

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

**DESENVOLVIMENTO E EMPREGO DE UMA BANCADA
PARA ANÁLISE DE EFEITOS DE INSTALAÇÃO SOBRE
JATOS DE BOCAIS SERRILHADOS**

Leopoldo Pacheco Bastos

Florianópolis
2016

Leopoldo Pacheco Bastos

**DESENVOLVIMENTO E EMPREGO DE UMA BANCADA
PARA ANÁLISE DE EFEITOS DE INSTALAÇÃO SOBRE
JATOS DE BOCAIS SERRILHADOS**

Tese submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Catarina como parte dos requisitos para obtenção do Grau de Doutor em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. César J. Deschamps, Ph.D.

Coorientador: Prof. Andrey Ricardo da Silva, Ph.D.

Florianópolis
2016

Bastos, Leopoldo Pacheco.

Desenvolvimento e Emprego de uma Bancada para Análise de Efeitos de Instalação sobre Jatos de Bocais Serrilhados

/ Leopoldo P. Bastos; Orientador, César J. Deschamps ;
Coorientador , Andrey R. da Silva – Florianópolis, SC, 2016.

222 p.

Tese (doutorado) – Universidade Federal de Santa Catarina,
Centro Tecnológico. Programa de Pós-Graduação em Engenharia
Mecânica.

Inclui referências

1. Engenharia Mecânica. 2. Ruído de Jato. 3. Efeitos de
Instalação de Motores. 4. Chevrons. I. Deschamps, César José.
II. Da Silva, Andrey Ricardo. III. Universidade Federal de Santa
Catarina. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica.
IV. Desenvolvimento e Emprego de uma Bancada para Análise
de Efeitos de Instalação sobre Jatos de Bocais Serrilhados.

Leopoldo Pacheco Bastos

**DESENVOLVIMENTO E EMPREGO DE UMA BANCADA
PARA ANÁLISE DE EFEITOS DE INSTALAÇÃO SOBRE
JATOS DE BOCAIS SERRILHADOS**

Esta Tese foi julgada adequada para obtenção do Título de “Doutor em Engenharia Mecânica”, e aprovada em sua forma final pelo Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica.

Florianópolis, 09 de Março de 2016.

Prof. Armando Albertazzi Gonçalves Júnior, Dr.
Coordenador do Curso

Prof. César José Deschamps, Ph.D. – Orientador
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Andrey Ricardo da Silva, Ph.D. – Coorientador
Universidade Federal de Santa Catarina

Banca Examinadora:

César José Deschamps, Ph.D. – Orientador
Universidade Federal de Santa Catarina

Julio Apolinário Cordioli, Dr.
Universidade Federal de Santa Catarina

Arcanjo Lenzi, Ph.D.
Universidade Federal de Santa Catarina

Juan Pablo de Lima Costa Salazar, Ph.D.
Universidade Federal de Santa Catarina

Ricardo Eduardo Musafir, Ph.D.
Universidade Federal do Rio de Janeiro

Prof. André Valdetaro Gomes Cavalieri, Dr.
Instituto Tecnológico de Aeronáutica

Este trabalho é dedicado à minha filha e a meus pais,

Luana Beatriz, Ruilimam e Juciene, minha

Santíssima Trindade neste plano terreno.

AGRADECIMENTOS

Eu gostaria de agradecer primeiramente a Deus, o Altíssimo, por possibilitar este momento de conclusão desta jornada e por iluminar o meu caminho nas horas em que mais precisei, e também a várias pessoas que, ao longo do meu doutorado, tiveram participação fundamental, contribuindo direta ou indiretamente para a conclusão desta tese. Digo-lhes então, sintam-se em partes coautores deste trabalho:

- Aos meus pais, Ruilimam e Juciene, por todo o apoio, amor e carinho, à minha filha Luana Beatriz Vaz Bastos, minha fonte de inspiração diária e à toda minha família, em especial, irmãos, sobrinhos e cunhadas; os anos que abdiquei do convívio de vocês foram muito difíceis, eu escolhi sentir saudades agora para poder construir um futuro melhor, ainda teremos muitos momentos felizes de agora em diante, amo todos vocês;
- Ao Professor Samir N. Y. Gerges, por sua receptividade, assim que cheguei a Florianópolis e, principalmente, pela orientação durante o meu primeiro ano de doutorado até a sua aposentadoria; este vínculo, embora curto, me levou a novos caminhos e proporcionou ótimas oportunidades;
- Ao Professor César J. Deschamps que me acolheu como seu orientado a partir do meu segundo ano de doutorado; pela orientação, ensinamentos, apoio, incentivo, conversas, amizade, por se preocupar com questões além das acadêmicas e, sobretudo, pela paciência; considero-me um privilegiado por tê-lo tido como orientador ao longo desses anos, manifesto aqui minha profunda admiração e respeito; um espelho para mim enquanto profissional e pessoa;
- Ao Professor Andrey Ricardo da Silva pela coorientação, apoio e aprendizado compartilhado; sua participação, embora curta, foi igualmente importante e valorosa para a conclusão deste trabalho;
- Aos professores da banca que se dispuseram a contribuir com este trabalho, devotando parte de seu tempo e conhecimento para aperfeiçoá-lo; sou profundamente agradecido pelas contribuições;

- Ao Prof. Gustavo Melo, que durante o meu mestrado me orientou por caminhos que me levaram a ampliar meus horizontes, me fazendo considerar o doutorado como uma escolha natural de construção de carreira, eu serei eternamente grato;
- Aos professores e integrantes da bancada de Vibrações e Acústica (LVA) em especial Prof. Julio A. Cordioli, Prof. Arcanjo Lenzi, pelas excelentes aulas e aprendizado transmitido; e Sonia Pereira (dona Sonia), pelo carinho e apoio;
- Aos funcionários e integrantes do Laboratório de Pesquisa em Refrigeração e Termofísica (POLO) que contribuíram de forma mais efetiva para a conclusão deste trabalho, em especial, Daniel Silva e Ricardo Hellmann, pela valorosa contribuição para a parte ilustrativa desta tese, colaborando com figuras e desenhos, excelente trabalho;
- Ao CNPq pela bolsa de estudos e à Sociedade Americana de Acústica (ASA) pelo auxílio financeiro;
- À EMBRAER pelo suporte financeiro e, principalmente, pela oportunidade de trabalhar em um projeto do porte do "Aeronave Silenciosa", o qual me possibilitou adquirir grande experiência e aprendizado;
- Aos engenheiros da EMBRAER, Micael V. do Carmo, Eduardo L. C. Coelho, Francisco Klug, e em especial a Carlos R. I. da Silva, obrigado por todo o aprendizado compartilhado;
- Aos meus grandes amigos Pablo A. de Oliveira e Zargos Masson, pelas longas conversas, incentivo, troca de experiências e aprendizado compartilhado ao longo do doutorado; contribuições que se mostraram fundamentais para a conclusão desta tese;
- Aos colegas com quem trabalhei durante a fase 2 do projeto "Aeronave Silenciosa": Lígia Froening, João P. Ristow, Filipe D. da Silva, Fernando M. Rodriguez, Victor Soares, Jéssica Costa, Gabriel Ramos, Igor A. Maia, Léo Vailati, Prof. Odenir de Almeida, Anderson R Proença, Pedro R. Souza; suas contribuições foram essenciais e serei eternamente grato;

- Aos colegas que me auxiliaram durante as campanhas de teste: Danilo Braga, Matheus Veloso, Henrique Silveira, Wagner Santos e Rodrigo F. Ribeiro.
- À minha melhor amiga Dalliana S. Morais, pelo incentivo, apoio e suporte emocional incondicionais; por ter me emprestado seus ombros e ouvidos quando precisei, saiba que os meus estarão sempre à sua disposição;
- À Jéssica A. Jeremias, Monique Ortiz, Mariana F. Uchoa, Mariana F. Claro, Rejane de Carvalho; pelo apoio e incentivo, vocês são pessoas especiais em minha vida e sempre serão lembradas;
- A Cristian F. Mazolla pela prestatividade, apoio, auxílio e demais contribuições a esta tese;
- A Robson Pereira (*in memorian*) pela prestatividade e auxílio não somente às questões ligadas à informática, mas pela amizade e exemplo de boa pessoa; deixou saudades, garoto;
- A Leopoldo Magalhães (*in memorian*), meu xará, meu "irmão", pela amizade de quase 25 anos, longas conversas e grandes aventuras vividas, que Deus o tenha;
- A todos os professores que contribuíram para a minha formação, do ensino primário ao POSMEC - UFSC;

“Não é conhecer muito, mas o que é útil, que torna um homem sábio”.

Thomas Fuller, M.D.

“... A ciência é um empreendimento de cooperação, abrangendo gerações.

É passar a tocha de professor a aluno a professor.

Uma comunidade de mentes se estendendo

da antiguidade e em direção

às estrelas.”

Cosmos: A Space Time Odyssey (Neil Degrasse Tyson)

RESUMO

O presente trabalho descreve o desenvolvimento de uma bancada experimental para ensaios de ruído de jato que foi utilizada para a análise de efeitos de instalação de escoamentos de bocais com e sem *chevrons*. Após uma etapa de verificação dos dados fluidodinâmicos e de ruído da bancada, foram conduzidas investigações para estudar os mecanismos físicos que afetam o ruído de jatos posicionados próximos a uma placa plana representando o efeito de instalação devido à asa. Em particular, a análise é feita a partir de configurações de instalação representando a montagem do motor sobre a asa, para as quais se investigou a influência dos *chevrons* sobre o ruído de interação jato-superfície e sobre o efeito de barreira sonora. Os resultados revelaram que, para leve integração entre a superfície e o bocal, os *chevrons*, acusticamente benéficos na condição de jato isolado, interferem na difração e espalhamento sonoro promovidos pela superfície sobre as fontes sonoras do escoamento, em geral reduzindo o ruído também na condição de jato instalado. Entretanto, em configurações de forte integração entre a superfície e o bocal, os benefícios acústicos obtidos com *chevrons* foram significativamente reduzidos. Esta observação está relacionada à maior abertura do jato promovida pelo bocal serrilhado e assim maior área da superfície coberta pelo jato, o que intensifica o ruído de interação jato-superfície, de modo que, no caso crítico, o bocal com *chevrons* emitiu maior ruído que o bocal sem *chevrons*. Adicionalmente, medições do campo do escoamento foram realizadas com anemômetro de fio-quente para as configurações de instalação que causaram maior modificação no espectro de ruído em relação ao caso isolado, fornecendo informações a respeito dos principais mecanismos responsáveis pelas alterações observadas no campo acústico distante. Finalmente, procedeu-se um estudo paramétrico relacionando o nível de pressão sonora global de cada configuração com as características do escoamento e posição da placa, buscando subsídios para a proposição de configurações de instalação mais silenciosas.

