

Leandro Dantas de Santana

**A CAPACITAÇÃO DO TÚNEL DE VENTO DE
CIRCUITO FECHADO DA ESCOLA DE
ENGENHARIA DE SÃO CARLOS À
REALIZAÇÃO DE ENSAIOS AEROACÚSTICOS,
LEVANTAMENTO DE SUAS
CARACTERÍSTICAS E POTENCIALIDADES**

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica. Área de concentração: Aeronaves.



Orientador: Prof. Dr. Fernando Martini Catalano

Serviço de Pós-Graduação EESC/USP	
EXEMPLAR REVISADO	
Data de entrada no Serviço.....	26 / 02 / 10
Ass.:.....	<i>R</i>

São Carlos

2010

Class.	TESE ✓
Cutt.	F357
Tombo	T0049/10
Sysno	1808574

3112115119

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


Ficha catalográfica preparada pela Seção de Tratamento da Informação do Serviço de Biblioteca – EESC/USP

S232c	<p>Santana, Leandro Dantas de</p> <p>A capacitação do túnel de vento de circuito fechado da Escola de Engenharia de São Carlos à realização de ensaios aeroacústicos, levantamento de suas características e potencialidades / Leandro Dantas de Santana ; orientador: Fernando Martini Catalano. -- São Carlos, 2010.</p> <p>Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica e Área de Concentração em Aeronaves -- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo.</p> <p>1. Aeroacústica. 2. Ruído de aeronaves. 3. <i>Beamforming</i>. 4. Túneis de vento - redução de ruído. 5. NACA-0012 - ruído do aerofólio. 6. Ruído de borda de fuga. 7. Ruído de flape. 8. Ruído de ponta de asa. I. Título.</p>
-------	--

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro LEANDRO DANTAS DE SANTANA.

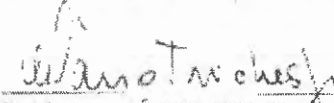
Dissertação defendida e julgada em 05/02/2010 perante a Comissão Julgadora:


Prof. Titular **FERNANDO MARTINI CATALANO** (Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)


Aprovado



Prof. Dr. **LEOPOLDO PISANELLI RODRIGUES DE OLIVEIRA**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovado


Prof. Dr. **MÁRIO TRICHES JUNIOR**
(EMBRAER/São José dos Campos)

Aprovado


Prof. Associado **JONAS DE CARVALHO**
Coordenador do Programa de Pós-Graduação em
Engenharia Mecânica


Prof. Titular **GERALDO ROBERTO MARTINS DA COSTA**
Presidente da Comissão da Pós-Graduação da FEESC

*Ao meus pais, irmão e à minha namorada Amanda,
com Amor e Gratidão.*

Agradecimentos

Ao Professor Fernando Martini Catalano, pela amizade, incentivos e orientações essenciais e necessárias para a realização deste trabalho.

Ao Professor Marcello Augusto Faraco de Medeiros, que acabou servindo como um co-orientador informal, pelas discussões frutíferas para a realização deste trabalho.

Ao meus pais, pelo carinho, cuidado, compreensão, ensinamentos e o amor desprendido sem reservas.

À minha namorada Amanda Caniatto, pelo amor, companheirismo e incentivo nos momentos de dificuldades.

Ao meu irmão, pela amizade sempre presente na minha vida.

Aos amigos Vinicius, Hernan, Bruno e Carlos pela boa amizade e o apoio constante.

Aos técnicos Osnan, Cláudio e Carlinhos e à secretária Gisele pela amizade e o sempre pronto apoio neste trabalho.

A todos os professores e alunos que sempre lutaram e continuam trabalhando para fortalecer a Engenharia Aeronáutica na Escola de Engenharia de São Carlos.

Ao laboratório de Aeronaves e à Escola de Engenharia de São Carlos, pela infra-estrutura concedida para a realização deste trabalho.

À FAPESP e à EMBRAER, pelo apoio financeiro concedido na forma de bolsa de estudo e financiamento ao projeto Aeronave Silenciosa.

Conteúdo

Lista de Figuras	vii
Lista de Tabelas	xvii
Resumo	xix
Abstract	xxi
1 Introdução	1
1.1 Objetivos e contribuições do trabalho	6
2 Revisão Bibliográfica	9
2.1 Metodologias de controle de ruído em túneis de vento	9
2.1.1 Abafadores de ruído instalados nas paredes e câmara de ensaios do túnel de vento	10
2.1.2 O tratamento em guias de curva	14
2.1.3 O tratamento por abafadores acústicos instalados no interior do túnel	16
2.1.4 O tratamento de redução de ruído do ventilador	17
2.1.5 Controle ativo de ruído para túneis de vento	19
2.2 Ensaios de <i>beamforming</i> em túneis de vento	20

3	Descrição da instrumentação	27
3.1	A instrumentação utilizada para a medição do ruído de fundo do túnel . . .	27
3.2	A instrumentação utilizada para os ensaios de <i>beamforming</i>	28
3.3	Características dos modelos ensaiados	30
4	O processo de adaptação do túnel de vento LAE-1	35
4.1	O experimento meta	35
4.2	Descrição do túnel de vento LAE-1	37
4.3	O processo de adaptação do túnel	39
4.3.1	A primeira etapa de redução do ruído de fundo do túnel	39
4.3.2	A segunda etapa na redução do ruído de fundo do túnel	41
5	Caracterização acústica do tunel de vento LAE-1 ao longo do processo de adaptação	49
5.1	Medições do ruído de fundo no túnel de vento LAE-1 ao longo do processo de adaptação	49
5.1.1	Nível do ruído de fundo anterior às adaptações	50
5.1.2	Nível do ruído de fundo após a primeira fase do tratamento acústico	51
5.1.3	Nível do ruído de fundo após a segunda fase do tratamento acústico	52
5.2	Caracterização do picos de ruído e ruído de banda larga presentes no espectro de frequências do túnel	54
5.2.1	Caracterização do ruído de banda estreita	55
5.2.2	Caracterização do ruído de banda larga	59
5.2.3	Caracterização dos picos de origem elétrica	61
5.3	O escalonamento do nível de ruído em relação à rotação do ventilador . . .	62

5.3.1	O escalonamento do ruído gerado pelo ventilador em relação a sua geometria	62
5.3.2	O escalonamento na câmara de ensaios em função da rotação do ventilador	64
5.4	Efeitos do tratamento acústico na velocidade do túnel	70
5.4.1	O cálculo do efeito das adaptações na velocidade do túnel	71
5.4.2	Medições experimentais do efeito das adaptações na velocidade do túnel	74
6	Características construtivas e de desempenho da antena de <i>beamforming</i> instalada no túnel de vento LAE-1	77
6.1	Aspectos construtivos da antena de <i>beamforming</i>	77
6.2	Características de desempenho da antena de <i>beamforming</i>	81
6.3	Determinação dos fatores de correção para avaliação quantitativa de fontes	87
7	Verificação da potencialidade do túnel de vento LAE-1 como ferramenta para estudos aeroacústicos	89
7.1	O primeiro ensaio de <i>beamforming</i> : Identificação de fontes acústicas no suporte de microfones	90
7.2	Identificação das fontes de ruído em um fio submetido a um fluxo de ar . .	91
7.3	Resultados do GA(W)-1	93
8	Comparação do nível de ruído do aerofólio NACA-0012 2D com resultados presentes na literatura	99
8.1	Verificação do nível de ruído do aerofólio 2D NACA-0012 com resultados presentes na literatura	100

9	Identificação das fontes de ruído num aerofólio 3D com flape	109
9.1	Estudo do ruído de ponta de asa e flap no aerofólio 3D NACA-0012	109
10	Considerações, conclusões e recomendações para trabalhos futuros	117
10.1	Considerações e conclusões acerca do processo de redução do ruído de fundo do túnel	117
10.2	Considerações e conclusões acerca dos ensaios de <i>beamforming</i>	118
10.3	Recomendações para trabalhos futuros	120
	Bibliografia	121
	Apêndice A – O alinhamento da antena de <i>beamforming</i>	125
	Apêndice B – Cálculo de incertezas na medida da velocidade	131
	Apêndice C – Revisão sobre a técnica convencional de <i>beamforming</i>	133
C.1	O algoritmo convencional no domínio do tempo	133
C.2	Algoritmo convencional no domínio da frequência	137
	Apêndice D – Certificados de calibração dos microfones utilizados na medição do ruído de fundo do túnel	143
	Apêndice E – Coordenadas dos microfones da antena de <i>beamforming</i>	145

Lista de Figuras

1.1	Vista aérea do aeroporto de <i>London City</i> (esquerda), aeronave em operação de pouso no aeroporto de <i>Heathrow</i> (direita).	2
1.2	Evolução e tendência do nível de ruído das aeronaves comerciais ao longo dos anos.	3
1.3	Comparativo do nível de ruído relativo para a aeronave Airbus A340. Figura retirada de (SIJTSMA; STOKER, 2004).	4
1.4	Inageamento de fontes acústicas pela técnica de <i>beamforming</i> para ilustrar as principais fontes de ruído numa aeronave comercial, onde (A) é o trem de pouso, (B) é o flape e (C) é a saída do motor. Figura retirada de (SIJTSMA; WAL, 2004).	5
2.1	Esquema do absorvedor acústico adotado no túnel aeroacústico NASA 7-por 10 pés. Figura retirada de (SODERMAN, 1990).	11
2.2	Desenho esquemático do absorvedor acústico da Audi. 1: Placa de aço livre para vibrar 1 - 2.5mm de espessura); 2: Espuma de melamina; 3, 4: Camadas adesivas; 5: Invólucro. Figura retirada de (BRANDSTATT; FUCHS; ROLLER, 2002).	12
2.3	Esquema do absorvedor acústico adotado na Universidade de Stuttgart. 1: Folha de alumínio perfurada; 2: Espuma de poliéster; 3: Paredes das cavidades; 4: Membranas finas encaixadas nas cavidades; 5: Membrana de cobertura. Figura retirada de (KÜNSTNER; POTTHOFF; ESSERS, 1995).	13

2.4	Esquema das guias de curva do túnel de vento aeroacústico da Audi. Figura retirada de (BRANDSTATT; FUCHS; ROLLER, 2002).	14
2.5	Vista das guias de curva acusticamente tratadas do túnel aeroacústico da Audi. Figura retirada de (BRANDSTATT; FUCHS; ROLLER, 2002).	15
2.6	Esquema de construção da divisória acústica instalada no túnel NASA 7-por 10 pés. Figura retirada de (SODERMAN, 1990).	16
2.7	Vista em planta do túnel de vento aeroacústico NASA 7 por 10 pés. Figura retirada de (SODERMAN, 1990).	17
2.8	Divisórias em forma de <i>U</i> instaladas no interior do túnel de vento da Universidade de Stuttgart. 1: Subdivisão da seção de retorno do túnel em volumes desiguais, com mesma perda de pressão e transmissão acústica; 2: Paredes laterais do túnel com membranas absorvedoras; 3: Divisórias verticais contendo 2 estruturas coladas face a face; Guias de curva de metal cobertas por espuma de poliéster. Figura retirada de (KÜNSTNER; POTTHOFF; ESSERS, 1995).	17
2.9	Antena de <i>beamforming</i> montada a 9.5 metros a jusante do ventilador do túnel de vento da universidade <i>Virginia Tech</i> . Figura retirada de (CAMARGO et al., 2007).	18
2.10	Imagem das fontes de ruído do túnel de vento da universidade <i>Virginia Tech</i> medidas anteriormente ao tratamento acústico, obtidas através da técnica de <i>beamforming</i> . Figura retirada de (CAMARGO et al., 2007).	18
2.11	Métodos de redução do espaçamento entre a ponta da pá e a parede do túnel estudadas. Figura retirada de (CAMARGO et al., 2007).	19
2.12	Imagem das fontes de ruído do túnel de vento da universidade <i>Virginia Tech</i> medidas posteriormente ao tratamento acústico, obtidas através da técnica de <i>beamforming</i> . Figura retirada de (CAMARGO et al., 2007).	20

2.13	Aerofólio com flape e eslate colocado na câmara de ensaios do túnel de vento NASA 7- por 10 pés. Figura retirada de (STORMS et al., 1998).	22
2.14	Vista traseira da placa de microfones instalada no túnel NASA 7- por 10 pés. Figura retirada de (STORMS et al., 1998).	23
2.15	Resultado de ensaio de imageamento de fontes acústicas do modelo mostrado na Figura 2.13. Figura retirada de (STORMS et al., 1998).	24
2.16	Modelo da aeronave Airbus A-340 colocado na câmara de ensaios do túnel de vento da DNW. Figura retirada de (OERLEMANS; SIJTSMA, 2004).	24
2.17	Resultado de <i>beamforming</i> do modelo do Airbus A-340 mostrado na Figura 2.16. Figura retirada de (OERLEMANS; SIJTSMA, 2004).	25
3.1	Suporte para os microfones utilizados na medição de ruído de fundo do túnel.	28
3.2	Microfone utilizado na medição de ruído de fundo do túnel de vento LAE-1.	29
3.3	Microfone GRAS do tipo 40PH utilizado na aquisição de ruído de fundo do túnel.	29
3.4	Esquema do sistema de aquisição adotado nos ensaios de <i>beamforming</i>	31
3.5	Modelo do aerofólio 3D GA(W)-1 adotado nos ensaios de <i>beamforming</i>	31
3.6	Aerofólio NACA-0012 3D com flape adotado nos ensaios.	32
3.7	Fotografia do aerofólio NACA-0012 2D, antes da instrumentação, utilizado nos ensaios.	33
3.8	Fotografia do aerofólio NACA-0012 2D, durante a instrumentação, utilizado nos ensaios.	33
4.1	Comparativo do nível de ruído do aerofólio NACA-0012, seu nível somado 25 dB e o nível de ruído de fundo do túnel, medido anteriormente ao início do processo de adaptação.	37

4.2	Vista em perspectiva do túnel de vento LAE-1, seu ventilador, guias de curva e câmara de ensaios.	38
4.3	Vista em planta do túnel de vento LAE-1, com as principais dimensões. . .	39
4.4	Regiões do túnel de vento onde foram instaladas espumas. Nas paredes 1 e 2 foram instaladas espumas de melamina de 2 cm de espessura. E nas paredes 3 e 4 fixou-se espumas de melamina de 5 cm de espessura.	40
4.5	Foto das espumas instaladas na parede 3.	40
4.6	Vista em planta do túnel de vento LAE-1 após a instalação do abafador acústico (item 5).	42
4.7	Imagem da divisória instalada no túnel antes da colocação da espuma. . . .	43
4.8	Foto da divisória instalada no túnel após a conclusão do trabalho.	44
4.9	Foto do isolamento acústico aplicado no interior do <i>spinner</i> dianteiro. . . .	45
4.10	Espaçamento, pouco menor que 1 cm, entre a pá do ventilador do túnel e a parede do túnel.	46
4.11	Redução do espaçamento entre a parede do túnel e o ventilador pela aplicação de espuma.	47
5.1	Nível de ruído anterior ao início do processo de adaptação do túnel.	50
5.2	Nível de ruído após a primeira etapa do processo de adaptação do túnel. . .	51
5.3	Nível de ruído após a segunda etapa do processo de adaptação do túnel. . .	52
5.4	Comparação do nível de ruído meta para a redução do ruído de fundo do túnel com espectro acústico obtido após a conclusão da segunda fase do tratamento acústico.	53
5.5	Redução no nível de ruído de fundo do túnel após cada fase do tratamento acústico para uma velocidade de fluxo de ar na câmara de ensaios de 35.8 m/s.	54

- 5.6 Espectro do nível do ruído do túnel de vento medido anterior ao tratamento acústico do túnel de vento LAE-1. O círculo preto engloba os tons de banda estreita, o círculo verde circunda o ruído de banda larga o círculo vermelho representa os tons gerados por ruído elétrico. 55
- 5.7 Espectro do nível do ruído do túnel de vento medido após a primeira fase do tratamento acústico do túnel de vento LAE-1. O círculo preto engloba os tons de banda estreita, o círculo verde circunda o ruído de banda larga o círculo vermelho representa os tons gerados por ruído elétrico. 56
- 5.8 Espectro do nível do ruído do túnel de vento medido após a segunda fase do tratamento acústico do túnel de vento LAE-1. O círculo preto engloba os tons de banda estreita, o círculo verde circunda o ruído de banda larga o círculo vermelho representa os tons gerados por ruído elétrico. 56
- 5.9 Variação da frequência central dos picos de banda estreita com a velocidade do fluxo da ar na câmara de ensaios. 57
- 5.10 Variação do número de Strouhal dos picos de banda estreita com a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios. 58
- 5.11 Variação da frequência central do ruído de banda larga com a velocidade. 59
- 5.12 Variação do número de Strouhal por metro com a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios para o ruído de banda larga. 60
- 5.13 Espectro do nível de ruído gerado pelo ventilador predito por (SODERMAN, 1988) (esquerda) e número de Strouhal por metro do máximo do ruído de banda larga encontrado a partir da predição (direita). 61
- 5.14 Comparação do nível de ruído gerado por um ventilador com as mesmas características geométricas do túnel de vento LAE-1 com os nível de ruído medido com um microfone colocado em frente ao ventilador, em condições análogas aos experimentos de (SODERMAN, 1988). 63

-
- 5.15 Comparativo do escalonamento do nível de ruído do túnel de vento LAE-1, onde a referência foi o espectro a 11.0 m/s, baseado em dados medidos com o túnel em configuração anterior ao processo de adaptação. 66
- 5.16 Comparativo do escalonamento do nível de ruído do túnel de vento LAE-1. Reapresentação dos dados mostrados na Figura 5.15, agora com o eixo vertical mais favorável à visualização dos dados na região onde o escalonamento é válido. 66
- 5.17 Comparativo do escalonamento do nível de ruído do túnel de vento LAE-1, onde a referência foi o espectro a 11.0 m/s, baseado em dados medidos com o túnel em configuração após a primeira fase do processo de redução do nível de ruído. 67
- 5.18 Comparativo do escalonamento do nível de ruído do túnel de vento LAE-1. Reapresentação dos dados mostrados na Figura 5.17, agora com o eixo vertical mais favorável à visualização dos dados na região onde o escalonamento é válido. 68
- 5.19 Espectros de ruído do túnel para todas as velocidades ensaiadas após a aplicação do escalonamento acústico no espectro de ruído medido após a conclusão da segunda fase do tratamento acústico no túnel de vento. 68
- 5.20 Espectros de ruído do túnel para todas as velocidades ensaiadas após a aplicação do escalonamento acústico no espectro de ruído medido após a conclusão da segunda fase do tratamento acústico no túnel de vento. 69
- 5.21 Variação da velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios em função da rotação do ventilador. Dados medidos antes do início do tratamento acústico, após a primeira e após a segunda fase do tratamento acústico. 70
- 5.22 Sumário dos resultados de perda de pressão ao longo de cada seção do túnel. 72
- 6.1 Vista em detalhe da fixação dos microfones à placa de Ambartex da antena de *beamforming* do túnel de vento LAE-1. 78

6.2	Vista em detalhe da superfície do microfone faceando a placa de Ambartex.	79
6.3	Vista frontal da placa de microfones instalada no túnel de vento LAE-1.	80
6.4	Vista traseira da placa de microfones instalada no túnel de vento LAE-1.	80
6.5	Distribuição de microfones na antena de <i>beamforming</i> instalada no túnel de vento LAE-1.	82
6.6	<i>Coarray</i> da antena de microfones instalada no túnel de vento LAE-1.	83
6.7	Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 500 Hz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.	84
6.8	Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 1 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.	84
6.9	Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 2 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.	85
6.10	Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 3.15 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.	85
6.11	Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 4 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.	86
6.12	Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 5 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.	86
6.13	Apresentação da janela de interface do <i>software</i> ImageJ com os coeficientes recomendados por (DOUGHERTY, 2002) para a geração da matriz de espectros cruzados.	87
7.1	Identificação das fontes de ruído no suporte do microfone adotando-se os processamento pelo método de <i>beamforming</i> tradicional e as deconvoluções DAMAS2 e TIDY. Fluxo de ar vindo da esquerda para a direita.	94

7.2	Identificação de fontes acústicas em um fio de diâmetro 0.75 mm colocada no interior da câmara de ensaios do túnel de vento LAE-1. Fluxo de ar vindo da esquerda para a direita.	95
7.3	Comparação entre as frequências de tonais referentes ao desprendimento de vórtices no fio esperadas e as observadas.	96
7.4	Identificação de fontes acústicas no aerofólio 3D GA(W)-1. Fluxo de ar vindo da esquerda para a direita.	97
8.1	Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 bidimensional, para ângulo de ataque de 0° . Fluxo de ar vindo da esquerda para a direita.	104
8.2	Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 bidimensional, para ângulo de ataque de 2° . Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.	105
8.3	Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 bidimensional, para ângulo de ataque de 5° . Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.	106
8.4	Comparação do nível de ruído mostrado pela literatura do aerofólio NACA-0012 com o medido no túnel de vento LAE-1, para ângulo de ataque igual a 0°	107
8.5	Comparação do nível de ruído mostrado pela literatura do aerofólio NACA-0012 com o medido no túnel de vento LAE-1, para ângulo de ataque igual a 2°	107
8.6	Comparação do nível de ruído mostrado pela literatura do aerofólio NACA-0012 com o medido no túnel de vento LAE-1, para ângulo de ataque igual a 5°	108

9.1	Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 tridimensional com flap. Resultados para ângulo de ataque de 0° . Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.	113
9.2	Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 tridimensional com flap. Resultados para ângulo de ataque de 5° . Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.	114
9.3	Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 tridimensional com flap. Resultados para ângulo de ataque de 10° . Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.	115
9.4	Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 tridimensional com flap. Resultados para ângulo de ataque de 15° . Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.	116
A.1	Resultados de <i>beamforming</i> sem alinhamento para uma fonte pontual localizada na saída no <i>twetter</i>	126
A.2	Representação esquemática das coordenadas x , y , <i>tilt</i> e <i>pan</i> a serem corrigidas quando se executa o alinhamento da antena de <i>beamforming</i>	126
A.3	Comparação do tamanho do lóbulo para uma fonte pontual com 3 kHz localizadas a 40 cm e 1.24 m (figura superior e inferior esquerda, respectivamente) e de 5 kHz localizada da 40 cm e 1.24 m (figura superior e inferior direita, respectivamente).	127
A.4	Localização da fonte acústica na saída do <i>twetter</i> após o alinhamento. As figuras superiores apresentam a fonte a 40 cm da antena. e as inferiores a fonte a 1.24 da antena. As da esquerda apresentam o resultado pelo processamento DAMAS2 e as da esquerda pelo processamento TIDY. . . .	128
A.5	Coefficientes x , y , <i>tilt</i> e <i>pan</i> obtidos após o alinhamento da antena de <i>beamforming</i>	129

A.6	Verificação do alinhamento para fonte localizada em outras posições ao longo do eixo z do túnel. As figuras da esquerda representam o processamento com o uso do algoritmo de decorrelação DAMAS2 e as da direita representam o cálculo com o uso do algoritmo TIDY.	130
C.1	Esquema exibindo uma fonte pontual captada por uma antena de microfones. (a) no espaço, (b) no plano. Figura retirada de (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009).	134
C.2	Esquema de atraso e soma da técnica de <i>beamforming</i> no domínio do tempo. Figura retirada de (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009).	136
C.3	Esquema do algoritmo de <i>beamforming</i> no domínio da frequência. Figura retirada de (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009).	141
D.1	Reprodução do certificado de calibração do microfone GRAS de 1/4 de polegada número de série 107229 e 107230.	144

Lista de Tabelas

5.1	<i>Área e perda de pressão das seções do túnel.</i>	72
5.2	<i>Condições atmosféricas nas medições de velocidade do túnel. Onde a Medição 1 representa a medição de velocidade executada anteriormente ao início do processo de adaptação do túnel, a Medição 2 representa a medição após a primeira fase do tratamento acústico e a Medição 3 representa a tomada de velocidade após a segunda fase do tratamento acústico.</i>	74
6.1	<i>Valor da integral do campo acústico, média dos microfones e fator de correção de intensidade de fontes acústicas, para o caso da antena instalada no túnel de vento LAE-1.</i>	88
8.1	<i>Valores da espessura de deslocamento da camada limite do acrofólio NACA-0012 adimensionalizados pela corda do modelo para ângulo de ataque igual a 0°.</i>	102
8.2	<i>Valores da espessura de deslocamento da camada limite do aerofólio NACA-0012 adimensionalizados pela corda do modelo para ângulo de ataque igual a 2°.</i>	102
8.3	<i>Valores da espessura de deslocamento da camada limite do aerofólio NACA-0012 adimensionalizados pela corda do modelo para ângulo de ataque igual a 5°.</i>	102

- 9.1 *Principais fontes de ruído identificadas no aerofólio NACA-0012, para ângulo de ataque de 0°.* Onde 1 = Bordo de fuga 2 = Ponta interna do flape, 3 = Ponta externa do flape, 4 = Ponta do bordo de fuga, 5 = Ponta do bordo de ataque. 111
- 9.2 *Principais fontes de ruído identificadas no aerofólio NACA-0012, para ângulo de ataque de 5°.* Onde 1 = Bordo de fuga 2 = Ponta interna do flape, 3 = Ponta externa do flape, 4 = Ponta do bordo de fuga, 5 = Ponta do bordo de ataque. 111
- 9.3 *Principais fontes de ruído identificadas no aerofólio NACA-0012, para ângulo de ataque de 10°.* Onde 1 = Bordo de fuga 2 = Ponta interna do flape, 3 = Ponta externa do flape, 4 = Ponta do bordo de fuga, 5 = Ponta do bordo de ataque. 112
- 9.4 *Principais fontes de ruído identificadas no aerofólio NACA-0012, para ângulo de ataque de 15°.* Onde 1 = Bordo de fuga 2 = Ponta interna do flape, 3 = Ponta externa do flape, 4 = Ponta do bordo de fuga, 5 = Ponta do bordo de ataque. 112
- E.1 *Coordenada dos microfones na antena. Microfones número 1 a 80.* 146
- E.2 *Coordenada dos microfones na antena. Microfones número 81 a 106.* 147

Resumo

Santana, L. D. (2010). A capacitação do túnel de vento de circuito fechado da Escola de Engenharia de São Carlos à realização de ensaios aeroacústicos, levantamento de suas características e potencialidades, São Carlos, 2010.

Com o desenvolvimento da aviação comercial, o ruído de aeronaves passou a ser uma preocupação tanto para autoridades reguladoras do transporte aéreo quanto para órgãos administradores de aeroportos localizados em grandes centros residenciais e comerciais. Como resposta aos requisitos impostos por autoridades e aeroportos, a indústria aeronáutica investiu no passado na redução do ruído de motores. No atual estado tecnológico, o nível de ruído dos motores aeronáuticos, principalmente os motores do tipo *turbo-fan*, atingiu o mesmo nível de ruído gerado por componentes do *airframe* da aeronave, como, por exemplo, trem de pouso, eslate e flape. Assim, reduzir-se apenas o ruído do motor deixou de ser o principal foco da indústria aeronáutica, sendo que esta começou também a investir na otimização aeroacústica de componentes de aeronaves. O presente trabalho apresenta a capacitação do túnel de vento de circuito fechado da Escola de Engenharia de São Carlos, batizado como LAE-1, à execução de ensaios aeroacústicos. A presente dissertação de mestrado mostra o processo de redução do ruído de fundo do túnel de vento, obtendo ao final do trabalho uma redução de 3 dB em todo o espectro acústico, chegando a 5 dB em algumas partes do espectro de ruído do túnel. Em seguida é apresentada a caracterização da antena de *beamforming* instalada no túnel de vento LAE-1. Dando continuidade ao trabalho são mostrados resultados de *beamforming* de alguns testes preliminares que demonstram que o túnel de vento LAE-1 está apto a localizar e quantificar fontes aeroacústicas. Em seguida é feita uma verificação da posição e intensidade de fontes e do nível de ruído do aerofólio NACA-0012 bidimensional com resultados presentes na literatura, mostrando-se grande concordância de valores e localização. Dando fechamento ao trabalho executa-se um estudo das principais fontes de ruído num aerofólio NACA-0012 tridimensional com flape.

Palavras chave: Aeroacústica. Ruído de aeronaves. *Beamforming*. Redução de ruído em túneis de vento. Ruído do aerofólio NACA-0012. Ruído de bordo de fuga. Ruído de flape. Ruído de ponta de asa.

Abstract

Santana, L. D. (2010). The São Carlos Engineering School wind-tunnel capacitation to aeroacoustics testing, description of its characteristics and potentialities, São Carlos, 2010.

With the commercial aviation development the aircraft noise became a preoccupation to air transport authorities and to grand cities airport administrators. As a reaction airport and air transport authorities established noise restrictions to aircraft certification and operations. To attend these restrictions, the aeronautic industry developed, in the past, means for engine noise reduction. With the present state of art technology, the aircraft engine noise, mainly the turbofan noise, reached the same level of the airframe noise sources like landing gear, slat and flap. Regarding this, reducing only the engine noise left to be the main preoccupation of the aeronautic industry, and the aeroacoustics optimization of aircraft components started to be developed also. This work presents the capacitation to aeroacoustics researches of the São Carlos Engineering School wind-tunnel, called LAE-1. The present research shows the process of the wind-tunnel background noise reduction that obtained, after the conclusion of the work, a reduction of 3 dB for almost all spectra frequencies and 5 dB for some spectra regions. After this, is showed the characterization of the microphones antenna installed in LAE-1 wind-tunnel, followed by preliminary tests that showed the aeroacoustics capacities of the LAE-1 wind-tunnel. After these preliminary tests a comparison of the noise levels of the airfoil NACA-0012 with the literature results is done and the results showed to be in good agreement. And as conclusion an investigation of the noise sources on a 3D NACA-0012 airfoil with flap is done.

Keywords: Aeroacoustics. Aircraft noise. Beamforming. Wind-tunnel noise reduction. NACA-0012 noise. Trailing edge noise. Flap noise. Wing-tip noise

Introdução

Uma das raízes da atual busca acelerada por desenvolvimento tecnológico é o fenômeno econômico/social da globalização, na qual produtos e serviços se movimentam e concorrem em escala mundial e vence aquele que melhor atende às leis impostas pelo mercado. Uma das decorrências deste, já nem tão novo, mercado em escala global é a necessidade de velocidade de troca de informações e movimentação de pessoas e produtos. Para atender essa necessidade de mobilidade, o avião se tornou máquina indispensável, dada a sua velocidade e flexibilidade, uma vez que com poucos quilômetros de pista une-se localidades separadas por milhares de quilômetros. Para atender esta necessidade de velocidade de locomoção, dois fenômenos concomitantes aconteceram - aeroportos foram construídos próximos a grandes centros urbanos e concentrações populacionais e comerciais se formaram em torno de aeroportos.

Um fator motivador, e ao mesmo tempo, decorrente do processo de globalização, o constante aprimoramento tecnológico, tem viabilizado economicamente tecnologias e traz para grandes massas de populações tecnologias até então intangíveis. Novos eletrodomésticos, carros e casas trazem consigo novos padrões de conforto até então inexistentes. Em decorrência desta facilidade em se obter conforto e tecnologia as pessoas se tornam cada vez mais exigentes em relação a muitos aspectos da vida cotidiana, como, por exemplo, o nível de ruído do ambiente que as circundam.

Aliado a estes novos padrões de velocidade e exigência de conforto infindáveis estudos

médicos (por exemplo: (DIAMOND et al., 2000) e (SMITH et al., 2002)) apontam a forte correlação entre o efeito do ruído no nível de estresse e produtividade das pessoas em seus ambientes de trabalho, além das implicações da exposição das pessoas ao ruído durante o sono.

Assim, regulamentos de certificação de aeronaves comerciais (ICAO,), (FEDERAL AVIATION ASSOCIATION,) e (EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY,), além de aeroportos importantes para o sucesso comercial de uma aeronave de transporte de passageiros como por exemplo *London City* e *Heathrow* ambos na Inglaterra, têm exigido que aeronaves cumpram com requisitos cada vez mais restritivos de operação e certificação. A Figura 1.1 mostra à esquerda a vista aérea do aeroporto de *London City* e à direita uma aeronave em operação de pouso no aeroporto de *Heathrow*.



Figura 1.1: Vista aérea do aeroporto de *London City* (esquerda), aeronave em operação de pouso no aeroporto de *Heathrow* (direita).

O histórico da redução dos níveis de ruído externo ao longo dos anos, mostrado na Figura 1.2, teve como primeira grande causa o sucesso dos motores aeronáuticos do tipo *turbo-fan* e seu posterior desenvolvimento aeroacústico. Esta melhoria dos motores do tipo *turbo-fan* deu-se principalmente através do aumento da razão de passagem, fato que, concomitantemente com a redução de ruído, e que contribui também para o aumento da eficiência propulsiva de uma aeronave e a conseqüente redução do consumo de combustível.

Entretanto, nota-se ainda pela Figura 1.2, que a redução do nível de ruído das aeronaves comerciais perdeu o vigor, uma vez que o limite tecnológico para o aumento da

razão de passagem dos motores *turbo-fan* tem se mostrado ficar entre 8 e 9. Tal limite tecnológico para o aumento da razão de passagem se explica pelas dificuldades construtivas de um motor maior e sua instalação na aeronave, uma vez que, para se adotar um motor maior numa aeronave, seria necessário construir-se trens de pouso maiores, mais pesados e que ocupam maior espaço no interior da aeronave quando recolhidos, além de ser oneroso construir com a precisão necessária pás de *fan* cada vez maiores e ainda manter-se a resistência estrutural. Assim, pode-se concluir do gráfico mostrado na Figura 1.2 que, primeiramente, é necessário investir muito dinheiro e trabalho para conseguir-se uma pequena redução do nível de ruído de aeronaves em estado da arte de tecnologia. Esta estagnação tecnológica mostra que a atual configuração convencional de aeronave está atingindo seu limite de desenvolvimento. sendo como alternativa de melhoria as novas configurações de aeronaves, como, por exemplo, a configuração *Blended-Wing-Body* (MUÑOZ, 2009).



Figura 1.2: Evolução e tendência do nível de ruído das aeronaves comerciais ao longo dos anos.

Aliado ao fato de, aparentemente, estar-se próximo ao limite tecnológico em relação à redução de ruído em motores do tipo *turbo-fan*, em algumas condições de voo este já não é mais a principal fonte de ruído na aeronave. Conforme mostra a Figura 1.3, em

configuração de pouso o ruído aerodinâmico torna-se o contribuinte mais significativo para o ruído total da aeronave, mostrando que quando se objetiva reduzir o nível de ruído global de uma aeronave deve-se, pensar em outras fontes, como trem de pouso, eslate e flape, além de interferências aerodinâmicas e cavidades na aeronave.

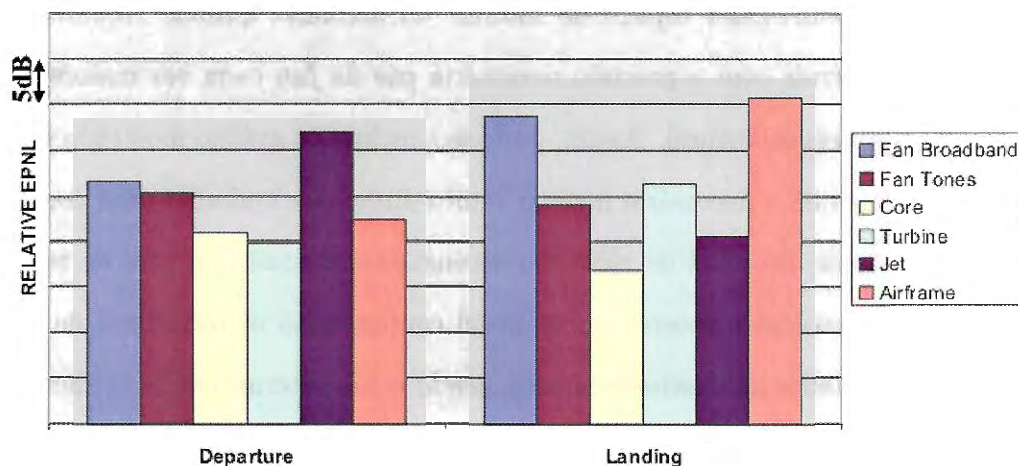


Figura 1.3: Comparativo do nível de ruído relativo para a aeronave Airbus A340. Figura retirada de (SIJTSMA; STOKER, 2004).

A técnica adotada no presente trabalho para imageamento de fontes acústicas é a técnica de *beamforming*. Esta técnica é aplicável tanto a ensaios em túnel de vento (como será tratada na presente dissertação) quanto para a visualização de fontes acústicas de veículos em movimento, como por exemplo uma aeronave. Com o objetivo de ilustrar o uso da técnica de *beamforming* na localização de fontes acústicas em aeronaves e mostrar as principais fontes de sonoras encontradas em uma aeronave comercial, a Figura 1.4 é mostrada.

Conforme pode-se notar na Figura 1.4, as principais fontes de ruído numa aeronave (flapes defletidos, trem de pouso baixado, além do eslate - não mostrado na figura) são itens indispensáveis em operações de pouso e decolagem, momento em que a aeronave está voando mais próxima ao solo (muitas vezes próximas a casas e prédios - veja Figura 1.1). Sendo assim a otimização aeroacústica destes itens primordial para o sucesso de certificação e comercial de uma aeronave em relação aos requisitos de ruído.

A fase de testes em vô da aeronave é capaz de identificar fontes aeroacústicas com

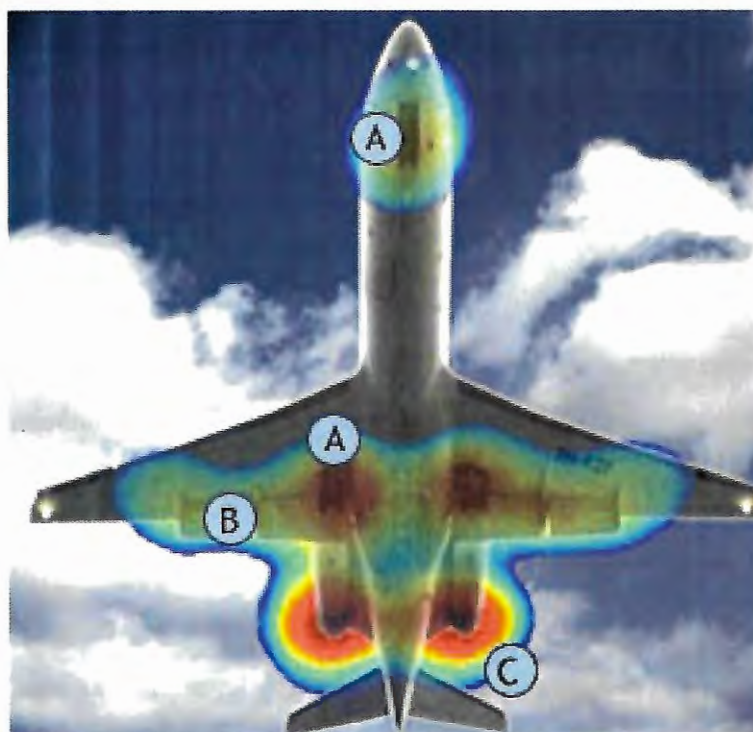


Figura 1.4: Imageamento de fontes acústicas pela técnica de *beamforming* para ilustrar as principais fontes de ruído numa aeronave comercial, onde (A) é o trem de pouso, (B) é o flape e (C) é a saída do motor. Figura retirada de (SIJTSMA; WAL, 2004).

grande precisão. Entretanto, durante o desenvolvimento integrado de um projeto aeronáutico, a realização de ensaios em vôo é com certeza a etapa mais tardia e cara para se realizar qualquer melhoria no projeto de uma aeronave. Com o objetivo de aperfeiçoar aspectos aerodinâmicos e aeroacústicos, os ensaios em túnel de vento junto com as simulações computacionais têm se mostrado fortes aliados no desenvolvimento de produtos aeronáuticos. A simulação computacional apresenta-se como primeira etapa de análise de uma geometria de uma aeronave concebida durante o projeto preliminar. Já o ensaio em túnel de vento coloca-se como etapa intermediária entre o desenvolvimento conceitual do produto e os ensaios em vôo, testando as melhores configurações obtidas através de simulações computacionais e validando os resultados destes cálculos.

No momento de desenvolvimento puramente conceitual, as avaliações aerodinâmicas e aeroacústicas são baseadas em métodos semi-empíricos extremamente rápidos, onde não se deseja saber com precisão qual é o valor de determinado parâmetro, mas qual configuração

apresenta maiores vantagens em relação a outras. Nesta fase as incertezas são grandes, mas, em compensação, os custos de modificação e melhoria são os menores vistos ao longo do desenvolvimento do projeto.

A fase seguinte, em que se executam as simulações computacionais e se avaliam as soluções encontradas no desenvolvimento conceitual da aeronave, já é uma etapa em que a configuração da aeronave apresenta uma melhor definição e a partir deste momento inicia-se o detalhamento. Neste estágio do desenvolvimento qualquer mudança significativa de geometria da aeronave implica em custos maiores que os da etapa anterior.

Uma última fase ao longo do desenvolvimento aerodinâmico integrado de uma aeronave, antes da construção do primeiro protótipo, são os ensaios em túnel de vento. Neste momento já se testa as configurações definidas na etapa de anteprojetado e otimizadas no estágio das simulações computacionais. Nos ensaios em túnel de vento objetiva-se medir com grande precisão tanto coeficientes aerodinâmicos quanto aeroacústicos da aeronave, fornecendo-se, assim, dados para validação de modelos computacionais. Além disso, os ensaios em túnel de vento apresentam-se como último estágio onde a implementação de uma alteração significativa no projeto de uma aeronave pode ter um custo aceitável. Quando se faz os ensaios em túnel de vento, tem-se a maior confiança em relação aos dados medidos, comparando-se com as etapas anteriores do projeto, sendo que este estágio comumente aponta problemas e - muitas vezes juntamente - soluções não percebidas em fases anteriores do projeto de uma aeronave, mostrando assim a importância dos ensaios em túnel de vento em relação às outras e ainda justificando seus custos elevados em relação às fases preliminares.

1.1 Objetivos e contribuições do trabalho

O presente trabalho, desenvolvido no contexto do projeto “Aeronave Silenciosa” - parceria financiada pela FAPESP e EMBRAER com a participação de diversas universidades do Brasil - tem como objetivo principal resolver questões de ordem prática e teórica que culminem na capacitação do túnel de vento de circuito fechado da Escola de Engen-

haria de São Carlos (EESC) da Universidade de São Paulo (USP) à execução de ensaios aeroacústicos dentro de padrões apresentados pela literatura. Por praticidade, este túnel de vento, descrito com maiores detalhes na seção 4.2, será chamado de LAE-1.

Com vistas a atingir esse objetivo maior, o trabalho da presente dissertação foi dividido em sub-etapas, descritas a seguir.

Conforme avaliações preliminares ao início do projeto “Aeronave Silenciosa” o nível de ruído do túnel de vento LAE-1 em configuração anterior ao início do presente trabalho apresentava-se num nível que, caso não fosse reduzido, colocaria em risco o sucesso do primeiro experimento meta do projeto “Aeronave Silenciosa” - o ensaio do aerofólio NACA-0012. Assim, com o objetivo de reduzir o ruído de fundo do túnel, um tratamento acústico em seu interior foi implementado. Concomitantemente com a redução de ruído de fundo do túnel, projetou-se e construiu-se uma antena de *beamforming* para ser instalada no túnel de vento. Após a conclusão das modificações do túnel de vento e construção da antena de *beamforming*, iniciou-se a etapa de ensaios com o objetivo de ganhar conhecimento em relação ao uso do *software* de aquisição de dados, levantar parâmetros críticos e limitações do túnel e *software* em relação para a realização de ensaios de *beamforming*. Assim, após esta fase executou-se o ensaio do aerofólio NACA-0012, experimento meta do projeto “Aeronave Silenciosa”. E, como conclusão, com o objetivo de demonstrar as potencialidades do túnel de vento LAE-1 como ferramenta de realização de ensaios aeroacústicos, executou-se o ensaio de um aerofólio NACA-0012 3D com flape.

Pode-se descrever como contribuições do presente trabalho:

- Sistematização do trabalho de modificação do túnel de vento LAE-1 - tarefa executada tanto pelo autor do presente texto quanto por outros alunos e professores do Laboratório de Aerodinâmica (LAE) da USP - São Carlos;
- Redução do nível de ruído de fundo do túnel de vento em 3 dB ao longo de todo o espectro, chegando em 5 dB em algumas faixas do espectro de ruído;
- Levantamento do espectro de ruído de fundo do túnel de vento LAE-1 para diversas

velocidades de fluxo de ar na câmara de ensaios e levantamento da origem de algumas fontes de ruído do túnel;

- Operacionalização da instrumentação para ensaios de *beamforming* adquirida pelo projeto “Aeronave Silenciosa”;
- Levantamento e solução diversos problemas operacionais e de *software* que atrasaram a execução dos ensaios de *beamforming* ;
- Realização de um dos primeiros ensaios de *beamforming* do Brasil, cujos resultados são comparáveis com os apresentados na literatura;
- Demonstração das potencialidades do túnel de vento LAE-1 para a execução de novos ensaios aeroacústicos.

