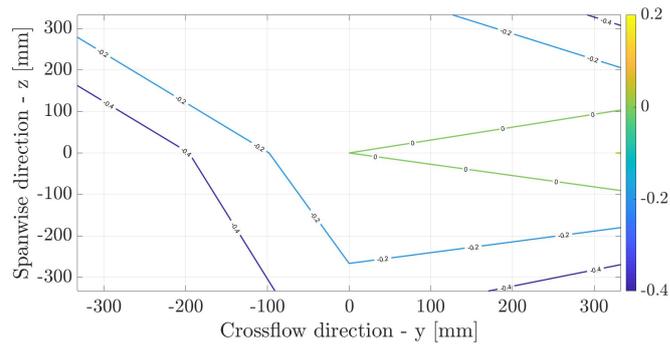
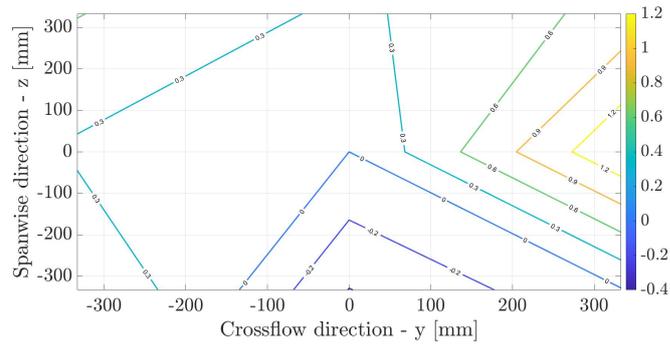
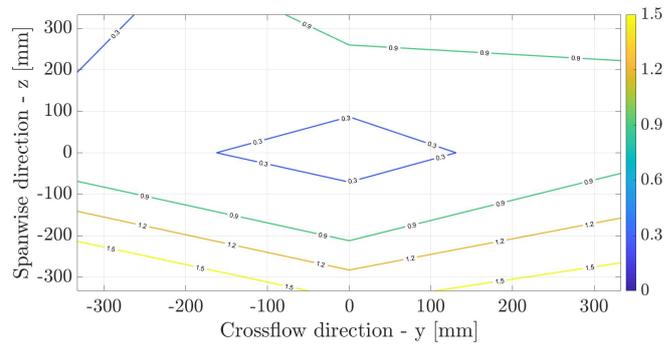
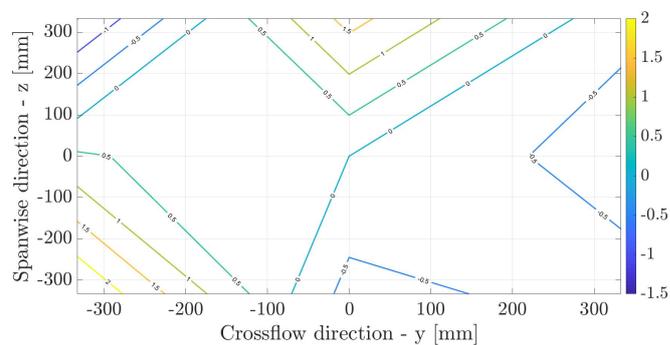
(a) $U_{\infty} = 10$ m/s.(b) $U_{\infty} = 15$ m/s.(c) $U_{\infty} = 20$ m/s.(d) $U_{\infty} = 25$ m/s.

Figura 35 – Mapas de uniformidade do escoamento LANT.

de 5 m/s. Foram utilizados os algoritmos de *beamforming* e DAMAS para processamento dos dados. Para o cálculos de pós-processamento foi utilizada uma malha de 2500 mm x 1250 mm,

centrada em um plano distante 500 mm da antena na direção z e -500 mm na direção x com uma região de interesse(ROI) de 1250 mm x 750 mm, Fig. 37. Para a definição da malha foi realizado um estudo de convergência prévio pelo grupo de pesquisa em trabalhos anteriores.



Figura 36 – Antena montada na posição do experimento.

Os espectros do ruído de fundo são mostrados na Figura 38. Eles apresentam comportamento semelhante para ambos os métodos utilizados. Em velocidades mais baixas, 10 m/s por exemplo, nota-se um pico tonal presente em aproximadamente 8 kHz. Esse pico está relacionado à frequência de chaveamento do motor. Em velocidades mais altas esse pico fica sobreposto pelo ruído de fundo do túnel.

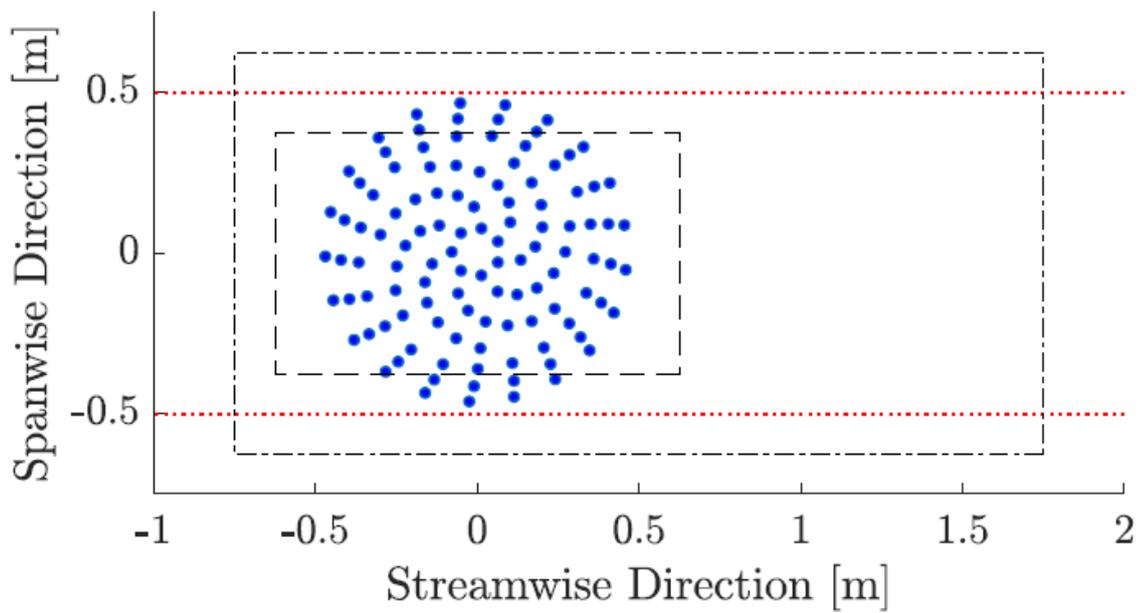
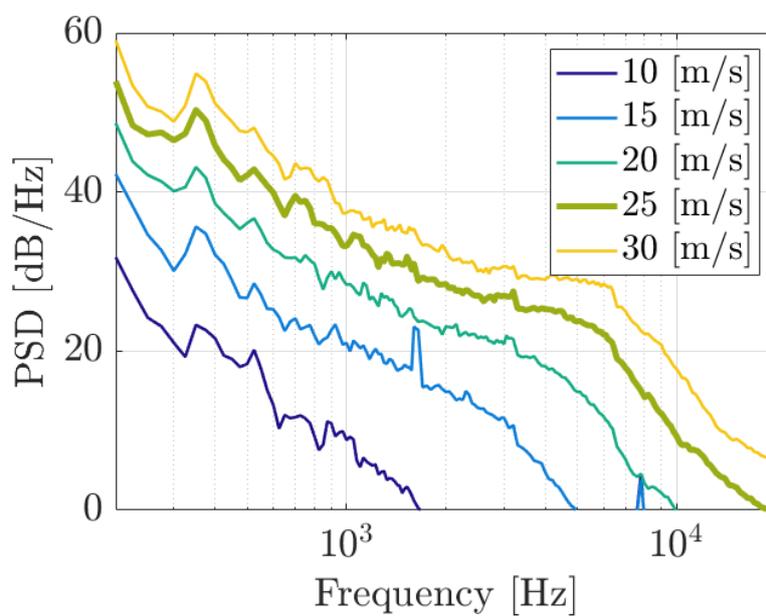
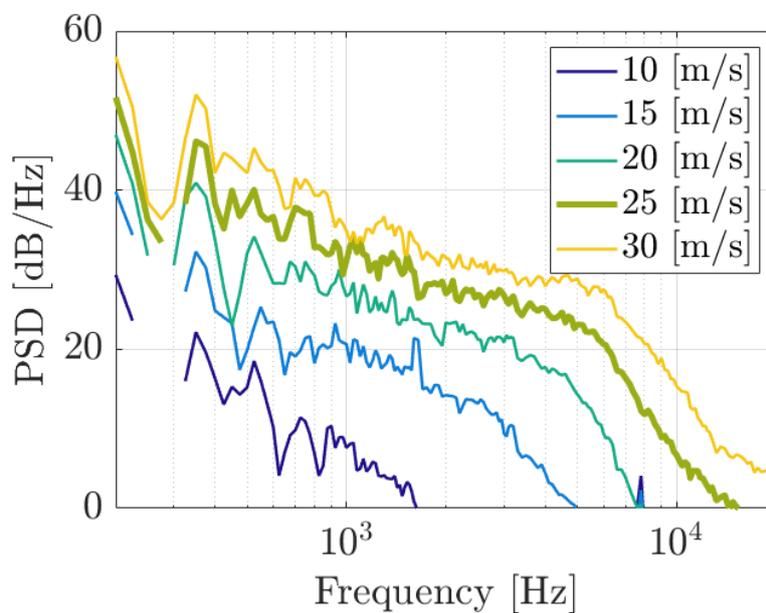


Figura 37 – Arranjo da antena(círculos fechados), Malha(linhas traço ponto), Região de Interesse(linha tracejada).



(a) Conventional Beamforming.



(b) DAMAS.

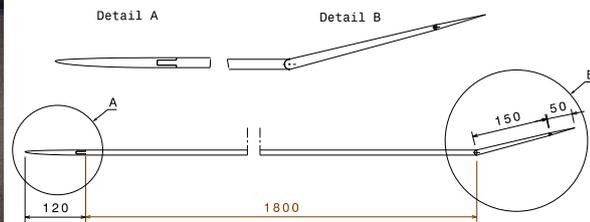
Figura 38 – Espectro do ruído de fundo de túnel.

3.4 Modelo de testes

Para este estudo foi utilizada uma placa plana de 2120 mm de corda e 1000 mm de largura e 10 mm de espessura, montada na vertical, Fig. 39, no centro da câmara de ensaios, 500 mm distante das janelas da mesma. Esta possui um bordo de ataque em formato de superelipse com 120 mm de corda projetado para manter o ponto de estagnação no extradorso quando sobre ângulo de ataque de 0° . Um flap e um tap móveis também se encontram presentes no bordo de fuga do modelo, permitindo assim um ajuste do gradiente de pressão dp/dx . A placa possui um total de 26 tomadas de pressão estática ao longo da corda, posicionadas a 250 mm de altura a partir da borda inferior. Estas tomadas de pressão estão conectadas através de mangueiras a um manômetro de coluna para verificação do gradiente de pressão, Fig. 40.



(a) Modelo instalado na câmara de ensaios



(b) Projeto do modelo com detalhe nos bordos de ataque e de fuga

Figura 39 – Modelo de testes.

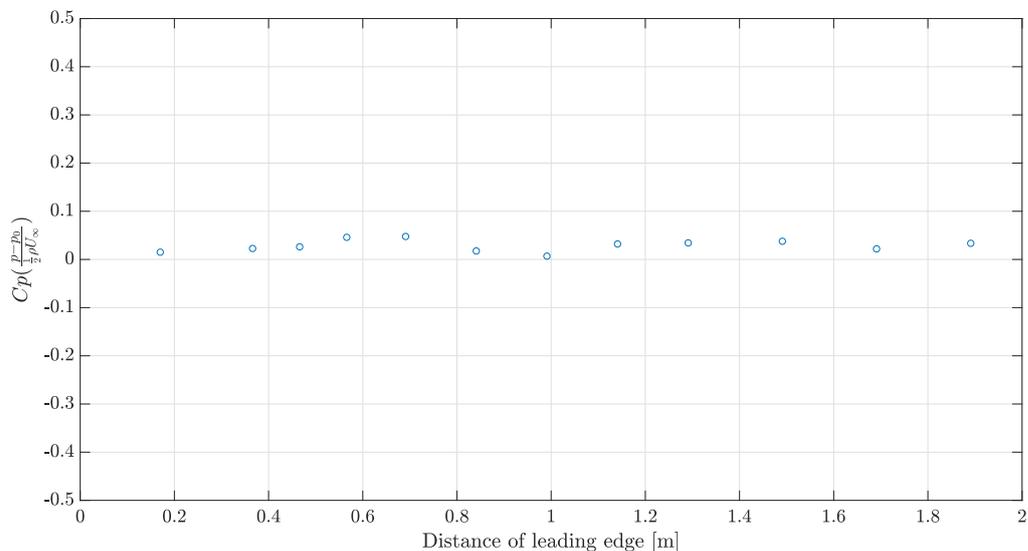


Figura 40 – Gradiente de pressão medido na placa plana para U_∞ de 20 m/s.

Para os ensaios foi utilizado um arame com espessura de 1,3 mm com formato cilíndrico. Este arame foi preso no teto e chão da câmara de ensaios e tensionado externamente. Primeiramente foi realizado um experimento com o cilindro posicionado a 250 mm da placa, aproximadamente 200 diâmetros do fio. Em seguida foram realizadas medições aproximando o cilindro da placa para verificar a influência da presença da mesma. Foram realizados experimentos na posições: 40, 13, 6, 3 e 1 mm distante da placa, 41. Todas as medidas foram feitas na posição a 120 mm do bordo de ataque. Para estas medidas foi empregada uma ROI de 500 mm x 750 mm centrada a 700 mm do centro da antena na direção x, Fig42. Estas dimensões foram escolhidas para que a ROI ficasse focada sobre a região onde o cilindro se encontra e não levasse em conta a camada limite turbulenta da parede da câmara de ensaios, estimada em cerca de 100 mm. Foram utilizadas as velocidades de escoamento livre de 15, 20, 25 e 29 m/s, com uma tolerância de $\pm 0,1$ m/s.

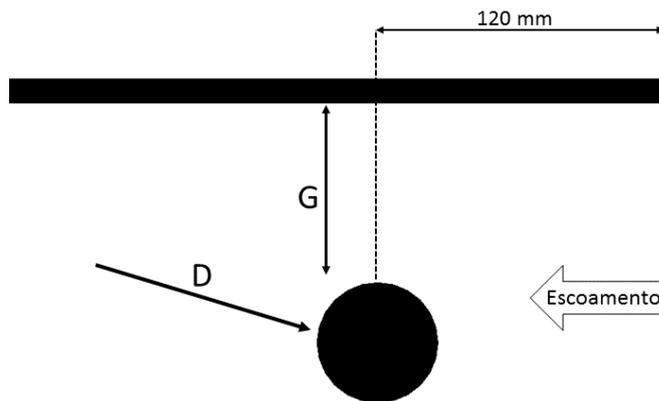


Figura 41 – Esquema não em escala da vista superior da montagem do experimento.

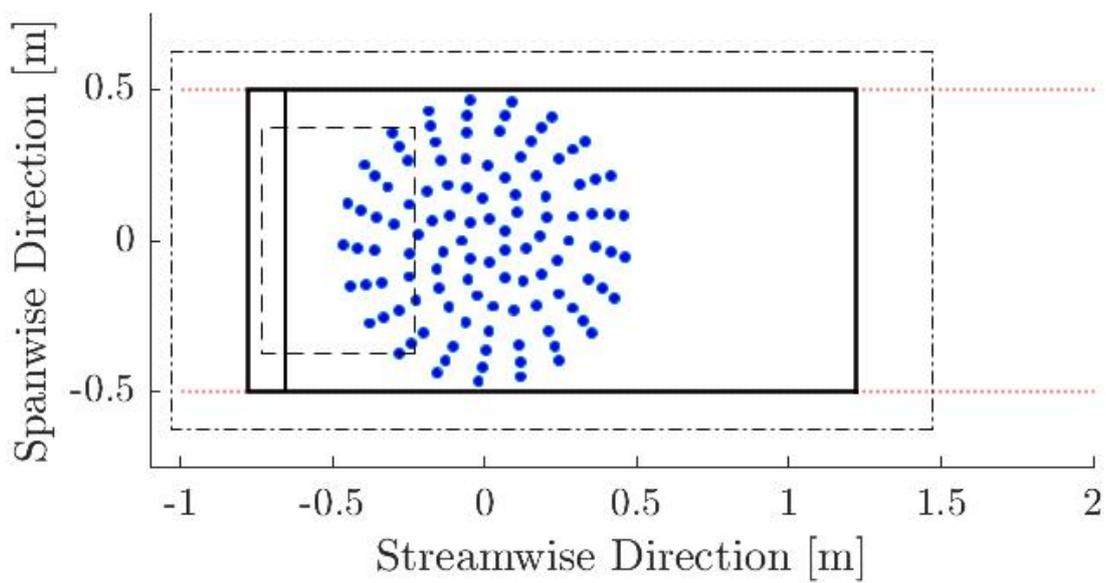


Figura 42 – Região de Interesse (ROI) utilizada para os experimentos com modelo.

4 RESULTADOS

4.1 Ruído de fundo de túnel com Modelo

O primeiro passo na realização dos experimentos foi caracterizar o ruído de fundo de túnel com a presença do modelo instalado. Isto é importante pois a presença do mesmo pode gerar um aumento do ruído de fundo devido a sua interação com escoamento e devido ao fato de aumentar a perda de carga do túnel, o que por sua vez, faz com que seja necessário aumentar a frequência de rotação do ventilador, fato este, que ocasiona aumento do ruído de fundo de túnel.

Para realizar esta caracterização foram realizadas medições acústicas com a placa plana instalada nas mesmas condições e com mesmos parâmetros de pós processamento citados na seção 3.3.3, malha de 2500 mm x 1250 mm, centrada em um plano distante 500 mm da antena na direção z e -500 mm na direção x com uma região de interesse de 1250 mm x 750 mm. A figura 43 mostra os resultados comparativos entre o ruído de fundo com e sem a placa instalada para as velocidades de 15, 20, 25 e 29 m/s. Pode-se notar que com a presença do modelo houve um ligeiro aumento no ruído de fundo para as frequências mais baixas, até cerca de 1000 Hz, em compensação houve uma queda no ruído de banda larga, nas frequências acima de 2500 Hz. A figura 44 mostra os espectros para a placa plana nas quatro velocidades de escoamento livre utilizadas para beamforming convencional e método de deconvolução DAMAS. Para todos os casos processados com o método de deconvolução DAMAS, foi também utilizada a técnica de ponderação da antena de microfones.

Os espectros apresentam níveis espectrais similares, porém o método de beamforming convencional superestima a intensidade sonora nas frequências mais baixas. Outro ponto a ser observado é que no espectro do método DAMAS os picos gerados pela presença da placa plana são mais nítidos que no método de beamforming convencional. Os espectros para o método de deconvolução DAMAS apresentam algumas discontinuidades em baixas frequências, estas se devem ao fato de o algoritmo não convergir para tais frequências. Este fato, pode acontecer pelo fato de em baixas frequências, o beamwidth é mais largo, dificultando assim a convergência ou pelo método não ter mapeado fontes dentro da região de interesse nestas frequências. É importante ressaltar que isto é uma característica falha dos métodos de deconvolução, que não são muito adequados para baixas frequências.