Palavras-chave: Ruído de Jato, Efeitos de Instalação de Motores, *Chevrons*.

ABSTRACT

The present work accounts for the development of an experimental bench for jet noise testing which was used for the analysis of installation effects from jet flows issued by nozzles with and without chevrons. After a verification process of the flow and noise data generated from the bench, investigations were carried out in order to study the physical mechanisms affecting the noise from jets in the vicinity of a flat plate representing the installation of a wing. Particularly, the analysis is made from jet-over-wing mounting configurations for which it was investigated the influence of chevrons on the jet-surface noise and on the shielding effect. For nozzle-to-surface weakly coupled configurations, the results revealed that chevrons, which are generally beneficial for noise attenuation in isolated jets, also interfere in the sound diffraction and scattering generated by the surface on the flow-related sound sources, leading to noise reductions of installed jet configurations. On the other hand, for nozzle-to-surface highly coupled configurations, the acoustic benefits of chevrons were significantly decreased. That observation is related to a higher jet spreading for the chevron nozzle and then a larger area covered by flow, intensifying the jet-surface noise, so that in the critical case, the chevron nozzle issued noise levels higher than the baseline nozzle. Moreover, hot-wire anemometry measurements of the flow field of installed jets were conducted for the cases that presented the largest differences in the noise spectrum in comparison to the isolated jet configuration. This methodology made it possible to identify the main mechanisms responsible for the modifications observed in acoustic far-field. Finally, a parametric study was carried out to correlate the overall sound pressure level with the jet flow characteristics and plate position, seeking a reasoning to identify silent installed configurations.

Key-words: Jet Noise, Engine Installation Effects, Chevrons.

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	25
1.1 Regulamentação, Certificação e Caracterização do Ruído de Aeronave	25
1.2 Ruído de Aeronave: Principais Fontes Sonoras	27
1.2.1 Ruído de Estruturas da Aeronave (<i>Airframe Noise</i>).....	29
1.2.2 Ruído do Motor (<i>Engine Noise</i>)	29
1.2.3 Ruído de Jato (<i>Jet Noise</i>)	30
1.3 Redução do ruído de jato por aumentar a razão de passagem .	30
1.4 Estratégias atuais para redução do ruído de jato	32
1.4.1 Efeitos de instalação na redução do ruído de jato	33
1.5 Motivação e contribuição da tese	34
1.6 Objetivos	35
1.7 Organização do trabalho	35
2 TEORIA E REVISÃO DA LITERATURA	37
2.1 Descrição de jatos turbulentos	37
2.1.1 Jatos Simples	37
2.2 Analogias Acústicas	39
2.2.1 Analogia Acústica de Lighthill.....	39
2.2.2 Efeitos de corpos sólidos no escoamento: formulação de Curle e analogia de Ffowcs Williams e Hawkings	41
2.2.3 Espalhamento do som por uma borda	43
2.3 Efeitos de barreira sonora (<i>Shielding</i>)	45
2.4 Bloqueio sonoro do jato	46
2.5 Redirecionamento do jato e efeitos de sustentação	47
2.6 Dispositivos de intensificação de mistura visando à redução de ruído de jato	48
2.6.1 Bocais com <i>chevrons</i>	48
2.7 Efeitos de instalação	52
2.8 Estudos de efeitos de instalação com <i>chevrons</i>	57
3 BANCADA DE ENSAIOS DE JATOS DA UFSC	64
3.1 Bancadas para ensaios de jatos: principais componentes	64
3.2 Bancada de ensaios de jatos da UFSC: projeto e construção	65
3.2.1 Sistema de ar comprimido	66
3.2.2 Câmara de teste	69
3.2.3 Cunhas acústicas	69

3.2.4 Arco de microfones.....	70
3.2.5 Entrada e exaustão de ar.....	71
3.2.6 Funcionamento, Controle e Monitoramento da bancada.....	72
3.3 Instrumentação	76
3.3.1 Sistema de Aquisição Fluidodinâmica	76
3.3.2 Sistema de Aquisição Acústica.....	77
4 VERIFICAÇÃO DA BANCADA DE ENSAIOS AEROACÚSTICOS DE JATOS	79
4.1 Validação das medições acústicas	79
4.1.1 Caracterização acústica da câmara de teste.....	80
4.1.2 Avaliação do campo acústico distante para a fonte sonora jato	84
4.2 Fontes de incerteza, Repetibilidade dos dados e Faixa de frequência de análise.....	87
4.2.1 Principais fontes de incertezas das medições acústicas	87
4.2.2 Faixa de frequência de análise dos dados.....	89
4.2.3 Principais fontes de erro das medições fluidodinâmicas.....	90
4.2.4 Incerteza associada à calibração do sistema.....	90
4.2.5 Incerteza associada à resolução da placa de conversão dos dados..	91
4.2.6 Incertezas referentes à temperatura do jato e à pressão e temperatura na câmara de teste	92
4.2.7 Incerteza associada ao alinhamento da sonda	94
4.2.8 Incerteza expandida relativa total.....	94
4.3 Verificação dos dados fluidodinâmicos através de comparações com dados da literatura.....	96
4.3.1 Perfis de velocidade e níveis de intensidade de turbulência	96
4.4 Avaliação da qualidade dos dados acústicos.....	99
4.4.1 Curvas de NPS e OASPL.....	99
5 ANÁLISE DOS RESULTADOS.....	103
5.1 Condições de Teste.....	103
5.2 Jatoss Isolados.....	109
5.2.1 Campo Fluidodinâmico.....	109
5.2.2 Ruído no campo distante.....	113
5.3 Jatoss instalados.....	114
5.3.1 Resultados acústicos de campo distante para o bocal SMC 000: casos de validação.....	115
5.4 Configurações de jato instalado fracamente integradas.....	117
5.4.1 Efeitos do número de Mach e posição da superfície para o bocal SMC 000.....	117

5.4.2 Efeitos do número de Mach e posição da superfície para o bocal SMC 006	124
5.4.3 Comparações entre configurações de jato instalado para os bocais SMC 000 e SMC 006	127
5.5 Configurações de jato instalado fortemente integradas.....	132
5.5.1 Configurações fortemente integradas com o bocal SMC 000	132
5.5.2 Configurações fortemente integradas com o bocal SMC 006	139
5.5.3 Comparação entre configurações fortemente integradas com os bocais SMC000 e SMC 006.....	144
5.6 Relação entre os campos do escoamento e sonoro.....	147
5.7 Estudo paramétrico de Efeitos de instalação	153
6 CONCLUSÕES	160
6.1 Sugestões para trabalhos futuros.....	162
REFERÊNCIAS	164
APÊNDICE A - Caracterização acústica da câmara de teste - dados adicionais de nível de pressão sonora (NPS).....	178
APÊNDICE B - Determinação do campo distante para a fonte sonora jato - dados adicionais de Nível de Pressão Sonora	198
APÊNDICE C - Resultados adicionais de PSD e Δ NPS para configurações de fraca integração.....	209
APÊNDICE D - Resultados de PSD em banda estreita para configurações fortemente integradas.....	221

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 - Pontos de certificação de ruído de acordo com o Anexo 16 da ICAO. Adaptado de Astley (2014)	26
Figura 1.2 - Principais fontes de ruído em uma aeronave comercial moderna	28
Figura 1.3 - EPNL das principais fontes sonoras de uma aeronave moderna considerando os pontos de referência lateral, de decolagem e de aterrissagem para condições típicas. Adaptado de Zhang (2012).....	28
Figura 1.4 - Detalhe de um motor turbofan GE GenX 1B no qual são indicados os principais componentes de ruído e suas características espectrais.	30
Figura 1.5 - Representação do padrão sonoro no campo distante das principais fontes de motores de turbinas a gás. Adaptado de (ESDU, 2002).	32
Figura 2.1 - Ilustração da estrutura aerodinâmica produzida por um jato simples.....	38
Figura 2.2 - Ilustração de um volume delimitado de fluido e suas interfaces com um corpo sólido. Adaptado de Howe (2003)	42
Figura 2.3 - Sistema de coordenadas utilizado para derivar a expressão para o ruído associado ao bordo de fuga. Adaptado de Wang (1998).....	44
Figura 2.4 - Ilustração qualitativa do efeito de bloqueio sonoro em que parte dos raios acústicos são desviados e bloqueados por um jato coaxial.....	47
Figura 2.5 - Configuração padrão de um bocal coaxial de um motor <i>turbofan</i> moderno típico (ao centro) e algumas configurações de bocais testadas (nas laterais). Adaptado de Saiyed et al. (2000).....	49
Figura 2.6 - Configurações de <i>chevrons</i> em aeronaves modernas: (a) nos bocais do <i>fan</i> em um Boeing 787 e (b) nos bocais do <i>fan</i> e do núcleo um Boeing 777.....	51
Figura 2.7 - Detalhes da integração pilone-asa- <i>flap</i> para uma aeronave moderna típica de elevada razão de passagem	52
Figura 2.8 - (a) Barreira e (b) Reflexão sonora das fontes de ruído do motor promovidas pela asa.....	53
Figura 2.9 - Efeitos potenciais de instalação. Adaptado de Blackner e Bhat (1998).....	55

Figura 2.10 - Efeitos de instalação de jato de uma aeronave com motores montados sob as asas na condição estática. Adaptado de ESDU (2002).	56
Figura 3.1 - Vista isométrica da bancada experimental recém desenvolvida no LVA da UFSC.....	65
Figura 3.2 - Sistema de ar comprimido da bancada.....	67
Figura 3.3 - Detalhes do bocal SMC000.....	68
Figura 3.4 - Ilustração da câmara de teste da bancada, mostrando o arco de microfones e o bocal SMC 000.....	69
Figura 3.5 - Detalhe do arco de microfones utilizado nos ensaios acústicos.....	71
Figura 3.6 - Esquema ilustrando o sistema integrado de controle utilizado na bancada recém desenvolvida.....	73
Figura 3.7 - Detalhe do painel frontal do software de controle utilizado na bancada recém desenvolvida durante os testes.....	74
Figura 3.8 - Curvas de velocidade levantadas pelo <i>software</i> de controle da bancada recém desenvolvida.....	76
Figura 3.9 - Esquema do sistema de aquisição fluidodinâmica em vista isométrica e com detalhe da sonda utilizada.....	77
Figura 4.1 - Características técnicas da fonte sonora dodecaédrica utilizada no procedimento de validação acústica da câmara de teste.....	81
Figura 4.2 - Esquema da vista lateral (no topo) e superior (ao fundo) durante a validação acústica da câmara de teste.....	82
Figura 4.3 - NPS medidos para as frequências de 315 Hz, 400 Hz e 500 Hz considerando a direção 5.....	83
Figura 4.4 - Esquema ilustrando o posicionamento do microfone durante a determinação da extensão do campo acústico distante para a fonte sonora jato.....	85
Figura 4.5 - NPS medidos em 400 Hz (a) e 500 Hz (b) para o microfone de 90°.....	86
Figura 4.6 - Repetibilidade dos dados de NPS para o um jato de Mach 0,9 com o bocal SMC 000 a 90°. Dados corrigidos para uma distância de 100 Dj sem correção para atenuação sonora pela atmosfera. Resultados obtidos entre Julho e Novembro de 2015.....	89
Figura 4.7 - Variação da temperatura do jato em função do tempo para um teste típico com um jato de Mach 0,5.....	92