Revisão Bibliográfica

Ensaaios aeroacústicos podem ser considerados como um dos mais difíceis testes a serem realizados em túneis de vento. Para se ter um resultado confiável, é necessário ter um nível de ruído de fundo do túnel que resulte numa boa relação sinal-ruído entre o modelo a ser testado e o ruído de fundo do túnel. Além disso, o fluxo de ar no túnel de vento não pode ser demasiadamente turbulento, o modelo tem que ser bem construído com excelente precisão geométrica e muitos outros cuidados semelhantes a estes devem ser tomados. Assim, como construir ou modificar um túnel de vento para a realização de ensaios aeroacústicos também é uma tarefa extremamente desafiadora, que não possui um modelo pronto de processo que garanta seu sucesso ao final do trabalho. Desta forma, a presente revisão bibliográfica mostra alguns dos principais métodos de redução de ruído de túneis de vento. A seção 2.1 mostra as principais metodologias de controle de ruído em túneis de vento e a seção 2.2 mostra alguns resultados de testes de *beamforming* feitos em túneis de vento aerodinâmicos.

2.1 Metodologias de controle de ruído em túneis de vento

A presente seção apresenta algumas das técnicas de redução de ruído de fundo de túneis de vento. A subseção 2.1.1 trata de abafadores de ruído instalados nas paredes do túnel e na câmara de ensaios. A subseção 2.1.2 discute sobre atuadores de ruído em

guias de curva, a subseção 2.1.3 discute sobre abafadores acústicos colocados no interior do túnel de vento. A subseção 2.1.4 discute sobre o tratamento acústico no ventilador de túneis de vento e, finalmente, a subseção 2.1.5 discute sobre o uso de controle ativo de ruído em túneis de vento.

2.1.1 Abafadores de ruído instalados nas paredes e câmara de ensaios do túnel de vento

Atenuar ondas acústicas é uma tarefa bastante difícil, principalmente quando a intenção é reduzir ondas acústicas de baixa frequência. De acordo com técnicas convencionais, para se obter condições de campo livre (*free-field*) em uma sala, através de tratamentos acústicos convencionais, é necessário cobrir-se uma superfície com absorvedores acústicos (espumas por exemplo) com espessura de pelo menos $1/4$ do comprimento de onda da menor frequência que se deseja filtrar (BISTAFA, 2006). Por exemplo, quando se quer atenuar uma onda acústica com frequência de propagação de 50 Hz, em condições ambientes, é necessário um atenuador com, no mínimo, 1.7 m de espessura.

Como o custo de aquisição do metro quadrado de espuma cresce com sua espessura e a instalação de espumas espessas implica em redução de volume útil da região à qual ela é implantada, deve-se recorrer a outros tipos de soluções que atuem em baixas frequências com custo e volume aceitáveis.

Estudando atenuadores acústicos para túneis de vento (SODERMAN, 1990) executou uma extensa investigação sobre o uso de cavidades ressonantes nas paredes do túnel de vento para tratamentos acústicos. Nesta investigação, aplicada ao túnel NASA 7- por 10 pés (SODERMAN, 1990) avaliou o efeito do diâmetro dos furos e a porosidade das placas na geração de tons indesejados. Neste trabalho foi adotada uma placa com 0.91 mm de espessura, o diâmetro dos furos variou entre 1.59 mm e 6.35 mm e a porosidade da tela variou entre 2.6 % a 19.6 %. Todos os furos, de mesmo diâmetro, eram puncionados sobre a placa. Dados de ruído foram avaliados para velocidades de fluxo variando entre 0 e 100 m/s. Resultados de seu trabalho mostraram que ressonâncias acústicas são criadas quando o comprimento de onda dos vórtices desprendidos em uma cavidade a montante possui

comprimento que os deixam em fase com a cavidade a jusante. Assim, escolhendo-se uma tela com padrão de furos adequado os vórtices gerados a montante não passam a jusante em tempo de gerarem um tom acústico. Segundo (SODERMAN, 1990) telas com relação diâmetro-espaçamento entre furos de 0.50 não são capazes de gerar fortes ressonâncias significativas na faixa de velocidades por ele testadas, mas pequenas ressonâncias são notadas em algumas condições específicas de fluxo.

Com resultado deste estudo, entre muitos outros, Soderman construiu o tratamento acústico do túnel NASA 7- por 10 pés, descrito em (SODERMAN, 1990). Para preencher as paredes do túnel foi adotada uma caixa acústica com dimensão de 457 mm por 1090 mm com superfície exposta para o ar composta pela placa metálica com características descritas anteriormente e fundo composto por espuma de 76 mm de espessura. O esquema deste atuador acústico é mostrado pela Figura 2.1.

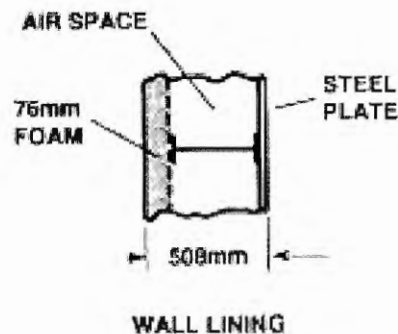


Figura 2.1: Esquema do absorvedor acústico adotado no túnel aeroacústico NASA 7- por 10 pés. Figura retirada de (SODERMAN, 1990).

(BRANDSTATT; FUCHS; ROLLER, 2002), estudando atenuadores acústicos, com mínimo volume para o túnel de vento aeroacústico da AUDI, desenvolveu um abafador que consegue atuar em ondas acústicas de baixa frequência, utilizando-se uma solução completamente diferente da apresentada por (SODERMAN, 1990). Com seu inovador atuador acústico, para túneis de vento, ele consegue atuar em ondas com 1.7 m de comprimento usando atenuadores de 150 mm de espessura (quando pela metodologia clássica - (BISTAFA, 2006) - seriam necessários pelo menos 425 mm de espessura de atuador

acústico).

O princípio de construção deste atenuador de ruído é descrito por (BRANDSTATT; FUCHS; ROLLER, 2002) e está esquematizado na Figura 2.2. Este atenuador consiste em uma camada retangular de espuma de melamina (2) coberta com uma placa metálica (1) fixada por uma camada adesiva (4). O absorvedor é construído em caixas com pelo menos 1500 mm por 1000 mm e devem ser protegidos por um invólucro (5) e a fixação das placas de metal deve ser feita de forma que a placa de aço deva vibrar livremente (sem fixações nos contornos).

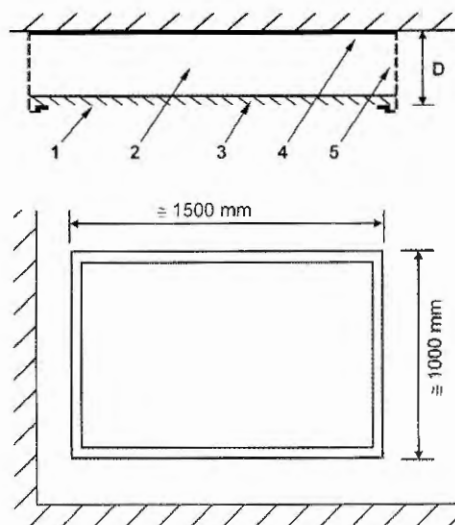


Figura 2.2: Desenho esquemático do absorvedor acústico da Audi. 1: Placa de aço livre para vibrar 1 - 2.5mm de espessura); 2: Espuma de melamina; 3, 4: Camadas adesivas; 5: Invólucro. Figura retirada de (BRANDSTATT; FUCHS; ROLLER, 2002).

O princípio de absorção deste sistema está baseado no princípio do ressonador massa-mola, onde a placa metálica age analogamente à massa e a espuma é o equivalente à mola. Através da variação da espessura e dimensão da placa metálica, o sistema pode ser preparado para absorver diferentes faixas de frequência. Segundo (BRANDSTATT; FUCHS; ROLLER, 2002), caso o invólucro do absorvedor acústico seja fechado em todas as paredes laterais, consegue-se eficiência na absorção acústica de ruídos na faixa de 25 Hz a 125 Hz. Já quando suas paredes laterais são abertas consegue-se eficiência na absorção até a banda de 500 Hz.

Como o sistema descrito na Figura 2.2 é bastante eficiente nas baixas frequências, e na construção de um túnel automobilístico deve-se atuar tanto nas altas quanto nas baixas frequências, no projeto do túnel aeroacústico da Audi optou por incluir uma camada de espuma de melamina com 150 mm de espessura na porção superior do atuador mostrado na Figura 2.2, para este atenuar ruído de maiores frequências. Utilizando-se a regra de $1/4$ do comprimento de onda, conclui-se que esta espuma é capaz de absorver ondas acústicas com frequência maior que 567 Hz.

Já o túnel aeroacústico da Universidade de Stuttgart, descrito por (KÜNSTNER; POTTHOFF; ESSERS, 1995), utiliza uma solução um pouco diferente para construir atenuadores de ruído, tanto para baixa frequência quanto para a alta frequência. Neste túnel foram construídas caixas de diferente tamanhos vazias para atuarem como ressonadores, onde cada caixa é responsável pelo isolamento de uma banda particular de frequência, podendo atuar nas frequências entre 80 Hz e 200 Hz. Complementando o tratamento acústico executado por estas caixas nas baixas frequências, foi adotada uma cobertura às mesmas, com espuma de poliuretano de 150 mm de espessura. O esquema de construção deste atuador é demonstrado na Figura 2.3.

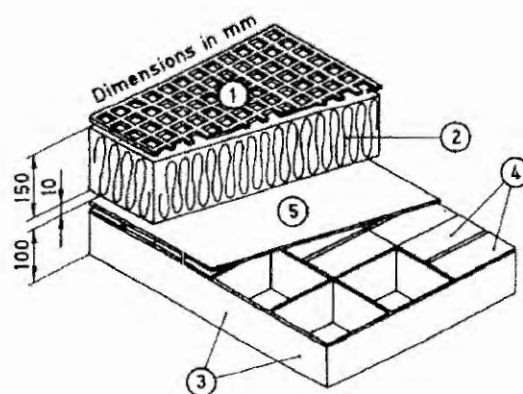


Figura 2.3: Esquema do absorvedor acústico adotado na Universidade de Stuttgart. 1: Folha de alumínio perfurada; 2: Espuma de poliéster; 3: Paredes das cavidades; 4: Membranas finas encaixadas nas cavidades; 5: Membrana de cobertura. Figura retirada de (KÜNSTNER; POTTHOFF; ESSERS, 1995).

2.1.2 O tratamento em guias de curva

Além de se tratarem acusticamente as paredes do túnel de vento, outra região com oportunidade de se introduzirem abafadores acústicos em túneis de vento são as guias de curva do túnel. As guias de curva são colocadas ao longo das curvas do túnel de vento com o objetivo de defletir o fluxo de ar. Pelo fato de estarem inseridas no interior, do fluxo são muito efetivas para absorver ruído gerado devido à turbulência do fluxo de ar.

Na construção de guias de curva tratadas acusticamente, pode-se adotar uma solução mais simples, como, por exemplo, a inserção de espuma absorvedora em seu interior, ou, então adotar-se medidas mais elaboradas como as descritas a seguir. Com o objetivo de se obter guias de curva mais eficientes do ponto de vista de absorção acústica, o túnel de vento automobilístico da Audi construiu guias de curva longas com bordos de ataque arredondados e bordos de fuga afilados e grande comprimento de corda, como nota-se nas Figuras 2.4 e 2.5. Esta solução é bastante interessante quando se projeta um túnel de vento já levando em consideração ter-se baixo ruído de fundo. Entretanto, este tipo de modificação é dificilmente aplicável quando se deseja modificar um túnel de vento, uma vez que isso implicaria em troca de guias de curva e, possivelmente, outras alterações complexas em um túnel.

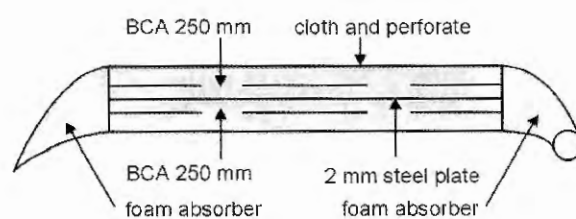


Figura 2.4: Esquema das guias de curva do túnel de vento aeroacústico da Audi. Figura retirada de (BRANDSTATT; FUCHS; ROLLER, 2002).

O túnel de vento da universidade *Virginia Tech* também adotou o tratamento acústico em apenas uma de suas guias de curva (CAMARGO et al., 2007). Neste túnel, as guias de curva eram construídas por placas delgadas encurvadas. Devido ao pequeno espaçamento entre as guias de curva, foi decidido colocar tratamento acústico apenas nas



Figura 2.5: Vista das guias de curva acusticamente tratadas do túnel aeroacústico da Audi. Figura retirada de (BRANDSTATT; FUCHS; ROLLER, 2002).

guias localizadas logo a jusante do fluxo de ar saído do ventilador. Para este tratamento foi feito um estudo de quanto de espuma poderia ser colocado e se seria mais vantajoso colocar no extradorso ou intradorso das guias de curva sendo que (CAMARGO et al., 2007) encontrou que a região mais vantajosa seria o intradorso das guias da curva e a quantidade máxima de espuma possível a ser colocada seria o suficiente a gerar um perfil aerodinâmico com espessura máxima de 12% da corda. Após esta complicada análise, resultados de medição de ruído de fundo neste túnel mostraram que o decaimento no nível de ruído foi insignificante (menos de 1 dB em apenas algumas bandas de frequência). Tal resultado confirma a tese, citada anteriormente, de que para se implementar tratamento acústico em guias de curva, estas devem ser projetadas com a função de abafar ruído no momento em que se desenha o túnel, pois a realização de modificações são extremamente complexas podem e inviabilizar o sucesso do projeto.

2.1.3 O tratamento por abafadores acústicos instalados no interior do túnel

Outra forma de se atuar no ruído de alta frequência gerado principalmente pela turbulência do escoamento é a instalação de abafadores acústicos no interior do túnel. Esta solução foi adotada no túnel NASA 7- por 10 pés, descrito por (SODERMAN, 1990). Na construção deste abafador de ruído é adotado o mesmo princípio de funcionamento usado no túnel aeroacústico da Audi, descrito na seção 2.1.1, onde uma espuma com 76 mm de espessura é colada a uma folha fina de aço e um espaço de 439 mm é mantido entre as folhas metálicas. O esquema de construção deste tratamento acústico é mostrado pela Figura 2.6. A Figura 2.7 mostra a vista em planta do túnel de vento NASA 7- por 10 pés com a divisória instalada em seu interior.

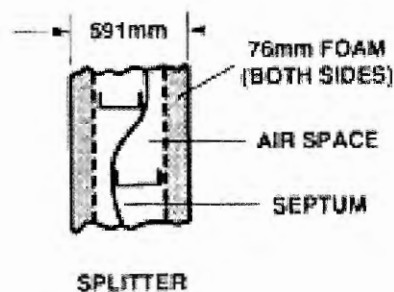


Figura 2.6: Esquema de construção da divisória acústica instalada no túnel NASA 7- por 10 pés. Figura retirada de (SODERMAN, 1990).

O túnel de vento da Universidade de Stuttgart também adotou divisórias no interior de seu túnel de vento. Devido à grande dimensão deste túnel, decidiu-se pela instalação de 3 divisórias em forma de *U* em seu interior, não igualmente espaçadas. O espaçamento destas divisórias foi definido em função de manter-se a mesma perda de pressão ao longo da seção e mesma transmissão acústica.

Para a construção deste atenuador foi utilizada duas camadas com a face traseira coladas, semelhantes à mostrada na Figura 2.3.

A Figura 2.8 mostra a vista em planta do túnel de vento com a divisória instalada.

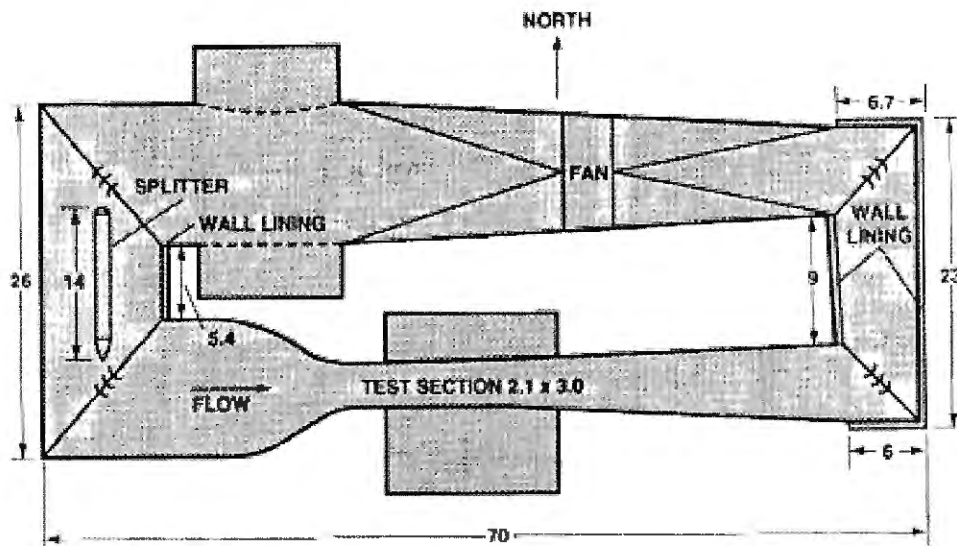


Figura 2.7: Vista em planta do túnel de vento aeroacústico NASA 7 por 10 pés. Figura retirada de (SODERMAN, 1990).

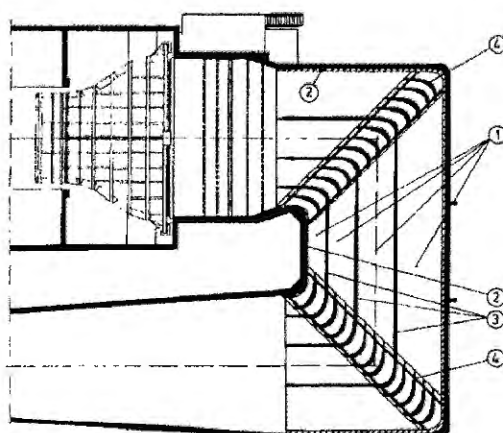


Figura 2.8: Divisórias em forma de *U* instaladas no interior do túnel de vento da Universidade de Stuttgart. 1: Subdivisão da seção de retorno do túnel em volumes desiguais, com mesma perda de pressão e transmissão acústica; 2: Paredes laterais do túnel com membranas absorvedoras; 3: Divisórias verticais contendo 2 estruturas coladas face a face; Guias de curva de metal cobertas por espuma de poliéster. Figura retirada de (KÜNSTNER; POTTHOFF; ESSERS, 1995).

2.1.4 O tratamento de redução de ruído do ventilador

Conforme demonstrado por (SODERMAN, 1988), como regra geral, a principal fonte de ruído em um túnel de vento é o ventilador. Durante os estudos para a adaptação

aeroacústica do túnel da universidade *Virginia Tech*, (CAMARGO et al., 2007) executou um interessante trabalho de identificação de fontes acústicas e tratamento no ventilador do túnel de vento. Com o objetivo de, primeiramente, localizar as principais fontes de ruído no ventilador, um imageamento de fontes acústicas pela técnica de *beamforming* foi utilizado. Para isto, uma antena com 63 microfones foi montada a 9.5 metros das pás, conforme mostra a Figura 2.9.



Figura 2.9: Antena de *beamforming* montada a 9.5 metros a jusante do ventilador do túnel de vento da universidade *Virginia Tech*. Figura retirada de (CAMARGO et al., 2007).

Resultados apresentados pela Figura 2.10 mostram que, no caso do túnel de vento da universidade *Virginia Tech*, existia uma intensa fonte de ruído acústico ligada ao espaçamento entre as pontas das pás do ventilador e a parede do túnel. De acordo com (CAMARGO et al., 2007) este espaçamento variava ao longo da circunferência do ventilador tendo um mínimo de 10 mm e um máximo de 27 mm.

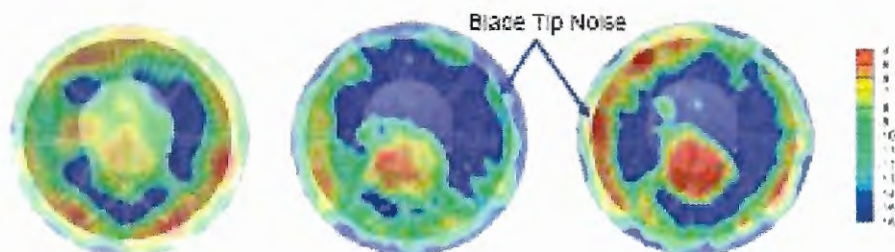


Figura 2.10: Imagem das fontes de ruído do túnel de vento da universidade *Virginia Tech* medidas anteriormente ao tratamento acústico, obtidas através da técnica de *beamforming*. Figura retirada de (CAMARGO et al., 2007).

O tratamento adotado no túnel da *Virginia Tech* com o objetivo de se reduzir o ruído do ventilador foi de diminuir o tamanho do espaçamento entre a ponta das pás do ventilador e a parede do túnel, uma vez que, segundo (CAMARGO et al., 2007), qualquer outra mudança no ventilador implicaria em perda de eficiência. Assim, dois métodos de reduzir o espaçamento foram adotados: extensões variáveis da ponta da pá e o uso de absorvedores acústicos nas paredes do túnel. Como a variação do espaçamento entre a ponta da pá e a parede do túnel era bastante não uniforme, a solução de extensão das pás conseguiu reduzir o espaçamento em, no máximo, 50% do valor original. A Figura 2.11 mostra o tratamento acústico utilizado na ponta das pás.

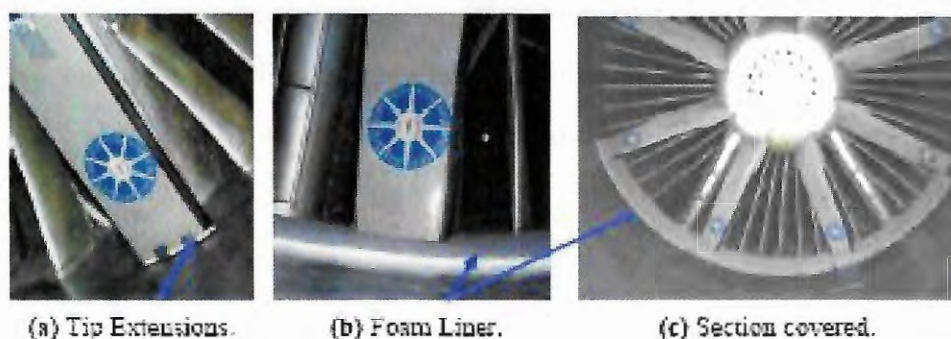


Figura 2.11: Métodos de redução do espaçamento entre a ponta da pá e a parede do túnel estudadas. Figura retirada de (CAMARGO et al., 2007).

A Figura 2.12 mostra a redução do ruído de fundo obtida após o tratamento acústico nas pontas de pá. Conforme pode-se notar, a redução do espaçamento entre a ponta de pá e a parede do túnel através da adição de atenuadores acústicos é mais eficiente que a extensão do comprimento da ponta de pá. Resultados demonstrados por (CAMARGO et al., 2007) apontam que o tratamento das pontas das pás do ventilador foi capaz de reduzir o nível de ruído deste em até 7 dB na banda de 0.5 a 1 kHz e 4 dB na banda de 1 a 4 kHz.

2.1.5 Controle ativo de ruído para túneis de vento

O controle ativo de ruído em túneis de vento aqui discutido é o tratamento aplicado ao túnel da Audi, descrito pela patente (WICKERN; WALLMANN; HEESSEN, 2000).

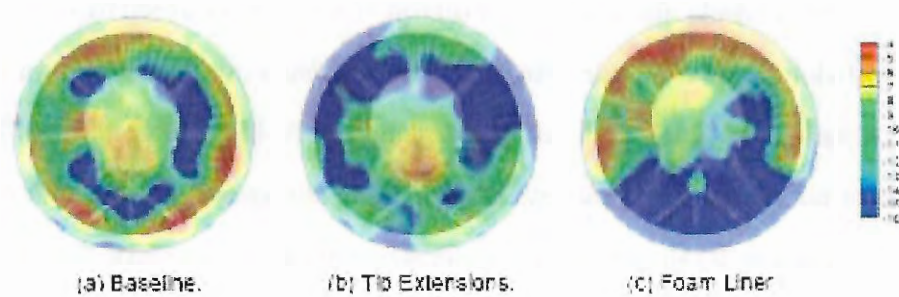


Figura 2.12: Imagem das fontes de ruído do túnel de vento da universidade *Virginia Tech* medidas posteriormente ao tratamento acústico, obtidas através da técnica de *beamforming*. Figura retirada de (CAMARGO et al., 2007).

Observando a descrição da patente, nota-se que foram instalados microfones e caixas acústicas, com seus respectivos sistemas de controle, em várias regiões onde são encontradas fontes de ruído, como por exemplo, ventilador, guias de curva e seção de testes. Na seção de testes foi tomado o cuidado de se gerar um controle ativo de ruído *offline*, de malha aberta, de forma a evitar que o ruído gerado pelo modelo em testes fosse cancelado pelo controle ativo de ruído.

Como o túnel de vento da Audi é coberto por diversas patentes, praticamente não há literatura aberta sobre o seu sistema de controle ativo de ruído. Uma descrição de como pode ser feito um sistema de redução ativo de ruído em túneis de vento é mostrado por (HOLLIS, 1991). Neste artigo, é descrito um sistema de atenuação ativo de ruído tanto de malha aberta quanto de malha fechada, capaz de reduzir em até 10 dB o nível de baixa frequência (até 500 Hz). Este sistema é feito para atuar principalmente no ventilador do túnel.

2.2 Ensaios de *beamforming* em túneis de vento

A técnica de *beamforming* tem se mostrado como uma interessante ferramenta para imageamento de fontes acústicas em testes de túnel de vento desde seus primeiros ensaios realizados em 1974 por (SODERMAN; NOBLE, 1974). A presente seção tem como objetivo mostrar exemplos que provam a utilidade deste método em identificação e quan-

tificação de fontes acústicas em túnel de vento.

Ensaio de *beamforming* em túnel de vento sofreu uma grande melhoria depois do desenvolvimento dos algoritmos avançados de decorrelação, como, por exemplo, o DAMAS (BROOKS; JR., 2004) e (BROOKS; HUMPHREYS, 2006), DAMAS2 (DOUGHERTY, 2005) e espera-se maiores avanços com o promissor TIDY (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009). Assim existe uma vasta gama de publicações de ensaios de *beamforming* em túneis de vento, testando diversas partes de aeronaves e algumas vezes modelos completos de aviões. Entre publicações as mais relevantes e correlacionadas com o presente trabalho pode-se citar: (SIJTSMA; HOLTHUSEN, 1999), (SIJTSMA; WAL, 2004), (ANDREOU; GRAHAM; SHIN, 2006), (HUTCHESON; BROOKS; HUMPHREYS, 2008), (WAL; SIJTSMA, 2001).

De forma a ilustrar as potencialidades da técnica de *beamforming*, o presente texto mostra características de instrumentação, modelo e ensaios de dois estudos. O primeiro representa um estudo efetuado pela NASA no túnel de vento de 7- por 10 pés. Este estudo ensaiou uma asa 2D com meio flape e meio eslate. A vista do modelo é mostrada na Figura 2.13.

Este túnel de vento foi equipado com duas antenas de microfones, uma localizada na parede lateral direita (com referência o sentido do fluxo de ar) mostrada na Figura 2.14 e outra na parede inferior do túnel.

O fato do túnel de vento NASA 7- por 10 pés estar equipado com duas antenas perpendiculares expande em muito sua capacidade de geração de resultados. Conforme resultado apresentado (STORMS et al., 1998), reproduzido na Figura 2.15 esta técnica permite a visualização tridimensional da fonte acústica em casos em que sua natureza de geração é tridimensional (como por exemplo o caso do vórtice gerado pela ponta de flape). Além disto, devido à grande flexibilidade desta configuração de antena consegue-se mapear simultaneamente ruído de eslate.

Outro ensaio que demonstra a capacidade da técnica de *beamforming* em encontrar fontes aeroacústicas em modelos colocados no túnel de vento está descrito em (OERLE-

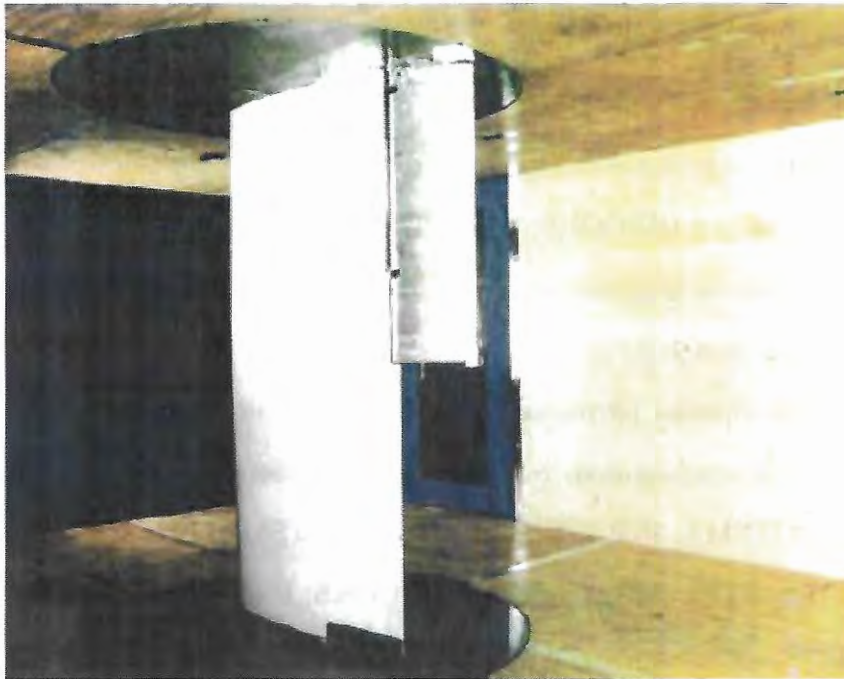


Figura 2.13: Aerofólio com flape e eslate colocado na câmara de ensaios do túnel de vento NASA 7- por 10 pés. Figura retirada de (STORMS et al., 1998).

MANS; SIJTSMA, 2004). Neste ensaio, um modelo em escala 1:10.6 da aeronave Airbus A340 é testado. A Figura 2.16 mostra o modelo da aeronave e a antena de microfones colocadas na parede inferior do túnel de vento.

Este ensaio, realizado nos laboratórios holandeses da DNW, mostra a capacidade da técnica de beamforming em encontrar e distinguir fontes de ruído num modelo em escala de uma aeronave real. A Figura 2.17 mostra o resultado de algumas rodadas de medidas realizadas. Como se pode ver nesta figura, para faixa de frequências avaliada, o eslate é uma das principais fontes de ruído na asa para a maioria de ângulos de ataque e frequências de fontes medidas, sendo que o modelo também apresenta algumas fontes de ruído geradas na quebra da asa e, para maiores ângulos de ataque e frequências, a interferência entre o pilone e motor também gera ruído.



Figura 2.14: Vista traseira da placa de microfones instalada no túnel NASA 7- por 10 pés. Figura retirada de (STORMS et al., 1998).

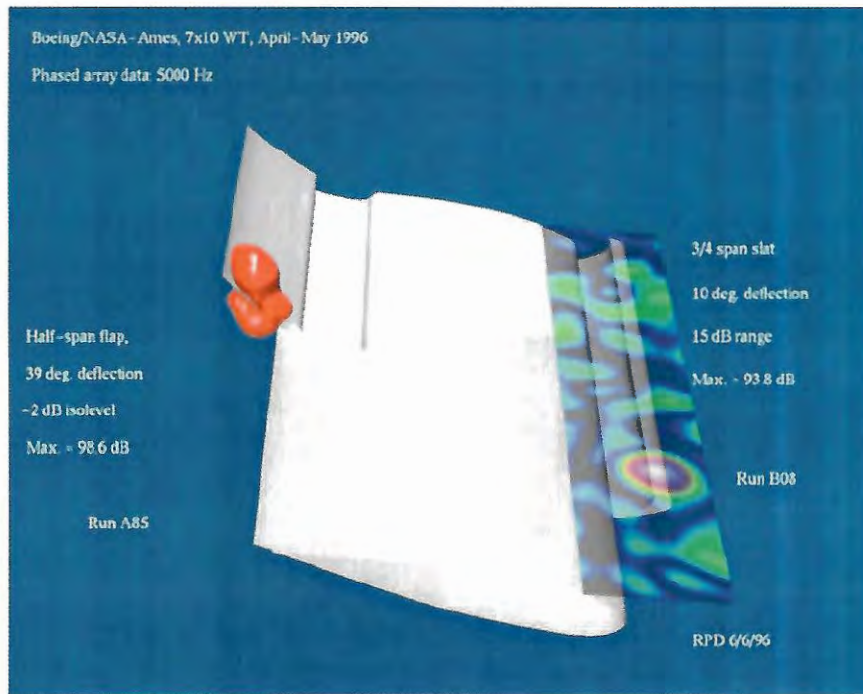


Figura 2.15: Resultado de ensaio de imageamento de fontes acústicas do modelo mostrado na Figura 2.13. Figura retirada de (STORMS et al., 1998).



Figura 2.16: Modelo da aeronave Airbus A-340 colocado na câmara de ensaios do túnel de vento da DNW. Figura retirada de (OERLEMANS; SIJTSMA, 2004).

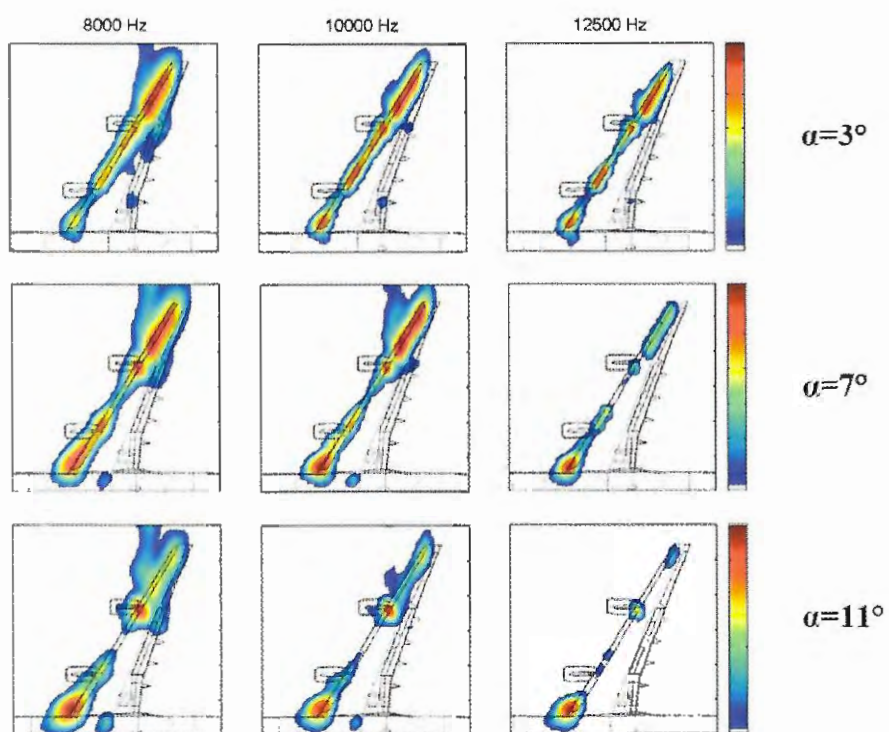


Figura 2.17: Resultado de *beamforming* do modelo do Airbus A-340 mostrado na Figura 2.16. Figura retirada de (OERLEMANS; SIJTSMA, 2004).

Descrição da instrumentação

O presente capítulo descreve os experimentos realizados neste trabalho. A seção 3.1 apresenta os equipamentos utilizados para a medição do ruído de fundo do túnel de vento de circuito fechado do Laboratório de Aerodinâmica da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC). A seção 3.2 apresenta o sistema de aquisição utilizado nos ensaios de *beamforming* e os modelos utilizados nos ensaios em túnel de vento.

3.1 A instrumentação utilizada para a medição do ruído de fundo do túnel

Com o objetivo de se medir o ruído de fundo do túnel, adotou-se a técnica de se colocar um microfone imerso no fluxo recoberto com um *nose-cap* no formato de ogiva, de forma que este gere a mínima influência de ruído nos dados medidos no túnel. Para fixação destes microfones no interior do túnel, adotou-se um o esquema de fixação demonstrado na Figura 3.1.

O suporte para microfones é composto por uma haste vertical com formato aerodinâmico. Investigações apresentadas na seção 7.1 demonstram que este suporte não influenciou na medida de ruído de fundo do túnel discutidas no capítulo 5. Nestas medidas, adotou-se o microfone com diâmetro nominal de 1/4 de polegada equipado com *nose-cap* mostrado na Figura 3.2. Durante os experimentos, tomou-se sempre o cuidado de se uti-



Figura 3.1: Suporte para os microfones utilizados na medição de ruído de fundo do túnel.

lizar como microfone mais externo (com relação ao acrílico) o microfone número de série 107229 e o mais interno sendo o número de série 107230, cujos certificados de calibração estão reproduzidos no apêndice D. Após o processamento, comparou-se os espectros de frequência medidos individualmente por cada microfone sendo, o resultado apresentados por estes microfones sempre extremamente coerentes.

3.2 A instrumentação utilizada para os ensaios de *beamforming*

A presente seção tem como objetivo apresentar detalhes da instrumentação utilizada na aquisição de dados de *beamforming*. Para os ensaios de identificação de fontes acústicas pela técnica de *beamforming* foi construída uma antena com 106 microfones com características descritas no apêndice A. Os microfones são do fabricante GRAS e o modelo do microfone é o 40PH. Os microfones foram colocados na antena em ordem de número serial, onde o microfone mais interno na espiral corresponde ao menor serial número 116512 e o microfone mais externo corresponde ao serial 116617. A sensibilidade nominal destes microfones é de 50 mV/Pa, e durante a realização dos experimentos mostrados no presente



Figura 3.2: Microfone utilizado na medição de ruído de fundo do túnel de vento LAE-1.

trabalho, não foi necessário realizar nova calibração destes microfones, uma vez que estas permaneciam válidas. A Figura 3.3 apresenta a foto de um microfone deste modelo.



Figura 3.3: Microfone GRAS do tipo 40PH utilizado na aquisição de ruído de fundo do túnel.

No momento de se dimensionar a instrumentação, teve-se em vista escolher aparelhos com a maior versatilidade possível, tendo em vista a inensa gama de experimentos a serem viabilizados no contexto do projeto ao qual o presente trabalho está ligado. Um experimento que acabou sendo o dimensionante no momento da escolha dos equipamentos acabou sendo o experimento em que se pretende identificar fontes acústicas de um eslate. Neste tipo de experimento, trabalha-se com frequências de fontes acústicas típicas variando

na ordem de 40 a 60 kHz. Para atender a tais requisitos, seria necessário um sistema de aquisição capaz de suportar controlar a aquisição e o armazenamento de dados vindos de mais de 106 canais simultaneamente a uma taxa maior que 120 kHz frequência de aquisição.

Com objetivo de atender a este requisito, optou-se pela compra de um controlador supermicro *National Instruments* NI 8353, que é um computador com processador Intel Core 2 Quad Q6600 (2.4 GHz *quadricore*) equipado com o barramento RAID 0 (que proporciona máxima velocidade na transmissão de dados entre os processadores), 4 Gb de memória RAM e 4 discos rígidos SATA II HDD compatíveis com barramento RAID 0 removíveis, com 250 GB de memória cada, totalizando 1 Tb de memória em disco rígido. Além disso, está disponível ao ensaios em túnel de vento ligado ao projeto mais 1 Tb de discos rígidos em memória externa removível.

Para aquisição, adotou-se um *rack National Instruments* PXI-1042Q com 112 canais disponíveis distribuídos em 8 placas *National Instruments* de aquisição, sendo 4 placas modelo PXI-4496 com ganhos de 0 e + 20 dB e 4 placas PXI-4498 com ganhos de 0, + 10, + 20 e + 30 dB. Para fazer a comunicação via fibra óptica entre o supermicro e as placas contidas no *rack* de aquisição, adotou-se uma placa *National Instruments* PXI 8336. Este sistema permite aquisição de dados de 112 canais simultâneos a uma taxa máxima de 204.8 kHz. além de ter a capacidade de leitura TEDS (*Transducer Electronic Data Sheet*) dos transdutores - dados referentes ao transdutor, como, por exemplo, sensibilidade, validade da calibração, número de série entre outros. A Figura 3.4 apresenta um esquema de funcionamento do sistema de aquisição de dados de *beamforming*.

3.3 Características dos modelos ensaiados

Como primeira investigação do ruído de bordo de fuga e ponta de asa, utilizou-se um modelo com perfil GA(W)-1, cuja fotografia está apresentada na Figura 3.5. Este modelo, construído em material composto, foi ensaiado em velocidades que variam entre 20 e 36 m/s e em ângulos de ataque de 0 e 5 graus. O aerofólio possui uma corda de 21.5 cm e

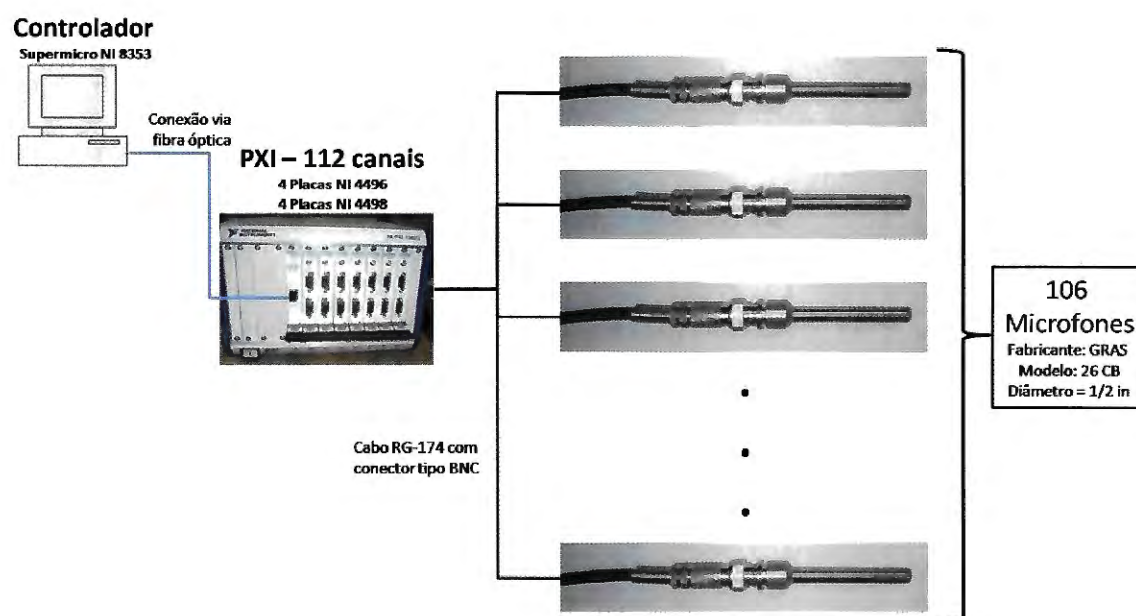


Figura 3.4: Esquema do sistema de aquisição adotado nos ensaios de *beamforming* .

envergadura de 75 cm.



Figura 3.5: Modelo do aerofólio 3D GA(W)-1 adotado nos ensaios de *beamforming* .

Com o objetivo de analisar o ruído de bordo de fuga, ponta de asa e flape, um segundo modelo foi adotado. Desta vez adotou-se um aerofólio NACA-0012, com corda de 45.0 cm e envergadura de 80.0 cm. mostrado na Figura 3.6. Este modelo, construído em alumínio,

e com flape de material composto, foi ensaiado para velocidades que variaram entre 22 e 36 m/s, ângulos de ataque de 0, 5, 10 e 15 graus e ângulos de deflexão de flap de 0, 12.7 e 24.3 graus.



Figura 3.6: Aerofólio NACA-0012 3D com flape adotado nos ensaios.

Com o objetivo de se comparar e validar a metodologia de ensaio adotada no presente projeto com resultados publicados, construiu-se um modelo de um aerofólio NACA-0012 2D. Este modelo possui envergadura igual à altura da câmara de ensaios do túnel de 22.85 cm e corda de 1.30 cm. Este modelo, anteriormente à sua instrumentação e durante o processo de instrumentação, é mostrado, respectivamente, na Figuras 3.7 e 3.8.



Figura 3.7: Fotografia do aerofólio NACA-0012 2D, antes da instrumentação, utilizado nos ensaios.



Figura 3.8: Fotografia do aerofólio NACA-0012 2D, durante a instrumentação, utilizado nos ensaios.

O processo de adaptação do túnel de vento

LAE-1

Com o objetivo de viabilizar os ensaios aeroacústicos a serem realizados no presente trabalho, decidiu-se adaptar o túnel de vento LAE-1 de forma a manter suas características multifuncionais. Durante o projeto das alterações, teve-se em mente que as adaptações introduzidas ao túnel de vento deveria somar às suas atuais capacidades a possibilidade de realizar ensaios aeroacústicos, sem que isso penalize suas boas características de fluxo aerodinâmico. Assim, a presente seção apresenta as adaptações feitas no túnel para se atingir este objetivo. A seção 4.1 apresenta as metas de redução de ruído para o túnel. A seção 4.2 apresenta uma curta descrição do túnel de vento LAE-1, onde para maiores detalhes recomenda-se a leitura de (CATALANO, 2003) e, finalmente, a seção 4.3 apresenta as duas fases do processo de adaptação do túnel de vento LAE-1.