Outra mudança importante de ser notada foi o surgimento de alguns picos nas frequências de 1125, 1525, 1950 e 2300 Hz para as velocidades de escoamento livre de 15, 20, 25 e 29 m/s respectivamente. Estes picos apresentam colapso em Strouhal utilizando a medida de 1m, comprimento da placa e seção transversal da câmara de ensaios, como referência, 45. Analisando os mapas de fontes acústicas plotados pelo método de beamforming convencional e DAMAS

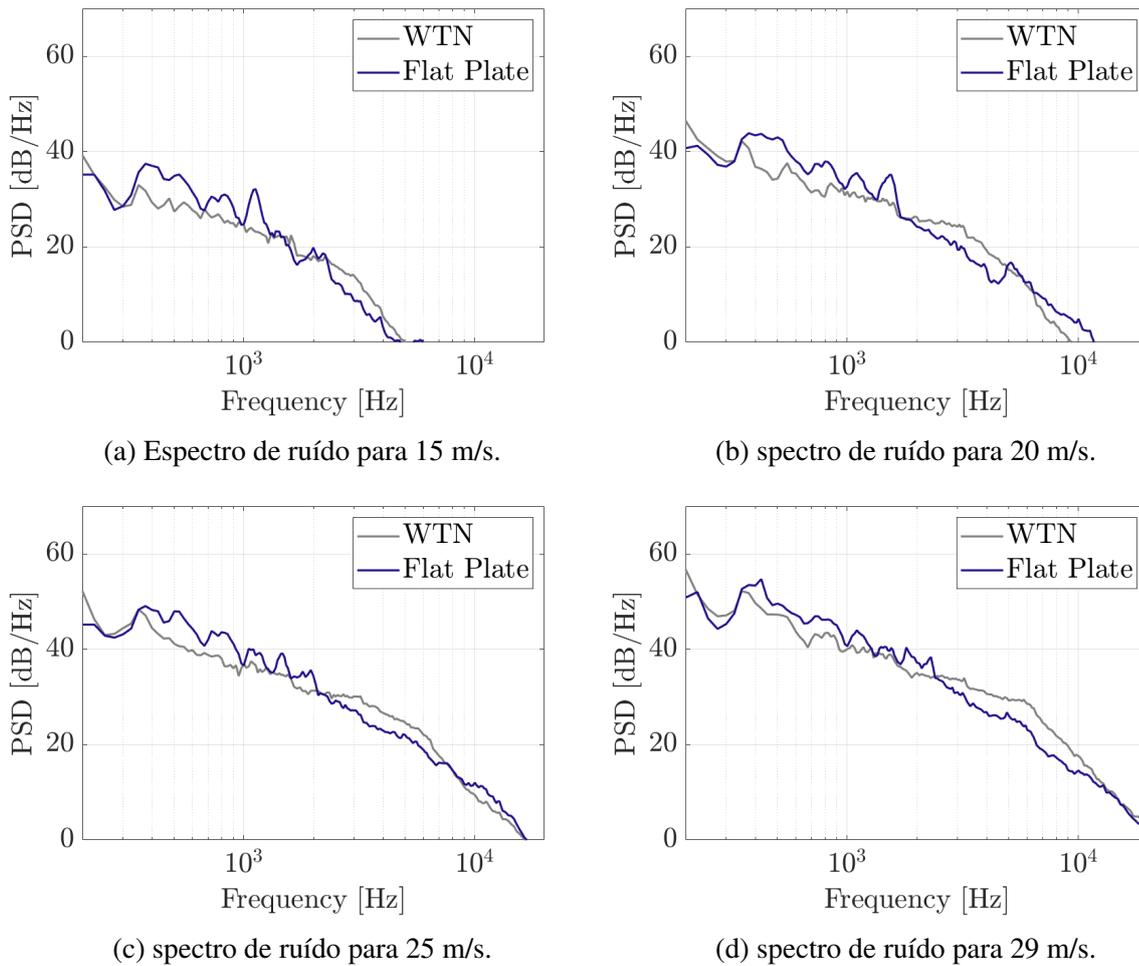


Figura 43 – Espectro do ruído de fundo de túnel com e sem placa plana, Beamforming convencional.

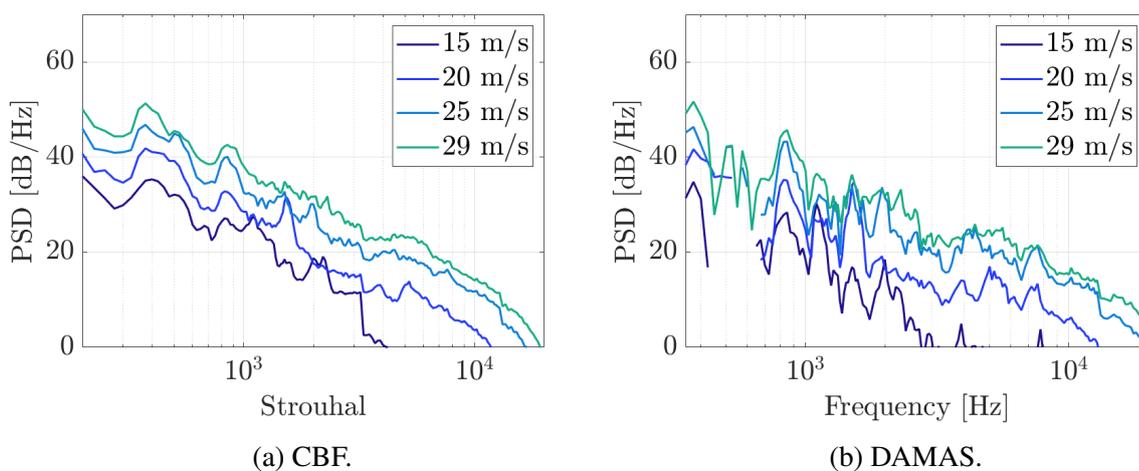


Figura 44 – Espectro do ruído de fundo de túnel com placa plana.

,Fig. 46 e 47 , verifica-se que para as frequências citadas, os mapas encontram a fonte sonora localizada no bordo de ataque do modelo, mais especificamente no bordo inferior, os mapas de fonte sonoras do método de deconvolução DAMAS mostram ainda mais nitidamente as fontes

pontuais no bordo de ataque inferior. Isto pode significar que estes picos são gerados devido a interação entre a camada limite turbulenta das paredes da câmara de ensaios com o bordo de ataque do modelo. O fato desta fonte aparecer somente no bordo inferior da placa pode indicar alguma imperfeição no modelo ou até mesmo na montagem do experimento, isto deve ser verificado e corrigido para a realização de experimentos futuros. Para o de 29 m/s, onde o pico ocorre a 2300 Hz, o mapa em bemforming convencional também encontra uma fonte no bordo de fuga do modelo, sendo esta fonte até mais intensa que a do bordo de ataque.

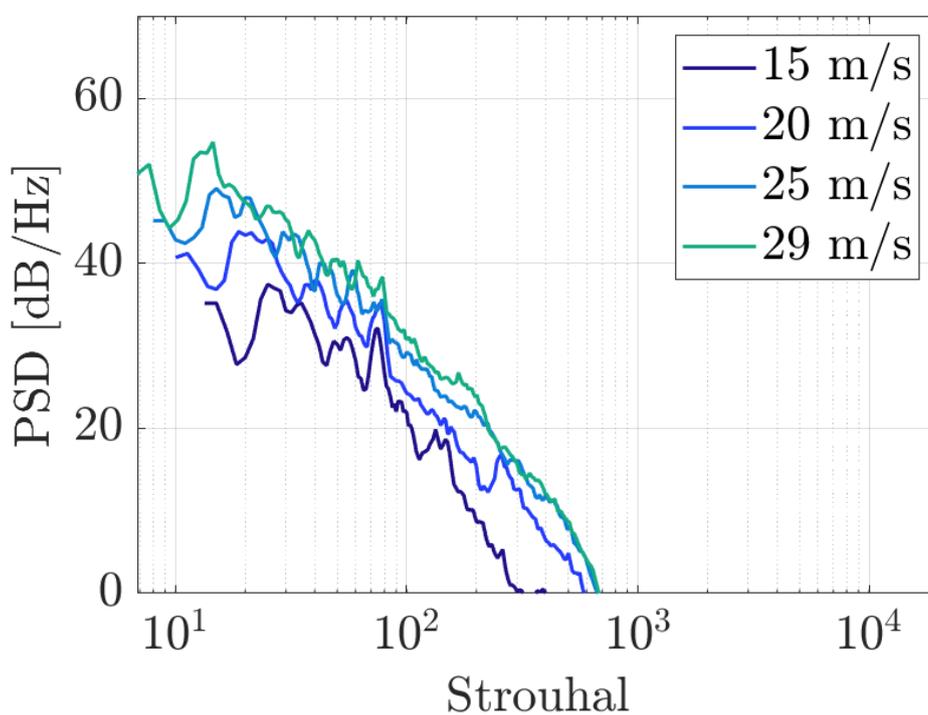
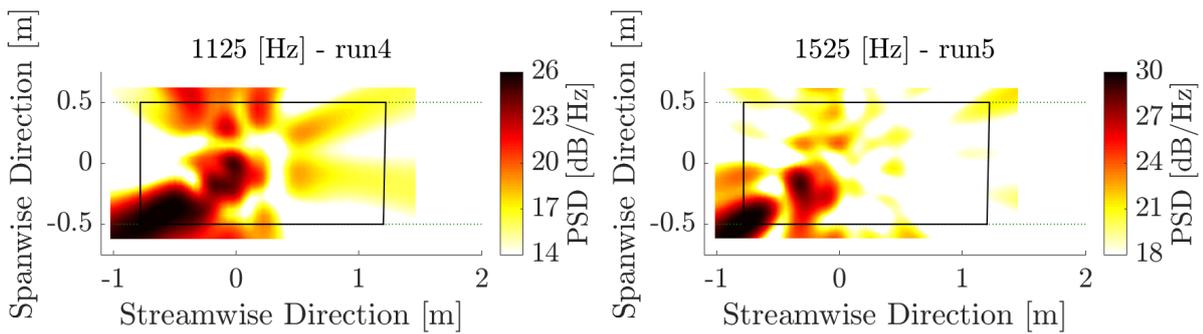
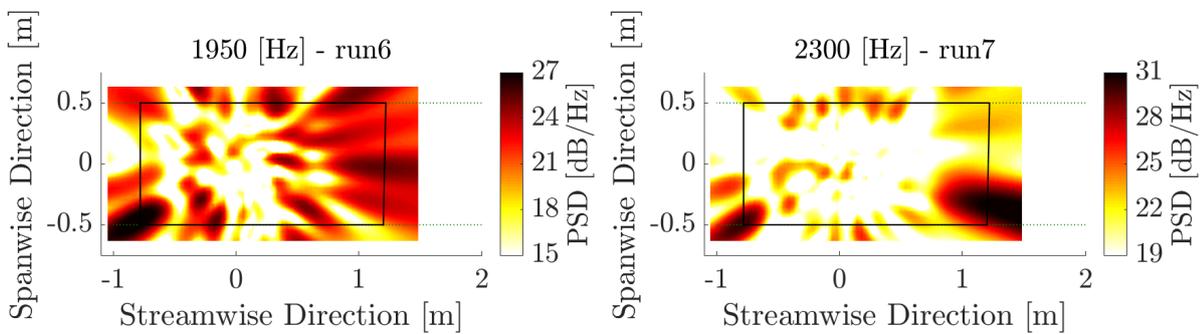


Figura 45 – Espectro de ruído da placa plana lisa em Strouhal.

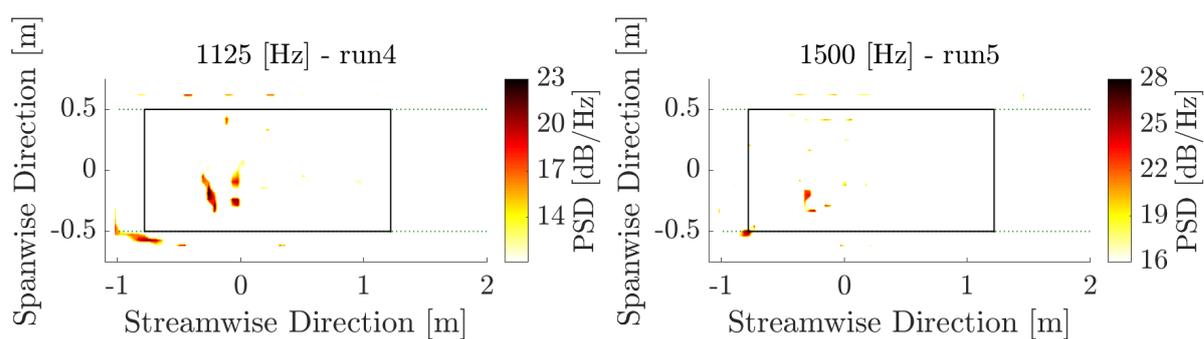


(a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 1125 Hz para placa plana lisa a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 1525 Hz para placa plana lisa a 20 m/s.

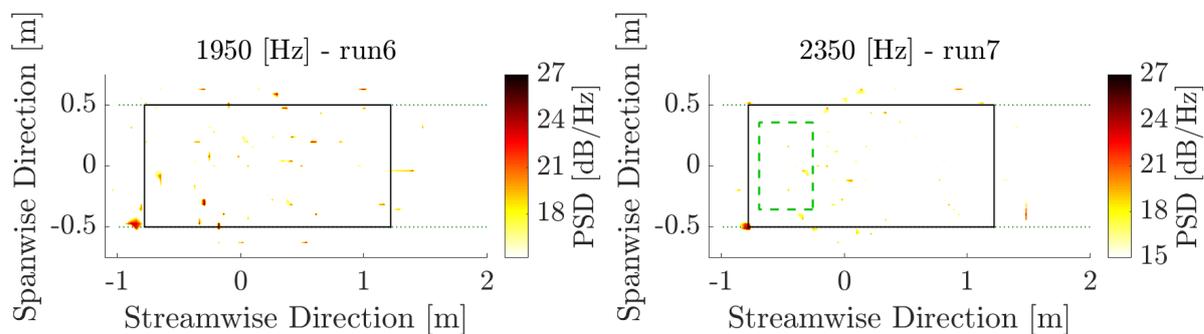


(c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 1950 Hz para placa plana lisa a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2300 Hz para placa plana lisa a 29 m/s.

Figura 46 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para placa plana lisa. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana).



(a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 1125 Hz para placa plana lisa a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 1525 Hz para placa plana lisa a 20 m/s.



(c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 1950 Hz para placa plana lisa a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2300 Hz para placa plana lisa a 29 m/s.

Figura 47 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para placa plana lisa. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana).

4.2 Medição Camada Limite da Placa plana

Como um dos objetivos deste trabalho é verificar como a proximidade da placa infere no ruído gerado pelo escoamento sobre o cilindro, é importante saber qual a espessura da camada limite da placa plana na posição onde as medições foram realizadas. Para isto, foi efetuada a medição com o auxílio do sistema de posicionamento citado na seção 3.2.3 e o equipamento de anemometria à fio quente. A medição é realizada apenas com a placa plana instalada, sem a presença do cilindro. A sonda do equipamento de anemometria foi posicionada inicialmente 1 mm distante da placa plana e em seguida aproximada, através do controle do posicionador, em mais 0,5 mm. Foi então programado no software de controle do posicionador para realizar a medição em 20 pontos igualmente espaçados em 0,15 mm, chegando a uma posição final 3,2 mm distante da placa plana. As medições foram realizadas em 15 e 25 m/s.

A figura 48 mostra os pontos experimentais obtidos em comparação com o perfil de Blasius para uma camada limite laminar. A plotagem é feita pela relação U/U_∞ por $\eta(\eta)$, em que η é calculado segundo a equação

$$\eta = y\sqrt{\frac{U}{\nu x}}. \quad (4.1)$$

onde y é a distância para a placa plana, U a velocidade no ponto medida e x a posição em relação ao bordo de ataque da placa. Os resultados mostram que os pontos experimentais se comportam seguindo o perfil de Blasius, demonstrando que a camada limite da placa plana apresenta um perfil laminar.

Em seguida foram calculados os valores experimentais para a espessura da camada limite (δ) e a displacement thickness (δ^*) e comparados os valores com os obtidos através das equações

$$\frac{\delta}{x} = \frac{5}{\sqrt{Re_x}}. \quad (4.2)$$

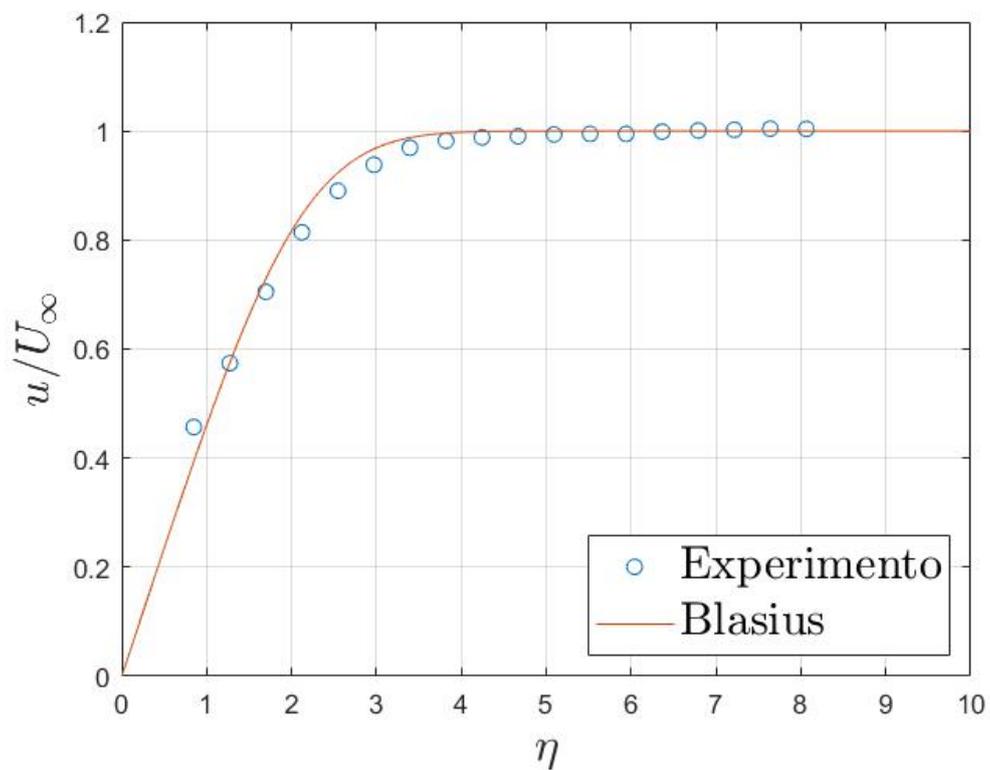
$$\frac{\delta^*}{x} = \frac{1,72}{\sqrt{Re_x}}. \quad (4.3)$$

Para os dados experimentais o cálculo de δ^* foi feito através da equação

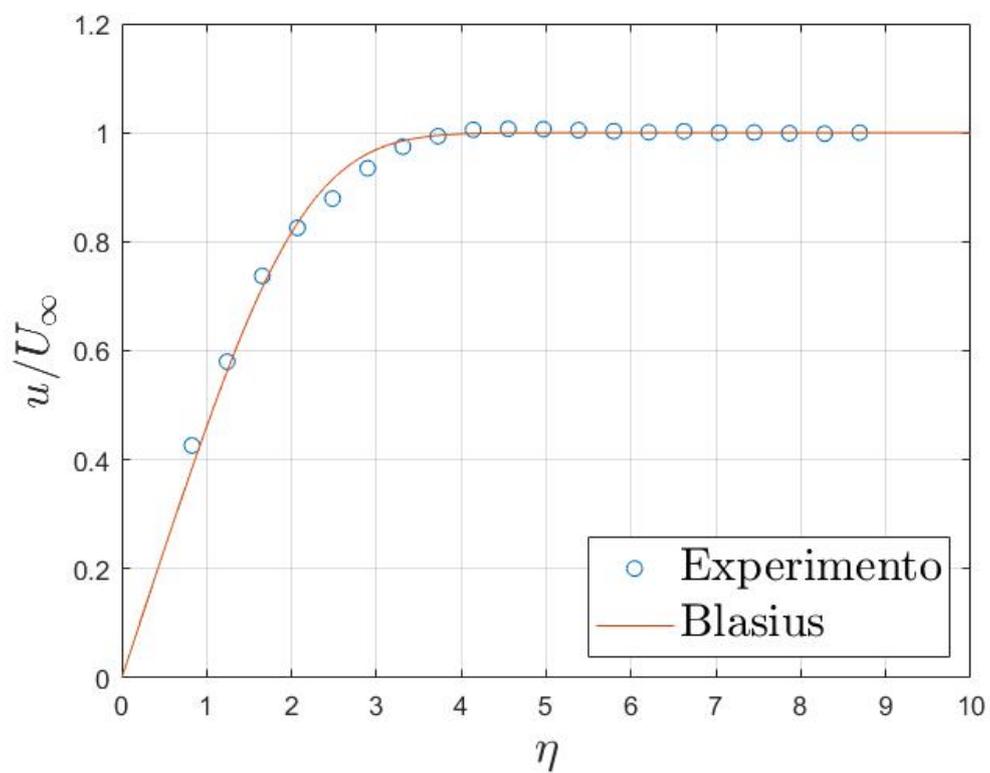
$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{U}{U_\infty}\right) dy \quad (4.4)$$

e utilizando as equações 4.2 e 4.3 δ foi definido com 2,91 vezes o valor de δ^*

A tabela 3 apresenta os resultados obtidos. Os valores mostram que os resultados experimentais e teóricos apresentam boa concordância, com um erro menor que 5%. Desse modo, as equações



(a) 15m/s.