Figura 4.8 - Variação da (a) pressão e (b) temperatura do ambiente de teste em função do tempo para um teste típico com um jato de Mach 0,5.....	93
Figura 4.9 - Comparação entre os perfis de velocidade (a) e de intensidade de turbulência (b) obtidos experimentalmente e dados publicados por Bridges e Wernet (2010) em $x/D_j = 4$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.	98
Figura 4.10 - Comparação entre os resultados de NPS, em bandas de terços de oitava, obtidos e dados de Brown e Bridges (2006) para números de Mach entre 0,5 e 0,9, considerando o bocal SMC000. Dados para o microfone polar de 90°.	100
Figura 4.11 - Comparação entre dados de NPS obtidos e resultados de Brown e Bridges (2006) para o bocal SMC 000 e Mach 0,9, microfone a 90°.	101
Figura 4.12 - Comparação entre os níveis globais de pressão sonora (OASPL) medidos e dados de Brown e Bridges (2006) para o bocal SMC000 e Mach 0,9 para ângulos polares de 60° a 150°.	102
Figura 5.1 - Bocais ensaiados: SMC 000 (à esquerda) e SMC 006 (à direita)	104
Figura 5.2 - Sistema de coordenadas e nomenclatura utilizada para os testes de jato instalado.....	106
Figura 5.3 - Posicionamento da superfície em relação ao bocal liso (SMC000) durante os testes de caracterização do campo acústico (protegido).....	107
Figura 5.4 - Posicionamento da superfície durante os testes fluidodinâmicos com o bocal serrilhado (SMC006). Alinhamento da superfície com o plano que liga vale a vale do bocal serrilhado	107
Figura 5.5 - Configurações de superfície-bocal testadas.....	109
Figura 5.6 - (a) Perfis radiais de velocidade e (b) níveis de turbulência obtidos para $1 < x/D_j < 7$. Mach 0,5 e bocal SMC 000. Dados de Maia et al. (2015)	111
Figura 5.7 - (a) Perfis radiais de velocidade e (b) níveis de turbulência obtidos para $1 < x/D_j < 7$. Mach 0,5 e bocal SMC 006. Dados de Maia et al. (2015)	112
Figura 5.8 - Evolução da espessura da camada de mistura ao longo do jato para os bocais SMC 000 e SMC 006 para Mach 0,5 e 0,7	113

Figura 5.9 - Comparação entre resultados de PSD obtidos para os bocais SMC 000 e SMC 006 referentes ao microfone de 90°; números de Mach de 0,5 a 0,9.....	114
Figura 5.10 - Comparação entre resultados de PSD obtidos para Mach 0,5 e avanço de superfície $X_s/D_j = 6$; dados obtidos neste trabalho para $h/D_j = 2$ e dados publicados por Brown (2014) para $h/D_j = [1,6; 2,5]$	116
Figura 5.11 - Comparação entre resultados de PSD obtidos para diferentes números de Mach na condição instalada $X_s/D_j = 8$ e $h/D_j = 2$ e os respectivos casos isolados para o bocal SMC 000. Dados ajustados para um único gráfico.....	118
Figura 5.12 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $h/D_j = 2$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.....	121
Figura 5.13 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $h/D_j = 2$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000.....	122
Figura 5.14 - Ilustração da influência da superfície sobre os campos sonoro e de escoamento do jato	123
Figura 5.15 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $h/D_j = 2$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006.....	125
Figura 5.16 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $h/D_j = 2$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006.....	126
Figura 5.17 - Resultados de PSD para os bocais SMC 000 e SMC 006 em diferentes números de Mach com $h/D_j = 2$; (a) $X_s/D_j = 8$ e (b) $X_s/D_j = 12$	129
Figura 5.18 - Ilustração das plumas dos jatos e suas modificações no campo sonoro para as configurações de instalação $X_s/D_j = 8$ e $h/D_j = 2$ com Mach 0,9; (a) bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006.....	130
Figura 5.19 - Ilustração das plumas dos jatos e suas modificações no campo sonoro para as configurações de instalação $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = 2$ com Mach 0,9; (a) bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006....	131
Figura 5.20 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000 .	134

Figura 5.21 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000	135
Figura 5.22 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000	...
Figura 5.23 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000	...
Figura 5.24 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006	140
Figura 5.25 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006	141
Figura 5.26 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006	...
Figura 5.27 - Ilustração das plumas dos jatos com bocal serrilhado operados a Mach 0,5 e suas modificações no campo sonoro para as configurações fortemente integradas com $X_s/D_j = 21$; (a) $h/D_j = 1$ e (b) $h/D_j = 0$	143
Figura 5.28 - Resultados de PSD para os bocais SMC 000 e SMC 006 com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; (a) Mach 0,5 e (b) Mach 0,9	145
Figura 5.29 - Resultados de PSD para os bocais SMC 000 e SMC 006 com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; (a) Mach 0,5 e (b) Mach 0,9	.. 146
Figura 5.30 - Perfis de intensidade de turbulência em $x/D_j = 4$ para as condições de jato isolado e instalado com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = 0,5$ e Mach 0,5; (a) bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006	150
Figura 5.31 - Perfis de intensidade de turbulência em $x/D_j = 4$ para as condições de jato isolado e instalado com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = 0,5$ e Mach 0,5; (a) bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006	151
Figura 5.32 - (a) Perfis de velocidade e (b) de intensidade de turbulência para os bocais SMC 000 e SMC 006 em $x/D_j = 4, 10$ e 20 para a configuração instalada $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = 0,5$; Mach 0,5	152
Figura 5.33 - Esquema ilustrando os parâmetros utilizados na avaliação dos efeitos de instalação das configurações testadas. Adaptado de Smith e Miller (2013)	153
Figura 5.34 - Resultados de $\Delta OASPL$ em função de Ω para as configurações fortemente integradas ($X_s/D_j = [14,5; 21]$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$) testadas para Mach 0,5; (a) bocal SMC 000 e (b) SMC 006	.. 157

Figura 5.35 - Resultados de Δ OASPL em função de Ω para as configurações fortemente integradas ($X_s/D_j = [14,5; 21]$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$) testadas para Mach 0,9; (a) bocal SMC 000 e (b) SMC 006...	159
Figura A.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 1 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz.....	178
Figura A.2 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 2 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz.....	182
Figura A.3 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 3 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz.....	186
Figura A.4 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 4 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz.....	190
Figura A.5 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 5 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz.....	194
Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz.....	198
Figura C.1 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 6$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.....	209
Figura C.2 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 6$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000.....	210
Figura C.3 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 4$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.....	211
Figura C.4 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 4$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000.....	212
Figura C.5 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000...	213
Figura C.6 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000...	214
Figura C.7 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 6$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006.....	215
Figura C.8 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 6$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006.....	216

Figura C.9 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 4$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006 **217**

Figura C.10 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 4$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006 **218**

Figura C.11 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006 .. **219**

Figura C.12 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006 .. **220**

Figura D.1 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006 .. **221**

Figura D.2 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006 .. **222**

LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1 - Contribuições de incerteza dos fatores considerados e incerteza total expandida.....	95
Tabela 5.1 - Condições de teste, bocais testados e condições operacionais nas investigações com jato isolado.....	104
Tabela 5.2 - Condições de testes para investigações com jato instalado.....	105

LISTA DE SIGLAS

BPR	Razão de Passagem
CT	Condições de Teste
EMBRAER	<i>Empresa Brasileira de Aeronáutica</i>
EPNL	Nível de Ruído Percebido Efetivo
FINEP	Financiadora de <i>Estudos e Projetos</i>
HWB	<i>Hybrid Wing Body</i>
ICAO	Organização de Aviação Civil Internacional
ISO	International Standard Organization
NPS	Nível de Pressão Sonora
OASPL	Nível de Pressão Sonora Global
PMTA	Pressão Máxima de Trabalho Admissível
PSD	Densidade Espectral de Potência
RPB	Razão de Pressão do Bocal
SMC	<i>Small Metal Chevron</i>
TR	Razão de Temperatura
UFSC	Universidade Federal de Santa Catarina

LISTA DE SÍMBOLOS

Alfabeto latino

$a_{cal}(\%)$	Incerteza associada ao instrumento de calibração
b_{cal}	Contribuição de incerteza associada ao instrumento
A e A_1	Constantes para o cálculo de incerteza
A_p	Área do jato primário
A_s	Área do jato primário
c_{amb}	Velocidade do som no ambiente
c_0	Velocidade do som no ambiente
c_j	Velocidade do som no interior do jato
c_p	Calor específico à pressão constante
c_v	Calor específico à volume constante
C	Constante que depende das propriedades do jato
d	Distância entre posições arbitrárias de uma fonte na região de turbulência e uma posição no campo distante
D	Diâmetro do bocal
D_j	Diâmetro do jato
d_1	Tolerância de distância
e_s	Espessura da superfície
E	Energia Total
E_{AD}	Tensão de entrada da placa de conversão de dados
f	Frequência
G	Função de Green
h	Distância vertical
I	Intensidade Sonora Total
k	Número de onda
k_{ent}	Fator dependente da variância de entrada
L_s	Comprimento característico da superfície
M	Número de Mach
M_a	Número de Mach Acústico
M_j	Número de Mach do jato
M_d	Número de Mach de projeto
$M_{tot.exp.}$	Número de Mach totalmente expandido
n	Resolução da placa de conversão de dados
P	Pressão estática no interior da câmara de teste
P_{amb}	Pressão do ambiente
p_j	Pressão Sonora do jato