4.1 O experimento meta

Para localizar e identificar a intensidade de fontes acústicas em modelos a serem colocados no túnel de vento será utilizada a técnica de *beamforming* (SHIN et al., 2007) e (SIJTSMA; HOLTHUSEN, 1999), cuja base teórica está descrita no apêndice C. Durante o desenvolvimento do projeto “Aeronave Silenciosa”, ao qual o presente trabalho está

ligado, decidiu-se que o primeiro experimento a ser realizado seria o ensaio das fontes aeroacústicas no aerofólio NACA-0012. Esta decisão foi baseada no fato de existir uma detalhada bibliografia disponível acerca do assunto (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989) e (REMILLIEUX et al., 2008).

Para aquisição de dados será utilizada uma antena com 106 microfones, descrita no Apêndice A. Conforme apresentado no Apêndice C, utilizando-se técnicas tradicionais de *beamforming* com uma antena com 106 microfones operacionais, consegue-se medir fontes acústicas com até 20.25 dB a menos que o ruído de fundo do túnel. Contando-se que, para a análise das fontes acústicas foi utilizado um programa descrito como “estado da arte”, chamado ImageJ (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009), que contém dentro de si técnicas de decorrelação avançadas como o algoritmo DAMAS2 (DOUGHERTY, 2005) e TIDY (cuja formulação até o momento não foi publicada, (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009)) consegue-se identificar fontes com intensidade 25 dB abaixo do nível de ruído de fundo do túnel, com certa margem de segurança. E, como será demonstrado no capítulo 7, conseguiu-se identificar fontes de ruído em modelos localizados no interior do túnel de vento com intensidade de até 30 dB abaixo do nível de ruído de fundo deste.

Assim, definiu-se como objetivo para a redução de ruído de fundo do túnel de vento LAE-1 um nível de até 25 dB acima do nível de ruído do aerofólio NACA-0012, com o objetivo de se ter ainda, alguma margem de segurança para identificação de fontes de ruído de baixa potência.

Assim, tomando-se como referência os dados presentes em (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989), determinou-se o espectro de ruído apresentado na Figura 4.1 como o nível de ruído desejado para o túnel de vento LAE-1 para a viabilização dos ensaios aeroacústicos.

Conforme apresenta a Figura 4.1, uma redução de 3 dB do nível de ruído de fundo original do túnel de vento LAE-1 na faixa de 1 a 1.5 kHz - frequências com máxima intensidade de ruído no aerofólio NACA-0012 - levariam o ruído de fundo do túnel um

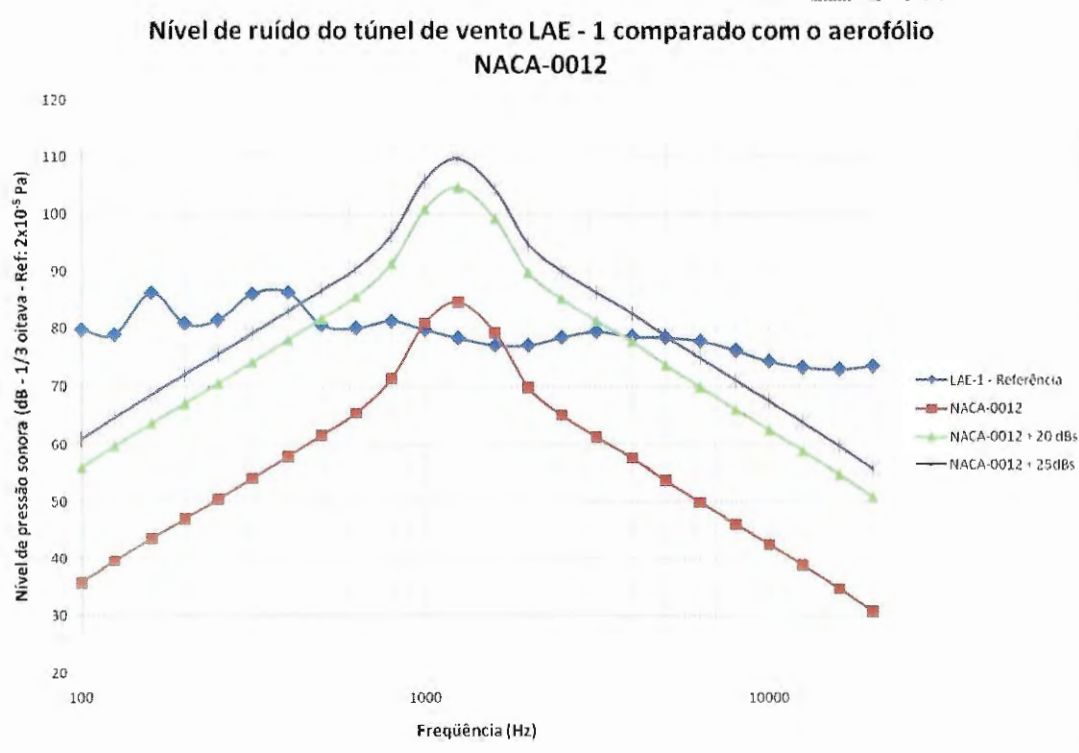


Figura 4.1: Comparativo do nível de ruído do aerofólio NACA-0012, seu nível somado 25 dB e o nível de ruído de fundo do túnel, medido anteriormente ao início do processo de adaptação.

nível que viabiliza a identificação de suas fontes acústicas. E uma redução de 10 dB para frequências maiores que 1.5 kHz viabilizam, com segurança, a identificação de fontes nesta faixa de frequências.

4.2 Descrição do túnel de vento LAE-1

Em 1994, o Laboratório de Aerodinâmica (LAE) da Universidade de São Paulo (USP) começou a projetar um túnel de vento multitarefa como um equipamento experimental para atender às necessidades da indústria automobilística do Brasil. Este túnel foi projetado para ser um túnel piloto em escala 3/8 de um túnel de vento em que se poderia colocar-se automóveis em escala real em sua câmara de ensaios, a ser construído. Ao longo do projeto, com a perda do interesse da indústria automobilística e o revigoramento da indústria aeronáutica no país, o túnel de vento deixou de ser um protótipo voltado para

a indústria automobilística e passou a ser um túnel puramente aeronáutico multifunção, capaz de executar ensaios aerodinâmicos automobilísticos. A construção deste túnel foi iniciada em 1997 e concluída em 2002.

A Figura 4.2 apresenta a vista em perspectiva do ventilador, da câmara de ensaios e guias de curva do túnel de vento LAE-1. A Figura 4.3 mostra a vista em planta do túnel, onde suas principais dimensões são cotadas. Este túnel foi construído principalmente em madeira naval, sendo que seu ventilador possui 8 pás de material composto e 7 estatores é movido por um motor elétrico de 110 HP de potência, controlado por um inversor. O ventilador, possui um diâmetro de 2.4 m e o cubo do ventilador apresenta 1.1 m de diâmetro. A câmara de ensaios, com 3 m de comprimento tem 1.20 m de altura e 1.70 m de largura.

Túnel de Vento no Campus 1

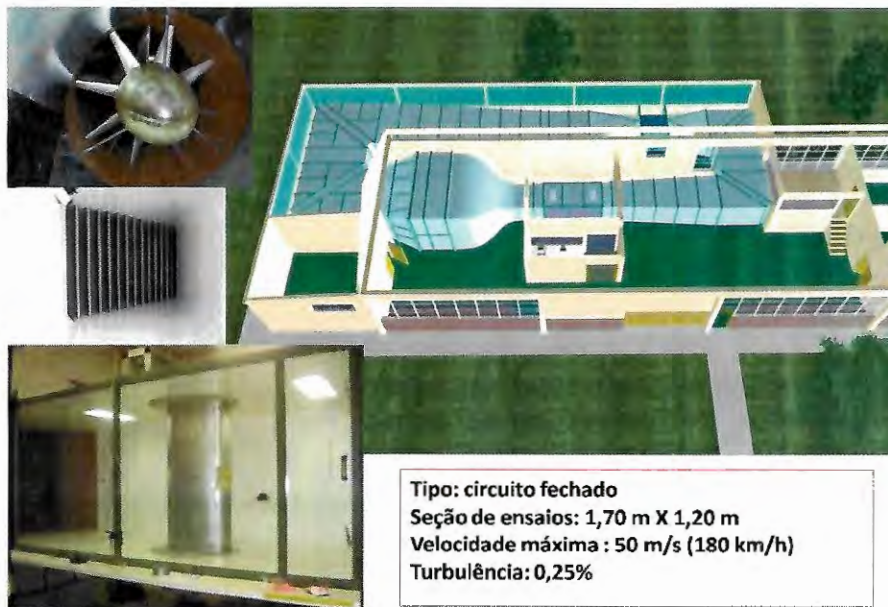


Figura 4.2: Vista em perspectiva do túnel de vento LAE-1, seu ventilador, guias de curva e câmara de ensaios.

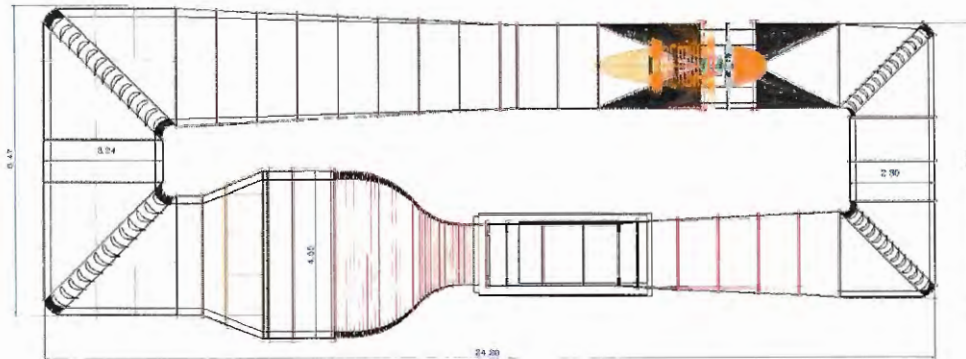


Figura 4.3: Vista em planta do túnel de vento LAE-1, com as principais dimensões.

4.3 O processo de adaptação do túnel

Com o objetivo de se reduzir o ruído de fundo do túnel e atingir a meta apresentada pela Figura 4.1, elaborou-se uma estratégia de dividir o processo de redução de ruído de fundo do túnel em duas etapas. Estas tarefas são apresentadas nas subseções 4.3.1 e 4.3.2. Estas fases foram divididas de forma a otimizar o cronograma de trabalhos ao qual o presente projeto está ligado e, ainda, atender a disponibilidade de recursos materiais e financeiros para execução das adaptações.

As subseções 4.3.1 e 4.3.2 apresentam as etapas de adaptação e servem como base para a discussão apresentada no capítulo 5.

4.3.1 A primeira etapa de redução do ruído de fundo do túnel

A primeira etapa de redução de ruído de fundo do túnel procurou principalmente atacar o ruído de média e alta frequência (ruído acima de 1 kHz) do espectro acústico medido. Para isso decidiu-se instalar espumas de pequena e média espessura nas paredes do túnel. Na escolha de onde instalar estas espumas, foram preferidas regiões do túnel de vento com fácil acesso e de paredes não difusoras (do ponto de vista aerodinâmico). Após análise de regiões candidatas à aplicação de espuma no túnel, decidiu-se colocar espuma

nas paredes 1 a 4, mostradas na Figura 4.4.

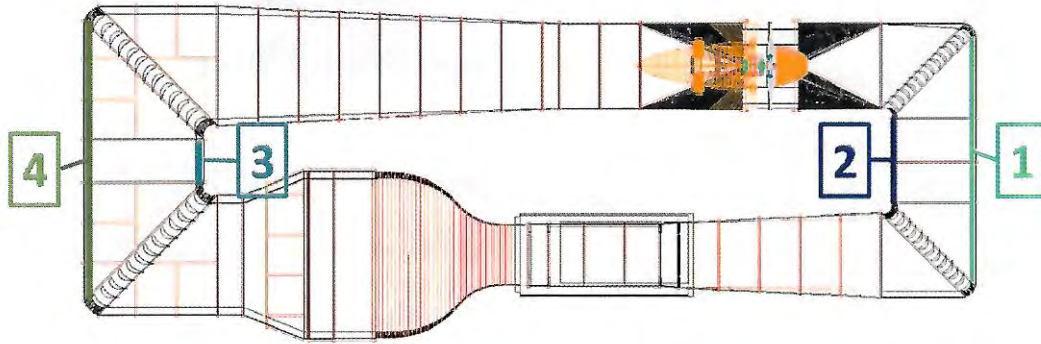


Figura 4.4: Regiões do túnel de vento onde foram instaladas espumas. Nas paredes 1 e 2 foram instaladas espumas de melamina de 2 cm de espessura. E nas paredes 3 e 4 fixou-se espumas de melamina de 5 cm de espessura.

Para esta aplicação, decidiu-se usar espumas de melamina recobertas com um filme de poliuretano, que, ao serem instaladas no túnel, ficam com excelente acabamento superficial, resistência à corrosão e não permite que a poeira entre nos poros da espuma reduzindo sua absorção acústica. A Figura 4.5, mostra uma região da parede 3 após a aplicação das espumas, onde pode-se notar a qualidade do acabamento superficial destas espumas.

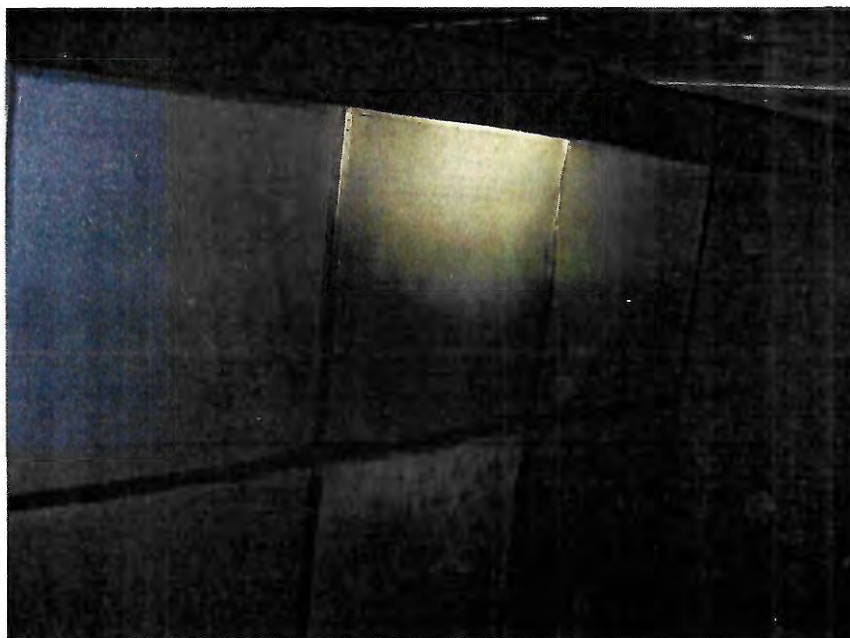


Figura 4.5: Foto das espumas instaladas na parede 3.

Para a aplicação de espumas nesta etapa do projeto deu-se preferência à melamina como material devido ao seu excelente coeficiente de absorção acústica e o seu valor estar coerente com as restrições orçamentárias do projeto. Ao se especificar a espessura da espuma a ser colocada nas paredes do túnel, teve-se em mente uma relação de compromisso entre os efeitos destas adaptações na qualidade do fluxo aerodinâmico (principalmente velocidade máxima do fluxo, o possível aumento no nível de turbulência do túnel e alguma possível distorção no fluxo aerodinâmico do túnel) avaliado sempre na câmara de ensaios.

Medições prévias de *beamforming*, realizadas por consultores externos ao projeto, tomadas na câmara de ensaios, mostraram que seguindo a direção do fluxo aerodinâmico tem-se a propagação de ondas principalmente de baixa frequência (abaixo de 1.5 kHz), e na direção contrária ao fluxo aerodinâmico tem-se principalmente ondas de alta frequência (acima de 1.5 kHz). Este fato, aliado ao bloqueio gerado nas seções do túnel devido ao acréscimo de espuma nas paredes, analisado quantitativamente nas subseções 5.4.1 e 5.4.2 levaram à escolha da aplicação de espuma de 2 cm de espessura nas paredes 1 e 2 do túnel (totalizando uma área coberta de $13.5m^2$) e à aplicação de espuma de 5 cm de espessura nas paredes 3 e 4, (totalizando uma área coberta de $18m^2$). Após a análise dos resultados da redução do nível de ruído de fundo na câmara de ensaios, apresentados na subseção 5.1.2, decidiu-se que era necessária uma maior redução do nível de ruído do túnel, principalmente em frequências maiores que 2 kHz. Por isso, iniciou-se uma segunda fase de redução de ruído de fundo do túnel, muito mais profunda e trabalhosa que a primeira.

4.3.2 A segunda etapa na redução do ruído de fundo do túnel

Com o objetivo de atingir a meta de redução do ruído de fundo do túnel de vento LAE-1, apresentada na seção 4.1, uma segunda etapa mais ampla de redução de ruído foi iniciada. Nesta segunda fase foi instalado um abafador acústico entre as paredes 1 e 2 do túnel, de acordo com a numeração convencionada na Figura 4.4. O ruído gerado pelo motor do ventilador foi tratado e também reduziu-se o espaço entre as pontas de pás e as parede do túnel de, forma a reduzir o ruído de ponta de pá do ventilador. Além disso, atuou-se no controle do inversor de forma a retirar-se picos de ruído gerados pelo

controle da rotação do motor. A descrição deste processo de adaptação será detalhada nas subsecções seguintes.

A instalação dos abafadores acústicos

Na segunda etapa do tratamento acústico, foi construído e instalado um abafador acústico que divide as paredes 1 e 2 do túnel, onde diferentemente do que foi apresentado por (SODERMAN, 1990) - veja Figura 2.7, decidiu-se fazer uma divisória em que se unia o bordo de ataque e fuga das guias de curva, conforme esquematizado pelo item 5 da Figura 4.6.

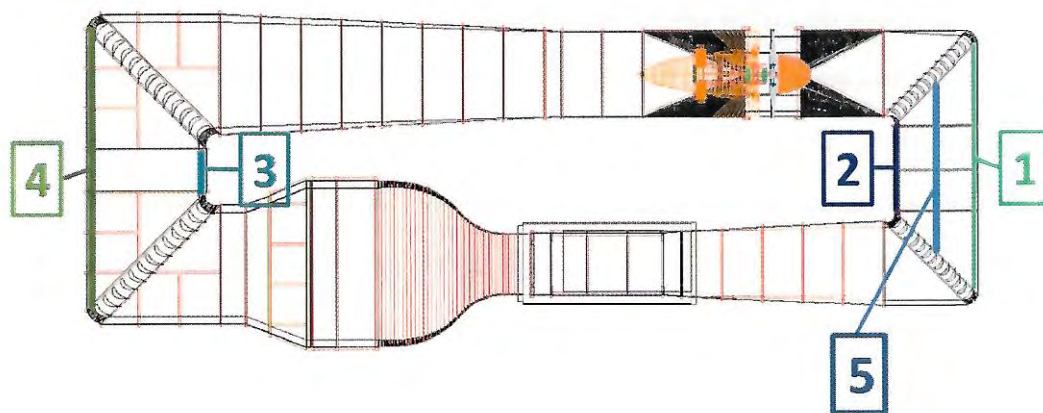


Figura 4.6: Vista em planta do túnel de vento LAE-1 após a instalação do abafador acústico (item 5).

Pela combinação de facilidade de instalação, rigidez estrutural, baixo preço e eficiência acústica, decidiu-se por adotar divisórias de sala comum, disponíveis comercialmente, tratadas em seu interior com lã de vidro. Com o objetivo de maximizar a absorção acústica do abafador perfurou-se a superfície deste de forma a expor a lã de vidro contida em seu interior, tendo em vista sempre o compromisso de retirar o máximo da cobertura da divisória sem penalizar sua rigidez estrutural, lembrando-se que ela está instalada em uma região com ventos de até 30 m/s. Tendo-se em mente todas estas considerações, decidiu-se fazer furos de 80 mm de diâmetro no Eucatex do túnel, gerando uma razão de área exposta na estrutura da divisória de 62 %, conforme pode-se observar na Figura 4.7.

Após a instalação da divisória, toda sua superfície foi recoberta com espuma de poli-

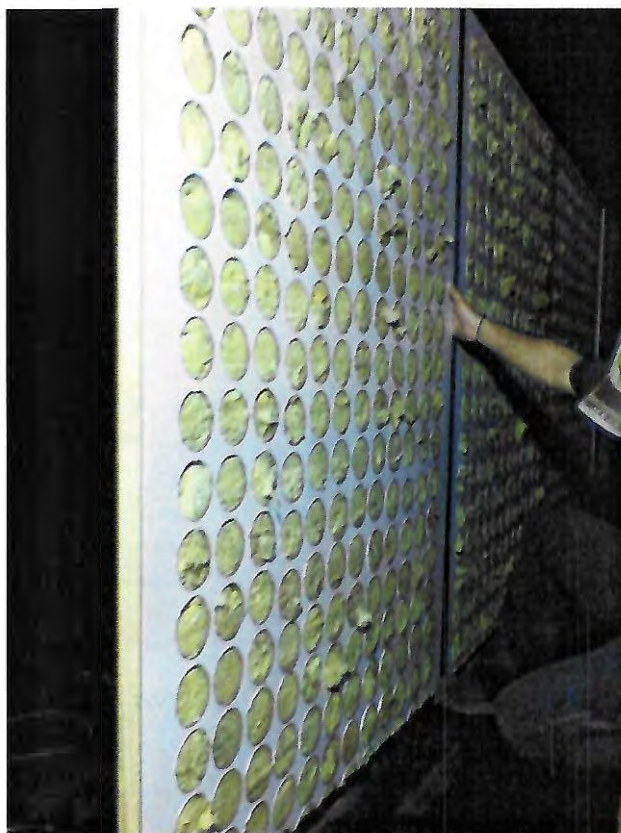


Figura 4.7: Imagem da divisória instalada no túnel antes da colocação da espuma.

uretano de 1 cm de espessura, de forma a gerar uma superfície lisa o suficiente para a passagem do ar sem gerar excessiva turbulência no fluxo de ar e penalizar a eficiência do ventilador, conforme mostra a Figura 4.8. Como a divisória possui uma espessura de 3.5 cm e a espuma de poliuretano que cobriram cada lado da divisória possuem espessura de 1 cm, toda a estrutura ficou com 5.5 cm de espessura. De acordo com uma regra bastante simples descritas por (BISTAFA, 2006), espera-se que esta divisória seja eficiente na absorção de ondas acústicas com frequências maiores que 1500 Hz.

O tratamento acústico do *spinner*

Conforme mostrado na Figura 5.1, anteriormente ao início do processo de adaptação do túnel de vento LAE-1 seu espectro de ruído apresentava picos localizados em 5 kHz e harmônicos. Após análise de possíveis fontes de ruído, concluiu-se que sua origem mais provável era o motor. Assim, com vistas a isolar esta fonte de ruído tonal no espectro



Figura 4.8: Foto da divisória instalada no túnel após a conclusão do trabalho.

de ruído medido na câmara de ensaios, decidiu-se por tratar acusticamente o *spinner* e a carenagem que envolvem o motor elétrico do túnel de vento LAE-1. Seguindo a regra que diz que a espessura do tratamento acústico deve ter pelo menos um quarto do comprimento de onda da menor frequência a qual se deseja absorver, aplicou-se um espuma de poliuretano com 2 cm de espessura no interior do *spinner* - para se atuar numa frequências maiores que 5 kHz. Assim a Figura 4.9 mostra o tratamento acústico aplicado ao *spinner* dianteiro.

Tratamento acústico semelhantemente ao que foi aplicado no *spinner* mostrado na Figura 4.9 foi aplicada na carenagem do ventilador, entretanto, devido à dificuldade de acesso a algumas regiões do interior da carenagem e também à preocupação com o efeito da cobertura do total da carenagem com espuma em relação à refrigeração do motor elétrico estima-se que foi coberto, com espuma, em torno de 60% da área do interior da carenagem.

Conforme discutido na subseção 5.1.3, o tratamento acústico no *spinner* reduziu a intensidade dos picos com centro em 5 kHz, mas não os eliminaram totalmente. Assim, procurou-se por novas possíveis soluções para este problema, encontrando-se como

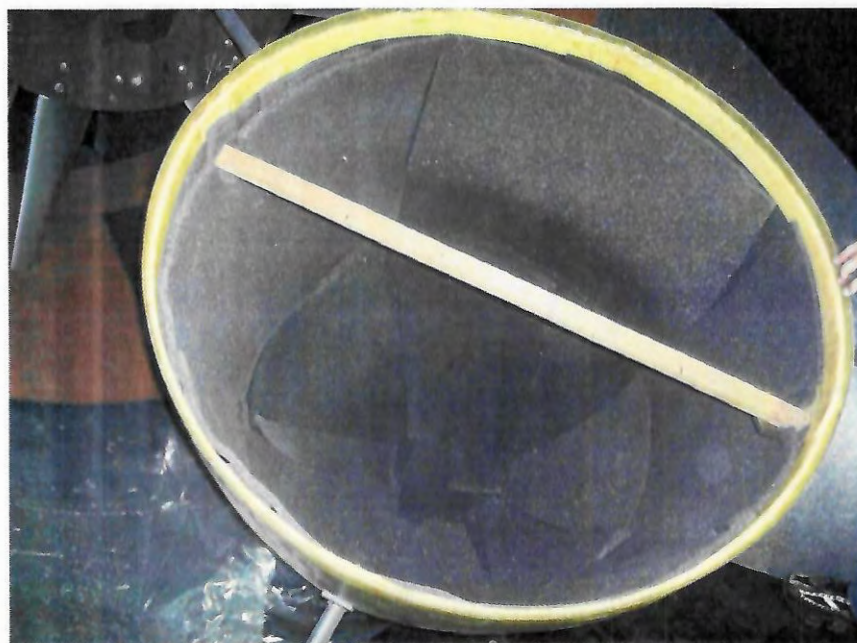


Figura 4.9: Foto do isolamento acústico aplicado no interior do *spinner* dianteiro.

solução definitiva a atuação na frequência da portadora da onda que controla a rotação do ventilador do túnel de vento, conforme discute-se na subseção 5.1.3.

O tratamento acústico do ventilador

Durante os trabalhos de adaptação do túnel, notou-se que uma oportunidade de melhoria do ruído de fundo era a redução do espaço entre ponta das pás do ventilador e a parede do túnel. Devido a problemas de circularidade em uma estrutura com 2.8 metros de diâmetro ocorreram, espaçamentos máximos de 1.5 cm entre a ponta da pá do ventilador e a parede do túnel. A Figura 4.10 mostra uma região onde o espaçamento entre a ponta da pá do ventilador e a parede do túnel é máximo.

Conforme estudos de (CAMARGO et al., 2007), no trabalho de redução do ruído de fundo do túnel de vento da universidade *Virginia Tech*, o espaçamento entre a ponta das pás do ventilador e a parede do túnel que a envolve é uma importante fonte de ruído. No caso deste estudo, a ponta da pá alcançava espaçamentos de até 8 cm em um túnel com ventilador com diâmetro de 4.3 m. Uma vez a ponta da pá é uma importante fonte de ruído no ventilador (veja Figura 2.10), a eliminação deste espaçamento a menos de



Figura 4.10: Espaçamento, pouco menor que 1 cm, entre a pá do ventilador do túnel e a parede do túnel.

1 mm tem um resultado muito vantajoso (em média a redução do nível de ruído geral local em até 5 dB), principalmente em frequências de até 5 kHz. O túnel aeroacústico da *Virginia Tech* foi comprado da NASA, e conforme apresentado na subseção 5.3.1 os túneis de vento da NASA desenvolvidos ao longo da década de 1940 e 1950 tinham como principal fonte de ruído o ventilador. Já conforme apresentado na subseção 5.3.1, o túnel de vento LAE-1 tem um ventilador muito mais silencioso que os túneis desenvolvidos pela NASA, não sendo assim esperado uma redução de ruído tão notável quanto a demonstrada por (CAMARGO et al., 2007).

Tendo-se em mente todas as considerações acima citadas, reduziram-se os espaçamentos entre as pontas das pás do ventilador do túnel de vento LAE-1 com o objetivo de manter-se o espaço entre a ponta de pá do ventilador e a carenagem do túnel sempre menor que 1 mm, ao longo de toda a circunferência do ventilador. Para isso, utilizaram-se espumas de poliuretano com espessura ajustada ao vão nas regiões com vão superiores a 10 mm de espessura. Nas regiões com espaçamento menores que 10 mm, colou-se isopor e lixou-se este até o ponto onde a ponta da pá passa rente à superfície do isopor. A Figura 4.11 mostra o espaçamento entre a pá do ventilador após a instalação da espuma.

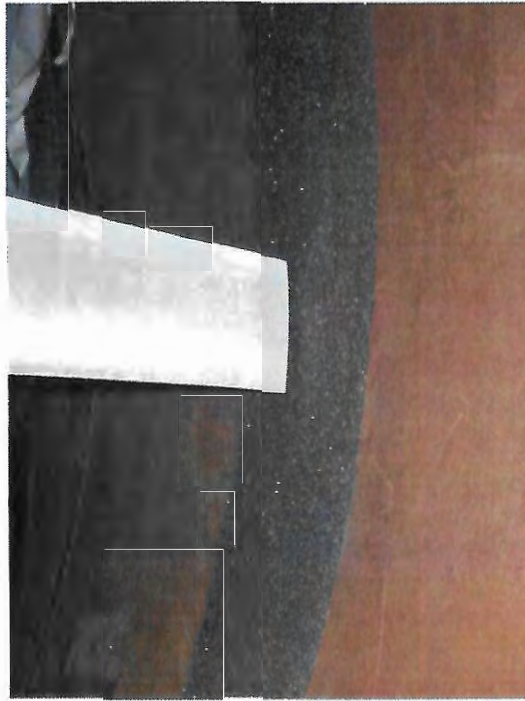


Figura 4.11: Redução do espaçamento entre a parede do túnel e o ventilador pela aplicação de espuma.

A alteração de parâmetro no inversor para eliminação de tons

Conforme discutido na subseção que descreve o tratamento acústico do *spinner* e carenagem do motor, a adição de espuma em seu interior não foi capaz de eliminar os picos acústicos observados na Figura 5.2 assim estudou-se uma nova forma de reduzir eliminar-se este tom. Estudando-se o manual do inversor que controla a rotação do motor do túnel de vento LAE-1, descobriu-se que o parâmetro 54 determina a frequência da onda portadora que controla a rotação do motor, e que este parâmetro está intrinsecamente ligado com o este tom presente no espectro de ruído medido na câmara de ensaios. Então, de posse deste resultado, alterou-se a frequência desta onda portadora, eliminando-se este tom do espectro de frequências, conforme nota-se na Figura 5.3.

Caracterização acústica do tunel de vento LAE-1 ao longo do processo de adaptação

A presente seção apresenta e discute os principais resultados referentes à caracterização acústica do túnel de vento LAE-1, mostrando resultados de ruído de fundo obtidos durante o desenvolvimento do processo de adaptação do túnel de vento. Em adição, o presente capítulo mostra o efeito destas adaptações em algumas características do espectro de ruído do túnel e velocidade.

A seção 5.1 mostra a evolução dos níveis de ruído de fundo do túnel de vento LAE-1 ao longo das fases do tratamento de redução de ruído descritos no capítulo 4. A seção 5.2 apresenta um estudo sobre a origem dos picos de ruído observados no espectro de ruído do túnel. A seção 5.3 discute a influência do ventilador no ruído de fundo do túnel, e finalmente a seção 5.4 mostra o efeito do tratamento cústico na velocidade, medida na câmara de ensaios.

5.1 Medições do ruído de fundo no túnel de vento LAE-1 ao longo do processo de adaptação

A presente seção tem como objetivo apresentar resultados da medição do ruído de fundo do túnel obtidos com o uso da instrumentação descrita na seção 3.1.

Com o objetivo de se avaliar o impacto causado pelo tratamento acústico aplicado ao túnel de vento LAE-1 no ruído de fundo medições de ruído na câmara de ensaios foram executadas tomadas de ruído após cada uma das 3 etapas do tratamento acústico.

Assim, com o objetivo de ter-se uma referência do espectro de ruído do túnel anterior à adaptação foi executada uma medição do ruído de fundo do túnel na configuração anterior às adaptações, cujos resultados são mostrados na subseção 5.1.1. O mesmo procedimento de medida foi adotado após a primeira fase e após a segunda fase do tratamento acústico do túnel, com resultados mostrados nas subseções 5.1.2 e 5.1.3, respectivamente.

5.1.1 Nível do ruído de fundo anterior às adaptações

Para servir como referência da evolução do nível ruído medido na câmara de ensaios, ao longo do tratamento acústico foram efetuadas medidas do ruído de fundo do túnel na configuração anterior ao início do processo de adaptação. E o espectro de ruído medido para várias velocidades, que cobrem toda a faixa de operação do túnel, é mostrado na Figura 5.1.

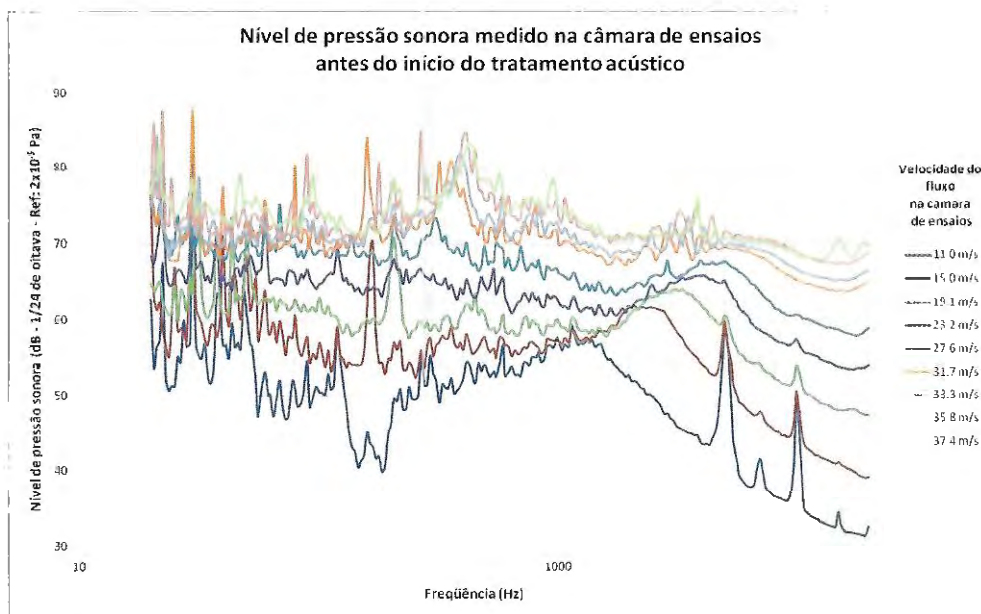


Figura 5.1: Nível de ruído anterior ao início do processo de adaptação do túnel.

O espectro mostrado na Figura 5.1 serviu como referência para discussões acerca da

origem das principais fontes de ruído no túnel e também como base para as decisões acerca do tratamento acústico a ser implementado no túnel de vento LAE-1.

5.1.2 Nível do ruído de fundo após a primeira fase do tratamento acústico

De posse dos dados de referência da evolução do nível de ruído medido na câmara de ensaios, iniciou-se a primeira etapa do processo de melhorias acústicas no túnel de vento LAE-1. As adaptações executadas nesta fase inicial estão descritas na seção 4.3.1. Após a conclusão destas adaptações, uma nova rodada de medições do nível de ruído na câmara de ensaios foi executada sendo os resultados são apresentados na Figura 5.2, para velocidades que cobrem toda a faixa de velocidades de funcionamento do túnel de vento LAE-1.

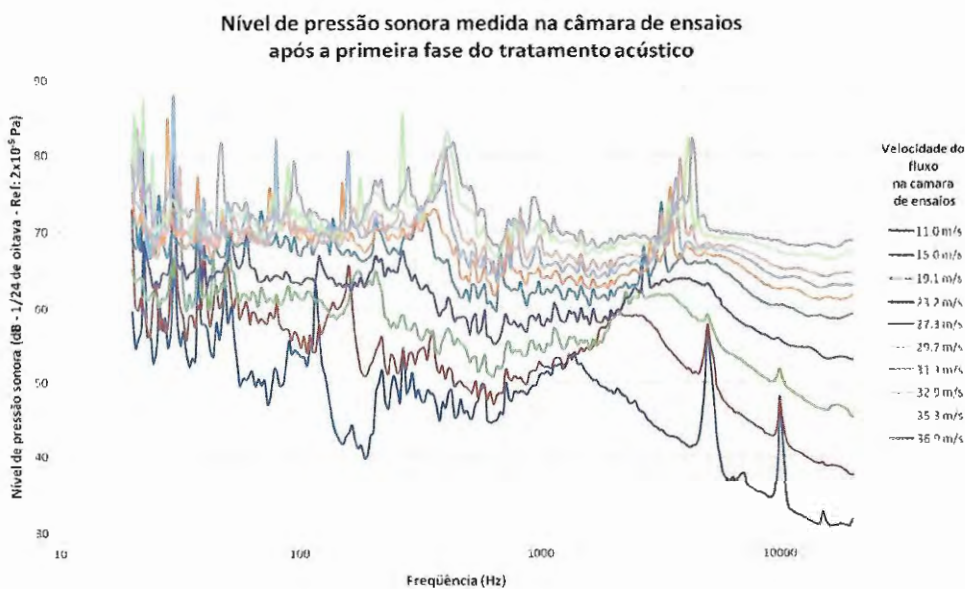


Figura 5.2: Nível de ruído após a primeira etapa do processo de adaptação do túnel.

Os resultados apresentados na Figura 5.2 serviram como guia para o início da segunda etapa, de melhorias acústicas do túnel de vento LAE-1.

5.1.3 Nível do ruído de fundo após a segunda fase do tratamento acústico

Como o objetivo de se avaliar a redução do nível de ruído do túnel de vento após a conclusão da segunda fase do tratamento acústico, cuja descrição é feita na seção 4.3.2, e assim decidir-se sobre a necessidade ou não de se implementar uma terceira fase de redução de ruído uma segunda etapa de tratamento acústico uma nova rodada de medição de ruído de fundo do túnel foi efetuada. Os resultados desta medição são mostrados na Figura 5.3.

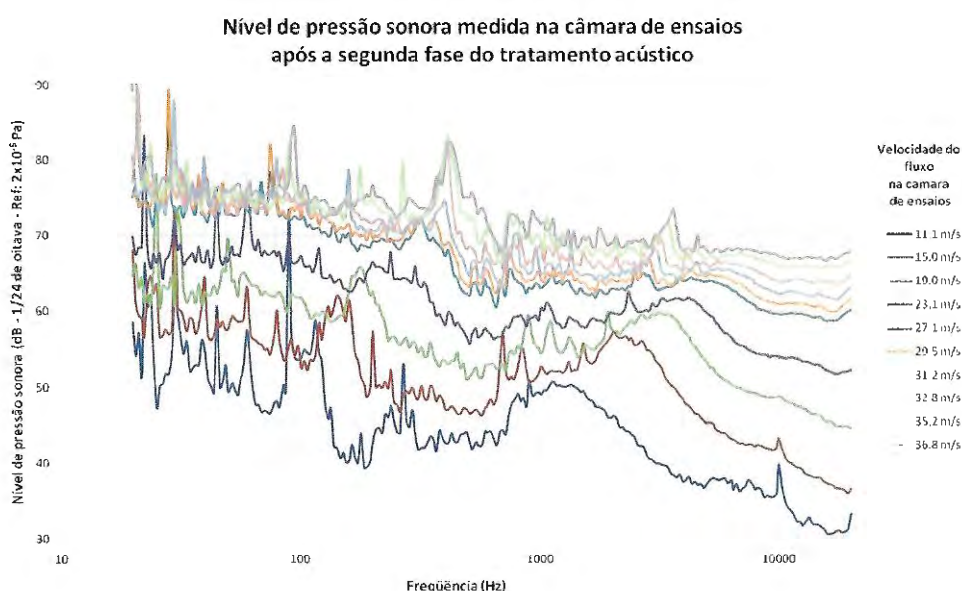


Figura 5.3: Nível de ruído após a segunda etapa do processo de adaptação do túnel.

Comparando-se os resultados do nível de ruído do túnel de vento LAE-1 demonstrados na Figura 5.3 com o nível do aerofólio que representa o experimento meta do presente trabalho de redução do ruído de fundo do túnel, conforme pode-se ver na Figura 5.4, obteve-se uma redução do ruído de fundo satisfatória para frequências abaixo de 1.5 kHz. Para a frequência de 2.5 kHz ainda faltaram 4 dB de redução de nível de ruído para atingir-se a meta desejada. Apesar do resultado insatisfatório para frequências maiores que 1.5 kHz decidiu-se, por concluir o tratamento acústico no túnel nesta fase e assim dar prosseguimento à próxima etapa do projeto, tomando a postura de verificar a necessidade de maiores reduções do nível de ruído caso os ensaios de *beamforming* sejam inviabilizados

devido à pobre relação sinal ruído para o aerofólio NACA-0012 bidimensional. Os resultados de *beamforming* mostrados na seção 8 indicam que a relação sinal ruído mostrou-se em nível suficiente para a correta identificação das fontes acústicas no aerofólio NACA-0012 bidimensional. Com base neste resultado, concluiu-se que a opção de parar o tratamento acústico no túnel nesta segunda fase foi uma decisão acertada, uma vez que não se gastou tempo nem recursos financeiros desnecessariamente.

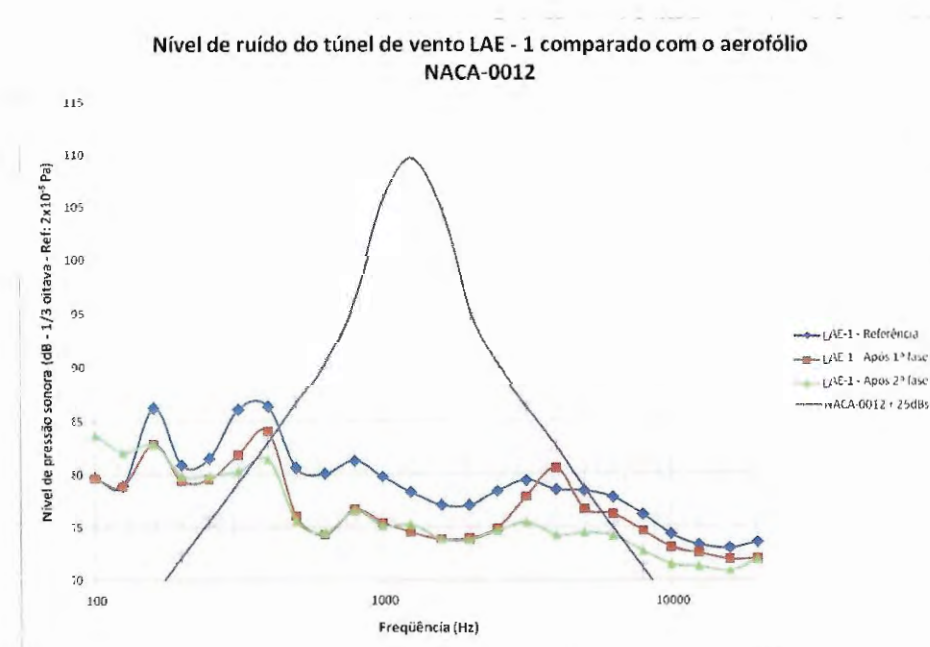


Figura 5.4: Comparação do nível de ruído meta para a redução do ruído de fundo do túnel com espectro acústico obtido após a conclusão da segunda fase do tratamento acústico.

Com o objetivo de mostrar a redução do nível de ruído do túnel de vento LAE-1 a Figura 5.5, apresenta a diferença entre o nível de ruído após a cada fase do tratamento acústico em relação ao túnel em configuração não adaptada.

Observado os resultados apresentados pela Figura 5.5, nota-se que a primeira fase do tratamento acústico foi efetiva na redução de até 3 dB na faixa de frequência que vai até 2 kHz, e, para frequências maiores que 2 kHz a redução foi de aproximadamente 1 dB. Já a segunda fase do tratamento acústico teve pouca influência na redução do nível de ruído em frequências de até 3 kHz e mostrando-se efetivo na redução do nível de ruído, em até 3 dB em relação ao nível original, para uma banda de frequências entre 3 kHz e 10 kHz.

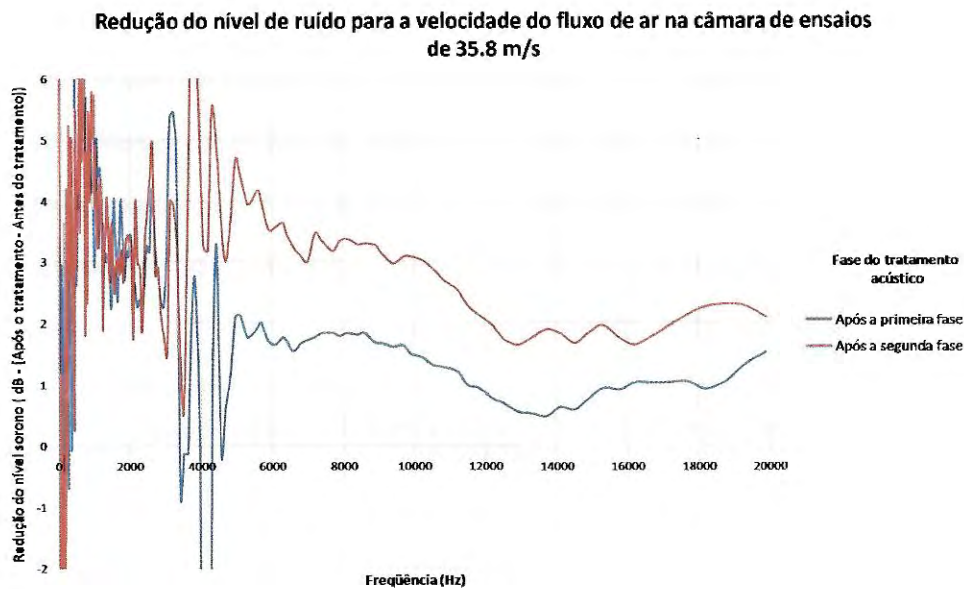


Figura 5.5: Redução no nível de ruído de fundo do túnel após cada fase do tratamento acústico para uma velocidade de fluxo de ar na câmara de ensaios de 35.8 m/s.