(b) 25m/s.

Figura 48 – Comparação entre os pontos experimentais com o perfil laminar de Blasius.

Tabela 3 – Tabela Comparativa entre valores teóricos e experimentais obtidos para a camada limite.

	Comparação dados teóricos e experimentais					
	Espessura da Camada limite (δ) em mm			Displacement thickness (δ^*)		
	Experimental	Teórico	Erro	Experimental	Teórico	Erro
15 m/s	1.66	1.7	2%	0.554	0.573	4%
25 m/s	1.30	1.3	0%	0.434	0.441	1%

Tabela 4 – Valores de δ e δ^* em $x = a$ 120 mm para as velocidades utilizadas nos ensaios.

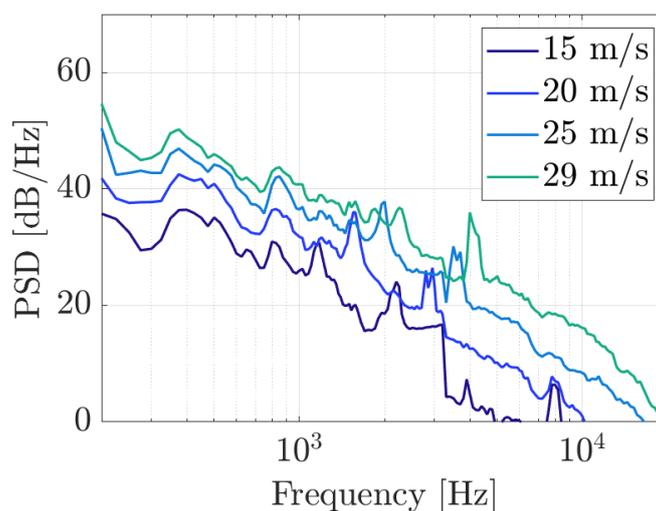
	Espessura da Camada limite (δ) em mm		Displacement thickness (δ^*)	
15 m/s	1.66		0.554	
20 m/s	1.55		0.515	
25 m/s	1.30		0.434	
29 m/s	1.28		0.428	

4.3 Cilindro posicionado Longe da Parede

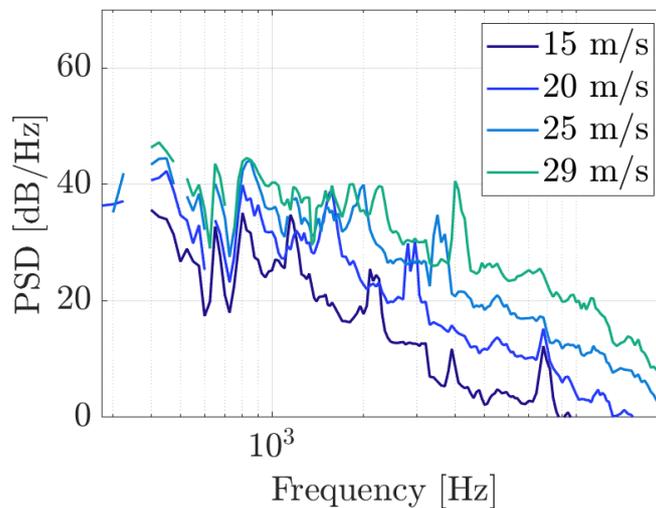
A figura 49 mostra os espectros de ruído encontrados com o fio posicionado 250 mm distante da placa da plana, posição esta central entre o modelo e as janelas da câmara de ensaios, para as 4 velocidades de escoamento livre medidas. Essa distância equivale a aproximadamente 190 diâmetros do cilindro, essa distância é suficiente para assumir que o cilindro se encontra em escoamento livre sem influência da parede. Este experimento é importante, pois além de caracterizar o ruído do cilindro afastado da parede para ser comparado com os próximos experimentos mais próximos da parede, serve para realizar uma validação do túnel de vento LANT e das técnicas de medição e processamento do grupo de pesquisa quanto a experimentos acústicos. A validação acontece pois a frequência de desprendimento de vórtices de um cilindro já é bem definida pela literatura.

Os resultados da figura 49 mostram o surgimento de tonais nas frequências de 4200, 3600, 2850 e 2100 Hz para as velocidades de 29, 25, 20 e 15 m/s. Os espectros são mostrados para beamforming convencional e para o método DAMAS. Como mostrado na seção 4.1 os tonais que aparecem nas frequências um pouco mais baixas, entre 1000 e 2200 Hz, são devido a presença do modelo e tem como origem o bordo de ataque do mesmo. Na medição a 15 m/s é possível perceber dois picos um em 4000 Hz e outro em 8000 Hz, estes picos são provenientes da frequência de chaveamento do inversor de frequência utilizado no motor do ventilador do túnel que ficam cada vez mais aparentes com a redução da velocidade do escoamento livre. A figura 50 mostra o resultado do espectro com colapso em Strouhal, calculado com base no diâmetro do fio. Os tonais apresentaram um bom colapso em Strouhal por volta de 0,19, valor este coerente com os estimado pela literatura, que giram por volta de 0,2. A figura 51 mostra os valores de St

encontrados experimentalmente em relação a Re_D . Os tonais também apresentaram um bom colapso em Mach a quarta potência para o espectro encontrado pelo método de beamforming convencional e Mach a quinta potência para DAMAS, Fig.52. O Método DAMAS está mais próximo de Mach a sexta potência, que conforme citado por (BLEVINS, 1984) diz que o desprendimento de vórtices de um cilindro corresponde a uma fonte do tipo dipolo.



(a) CBF.



(b) DAMAS.

Figura 49 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3$ mm) a 250 mm da placa plana.

As figuras 53 e 54 apresentam os mapas de fontes acústicas, calculados pelo método de Beamforming convencional e DAMAS respectivamente, para as frequências em que surgiram os tonais nas respectivas velocidades de escoamento livre. Os resultados mostram as fontes localizadas próximas a posição onde o fio se encontrava, demonstrando que os tonais surgiram realmente em decorrência do desprendimento de vórtices do cilindro.

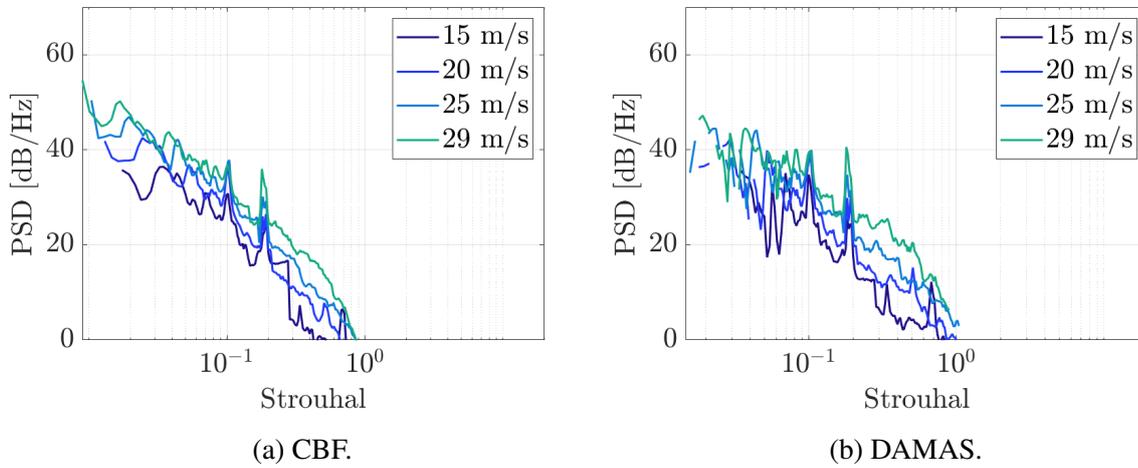


Figura 50 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3$ mm) a 250 mm da placa plana, colapso em Strouhal pelo diâmetro do fio.

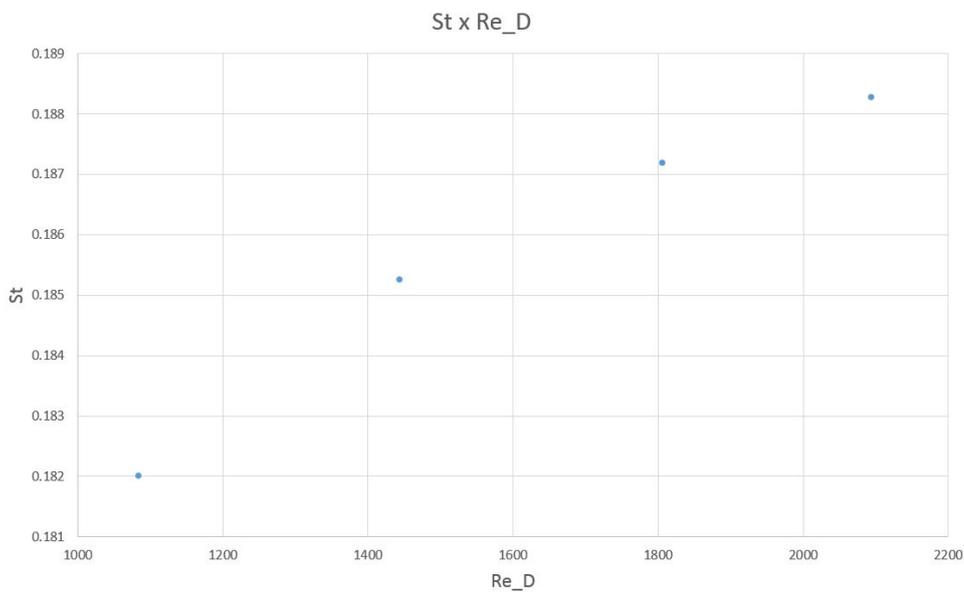


Figura 51 – Gráfico de Strouhal por Re_D para cilindro com $D = 1,3$ mm posicionado a 250 mm da placa plana.

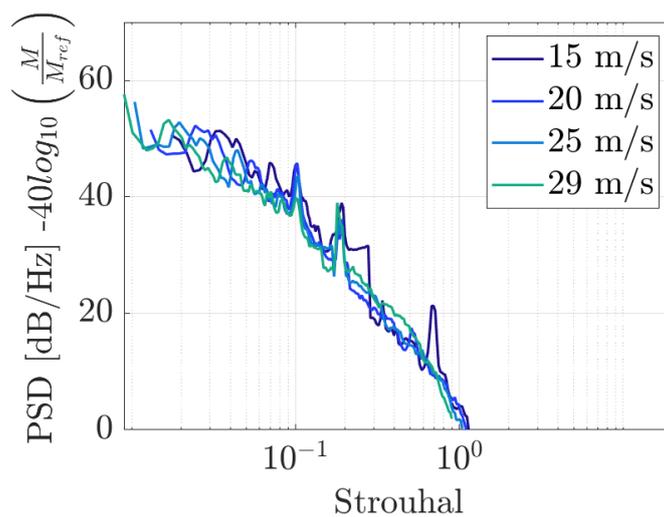
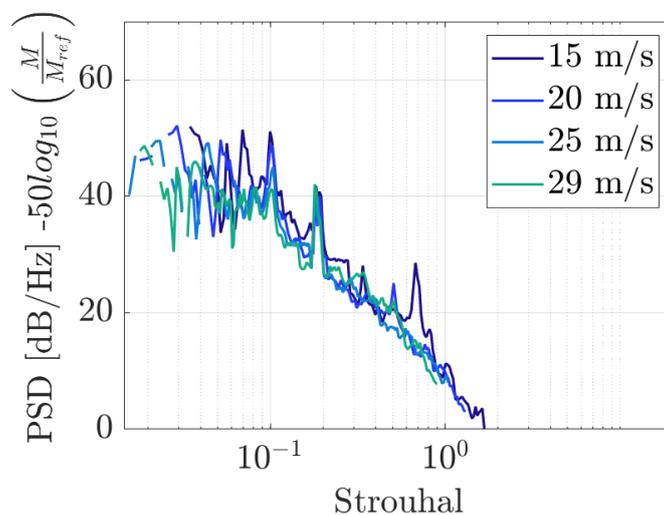
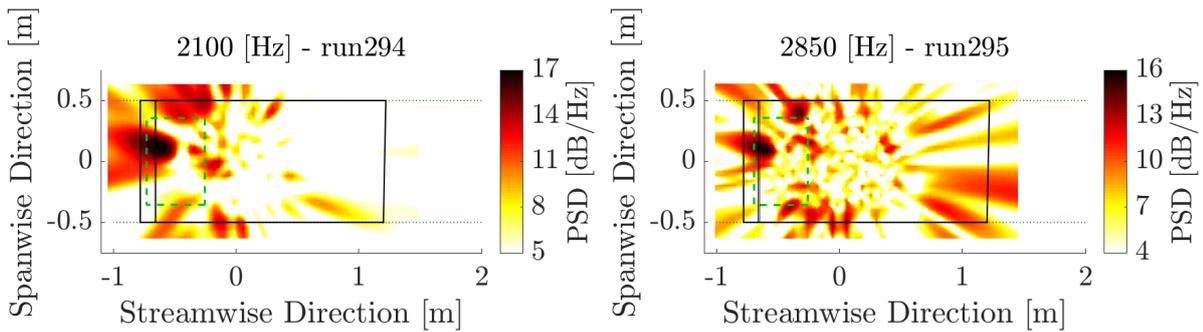
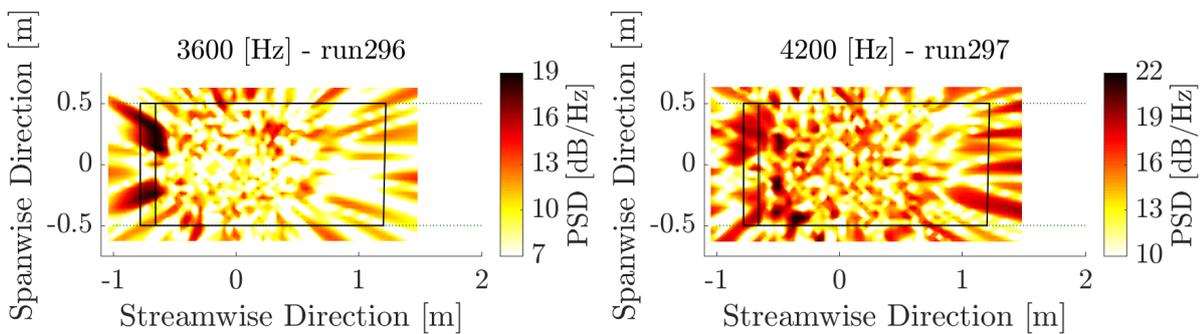
(a) CBF, Colapso Mach⁴.(b) DAMAS, Colapso Mach⁵.

Figura 52 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3 \text{ mm}$) a 250 mm da placa plana, colapso e Mach e Strouhal pelo diâmetro do fio.

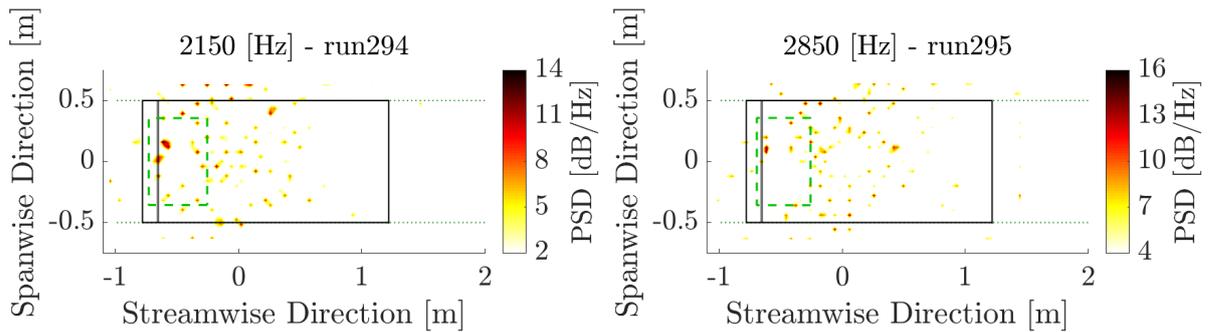


- (a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2150 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 250 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2850 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 250 mm da placa plana a 20 m/s.