P_0	Pressão de estagnação no plenum
r	Distância entre a fonte sonora e o observador
R	Constante dos gases
S	Fator de sensibilidade
St	Número de Strouhal
$STDV(U_{calibrador}(\%))$	Incerteza do calibrador
t	Tempo
T	Temperatura do jato na saída do bocal
T_0	Temperatura de estagnação no plenum
T_{fluido}	Temperatura do fluido de operação
T_p	Temperatura do jato primário
T_s	Temperatura do jato secundário (K)
T_w	Temperatura do sensor
U	Velocidade medida em cada ponto do jato
U_j	Velocidade do jato
U_p	Velocidade do jato primário
U_s	Velocidade do jato secundário
$U(U_{alinhamento})$	Incerteza associada ao alinhamento da sonda
$U(U_{calibração})$	Incerteza padrão associada à calibração
$U(U_{resolução})$	Incerteza associada à placa de conversão dos dados
$U(U_{temperatura})$	Incerteza associada à variação de temperatura do jato
$U_{(total)}$	Incerteza expandida relativa total
$U(U_{\rho,T})$	Incerteza associada à variação de temperatura do ambiente
$U(U_{\rho,P})$	Incerteza associada à variação de pressão do ambiente
$u(y_i)$	Contribuição da incerteza de cada fator
u'	Flutuação de velocidade da componente principal do jato
W	Potência Sonora Total
x	Coordenada normalizada pelo diâmetro do jato cujo eixo aponta na direção principal do jato

\mathbf{x}	Posição de um observador
x_{ent}	Variáveis de entrada
x_I	Região de sombra formada sobre a superfície
x_p	Distância do bocal ao bordo de fuga da superfície posicionada paralelamente à linha de centro do jato
X_S	Avanço de superfície
\mathbf{y}	Posição da fonte
y	Coordenada normalizada pelo diâmetro do jato cujo eixo é paralelo à superfície da placa
y_{ent}	Contribuição de incerteza de cada fator considerado
y_p	Distância vertical entre a linha de centro do bocal e a superfície
z	Coordenada normalizada pelo diâmetro do jato cujo eixo é normal à superfície da placa

Alfabeto grego

γ	Razão de calores específicos
θ	Ângulo polar em relação ao bocal
ρ	Densidade do fluido
ρ_j	Densidade do jato
$\rho(\mathbf{x}, t)$	Densidade instantânea em um meio
ρ_0	Densidade média do fluido
$\rho'(\mathbf{x}, t)$	Flutuações de densidade em um meio
ψ	Ângulo azimutal em relação ao bocal
γ	Razão entre calores específicos à pressão e volume
constantes	
λ	Comprimento de onda
$\Delta\beta$	Desalinhamento da sonda
ΔNPS	Variação do Nível de Pressão Sonora
$\Delta OSAPL$	Variação do Nível de Pressão Sonora Global
ΔP	Variação de Pressão
ΔT	Variação de Temperatura
δ_n	Ângulo de abertura do jato
δ_{ij}	Função delta de Kronecker

π	Pi
ω	Frequência angular
π	Pi
μ	Viscosidade dinâmica

Símbolos com operadores matemáticos

$\frac{\partial U}{\partial E}$	Coefficiente angular da curva de calibração inversa
---------------------------------	---

Símbolos Adimensionais

Ω	Parâmetro adimensional utilizado para quantificar os efeitos de instalação das configurações testadas
----------	---

Vetores e Tensores

n_{ij}	Componentes da normal unitária (no fluido)
σ_{ij}	Tensor tensão viscosa
p_{ij}	Tensor tensão compressivo
r_i e r_j	Vetores posição
T_{ij}	Tensor de Lighthill
u_i	Vetor de velocidade

Símbolos de coordenadas

u_{θ_1}, u_{r_1}	Componentes de velocidade no sistema de coordenadas cilíndricas
r_1, θ_1, z_1	Coordenadas cilíndricas descrevendo uma posição arbitrária no campo distante
r_0, θ_0, z_0	Coordenadas cilíndricas descrevendo uma posição de fonte na região de turbulência do escoamento

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

O ruído de aeronave resulta em grande poluição sonora (MCLAUGHLIN, 2010; ZHANG, 2012) e é responsável por vários efeitos negativos à saúde humana, tais como interrupção do sono, estresse, aumento da pressão arterial (POWELL; FIELDS, 1995) e, no caso extremo, até mesmo perdas auditivas (KIPP, 1946). Segundo Barbot et al. (2008), o ruído de aeronave está entre as principais causas de incômodo e perda de qualidade de vida de pessoas, principalmente daquelas vivendo próximas a aeroportos ou sob rotas de voo. Este cenário tem imposto restrições ao sistema de transporte aéreo tais como redução do tempo de operação diário de aeroportos, pontos de medição de ruído adicionais, rotas alternativas de decolagem e aterrissagem, e até mesmo multas referentes ao descumprimento destas ou outras medidas (CAMPOS, 2006; ELKOBY, 2005). Tais restrições, dentre outras coisas, dificultam os aeroportos a atenderem às demandas de viagens e serviços aéreos, reduzindo os lucros da economia local (HUME et al., 2003).

Adicionalmente, constantes reclamações da comunidade devido ao ruído de aeronave também impõem dificuldades, pois geram oposição política ao desenvolvimento do sistema de transporte. Isso dificulta a construção de novos aeroportos e a expansão de instalações existentes requeridas pelo aumento do tráfego aéreo (CALLENDER, 2004). Como resultado dessas reclamações, a legislação /regulamentação de ruído de aeronave torna-se cada vez mais restritiva, implicando em um processo de certificação de aeronave mais rigoroso (CALLENDER, 2004).

1.1 Regulamentação, Certificação e Caracterização do Ruído de Aeronave

A política global a respeito de emissões acústicas de aeronaves é definida em termos de limites de ruído que variam de acordo com o tipo de aeronave (FAHY; WALKER, 2005). Várias questões de aviação são

regulamentadas por meio de acordos internacionais feitos sob a chancela da Organização de Aviação Civil Internacional (ICAO - *International Civil Aviation Organization*), responsável pela regulamentação da aeronavegabilidade e questões similares, incluindo certificados de ruído. Esses certificados estão inclusos no Anexo 16 do conjunto de normas estabelecido pela referida organização (ICAO, 1988).

O procedimento de certificação de uma aeronave quanto às emissões acústicas seguindo as recomendações da ICAO (ICAO, 1988), consiste em medir os níveis de ruído em condições de ciclo de voo específicas, em três pontos de referência determinados (aterrissagem, lateral e decolagem) (ver Figura 1.1) (ASTLEY, 2014) e em condições climáticas e de trajeto de voo controladas (DA SILVA, 2011).

De acordo com a Figura 1.1, o ponto de referência de aterrissagem, encontra-se na linha de centro da pista estendida a uma distância de 2000 m do limite de aterrissagem. Acima do nível do chão, isto corresponde a uma posição de 120 m abaixo da trajetória descendente. A referência lateral consiste de pontos de medição que estão localizados paralelamente à pista, a uma distância de 450 m a partir da linha de centro. Nestas posições, o nível de ruído de decolagem é máximo. Completando o procedimento de certificação está o ponto de referência de decolagem, localizado na linha de centro estendida da pista a uma distância de 6500 m a partir do início da manobra de partida (ICAO, 1988).

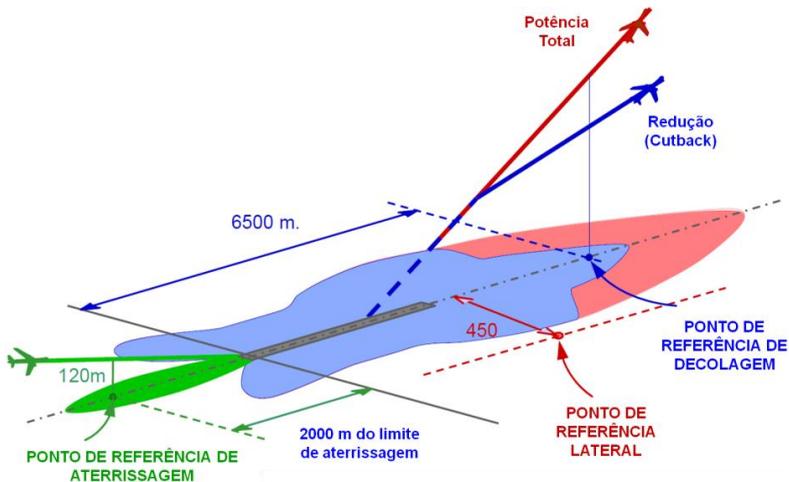


Figura 1.1 - Pontos de certificação de ruído de acordo com o Anexo 16 da ICAO. Adaptado de Astley (2014).

Várias são as maneiras para quantificar ruído de banda larga emitido por uma aeronave, entretanto o parâmetro mais completo e mais utilizado para certificar aeronaves quanto suas emissões acústicas (CALLENDER, 2004) é o Nível de Ruído Percebido Efetivo (EPNL – *Effective Perceived Noise Level*), medido em EPNdB (ASTLEY, 2014). Este parâmetro fornece um valor único integrado na frequência e no espaço, sendo ponderado para correções devido a componentes tonais no ruído bem como a natureza subjetiva da audição humana quanto à duração do ruído.

O ruído externo total de aeronave é proveniente da contribuição de várias fontes sonoras, as quais serão descritas na próxima Seção.

1.2 Ruído de Aeronave: Principais Fontes Sonoras

Em aeronaves modernas, as principais fontes sonoras contribuindo para o ruído externo total estão relacionadas ao motor (*Engine Noise*), abrangendo emissões de ruído do *fan*, jato de exaustão, turbina e combustor; e às estruturas da aeronave (*Airframe Noise*), incluindo contribuições de ruído quando da passagem de escoamento em torno das asas, superfícies da cauda, fuselagem, estruturas hipersustentadoras (*flap, slat, etc.*) e trem de pouso (LILLEY, 2001), conforme indicadas na Figura 1.2.

A Figura 1.3 fornece os valores de EPNL das principais fontes sonoras de uma aeronave moderna, levando-se em consideração os pontos de referência lateral, de decolagem e aterrissagem para condições típicas. Observa-se que durante a decolagem, quando é exigido empuxo máximo dos motores, o jato de exaustão é responsável por grande parte da geração de ruído contribuindo substancialmente com os níveis de ruído medidos em dois dos três pontos de certificação (pontos de certificação de decolagem e lateral). Já para a condição de aterrissagem, na qual os dispositivos de hiper-sustentação estão totalmente defletidos juntamente com o trem de pouso, o ruído associado às estruturas da aeronave prevalece (ZHANG, 2012).

Após a apresentação e quantificação das principais fontes sonoras associadas a uma aeronave comercial típica durante condições operacionais específicas, nota-se que, a compreensão dos principais mecanismos de geração de ruído e a previsão acurada dos níveis de ruído resultantes, são fundamentais para o projeto de aeronaves mais silenciosas (MCLAUGHLIN, 2010).