5.2 Caracterização do picos de ruído e ruído de banda larga presentes no espectro de frequências do túnel

Ruídos tonais e de banda larga são facilmente identificados numa análise espectral. Os tons e os ruídos de banda larga podem estar relacionados tanto a oscilações estruturais quanto ao desprendimento de vórtices gerados pelo fluido passando no entorno de alguma estrutura contida no interior do túnel. A presente seção apresenta um levantamento destes tons e ruídos de banda larga, apresentando uma investigação da possível causa destes sobressaltos no espectro de frequências. A importância desta pesquisa está no fato de que, ao se entender a causa raiz do aparecimento destes picos no espectro, é possível encontrar as fontes aerodinâmicas ou estruturais geradoras destes tons no espectro de frequência e, assim, melhorar as características tanto de ruído quanto de desempenho do túnel de vento.

Com o objetivo de esclarecer quais picos estão sendo tratados em cada subseção da presente seção, as Figuras 5.6, 5.7 e 5.8 reapresentam os espectros de ruído medidos na câmara de ensaios. Nestas figuras, os círculos pretos circundam os tons aqui chamados de

picos, cuja origem será discutida na subseção 5.2.1. Os círculos verdes circundam a região do espectro aqui chamada de ruído banda larga cuja origem será discutida na subseção 5.2.2, e os círculos vermelhos representam os tons gerados por ruído elétrico, discutidos na subseção 5.2.3.

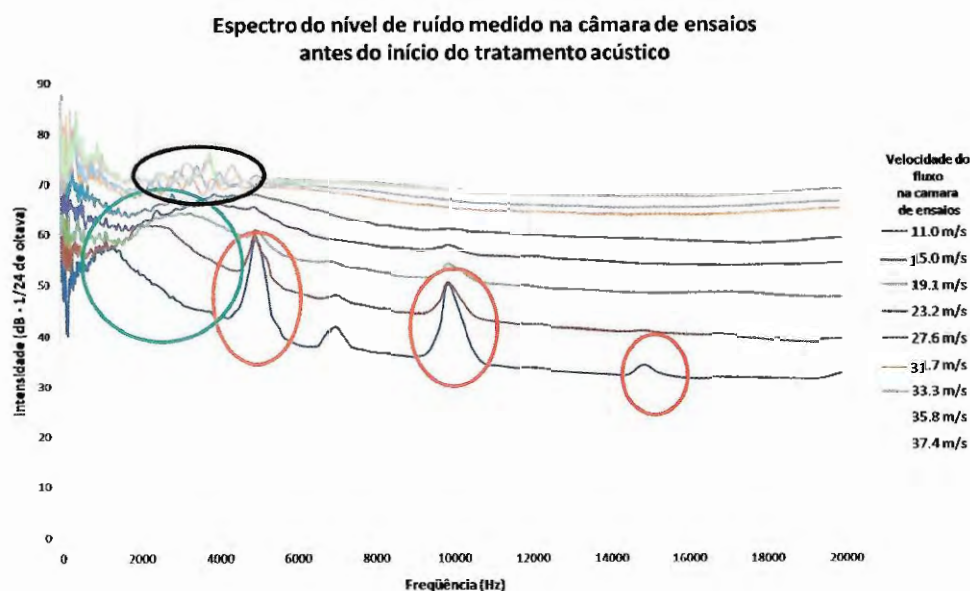


Figura 5.6: Espectro do nível do ruído do túnel de vento medido anterior ao tratamento acústico do túnel de vento LAE-1. O círculo preto engloba os tons de banda estreita, o círculo verde circunda o ruído de banda larga e o círculo vermelho representa os tons gerados por ruído elétrico.

5.2.1 Caracterização do ruído de banda estreita

A presente subseção trata dos tons circundados em preto nas Figuras 5.6, 5.7 e 5.8. Observando-se estas regiões primeiramente na Figura 5.6, nota-se que os picos mostrados no espectro não estão claramente visíveis. Com a redução do ruído de fundo do túnel de vento após a primeira e a segunda fase do tratamento acústico, estes picos tornam-se bastante evidentes, como pode ser visto nas Figuras 5.7 e 5.8.

Com o objetivo de investigar a origem destes tons, plotou-se a frequência central deste pico em função da velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios, com base em dados obtidos a partir dos espectros de ruído medidos após a primeira e a segunda fase do tratamento acústico. Assim a Figura 5.9 mostra a variação da frequência central deste

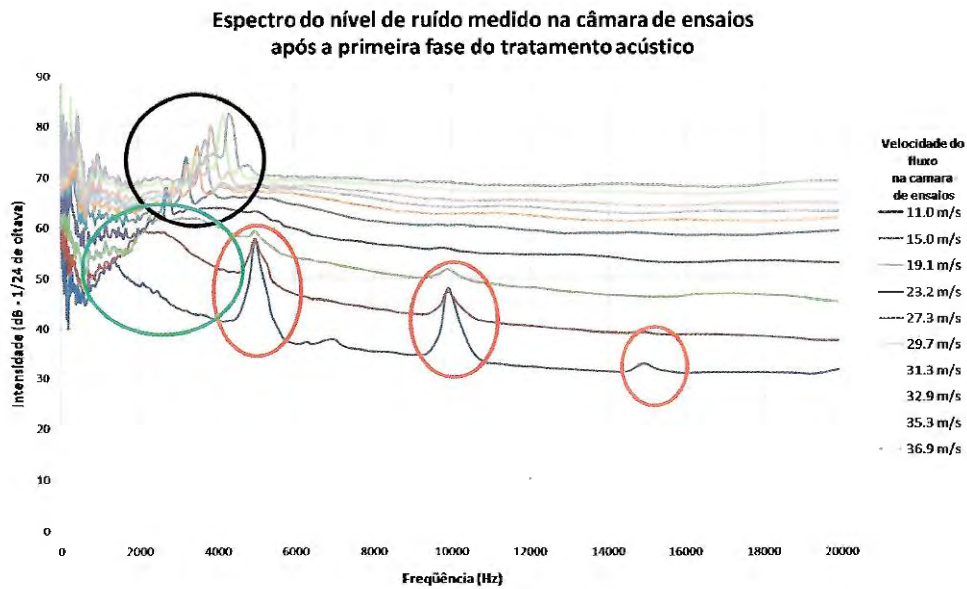


Figura 5.7: Espectro do nível do ruído do túnel de vento medido após a primeira fase do tratamento acústico do túnel de vento LAE-1. O círculo preto engloba os tons de banda estreita, o círculo verde circunda o ruído de banda larga o círculo vermelho representa os tons gerados por ruído elétrico.

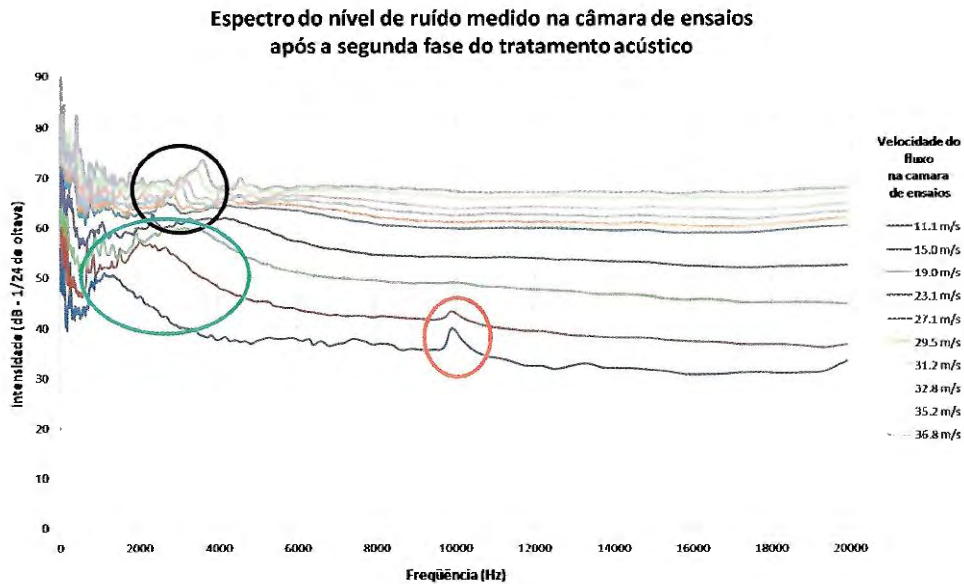


Figura 5.8: Espectro do nível do ruído do túnel de vento medido após a segunda fase do tratamento acústico do túnel de vento LAE-1. O círculo preto engloba os tons de banda estreita, o círculo verde circunda o ruído de banda larga o círculo vermelho representa os tons gerados por ruído elétrico.

pico em função da velocidade do escoamento.

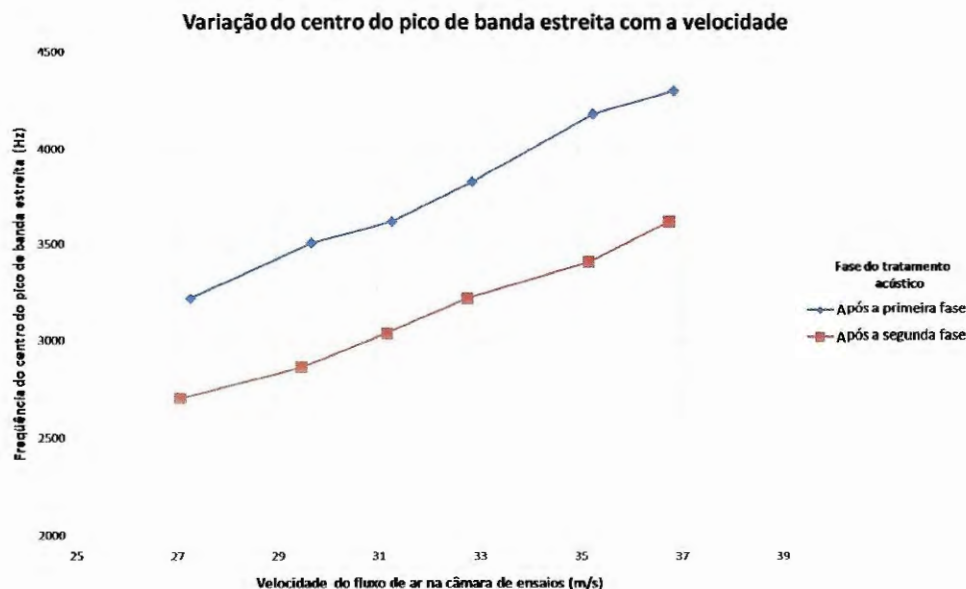


Figura 5.9: Variação da frequência central dos picos de banda estreita com a velocidade do fluxo da ar na câmara de ensaios.

Observando-se a Figura 5.9 nota-se, que tanto após a primeira fase quanto após a segunda fase do tratamento acústico a frequência central do pico cresce com a velocidade de forma praticamente linear, e com coeficiente angular similar para ambas as curvas. Supondo que os tons aqui estudados estejam relacionados a alguma interação fluido/estrutura que gere desprendimento de vórtices a jusante desta, calculou-se o número de Strouhal (definido pela relação $Sr = fD/V$, onde f é a frequência, V é a velocidade do escoamento e D é um comprimento característico) por unidade de comprimento, cujo resultado está plotado na Figura 5.10.

Observando-se os resultados apresentados na Figura 5.10. nota-se que o número de Strouhal por unidade de comprimento não variou em função da velocidade do escoamento do fluxo de ar na câmara de ensaios, sugerindo que este pico seja gerado por um fenômeno de desprendimento de vórtices. Imaginando-se que este desprendimento seja gerado por um cilindro, cujo número de Strouhal típico varia entre 0.15 e 0.25, conclui-se que estes picos seriam gerados por um cilindro com diâmetro variando entre aproximadamente 15 e 25 mm. Observando-se a intensidade destes picos, circundados em preto e mostrados na

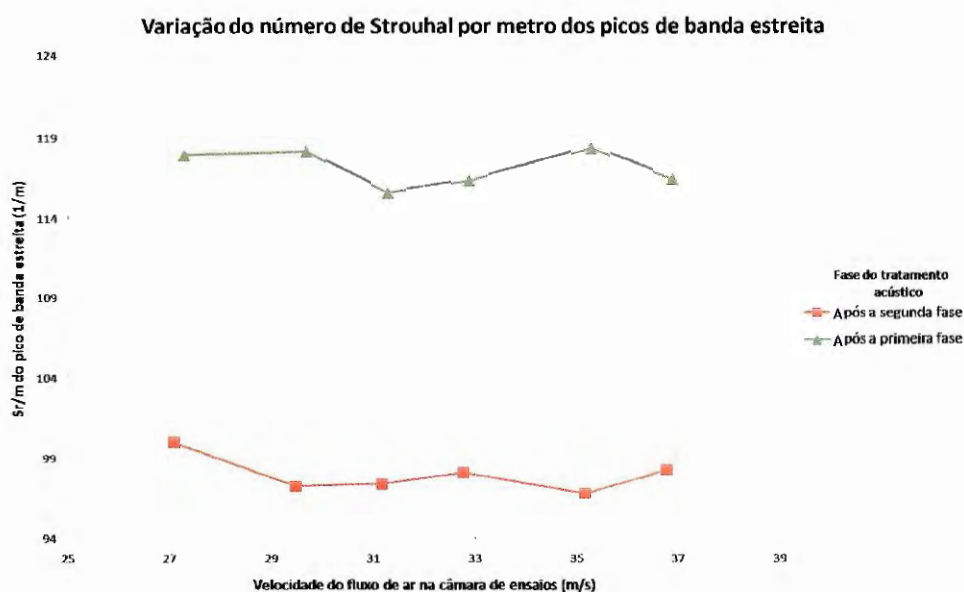


Figura 5.10: Variação do número de Strouhal dos picos de banda estreita com a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios.

Figura 5.7 e 5.8, nota-se que a intensidade deste pico decaiu após a instalação da segunda fase do tratamento acústico no túnel de vento LAE-1. O fato da intensidade do pico ser reduzida em função do tratamento acústico é um forte indicativo que as adaptações colocadas no túnel tiveram efeito atenuante sobre estes picos, o que leva a concluir que a origem do tom não está próxima à câmara de ensaio mais sim na região isolada pelo tratamento acústico instalado no túnel de vento LAE-1.

Devido ao fato destes picos estarem bastante atenuados e pouco sobressalentes em relação às suas vizinhanças do espectro nenhuma investigação mais aprofundada da suas origens, nem esforços para o seu tratamento foram implementados, uma vez que esperava-se que estes tons não interfeririam decisivamente degradando as qualidades das medidas de *beamforming*, tal fato foi verificado na seção 8, quando se mediu o ruído de bordo de fuga do aerofólio NACA-0012 2D, na faixa de frequência onde ocorre os tons discutidos na presente seção, em condições em que a relação sinal útil/ruído de fundo chega a ter uma diferença de 20 dB.

5.2.2 Caracterização do ruído de banda larga

A presente subseção apresenta uma discussão acerca da parte do espectro que foi chamada de ruído de banda larga. região circundada em verde nas Figuras 5.6, 5.7 e 5.8. Esta região do espectro apresenta um nível de ruído que cresce com a frequência até atingir um máximo a aproximadamente 2 kHz, depois decai novamente e, por esta característica de crescimento e decaimento conforme se aumenta a frequência, esta região do espectro foi estudada na presente discussão. A fim de avaliar o efeito da velocidade na variação de frequência deste pico, a Figura 5.11 mostra a variação do centro do pico de banda larga com a velocidade do fluxo de ar medido na câmara de ensaios.

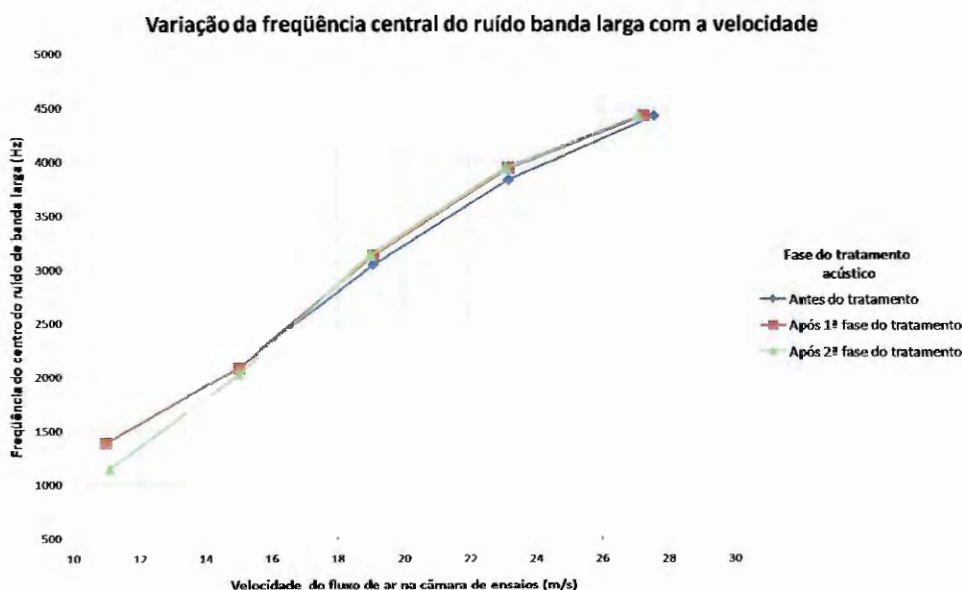


Figura 5.11: Variação da frequência central do ruído de banda larga com a velocidade.

Conforme mostra a Figura 5.11, o centro a frequência de centro do ruído de banda larga cresce com velocidade. Entretanto, o coeficiente angular desta curva decrescente conforme se aumenta a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios. Com o objetivo de se verificar a relação entre frequência e velocidade para o centro do ruído de banda larga, discutido na presente seção, a Figura 5.12 mostra a variação do número de Strouhal por metro (definido como $Sr/m = f/V$) com a velocidade do fluxo de ar medido na câmara de ensaios para o ruído de banda larga, onde Sr é o número de Strouhal. f é a frequência

e V é a velocidade.

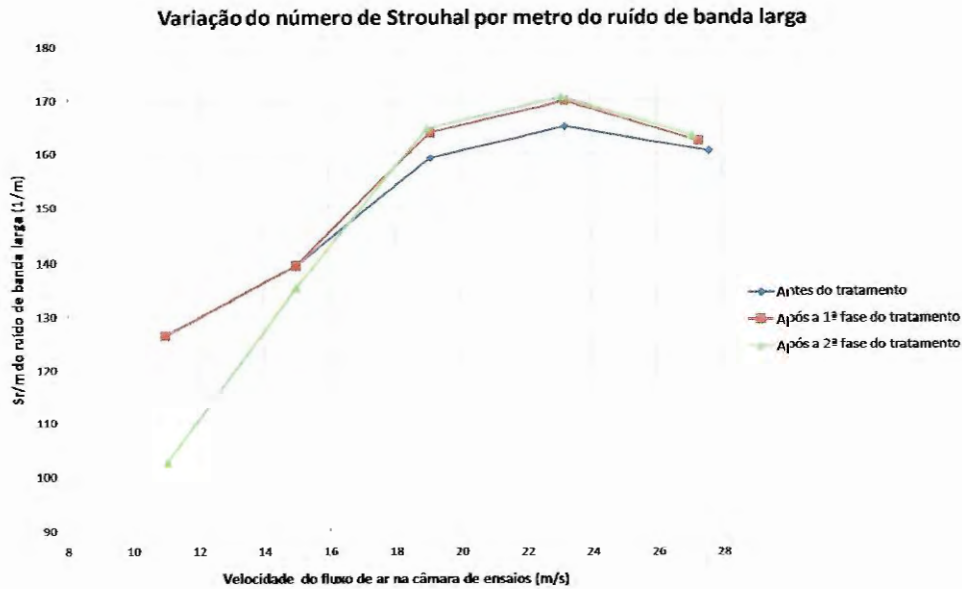


Figura 5.12: Variação do número de Strouhal por metro com a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios para o ruído de banda larga.

Observando-se os resultados apresentados na Figura 5.12, nota-se que o número de Strouhal por metro cresce com a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios até atingir um patamar quando a velocidade fluxo chega a 19.0 m/s. Em velocidades maiores que esta, o número de Strouhal por metro deixa de crescer, mantendo-se praticamente constante. Em seus estudos, com o objetivo de aplicar tratamento acústicos aos túneis de vento da NASA, (SODERMAN, 1988) encontrou um comportamento semelhante ao aqui descrito. Utilizando a equação de escalonamento do ruído em função de suas características geométricas e de fluxo de ar, proposto por (SODERMAN, 1988) - que será melhor discutida na seção 5.3 - plotou-se o espectro do nível de ruído do ventilador predito e a variação do número de Strouhal por metro, cujos resultados são mostrados nas figuras da esquerda e direita, respectivamente, da Figura 5.13.

Com base nos resultados apresentados na Figura 5.13, nota-se também que o número de Strouhal por metro calculado a partir da equação de (SODERMAN, 1988) para predição do nível de ruído do ventilador de um túnel de vento também cresce com a velocidade do fluxo de ar até esta atingir aproximadamente 19 m/s, mantendo-se constante a partir

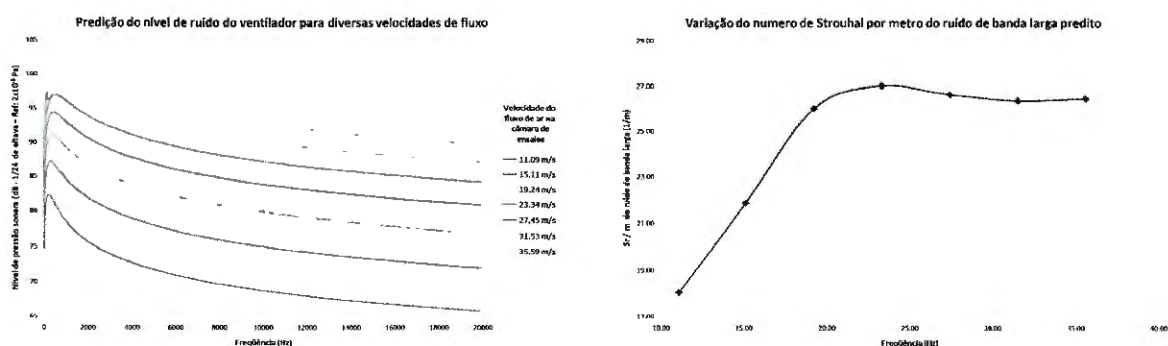


Figura 5.13: Espectro do nível de ruído gerado pelo ventilador predito por (SODERMAN, 1988) (esquerda) e número de Strouhal por metro do máximo do ruído de banda larga encontrado a partir da predição (direita).

de então. Conforme mostrado na Figura 5.14, o nível de ruído do ventilador LAE-1 é muito menor que o nível de ruído predito a partir das equações de (SODERMAN, 1988) e também não há uma concordância na posição do máximo de ruído de banda larga quando se compara o resultado predito com o medido. Entretanto, conforme pode-se notar, o mecanismo de crescimento do número de Strouhal por metro em função da velocidade mantém-se válido.

5.2.3 Caracterização dos picos de origem elétrica

A última etapa de análise da presente seção é o pico caracterizado como de origem elétrica, apresentado em vermelho nas Figuras 5.6, 5.7 e 5.8. Observou-se, antes da primeira fase do tratamento acústico e após a conclusão da primeira fase do tratamento um pico bastante intenso e notável principalmente em baixas velocidades de fluxo de ar na câmara de ensaios.

Conforme mostrado no capítulo 4 havia-se atribuído a origem deste ruído ao funcionamento do motor elétrico. Por este motivo, tratou-se o *spinner* e a carenagem do motor de modo a obter-se ao final deste processo um resultado pouco significativo na redução do nível de ruído do pico.

Após investigações mais aprofundadas sobre o funcionamento do inversor que controla a rotação do motor, descobriu-se a existência de uma onda portadora do sinal de controle

do inversor, que gera uma excitação na bobina elétrica do motor e esta excitação, por sua vez, gera ruído. A frequência desta onda portadora pode ser alterada através do parâmetro 54 do controle do inversor, sendo seus possíveis valores 2.5, 5, 8 e 10 kHz. Baseado na faixa de frequência de interesse dos experimentos que fazem parte do escopo do presente trabalho estar contidos na faixa entre 1 kHz e 5 kHz decidiu-se por colocar a frequência da portadora com o valor de 10 kHz, uma vez que altas frequências também são atenuadas com maior eficiência ao longo de sua propagação.

5.3 O escalonamento do nível de ruído em relação à rotação do ventilador

No desenvolvimento dos túneis de vento acústicos da NASA, (SODERMAN, 1988) desenvolveu equações semi-empíricas para relacionar o nível de ruído do túnel medido na câmara de ensaios com parâmetros geométricos do túnel. Uma das relações interessantes desenvolvidas por ele é a predição do nível de ruído de um ventilador de túnel de vento em função de suas características geométricas e operacionais. A apresentação deste equacionamento e discussão é mostrado na subseção 5.3.1. Outra relação importante mostrada por (SODERMAN, 1988) é um equacionamento que demonstra como correlacionar o nível de ruído do túnel de vento com a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios do túnel. Esta relação é mostrada e suas aplicações ao caso do túnel de vento LAE-1 são discutidas na subseção 5.3.2.

5.3.1 O escalonamento do ruído gerado pelo ventilador em relação a sua geometria

Uma relação interessante desenvolvida por (SODERMAN, 1988) foi uma equação capaz de escalonar o ruído gerado pelo ventilador dos túneis de vento da NASA da época em função de parâmetros como por exemplo diâmetro das pás do ventilador, ângulo de pá a 3/4 do diâmetro e assim por diante. Esta relação é dada pela Equação 5.1:

$$L_w(f) = -58.2 - 10\log_{10} \left[1 + (4.4x)^2 \right] + 10\log_{10}f + 40\log_{10}N + \\ + 70\log_{10}D_t + 10\log_{10}Q + 10\log_{10}F_n + 0.3\beta, \quad (5.1)$$

onde $x = Qf/N$, $Q = 1 - (D_H/D_t)$ e D_H = diâmetro do *hub* do ventilador, e D_t é o diâmetro da ponta de pá do ventilador. f é a frequência central de um terço de banda de oitava, N é a rotação do ventilador em RPM, F_n é o número de pás do ventilador e β é o ângulo de pá a 75 % da corda.

Para verificar-se se esta relação é aplicável ao túnel de vento LAE-1 uma medição do ruído do ventilador foi feita nas mesmas condições em que foram feitas as medidas do experimento descrito por (SODERMAN, 1988). A Figura 5.14 mostra o nível de ruído de ruído que um ventilador com as dimensões daquele instalado no túnel de vento LAE-1 teria caso seguisse o modelo de (SODERMAN, 1988), comparado com o nível de ruído do túnel de vento LAE-1.

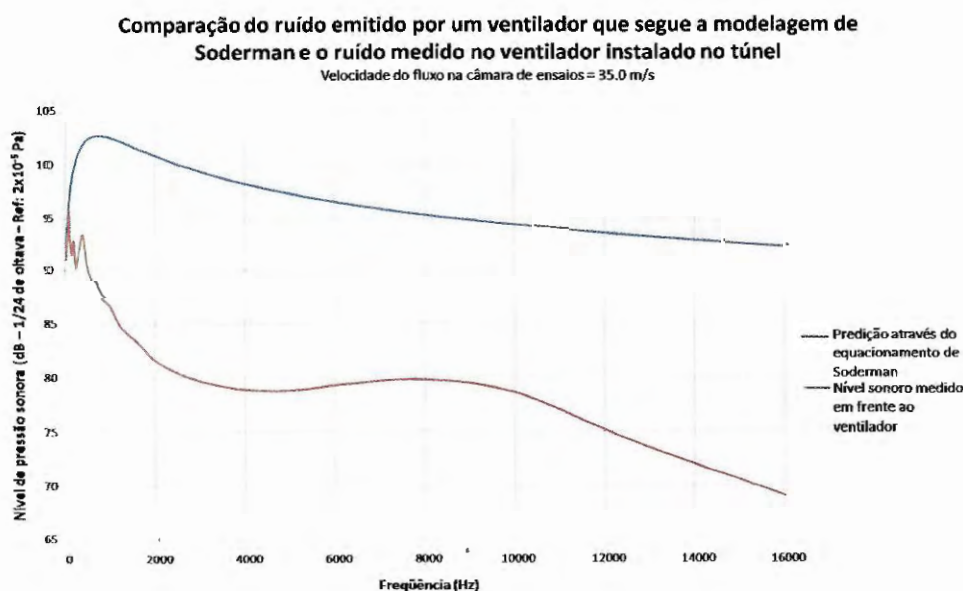


Figura 5.14: Comparação do nível de ruído gerado por um ventilador com as mesmas características geométricas do túnel de vento LAE-1 com os níveis de ruído medidos com um microfone colocado em frente ao ventilador, em condições análogas aos experimentos de (SODERMAN, 1988).

Observando-se os resultados apresentados pela Figura 5.14 nota-se que o ventilador do túnel de vento LAE-1 gera aproximadamente 20 dB a menos de ruído que um ventilador que seguisse o modelo acústico de (SODERMAN, 1988). Tal fato pode ser explicado, primeiramente, pelo fato do túnel de vento LAE-1 ser muito mais recente que os túneis de vento da NASA, sendo construído com tecnologias mais modernas e pelo fato de que no momento de seu projeto existiam teorias de projeto aerodinâmico de hélices e pás de ventilador muito mais consolidadas que as teorias existentes na década de 50, época em que foram construídos a maioria dos túneis de vento da NASA.

O resultado mostrado pela Figura 5.14 também explica a maior dificuldade em se reduzir o nível de ruído do túnel de vento LAE-1. Uma vez que, no caso dos túneis da NASA a maior fonte de ruído é o ventilador pouco tratamento acústico na região próxima ao ventilador tende a gerar uma significativa redução do nível de ruído do túnel de vento, medido na câmara de ensaios. E uma vez que como no caso do túnel de vento LAE-1 o nível de ruído do ventilador é menor, esta fonte de ruído tem potência mais próxima de outras fontes, mostrando que, num primeiro momento, vale a pena atacar o ruído gerado pelo ventilador e, num segundo momento, deve-se procurar por outras fontes de ruído ao longo do circuito do túnel.

5.3.2 O escalonamento na câmara de ensaios em função da rotação do ventilador

Uma segunda relação interessante desenvolvida por (SODERMAN, 1988), que se demonstrou aplicável ao túnel de vento LAE-1 é uma formulação que relaciona o nível de ruído do túnel com a velocidade de rotação do ventilador. Esta simples relação é dada pela Equação 5.2:

$$\Delta dB = 10 \log \left(\frac{N_2}{N_1} \right)^n, \quad (5.2)$$

onde o ΔdB é o acréscimo/diminuição do nível de ruído com a rotação, N_1 é a rotação do ventilador onde se tem a referência do nível de ruído e N_2 é a rotação do ventilador à qual

se deseja prever o nível de ruído.

Segundo (SODERMAN, 1988), um expoente n variando entre 5 e 6 é comumente relacionado a fontes do tipo dipolo nas pás do ventilador, sendo que ele adotou o expoente $n = 5.2$ como sendo o mais representativo para os túneis de vento da NASA por ele estudados. No presente trabalho testaram-se expoentes que variaram entre 5 e 8 num processo similar ao feito por (SODERMAN, 1988). O resultado obtido foi que o coeficiente 7 seria o coeficiente que melhor escalonava os gráficos. Este coeficiente não está ligado a fontes do tipo dipolo, cujo expoente seria 6, ou fontes do tipo quadrupolo, cujo expoente seria 8. Uma explicação plausível para o seguinte expoente seria o fato de o túnel possuir em semelhante nível de importância, tanto fontes acústicas do tipo dipolo ligadas à interação fluido/estrutura do ventilador e fontes do tipo quadrupolo relacionadas à turbulência.

A Figura 5.15 mostra o espectro de ruído escalonado através da relação dada pela Equação 5.2. Os dados aqui escalonados são baseados nas medidas de ruído com o túnel de vento em configuração anterior ao início do processo de adaptação, onde a referência adotada para o escalonamento foi o espectro de ruído medido com o fluxo de ar na câmara de ensaios a 11.0 m/s.

Observando-se os resultados mostrados na Figura 5.15, nota-se que, assim como demonstrado por (SODERMAN, 1988), o escalonamento do nível de ruído não é válido para baixas velocidades, quando o túnel ainda está muito distante da sua faixa de operação de projeto (50 m/s). Considerando-se que, para validar a predição feita com base na metodologia mostrada por (SODERMAN, 1988) seja aceitável uma diferença máxima nos espectros de 3 dB, pode-se considerar que este escalonamento é válido a partir de velocidades do fluxo de ar na câmara de ensaio maiores que 27.0 m/s.

Para melhor visualização deste resultado, a Figura 5.16 mostra os espectros de ruído escalonados com o eixo vertical adaptado de forma mais favorável à visualização dos dados.

O mesmo procedimento de escalonamento de ruído descrito anteriormente foi aplicado aos dados de ruído medidos após a conclusão da primeira fase do tratamento acústico. Conforme se pode ver na Figura 5.17 o escalonamento continua válido para velocidades

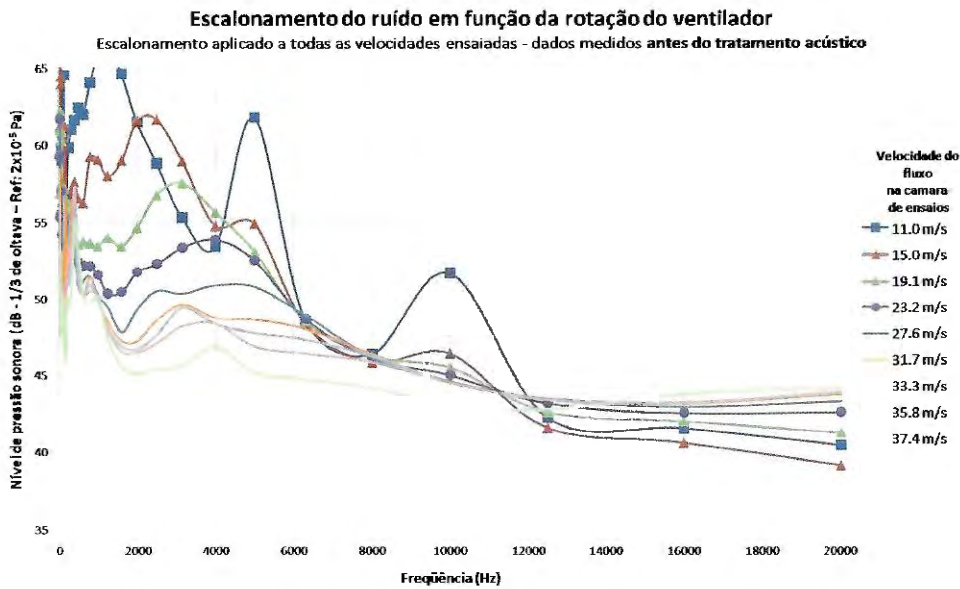


Figura 5.15: Comparativo do escalonamento do nível de ruído do túnel de vento LAE-1, onde a referência foi o espectro a 11.0 m/s, baseado em dados medidos com o túnel em configuração anterior ao processo de adaptação.

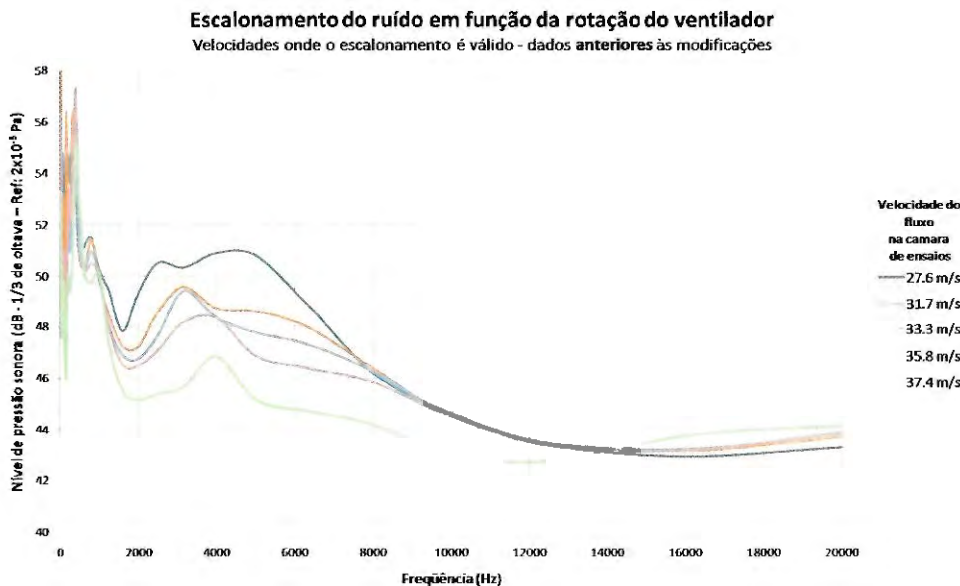


Figura 5.16: Comparativo do escalonamento do nível de ruído do túnel de vento LAE-1. Reapresentação dos dados mostrados na Figura 5.15, agora com o eixo vertical mais favorável à visualização dos dados na região onde o escalonamento é válido.

de fluxo de ar na câmara de ensaios maiores que 27.0 m/s.

A Figura 5.18 mostra o espectro de ruído escalonado numa escala com o eixo verti-

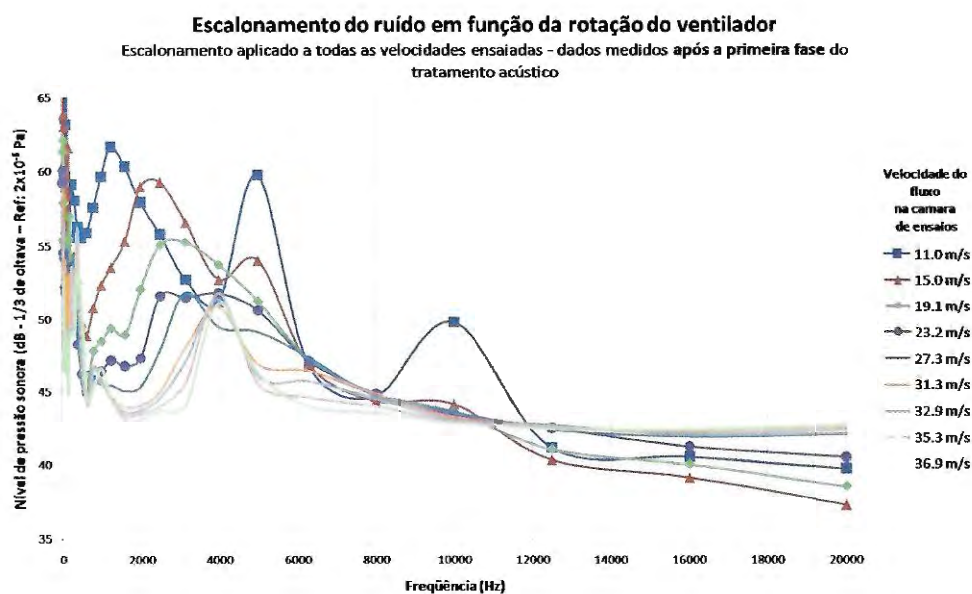


Figura 5.17: Comparativo do escalonamento do nível de ruído do túnel de vento LAE-1, onde a referência foi o espectro a 11.0 m/s, baseado em dados medidos com o túnel em configuração após a primeira fase do processo de redução do nível de ruído.

cal mais vantajosa à visualização do escalonamento para a faixa de velocidades onde o escalonamento é válido.

Comparando-se os resultados mostrados na Figura 5.18 com os apresentados na Figura 5.16 nota-se que a dispersão dos dados escalonados após a primeira fase do tratamento acústico do túnel é menor que a dispersão dos dados escalonados com base no espectro de ruído anterior à adaptação no túnel. Este resultado, que se mostrará ainda mais intenso nos gráficos escalonados com base em dados medidos após a segunda fase do tratamento acústico, indica que o tratamento foi eficaz principalmente na eliminação de fontes de ruído ao ventilador.

Finalmente a Figura 5.19 mostra o espectro de ruído escalonado de acordo com a formulação da Equação 5.2. Neste gráfico verifica-se novamente que o escalonamento do espectro de ruído só é válido para velocidades acima de 27.0 m/s. E a Figura 5.20 mostra o espectro de escalonamento com um eixo vertical numa escala mais favorável.

Comparando-se os resultados da Figura 5.20, com as Figura 5.18 e Figura 5.16 nota-se que a dispersão dos espectros de ruído escalonados caem conforme o nível de ruído de

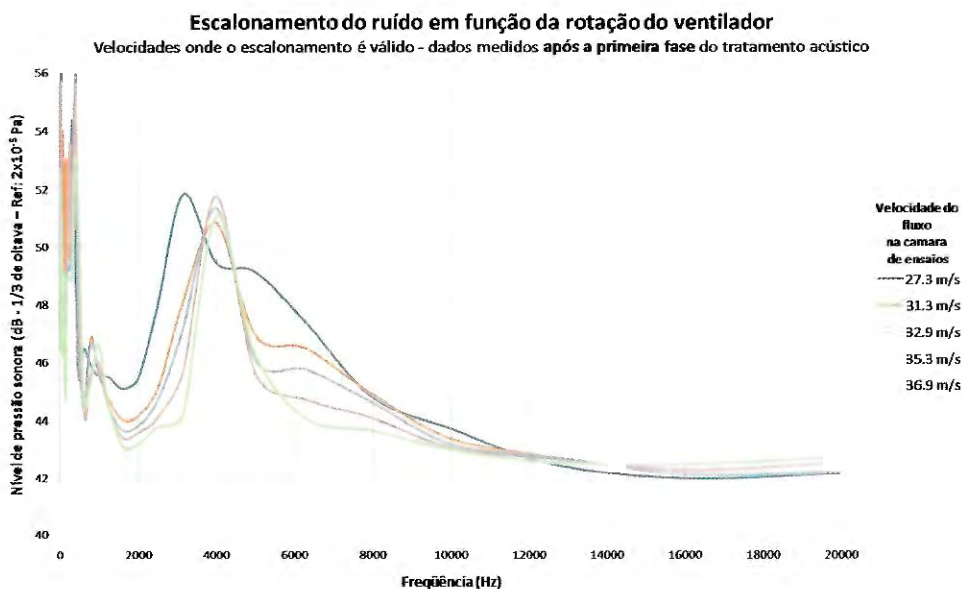


Figura 5.18: Comparativo do escalonamento do nível de ruído do túnel de vento LAE-1. Reapresentação dos dados mostrados na Figura 5.17, agora com o eixo vertical mais favorável à visualização dos dados na região onde o escalonamento é válido.

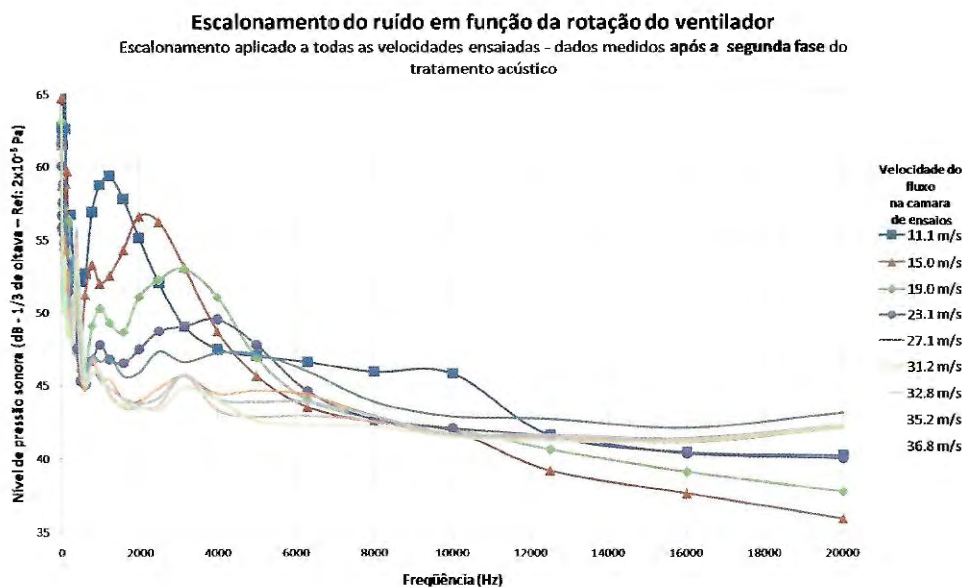


Figura 5.19: Espectros de ruído do túnel para todas as velocidades ensaiadas após a aplicação do escalonamento acústico no espectro de ruído medido após a conclusão da segunda fase do tratamento acústico no túnel de vento.

fundo do túnel diminui com o avanço dos tratamentos acústicos. Este é um forte indicativo que mostra que apesar do fato do ventilador do túnel de vento LAE-1 ser de baixo ruído

ele ainda é a principal fonte de ruído no túnel, principalmente em maiores velocidades de fluxo de ar (o que implica em maiores velocidades de rotação do ventilador e maior ruído por ele gerado).