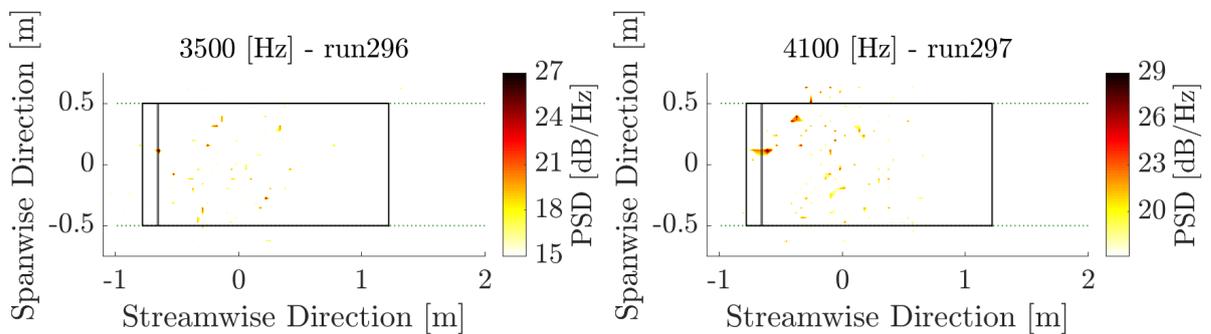


- (c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 250 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 250 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 53 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 250 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).



(a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2150 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 250 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2850 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 250 mm da placa plana a 20 m/s.



(c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3500 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 250 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4100 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 250 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 54 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 250 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).

4.4 Cilindro Próximo a Parede

Após verificar que o grupo de pesquisa tem capacidade de medir consistentemente os ruído gerado pelo desprendimento do vórtice de um cilindro, foi estudado como a aproximação do cilindro a placa plana influencia nas medições acústicas. As tabelas

Tabela 5 – Tabela de relação entre o Gap e o diâmetro do fio (G/D).

	Gap (mm)					
D (mm)	250	40	13	6	3	1
1.3	192	31	10	4.6	2.3	0.77

Tabela 6 – Tabela de relação entre δ/D para as diferentes velocidades de escoamento livre.

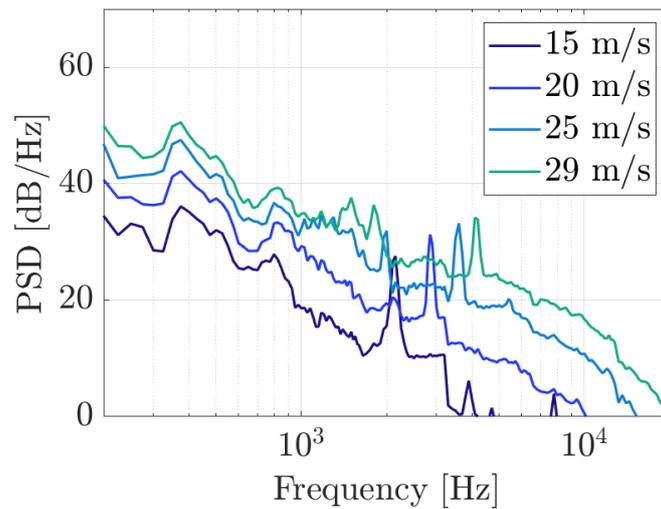
	Espessura camada limite (mm)			
D (mm)	15 m/s	20 m/s	25 m/s	29 m/s
1.3	1.66	1.55	1.30	1.28
1.3	1.3	1.2	1.00	0.98

Tabela 7 – Tabela de relação G/δ

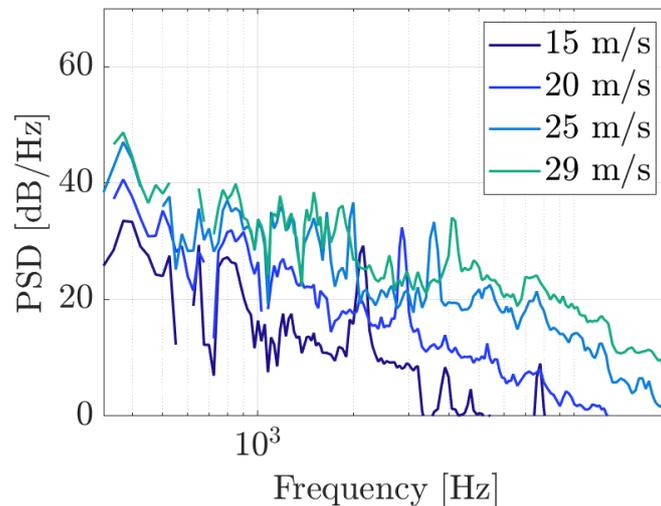
		Gap (mm)					
U_∞ (m/s)	δ (mm)	250	40	13	6	3	1
15	1.66	151	24	8	3.6	1.8	0.6
20	1.55	161	26	8	3.9	1.9	0.6
25	1.30	192	31	10	4.6	2.3	0.8
29	1.28	195	31	10	4.7	2.3	0.8

As figuras 55 e 56 apresentam os espectros de ruído para os casos com o cilindro posicionado a 40 e 13 mm respectivamente. Estes casos possuem relações G/D e δ/G altas, acima de 10, e os espectros mostram um comportamento similar ao caso com o fio posicionado longe da placa plana, encontrando os tonais nas mesmas frequências e com intensidades semelhantes. Apenas pelo método de deconvolução DAMAS foi possível observar um decréscimo na intensidade dos tonais com a proximidade da parede. Isto demonstra que nessas posições o cilindro ainda está suficientemente longe da parede para não sofrer grande influência da mesma no som gerado pelo desprendimento de vórtices. As figuras 57 e 58 mostraram os colapsos em Strouhal e Ma^4 e Ma^5 para os casos citados acima em beamforming convencional e DAMAS respectivamente. É possível verificar que no caso a 40 mm da parede, os tonais não apresentaram um bom colapso para as mesmas potências de Mach utilizadas no caso a 250 mm.

Os mapas de fontes acústicas, quando plotados nas frequências com presença de tonais para cada caso, também encontraram as fontes localizadas sobre o corpo do cilindro. Os mapas



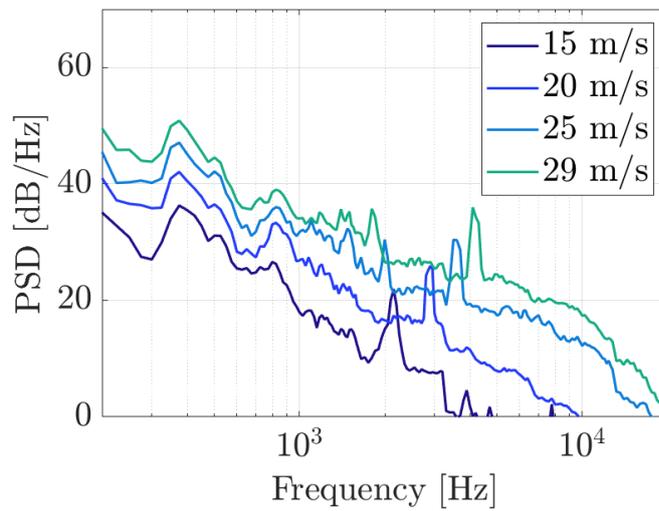
(a) CBF.



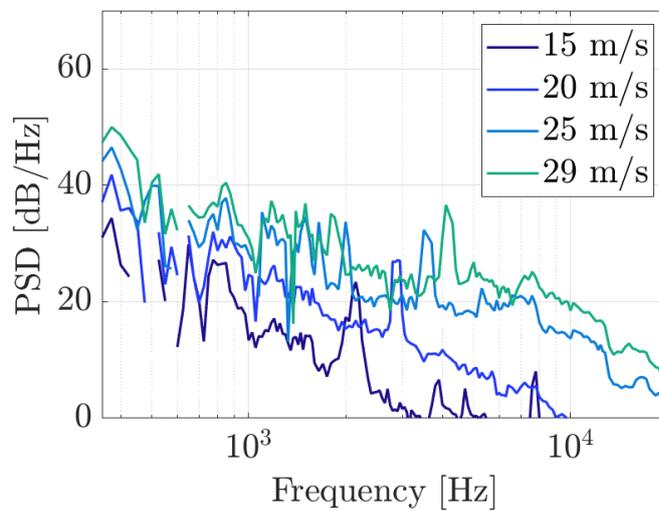
(b) DAMAS.

Figura 55 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3 \text{ mm}$) a 40 mm da placa plana.

são mostradas nas figuras 59, 60, 61 e 62 para os casos posicionados a 40 e 13 mm da placa plana respectivamente. Os mapas plotado pelo método de Deconvolução DAMAS apresentam imagens mais limpas, sendo possível identificar de maneira mais clara as fontes sobre o fio. Em alguns casos, como por exemplo o de 25 m/s a 40 mm e 29 m/s a 13 mm , os mapas pelo método DAMAS ainda mais bem definidas em linha sobre cilindro, correspondendo com o esperado de uma fonte bidimensional. Algumas fontes, principalmente nos mapas de beamforming convencional, são localizadas fora das paredes da câmara de ensaios, acima das linhas pontilhadas que representam as paredes do túnel de vento. Estas são fontes imagem, ocasionadas pela reverberação acústica nas paredes do túnel, o método DAMAS reduz a intensidade destas fontes, porém a utilização de espuma acústica nas paredes do túnel de vento pode ser considerada em futuros trabalhos, visto que elas reduzem a intensidade destas fontes, (AMARAL et al., 2018).



(a) CBF.



(b) DAMAS.

Figura 56 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3$ mm) a 13 mm da placa plana.

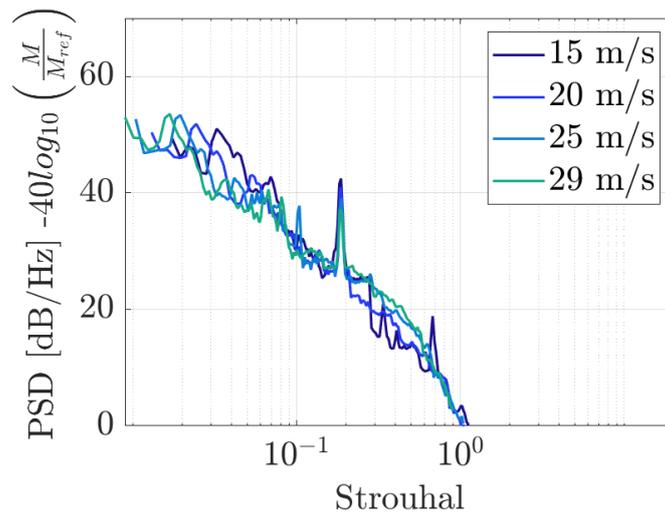
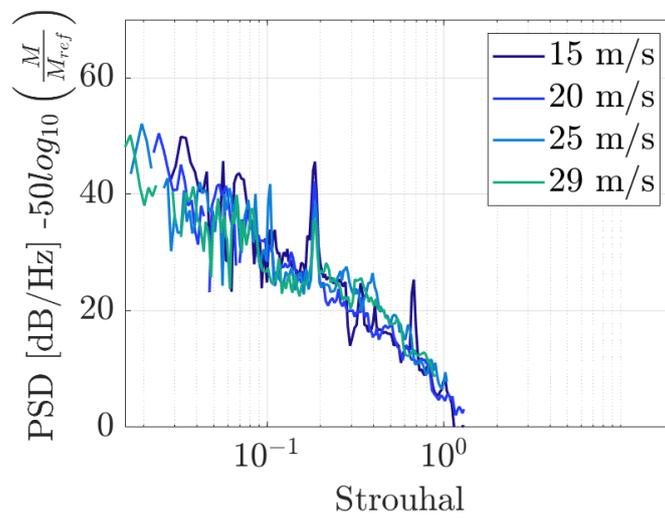
(a) CBF, Colapso Ma^4 .(b) DAMAS, Colapso Ma^5 .

Figura 57 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3 \text{ mm}$) a 40 mm da placa plana, colapso e Mach e Strouhal pelo diâmetro do fio.

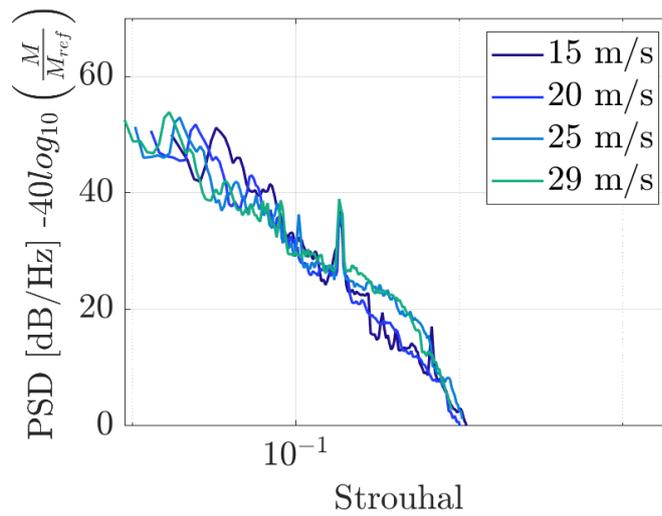
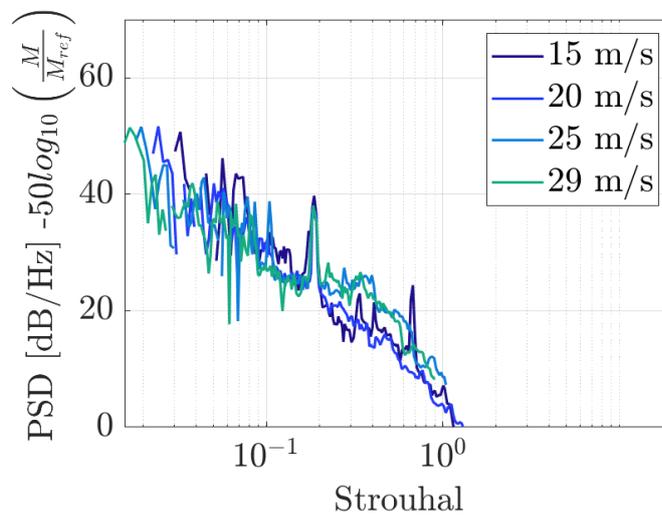
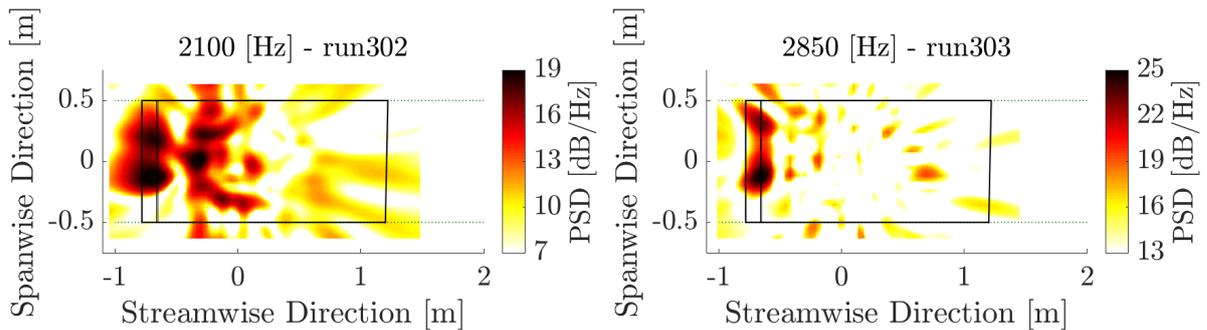
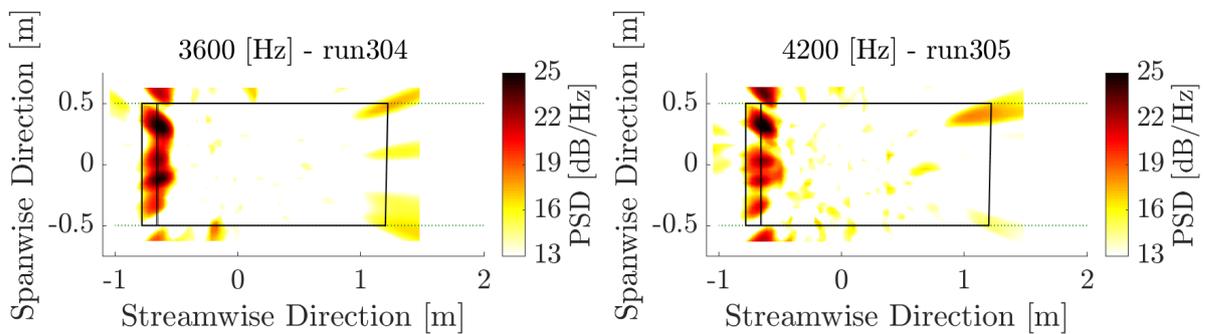
(a) CBF, Colapso Ma^4 .(b) DAMAS, Colapso Ma^5 .

Figura 58 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3$ mm) a 13 mm da placa plana, colapso e Mach4 e Strouhal pelo diâmetro do fio.

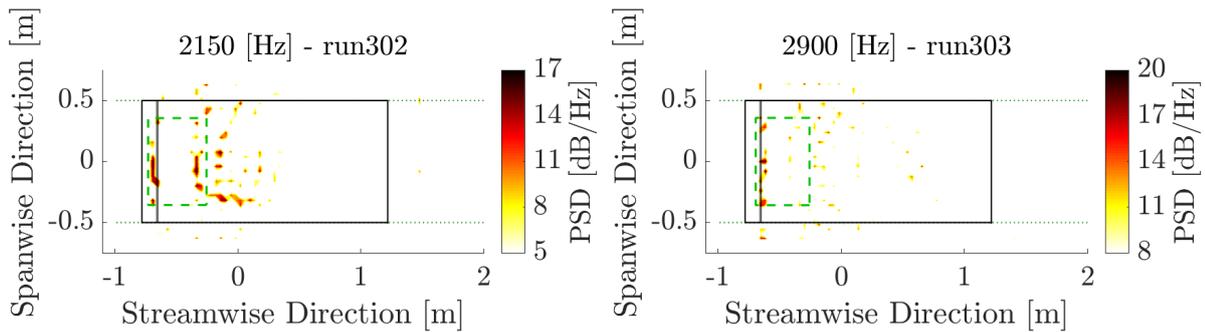


- (a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2150 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 40 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2850 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 40 mm da placa plana a 20 m/s.

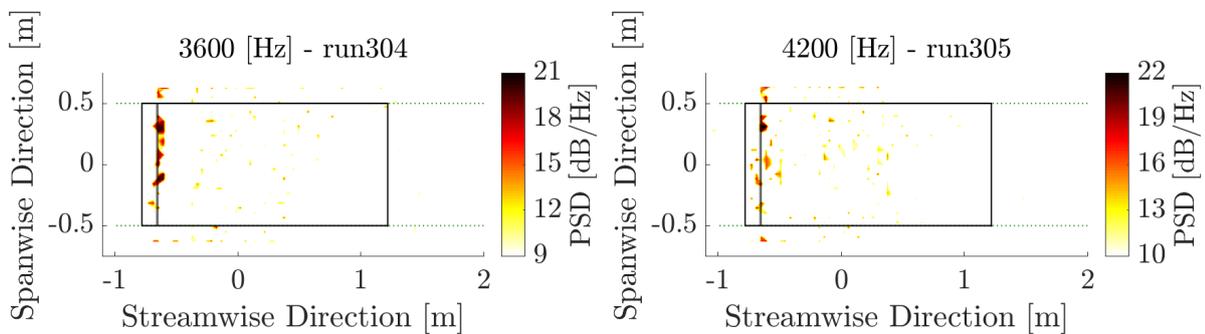


- (c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 40 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 40 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 59 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 40 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).