Na próxima seção, as fontes de ruído associado às estruturas da aeronave e ao motor são abordadas, porém com maior ênfase no ruído de jato do motor, por fazer parte do escopo da presente tese.

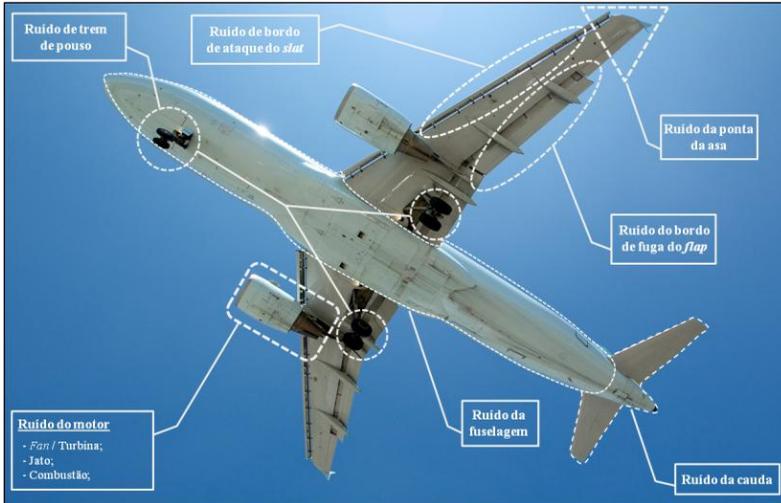


Figura 1.2 - Principais fontes de ruído em uma aeronave comercial moderna.

Fonte: <http://mvwphoto.files.wordpress.com/2010/05/big-aircraft.jpg>.

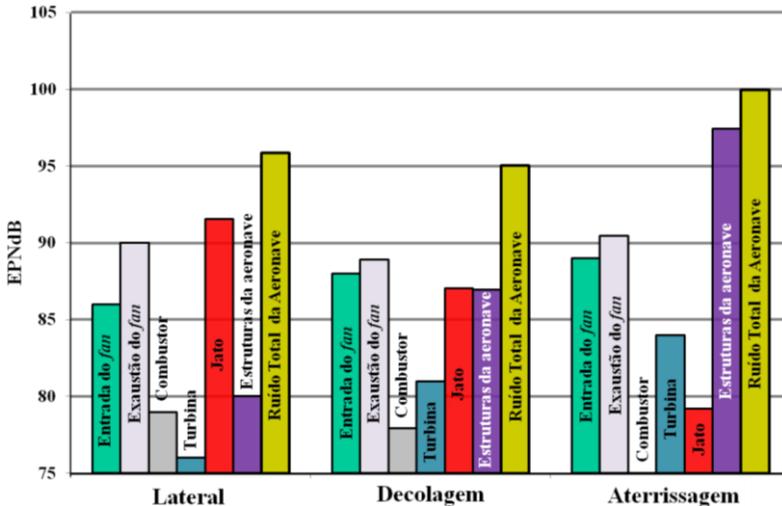


Figura 1.3 - EPNdB das principais fontes sonoras de uma aeronave moderna considerando os pontos de referência lateral, de decolagem e de aterrissagem para condições típicas. Adaptado de Zhang (2012).

1.2.1 Ruído de Estruturas da Aeronave (*Airframe Noise*)

Segundo Casalino et al. (2008), o ruído aerodinâmico gerado pelos componentes não-propulsivos de uma aeronave é denominado como *Ruído de Estruturas da Aeronave (Airframe Noise)*. A intensidade desse ruído aumenta com a velocidade da aeronave e também em baixas altitudes devido à maior densidade do ar, o que proporciona maior arrasto. Conforme o escoamento de ar passa por estruturas da aeronave, tais como o trem de pouso e os bordos de ataque, lateral e de fuga das asas, o escoamento separa-se, induzindo uma força de caráter transiente sobre esses elementos. Essa força transiente produz uma esteira turbulenta a jusante do ponto de separação (LAWRENCE, 2014) e ruído com intensidade proporcional aproximadamente à sexta potência da velocidade da aeronave (SMITH, 1989). No caso de bordos de fuga e descontinuidades geométricas, essa relação é proporcional à quinta potência da velocidade. Para um aprofundamento a respeito do ruído de estruturas da aeronave, recomenda-se, por exemplo, os trabalhos de Crighton (1991) e Lilley (2001).

1.2.2 Ruído do Motor (*Engine Noise*)

As emissões acústicas em um motor *turbofan* moderno são distintas quanto ao conteúdo espectral e são provenientes de várias fontes conforme pode ser visto na Figura 1.4. As fontes sonoras que mais contribuem para o ruído global do motor estão associadas à exaustão do jato e ao *fan*. Fontes secundárias, devido ao combustor interno e aos estágios da turbina, normalmente produzem menos potência sonora e contribuem pouco para o ruído global irradiado (POWELL; PREISSER, 2000). Detalhes sobre ruído de *fan* podem ser obtidos em (GLEGG, 1998; ENVIA, 2001; CASALINO, 2008), enquanto que maiores informações sobre o ruído do combustor interno e dos estágios da turbina são descritos em (ROLLS ROYCE, 1986).

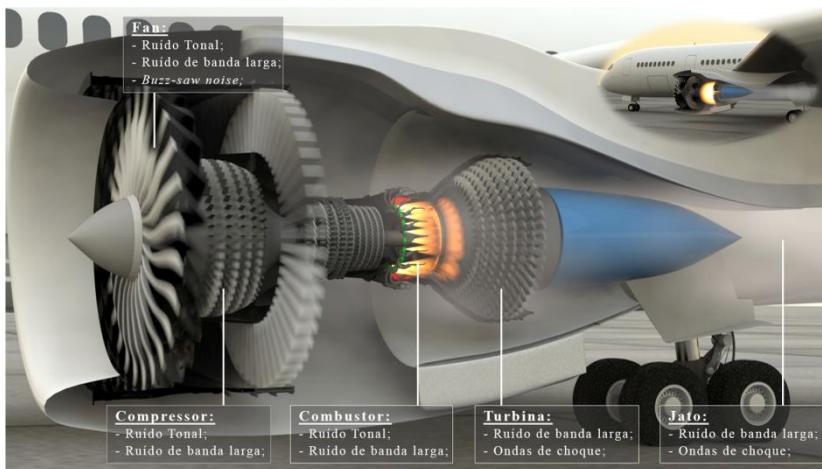


Figura 1.4 - Detalhe de um motor turbofan GE GenX 1B no qual são indicados os principais componentes de ruído e suas características espectrais.

Fonte: http://www.mikejamesmedia.com/modo_media/b787_8_w_genx_volumetrics4.jpg.

1.2.3 Ruído de Jato (*Jet Noise*)

Os gases de exaustão provenientes do processo de combustão dos motores *turbofan* são descarregados pelo bocal de saída, produzindo um jato aquecido de alta velocidade. Esse jato, ao se misturar com o escoamento do *fan*, mais lento e de menor temperatura, e com a corrente de ar ambiente, gera escoamentos cisalhantes com ampla faixa de escalas de estruturas turbulentas, resultando em ruído de banda larga (POWELL; PREISSER, 2000). Esse ruído é denominado *ruído de mistura turbulenta* e, em geral, é proporcional à oitava potência da velocidade de exaustão do jato (LIGHTHILL, 1952; 1954).

Quando o jato descarregado pelo bocal (projetado para operar em regime subsônico) atinge velocidades supersônicas, pode haver a ocorrência de ondas de choque, gerando ruído estridente (*Screech*) e ruído associado ao choque (*Shock-associated Noise*). Atualmente, os projetos de aeronaves modernas comerciais buscam evitar esses fenômenos (LAWRENCE, 2014).

1.3 Redução do ruído de jato por aumentar a razão de passagem

O ruído de jato e, conseqüentemente, o ruído externo de aeronave, tem sido reduzido ao longo das últimas décadas

principalmente devido a aumentos sucessivos da razão de passagem¹ (*By-Pass Ratio* - BPR) dos motores *turbofan*. Esses aumentos de BPR melhoram a eficiência de propulsão, levando a uma redução do consumo específico de combustível (RUDNIK, ROSSOW, 2000). Além disso, suavizam o gradiente de velocidade e, por consequência, o cisalhamento entre os escoamentos de exaustão e o fluido ambiente, alterando o padrão sonoro resultante no campo distante (ESDU, 2002), conforme mostrado na Figura 1.5. Isto permite que as aeronaves operem com velocidades de exaustão menores produzidas por motores maiores sem impactar o empuxo (ANDERSSON, 2003). Como resultado, o escoamento do *fan* nos motores *turbofan* atuais contribui com mais de 85% do empuxo total do motor (DA SILVA, 2011) e operam com razões de passagem de até 17 (HOHEISEL; VON GEYR, 2012). Ainda, os motores atuais são cerca de 20 dB mais silenciosos (POWELL; PREISSER, 2000; CAMPOS, 2006) e com consumo de combustível específico 50% menor em relação aos primeiros motores turbojato (HOHEISEL; VON GEYR, 2012).

Apesar dos benefícios alcançados com o projeto de motores *turbofan*, os motores modernos já estão limitados quanto às suas dimensões (DOWLING; HYNES, 2004), com diâmetro da nacela comparável ao da fuselagem da aeronave, operando com BPRs otimizadas para a tecnologia e configurações de instalação atualmente disponíveis (CRICHTON, 2007). Assim sendo, novas reduções do ruído de jato, provenientes do aumento adicional da BPR, seriam particularmente desafiadoras, pois seriam limitadas por fatores como o comprimento das pás do *fan*, dificuldade de integração estrutural, peso (ANDERSSON, 2003; DAGGETT et al., 2003) e arrasto da nacela que, no caso extremo, devido aos efeitos de interferência mais intensos entre a asa e o motor, cancelaria os benefícios já obtidos para o consumo de combustível específico (HOHEISEL; VON GEYR, 2012) e para as emissões acústicas.

¹ Razão entre a vazão mássica de ar passando externamente ao núcleo do motor (escoamento do *fan*) e a vazão mássica de ar passando através do núcleo do motor (escoamento principal).