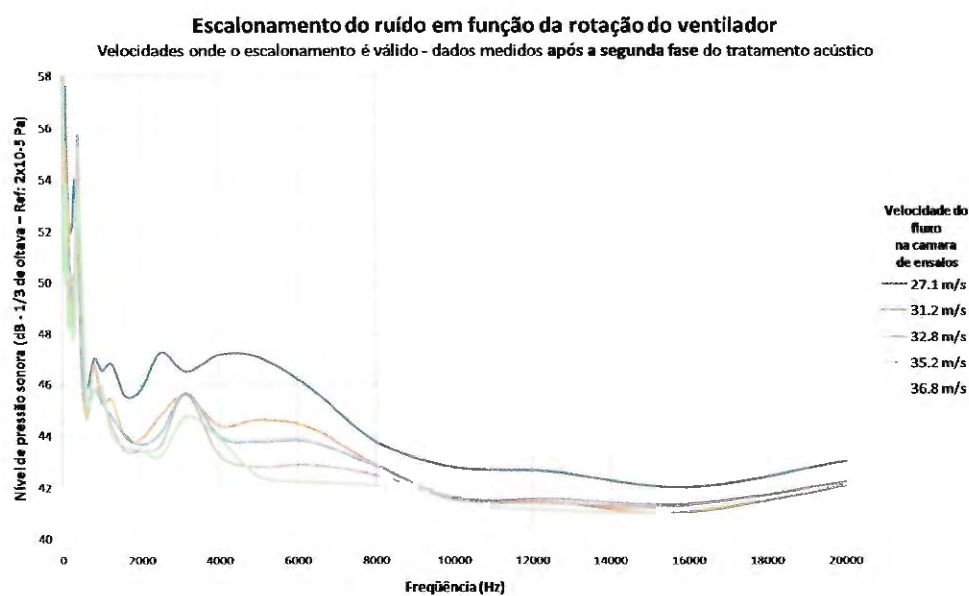


Figura 5.20: Espectros de ruído do túnel para todas as velocidades ensaiadas após a aplicação do escalonamento acústico no espectro de ruído medido após a conclusão da segunda fase do tratamento acústico no túnel de vento.

Uma dúvida que pode surgir em relação a esta análise é se o ruído é realmente escalonado com a frequência de rotação do ventilador ou com a velocidade do fluxo na câmara de ensaios. Observando-se a relação entre a frequência de rotação do ventilador apresentada na Figura 5.21, nota-se que a velocidade do fluxo na câmara de ensaios cresce linearmente com a rotação do ventilador. Já (SODERMAN, 1990), na continuação de seus estudos, possuía um túnel de vento em que a velocidade do fluxo de ar poderia chegar até 100 m/s e, para altas velocidades (acima de 60 m/s), a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios deixava de variar linearmente com a rotação do ventilador. Desta forma, ele mostra que o nível de ruído do túnel escala realmente com a rotação do ventilador e não com a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios.

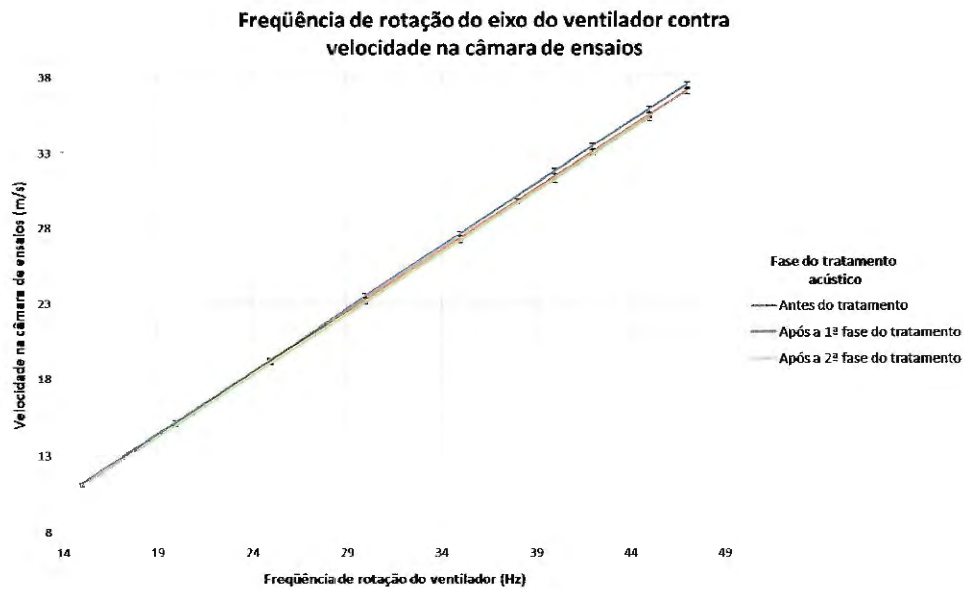


Figura 5.21: Variação da velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios em função da rotação do ventilador. Dados medidos antes do início do tratamento acústico, após a primeira e após a segunda fase do tratamento acústico.

5.4 Efeitos do tratamento acústico na velocidade do túnel

Uma consideração que deve ser feita quando se reduz o nível de ruído de um túnel de vento existente, através da inserção de tratamentos acústicos em seu interior, é o efeito destas adaptações na velocidade do túnel. As alterações implementadas pelo presente trabalho no túnel de vento LAE-1 implicaram na adição de espumas nas paredes do túnel (nas seções de retorno e chegada) e um abafador acústico no interior da seção de retorno, o que teve por consequência uma redução na área da seção transversal de algumas regiões do túnel. Com o objetivo de se ter conhecimento do efeito destas melhorias acústicas na velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios decidiu-se, por calcular o efeito da redução das seções transversais na velocidade do túnel em cada etapa do tratamento acústico, seguindo uma metodologia de apresentada por (CATALANO, 2003). E, com o objetivo de verificar-se o efeito do tratamento acústico na velocidade do fluxo de ar após cada fase do tratamento colocou-se, o túnel em funcionamento numa condição em que sempre era entregue a mesma potência elétrica para o motor que gira ventilador. Nessas

condições, mediu-se a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios. Os resultados destas duas abordagens são apresentados nas duas subseções seguintes.

5.4.1 O cálculo do efeito das adaptações na velocidade do túnel

Anteriormente ao processo de adaptação do túnel, construiu-se uma planilha de cálculo das perdas de pressão seguindo a metodologia apresentada por (CATALANO, 2003), comparando-se os resultados calculados os apresentados em sua dissertação de livre docência. Após verificação, concluiu-se a planilha estava livre de erros de programação.

A perda de pressão em cada seção K , que pode ser calculada através de relações demonstrada em (CATALANO, 2003), deve ser trazida para a seção de ensaios. Através da Equação 5.3 faz-se esta transposição, onde os coeficientes de índice 0 referem-se a condições na câmara de ensaios e os coeficientes sem índice referem se às condições na seção em análise. O K é o coeficiente de perda pressão em cada seção, M é o número de Mach do fluxo de ar e γ é a razão dos calores do ar. A Figura 5.22 mostra a perda de pressão calculada em cada seção do túnel de vento antes do tratamento acústico, após a primeira fase do tratamento acústico e após a primeira e a segunda fase do tratamento:

$$K_0 = \left[\frac{A_0 M}{A M_0} \sqrt{\frac{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)}{1 + \left(\frac{\gamma-1}{2} M^2\right)}} \right] \quad (5.3)$$

A Tabela 5.1 mostra a área da seção transversal e a velocidade calculada para cada seção do túnel.

Observando-se a Figura 5.22, nota-se que as maiores perdas de carga ocorrem tanto na seção de ensaios do túnel quanto no primeiro difusor. Confrontando-se este resultado com mostrado pela Tabela 5.1, nota-se que as maiores velocidades do túnel são encontradas, respectivamente, na câmara de ensaios e no primeiro difusor. Outro grande responsável por perdas aerodinâmicas são as guias de curva e as telas.

Com o túnel na configuração anterior às adaptações, as seções de retorno e chegada contribuem respectivamente com 7.39% e 1.68% da perda de carga total do túnel. Após

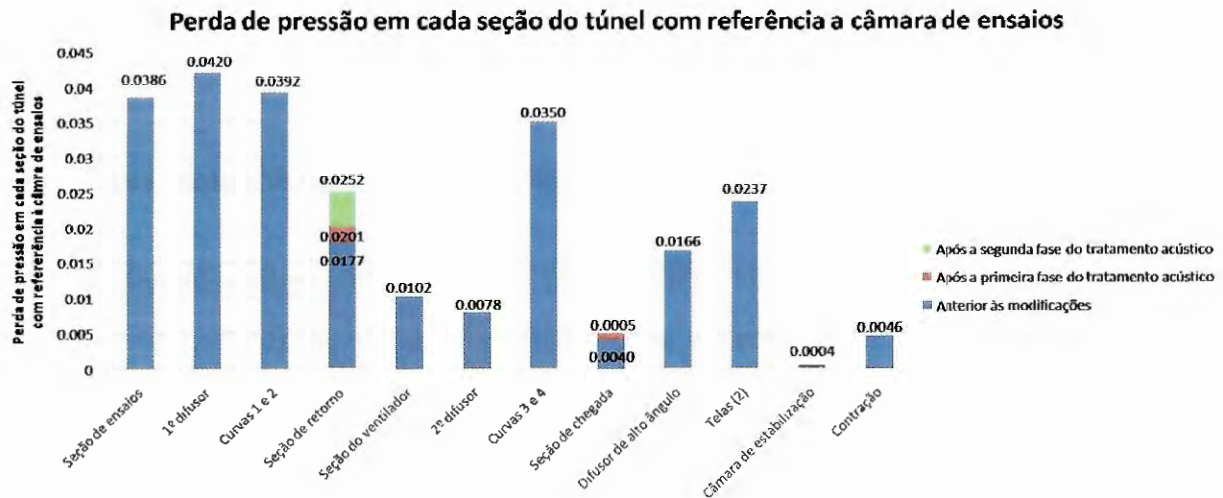


Figura 5.22: Sumário dos resultados de perda de pressão ao longo de cada seção do túnel.

Tabela 5.1: Área e perda de pressão das seções do túnel.

Seção	Área (m ²)	Velocidade (m/s)
Seção de ensaios	2.15	50.00
1º difusor	2.35	27.56
Curvas 1 e 2	3.90	27.56
Seção de retorno	3.90	27.56
Seção do ventilador	4.50	23.88
2º difusor	3.90	27.56
Curvas 3 e 4	7.87	13.65
Difusor de alto ângulo	7.87	13.65
Telas (2 telas)	17.22	6.24
Câmara de estabilização	17.22	6.24
Contração	17.22	50.00

a primeira fase da adaptação do túnel, estas contribuições passaram, na ordem, para 8.26 % e 2.07 %, resultando num aumento da perda de pressão total do túnel de 1.40 %. Após a segunda fase do tratamento acústico (que consistiu na instalação do abafador acústico na seção de retorno), a perda de pressão desta seção passou a representar 10.16 %, ou seja, um aumento de 3.54 % na perda de pressão total do túnel de vento.

De posse do coeficiente de perda de pressão total do túnel trazido para a câmara de ensaios, através da relação dada pela Equação 5.4 calcula-se a velocidade do túnel para uma dada potência ou vice-versa.

$$P_{neces.} = \frac{(\sum_{i=1}^n K_{0i}) \rho_0 A_0 V_0^3}{2}. \quad (5.4)$$

Considerando o coeficiente de perda de pressão total do túnel calculado para o túnel na configuração anterior às adaptações, na condição em que a velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios é de 50 m/s, e usando-se as mesmas hipóteses adotada por (CATALANO, 2003), de eficiência do sistema elétrico igual a 80%, é necessária uma potência de 88.6 kW (o equivalente a 112 HP) para manter o fluxo de ar na velocidade desejada.

Agora, mantendo-se esta mesma potência e recalculando-se a velocidade do túnel de acordo com a Equação 5.4, após a primeira fase de adaptações no túnel chega-se a uma velocidade máxima de 49.76 m/s na câmara de ensaios (uma redução de 0.46% na velocidade). Já após a segunda fase da adaptação, com a mesma potência entregue ao ventilador, consegue-se uma velocidade máxima de 49.42 m/s, consistindo numa redução na velocidade na câmara de ensaios de 1.16%.

Optou-se por demonstrar, no presente texto, as relações para uma velocidade de fluxo de 50 m/s, com o objetivo de seguirem-se as condições de funcionamento do túnel de vento idealizadas durante seu projeto. Entretanto, por questões de segurança e de prolongamento de vida útil do túnel de vento, limita-se a velocidade máxima de rotação do ventilador em 47 Hz, o que resulta numa velocidade de fluxo máxima de aproximadamente 37 m/s. Assim, tais cálculos de perda de carga foram repetidos para uma velocidade de fluxo na câmara de ensaios de 37 m/s, resultando numa potência necessária de 35.9 kW (o equivalente a 45.7 HP) para manter o fluxo de ar nesta velocidade na câmara de ensaios com o túnel na configuração anterior às adaptações. Com esta potência, após a primeira fase de adaptações a velocidade máxima do túnel atinge 36.8 m/s (consistindo numa redução de 0.46%, igualmente ao caso anterior) e após a segunda fase de adaptações do túnel, a velocidade máxima do fluxo atinge 36.57 m/s (da mesma maneira que o caso anterior perde-se 1.16% de velocidade do fluxo).

5.4.2 Medições experimentais do efeito das adaptações na velocidade do túnel

Com o objetivo de demonstrar o efeito das adaptações acústicas na velocidade do fluxo de ar no túnel de vento, mediu-se a velocidade do escoamento em condições atmosféricas tão semelhantes quanto possíveis. As condições de referência para as medições em cada etapa da adaptação do túnel de vento são apresentadas na Tabela 5.2.

Tabela 5.2: *Condições atmosféricas nas medições de velocidade do túnel. Onde a Medição 1 representa a medição de velocidade executada anteriormente ao início do processo de adaptação do túnel, a Medição 2 representa a medição após a primeira fase do tratamento acústico e a Medição 3 representa a tomada de velocidade após a segunda fase do tratamento acústico.*

Condições atmosféricas	Medição 1	Medição 2	Medição 3
Temperatura do ar na câmara de ensaios °C	21.0	22.0	22.8
Pressão atmosférica (mmHg)	691.0	692.0	689.0
Densidade do ar (Kg/m^3)	1.09	1.09	1.08
Humidade relativa do ar (%)	67.0	68.0	71.0

Nestas condições, foram tomadas as velocidades do fluxo de ar na câmara de ensaios, cujos resultados foram apresentados na Figura 5.21. Observando-se os resultados apresentados pela Figura 5.21 nota-se que primeiramente, as velocidades do túnel variaram durante as etapas do tratamento acústico além da faixa de confiança do sistema de medida da velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios, indicando que realmente houve uma redução de velocidade no túnel. Comparando-se os valores das velocidades medidas após cada fase do tratamento acústico com as velocidades medidas anteriormente ao início do processo de redução de ruído, nota-se uma redução de 1.09% da velocidade do fluxo de ar na câmara de ensaios após a primeira etapa do tratamento acústico, e uma redução de 1.66% da velocidade do fluxo de ar com o túnel em configuração após a segunda fase do tratamento acústico.

Estes resultados apresentaram-se maiores que os previstos na seção anterior. Tal fato pode ser explicado, primeiramente, por não ser possível validar os resultados calculados com os valores de potência elétrica consumida no motor elétrico do túnel, tornando os dados de coeficiente de perda de pressão imprecisos. Executar-se uma medida da potência

elétrica consumida no motor é uma sugestão do presente trabalho a trabalhos futuros, uma vez que, no presente, trabalho esta medida foi deixada de lado uma vez que para executá-la era necessário instrumentar-se o motor para aquisição precisa de corrente e tensão elétrica, tal experimento geraria custos e atrasos aos ensaios relacionados ao projeto “Aeronave Silenciosa” (projeto ao qual o presente mestrado está vinculado) de vento e, por isso, foi deixado de lado no momento.

Características construtivas e de desempenho da antena de beamforming instalada no túnel de vento LAE-1

O presente capítulo tem como objetivo apresentar as características da antena de *beamforming* utilizada nos ensaios discutidos nos capítulos 7, 8 e Apêndice A.

A seção 6.2 apresenta a resposta simulada da antena a uma fonte tonal em várias frequências definidas e o tamanho do lóbulo de -3 dB. A seção 6.3 apresenta os fatores de correção a serem implementados na integração acústica de fontes quando desejar-se determinar a intensidade das fontes acústicas.

6.1 Aspectos construtivos da antena de *beamforming*

A presente seção apresenta as características construtivas gerais da antena de microfones instalada no túnel de vento LAE-1. A placa teve seus 106 microfones distribuídos seguindo a filosofia de projeto de antenas em espiral desenvolvida por (DOUGHERTY, 1998). O material adotado para construção da placa foi o Ambartex, material composto com características semelhantes a madeira, leve, resistente a deformações e facilmente usinável, além de ser isolante elétrico. A adoção deste material simplificou muito a con-

strução da antena. uma vez que descartou muitas das peças que foram utilizadas em outras antenas como, por exemplo, a da Boeing (ARTHUR; JOPPA; UNDERBRINK, 2000). Na placa da antena de microfones instalada no túnel de vento LAE-1 foram feitos furos cônicos com a mesma conicidade dos microfones de forma a estes encaixarem-se perfeitamente nos furos. Para fixar-se os microfones foram utilizadas braçadeiras, conforme mostra a Figura 6.1.



Figura 6.1: Vista em detalhe da fixação dos microfones à placa de Ambartex da antena de *beamforming* do túnel de vento LAE-1.

Como se pode ver na Figura 6.1, no centro da antena está localizada uma câmara digital, através da qual se faz as fotografias para análise de *beamforming*. A Figura 6.2 mostra em detalhe a face de aquisição de ruído de um dos microfones da antena. Durante a construção da placa, tomou-se o cuidado para que os microfones não estivessem nem sobressaltantes à placa, nem tampouco afundados em relação à superfície desta. Esta característica pode ser garantida com precisão sempre melhor que 0.1 mm.

Como foi decidido que os microfones ficariam reccionados em relação ao fluxo de ar, uma extensa avaliação sobre qual material cobriria os microfones foi feita. Um dos materiais mais recomendados para recobrir a antena de microfones é o Kevlar (REMILLIEUX et al., 2008). Uma análise dos prós e contras do uso deste material foi feito pensando



Figura 6.2: Vista em detalhe da superfície do microfone faceando a placa de Ambartex.

sua utilização no túnel LAE-1. Um fator positivo deste material foi sua baixa atenuação acústica, mesmo em ruído de altas frequências (REMILLIEUX et al., 2008). Entretanto, um fator que pesou decisivamente para o abandono do uso deste material foi a dificuldade em manter o Kevlar esticado com a tensão necessária para garantir que sua superfície fique lisa o suficiente para permitir a passagem do fluxo de ar, sem que esta induza turbulência sobre o fluxo. Então, para recobrir a antena foi adotada uma espuma facilmente encontrada no comércio, de poros abertos com 1 cm de espessura. Foi decidido pelo uso deste material pela sua facilidade de colagem na antena (através de fitas dupla-face), mantendo uma superfície exposta ao fluxo de ar lisa, além de propiciar com facilidade um furo através do qual a câmera digital fixada na placa de Ambartex fotografa os modelos a serem analisados. Uma penalidade para o uso da espuma é que esta atenua ondas acústicas de baixo comprimento de onda - (BISTAFA, 2006) apresenta uma regra de bolso que este comprimento de onda é igual a $1/4$ do comprimento da onda - onde seguindo esta regra simples, a espuma torna-se efetiva na absorção de ondas com frequência maior que 8.5 kHz. Como esta antena tem a faixa ótima de resposta situada entre 1 e 5 kHz (veja seção 6.2), este fato não chega a ser uma preocupação no momento. Este fato poderá se tornar um problema quando se desejar ensaiar elementos hipersustentadores. A Figura 6.3 apresenta a visão frontal da antena.

A Figura 6.4 apresenta a vista traseira da placa de microfones instalada no túnel de vento LAE-1. Durante a montagem desta placa, uma das preocupações foi com o peso



Figura 6.3: Vista frontal da placa de microfones instalada no túnel de vento LAE-1.

dos cabos sobre os microfones e o risco do embaralhamento ou dano destes caso ficassem soltos. Por isso, adotou-se um suporte em “L” onde os feixes de cabos ficam agrupados.

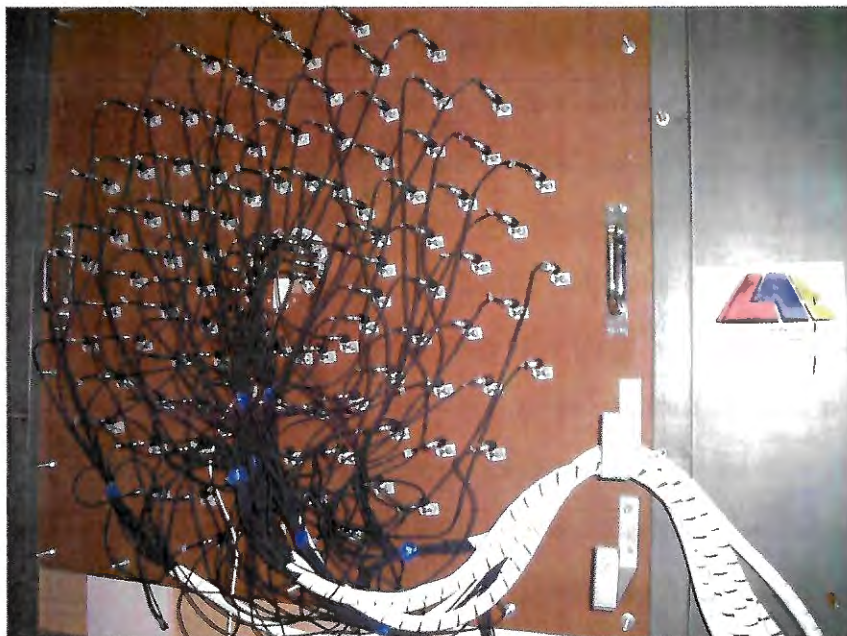


Figura 6.4: Vista traseira da placa de microfones instalada no túnel de vento LAE-1.

6.2 Características de desempenho da antena de *beamforming*

A presente seção tem como objetivo analisar características de desempenho da antena de *beamforming* instalada no túnel de vento LAE-1.

Segundo (UNDERBRINK, 2002), um dos desafios para o projeto de antenas de *beamforming* é permitir que esta funcione bem em uma ampla faixa de frequências. A maior frequência detectada pela antena é limitada pela mínima distância entre os microfones centrais da antena. Normalmente, a maior frequência corresponde a uma onda com comprimento igual ao dobro da menor distância entre dois microfones centrais, este critério de filtragem espacial é semelhantemente ao critério de Nyquist para aquisição temporal. Além disso, a menor frequência que a antena é capaz de captar está relacionada ao seu diâmetro máximo, que também segue um critério semelhante ao de Nyquist para a filtragem espacial.

(UNDERBRINK, 2002) apresenta uma interessante discussão acerca de antenas de microfones com distribuição aleatória e periódica, e conclui demonstrando que antenas com distribuição aperiódica de microfones são as mais adequadas para aplicações aeroacústicas. Seguindo esta linha de antenas de *beamforming* aperiódicas, existem basicamente duas metodologias de construção amplamente difundidas na literatura. A primeira (adotada no projeto da antena instalada no túnel de vento LAE-1) é a distribuição de microfones em espiral, descrita por (DOUGHERTY, 1998). Neste tipo de distribuição, os microfones são igualmente espaçados numa espiral logarítmica, garantindo redundância nula de espaçamento entre os sensores. Segundo (UNDERBRINK, 2002), esta filosofia de projeto de antena consegue manter as boas características de lóbulos laterais (inerentes à distribuição não uniforme de transdutores) com relativamente baixo número de microfones. Outra filosofia de projeto de antena descrita por (UNDERBRINK, 2001) consiste em construir uma antena em espiral de múltiplos braços. Segundo (UNDERBRINK, 2002), este tipo de antena traz como vantagem adicional às antenas em espiral de (DOUGHERTY, 1998) o fato de ter-se maior simetria circular e reduzir-se ainda mais os lóbulos laterais.

A avaliação de uma antena de *beamforming* é feita através da relação entre o lóbulo principal e o lóbulo secundário calculados a partir da Equação C.17.

Outra forma de análise da assimetria na distribuição dos microfones é calculado a partir do *coarray* dos microfones descritos de acordo com a Equação 6.1:

$$\vec{X}_p = \vec{x}_m - \vec{x}_n, \quad m = 1, 2, \dots, M, \quad n = 1, 2, \dots, M, \quad (6.1)$$

onde M representa o número de sensores da antena, \vec{x}_m , é o vetor que sai do centro da antena e aponta para a posição de cada microfone, sendo $m = 1, 2, \dots, M$.

A Figura 6.5 apresenta a distribuição de microfones instalados no túnel de vento LAE-1, as coordenadas das posições destes microfones estão tabeladas no apêndice A. A Figura 6.6 mostra o respectivo *coarray*.

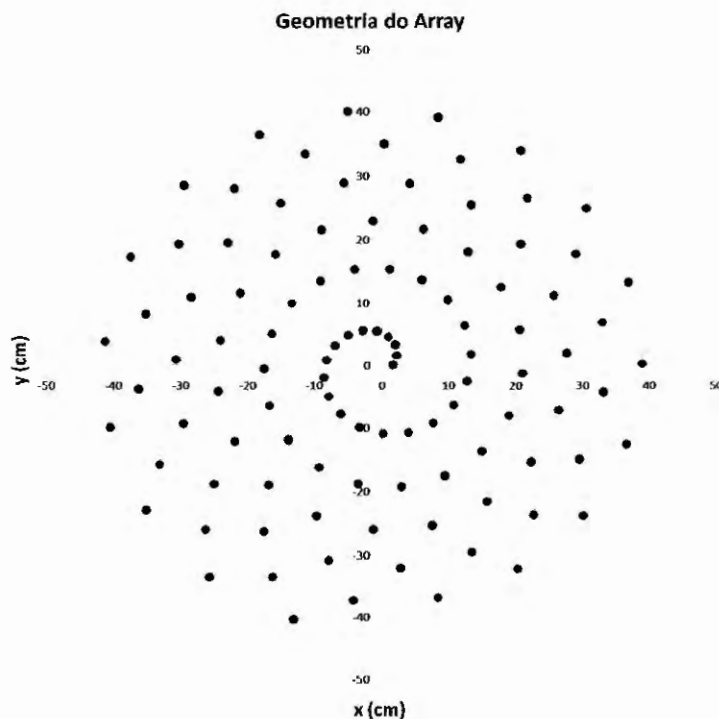


Figura 6.5: Distribuição de microfones na antena de *beamforming* instalada no túnel de vento LAE-1.

Observando-se a distribuição dos pontos do *coarray* nota-se que há uma distribuição uniforme de pontos que decai conforme caminha-se para do centro para a extremidade da

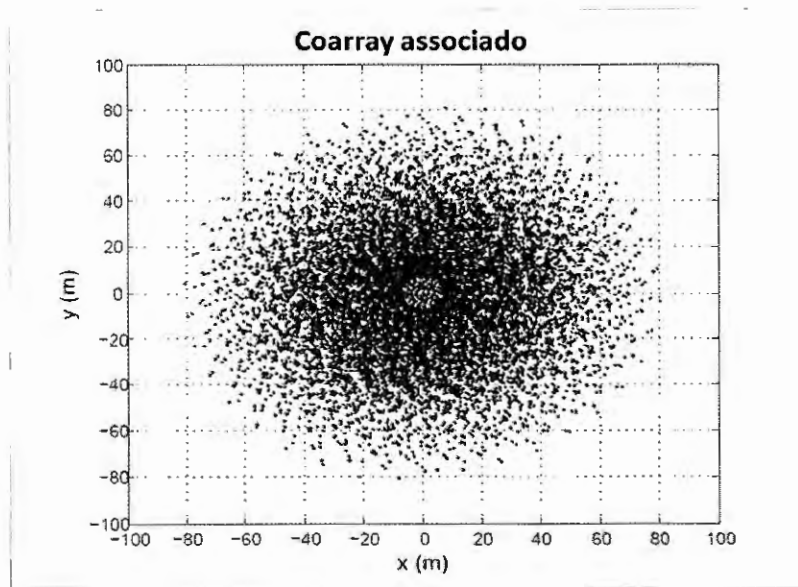


Figura 6.6: *Coarray* da antena de microfones instalada no túnel de vento LAE-1.

antena. Também não há nenhuma região do *coarray* com uma concentração assimétrica de pontos, o que, segundo (UNDERBRINK, 2002), caracteriza uma boa antena.

(UNDERBRINK, 2002) define uma figura de mérito para antenas com distribuição aperiódica de microfones de acordo com a Equação 6.2:

$$F = \frac{P}{P_{max}} \leq 1, \quad (6.2)$$

onde P é o número de vetores únicos, definidos pela Equação 6.1. P_{max} é o número máximo de vetores possíveis para uma antena com M microfones. Foi calculado que, para a antena instalada no túnel de vento LAE-1, este número é igual a 1, demonstrando que não há nenhum microfone igualmente espaçado em relação a outros microfones.

Com o objetivo de analisar a relação entre o lóbulo principal e os lóbulos secundários e assim caracterizar o desempenho da antena instalada no túnel de vento LAE-1, a Equação C.17 foi resolvida simulando-se fontes pontuais tonais com frequências respectivamente de 500 Hz, 1 kHz, 2 kHz, 3.15 kHz, 4 kHz e 5 kHz, localizadas a 0.85 m medido ao longo do eixo z e valor de coordenadas $x = 0$ e $y = 0$. Estes valores foram adotados considerando-se a posição típica do modelo na câmara de ensaios.

As Figuras 6.7, 6.8, 6.9, 6.10, 6.11 e 6.12 apresentam respectivamente a resposta simulada da antena de microfones a fontes pontuais tonais com frequências de 500 Hz, 1 kHz, 2 kHz, 3.15 kHz, 4 kHz e 5 kHz. Onde a figura da esquerda apresenta a resposta ao longo do plano x, y e a figura da direita apresenta a resposta da antena ao longo do eixo x , com $y = 0$. Na figura da direita também está apresentada a relação de intensidade entre o lóbulo principal e lóbulo secundário.

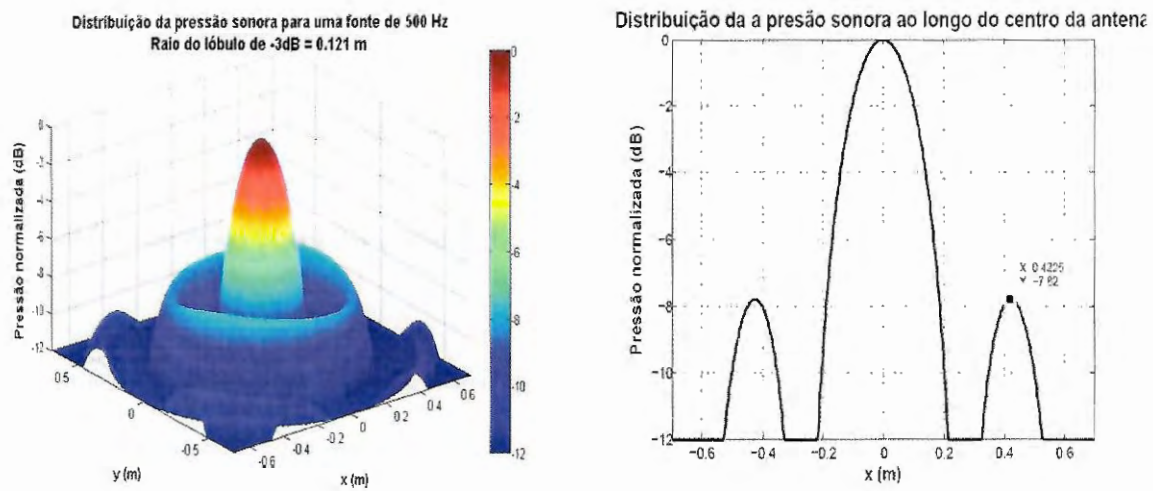


Figura 6.7: Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 500 Hz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.

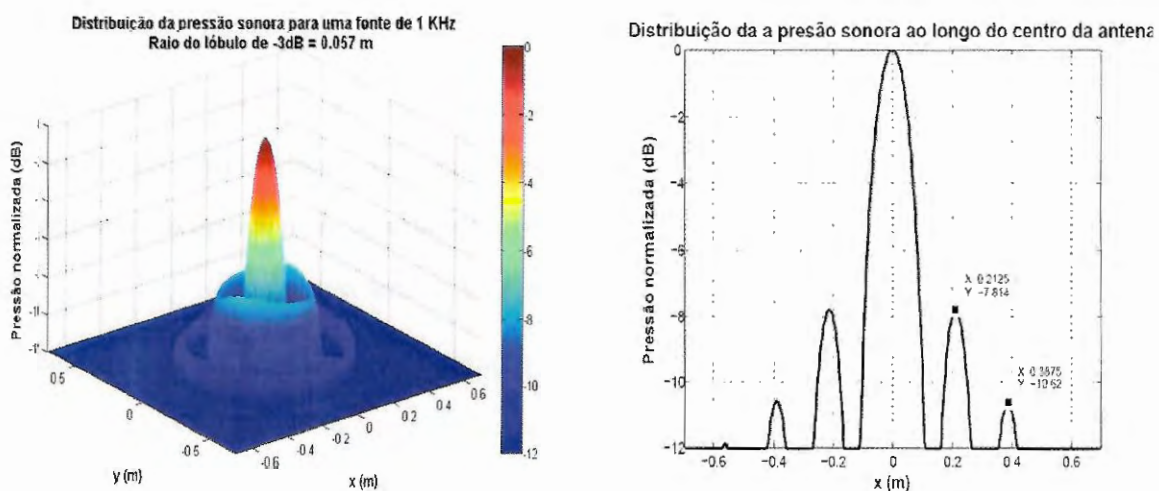


Figura 6.8: Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 1 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.

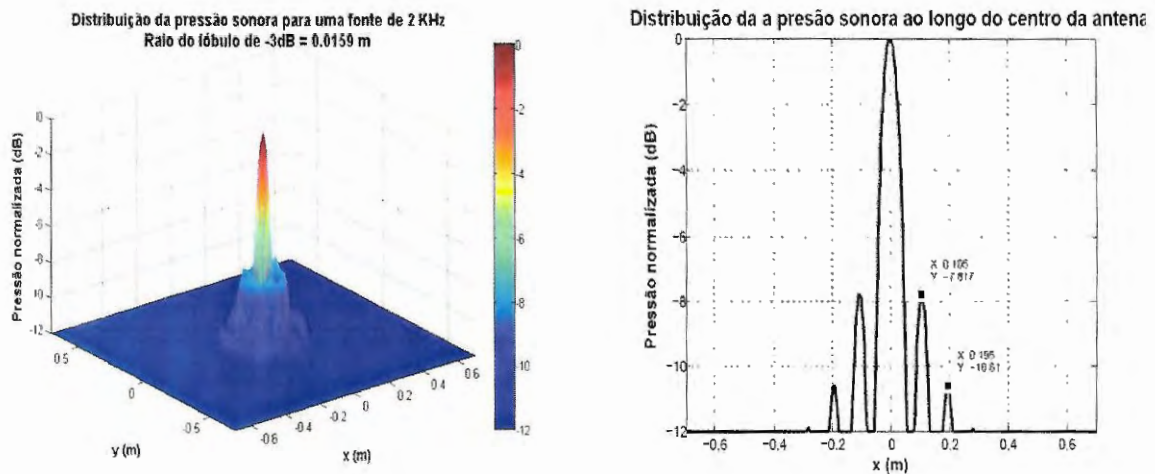


Figura 6.9: Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 2 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.

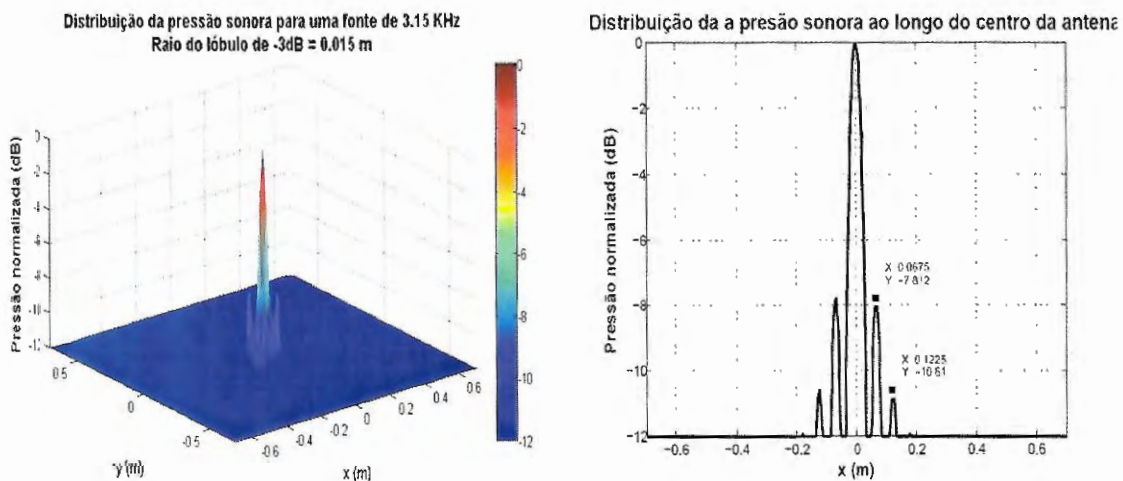


Figura 6.10: Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 3.15 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.

Observando-se os resultados apresentados, nota-se, primeiramente que conforme esperado, o raio do lóbulo principal com -3dB decresce conforme a frequência da fonte aumenta. Isto explica o fato de fontes acústicas de baixa frequência não serem precisamente localizadas nas medidas de *beamforming* discutidas nos capítulos 7 e 8.

(UNDERBRINK, 2002) diz que antenas de *beamforming* de alto desempenho possuem relação entre o pico do lóbulo principal e máximo do lóbulo secundário entre -7 e -9 dB. Conforme se pode notar nas Figuras 6.7, 6.8, 6.9, 6.10, 6.11 e 6.12. esta relação se mantém

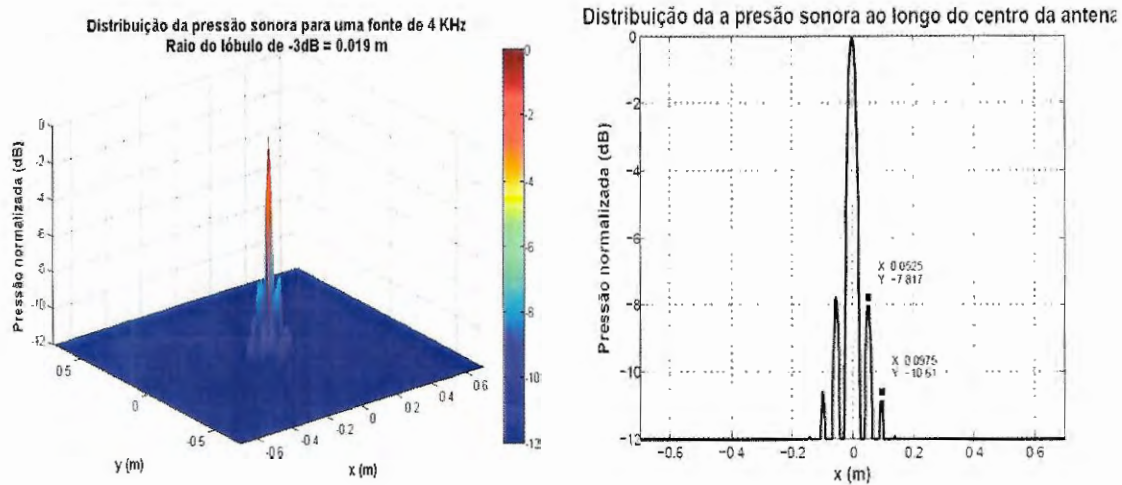


Figura 6.11: Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 4 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.

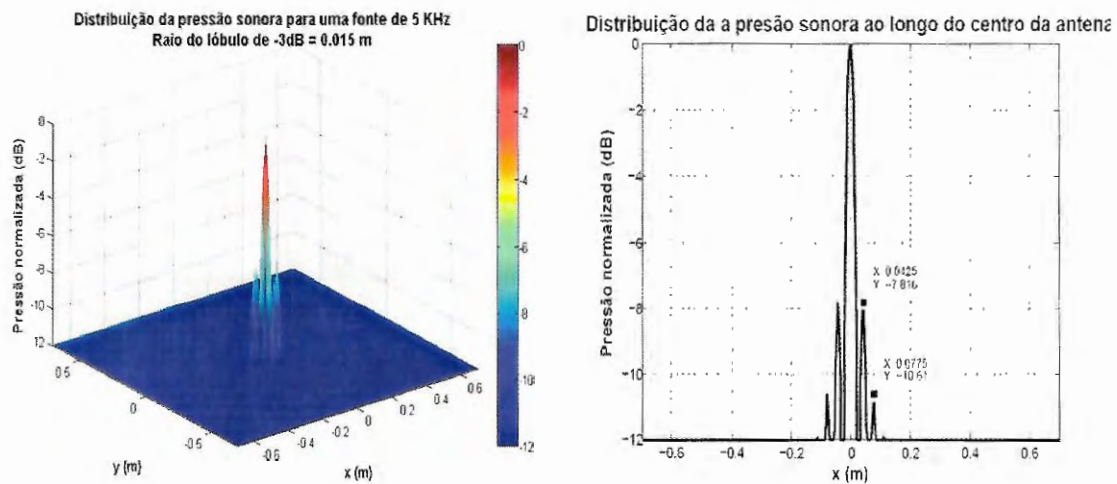


Figura 6.12: Resposta simulada da antena a uma fonte de tonal de 5 kHz, e relação entre lóbulo principal e primeiro lóbulo lateral.

praticamente constante na faixa entre 500 e 5 kHz igual a -7,8, mostrando que a antena está operando na faixa de desempenho máximo.

6.3 Determinação dos fatores de correção para avaliação quantitativa de fontes

Para a determinação correta da intensidade das fontes acústicas através da técnica de *beamforming*, é necessário executar-se um procedimento de integração das fontes acústicas e posterior correção, para assim levar-se os efeitos da função de espalhamento de pontos (*point-spread-function*). A presente seção apresenta o procedimento de correção a ser adotado seguindo o descrito por (DOUGHERTY, 2002). Toda a base teórica deste procedimento está descrito na referência, sendo aqui mostrados apenas os aspectos práticos etapa por etapa.

A primeira etapa para a determinação dos parâmetros de correção da intensidade consiste em gerar uma matriz de espectros cruzados a partir de uma fonte sintética localizada à frente da antena de *beamforming*, preferencialmente na mesma distância em que se colocará o modelo ao qual se determinará a intensidade da fonte acústica. A Figura 6.13 apresenta a janela de interface do programa de *beamforming* utilizado no presente trabalho, com os coeficientes recomendados por (DOUGHERTY, 2002).

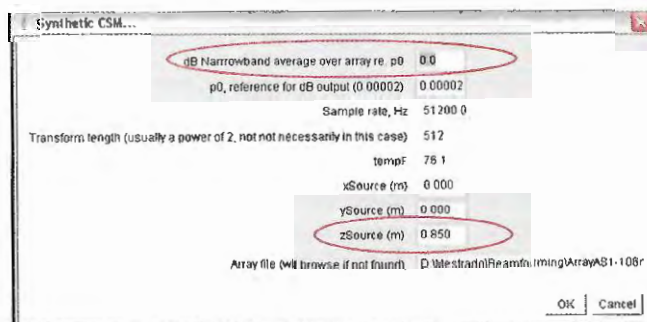


Figura 6.13: Apresentação da janela de interface do *software* ImageJ com os coeficientes recomendados por (DOUGHERTY, 2002) para a geração da matriz de espectros cruzados.

Após a geração da matriz de espectros cruzados deve-se executar um procedimento de cálculo de *beamforming* com os dados gerados na etapa anterior. Nesta etapa deve-se tomar cuidado em ter-se uma faixa dinâmica bastante grande, mas ainda garantindo que o mapa de *beamforming* esteja livre de fontes falsas geradas por lóbulos secundários. Para garantir-se a ausência de interferência dos de lóbulos secundários na integração espacial

decidiu-se adotar uma faixa dinâmica de 8 dB como a maior faixa possível com ausência de lóbulos secundários para a maior frequência de interesse de estudo do presente trabalho.

Após esta etapa segundo (DOUGHERTY, 2002), para obter-se o fator de correção deve-se subtrair o valor da intensidade da fonte sintética de ruído calculado através da integral da intensidade média de ruído medido pelos microfones, para então obter-se o fator de correção para a determinação da intensidade das fontes acústicas em experimentos. Estes coeficientes de correção determinados para a antena do túnel de vento LAE-1 são apresentados na quarta coluna da Tabela 6.1. Na segunda e terceira coluna são mostrados respectivamente o valor da integral e a média dos microfones.

Tabela 6.1: Valor da integral do campo acústico, média dos microfones e fator de correção de intensidade de fontes acústicas, para o caso da antena instalada no túnel de vento LAE-1.