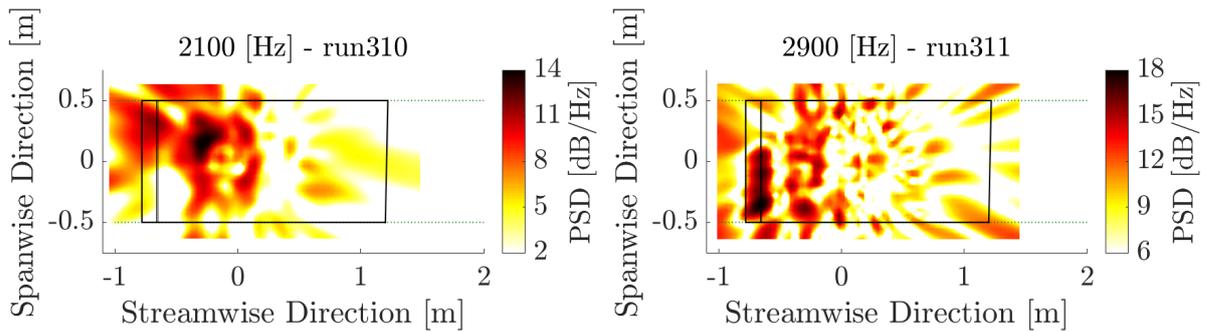


(a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2150 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 40 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2900 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 40 mm da placa plana a 20 m/s.

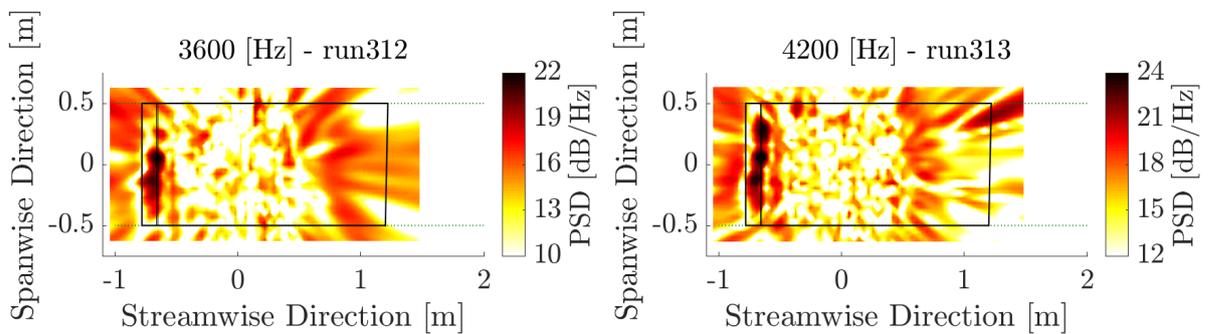


(c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 40 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 40 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 60 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 40 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).

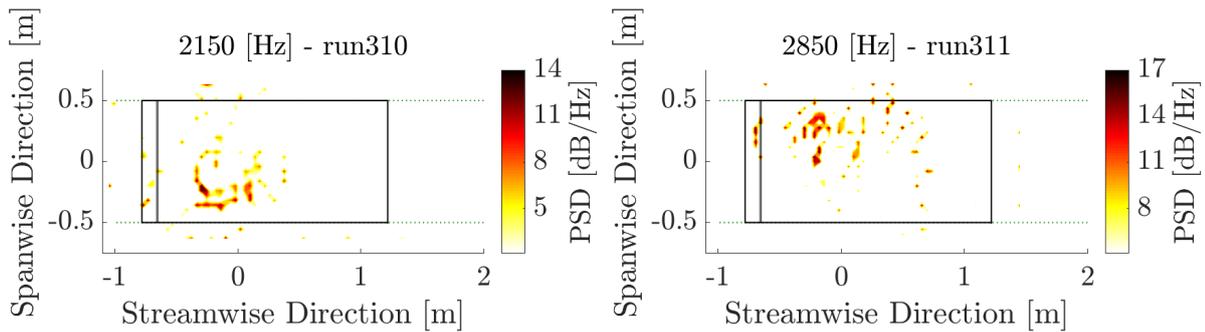


- (a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2150 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 13 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2850 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 13 mm da placa plana a 20 m/s.

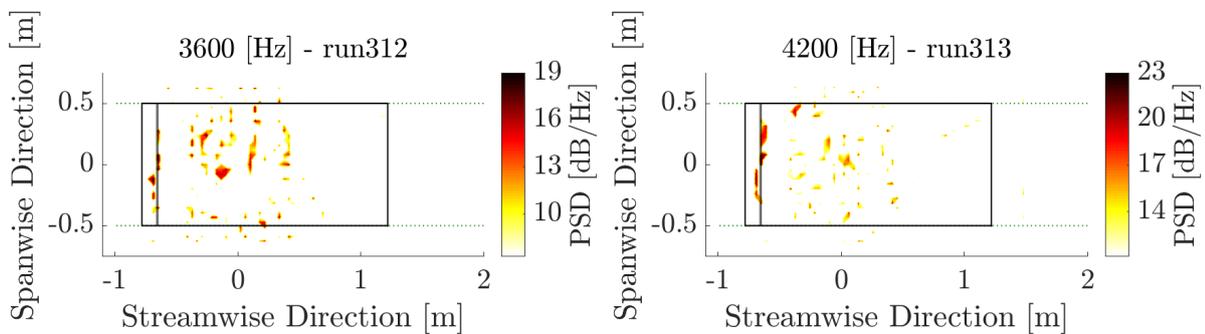


- (c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 13 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 13 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 61 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 13 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).



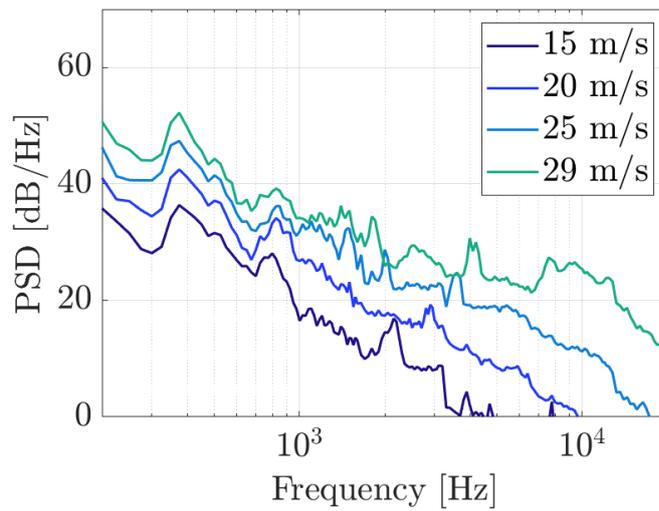
(a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2150 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 13 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2850 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 13 mm da placa plana a 20 m/s.



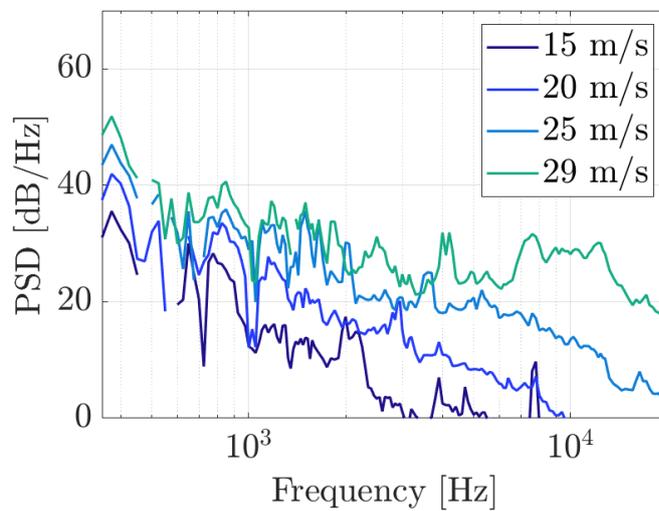
(c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 13 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 13 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 62 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 13 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).

Os espectros de ruído para os casos com o fio posicionado a 6 mm e 3 mm são apresentados nas figuras 63 e 64. Nesse casos a relação G/D é de 4,6 e 2,3 respectivamente e os espectros mostram que as frequências dos tonais se mantiveram próximas, porém a intensidade dos tonais caiu consideravelmente com a proximidade da parede, tanto no método DAMAS como em beamforming convencional, comparando a posição de 13 mm esta queda na intensidade dos tonais fica entre cerca de 5 e 10 dB dependendo da velocidade de escoamento livre. Para ambos os casos também houve um aumento no ruído de banda larga, sendo que no caso a 6 mm da parede este aumento é ainda mais acentuado. Em ambos os casos os tonais também apresentaram bom colapsos em Ma e St , como mostrado nas figuras 65 e 66. Apesar de a intensidade dos tonais terem diminuído, os mapas de fontes acústicas continuam localizando as fontes de ruído sobre o corpo do cilindro, principalmente para os casos de 20, 25 e 29 m/s, Fig.67, 68, 69 e 70. Para o ruído de banda larga que surgiu no caso 6 mm distante da placa plana não foi encontrada nenhuma fonte bem definida para as determinadas frequências.

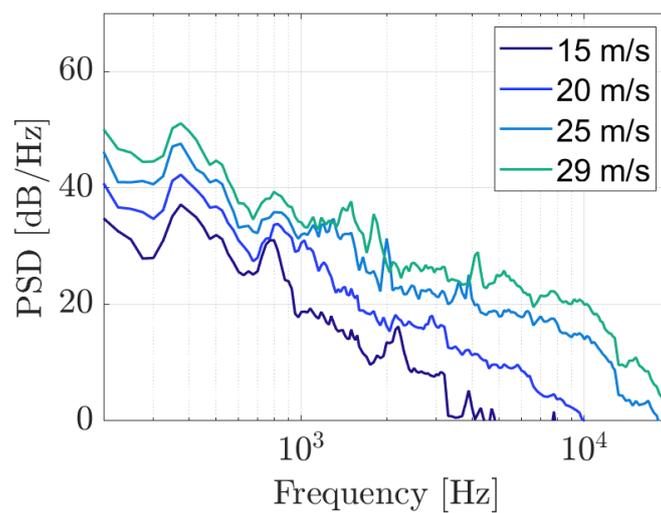


(a) CBF.

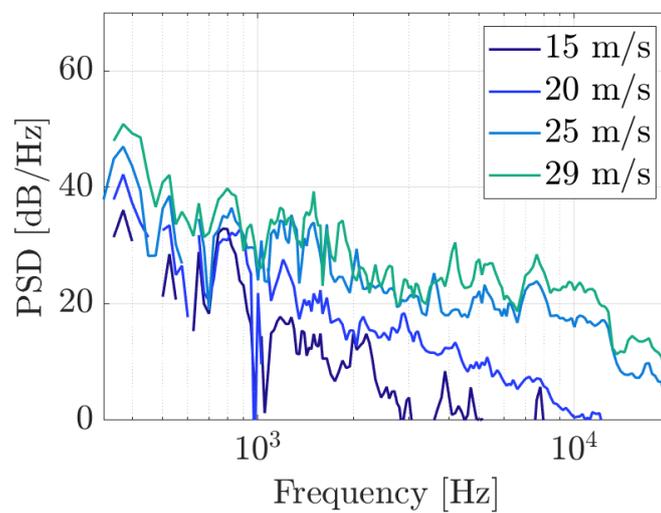


(b) DAMAS.

Figura 63 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3$ mm) a 6 mm da placa plana.



(a) CBF.



(b) DAMAS.

Figura 64 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3$ mm) a 3 mm da placa plana.

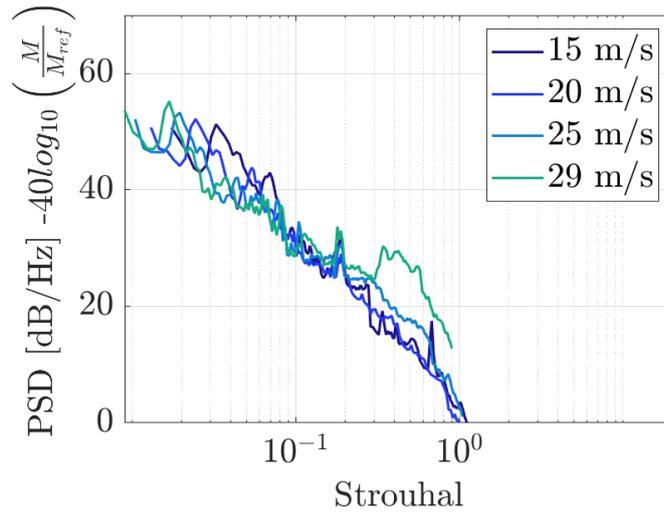
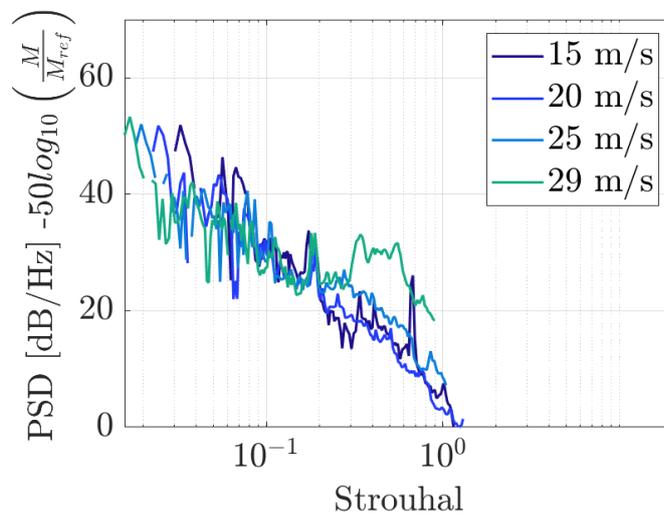
(a) CBF, Colapso Ma^4 .(b) DAMAS, Colapso Ma^5 .

Figura 65 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro (D = 1,3 mm) a 6 mm da placa plana, colapso e Mach e Strouhal pelo diâmetro do fio.

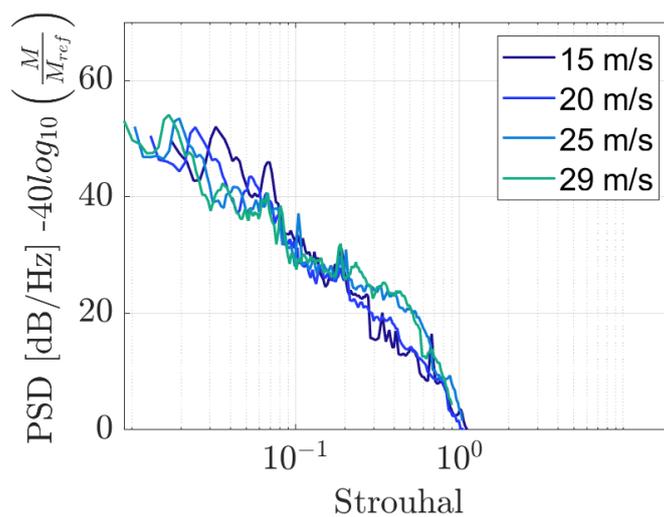
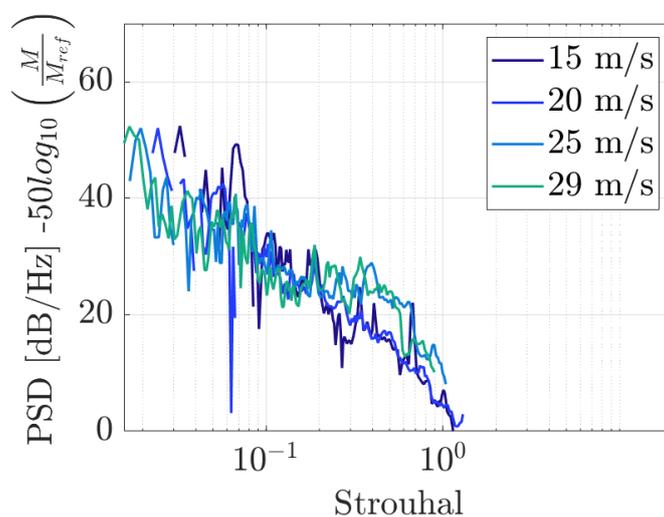
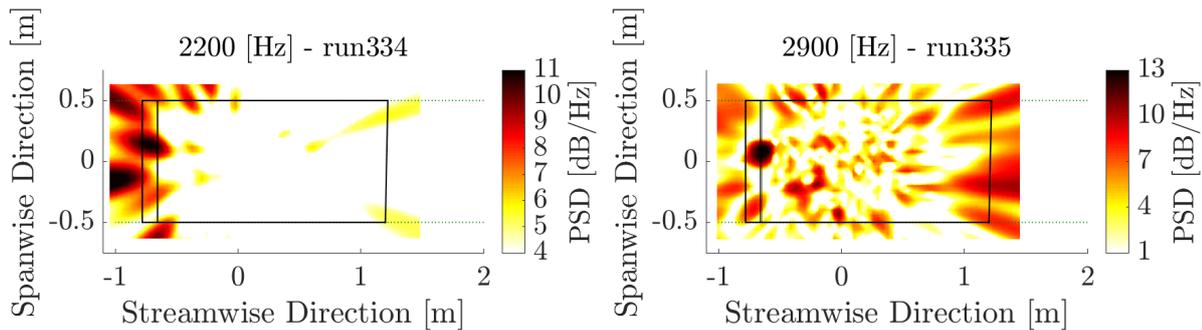
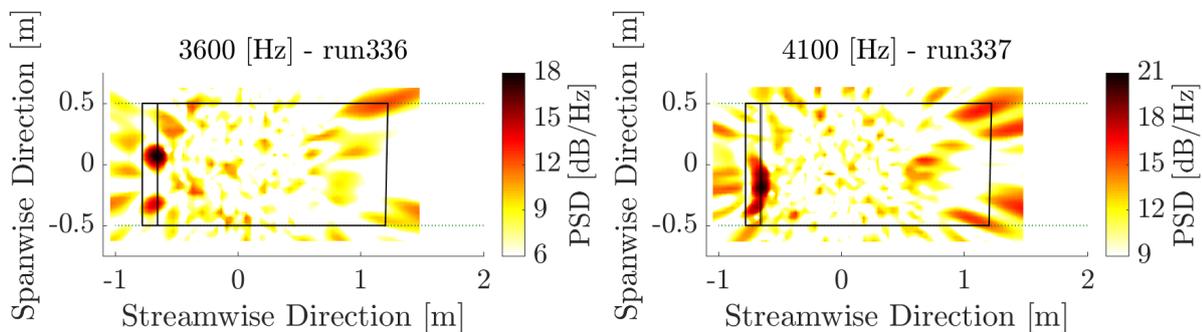
(a) CBF, Colapso Ma^4 .(b) DAMAS, Colapso Ma^5 .

Figura 66 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3$ mm) a 3 mm da placa plana, colapso e Mache Strouhal pelo diâmetro do fio.