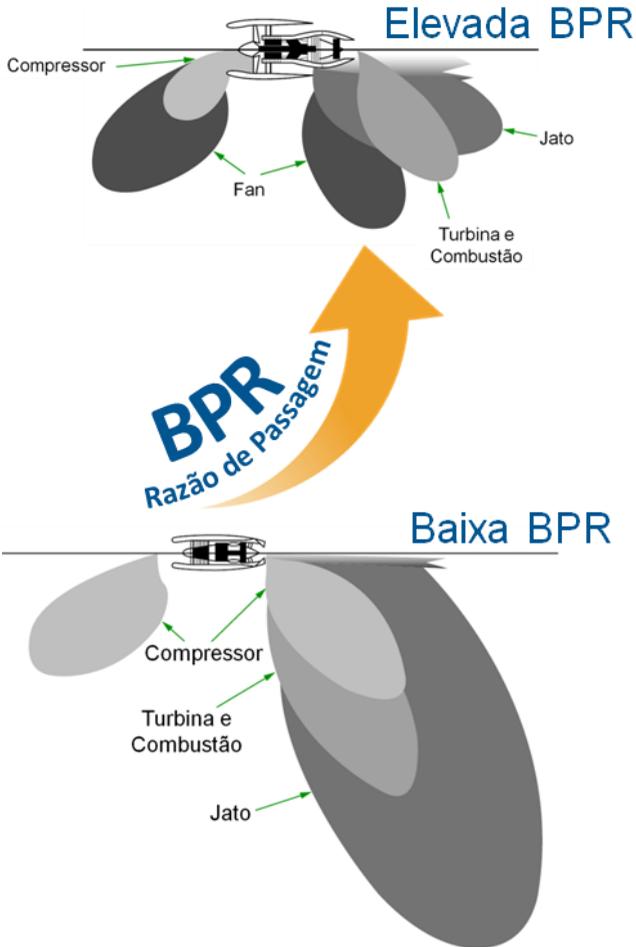


Figura 1.5 - Representação do padrão sonoro no campo distante das principais fontes de motores de turbinas a gás. Adaptado de (ESDU, 2002).

1.4 Estratégias atuais para redução do ruído de jato

A busca por reduções do ruído de aeronaves tem levado a indústria da aviação a testar estratégias inovadoras tais como geometrias de asa com serrilhamentos (NARAYANAN et al., 2015), aeronaves com geometrias não-convencionais (WEED, 2010; CZECH et al., 2012), sistemas propulsivos distribuídos (GOHARDANI et al., 2011; GOHARDANI, 2013), utilização de materiais porosos na superfície

inferior das asas (HERR et al., 2014), entre outras. Embora promissoras, essas estratégias, pelo menos por enquanto, sofreriam resistências para a sua implementação devido à dificuldade de retroajuste², além de exigirem grandes intervenções nas linhas de montagem atuais, necessárias para a fabricação dos novos componentes. Portanto, mais testes de interesse para configurações convencionais de aeronave devem ser realizados e novas possibilidades de redução de ruído exploradas antes de se adotarem estratégias não-usuais.

1.4.1 Efeitos de instalação na redução do ruído de jato

Recentemente, estratégias ganhando destaque tem explorado favoravelmente os *efeitos de instalação*, que surgem a partir de interações, diretas e/ou indiretas, entre elementos propulsivos e estruturas da aeronave, modificando a assinatura do ruído irradiado (ELKOBY, 2005). Essas estratégias são traçadas de modo a se obterem reduções de ruído mais expressivas seja por configurações de instalação benéficas entre o motor e a aeronave (DAVY et al., 2009; DEZITTER et al., 2009; HUBER et al., 2009; MENGLE, 2011) seja por modificações geométricas em certos componentes tais como a asa, pilone e *flap* (PERRINO, 2014; NARAYANAN et al., 2015).

Com o advento de motores *turbofans* com razões de passagem cada vez maiores, uma tendência atual tem sido explorar sistemas propulsivos fortemente integrados às estruturas da aeronave (BROWN, 2012; BROWN, 2014; BRIDGES, 2014; BRIDGES et al., 2014; BROWN; WERNET, 2014) visando maior eficiência aerodinâmica e níveis reduzidos de ruído (BROWN; WERNET, 2014). Dessa forma, é de fundamental importância minimizar os efeitos adversos de interferência aerodinâmica (RUDNIK, ROSSOW, 2000) que surgem a partir deste maior acoplamento.

Testes em escala reduzida (MENGLE, 2011; KOPIEV et al., 2013; PERRINO, 2014) e em configurações simplificadas (FONTAINE et al., 2012; LAWRENCE, 2014) tem se mostrado de grande utilidade nas investigações de mecanismos de geração sonora. Esses testes tem fornecido dados valiosos e auxiliado a indústria da aviação a desenvolver novas tecnologias e obter reduções de ruído efetivas (SAXENA, 2012). Elkoby (2005) destaca que estudos a respeito de

²Capacidade de um componente/dispositivo em vigor de ser ajustado de modo a acomodar uma parte nova ou modificada e efetuar todas as outras mudanças necessárias ao correto funcionamento do sistema como um todo.

efeitos de instalação são imprescindíveis no projeto de novas aeronaves uma vez que estes efeitos de interferência são esperados se intensificarem com o advento de motores de elevada BPR e sistemas propulsivos cada vez mais integrados (BROWN; WERNET, 2014).

Estudos importantes são geralmente conduzidos em instalações aeroacústicas capazes de reproduzir os campos, sonoro e de escoamento, de jatos de exaustão em escala com jatos de aplicações reais. Naturalmente, importantes requisitos (de segurança, técnicos, construtivos, etc.) devem ser considerados no desenvolvimento e utilização dessas instalações para investigações aeroacústicas, de modo a garantir um ambiente de teste apropriado e resultados satisfatórios. Alguns desses requisitos foram utilizados no desenvolvimento de uma bancada recentemente construída e descrita no Capítulo 3 desta tese. A referida bancada está situada na Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC), em Florianópolis, e foi subsequentemente utilizada para identificar mecanismos físicos fundamentais relacionados ao ruído gerado por diferentes bocais (com e sem *chevrons*) em conjunto com uma superfície plana representando uma asa.

1.5 Motivação e contribuição da tese

A presente tese descreve o desenvolvimento e validação de uma bancada experimental para ensaios de ruído de jatos, e a análise de efeitos de instalação relacionados a jatos de bocais, com e sem *chevrons*, próximos a uma superfície, em diferentes posições relativas e números de Mach entre 0,5 e 0,9.

Além disso, os testes também exploram a possibilidade de reduzir o ruído de jato instalado a partir da identificação de posições acusticamente favoráveis do jato em relação à superfície, combinadas com os benefícios acústicos obtidos com *chevrons*.

Embora outros estudos abordem efeitos de instalação de jatos de bocais com *chevrons* (MENGLER, 2011; KOPIEV et al., 2013), a contribuição da presente tese está em analisar esses efeitos para a configuração fundamental de placa plana, a partir do caso particular e ainda não explorado da montagem do motor sobre a asa. Essa instalação possibilita a atenuação dos níveis de ruído que chegam ao solo ao melhor explorar o efeito de barreira sonora (*shielding effect*).

Alterando-se as distâncias, vertical e axial, da placa em relação à saída do bocal, foram exploradas diversas configurações de operação. Medições acústicas de campo distante foram conduzidas com um arco de microfones em relação ao centro do bocal, bem como medições de

velocidade em diferentes regiões do jato, com a técnica de anemometria de fio-quente.

Adicionalmente, procede-se um estudo paramétrico relacionando o ruído com características fluidodinâmicas do jato e a posição da placa, buscando subsídios para a proposição de configurações de instalação mais silenciosas.

1.6 Objetivos

O objetivo desta tese é a análise de efeitos de instalação sobre os campos, sonoro e de velocidade, de jatos de bocais serrilhados. A fim de alcançar este objetivo, as seguintes etapas foram desenvolvidas:

- Análise crítica da literatura sobre ruído de jato instalado e de bocais com *chevrons*, identificando os principais mecanismos de modificação do campo sonoro e também os requisitos de projeto para instalações e procedimentos de ensaios de jatos;
- Investigação do ruído de jatos provenientes de bocais com e sem *chevrons*, em conjunto com diferentes configurações de asa (representada por uma placa plana) em números de *Mach* de 0,5 a 0,9;
- Estabelecer correlação entre as mudanças no campo fluidodinâmico com alterações observadas no campo sonoro;
- Estudo paramétrico para identificar as características de instalação que mais influenciam o ruído dos jatos testados e as configurações de maior impacto sobre o ruído global;
- Obtenção de dados sobre o campo acústico de jatos interagindo com placa plana, considerando diferentes configurações geométricas e números de *Mach*, como forma de subsidiar a validação de modelos de previsão numérica de ruído de jato instalado;

1.7 Organização do trabalho

No Capítulo 1 são apresentados os principais problemas relacionados ao ruído de aeronave afetando comunidades próximas a aeroportos. As principais fontes do ruído externo de aeronaves são descritas bem com as estratégias que tem sido utilizadas para reduzir o

ruído de jato. Ainda, a contribuição e motivação do trabalho são apresentadas juntamente com os objetivos. Por fim, é fornecida a estrutura do trabalho.

Na sequência, o Capítulo 2 traz uma revisão detalhada sobre aeroacústica de jatos, abordando os trabalhos mais notáveis desenvolvidos na tentativa de descrever matematicamente importantes efeitos ocorrendo em jatos subsônicos. É fornecida também uma revisão sobre efeitos de instalação, na qual são identificadas lacunas no conhecimento e onde o trabalho busca contribuir.

O Capítulo 3 se concentra no detalhamento dos principais componentes de instalações desenvolvidas para ensaios de ruído de jatos, particularmente para a bancada experimental desenvolvida na UFSC, incluindo a descrição dos sistemas de aquisição (acústico e fluidodinâmico) e a instrumentação utilizada para monitorar, operar e controlar a referida bancada. Uma etapa fundamental no desenvolvimento da bancada foi a validação das medições, conforme descrito no Capítulo 4. Nesse capítulo são mostrados os testes realizados para determinar as frequências de corte da câmara que hospeda o jato, a repetibilidade das medições de ruído e as principais fontes de incerteza associadas ao processo de medição. Além disso, o Capítulo 4 também reúne comparações das medições com dados de outras instalações para as mesmas condições operacionais e configurações.

No Capítulo 5 é definida a matriz de testes para as condições de jato isolado e instalado (próximo à placa plana), com uma descrição do método utilizado para caracterizar os campos, sonoro e de escoamento, das configurações testadas. Os resultados são então discutidos, identificando as configurações de jato instalado com espectro de ruído mais distinto em relação ao caso isolado. Para essas configurações, são apresentadas medições de velocidade para auxiliar no entendimento das alterações observadas no campo acústico distante.

Finalmente, no Capítulo 6, são apresentadas as principais conclusões do trabalho bem como recomendações para trabalhos futuros.