Freq. (Hz)	Integral (dB)	Média dos microfones (dB)	Correção (dB)
630	18.3	1.7	16.6
800	17.7	2.7	15
1000	17.1	3.5	13.6
1250	17	4.7	12.3
1600	18.6	5.7	12.9
2000	19.3	6.5	12.8
2500	20.6	7.6	13
3150	21.6	8.7	12.9
4000	22.7	9.7	13
5000	23.6	10.6	13
6300	24.9	11.7	13.2
8000	26.4	12.7	13.7

*Verificação da potencialidade do túnel de vento
LAE-1 como ferramenta para estudos
aeroacústicos*

Após as etapas de redução do nível de ruído de fundo do túnel (capítulo 4) e sua caracterização aeroacústica (capítulo 5), o presente capítulo tem como objetivo demonstrar os resultados dos primeiros testes que demonstraram a capacidade do túnel de vento LAE-1 como ferramenta de estudos aeroacústicos, e deram segurança para a realização de ensaios mais complexos mostrados no capítulo 8.

Pelo fato deste ser o primeiro trabalho em que se realizaram ensaios de *beamforming* dentro do laboratório de aerodinâmica da USP, e também este ser o primeiro trabalho do Brasil que apresenta resultados de ensaios *beamforming* em túnel de vento, uma série de experimentos preliminares, com complexidade crescente, foram executados. O objetivo destes ensaios foi o de se aprender o “como se faz” um ensaio de *beamforming* em túnel de vento.

O presente capítulo mostra os ensaios executados em ordem crescente de complexidade. A seção 7.1 apresenta um ensaio em que se aproveitou o suporte para microfones utilizados na aquisição dos dados de ruído de fundo do túnel, cujos resultados são dis-

cutidos no capítulo 5, para identificar suas fontes de ruído. Já a seção 7.2 apresenta um ensaio onde colocou-se um fio com 0.75 mm diâmetro no interior do túnel e, com isso, procurou-se saber se era possível acertar tanto a localização de uma fonte minúscula no interior do túnel quanto a sua frequência - demonstrando assim que o processamento corrige adequadamente o efeito Doppler. A seção 7.3 apresenta um último ensaio desta fase preliminar de ensaios, onde ensaiou o aerofólio GA(W)-1 com o objetivo de verificar se os resultados aparecem consistentes com os resultados de ensaio de ruído aerofólios mostrados pela literatura.

7.1 O primeiro ensaio de *beamforming* : Identificação de fontes acústicas no suporte de microfones

Com o objetivo de se realizar um primeiro ensaio de identificação de fontes em um modelo localizado na câmara de ensaios do túnel de vento LAE-1, colocou-se o suporte de microfones, mostrado na Figura 3.1, em seu interior e verificou-se a capacidade do conjunto *software*/sistema de aquisição de localizar fontes acústicas no interior do túnel de vento. Ensaiou-se este equipamento em várias velocidades de fluxo de ar, sendo mostrados na Figura 7.1, os resultados de *beamforming* para a maior velocidade ensaiada.

Observando-se os resultados apresentados na Figura 7.1 nota-se que primeiramente, para todas as frequências, os algoritmos de decorrelação DAMAS2 e TIDY são, nesta ordem, mais precisos na localização da fonte acústica. Nota-se também que quando o ruído das fontes identificados pelo *beamforming* sem deconvolução e pelo *beamforming* com deconvolução DAMAS2 possuem aproximadamente o mesmo nível, enquanto este valor diverge em relação ao resultado do processamento do *beamforming* com o algoritmo de deconvolução TIDY. Verifica-se também que, conforme demonstrado na seção 6.2, a resolução espacial da antena instalada no túnel melhora com o aumento da frequência da fonte de ruído.

Nota se que a principal fonte de ruído do suporte do microfone em frequências cuja

banda central de um terço de oitava é de até 2.5 kHz é o bordo de fuga da haste, que tem um formato intermediário entre um corpo aerodinâmico e um corpo rombudo. Já em frequências cuja banda central de um terço de oitava é maior que 2.5 kHz tanto os microfones, quanto fiação que liga os microfones e a interferência das camadas limites do túnel de vento com a camada limite da haste são as principais fontes de ruído.

7.2 Identificação das fontes de ruído em um fio submetido a um fluxo de ar

Um segundo teste aeroacústico realizado no túnel de vento LAE-1 foi o ensaio onde se colocou um fio com diâmetro praticamente constante ao longo de seu comprimento igual a 0.75 mm no interior da câmara de ensaios, e o seu ruído foi captado através da antena de *beamforming* instalada no túnel. Este teste tem como objetivo verificar se o sistema de aquisição implementado no decorrer do presente trabalho funciona a contento além de verificar se o processamento do *software* de *beamforming* é capaz de corrigir o efeito Doppler. Objetiva-se ainda observar se a camada limite do túnel exerce influência significativa tanto na localização das fontes acústicas quanto na identificação correta da frequência, além de se poder inferir acerca da resolução da antena de *beamforming* instalada no túnel. Os processamentos dos dados foram feitos através da técnica de *beamforming* convencional e também com o uso dos algoritmos de decorrelação DAMAS2 (DOUGHERTY, 2005) e TIDY (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009). As medidas foram realizadas para diversas velocidades de fluxo de ar na câmara de ensaios, conforme mostra a Figura 7.2.

Observando-se os resultados apresentados na Figura 7.2, nota-se que o nível de ruído das fontes identificadas pelo *beamforming* sem decorrelação e com a decorrelação DAMAS2 concordam plenamente. Além disso, confirma-se que, conforme observado na seção anterior, a resolução na identificação das fontes melhora, respectivamente, conforme se usa o *beamforming* sem decorrelação, *beamforming* com decorrelação DAMAS2 e *beamforming* com decorrelação TIDY. Outro resultado aqui confirmado é que, conforme cresce a frequência da fonte acústica, melhor é a resolução espacial da antena na localização das

fontes. Vale a pena ressaltar que a fonte neste caso possui 0.75 mm de diâmetro e, conforme se observa em maiores frequências a antena localiza esta fonte com grande precisão. Tal fato demonstra que o alinhamento da antena executado, demonstrado no Apêndice A, está correto e preciso, além de mostrar que a camada limite do túnel não exerce influência significativa na localização das fontes acústicas na câmara de ensaios.

Uma última análise a ser feita é a da capacidade do *software* em corrigir o efeito Doppler e assim acertar a frequência da fonte. Conforme é conhecido, um cilindro imerso gera uma esteira a jusante do fluxo cujo desprendimento de vórtices possui um número de Strouhal, definido como $Sr = fD/V$ igual a 0.2, onde f é a frequência, D é diâmetro do cilindro e V é a velocidade do escoamento,. A Figura 7.3 apresenta uma comparação entre os resultados de frequências obtidos e os esperados, calculados a partir da relação de número de Strouhal igual a 0.2.

Observando-se o resultado apresentado na Figura 7.3, nota-se a excelente concordância entre o centro do tom gerado pelo fluxo de ar medido com os microfones da placa instalada no túnel e a frequência esperada de desprendimento de vórtice. Mostrando assim que a antena foi capaz de captar o ruído gerado pelo desprendimento de vórtices além de ajustar corretamente a frequência da fonte em função da velocidade do fluxo de ar.

Um último fato relevante é que, devido a limitações de memória dos computadores, optou-se por realizar o processamento *beamforming* a partir da matriz de espectros cruzados, perdendo-se assim a informação da evolução temporal das fontes acústicas. Assim não foi possível verificar se, conforme observado na Figura 7.2, o fato das fontes acústicas não cobrirem toda a extensão do fio, que ocorre principalmente nas baixas frequências, está relacionado à natureza tridimensional do desprendimento de vórtices em um cilindro bidimensional ou se a falhas que são geradas por limitações de resolução da antena de *beamforming* adotada no presente trabalho.

7.3 Resultados do GA(W)-1

A presente seção tem como objetivo apresentar a última etapa do processo de ensaios preliminares de *beamforming*, tema deste capítulo. Para este ensaio, adotou-se um aerofólio 3D com perfil GAW-1, descrito na seção 3.3. O ensaio de identificação de fontes foi realizado em diversas velocidades e ângulos de ataque, sendo mostrado na Figura 7.4 a comparação do *beamforming* sem decorrelação e o processado com os algoritmos de decorrelação DAMAS2 e TIDY.

Observando-se os resultados apresentados na Figura 7.4, nota-se primeiramente que os níveis máximos das fontes de ruído concordam apenas para os casos em que se tem o ruído de ponta de asa, o que representa uma fonte bem localizada no espaço. Para os casos em que se tem o ruído de bordo de fuga como principal fonte de ruído no modelo, o que pode ser interpretado como um conjunto de fontes distribuídas no espaço, os níveis de ruído obtidos através do *beamforming* processado sem o algoritmo de decorrelação e o processado com o algoritmo de correlação DAMAS2 apresentam uma baixa coerência nos resultados. Neste caso, conforme esperado, tanto o ruído de bordo de fuga quanto o de ponta de asa foi notado.

Outro resultado notado através da análise dos resultados da Figura 7.4 é que o processamento de *beamforming* com o algoritmo de decorrelação TIDY não é capaz de localizar as fontes de ruído de bordo de fuga no aerofólio localizadas pelo processamento *beamforming* sem decorrelação e com a decorrelação DAMAS2. Por sua vez os resultados de ruído de ponta de asas concordam para os três métodos de processamento de *beamforming* analisados no presente trabalho. Este resultado mostra uma limitação do algoritmo TIDY (que por ser um algoritmo novo, não foi exaustivamente testado), sendo este resultado também sendo notado nos ensaios com resultados apresentados e discutidos no capítulo 8. Por este motivo, todos os resultados apresentados no capítulo 8 utilizam a decorrelação DAMAS2 no processamento *beamforming*.

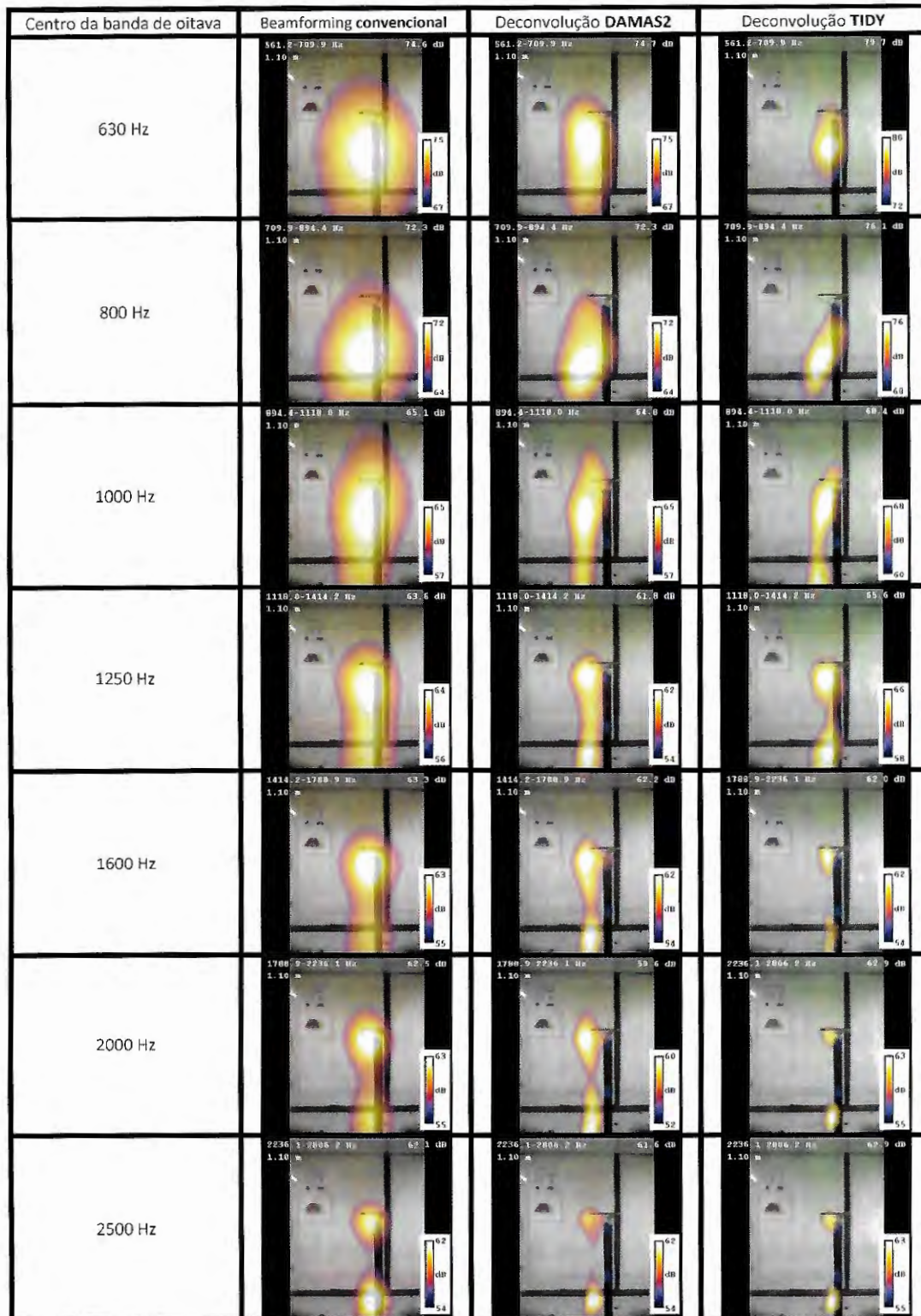


Figura 7.1: Identificação das fontes de ruído no suporte do microfone adotando-se os processamento pelo método de *beamforming* tradicional e as deconvoluções DAMAS2 e TIDY. Fluxo de ar vindo da esquerda para a direita.

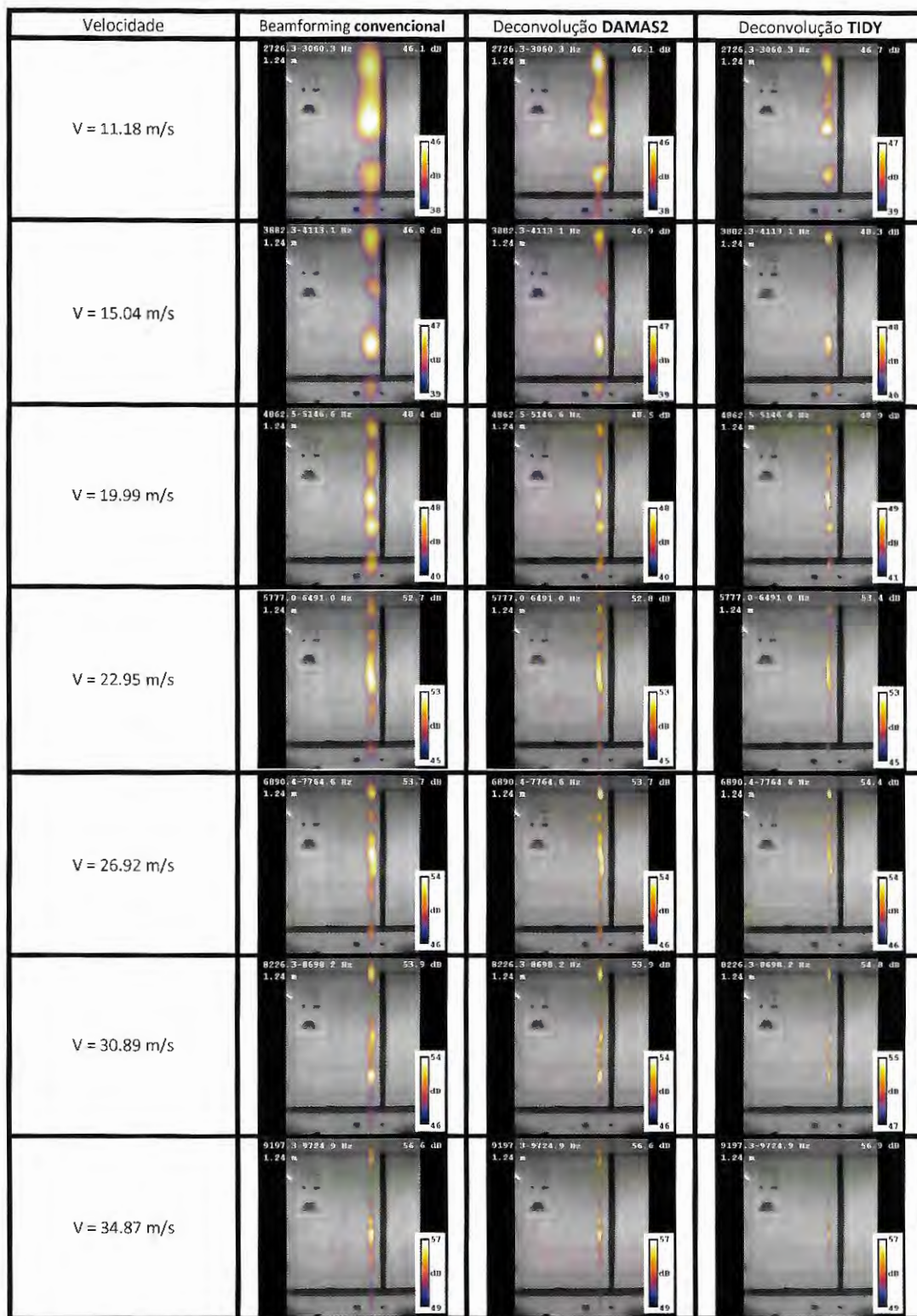


Figura 7.2: Identificação de fontes acústicas em um fio de diâmetro 0.75 mm colocada no interior da câmara de ensaios do túnel de vento LAE-1. Fluxo de ar vindo da esquerda para a direita.

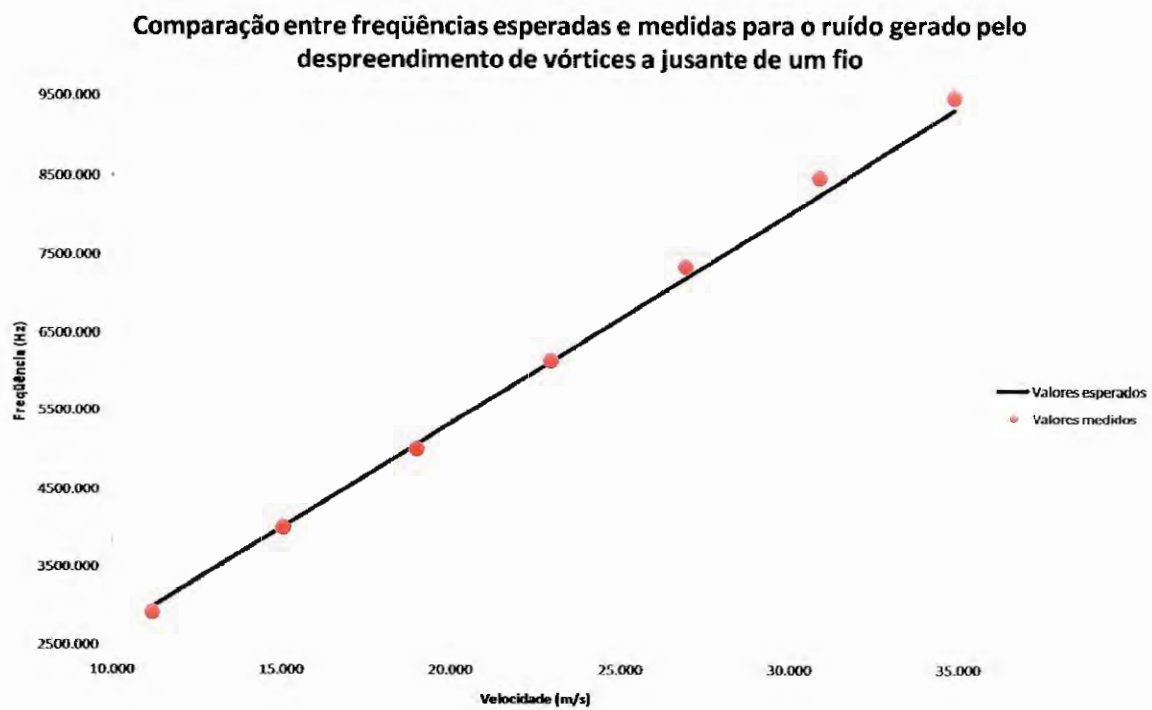


Figura 7.3: Comparação entre as frequências de tonais referentes ao desprendimento de vórtices no fio esperadas e as observadas.

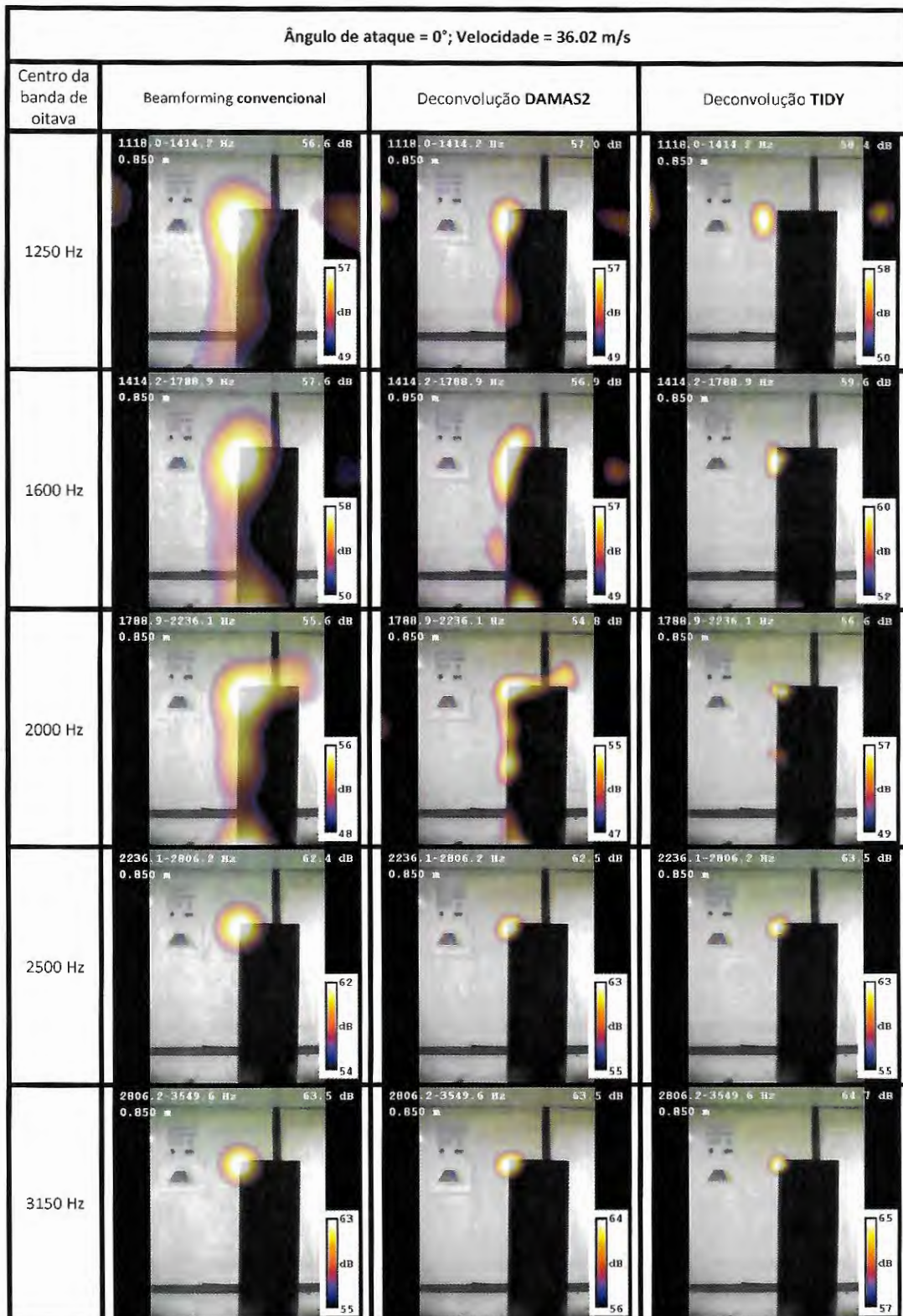


Figura 7.4: Identificação de fontes acústicas no aerofólio 3D GA(W)-1. Fluxo de ar vindo da esquerda para a direita.

*Comparação do nível de ruído do aerofólio
NACA-0012 2D com resultados presentes na
literatura*

A presente seção apresenta uma verificação dos resultados dos ensaios de *beamforming* com resultados presentes na literatura. Para verificação da coerência dos resultados dos experimentos de *beamforming* realizados no túnel de vento LAE-1 com os disponibilizados na literatura, adotou-se como referência (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989). Este relatório da NASA foi utilizado devido a seu minucioso estudo sobre as fontes de ruído no aerofólio NACA-0012 e a sistematização de todos esses resultados em um conjunto de equações semi-empíricas. Este trabalho possui amplo reconhecimento na bibliografia como referência para validação de ensaios aeroacústicos (REMILLIEUX et al., 2008), (HERRIG et al., 2008) e (SHIN et al., 2007) entre outros. Assim, a discussão acerca da comparação do nível de ruído do aerofólio NACA-0012 2D com os resultados presentes na literatura é feita na seção 8.1.

8.1 Verificação do nível de ruído do aerofólio 2D NACA-0012 com resultados presentes na literatura

Conforme demonstrado no capítulo 7, foi verificada a capacidade do sistema de aquisição e *software* em encontrar, com precisão, fontes de ruído no interior do túnel e ainda determinar a sua correta frequência. A última etapa a ser cumprida é a correta identificação dos níveis de ruído com resultados apresentados na literatura. Para isso adotou-se um aerofólio NACA-0012, e utilizou-se (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989) como referência bibliográfica para a checagem dos resultados. Conforme discutido por (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989), num aerofólio bidimensional, o mecanismo de geração de ruído predominante são as fontes do tipo dipolo localizadas no bordo de fuga deste. Com o objetivo de verificar este mecanismo as Figuras 8.1, 8.2 e 8.3 apresentam os resultados de *beamforming* para o aerofólio NACA-0012 bidimensional.

Conforme observado nas Figuras 8.1, 8.2 e 8.3, confirma-se que a principal fonte de ruído no aerofólio NACA-0012 2D é o bordo de fuga. Nota-se também que, com o aumento da frequência, as fontes ficam melhor estendidas ao longo do bordo de fuga, enquanto que, para as baixas, estas ficam localizadas preferencialmente no centro do aerofólio.

Com o objetivo de verificar-se a intensidade das fontes acústicas do aerofólio NACA-0012 com resultados presentes na literatura (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989), comparou-se os resultados da intensidade das fontes acústicas, cujos resultados de *beamforming* estão apresentados nas Figuras 8.1, 8.2 e 8.3. Para esta verificação integrou-se as fontes acústicas presentes no aerofólio, seguindo a metodologia descrita por (DOUGHERTY, 2002), e utilizou-se os fatores de correção de intensidade de integração mostrados na seção 6.3.

Como os resultados plotados por (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989) estão numa faixa de velocidades e ângulos de ataque que tornariam a verificação, aqui discutida, bastante limitada, decidiu-se elaborar um programa para resolver as equações semi-empíricas apresentadas por (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989). Durante o desenvolvimento deste *software* tomou-se o cuidado de verificar os seus resultados com os gráficos plota-



dos e tabelados por (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989) e, assim, confirmar-se que o código programado está livre de erros de programação.

Conforme discutido por (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989), (REMILLIEUX et al., 2008) entre muitos, um ponto extremamente crítico na correta determinação do nível de ruído do aerofólio NACA-0012 é a espessura de deslocamento da camada limite no bordo de fuga do aerofólio, em seu intradorso e extradorso. Estes valores são extremamente dependentes do ponto de transição do aerofólio, que, por sua vez varia em função da rugosidade do modelo, nível de turbulência do túnel entre outros parâmetros, sendo sua determinação teórica bastante complicada, requerendo-se, assim, experimentos para a correta determinação da espessura de deslocamento da camada limite no bordo de fuga do aerofólio. Na carência destes dados experimentais, adotou-se o software XFOIL (DRELA, 1989) como ferramenta na determinação destes parâmetros. Conforme verificado por ensaios de (HERRIG et al., 2008) entre muitos outros o XFOIL é uma excelente ferramenta na predição de parâmetros de camada limite, desde que seja provido ao *software* principalmente o correto valor do nível de turbulência do fluxo de ar no túnel de vento, número de Reynolds, Mach e posição da rugosidade no aerofólio - caso esta exista.

Para a presente verificação, adotou-se como nível de turbulência do túnel do valor de 0.35%, valor coerente com alguns ensaios de turbulência realizados com o túnel de vento LAE-1 com a câmara de ensaios vazia após o processo de adaptação deste para a realização de ensaios aeroacústicos. Devido a características construtivas do modelo utilizado nos testes, decidiu-se por fixar a transição do aerofólio a 20% da corda tanto no seu intradorso quanto extradorso, simulando uma condição de *tripping* no aerofólio simulado. Com estas considerações calculou-se, utilizando o XFOIL, os valores da espessura de deslocamento da camada limite no bordo de fuga do aerofólio e na região de sucção e pressão do aerofólio, para as velocidades e ângulos de ataque ensaiados no presente trabalho. Os resultados são mostrados nas Tabelas 8.1, 8.2 e 8.3.

Com base nos valores da espessura de deslocamento apresentadas nas Tabelas 8.1, 8.2 e 8.3, características de velocidade do fluxo de ar, ângulo de ataque e geométricas

Tabela 8.1: Valores da espessura de deslocamento da camada limite do aerofólio NACA-0012 adimensionalizados pela corda do modelo para ângulo de ataque igual a 0° .

Ângulo de ataque = 0°				
Velocidade (m/s)	Reynols	Mach	δ_{Succao}^*	$\delta_{Pressao}^*$
22.93	4.33E+05	0.066	0.006894	0.006894
26.94	5.09E+05	0.077	0.006619	0.006619
30.96	5.84E+05	0.089	0.006400	0.006400
34.98	6.60E+05	0.101	0.006215	0.006215

Tabela 8.2: Valores da espessura de deslocamento da camada limite do aerofólio NACA-0012 adimensionalizados pela corda do modelo para ângulo de ataque igual a 2° .

Ângulo de ataque = 2°				
Velocidade (m/s)	Reynols	Mach	δ_{Succao}^*	$\delta_{Pressao}^*$
18.90	3.57E+05	0.054	0.008504	0.006224
22.92	4.33E+05	0.066	0.008074	0.005931
30.94	5.84E+05	0.089	0.007473	0.005521
34.97	6.60E+05	0.101	0.007247	0.005367

Tabela 8.3: Valores da espessura de deslocamento da camada limite do aerofólio NACA-0012 adimensionalizados pela corda do modelo para ângulo de ataque igual a 5° .

Ângulo de ataque = 5°				
Velocidade (m/s)	Reynols	Mach	δ_{Succao}^*	$\delta_{Pressao}^*$
22.88	4.32E+05	0.066	0.011151	0.004749
27.00	5.10E+05	0.078	0.010805	0.004566
31.01	5.85E+05	0.090	0.010561	0.004422
35.03	6.61E+05	0.101	0.010306	0.004303

do aerofólio calculou-se o nível de ruído previsto através das equações de (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989) para os casos ensaiados. Na seqüência, estes dados foram comparados com os níveis de ruído obtidos através de ensaios do aerofólio NACA-0012 2D no túnel de vento LAE-1, cujos resultados estão demonstrados nas Figuras 8.1, 8.2 e 8.3. Os resultados desta comparação estão plotados nos gráficos mostrados nas Figuras 8.4, 8.5 e 8.6.

Conforme mostrado pelas Figuras 8.4, 8.5 e 8.6 existe uma boa concordância de resultados no nível de ruído obtido experimentalmente no túnel de vento LAE-1 com o nível de ruído predito a partir das equações semi-empíricas de (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989). Conforme pode-se observar as diferenças chegam nos piores casos a 2 dB

para algumas frequências do espectro de ruído. Observando-se as Figuras 8.1, 8.2 e 8.3 nota-se que não há uma tendência onde o ruído do aerofólio NACA-0012 está predominantemente acima ou abaixo dos resultados mostrados calculados a partir das equações semi-empíricas de (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989). Este resultado mostra que as discordâncias devem estar mais relacionadas mais a desvios estatísticos nas medições do que a incoerências no processo de medição e redução de dados adotados no presente trabalho.

Deve-se ressaltar que os resultados aqui demonstrados estão baseados na hipótese que o nível de turbulência do fluxo de ar no túnel de vento LAE-1 é igual a 0.35% e que caso a transição natural não ocorra numa posição anterior a 20% da corda esta é forçada na posição de 20% da corda. Sendo a posição de 20% da corda escolhida baseada na observação da rugosidade do modelo adotado no presente ensaio. O cálculo da espessura de deslocamento da camada limite baseado nestas hipóteses, apesar de coerentes, deve ser confirmado por experimentos.

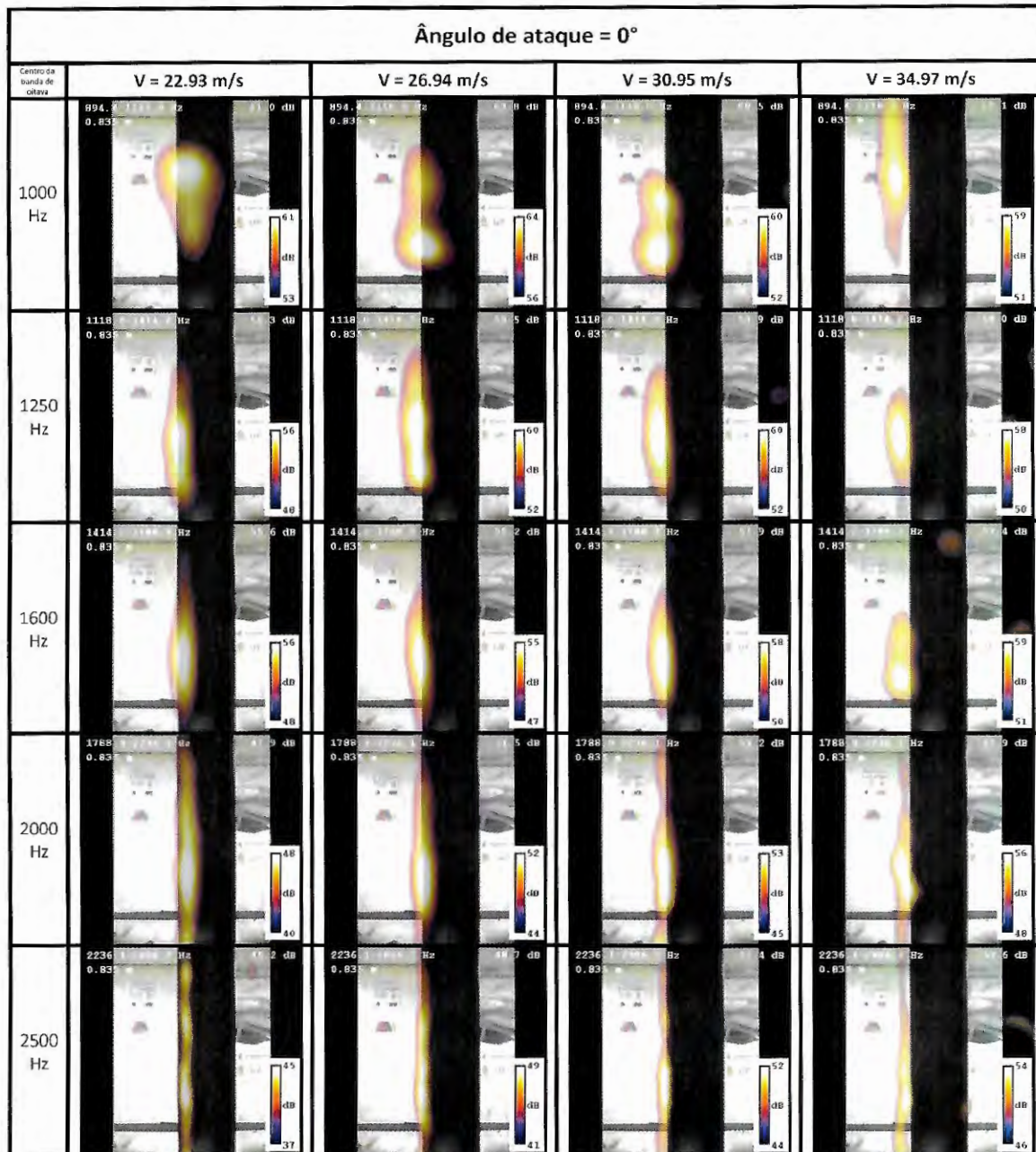


Figura 8.1: Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 bidimensional para ângulo de ataque de 0°. Fluxo de ar vindo da esquerda para a direita.

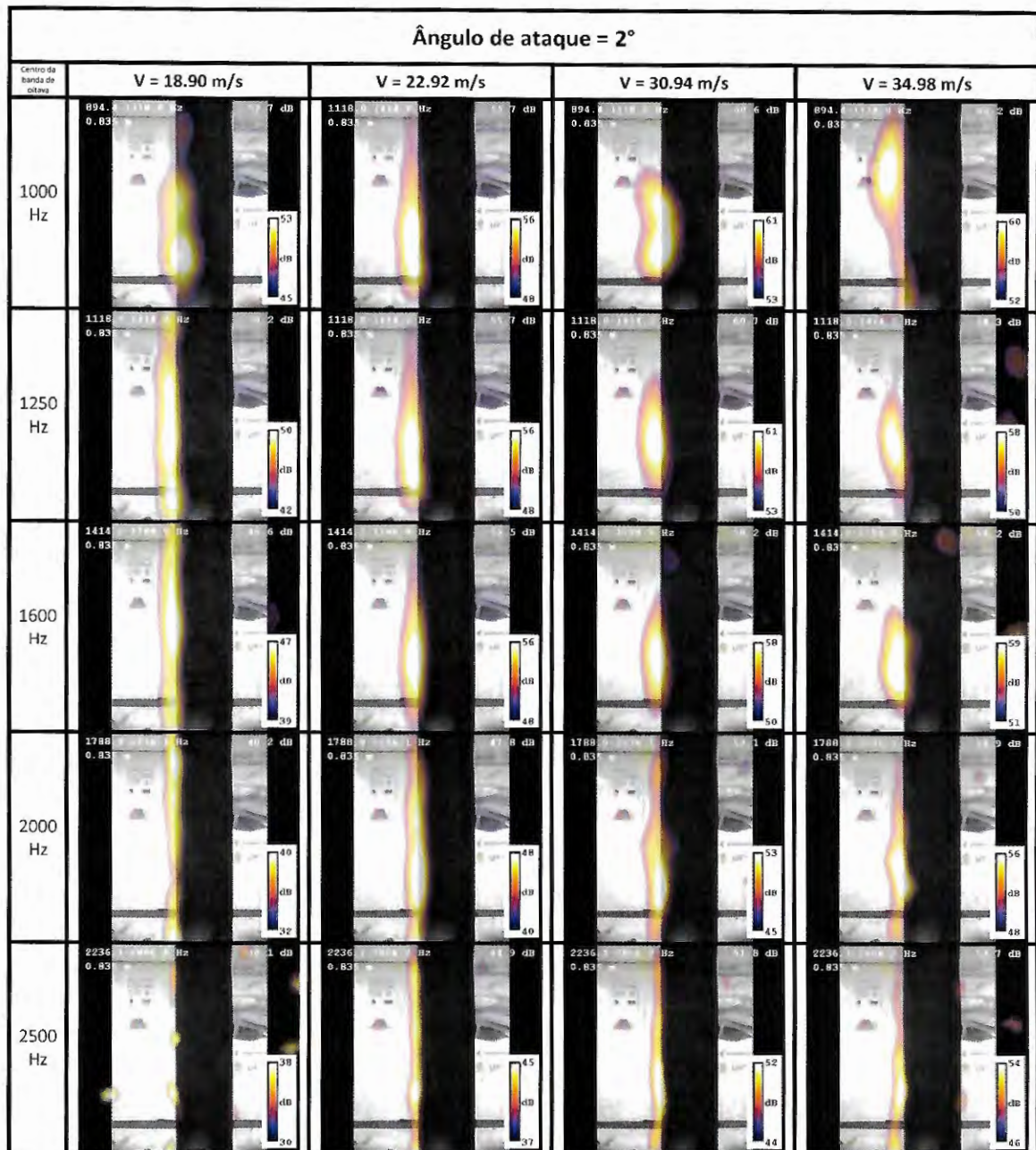


Figura 8.2: Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 bidimensional, para ângulo de ataque de 2°. Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.

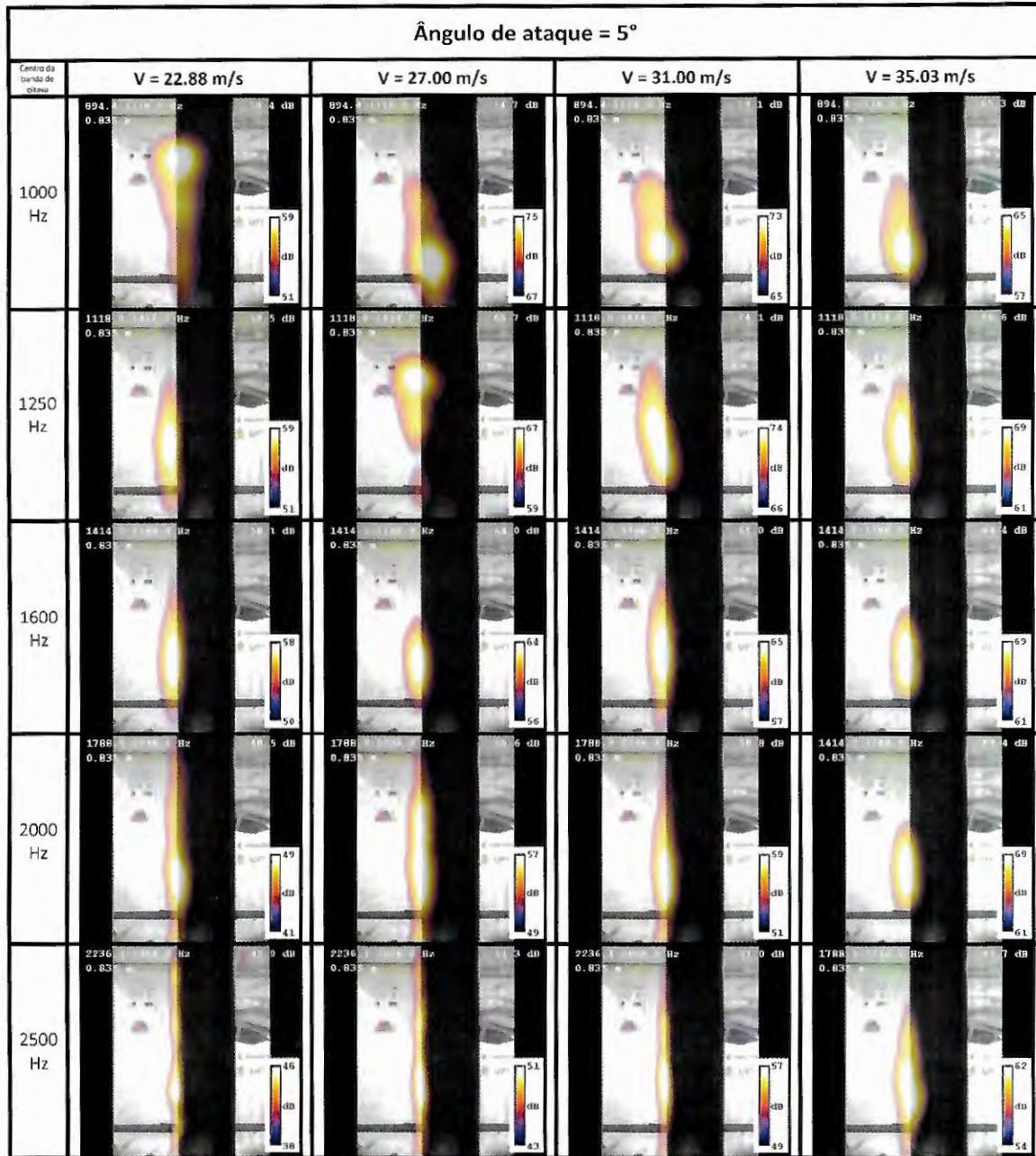


Figura 8.3: Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 bidimensional, para ângulo de ataque de 5°. Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.

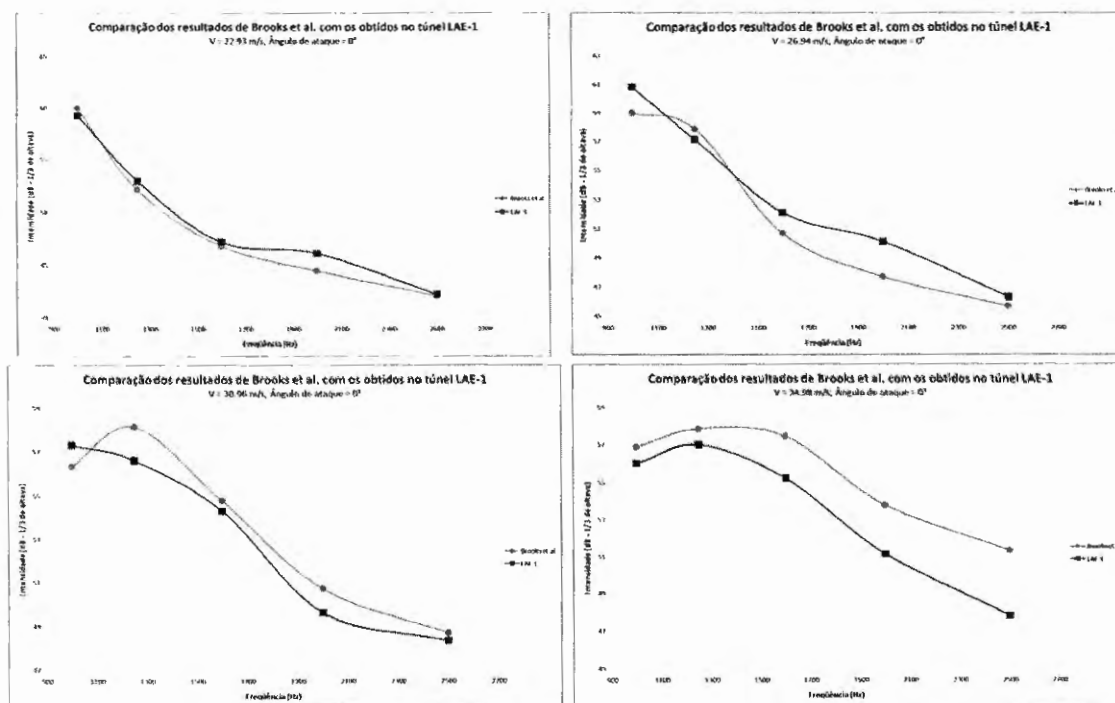


Figura 8.4: Comparação do nível de ruído mostrado pela literatura do aerofólio NACA-0012 com o medido no túnel de vento LAE-1, para ângulo de ataque igual a 0° .