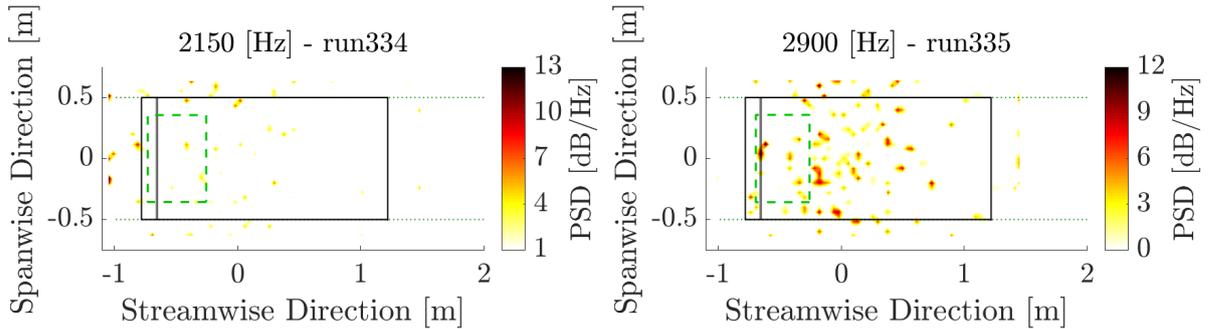


- (a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 6 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2850 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 6 mm da placa plana a 20 m/s.

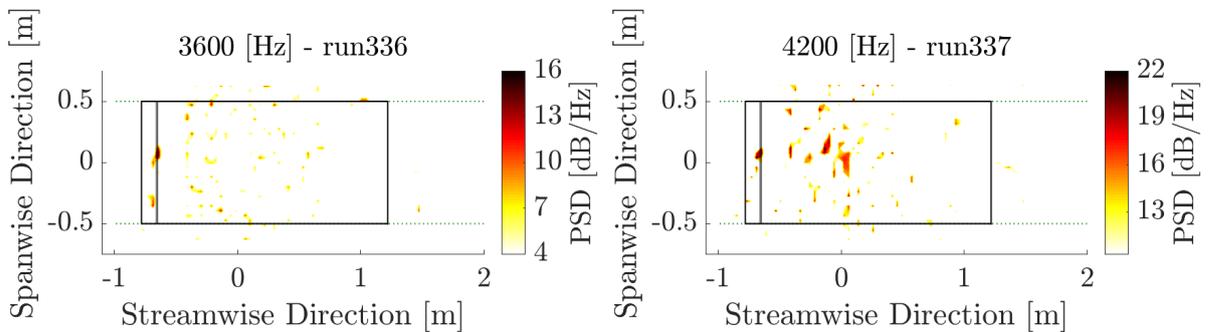


- (c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 6 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4100 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 6 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 67 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 6 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).

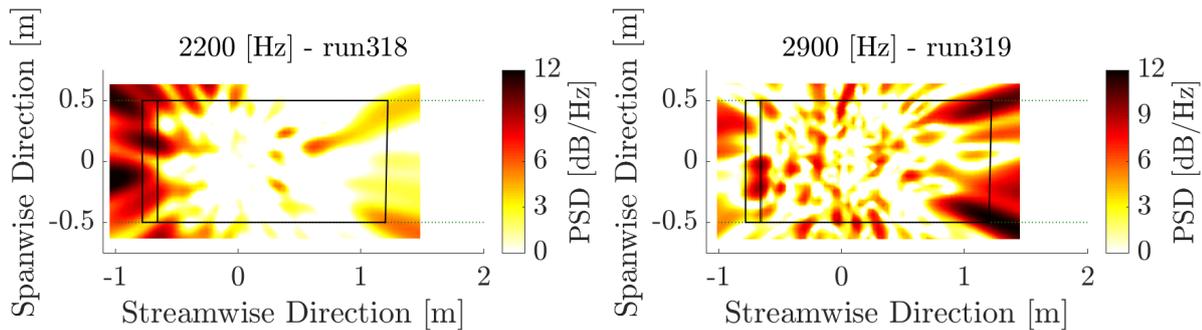


(a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 6 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2900 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 6 mm da placa plana a 20 m/s.

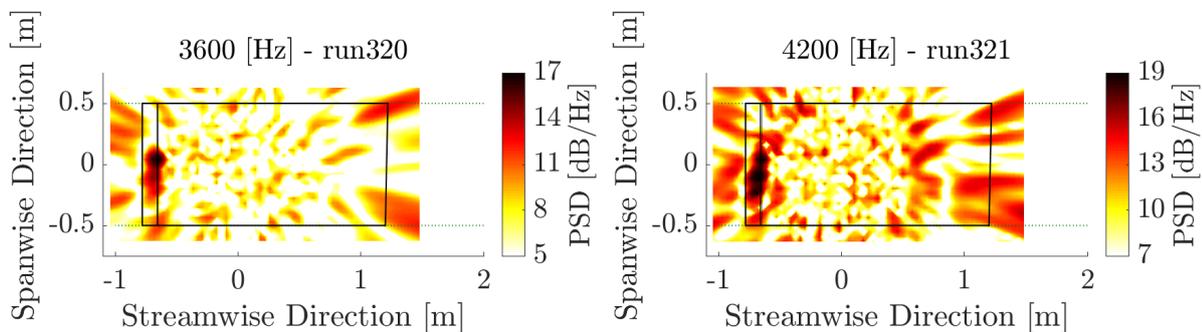


(c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 6 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 6 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 68 – Mapas de fontes acústicas (Damas) para cilindro posicionado a 6 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).

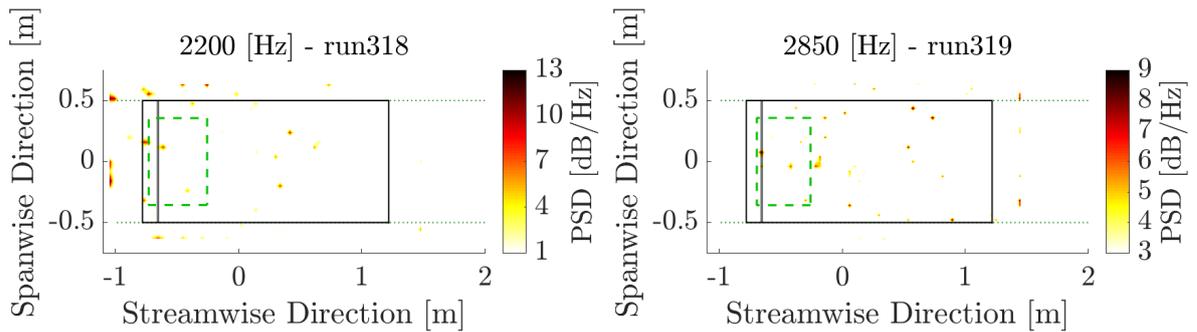


- (a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2150 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 3 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2850 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 3 mm da placa plana a 20 m/s.



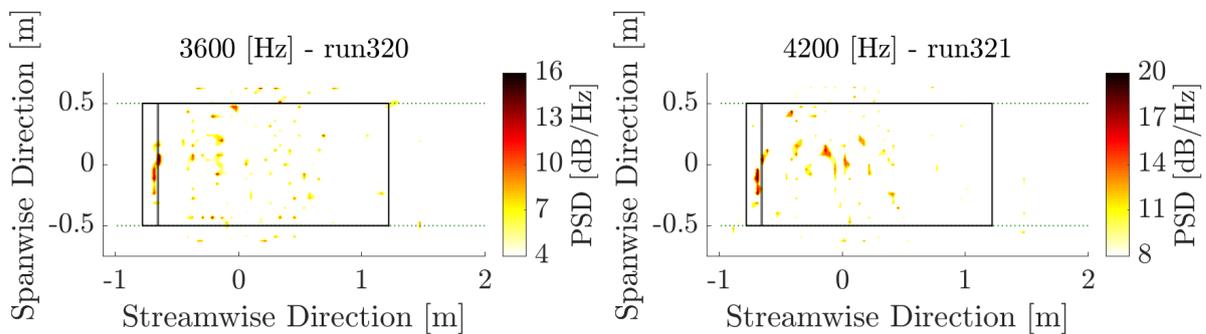
- (c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 3 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 3 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 69 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 3 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).



(a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 3 mm da placa plana a 15 m/s.

(b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2850 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 3 mm da placa plana a 20 m/s.



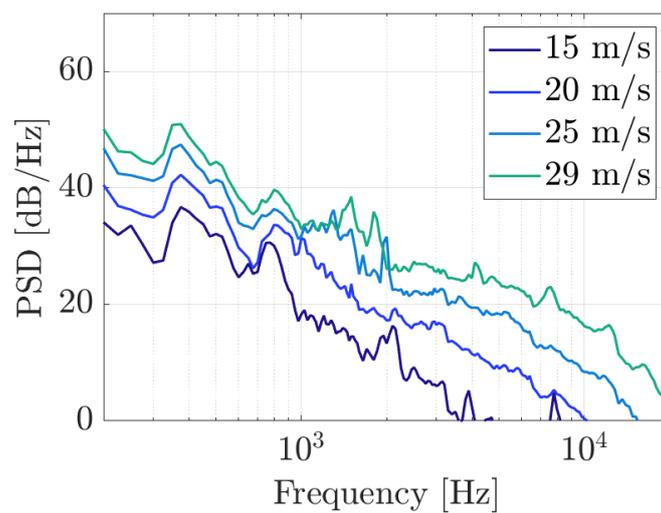
(c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 3 mm da placa plana a 25 m/s.

(d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 3 mm da placa plana a 29 m/s.

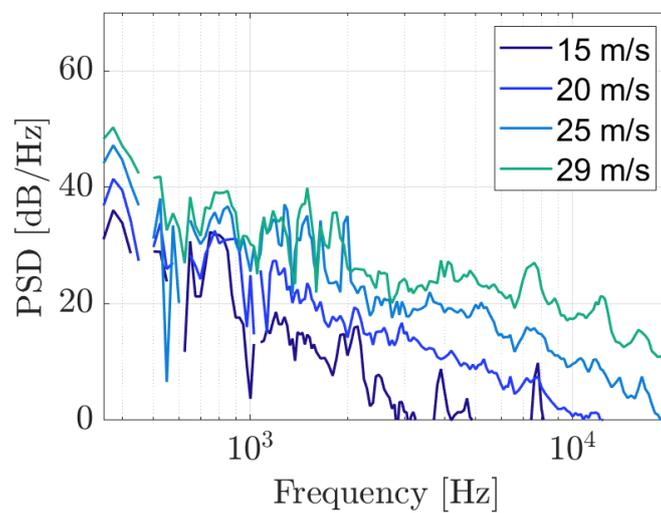
Figura 70 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 3 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).

A figura 71 mostra o espectro de ruído para o caso com o cilindro 1 mm distante da placa plana. Este foi o único caso realizado em que a relação G/D e δ/D era menor que 1, ou seja, nesses casos o fio já se encontra em contato com a camada limite do túnel. Pode-se notar no espectro que os tonais tiveram uma grande queda em intensidade, sendo que ele fica apenas perceptível no caso a 29 m/s, com uma intensidade bem abaixo dos aparentes em outros casos. O colapso para St e Ma é apresentado na figura 72. Foram plotados os mapas de fontes acústicas, em beamforming convencional e DAMAS, nas mesmas frequências que apareciam anteriormente para verificar se o código ainda conseguia identificar alguma fonte sobre o fio, as figuras 73 e 74 mostram os resultados encontrados. Tanto para beamforming convencional quanto para DAMAS os mapas não localizaram fontes bem definidas nos casos realizados a velocidades de escoamento livre mais baixas, 15 e 20 m/s, já para os casos com velocidades mais altas, fontes foram localizadas sobre o fio.

Para verificar a repetibilidade dos experimentos, foram realizadas repetições dos casos em momentos diferentes. As figuras 75, 76, 77 e 78 mostram os espectros de ruído para as velocidades de 15, 20, 25 e 29 m/s respectivamente variando a posição do cilindro. São plotados os espectros para o caso *Original* e *Repeat*, essa comparação foi feita apenas para o método de beamforming convencional, visto que este já foi suficiente para confirmar a repetitividade dos experimentos. As repetições apresentaram os tonais nas mesmas frequências que os casos originais e também apresentaram uma queda na intensidade do tonais para os casos mais próximos a parede, apresentando principalmente uma redução de intensidade significativa entre os casos de 13 mm e 6 mm da parede. Uma diferença a ser notada é que na repetição para o caso de 1 mm da parede a 29 m/s houve um aumento considerável no ruído de banda larga, entretanto quando plotados os mapas de fontes sonoras para esta banda de frequências não foi encontrado uma fonte bem definida. Os espectros plotados pelo método de deconvolução DAMAS dos casos originais variando a posição do cilindro são mostrados nas figuras 79, 80, 81 e 82. Os espectros plotados pelo método DAMAS apresentam comportamento similar aos de beamforming convencional, apresentando a redução mais significativa na intensidade dos picos entre os casos distantes de 13 mm e 6 mm da parede. Entretanto, para as velocidade de escoamento livre de 15 e 20 m/s, os espectros de DAMAS apresentam uma diferença maior na intensidade dos tonais nos casos a 250 mm, 40 mm e 13 mm da parede, intensidade esta que cai com a proximidade da parede. Esta queda na intensidade dos tonais não era tão aparente nos espectros plotados por beamforming convencional, que mostra uma melhor capacidade do método DAMAS para captar o ruído emitido. Outro ponto observado nos espectros plotados pelos dois métodos, é que os picos ocasionados pelo bordo de ataque inferior da placa desaparecem para os casos com o cilindro posicionado a partir de 40 mm da placa plana, isto acontece tanto para os casos originais quanto para as repetições. Como o cilindro está posicionado a 120 mm do bordo de ataque da placa, não acreditasse que a presença deste seja a responsável pelo sumiço do picos, mas sim que ao realizar a fixação do fio foi gerada alguma mudança na região próxima ao bordo de ataque ocasionando na correção do erro que gerava os tonais.



(a) CBF.



(b) DAMAS.

Figura 71 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3$ mm) a 1 mm da placa plana.

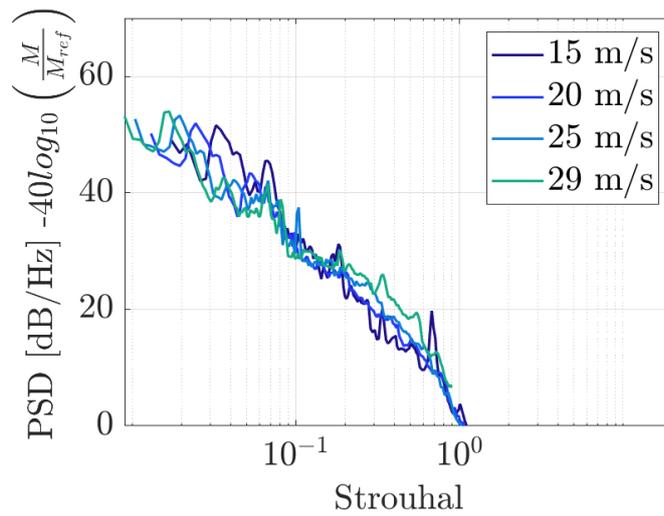
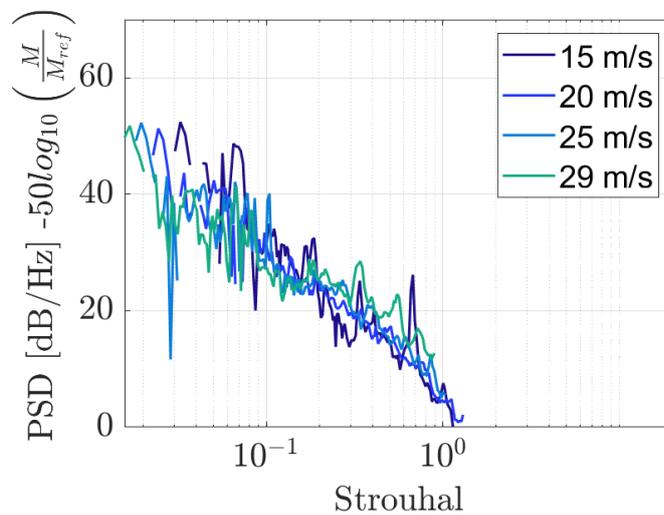
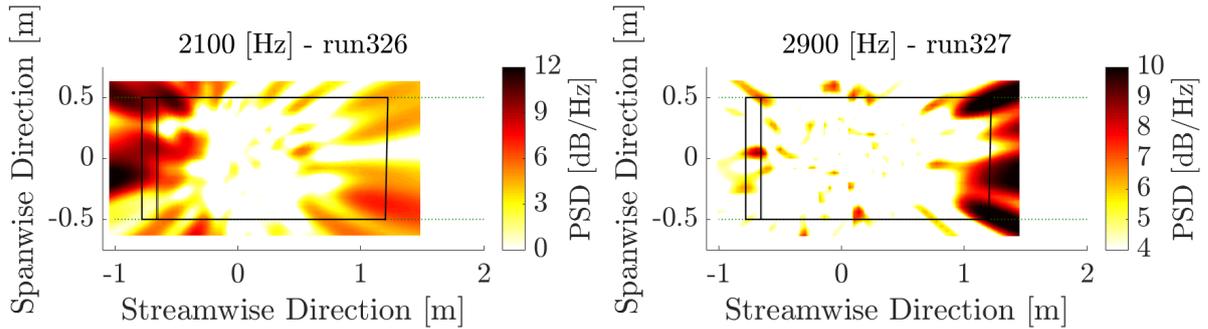
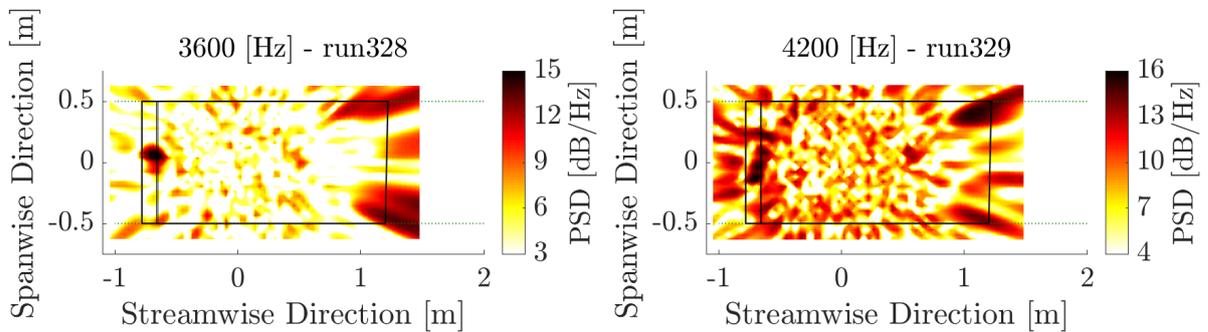
(a) CBF, Colapso Ma^4 .(b) DAMAS, Colapso Ma^5 .

Figura 72 – Espectro de ruído gerado pela presença de um cilindro ($D = 1,3 \text{ mm}$) a 1 mm da placa plana, colapso e Mach e Strouhal pelo diâmetro do fio.