CAPÍTULO 2

TEORIA E REVISÃO DA LITERATURA

2.1 Descrição de jatos turbulentos

Um jato livre turbulento surge da adição contínua de fluido localmente às adjacências quiescentes ou, pelo menos, irrotacionais de fluido ambiente. Na saída do bocal de exaustão, o jato possui níveis de turbulência relativamente baixos e geralmente um perfil de velocidade uniforme. Ao ser descarregado, o jato gera camadas cisalhantes nas bordas do bocal, separando-o de suas adjacências não-turbulentas através de uma interface, cuja forma é aleatória e está constantemente mudando (ANDERSSON, 2003). Esta interface induz movimento do fluido irrotacional a partir do fluido adjacente (*Instabilidades de Kelvin-Helmholtz*) e então, as camadas cisalhantes separam o fluido de alta velocidade no centro do jato (núcleo potencial), do fluido externo quiescente. A quantidade de fluido continuamente aumenta a jusante devido à incorporação de fluido ambiente a partir de suas adjacências (TAM, 2004), processo também conhecido como *entranhamento*³, na região chamada zona de mistura (KUTTRUFF, 2006). O processo de entranhamento faz o jato se espalhar na direção transversal e, enquanto permanece turbulento, a faixa de escalas de estruturas turbulentas presentes no jato, tende a aumentar à medida que este se alastra. Até que, finalmente, o jato tona-se completamente desenvolvido (região de autossimilaridade), condição na qual a turbulência alcança a linha de centro (HUNTER et al., 2005).

2.1.1 Jatos Simples

Em um jato circular simples, considerando-se velocidades subsônicas, é possível identificar três regiões distintas: o núcleo potencial, a zona de mistura envolvendo o núcleo, e a região onde o jato está completamente desenvolvido (HUTTRUFF, 2006) (ver Figura 2.1).

³ É a indução de massa adjacente ao escoamento pelos vórtices na periferia do jato (NIKAM; SHARMA, 2014).

A estrutura aerodinâmica de um jato simples normalmente é composta de uma camada cisalhante anelar, que envolve o núcleo potencial e se mistura com ele ao final da extensão deste núcleo (FISHER et al., 1998). Essa mistura produz um espectro de frequência sonoro amplo, indicando que as estruturas turbulentas do escoamento envolvidas no processo variam consideravelmente a jusante, tornando-se maiores e menos intensas à medida que a velocidade de exaustão média diminui e a mistura torna-se completa (POWELL; PREISSER, 2000).

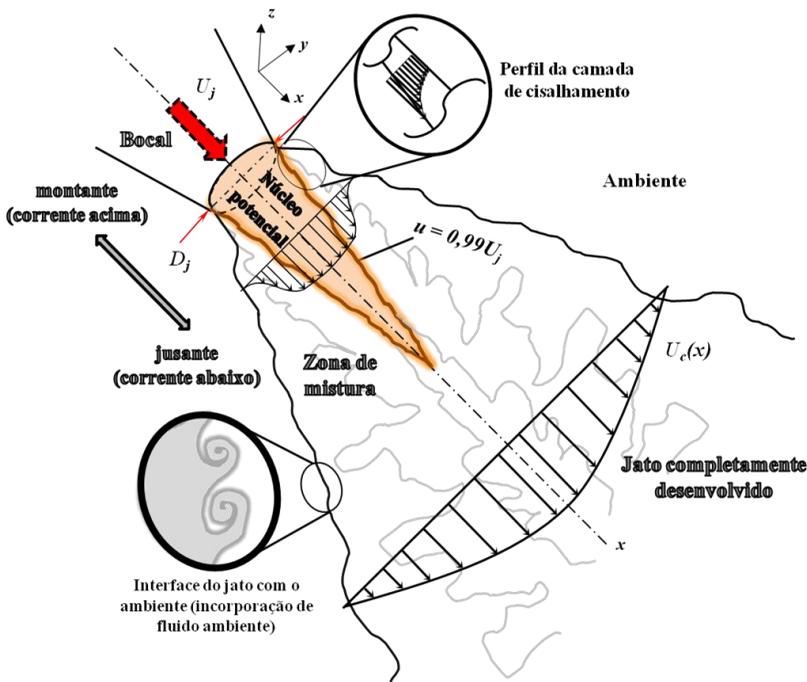


Figura 2.1 - Ilustração da estrutura aerodinâmica produzida por um jato simples.

Em jatos turbulentos, nas regiões onde há cisalhamento geralmente há vorticidade e esta é um gerador complexo de ruído. Porém, a região de maior contribuição aos níveis de ruído está localizada próximo ao final do núcleo potencial (zona de mistura) (JUVÉ et al., 1980). Esta região é caracterizada por forte turbulência, na qual ocorrem flutuações locais de pressão e densidade, expandindo e contraindo os elementos de volume, que dão origem a diversas fontes sonoras: monopolos, dipolos e quadropolos. Devido ao comportamento

temporal similar e diferenças de fase, as fontes monopolares e dipolares se cancelam completamente. Segundo Kuttruff (2006), como nas fontes quadrupolares não há troca líquida de massa nem de forças, estas são responsáveis pela contribuição de ruído predominante em um jato livre.

No espaço livre onde o jato é geralmente considerado, estas fontes predominantes de caráter quadrupolar são relativamente ineficientes (DOWLING; HYNES, 2004; WANG et al., 2006). Entretanto, a presença de fronteiras sólidas (tais como a asa, flap defletido, slat, pilone, etc.), geralmente, torna a radiação sonora mais efetiva. Estas fronteiras podem intensificar a radiação de ruído de duas formas: através da criação ou amplificação de características ruidosas de escoamento, como a separação transiente e o lançamento de vórtices, e pela inserção de inhomogeneidade de fronteira, o que promove conversão eficiente de energia do escoamento em energia acústica (WANG et al., 2006).

Compreender a física envolvida no escoamento de jatos turbulentos bem como conhecer os parâmetros que mais influenciam na radiação sonora (LEUNG, 1998), é fundamental para se propor soluções com vistas à redução do ruído de jato.

2.2 Analogias Acústicas

A necessidade de prever o ruído de jato à época dos primeiros motores a jato desencadeou uma série de estudos investigativos a respeito do assunto, sendo o trabalho de Lighthill (1952, 1954) abordando o som gerado aerodinamicamente, reconhecidamente o mais notável entre estes estudos. Neste trabalho, através da análise de parâmetros do escoamento e do campo sonoro (análise assim chamada analogia), foi descoberto que o caráter das fontes sonoras de um jato livre turbulento subsônico é quadrupolar, e que a potência sonora irradiada aumenta na proporção da oitava potência da velocidade do jato (Lei da oitava potência) e com o quadrado de seu diâmetro.

2.2.1 Analogia Acústica de Lighthill

Na analogia acústica de Lighthill (LIGHTHILL, 1952) o som proveniente de um escoamento turbulento é descrito, a partir das equações de Navier-Stokes, na forma de uma equação de onda inhomogênea a qual é função das quantidades turbulentas flutuantes. Partindo das equações governando o escoamento de líquidos e gases,

desconsiderando fontes externas de massa ou força no fluido, chega-se à *Equação de Lighthill*, dada por

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} , \quad (2.1)$$

Onde T_{ij} é o chamado de *tensor de Lighthill*, dado por,

$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p - c_0^2 \rho) \delta_{ij} - \sigma_{ij} \quad (2.2)$$

Sendo T_{ij} é o termo fonte responsável pela geração sonora contendo as não-linearidades; p representa a pressão estática; ρ é a densidade do fluido; u_i é o vetor de velocidade; c_0 a velocidade do som no ambiente; σ_{ij} é o tensor tensão viscosa; e δ_{ij} é a função delta de Kronecker.

Algumas questões importantes, referentes à teoria descrita acima, são apresentadas no intuito de evidenciar suas potencialidades e limitações. Do lado das potencialidades, tem-se que, pelo fato de não terem sido utilizados processos de linearização ou suposições especiais para a derivação da Eq. (2.1), é possível dizer que é uma equação exata para as flutuações acústicas, pois os principais processos aeroacústicos (geração sonora proveniente de não-homogeneidades do escoamento, propagação sonora através do escoamento, e dissipação sonora através da viscosidade ou da condução de calor) estão incorporados em sua estrutura.

Pelo lado das limitações, pode-se dizer que a Analogia Acústica de Lighthill foi, e ainda é bastante utilizada para fornecer noções significativas a respeito das características acústicas de escoamentos turbulentos. Porém, atualmente, estas noções são somente estimativas sobre uma faixa limitada de condições de jato. As principais limitações da analogia de Lighthill são:

- Assume que as ondas acústicas não interferem reciprocamente no escoamento;
- As estimativas de energia acústica são somente válidas no campo distante;

- Não considera os efeitos de corpos sólidos no escoamento tais como reflexão, absorção, difração e espalhamento sonoro promovido pela superfície (*scattering*);

Após o trabalho de Lighthill, diversos estudos foram realizados na tentativas de melhorar sua teoria de analogia acústica. O tópico seguinte fornece algumas derivações bem sucedidas. Entretanto, não é o objetivo apresentá-las em detalhes, mas enfatizar que, desde a concepção da teoria de analogia acústica original, tem sido perseguida uma teoria capaz de eficientemente prever os níveis sonoros dos diversos tipos de jatos existentes, teoria esta que, após mais de 60 anos de estudo, ainda não existe.

2.2.2 Efeitos de corpos sólidos no escoamento: formulação de Curle e analogia de Ffowcs Williams e Hawkings

O primeiro trabalho incluindo o efeito de corpos sólidos estacionários no escoamento foi desenvolvido inicialmente por Curle (1955), que reescreveu a equação de Lighthill para representar termos fonte adicionais provenientes da presença da superfície. Se o corpo sólido presente no escoamento é pequeno em relação ao comprimento de onda acústico, o efeito do corpo sobre a propagação pode ser desprezado, e a formulação de Curle prediz um dipolo compacto que, em baixo número de Mach domina a radiação de quadrupolo. Entretanto, se o objeto não é acusticamente compacto, este pode interferir no campo hidrodinâmico e também nas ondas sonoras, resultando em um campo sonoro complexo com caráter multipolar (CURLE, 1955).