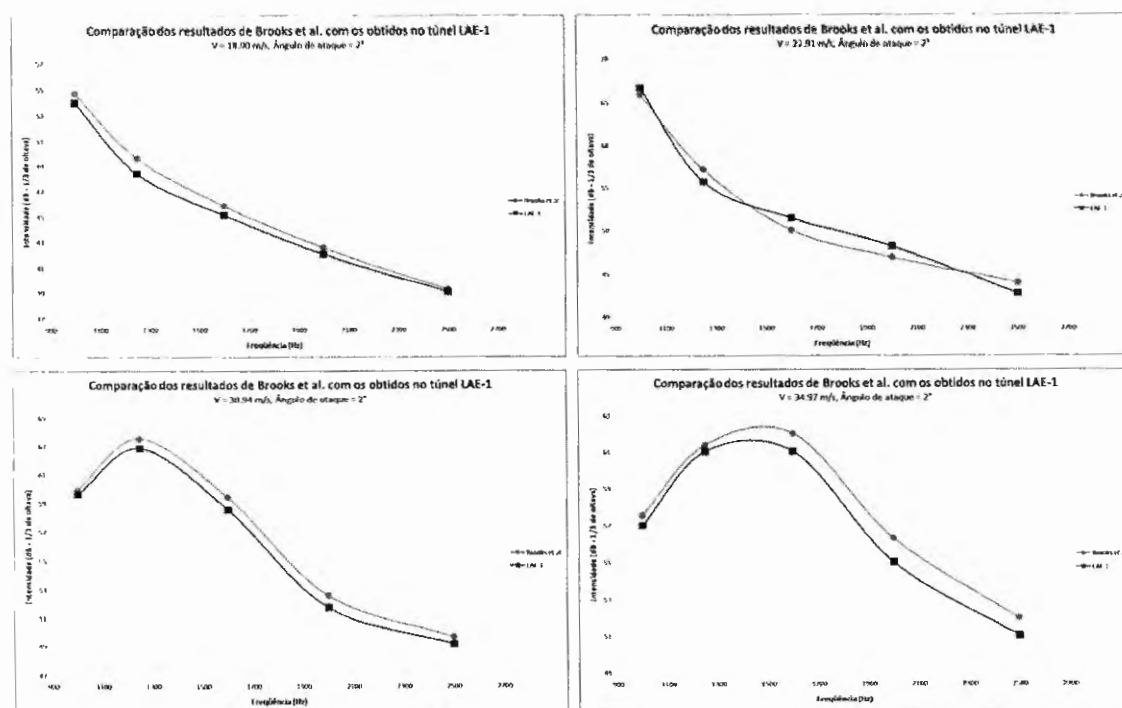


Figura 8.5: Comparação do nível de ruído mostrado pela literatura do aerofólio NACA-0012 com o medido no túnel de vento LAE-1, para ângulo de ataque igual a 2° .

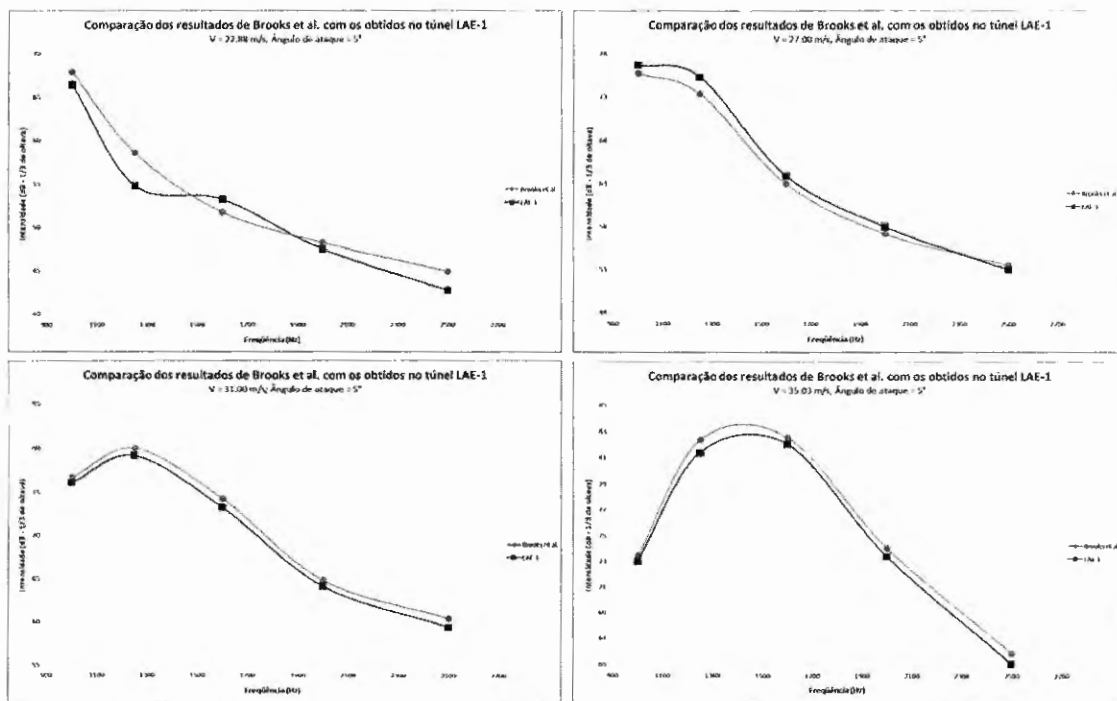


Figura 8.6: Comparação do nível de ruído mostrado pela literatura do aerofólio NACA-0012 com o medido no túnel de vento LAE-1, para ângulo de ataque igual a 5°.

Identificação das fontes de ruído num aerofólio 3D com flape

Após a verificação da capacidade da instrumentação e *software* adotados no presente trabalho em acertar a frequência e a intensidade do nível de ruído de fontes acústicas colocadas no interior do túnel, cujos resultados são mostrados nos capítulos 7 e 8, o presente capítulo tem como objetivo estudar as fontes de ruído num aerofólio tri-dimensional com flape. Para este estudo, adotou-se um modelo NACA-0012, este aerofólio foi ensaiado em várias configurações de velocidade de fluxo de ar na câmara de ensaios e ângulos de ataque. A seção 9.1 apresenta os resultados de *beamforming* para este aerofólio e discute sobre os possíveis mecanismos de geração de ruído neste modelo.

9.1 Estudo do ruído de ponta de asa e flap no aerofólio 3D NACA-0012

A presente seção tem como objetivo apresentar e discutir os resultados de *beamforming* do aerofólio NACA-0012 tridimensional com flape. Este modelo foi ensaiado em diversas configurações de velocidade e ângulo de ataque, sendo aqui mostrados os resultados apenas para a maior velocidade de fluxo de ar ensaiada. As Figuras 9.1, 9.2, 9.3 e 9.4 apresentam os resultados dos ensaios de *beamforming* para ângulos de ataque de respectivamente 0° , 5° , 10° e 15° .

Conforme mostrado na Figura 9.1, para o caso de ângulo de ataque 0° , verifica-se que, para a condição de flape não defletido a principal fonte de ruído do aerofólio é o bordo de fuga. Para condição de flape defletido, o bordo de fuga permanece como principal fonte para frequências de banda de 1/3 de oitava de até 1 kHz. A partir desta frequência, o flape e torna-se a principal fonte de ruído, sendo notado também um ruído de ponta de bordo de fuga para condição de flape 24 e frequência de 3.15 kHz. Uma visão geral das principais fontes de ruído identificada está mostrada na Tabela 9.1.

Já para a condição de ângulo de ataque de 5° , mostrada na Figura 9.2, o bordo de fuga continua soberano na geração de ruído para os casos de flape não defletido e para os casos de flape defletido cuja frequência central da banda de oitava vai até 1 kHz. Semelhantemente ao caso anterior, a ponta de flape torna-se a fonte mais importante para os casos de flape defletido, em frequências até 2.5 kHz, sendo a ponta do bordo de fuga a principal fonte para o caso com flape 13 e frequência de 3.15 kHz e para esta mesma frequência no caso do flape 24 o flape possui importante papel junto com a ponta do bordo de fuga. Uma visão global das principais fontes de ruído identificadas estão mostrados na Tabela 9.2.

No caso do ângulo de ataque igual a 10° , cujos resultados de *beamforming* são vistos na Figura 9.3, o bordo de fuga permanece como principal fonte de ruído para frequências de cujo centro da banda de 1/3 de oitava chegam a 1.25 kHz, para todos os casos de deflexão de flape. Para a condição de flape nulo o bordo de fuga ainda permanece como principal fonte para as frequências de 1.6 kHz e 2 kHz. Já para as frequências de 2.5 kHz e 3.15 kHz para condição de flape 0 a ponta do bordo de fuga surge como principal fonte de ruído. Já para as condições de flape 13 e 24, para frequências de centro de banda de oitava variando entre 1.6 kHz e 2.5 kHz, o ruído de ponta de flape assume papel primordial na geração de som. Já para frequência de 3.15 kHz, a ponta do bordo de fuga acompanha a condição de flape 0 mantendo-se como principal fonte de ruído para as condições de flape 13 e 24. Um resumo das principais fontes de ruído identificadas estão mostrados na Tabela 9.3.

Finalmente, para o ângulo de ataque de 15° , cujos resultados de *beamforming* são observados na Figura 9.4, ocorre uma mudança radical nos principais focos de produção de ruído neste aerofólio. Para a frequência cujo centro de banda de 1/3 de oitava é 800 Hz a ponta do bordo de fuga age como principal fonte de ruído. Já para outras condições de frequência e deflexão de flape, há uma alternância de fontes que se destacam como principais fontes de ruído, conforme se pode ver esquematicamente na Tabela 9.4.

Tabela 9.1: Principais fontes de ruído identificadas no aerofólio NACA-0012, para ângulo de ataque de 0° . Onde 1 = Bordo de fuga 2 = Ponta interna do flape, 3 = Ponta externa do flape, 4 = Ponta do bordo de fuga, 5 = Ponta do bordo de ataque.

Ângulo de ataque = 0°			
Freq. (Hz)	FLAP = 0	FLAP = 13	FLAP = 24
800	1	1	1
1000	1	1	1
1250	1	1, 2, 3	1, 2, 3
1600	1	2, 3	2, 3
2000	1	2, 3	2, 3
2500	1	2, 3	2, 3
3150	1	2, 3, 4	2, 3, 4

Tabela 9.2: Principais fontes de ruído identificadas no aerofólio NACA-0012, para ângulo de ataque de 5° . Onde 1 = Bordo de fuga 2 = Ponta interna do flape, 3 = Ponta externa do flape, 4 = Ponta do bordo de fuga, 5 = Ponta do bordo de ataque.

Ângulo de ataque = 5°			
Freq. (Hz)	FLAP = 0	FLAP = 13	FLAP = 24
800	1	1	1
1000	1	1	1
1250	1	1, 2, 3	1, 2, 3
1600	1	2, 3	2, 3
2000	1	2, 3	2, 3
2500	4	2, 3	2, 3
3150	4	4	2, 3, 4

Tabela 9.3: Principais fontes de ruído identificadas no aerofólio NACA-0012, para ângulo de ataque de 10° . Onde 1 = Bordo de fuga 2 = Ponta interna do flape, 3 = Ponta externa do flape, 4 = Ponta do bordo de fuga, 5 = Ponta do bordo de ataque.

Ângulo de ataque = 10°			
Freq. (Hz)	FLAP = 0	FLAP = 13	FLAP = 24
800	1	1	1
1000	1	1	1
1250	1	1	1
1600	1	2, 3	2, 3
2000	1	2, 3	2, 3
2500	4	2, 3	2, 3
3150	4	4	4

Tabela 9.4: Principais fontes de ruído identificadas no aerofólio NACA-0012, para ângulo de ataque de 15° . Onde 1 = Bordo de fuga 2 = Ponta interna do flape, 3 = Ponta externa do flape, 4 = Ponta do bordo de fuga, 5 = Ponta do bordo de ataque.

Ângulo de ataque = 15°			
Freq. (Hz)	FLAP = 0	FLAP = 13	FLAP = 24
800	4	4	4
1000	1	2, 4	2, 4
1250	1, 5	4, 5	4, 5
1600	1, 4, 5	3, 4, 5	2, 3, 4, 5
2000	1, 5	1, 5	2, 3, 5
2500	4, 5	2, 3, 4, 5	2, 3, 5
3150	4, 5	2, 4, 5	2, 3, 4, 5

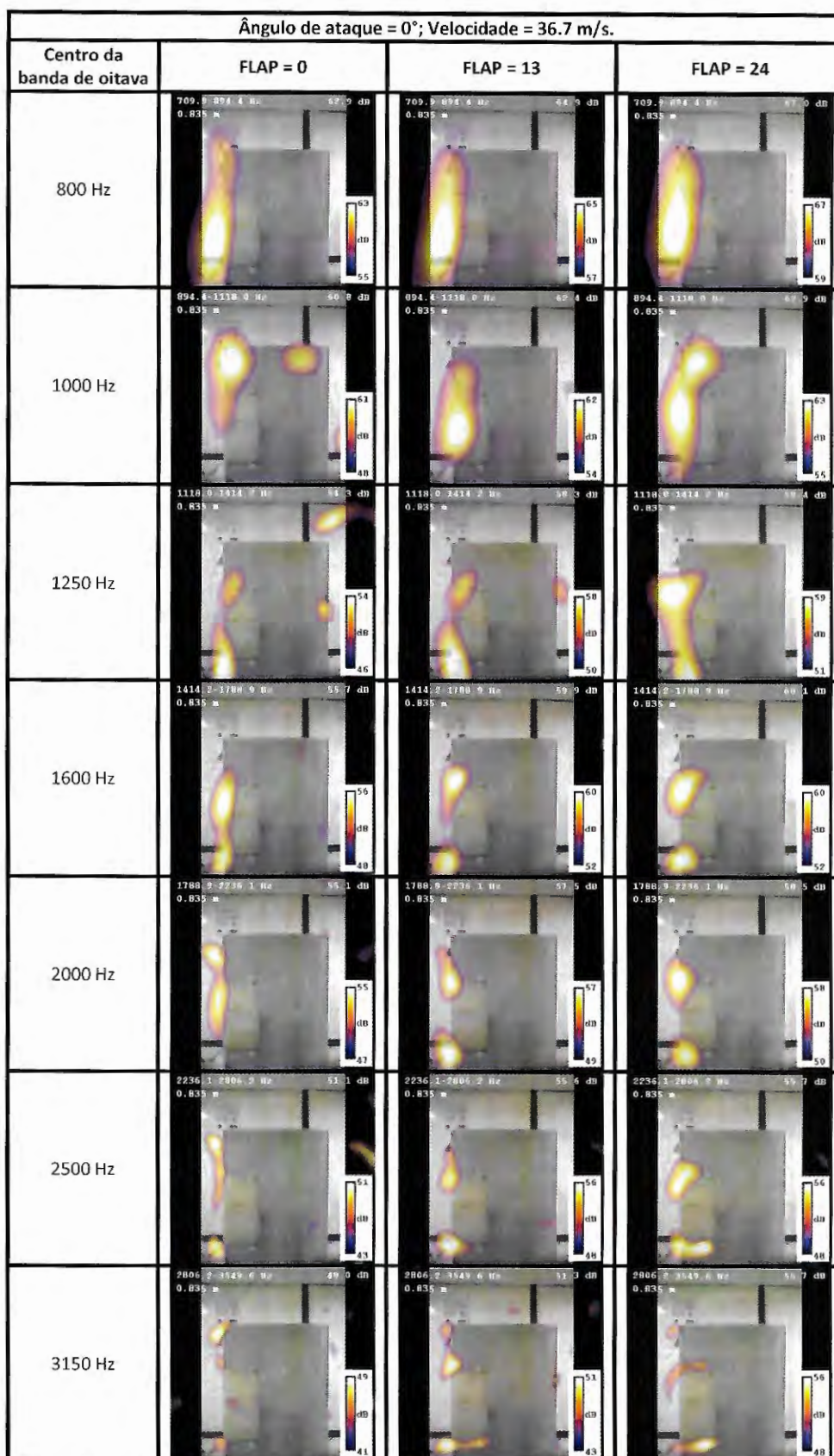


Figura 9.1: Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 tridimensional com flap. Resultados para ângulo de ataque de 0°. Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.

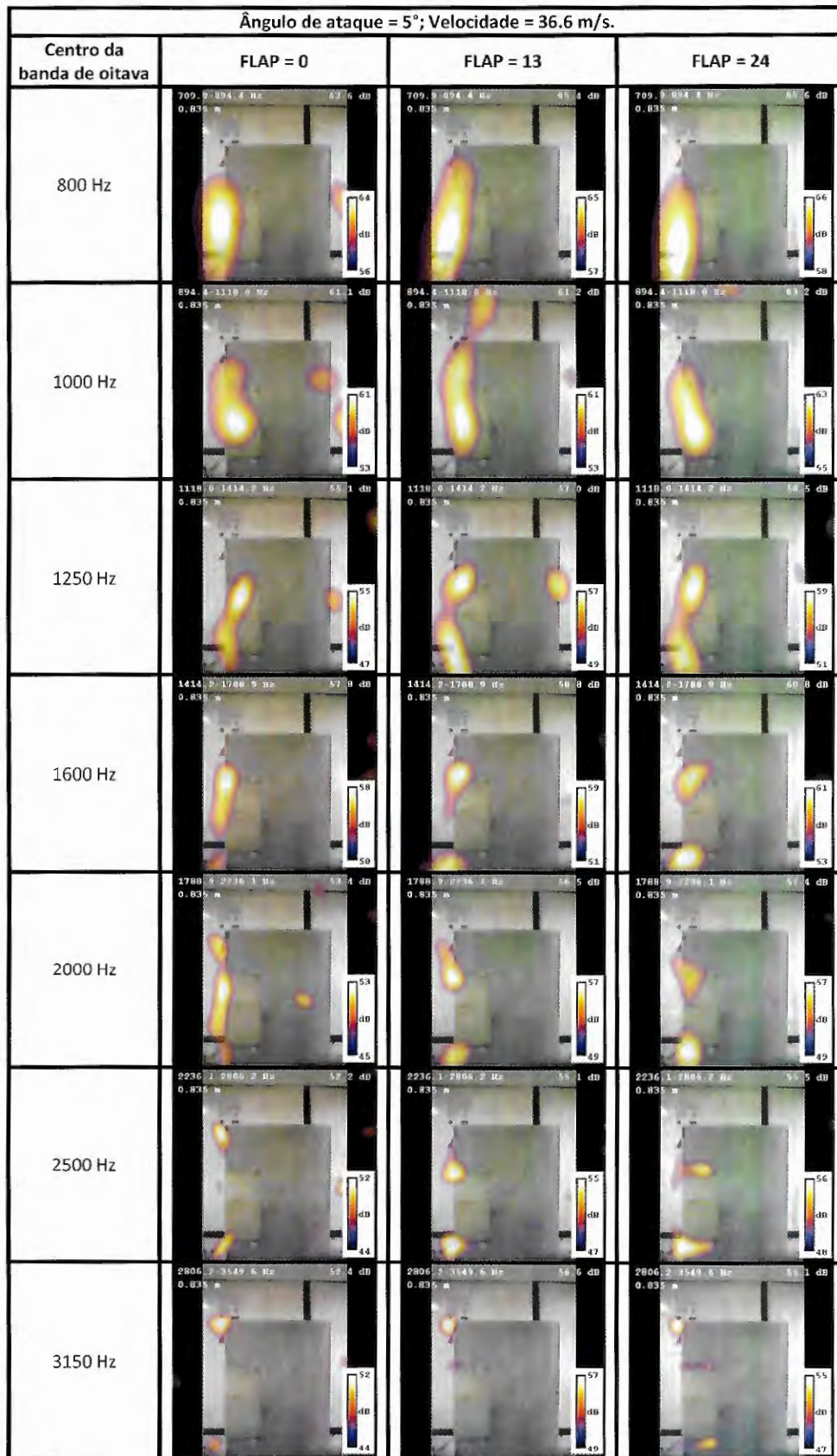


Figura 9.2: Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 tridimensional com flap. Resultados para ângulo de ataque de 5°. Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.

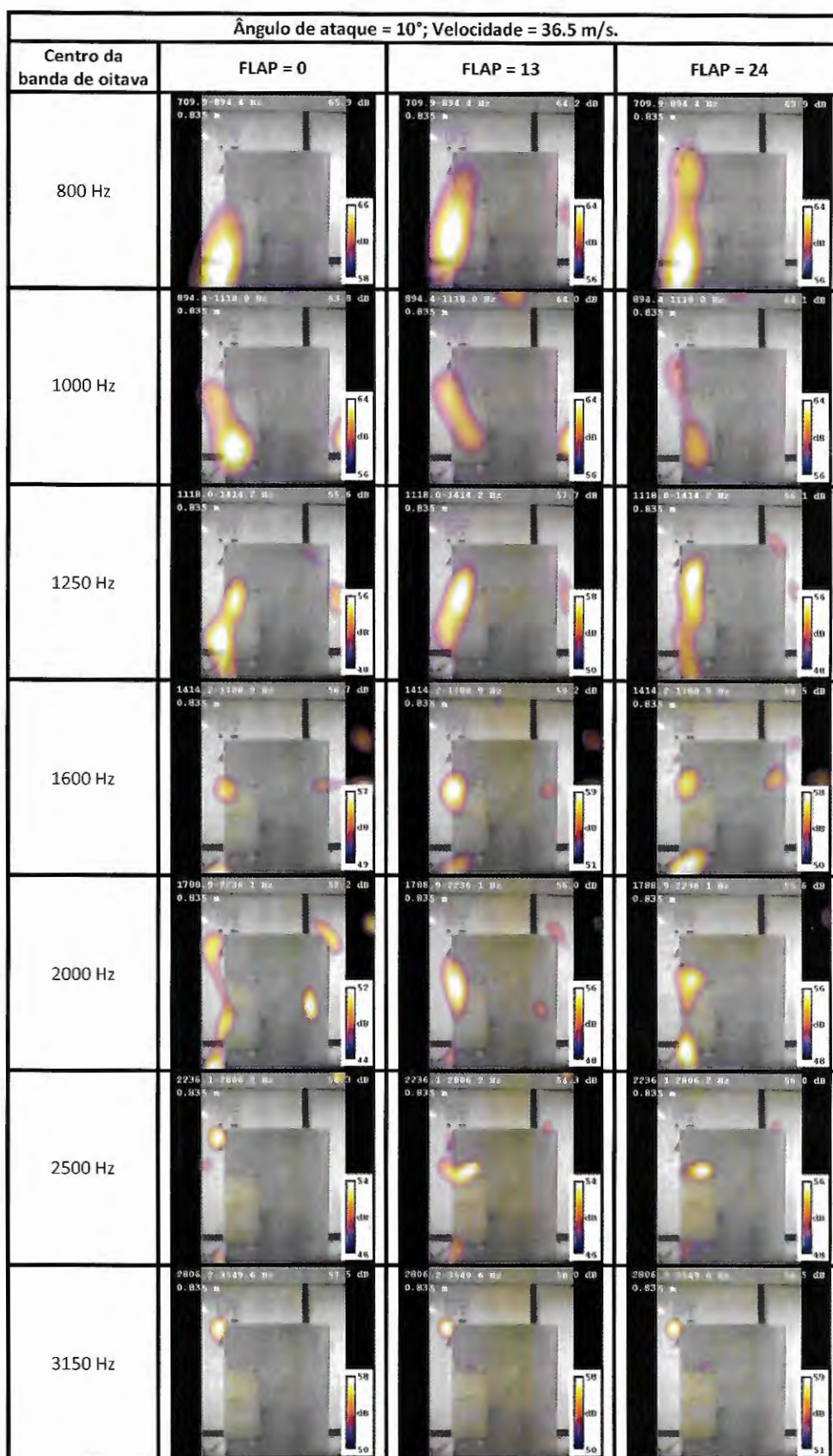


Figura 9.3: Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 tridimensional com flap. Resultados para ângulo de ataque de 10°. Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.

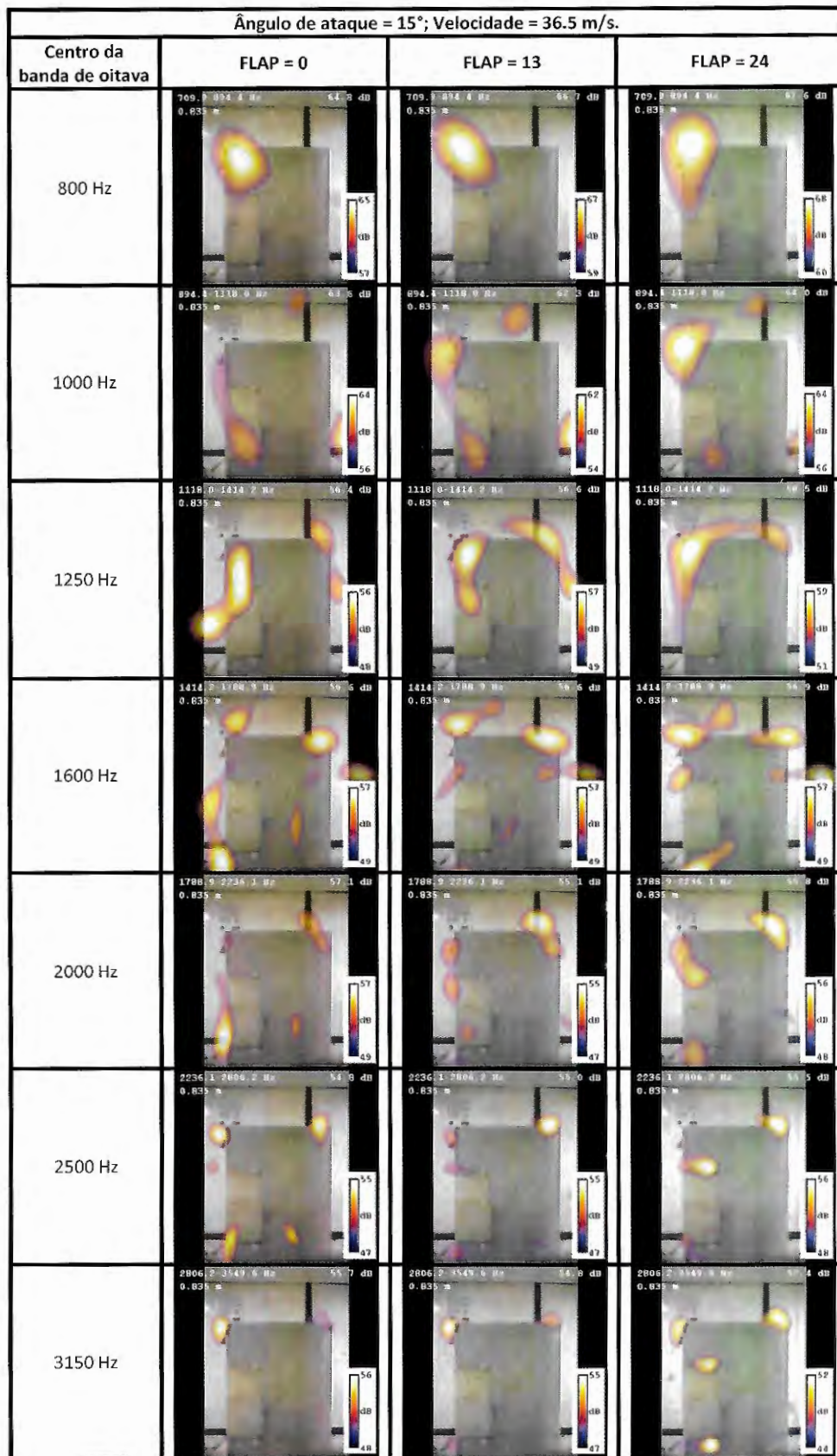


Figura 9.4: Identificação das fontes de ruído para o aerofólio NACA-0012 tridimensional com flap. Resultados para ângulo de ataque de 15°. Fluxo de ar da vindo esquerda para a direita.

Considerações, conclusões e recomendações para trabalhos futuros

O presente capítulo apresenta algumas considerações finais acerca das discussões apresentadas ao longo do presente trabalho. A seção 10.1 apresenta conclusões e recomendações acerca do processo de redução do ruído de fundo do túnel. A seção 10.2 apresenta conclusões acerca dos ensaios de *beamforming* e, finalmente, a seção 10.3 apresenta recomendações para trabalhos futuros.

10.1 Considerações e conclusões acerca do processo de redução do ruído de fundo do túnel

O processo de adaptação de um túnel de vento para redução de ruído de fundo é uma atividade extremamente onerosa e trabalhosa. Trabalha-se dentro de um ambiente de difícil acesso, quente, com pouco espaço para movimentação e sem luz. Ao implementar-se um processo de redução de ruído de túnel de vento, deve se ter em mente a necessidade de adotar espumas feitas com os melhores materiais presentes no mercado para absorção de ruído, além de ter em mente a necessidade de se recobrir a superfície da espuma com material acusticamente transparente para evitar o rasgamento desta pelo fluxo de ar e o acúmulo de pó. No presente trabalho, adotou-se espumas de melamina para as espumas, material cujo coeficiente de absorção acústica é praticamente 1 para frequências maiores

que 4 vezes a espessura da espuma, a um custo aproximado deste material por metro quadrado, na época da adaptação do túnel, de R\$ 80,00 para a espuma de 2 cm de espessura e aproximadamente R\$ 120,00 para a espuma de 5 cm de espessura.

Durante o processo de redução do ruído de fundo do túnel, percebeu-se que o tratamento acústico do túnel pela instalação de espumas em suas paredes somada à instalação do abafador acústico contribuiu para a redução do ruído que chega à câmara de ensaios na direção contrária do fluxo. Dado que a principal fonte de ruído do túnel é o ventilador, caso deseje-se reduzir ainda mais o nível de ruído do túnel deve-se pensar em colocar algum tratamento em algum ponto próximo ao ventilador mas agora em algum ponto a jusante do ventilador.

Durante a instalação das espumas de melamina no túnel, percebeu-se que seu acabamento superficial tem praticamente a mesma qualidade da superfície da madeira utilizada na construção do túnel. Assim, caso recubra-se toda a parede difusora do túnel (mantendo-se o ângulo de difusão) na região à frente do ventilador, provavelmente não se correrá o risco de separação do fluxo de ar nessa região de gradiente de pressão adverso.

Outra solução plausível é a instalação de um abafador acústico, semelhante ao que foi feito neste trabalho, só que agora colocado na frente do ventilador, tomando-se o cuidado de fazer seus bordos de ataque e fuga corretamente. Este abafador colocado no meio do túnel pode ser vantajoso por estar colocado no meio do fluxo de ar.

10.2 Considerações e conclusões acerca dos ensaios de *beamforming*

A realização de um ensaio de *beamforming*, cujos resultados sejam aproveitáveis, é uma tarefa que exige muito cuidado por parte do experimentalista. Deve-se tomar cuidado principalmente com a frequência de aquisição dos microfones. Testes feitos mostraram que para haver “convergência” nos resultados, quando se está interessado numa dada frequência deve-se amostrar com uma frequência pelo menos 20% maior que a frequência de Nyquist. Mesmo sabendo que os mapas de *beamforming* começavam a apresentar contaminações

por lóbulos secundários em frequências maiores que 7 kHz, o presente trabalho foi bastante conservador, adotando que a faixa de frequências de interesse chegava a 20 kHz, o que resulta numa frequência de Nyquist de 40 kHz. Adotando o critério de 20% tem-se uma frequência de 48 kHz. Adotando-se a potência de 2 seguinte, como taxa de aquisição, tomou-se como a frequência de aquisição igual a 51.2 kHz.

Como o processamento das imagens de *beamforming* adotados no presente trabalho foi feito a partir da matriz de espectros cruzados, perdeu-se a informação das fontes acústicas no tempo. Assim, não se conseguiu fazer nenhum teste satisfatório sobre o tempo de aquisição.

Um cuidado que se teve ter na realização de ensaios de *beamforming* é o de evitar-se vazamentos de ar no túnel na região próxima à antena (aproximadamente até 80 cm), uma vez que, para altas velocidades, estes se comportam como um apito e por sua proximidade e pela capacidade da antena em encontrar fontes coerentes de ruído são percebidos pela antena e após o processamento estes aparecem como fontes espúrias.

Apesar da intensidade do espectro acústico estar bastante coerente com os resultados da literatura, no caso do ensaio do aerofólio NACA-0012 2D, estes resultados estão baseados numa espessura de camada limite calculada por métodos semi-empíricos. Assim é imperativa a realização de um ensaio para medição da espessura de camada limite no aerofólio.

Por algum motivo, ainda não determinado, o processamento de *beamforming* com a deconvolução TIDY não é capaz de identificar o ruído de bordo de fuga. Entretanto o processamento DAMAS2 encontra este ruído a contento e ainda, através da técnica de integração de fontes acústicas, consegue determinar a correta intensidade.

O ensaio do aerofólio NACA-0012 3D é uma demonstração das capacidades do túnel para ensaios do ruído de aerofólios tridimensionais, e flape (fontes com frequências de até 7 kHz). Quando estiver interessado no estudo de dispositivos hipersustentadores deve-se repensar a construção da antena e utilizar os microfones, disponíveis, de um quarto de polegada (pela sua melhor resposta às altas frequências) e repensar-se a distribuição de

microfones na construção de uma nova placa.

10.3 Recomendações para trabalhos futuros

O presente trabalho serve como primeira referência para inúmeros ensaios de mapeamentos de fontes acústicas no túnel de vento LAE-1. Praticamente qualquer modelo que se possa pensar em colocar dentro da câmara de ensaios do túnel de vento LAE-1, na posição vertical é passível da realização do mapeamento de fontes acústicas pela técnica de *beamforming*.

A limitação de necessariamente se colocar o modelo na posição vertical pode ser sobrepujada através da instalação de uma antena, por exemplo, na parede superior do túnel, removendo-se a placa da *turn-table* superior e colocando em seu lugar a nova antena de *beamforming*. Assim consegue-se medir ruído de modelos também colocados na posição horizontal.

Outra recomendação é construir uma nova antena de *beamforming*, agora focada na aquisição de fontes de alta frequência. Além disso, um estudo bastante interessante a se realizar é o de verificar experimentalmente vários aerofólios com o objetivo de entender tanto qualitativamente, quanto quantitativamente, a influência de parâmetros destes no ruído geral e, ainda, verificar a influência de dispositivos de ponta de asa e bordo de fuga no ruído entre muitos outros testes possíveis.

Bibliografia

ANDREOU, C.; GRAHAM, W.; SHIN, H.-C. Aeroacoustic study of airfoil leading edge high-lift devices. In: *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference)*. [S.l.: s.n.], 2006.

ARTHUR, B. J.; JOPPA, P. D.; UNDERBRINK, J. R. *Precision condenser Microphone Flush-mount adapter*. [S.l.], 2000.

BISTAFA, S. R. *Acústica Aplicada ao Controle de Ruído*. [S.l.]: Editora Edgard Blücher, 2006. 236 p.

BRANDSTATT, P.; FUCHS, H. V.; ROLLER, M. Novel silencers and absorbers for wind tunnels and acoustic test cells. *Noise Control Engineering Journal*, v. 50, p. 41–49, 2002.

T.F. Brooks e W.M. Humphreys Jr. *Deconvolution approach for the mapping of acoustic sources (DAMAS)*. 2004. Patente número LAR-16907-1.

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*, v. 294, p. 856 – 879, 2006.

BROOKS, T. F.; POPE, D. S.; MARCOLINI, M. A. *Airfoil Self-Noise and Prediction*. [S.l.], 1989.

CAMARGO, H.; REMILLIEUX, M.; BURDISSO, R.; CREDE, E.; DEVENPORT, W. The virginia tech stability wind tunnel from an aerodynamic into an aeroacoustic facility. In: *19th INTERNATIONAL CONGRESS ON ACOUSTICS*. Madrid: [s.n.], 2007.

CATALANO, F. M. *Aerodinâmica Aplicada: Túneis de Vento e a Diminuição do Arrasto*. Tese (Tese de Livre Docência) — Escola de Engenharia de São Carlos, 2003.

DIAMOND, I.; STEPHENSON, R.; SHEPPARD, Z.; SMITH, A.; HAYWARD, S.; HEATHERLEY, S.; RAW, G.; STANSFELD, S. *Perceptions of Aircraft Noise, Sleep and Health*. [S.l.], 2000.

R. P. Dougherty. *Spiral-Shaped Array for Broadbanding Imaging*. 1998. Patente número 5838284.

DOUGHERTY, R. P. Beamforming in aeroacoustic testing. In: _____. [S.l.]: Springer, 2002. cap. 2, p. 86 – 95.

DOUGHERTY, R. P. Extensions of damas and benefits and limitations of deconvolution in beamforming. In: *AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. Monterey, California: [s.n.], 2005.

DRELA, M. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. In: MUELLER, T. J. (Ed.). *Low Reynolds Number Aerodynamics (Conference Proceedings)*. [S.l.: s.n.], 1989. p. 1–12.

EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY. *Certification Specifications for Aircraft Noise*.

FEDERAL AVIATION ASSOCIATION. *Noise standards: Aircraft Type and Airworthiness Certification*.

FONSECA, W. D. *Desenvolvimento e aplicação de sistema para obtenção de imagens acústicas pelo método de beamforming para fontes em movimento*. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal de Santa Catarina, 2009.

GERGES, S. S.; FONSECA, W.; DOUGHERTY, R. P. State of the art beamforming software and hardware for applications. In: *Keynote Lecture at ICSV 16*. Krakow, Poland: [s.n.], 2009.

HERRIG, A.; WÜRZ, W.; KRÄMER, E.; WAGNER, S. New cpv-results of naca 0012 trailing-edge noise. In: *International Conference on Methods of Aerophysical Research, ICMAR 2008*. [S.l.: s.n.], 2008.

HOLLIS, P. *Active Control of Wind Tunnel Noise*. Department of Mechanical Engineering, August 1991.

HUTCHESON, F. V.; BROOKS, T. F.; HUMPHREYS, J. W. M. Noise radiation from a continuous mold-line link flap configuration. In: *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference)*. [S.l.: s.n.], 2008.

ICAO. *Noise Certification Standards*.

KLINE, S. J.; MCCLINTOCK, F. A. Describing uncertainties in single sample experiments. *Mechanical Engineering*, v. 4, n. 4, p. 3 – 8, 1953.

KÜNSTNER, R.; POTTHOFF, J.; ESSERS, U. The aero-acoustic wind tunnel of stuttgart university. In: *SAE Technical Papers Series*. [S.l.: s.n.], 1995.

MUÑOZ, H. D. C. *Estudo da interferência aerodinâmica do sistema motopropulsor em uma aeronave do tipo "BLENDED WING BODY"*. Tese (Doutorado) — Escola de Engenharia de São Carlos, 2009.

OERLEMANS, S. *Detection of aeroacoustic sound sources on aircraft and wind turbines*. Tese (Doutorado) — University of Twente, 2009.

OERLEMANS, S.; SIJTSMA, P. *Acoustic array measurements of a 1:10.6 scaled Airbus A340 model*. [S.l.], 2004.

REMILLIEUX, M. C.; CREDE, E. D.; CAMARGO, H. E.; BURDISSO, R. A.; DEVENPORT, W. J.; RASNICK, M.; SEETERS, P. V.; CHOU, A. Calibration and demonstration of the new virginia tech anechoic wind tunnel. In: *14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference)*. [S.l.: s.n.], 2008.

- SHIN, H.-C.; GRAHAM, W. R.; SIJTSMA, P.; ANDREOU, C.; FASZER, A. C. Implementation of a phased microphone array in a closed-section wind tunnel. *AIAA JOURNAL*, v. 45, n. 12, p. 2897 – 2909, December 2007.
- SIJTSMA, P.; HOLTHUSEN, H. *Source location by phased array measurements in closed wind tunnel test sections*. [S.I.], 1999.
- SIJTSMA, P.; STOKER, R. *Determination of Absolute Contributions of Aircraft Noise Components using Fly-Over Array Measurements*. [S.I.], 2004.
- SIJTSMA, P.; WAL, H. van der. *Identification of Noise Sources on Civil Aircraft in Approach using a Phased Array of Microphones*. [S.I.], 2004.
- SMITH, A.; NUTT, D.; WILSON, S.; RICH, N.; HAYWARD, S.; HEATHERLEY, S. *Noise and Insomnia: a study of community noise exposure, sleep disturbance, noise sensitivity and subjective reports of health*. [S.I.], 2002.
- SODERMAN, P. T. *Sources and Levels of Background Noise in the NASA Ames 40- by 80-Foot Wind Tunnel-A Status Report*. [S.I.], 1988.
- SODERMAN, P. T. *Flow-Induced Resonance of Screen-Covered Cavities*. [S.I.], 1990.
- SODERMAN, P. T.; NOBLE, S. C. A directional microphone array for acoustic studies of wind tunnel models. In: *8th Aerodynamic Testing Conference*. [S.I.: s.n.], 1974.
- STORMS, B.; ROSS, J.; HORNE, W.; HAYES, J.; DOUGHERTY, R.; UNDERBRINK, J.; SCHARPF, D.; MORIARTY, P. *An Aeroacoustic Study of an Unswept Wing with a Three-Dimensional High-Lift System*. [S.I.], February 1998.
- J. R. Underbrink. *Circularly Symmetric, Zero Redundancy, Planar Array Having Broad Frequency Range Applications*. 2001. Patente número 6205224.
- UNDERBRINK, J. R. Aeroacoustics measurements. In: _____. [S.I.]: Springer, 2002. cap. 3, p. 199 – 206.
- WAL, H. van der; SIJTSMA, P. *Flap noise measurements in a closed wind tunnel with a phased array*. [S.I.], 2001.
- G. WICKERN, S. WALLMANN e V. HEESSEN. *Wind Tunnel With Air Vibration Phase Cancellation*. 2000. Patente número 6155111.

APÊNDICE A – O ALINHAMENTO DA ANTENA DE BEAMFORMING

O presente apêndice tem como objetivo apresentar o processo de alinhamento da antena de *beamforming* instalada no túnel de vento LAE-1. O alinhamento da antena de *beamforming* tem como objetivo levar em consideração desvios geométricos da posição da câmera fotográfica em relação ao centro da antena (UNDERBRINK, 2002).

É importante ressaltar que o alinhamento da antena de *beamforming* deve ser feito a cada vez que a antena ou a câmera fotográfica instalada na antena é modificada de posição. Como no caso do presente trabalho existe uma posição que fixa firmemente a câmera à antena e esta, por sua vez, está fixada às paredes do túnel, portanto imóvel, assim um único alinhamento foi necessário para a realização dos ensaios do presente. Para ilustrar a necessidade de se realizar o alinhamento da antena, a Figura A.1 mostra os resultados do processamento de *beamforming* sem que haja um prévio alinhamento da antena.

Quando se alinha uma antena de *beamforming* tem-se como objetivo determinar os parâmetros de x , y , *tilt* e *pan*, cuja definição é apresentada pela Figura A.2, que o *software* de *beamforming* deve adotar para corrigir diferenças posicionamento da câmera em relação ao centro da antena.

Para executar o alinhamento da antena de *beamforming*, (UNDERBRINK, 2002) recomenda que os parâmetros x e y sejam corrigidos baseados numa fonte colocada próxima à antena e os parâmetros *tilt* e *pan* sejam corrigidos adotando-se uma fonte localizada numa posição distante da antena (recomenda-se adotar como distante um valor superior

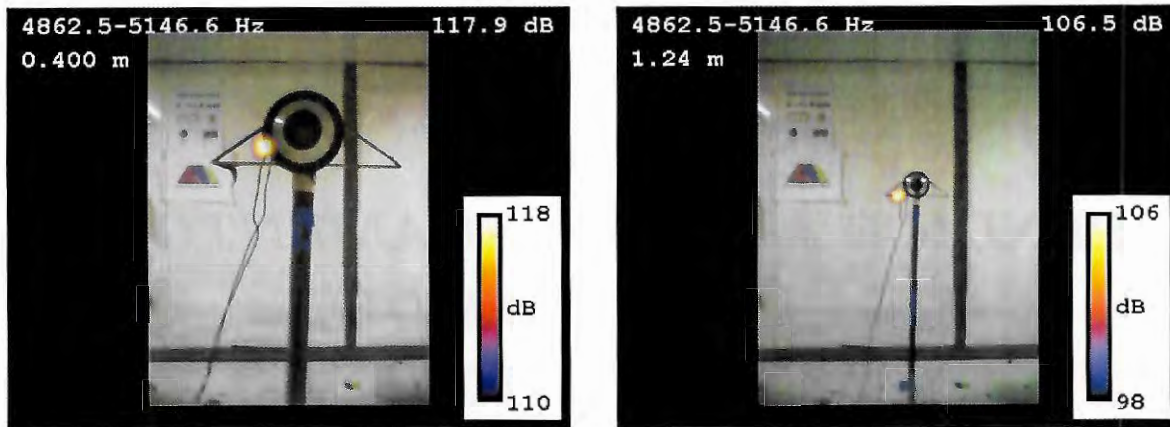


Figura A.1: Resultados de *beamforming* sem alinhamento para uma fonte pontual localizada na saída no *tweeter*.