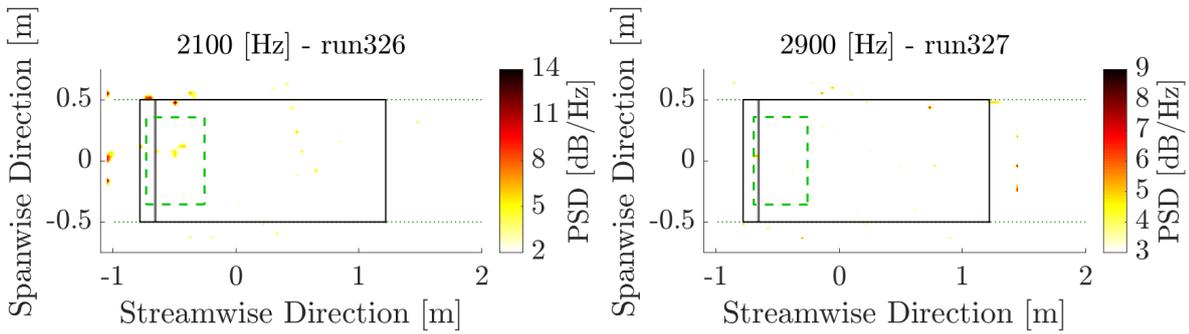


- (a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2150 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 1 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2850 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 1 mm da placa plana a 20 m/s.

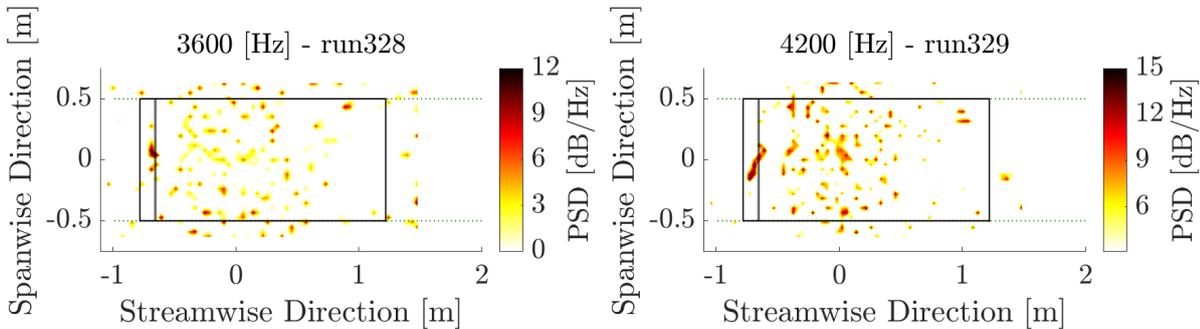


- (c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 1 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 1 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 73 – Mapas de fontes acústicas (CBF) para cilindro posicionado a 1 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).



(a) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2100 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 1 mm da placa plana a 15 m/s. (b) Mapa de fontes acústicas na frequência de 2900 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 1 mm da placa plana a 20 m/s.



(c) Mapa de fontes acústicas na frequência de 3600 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 1 mm da placa plana a 25 m/s. (d) Mapa de fontes acústicas na frequência de 4200 Hz para Cilindro ($D=1,3$ mm) posicionado a 1 mm da placa plana a 29 m/s.

Figura 74 – Mapas de fontes acústicas (DAMAS) para cilindro posicionado a 1 mm da Placa plana. Linhas pontilhadas (parede da câmara de ensaios), Linhas cheias (placa plana e contorno do cilindro).

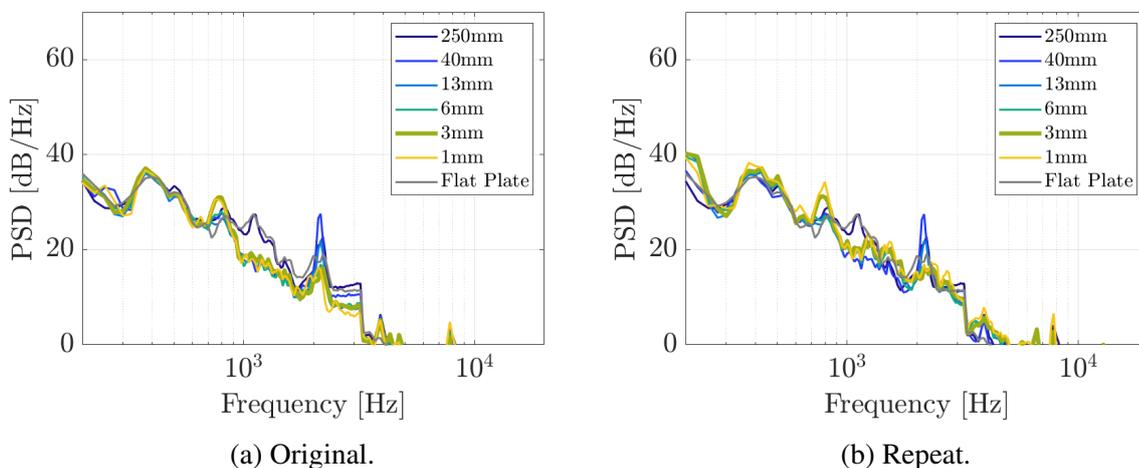
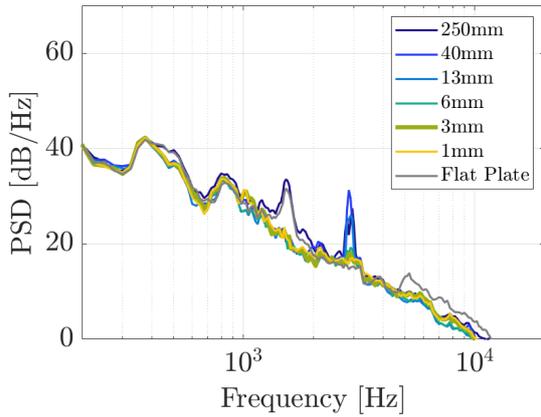
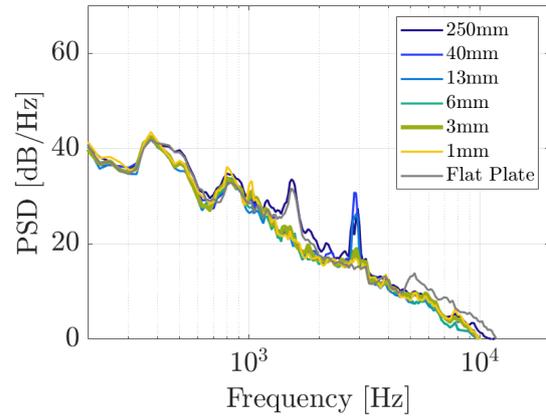


Figura 75 – Espectro de ruído (CBF) gerado para a velocidade de escoamento livre de 15 m/s.

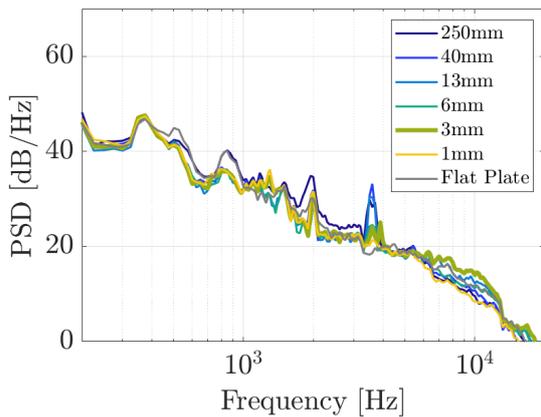


(a) Original.

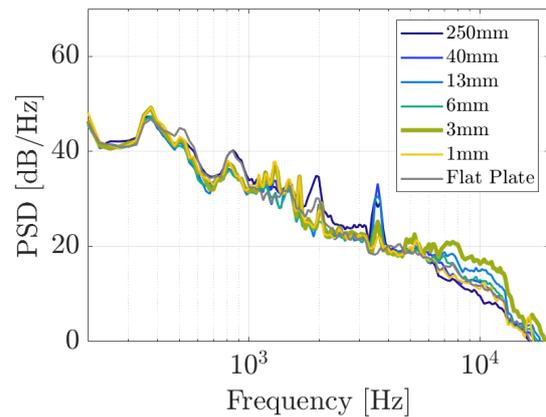


(b) Repeat.

Figura 76 – Espectro de ruído (CBF) gerado para a velocidade de escoamento livre de 20 m/s.

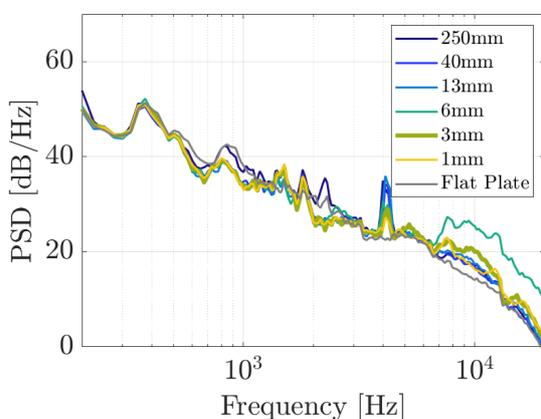


(a) Original.

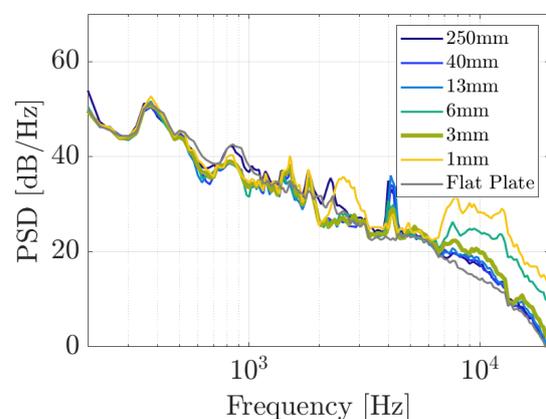


(b) Repeat.

Figura 77 – Espectro de ruído (CBF) gerado para a velocidade de escoamento livre de 25 m/s.



(a) Original.



(b) Repeat.

Figura 78 – Espectro de ruído (CBF) gerado para a velocidade de escoamento livre de 29 m/s.

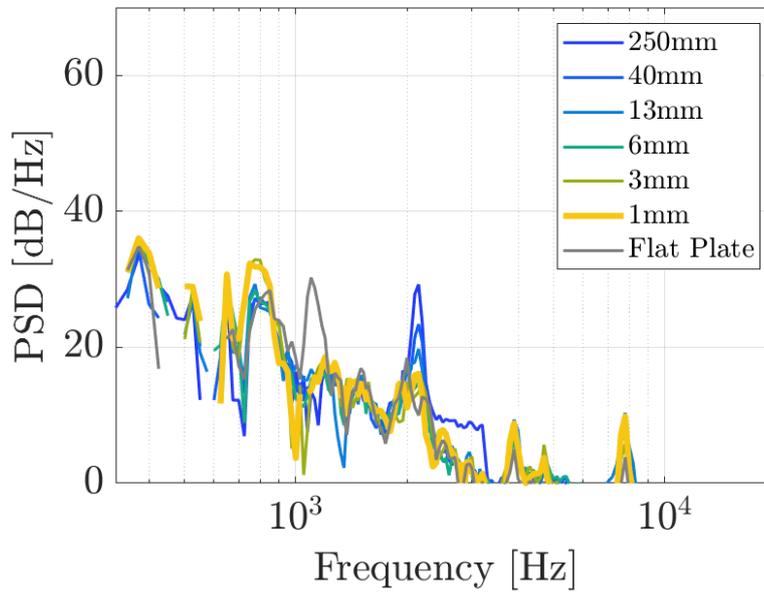


Figura 79 – Espectro de ruído (DAMAS) gerado para a velocidade de escoamento livre de 15 m/s.

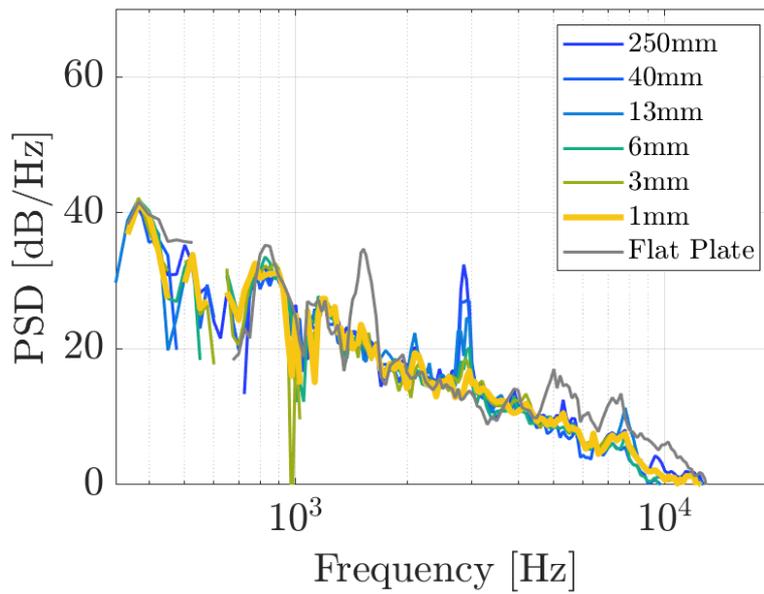


Figura 80 – Espectro de ruído (DAMAS) gerado para a velocidade de escoamento livre de 20 m/s.

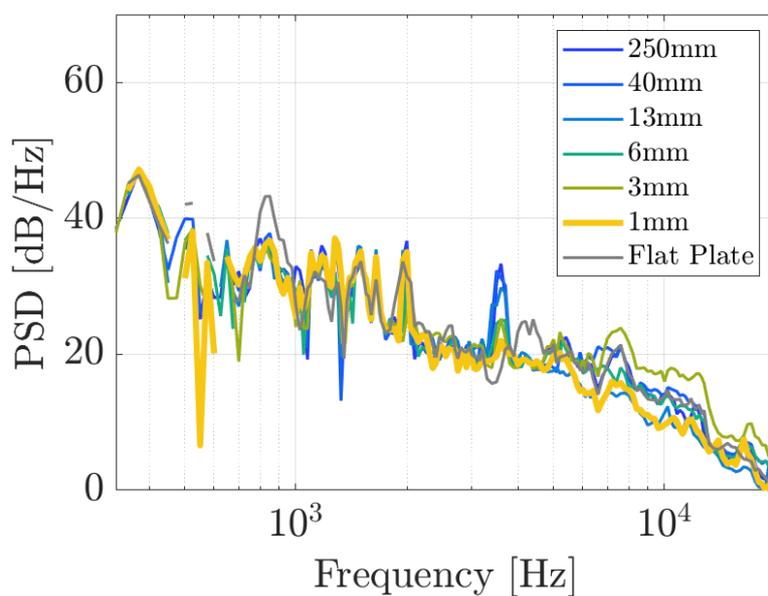


Figura 81 – Espectro de ruído (DAMAS) gerado para a velocidade de escoamento livre de 25 m/s.

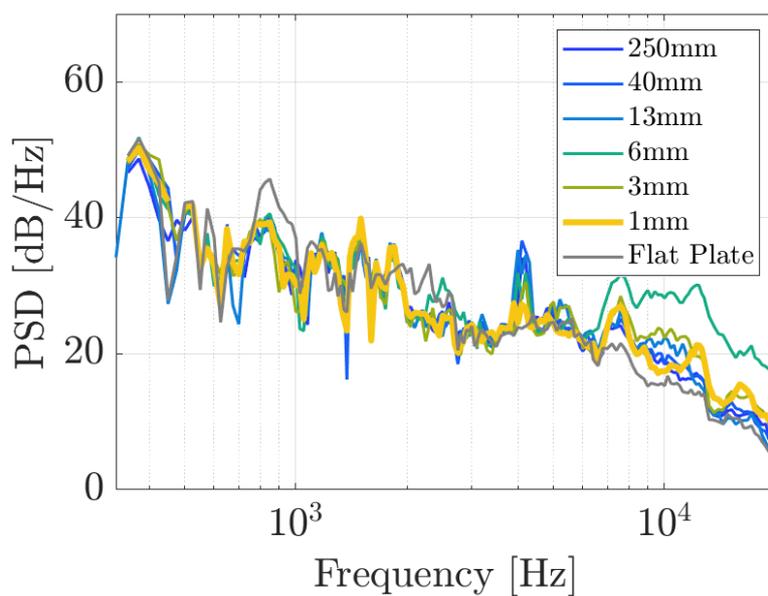


Figura 82 – Espectro de ruído (DAMAS) gerado para a velocidade de escoamento livre de 29 m/s.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho tinha por objetivo estudar experimentalmente o ruído gerado pela passagem do escoamento sobre um cilindro e verificar a influência da proximidade de uma parede plana na emissão do som. Por se tratar do primeiro experimento acústico realizado, objetivo era verificar a capacidade do grupo de pesquisa em realizar experimentos acústicos no túnel de vento LANT. Dentre as conclusões que podem ser feitas a partir das atividades realizadas destacam-se:

- Foi verificado que o método de aquisição acústico é satisfatório para a realização dos experimentos. tempo de aquisição e número de microfones utilizados são suficientes para não influenciarem nos resultados e mitigarem a influência da passagem da camada limite sobre os microfones.
- Através da utilização do sistema de posicionamento foi possível medir o perfil da camada limite na placa plana e se mensurou que a mesma é laminar, perfil de Blasius, nas posições de interesse para os atuais e futuros experimentos. Isto é animador pois experimentos em placa plana geralmente são realizados em túnel de seção aberta, não conseguindo obter este tipo de condição nos experimentos.
- Outro ponto importante observado sobre a placa plana foi que a presença do modelo aumento o ruído de fundo de túnel. Um dos motivos deste aumento se dá pelo aumento da perda de carga no túnel, que conseqüentemente aumenta a rotação do ventilador para atingir uma mesma velocidade de escoamento livre. Outro fator que pode ter gerado esse aumento é a passagem da camada limite turbulenta da câmara de ensaios pelo bordo de ataque do modelo, como mostrado pelos mapas de fontes acústicas. Estas fontes localizaram-se somente no bordo inferior da placa, o que pode sugerir alguma imperfeição no modelo a ser verificada. Também foi notado que durante a preparação do setup para os experimentos com cilindro houve alguma variação que ocasionou no desaparecimento dos picos gerados pela camada limite sobre o bordo inferior do modelo. É importante saber sobre o aumento deste ruído pois como a intenção do grupo de pesquisa é realizar experimentos na presença do modelo, este novo valor passar a ser o novo ruído de fundo que deve ser usado como base.
- Para Validar a capacidade acústica do túnel, é necessário realizar um experimento acústico conhecido que consiga se reproduzir. Para isto foi realizado um experimento de medição acústica do desprendimento de vórtices de um cilindro. Os resultados mostraram que as instalações, túnel e equipamento acústico, foram capazes de reproduzir os experimentos.

Com a presença do fio esticado em uma posição central entre modelo e câmara de ensaios, surgiram tonais no espectro de ruído, tonais estes em frequências que colapsavam para Strouhal na faixa de 0,19, condizendo com o esperado pela literatura, (ROSHKO, 1953). Os mapas acústicos também mostraram fonte dos tonais em cima do fio, confirmando que estes eram provenientes do mesmo, (GERRARD, 1955).

- Após a validação pelo experimento com cilindro afastado do modelo, foi estudado como a proximidade do mesmo influenciava no ruído acústico gerado pela passagem do escoamento sobre o cilindro. As técnicas de beamforming convencional e método de deconvolução DAMAS foram empregadas em tal estudo. Foi mostrado que a partir de uma distância de 6 mm da placa plana, uma relação G/δ na faixa de 4, houve uma mudança no comportamento do espectro. As frequências dos tonais de mantiveram as mesmas, porém a intensidade do picos caiu consideravelmente, entre 5 e 10 dB dependendo da velocidade de escoamento livre, quando comparados ao caso com o cilindro posicionada a 13 mm da placa plana. O método DAMAS encontrou algumas variações na intensidade dos tonais para os casos mais distantes, 250, 40 e 13 mm, variações estas não muito perceptíveis no método beamforming convencional. Para a posição a 1 mm do modelo, posição esta onde o cilindro já se encontrava em contato com a camada limite da placa, os tonais são praticamente imperceptíveis, apesar de os mapas de fontes acústicas ainda encontrarem algumas fontes de baixa intensidade próximas ao fio.

6 TRABALHOS FUTUROS

- Inicialmente poderia se utilizar as técnicas de anemometria a fio quente e o sistema de posicionamento para medir o desprendimento de vórtices na esteira do cilindro. Estes experimentos poderiam servir para confirmar se as frequências do tonais encontrados coincidem com a do desprendimento de vórtices além de identificar se a proximidade da parede exerce influência também no desprendimento de vórtices ou apenas emissão sonora.
- Para obter uma melhor visualização do escoamento e da esteira formada atrás do cilindro, a técnica de PIV pode ser utilizada, visto que o grupo de pesquisa já possui os equipamentos.
- Para aumentar o espaço paramétrico do experimento, poderiam ser realizadas medidas variando outros parâmetros, como por exemplo, diâmetro do cilindro, posição relativa ao bordo de ataque da placa e camada limite laminar e turbulenta.
- Também podem ser realizados experimentos acústicos, de anemometria e PIV com cilindros quadrados ou retangulares. Além da relação G/D e δ/D , a relação L (comprimento do cilindro) sobre D também pode ser estudada. Os resultados obtidos podem ser comparados ao do cilindro circular.

REFERÊNCIAS

ALLEN, C.; SODERMAN, P. Scaling and extrapolating small-scale in-flow wind tunnel jet noise to full-scale flyover jet noise. In: **3rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**. [S.l.: s.n.], 1997. p. 1602.

AMARAL, F. R. **Efeito aeroacústico de excrescências bidimensionais na cova de um eslate**. 2015. Tese (Thesis) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2015. Disponível em: <<http://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/18/18148/tde-23032015-155925/>>.

AMARAL, F. R. et al. Experiments on Slat Noise from -6 to 18 degrees Angles of Attack. In: **46th AIAA Fluid Dynamics Conference**. [S.l.: s.n.], 2016. p. 3629.

_____. Study of the Effect of Protusions on the Slat Noise using Beamforming Techniques and Lattice-Boltzmann Method. In: **Anais da XXXIV Congresso Íbero-Latino Americano de Métodos Computacionais em Engenharia - Aceito**. Associação Brasileira de Métodos Computacionais em Engenharia, 2014. Disponível em: <http://www.swge.inf.br/PDF/CILAMCE2014-0647{_}14617.>

AMARAL, F. R.; Serrano Rico, J. C.; MEDEIROS, M. A. F. Design of microphone phased arrays for acoustic beamforming. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering (accepted)**, Springer, 2018. ISSN 1806-3691.

AMARAL, F. R. et al. Experimental Study of the Effect of a Small 2D excrescence placed on the Slat Cove Surface of an Airfoil on its Acoustic Noise. In: **21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**. [S.l.: s.n.], 2015. p. 3138.

_____. Estudo Experimental do Efeito Aeroacústico de uma Excrescência Bidimensional na Cova do Eslate. In: **ABCM - Anais da IX Escola de Primavera de Transição e Turbulência**. Associação Brasileira de Engenharia e Ciências Mecânicas, 2014. Disponível em: <http://abcm.org.br/app/webroot/anais/eptt/2014/eptt{_}anais{_}modifica.>

AMARAL, F. R. do et al. Array Shading Applied to Beamforming Technique for Evaluation of Slat Noise from 6° to 18° Angles of Attack. In: **10th ABCM Spring School on Transition and Turbulence**. [S.l.]: Associação Brasileira de Engenharia e Ciências Mecânicas, 2016. (Proceedings of EPTT2016).

_____. Effect of Bubble Seal on Slat Noise. **AIAA Journal**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, p. 1–16, dec 2018. ISSN 0001-1452. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.J057381.>>

ANGRILLI, F.; BERGAMASCHI, S.; COSSALTER, V. Investigation of Wall Induced Modifications to Vortex Shedding From a Circular Cylinder. **Journal of Fluids Engineering**, v. 104, n. 4, p. 518, 1982. ISSN 00982202. Disponível em: <<http://fluidsengineering.asmedigitalcollection.asme.org/article.aspx?articleid=1425735.>>

BEARMAN, P. W.; ZDRAVKOVICH, M. M. Flow around a circular cylinder near a plane boundary. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 89, n. 01, p. 33, nov 1978. ISSN 0022-1120. Disponível em: <http://www.journals.cambridge.org/abstract{_}S0022112078002.>

BHATTACHARYYA, S.; DHINAKARAN, S. Vortex shedding in shear flow past tandem square cylinders in the vicinity of a plane wall. **Journal of Fluids and Structures**, Academic Press, v. 24, n. 3, p. 400–417, apr 2008. ISSN 0889-9746. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0889974607000783>>.

BLEVINS, R. Review of sound induced by vortex shedding from cylinders. **Journal of Sound and Vibration**, Academic Press, v. 92, n. 4, p. 455–470, feb 1984. ISSN 0022-460X. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0022460X84901913>>.

BOSCH, G.; KAPPLER, M.; RODI, W. Experiments on the flow past a square cylinder placed near a wall. **Experimental Thermal and Fluid Science**, Elsevier, v. 13, n. 3, p. 292–305, oct 1996. ISSN 0894-1777. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0894177796000878>>.

BROOKS, T. F.; HUMPHREYS, W. M. A deconvolution approach for the mapping of acoustic sources (DAMAS) determined from phased microphone arrays. **Journal of Sound and Vibration**, Academic Press, v. 294, n. 4-5, p. 856–879, jul 2006. ISSN 0022-460X. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0022460X06000289>>.

BRUUN, H. H. Book. **Hot-wire Anemometry: Principles and Signal Analysis**. [S.l.]: Oxford University Press, 1995. ISBN 0198563426.

BRUUN, H. H. et al. Velocity calibration relationships for hot-wire anemometry. **Journal of Physics E: Scientific Instruments**, IOP Publishing, v. 21, n. 2, p. 225–232, feb 1988. ISSN 0022-3735. Disponível em: <<http://stacks.iop.org/0022-3735/21/i=2/a=020?key=crossref.5fd71bbff228f23fa979cb3b8897123a>>.

BURESTI, G.; LANCIOTTI, A. Vortex Shedding from Smooth and Roughened Cylinders in Cross-Flow near a Plane Surface. **Aeronautical Quarterly**, Cambridge University Press, v. 30, n. 01, p. 305–321, feb 1979. ISSN 0001-9259. Disponível em: <https://www.cambridge.org/core/product/identifier/S0001925900008532/type/journal{_}arti>.

_____. Mean and fluctuating forces on a circular cylinder in cross-flow near a plane surface. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Elsevier, v. 41, n. 1-3, p. 639–650, oct 1992. ISSN 0167-6105. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/016761059290476Q>>.

COX, J. S.; BRENTNER, K. S.; RUMSEY, C. L. Computation of Vortex Shedding and Radiated Sound for a Circular Cylinder: Subcritical to Transcritical Reynolds Numbers. **Theoretical and Computational Fluid Dynamics**, v. 12, n. 4, p. 233–253, dec 1998. ISSN 0935-4964. Disponível em: <<http://link.springer.com/10.1007/s001620050108>>.

DARECKI, M. et al. **Flightpath 2050**. [s.n.], 2011. 28 p. ISBN 9789279197246. Disponível em: <<https://ec.europa.eu/transport/sites/transport/files/modes/air/doc/flightpath2050.pdf>>
<<http://ec.europa.eu/transport/modes/air/doc/flightpath2050.pdf>>.

DIPANKAR, A.; SENGUPTA, T. K. Flow past a circular cylinder in the vicinity of a plane wall. **Journal of Fluids and Structures**, v. 20, n. 3, p. 403–423, apr 2005. ISSN 08899746. Disponível em: <<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0889974605000241>>.

ETKIN, B.; KORBACHER, G. K.; KEEFE, R. T. Acoustic Radiation from a Stationary Cylinder in a Fluid Stream (Aeolian Tones). **The Journal of the Acoustical Society of America**,

Acoustical Society of America, v. 29, n. 1, p. 30–36, jan 1957. ISSN 0001-4966. Disponível em: <<http://asa.scitation.org/doi/10.1121/1.1908673>>.

GERRARD, J. H. Measurements of the sound from circular cylinders in an air stream. **Proceedings of the Physical Society. Section B**, IOP Publishing, v. 68, n. 7, p. 453–461, jul 1955. ISSN 03701301. Disponível em: <<http://stacks.iop.org/0370-1301/68/i=7/a=307?key=crossref.39a38021563d14e97b574e4344f499fa>>.

GÖKTUN, S. The drag and lift characteristics if a cylinder palced near a plane surface. **Naval Postgraduate school, Monterey, california**, Monterey, California. Naval Postgraduate School, 1975. ISSN 01676105. Disponível em: <<https://calhoun.nps.edu/handle/10945/20826http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0167610597001475{\protect\T1\textdollar}{\%}5C{\protect\T1\textdollar}nhttp://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0167610>>.

GRASS, A. J. et al. The Influence of Boundary Layer Velocity Gradients and Bed Proximity on Vortex Shedding From Free Spanning Pipelines. **Journal of Energy Resources Technology**, American Society of Mechanical Engineers, v. 106, n. 1, p. 70, mar 1984. ISSN 01950738. Disponível em: <<http://energyresources.asmedigitalcollection.asme.org/article.aspx?articleid=1412290>>.

HEROLD, G.; SARRADJ, E. Performance analysis of microphone array methods. **Journal of Sound and Vibration**, Academic Press, v. 401, p. 152–168, aug 2017. ISSN 0022-460X. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0022460X17303589?via{\%}3Di>>.

HORNE, W.; JAMES, K. Concepts for reducing the self-noise of in-flow acoustic sensors and arrays. In: **5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit**. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1999-1815>>.

HUNT, L. et al. Flow Quality Measurements in the Klebanoff-Saric Wind Tunnel. In: **27th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference**. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010. ISBN 978-1-62410-142-7. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2010-4538>>.

HUTCHESON, F. V.; BROOKS, T. F. Noise Radiation from Single and Multiple Rod Configurations. **International Journal of Aeroacoustics**, SAGE PublicationsSage UK: London, England, v. 11, n. 3-4, p. 291–333, sep 2012. ISSN 1475-472X. Disponível em: <<http://journals.sagepub.com/doi/10.1260/1475-472X.11.3-4.291>>.

INOUE, O.; HATAKEYAMA, N. Sound generation by a two-dimensional circular cylinder in a uniform flow. **Journal of Fluid Mechanics**, v. 471, p. 285–314, nov 2002. ISSN 00221120. Disponível em: <http://www.journals.cambridge.org/abstract{_}S0022112002002>.

International Inc, H. Basic Board Mount Pressure Sensors, ABP Series—High Accuracy, Digital or Analog Output, Compensated/Amplified, 60 mbar to 10 bar | 6 kPa to 1 MPa | 1 psi to 150 psi. 2000. Disponível em: <<https://sensing.honeywell.com/honeywell-sensing-trustability-rsc-series-data-sheet-32321348-c-en.pdfhttp://www.farnell.com/datasheets/2334192.pdf>>.

JAEGER, S.; HORNE, W.; ALLEN, C. Effect of Surface Treatment on Array Microphonnr Self-Noise. **Aiaa**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virigina, jun 2000. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2000-1937>>.

KARMAN, T. *Über den Mechanismus des Widerstandes. den ein bewegter Körper in einer Flüssigkeit erfährt*, v. 3, p. 547–556, 1912. Disponível em: <<https://ci.nii.ac.jp/naid/10010464362/>>.

KING, R. Vortex Excited Structural Oscillation at the Front of a Circular Cylinder in Steady Currents. In: **Offshore Technology Conference**. Offshore Technology Conference, 1974. Disponível em: <<http://www.onepetro.org/doi/10.4043/1948-MS>>.

_____. A review of vortex shedding research and its application. **Ocean Engineering**, Pergamon, v. 4, n. 3, p. 141–171, jul 1977. ISSN 0029-8018. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0029801877900026>>.

LEI, C.; CHENG, L.; KAVANAGH, K. Re-examination of the effect of a plane boundary on force and vortex shedding of a circular cylinder. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 80, n. 3, p. 263–286, apr 1999. ISSN 01676105. Disponível em: <<http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0167610598002049>>.

LIGHTHILL, M. J. On sound generated aerodynamically. I. General theory. In: **THE ROYAL SOCIETY. Proceedings of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences**. 1952. v. 211, n. 1107, p. 564–587. Disponível em: <<http://rspa.royalsocietypublishing.org/content/211/1107/564.short>>.

LINDGREN, B.; JOHANSSON, A. V. Evaluation of the flow quality in the MTL wind-tunnel. **Flow Facility Design and Experimental Studies of Wall-Bounded Turbulent Shear-Flows**, n. 1992, p. 109–143, 2002. Disponível em: <https://www.mech.kth.se/~oso/papers/MTL_techre>.

Maxim Integrated. Datasheet DS18B20. **Maxim Integrated**, v. 92, p. 20, 2015. Disponível em: <<https://datasheets.maximintegrated.com/en/ds/DS18B20.pdf>><https://datasheets.maximintegrated.com/en/ds/DS18B20.pdf>

MUELLER, T. J. et al. **Aeroacoustic Measurements**. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2002. ISSN 0717-6163. ISBN 978-3-642-07514-8. Disponível em: <<http://link.springer.com/10.1007/978-3-662-05058-3>>.

National Instruments. **MXI-4 Series User Manual**. [S.l.], 2010. Disponível em: <<http://www.ni.com/pdf/manuals/370840b.pdf>>.

NORBERG, C. An experimental investigation of the flow around a circular cylinder: influence of aspect ratio. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 258, n. 1, p. 287, jan 1994. ISSN 0022-1120. Disponível em: <<http://www.journals.cambridge.org/abstract/S0022112094003>>.

OERLEMANS, S. **Detection of aeroacoustic sound sources on aircraft and wind turbines**. 2009. Tese (Thesis) — University of Twente, 2009. Disponível em: <http://doc.utwente.nl/67363/1/thesis_S_Oerlema>.

Pagani Jr, C. d. C. **Mapeamento de Fontes Aeroacústicas de um Eslate em Túnel de Vento de Seção Fechada Utilizando Beamforming com Deconvolução DAMAS**. 2014. Tese (Thesis) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 2014. Disponível em: <<http://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/18/18148/tde-06122014-232641/>>.

Pagani Jr, C. d. C.; SOUZA, D. S.; MEDEIROS, M. A. F. de. Slat Noise: Aeroacoustic Beamforming in Closed-Section Wind Tunnel with Numerical Comparison. **AIAA Journal**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 54, n. 7, p. 2100–2115, 2016. ISSN 0001-1452. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.2514/1.J054042>>.

_____. Experimental investigation on the effect of slat geometrical configurations on aerodynamic noise. **Journal of Sound and Vibration**, Elsevier, v. 394, p. 256–279, 2017. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0022460X17300111>>.

PERRY, A. E. **Hot-wire Anemometry**. Clarendon Press, 1982. 184 p. ISBN 0198563272. Disponível em: <https://books.google.com.br/books/about/Hot{_}wire{_}anemometry.html?id=PJZRAAAAMAAJ{&}re>.

PRICE, S. J. et al. Flow visualization around a circular cylinder near to a plane wall. **Journal of Fluids and Structures**, Academic Press, v. 16, n. 2, p. 175–191, feb 2002. ISSN 08899746. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S088997460190413X>>.

RAYLEIGH, J. W. S. The Theory of Sound, volume 2, 2nd. edition. **Dover Publications, New York**, Dover Publications, p. 985, 1945. Disponível em: <<http://cds.cern.ch/record/105679>>.

RAYLEIGH, L. XXVII. Acoustical observations . II. **The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science**, Taylor & Francis Group, v. 7, n. 42, p. 149–162, mar 1879. ISSN 1941-5982. Disponível em: <<https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/14786447908639584>>.

_____. XLVIII. Æolian tones. **The London, Edinburgh, and Dublin Philosophical Magazine and Journal of Science**, Taylor & Francis Group, v. 29, n. 172, p. 433–444, apr 1915. ISSN 1941-5982. Disponível em: <<https://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/14786440408635325>>.

ROSHKO, A. On the development of turbulent wakes. **National Advisory Committee for Aeronautics Technical Note**, v. 2913, p. 1–77, jan 1953. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=19930092207>>.

SCHLINKER, R. Vortex noise from nonrotating cylinders and airfoils. In: **Archive Set 129**. Reston, Virigina: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1963. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1976-81>><<http://dx.doi.org/10.2514/6.1976-81>>.

Serrano Rico, J. et al. **Design of a Low-Speed, Closed Test-Section Wind-Tunnel for Aeroacoustic and Low-Turbulence Experiments**. [S.l.: s.n.], 2017.

SIJTSMA, P. CLEAN Based on Spatial Source Coherence. **International Journal of Aeroacoustics**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virigina, v. 6, n. 4, p. 357–374, may 2007. ISSN 1475-472X. Disponível em: <<http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2007-3436>><<http://journals.sagepub.com/doi/10.1260/147547207783359459>>.

_____. Acoustic Array Corrections for Coherence Loss due to the Wind Tunnel Shear Layer. In: **BeBeC-2008-15**. [s.n.], 2008. p. 1–10. Disponível em: <<http://reports.nlr.nl:8080/xmlui/bitstream/handle/10921/278/TP-2008-112.pdf?sequence=1>>.

SODERMAN; T., P. Aeroacoustic Research Techniques: Jets to Autos. feb 1999. Disponível em: <<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20040081086>>.

STROUHAL, V. Ueber eine besondere Art der Tonerregung. **Annalen der Physik**, v. 241, n. 10, p. 216–251, 1878. ISSN 15213889. Disponível em: <<http://doi.wiley.com/10.1002/andp.18782411005>>.

TANIGUCHI, S.; MIYAKOSHI, K. Fluctuating fluid forces acting on a circular cylinder and interference with a plane wall - Effects of boundary layer thickness. **Experiments in Fluids**, Springer-Verlag, v. 9, n. 4, p. 197–204, jun 1990. ISSN 07234864. Disponível em: <<http://link.springer.com/10.1007/BF00190418>>.

WANG, X. K.; TAN, S. K. Near-wake flow characteristics of a circular cylinder close to a wall. **Journal of Fluids and Structures**, Academic Press, v. 24, n. 5, p. 605–627, jul 2008. ISSN 08899746. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0889974607001041>>.

YARDIBI, T. et al. Comparison of Microphone Array Processing Techniques for Aeroacoustic Measurements. **International Journal of Aeroacoustics**, SAGE PublicationsSage UK: London, England, v. 9, n. 6, p. 733–761, jul 2010. ISSN 1475-472X. Disponível em: <<http://journals.sagepub.com/doi/10.1260/1475-472X.9.6.733>>.