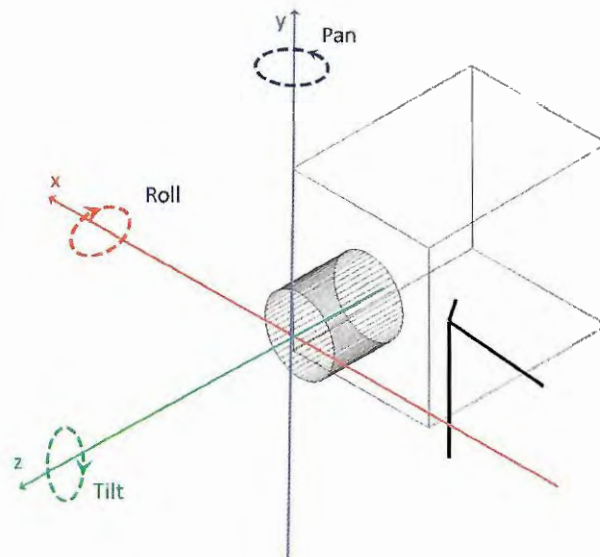


Figura A.2: Representação esquemática das coordenadas x , y , *tilt* e *pan* a serem corrigidas quando se executa o alinhamento da antena de *beamforming*.

a 2 vezes o diâmetro da antena). Além disso, a referência recomenda que seja utilizada uma fonte tonal neste alinhamento e que a mesma frequência seja adotada durante todo o processo de alinhamento. Durante o processo de alinhamento da antena de *beamforming* instalada no túnel LAE-1, várias frequências de fonte foram testadas com o objetivo de verificar-se a que mais se adequava. Durante este processo, notou-se que baixas frequências tinham tamanho de lóbulo grande demais para possibilitarem a localização exata do centro da fonte tonal, e, para o caso de fontes com frequências exageradamente altas o tamanho

do lóbulo tornava-se pequeno demais dificultando a localização de seu centro. Com o objetivo de ilustrar o que foi dito Figura A.3 mostra a comparação do tamanho das fontes para frequências de 3 kHz e 5 kHz para a distância de fonte próxima adotada (40 cm) e fonte distante (1.24 m).

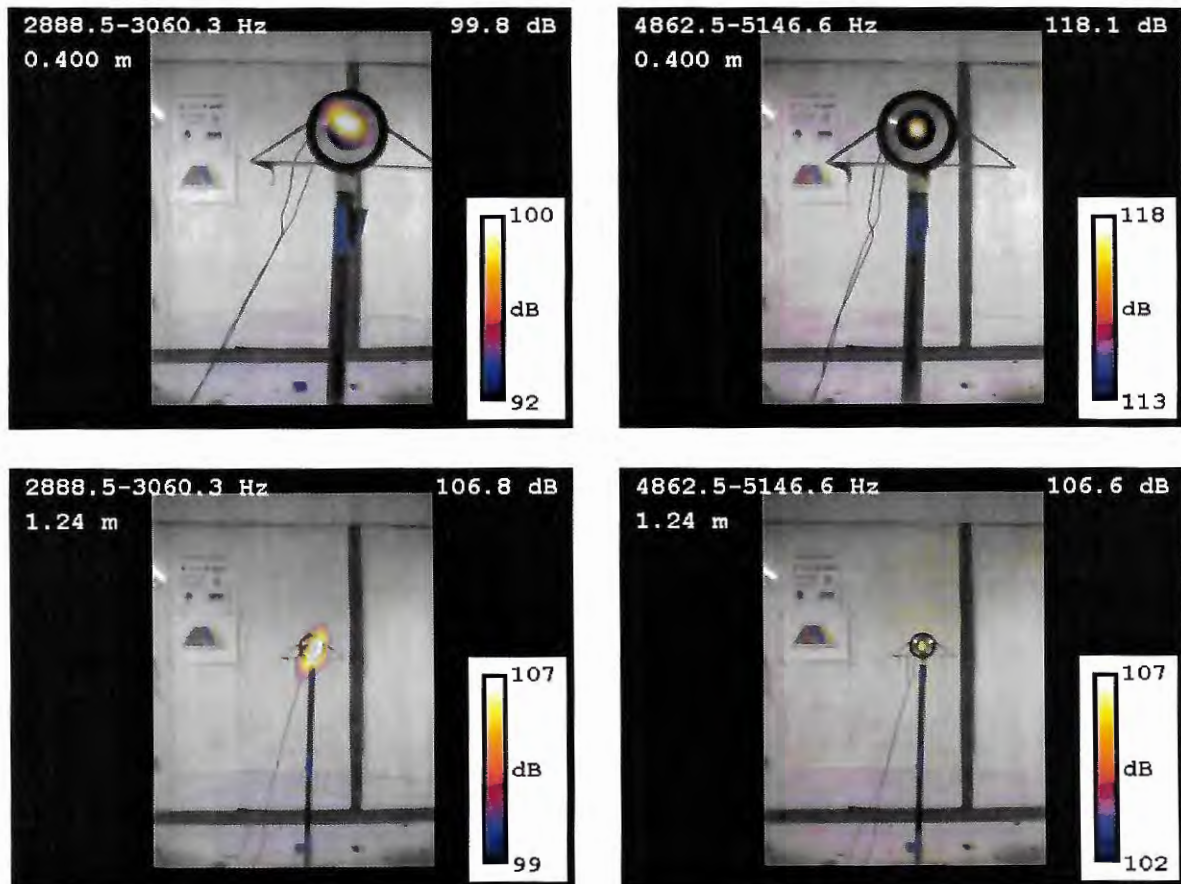


Figura A.3: Comparação do tamanho do lóbulo para uma fonte pontual com 3 kHz localizadas a 40 cm e 1.24 m (figura superior e inferior esquerda, respectivamente) e de 5 kHz localizada da 40 cm e 1.24 m (figura superior e inferior direita, respectivamente).

Conforme nota-se na Figura A.3, uma fonte com frequência de 5 kHz tem um tamanho de lóbulo pequeno o suficiente para determinar um alinhamento preciso da antena, sendo por isto esta frequência adotada nos alinhamentos mostrados na presente seção.

Após a verificação da melhor frequência para se alinhar a antena de *beamforming*, executou-se o alinhamento da antena instalada no túnel de vento LAE-1 adotando-se como fonte próxima - a partir da qual se corrige os parâmetros x e y - uma fonte localizada a 40 cm da antena e como fonte distante - a partir da qual se corrige os ângulos *tilt* e

pan - uma fonte localizada a 1.24 m de distância. Estes processamentos foram executados utilizando-se tanto os algoritmos de decorrelação DAMAS2 quanto TIDY e os resultados são demonstrados na Figura A.4.

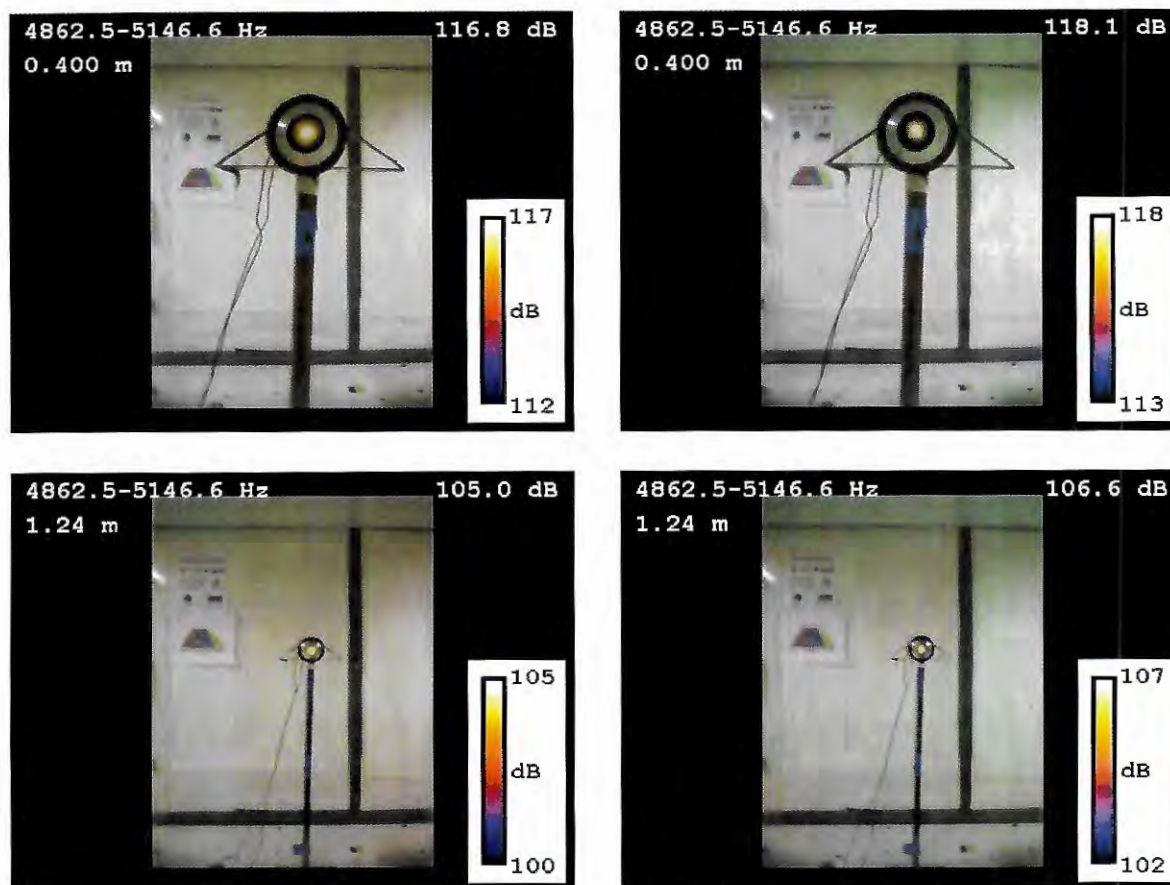


Figura A.4: Localização da fonte acústica na saída do *tweeter* após o alinhamento. As figuras superiores apresentam a fonte a 40 cm da antena, e as inferiores a fonte a 1.24 da antena. As da esquerda apresentam o resultado pelo processamento DAMAS2 e as da esquerda pelo processamento TIDY.

Os parâmetros de alinhamento obtidos ao final deste processo são mostrados na Figura A.5 que mostra a interface do programa de processamento de *beamforming* adotado no presente trabalho.

Com o objetivo de verificar a qualidade do alinhamento da antena para outras distâncias que não aquelas adotadas no alinhamento, colocou-se a fonte de ruído em outras posições ao longo do eixo z da antena do túnel e calculou-se as fontes acústicas pelo método de *beamforming*. A Figura A.6 mostra estes resultados.

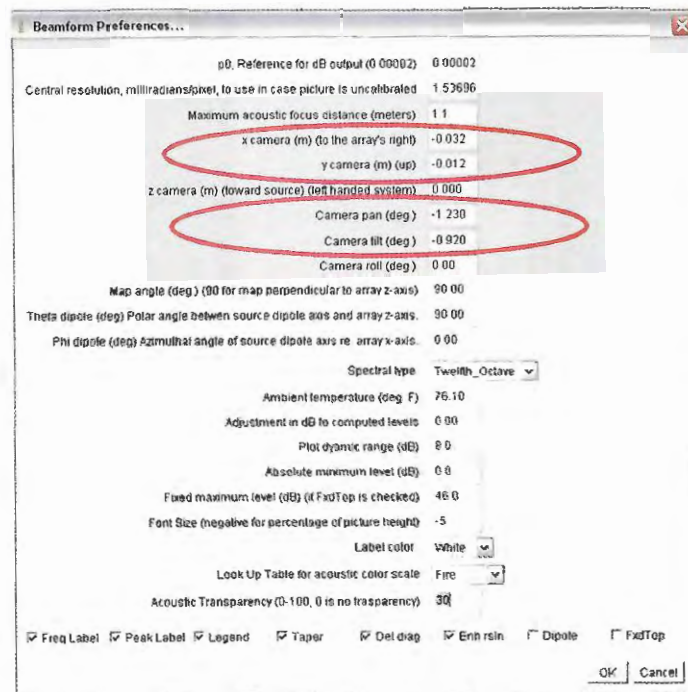


Figura A.5: Coeficientes x , y , $tilt$ e pan obtidos após o alinhamento da antena de *beamforming*.

Conforme se observa na Figura A.6, a fonte é bem localizada para outras distâncias que não aquelas adotadas no alinhamento. Tal resultado forneceu a segurança necessária para a execução dos primeiros ensaios de *beamforming* com o túnel de vento ligado mostrados no capítulo 7.

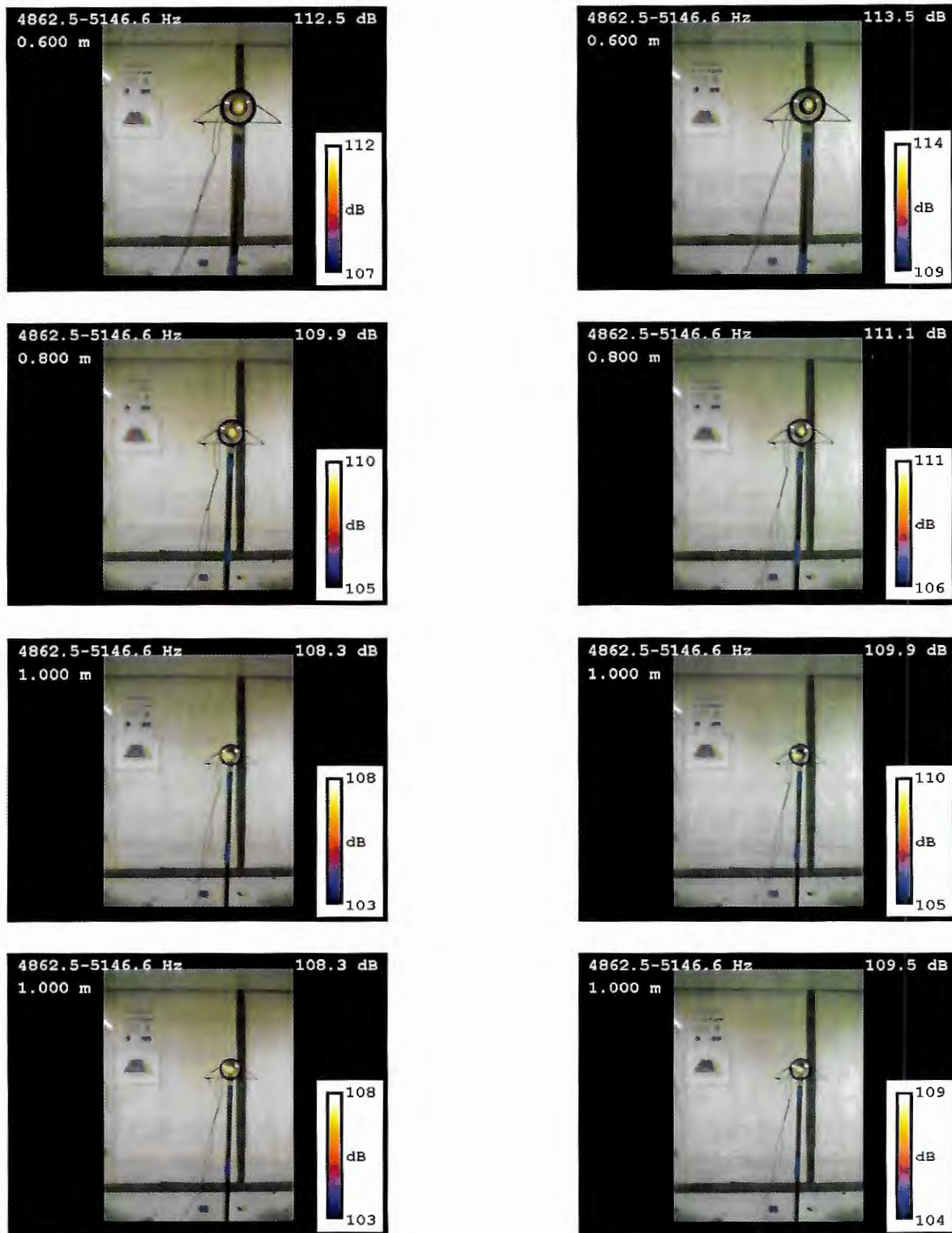


Figura A.6: Verificação do alinhamento para fonte localizada em outras posições ao longo do eixo z do túnel. As figuras da esquerda representam o processamento com o uso do algoritmo de decorrelação DAMAS2 e as da direita representam o cálculo com o uso do algoritmo TIDY.

APÊNDICE B – CÁLCULO DE INCERTEZAS NA MEDIDA DA VELOCIDADE

O presente apêndice tem como objetivo demonstrar a metodologia de cálculo das incertezas nas medidas de velocidade do fluxo de ar no túnel de vento, cujos resultados mostrados na seção 5.4 servem como base para verificar se houve uma queda da velocidade do fluxo de ar no túnel decorrente do tratamento acústico inserido em seu interior.

Segundo (KLINE; MCCLINTOCK, 1953), quando se pretende determinar o erro de um experimento em que se tem apenas uma amostra disponível deve-se adotar o procedimento a seguir descrito. Para dada uma função $F(x_1, x_2, \dots, x_n)$ a estimativa de erro ΔF é dada pela relação mostrada pela Equação B.1:

$$\Delta F = \left[\left(\frac{\partial F}{\partial x_1} \Delta x_1 \right)^2 + \left(\frac{\partial F}{\partial x_2} \Delta x_2 \right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial F}{\partial x_n} \Delta x_n \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (\text{B.1})$$

Da equação de Bernoulli combinada com a equação para gases perfeitos pode-se facilmente obter a equação para o cálculo da velocidade do ar em função da pressão dinâmica, temperatura e pressão atmosférica, como mostra a Equação B.2:

$$V = \sqrt{\frac{2q_\infty RT_a}{p_a}}, \quad (\text{B.2})$$

onde q_∞ é a pressão dinâmica, R é a constante universal dos gases, T_a é a temperatura do ar na câmara de ensaios, p_a é a pressão atmosférica.

Avaliando-se os termos $\frac{\partial F}{\partial x_n}$ na Equação B.1, obtém-se a Equação B.3:

$$\Delta V = \left[\frac{1}{4} \frac{2RT}{q_\infty p_a} (\Delta q_\infty)^2 + \frac{1}{4} \frac{2q_\infty RT}{p_a^3} (\Delta p_a)^2 + \frac{1}{4} \frac{2q_\infty R}{T_a p_a} (\Delta T_a)^2 \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (\text{B.3})$$

A Equação B.3 pode ser adimensionalizada, dividindo-a pela Equação B.2 de forma a obter-se a Equação B.4:

$$\frac{\Delta V}{V} = \left[\left(\frac{1}{2} \frac{\Delta q_\infty}{q_\infty} \right)^2 + \left(\frac{1}{2} \frac{\Delta p_a}{p_a} \right)^2 + \left(\frac{1}{2} \frac{\Delta T_a}{T_a} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (\text{B.4})$$

No presente trabalho, os erros de medidas diretas foram estimados de acordo com o mostrado a seguir:

1. Erro na temperatura: $\Delta T = \pm 0.1^\circ\text{C}$;
2. Erro na medição da pressão atmosférica: $\Delta p_a = \pm 1\text{mmHg}$;
3. Erro na medição da pressão dinâmica: $\Delta q_\infty = 1\%$;
4. Erro na medição das dimensões geométricas: $\pm 1\text{mm}$;

Substituindo-se valores com unidades consistentes, obtém-se os valores mostrados na Equação B.5:

$$\frac{\Delta V}{V} = \frac{1}{2} \left[1 \times 10^{-4} + 2 \times 10^{-6} + 1 \times 10^{-7} \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (\text{B.5})$$

o que resulta em:

$$\frac{\Delta V}{V} = 0.5\% \quad (\text{B.6})$$

Seguindo-se esta mesma metodologia obtém-se que o erro na densidade do ar é de 0.15% e o erro na viscosidade do ar é de 0.23 %.

APÊNDICE C – REVISÃO SOBRE A TÉCNICA CONVENCIONAL DE BEAMFORMING

O presente apêndice tem como objetivo apresentar uma revisão sobre as bases da técnica de *beamforming* . cujas aplicações são demonstradas ao longo dos capítulos 7, 8 e A do presente trabalho. O presente texto baseia-se na dedução apresentada por (UNDERBRINK, 2002), (OERLEMANS, 2009) e (FONSECA, 2009), onde algumas passagens omitidas por estes autores foram aqui deduzidas e apresentadas.

O imageamento de fontes acústicas pela técnica de *beamforming* tem se mostrado uma técnica bastante promissora desde seus primeiros desenvolvimentos. em particular para aplicação em ensaios em túnel de vento. A primeira publicação em que se utilizou a técnica de *beamforming* para identificação de fontes acústicas em modelos localizados no interior da câmara de ensaios de um túnel de vento foi feita em 1974 por (SODERMAN; NOBLE, 1974). Esta técnica atualmente é difundida, sendo adotada por diversos grupos de pesquisa de ponta ao redor do mundo DLR, NASA, ONERA e NLR.

C.1 O algoritmo convencional no domínio do tempo

O princípio de funcionamento da técnica de *beamforming* é baseado na formação de feixes de múltiplas ondas. No processamento do *beamforming* utilizam-se frentes de onda amostradas por uma antena de microfones que possui seus microfones espacialmente distribuídos, com o objetivo de formar um filtro espacial. Este filtro espacial tem como

objetivo estimar o feixe de sinais provenientes de uma dada direção, separando do sinal desejado sinais espúrios que possam vir a interferir no sinal desejado. O algoritmo de *beamforming* colabora com o filtro espacial filtrando espacialmente os sinais que contenham sobreposição em frequência e que originem em diferentes posições no espaço, estes procedimentos de cálculo consideram a propagação de ondas esféricas para fontes localizadas no “campo próximo” da antena de microfones adotam a hipótese de ondas planas na propagação de ondas localizadas no “campo distante” em relação à antena de microfones.

O algoritmo de *beamforming* no domínio do tempo é a base para a compreensão do funcionamento da técnica de imageamento de fontes acústicas. Seu desenvolvimento teórico é feito adotando-se uma fonte sonora do tipo monopolo descrita por $f(r,t)$ localizada em \vec{x}' e considerando-se um total de M microfones omnidirecionais em um campo livre localizados nas posições $\{\vec{x}_m\}$, onde $m = 1, 2, \dots, M$, com origem no centro de coordenadas definida no centro da antena. A representação esquemática é mostrada na Figura C.1.

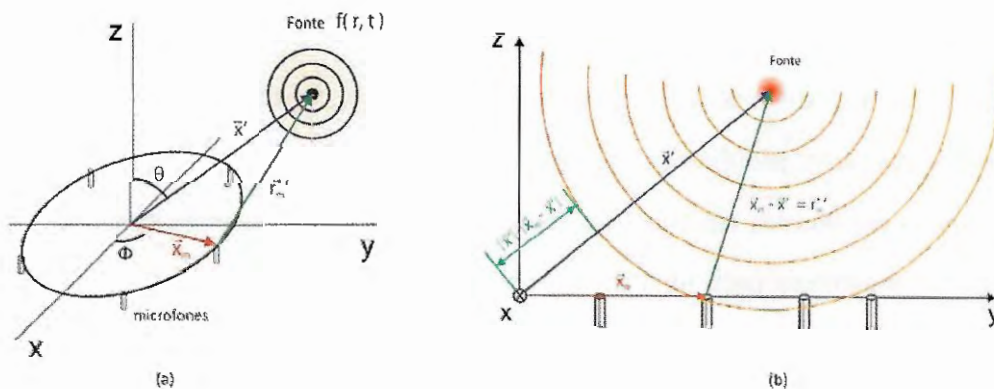


Figura C.1: Esquema exibindo uma fonte pontual captada por uma antena de microfones. (a) no espaço, (b) no plano. Figura retirada de (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009).

Os microfones captam as ondas de pressão sonora e as amostram tanto espacialmente quanto temporalmente. Considerando-se o sinal medido pelo m -ésimo microfone como uma função do tipo $p_m(r'_m, t) = f(r'_m, t)$, o algoritmo de *beamforming* é baseado numa técnica de atraso-e-soma onde cada microfone sofre um atraso Δ_m , adequadamente escol-

hido de forma a selecionar os sinais provenientes de uma direção considerada, enquanto em outras direções os sinais se tornam atenuados. Cada transdutor é também ponderado por um fator w_m , definido pela Equação C.1, cuja formulação tem com o objetivo de compensar a atenuação esférica das ondas acústicas durante a sua propagação.

$$w_m = \frac{r_m}{r}, \quad (\text{C.1})$$

onde r é a distância do ponto focal até o centro da antena e r_m é a distância entre o ponto focal e o m -ésimo microfone. Assim os sinais ponderados e atrasados são somados linearmente, através da Equação C.2.

$$b(t) = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M w_m p_m(t - \Delta_m), \quad (\text{C.2})$$

onde a expressão mostrada pela Equação C.2 é normalizada pelo número de microfones M de forma a evitar que o sinal seja indevidamente amplificado em função do número de microfones. Para clareza, a Figura C.2 representa graficamente o esquema de funcionamento da Equação C.2.

Sendo a Equação C.3, a equação da onda aplicada a um monopolo localizado na origem:

$$P(\vec{r}, t) = f(t - r/c), \quad (\text{C.3})$$

onde c é a velocidade de propagação do som, tem-se que em coordenadas esféricas para um monopolo, o sinal $f(r, t)$ em um ponto arbitrário é dado de acordo com a Equação C.4:

$$f(r, t) = \frac{s(t - |\vec{x} - \vec{x}'|)}{|\vec{x} - \vec{x}'|}, \quad (\text{C.4})$$

onde $s(t)$ é uma função no tempo, $r_g = |\vec{x} - \vec{x}'|$ é a distância entre a fonte e um ponto genérico no campo, \vec{x} é uma posição arbitrária de ponto focal da antena, \vec{x}' é a posição

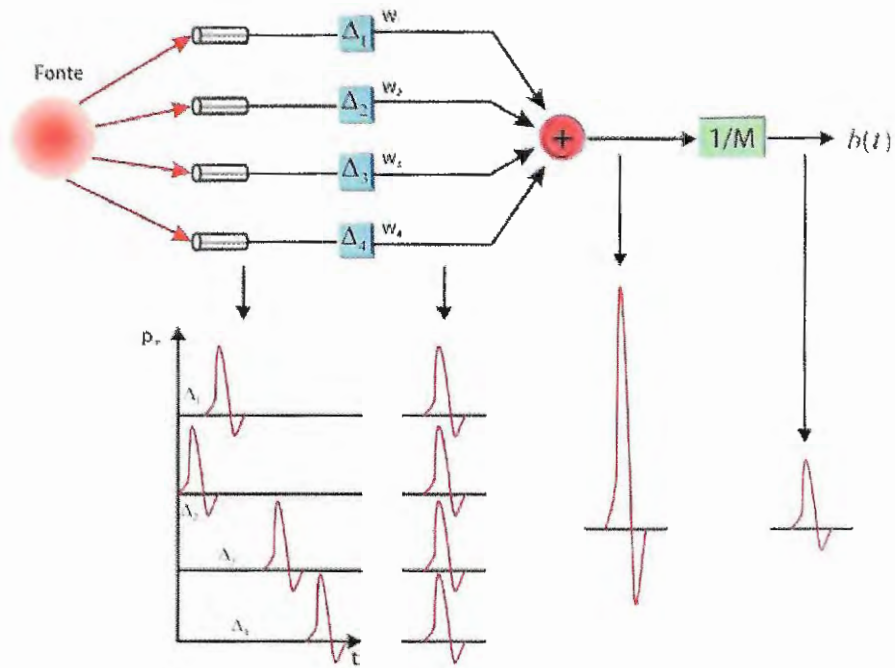


Figura C.2: Esquema de atraso e soma da técnica de *beamforming* no domínio do tempo. Figura retirada de (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009).

arbitrária da fonte pontual e c é a velocidade de propagação do som. Assim o sinal recebido pelo m -ésimo microfone é dado pela Equação C.5:

$$p_m(r'_m, t) = \frac{s(t - r'_m/c)}{r'_m}, \quad (\text{C.5})$$

onde $r'_m = |\vec{x}_m - \vec{x}'|$ é a distância entre a fonte pontual e o microfone m . Desta maneira o atraso Δ_m para um microfone m localizado na antena é então calculado, considerando-se a hipótese de propagação de ondas esféricas, onde a referência é o centro da antena de microfones, de acordo com a Equação C.6:

$$\Delta_m = \frac{r - r_m}{c}, \quad (\text{C.6})$$

com isso ocorre sincronismo dos microfones em relação ao centro da antena, uma vez que microfones distantes do centro da antena são afastados, e microfones próximos ao centro desta são atrasados.

Esta descrição básica aqui apresentada é a base do funcionamento do algoritmo de *beamforming* de atraso-e-soma no domínio do tempo. Base teórica dos algoritmos adotados no desenvolvimento do presente trabalho.

C.2 Algoritmo convencional no domínio da frequência

O algoritmo de *beamforming* no domínio da frequência oferece algumas vantagens em relação ao algoritmo de *beamforming* no domínio do tempo, entre elas: técnicas de redução de lóbulos laterais e remoção de ruído espúrio entre outros, porém esta formulação só é útil quando o histórico da evolução das ondas acústicas ao longo do tempo não é necessário ou então, como no caso do presente trabalho, se tem um número de microfones alto de forma que o *software* não consegue lidar com todos os microfones para a quantidade de memória disponível.

O *beamforming* no domínio da frequência geralmente é processados em bandas estreitas de frequências e o pós-processamento analisa apenas pequenas frações da frequência central da banda, para que assim a fase seja bem definida. O algoritmo no domínio da frequência se baseia na propriedade de transformação tempo-frequência de Fourier, mostrada pela Equação C.7:

$$y(t - T_0) \Leftrightarrow Y(\omega) e^{-j\omega T_0}, \quad (\text{C.7})$$

onde $y(t)$ e $Y(\omega)$ são os pares da Transformada de Fourier, e T_0 é uma constante. Utilizando-se a Equação C.7 a Equação C.2 pode ser transformada para o domínio da frequência resultado na Equação C.8:

$$B(\omega) = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M w_m P_m(\omega) e^{-j\omega \Delta_m}, \quad (\text{C.8})$$

onde $P_m(\omega)$ é a transformada de Fourier do sinal de cada microfone e $B(\omega)$ é o sinal somado-e-atrasado ponderado, utilizando a ponderação que leva em consideração a dis-

tribuição espacial dos microfones dada pela Equação C.6. Para computar a atenuação dada pela propagação das ondas acústicas, adotadas como ondas esféricas, adota-se a Equação C.1.

O sinal no tempo de cada canal, denotado por $p[n]$, e é dividido em L blocos, onde cada bloco contém em N pontos, cuja Transformada Rápida de Fourier (FFT) do bloco com N pontos é definida de acordo com a Equação C.9:

$$P_k = \sum_{n=0}^{N-1} p[n] e^{jn\frac{2\pi k}{N}}, \quad k = 0, 1, \dots, N-1, \quad (\text{C.9})$$

onde P_k representa o k -ésimo coeficiente da FFT. Assim a Equação C.8 pode ser reescrita para definir a função beamforming discreta no domínio da frequência para o k -ésimo segmento de acordo com a Equação C.10:

$$B_k = \frac{1}{M} \sum_{m=1}^M w_m P_{m_k} e^{-j\omega_k \Delta_m}, \quad (\text{C.10})$$

onde B_k é a resposta do k -ésimo segmento de frequência e $\omega_k = k2\pi f_s/N$ corresponde à frequência, cuja frequência de amostragem do sistema é f_s .

A Equação C.10 pode ser escrita de forma matricial de acordo com a Equação C.11:

$$B_k = \frac{\vec{g}_k^\dagger \vec{P}_k}{M}, \quad (\text{C.11})$$

onde o símbolo $[\cdot]^\dagger$ representa o operador Hermitiano (definido como o conjugado complexo transposto).

O termo \vec{g}_k é conhecido como *vetor direção* direcionando-se assim a antena de microfones para uma dada região do espaço pretendida. Esta função contém dados das ponderações w_m e dos desvios de fase Δ_m a serem aplicados a todos os sinais. Este vetor direção pode ser modelado de acordo com a Equação C.12:

$$\vec{g}_k = \begin{bmatrix} w_1 e^{j\omega_k \Delta_1} \\ w_2 e^{j\omega_k \Delta_2} \\ \vdots \\ w_M e^{j\omega_k \Delta_M} \end{bmatrix}. \quad (\text{C.12})$$

E o vetor \vec{P}_k , definido pela Equação C.13, é um vetor coluna contendo o k -ésimo coeficiente da FFT para todos os M canais:

$$\vec{P}_k = \begin{bmatrix} P_{1k} \\ P_{2k} \\ \vdots \\ P_{Mk} \end{bmatrix}. \quad (\text{C.13})$$

A resposta de potência de uma antena de microfones pode ser estimada de acordo com a Equação C.14, onde define-se a potência média contida no k -ésimo segmento de frequência de um *beamforming* para um vetor direção particular \vec{g}_k .

$$|B_k|^2 = \frac{\vec{g}_k^\dagger E \left[\vec{P}_k \vec{P}_k^\dagger \right] g_k}{M^2}, \quad (\text{C.14})$$

onde $E[\cdot]$ representa o valor esperado. O termo $|B_k|^2$ é um valor real e escalar com unidade $[Pa^2]$. O termo central é definido de acordo com a Equação C.15:

$$C_k = E \left[\vec{P}_k \vec{P}_k^\dagger \right] = \begin{bmatrix} C_{11k} & C_{12k} & \cdots & C_{1Mk} \\ C_{21k} & C_{22k} & \cdots & C_{2Mk} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_{M1k} & C_{M2k} & \cdots & C_{MMk} \end{bmatrix}, \quad (\text{C.15})$$

onde a Equação C.15 é conhecida como matriz de correlação espacial ou matriz de espectros cruzados (CSM). Esta matriz $M \times M$ captura todas as magnitudes e fases relativas entre os pares de microfones, contendo assim toda a informação necessária para o cálculo da localização do sinal. No caso de sinais ergódicos, médias na matriz de espectros

cruzados podem ser utilizados de forma a suprimir erros aleatórios inerentes ao processo de medição, tornando-se assim a medição mais robusta. Assim a matriz de espectros cruzados possui o espectro cruzado médio de cada par de microfones nos elementos fora da diagonal e os auto-espectros médios dos microfones nos elementos da diagonal. Assim a estimativa da CSM dada pela média de L blocos de dados pode ser escrita de acordo com a Equação C.16:

$$\hat{C}_k = \frac{1}{L} \sum_{l=1}^L \vec{P}_{kl} \vec{P}_{kl}^\dagger, \quad (\text{C.16})$$

onde \vec{P}_{kl} é o vetor com o valor do k -ésimo coeficiente da FFT de todos os microfones no l -ésimo intervalo de tempo. Assim a resposta em potência de uma antena de microfones pode ser estimada como:

$$|\hat{B}_k|^2 = \frac{g_k^\dagger \hat{C}_k g_k}{M^2}. \quad (\text{C.17})$$

Desta forma a resposta em pressão da antena de microfones será a raiz quadrada da resposta em potência da antena de microfones. O diagrama simplificado do funcionamento do algoritmo no domínio da frequência pode ser visto na Figura C.3.

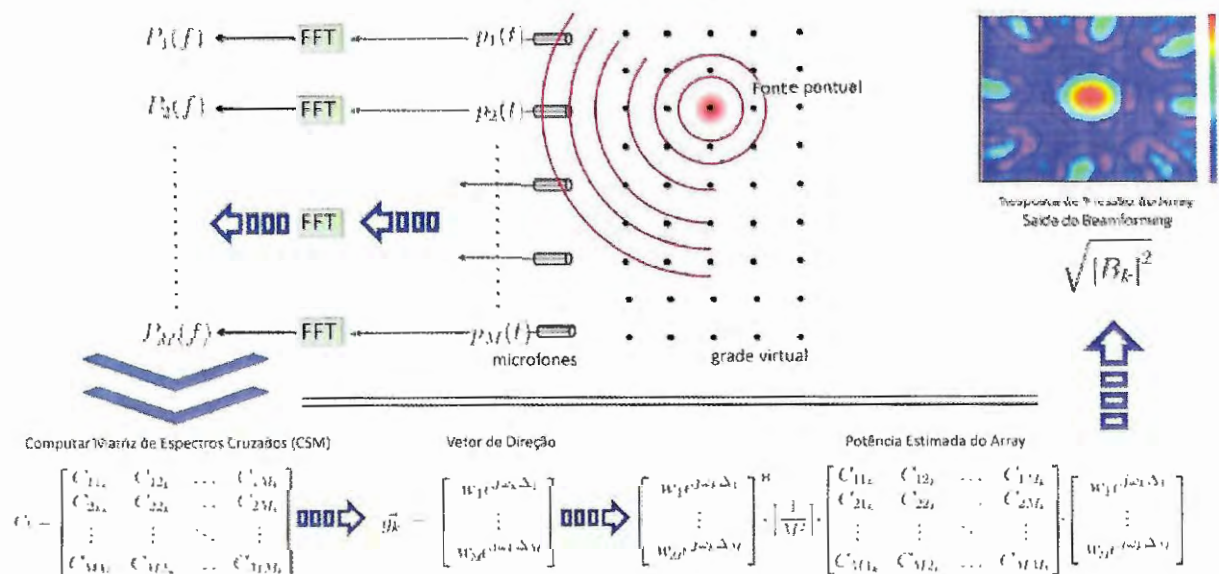


Figura C.3: Esquema do algoritmo de *beamforming* no domínio da frequência. Figura retirada de (GERGES; FONSECA; DOUGHERTY, 2009).

APÊNDICE D – CERTIFICADOS DE CALIBRAÇÃO DOS MICROFONES UTILIZADOS NA MEDIÇÃO DO RUÍDO DE FUNDO DO TÚNEL

O presente capítulo tem como objetivo apresentar o certificado de calibração dos dois microfones adotados na medição de ruído de fundo do túnel, cujos resultados são discutidos ao longo do capítulo 5. Assim a Figura D.1 mostra o certificado de calibração do microfone GRAS número de série 107229 e 107230.

Calibration Chart
Type 46BD-S2
1/4" Preamplifier and Pressure Field Microphone

Serial No. 107229 Serial No. 99758

Sensitivity : 1.68 mV/Pa
 -55.49 dB re. 1V/Pa

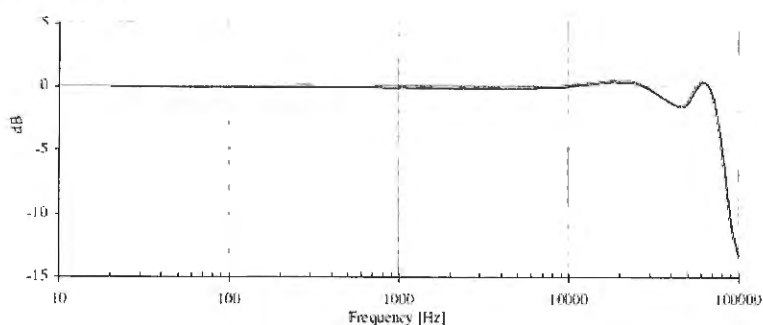
Cal. Date : 12-May-09
Operator : HM

Reference conditions:
Temperature : 23° Celsius
Relative humidity : 50%
Barometric pressure : 101.3 kPa

The calibration is performed with a reference Pistonphone Type 42AA and is traceable to the National Physical Laboratory, UK. The stated sensitivity is the sensitivity for the complete unit of both preamplifier and microphone capsule. The frequency response is recorded by electrostatic actuator.

The calibration data is programmed into the built-in TEDS chip according to IEEE 1451.4 using UTID 127-0-0-0.
(TEDS = Transducer Electrical Data Sheet)

(See back for more information)



Calibration Chart
Type 46BD-S2
1/4" Preamplifier and Pressure Field Microphone

Serial No. 107230 Serial No. 99761

Sensitivity : 1.73 mV/Pa
 -55.24 dB re. 1V/Pa

Cal. Date : 12-May-09
Operator : HM

Reference conditions:
Temperature : 23° Celsius
Relative humidity : 50%
Barometric pressure : 101.3 kPa

The calibration is performed with a reference Pistonphone Type 42AA and is traceable to the National Physical Laboratory, UK. The stated sensitivity is the sensitivity for the complete unit of both preamplifier and microphone capsule. The frequency response is recorded by electrostatic actuator.

The calibration data is programmed into the built-in TEDS chip according to IEEE 1451.4 using UTID 127-0-0-0.
(TEDS = Transducer Electrical Data Sheet)

(See back for more information)

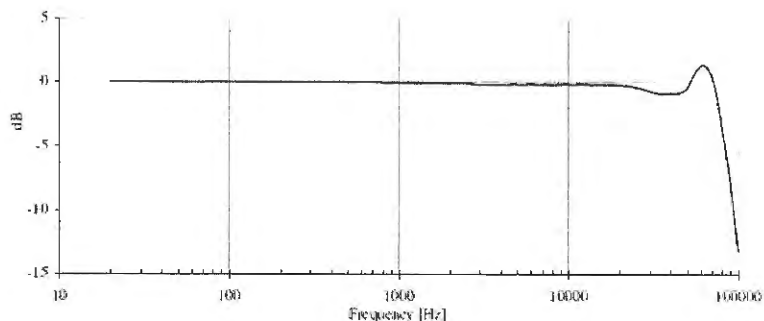


Figura D.1: Reprodução do certificado de calibração do microfone GRAS de 1/4 de polegada número de série 107229 e 107230.

APÊNDICE E – COORDENADAS DOS MICROFONES DA ANTENA DE BEAMFORMING

O presente apêndice tem como objetivo tabelar as coordenadas dos microfones instalados no túnel de vento LAE-1. A Tabela E.1 e a Tabela E.2 apresentam as coordenadas dos microfones colocados nas placas.

Tabela E.1: Coordenada dos microfones na antena. Microfones número 1 a 80.

Microfone número	x (cm)	y (cm)
1	1.748	0.032
2	2.278	1.645
3	2.088	3.350
4	1.041	4.666
5	-0.655	5.509
6	-2.761	5.624
7	-4.953	4.867
8	-6.871	3.223
9	-8.169	0.826
10	-8.562	-2.068
11	-7.877	-5.103
12	-6.081	-7.869
13	-3.302	-9.959
14	0.196	-11.021
15	4.018	-10.818
16	7.701	-9.266
17	10.765	-6.444
18	12.769	-2.609
19	13.386	1.836
20	12.438	6.383
21	9.936	10.483
22	6.086	13.599
23	1.273	15.293
24	-3.980	15.278
25	-9.063	13.457
26	-13.355	9.947
27	-16.304	5.085
28	-17.485	-0.622
29	-16.675	-6.535
30	-13.879	-11.961
31	-9.329	-16.236
32	-3.495	-18.804
33	2.997	-19.291
34	9.408	-17.554
35	14.981	-13.703
36	19.030	-8.115
37	21.026	-1.372
38	20.655	5.776
39	17.879	12.512
40	12.939	18.031

Microfone número	x (cm)	y (cm)
41	6.332	21.656
42	-1.222	22.896
43	-8.880	21.529
44	-15.756	17.638
45	-21.024	11.590
46	-24.026	4.023
47	-24.348	-4.227
48	-21.874	-12.230
49	-16.815	-19.050
50	-9.680	-23.866
51	-1.237	-26.065
52	7.572	-25.329
53	15.738	-21.661
54	22.304	-15.410
55	26.472	-7.234
56	27.704	1.974
57	25.786	11.176
58	20.864	19.314
59	13.434	25.428
60	4.293	28.763
61	-5.545	28.877
62	-14.963	25.682
63	-22.875	19.479
64	-28.334	10.907
65	-30.663	0.909
66	-29.530	-9.401
67	-24.991	-18.847
68	-17.503	-26.325
69	-7.866	-30.937
70	2.863	-32.103
71	13.467	-29.616
72	22.736	-23.698
73	29.576	-14.958
74	33.162	-4.348
75	33.023	6.952
76	29.106	17.661
77	21.796	26.540
78	11.869	32.542
79	0.414	34.933
80	-11.283	33.373

Tabela E.2: *Coordenada dos microfones na antena. Microfones número 81 a 106.*

Microfone número	x (cm)	y (cm)
81	-21.890	27.978
82	-30.170	19.299
83	-35.146	8.273
84	-36.187	-3.876
85	-33.117	-15.776
86	-26.218	-26.063
87	-16.223	-33.538
88	-4.219	-37.302
89	8.448	-36.868
90	20.343	-32.225
91	30.094	-23.833
92	36.558	-12.601
93	38.948	0.231
94	36.934	13.223
95	30.678	24.892
96	20.838	33.891
97	8.484	39.149
98	-5.009	40.023
99	-18.113	36.345
100	-29.332	28.476
101	-37.361	17.257
102	-41.237	3.922
103	-40.470	-10.033
104	-35.080	-23.030
105	-25.626	-33.569
106	-13.132	-40.419