Posteriormente, Ffowcs Williams e Hawkings (1969), ao generalizar o trabalho de Curle, desenvolveram uma expressão capaz de prever a geração sonora devida à turbulência considerando a presença de superfícies em movimento arbitrário. Considerando-se um fluido infinito dividido em regiões (ver Figura 2.2), onde se delimita um volume V contendo um corpo sólido, cuja superfície de controle S se move com velocidade v ; η é o vetor normal à superfície. A geometria e o movimento de S são definidos por uma função escalar tal que,

$$f(\bar{x}, t) \begin{cases} < 0, & \text{fora da superfície} \\ = 0, & \text{sobre a superfície} \\ > 0, & \text{dentro da superfície} \end{cases}$$

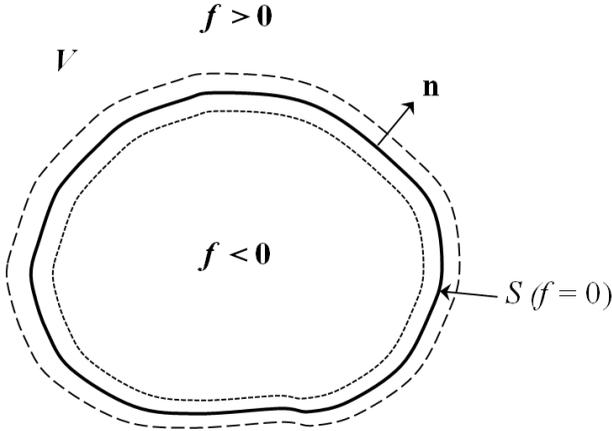


Figura 2.2 - Ilustração de um volume delimitado de fluido e suas interfaces com um corpo sólido. Adaptado de Howe (2003).

No interior de S o fluido é assumido estar em repouso com densidade ρ_0 e pressão p_0 . As equações governantes são válidas para fluidos com descontinuidades se todas as derivadas são generalizadas. Então, aplicando-se o conceito de funções generalizadas para representar as descontinuidades no fluido infinito com uma superfície em movimento arbitrário, as equações da massa e da quantidade de movimento tornam-se,

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} \bar{u}_i) &= \rho_0 u_i \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_i}, & (2.5) \\ \frac{\partial \bar{\rho} \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \bar{u}_i \bar{u}_j + \bar{p}_{ij}) &= p_{ij} \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_j}, & (2.6) \end{aligned} \right.$$

Em que $\delta(f)$ é a função delta unidimensional, que assume valores iguais a zero exceto quando $f = 0$. Para obter a equação da onda governando a geração e propagação do som, o termo $\bar{\rho} \bar{u}_i$ é eliminado das Eq.(2.5) e (2.6) para gerar,

$$\underbrace{\left(\frac{\partial^2}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2}{\partial x_i^2} \right) (\bar{\rho} - \rho_0)}_{\text{Equação da onda}} = \underbrace{\frac{\partial^2 \bar{T}_{ij}}{\partial x_i \partial x_j}}_{\text{Quadrupolos}} - \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} \left(p_{ij} \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_j} \right)}_{\text{Dipolos}} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} \left(\rho_0 v_i \delta(f) \frac{\partial f}{\partial x_j} \right)}_{\text{Monopolos}} \quad (2.7)$$

A Eq.(2.7) mostra que o som pode ser considerado como a contribuição de três distribuições distintas de fonte. A primeira delas formada por quadrupolos acústicos distribuídos ao longo da região externa à superfície, representando a contribuição sonora proveniente da turbulência, análoga àquela observada por Lighthill (1952). A segunda sendo uma distribuição de dipolos ao longo das superfícies estacionárias, representando a contribuição de força de superfície flutuante, semelhante àquela predita por Curle (1955). Porém, se as superfícies estão se movendo, a contribuição é equivalente a uma distribuição de monopolos representando um efeito de deslocamento de volume, como mostrado por Ffowcs Williams e Hawkings (1969). Como superfícies em movimento não são consideradas neste trabalho, são de interesse somente as fontes quadrupolares e dipolares.

2.2.3 Espalhamento do som por uma borda

A presença de uma superfície sólida em estreita proximidade com escoamentos de alta velocidade, como no caso de uma asa de aeronave próxima ao jato de exaustão, modifica a radiação sonora e eleva os níveis de ruído principalmente devido ao espalhamento das fontes sonoras do escoamento pela superfície (FFOWCS WILLIAMS; HALL, 1970). Este mecanismo de espalhamento devido à superfície produz forte radiação de banda larga ao campo distante (WANG, 1998). Esta situação ocorre quando o comprimento de onda, λ , das fontes sonoras do escoamento, é muito maior que a espessura de uma superfície, e_s , imersa nesse escoamento e muito pequeno em relação ao comprimento característico da superfície, L_s , isto é $e_s \ll \lambda \ll L_s$. Ffowcs Williams e Hall (1970) derivaram uma expressão para a perturbação de pressão no campo distante considerando um semiplano infinitamente fino imerso em um fluido ilimitado (ver Figura 2.2).

Para chegar à referida expressão, algumas simplificações são feitas. Considera-se relação isentrópica entre pressão e densidade, despreza-se os termos viscosos e assume-se que a região da fonte está dentro de um comprimento de onda. Ainda, são desprezados efeitos como o espalhamento pela turbulência e refração.

Adicionalmente, para descrever o efeito de reflexão da superfície, uma função de Green adaptada, cuja derivada normal tende a zero sobre a superfície, deve ser empregada à Eq. (2.4). Dessa forma, analisando-se regiões do campo sonoro que estão muitos comprimentos de onda distantes da região de turbulência e do bordo do semiplano, isto é,

$kr_1 \gg 1$ e $r_1 \gg r_0$; onde k é o número de onda acústico, $k = \omega/c_0$; ω a frequência angular $\omega = 2\pi f$; r_0 a posição da região turbulenta em coordenadas radiais e r_1 uma localização no campo distante; a perturbação de pressão no campo distante no domínio da frequência, em coordenadas cilíndricas pode ser escrita como,

$$\hat{p}_a(x, \omega) \approx \frac{2e^{-i\frac{\pi}{4}}}{\pi^{\frac{1}{2}}} k^2 \sin\left(\frac{\theta_1}{2}\right) \int_V \frac{e^{ikd} \sin(\phi)^{\frac{1}{2}}}{4\pi d (2kr_0)^{\frac{3}{2}}} \left[\rho_0 (\widehat{u_{\theta_1}^2} - \widehat{u_{r_1}^2}) \sin\left(\frac{\theta_0}{2}\right) - 2\rho_0 \widehat{u_{r_1} u_{\theta_1}} \cos\left(\frac{\theta_0}{2}\right) \right] d^3 y \quad (2.8)$$

Onde o circunflexo denota a transformada de Fourier temporal; os vetores posição $x(r_1, \theta_1, z_1)$ e $y(r_0, \theta_0, z_0)$ representam pontos no campo distante e na região da fonte, respectivamente, com $d = |x - y|$ e $\sin(\phi) = r_1 / [r_1^2 + (z_1 - z_0)^2]^{\frac{1}{2}}$; os componentes de velocidade u_{r_1} e u_{θ_1} são definidos no sistema de coordenadas cilíndricas mostrado na Figura 2.3.

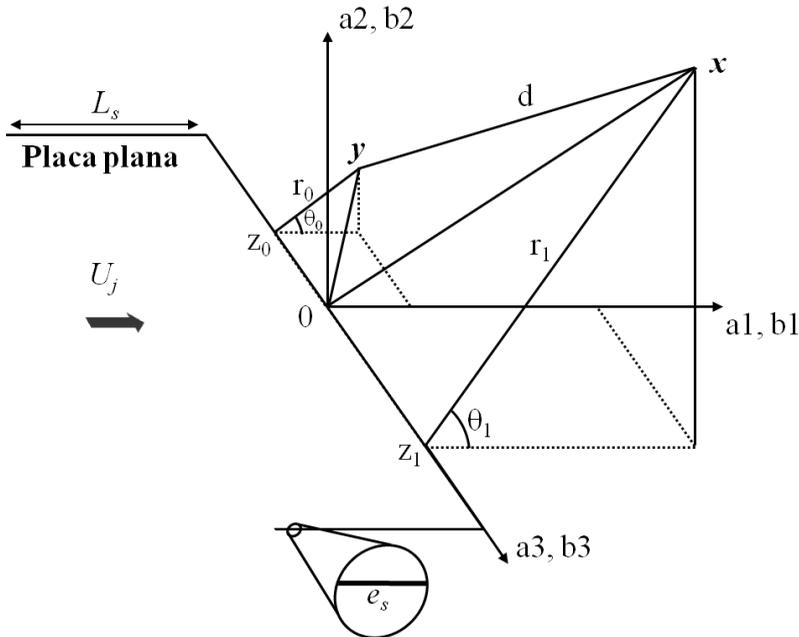


Figura 2.3 - Sistema de coordenadas utilizado para derivar a expressão para o ruído associado ao bordo de fuga. Adaptado de Wang (1998).

2.3 Efeitos de barreira sonora (*Shielding*)

A ideia de instalar os motores sobre as asas de uma aeronave surgiu na década de 1970 (HELLSTROM, 1974; CONTICELLI et al., 1975; DUNN et al., 1976; BLOOMER, 1979) e originalmente tinha como objetivo utilizar-se do efeito de barreira sonora (*Shielding*) para reduzir o ruído de aeronave alcançando as comunidades e permitir maior sustentação para as aeronaves de curta decolagem e aterrissagem (CONTICELLI et al., 1975).

Hellstrom (1974) investigou experimentalmente o potencial de redução de ruído, devido ao efeito de barreira sonora, em um motor *turbofan* em escala real sob condições estáticas e obteve atenuação de ruído significativa. Os resultados experimentais obtidos foram comparados com dados analíticos e mostraram geralmente boa concordância.

Conticelli et al. (1975), a partir de testes com jatos em escala, investigou o efeito de barreira sonora para várias configurações de instalação do motor sobre a asa e descobriu que as reduções de ruído obtidas experimentalmente eram menores do que as previsões analíticas. Essas diferenças foram creditadas aos efeitos de instalação inerentes às configurações de motor sobre a asa e devido à difração sonora no bordo de fuga.

Dunn et. al. (1976) propuseram o uso da asa e de estruturas da fuselagem como barreiras sonoras para bloquear o ruído de aeronave atingindo a comunidade. A partir de análise de engenharia, os autores sugeriram que poderiam ser obtidas reduções potenciais de ruído de cerca de 7 EPNdB, em média, para configurações de aeronave com motores sobre a asa em comparação com configurações convencionais de motor sob a asa.

Bloomer (1979) conduziu testes com jatos em tamanho real em diferentes configurações de instalação com motores montados sobre as asas. As reduções de ruído obtidas nestes testes, em geral, foram menores do que 3 EPNdB na condição de decolagem, pois foram limitadas pelo tamanho reduzido da corda de asa utilizada para conter o ruído do motor.

Atualmente, muitas configurações futuristas de aeronave propõem a instalação dos motores sobre as asas ou sobre a fuselagem, ressaltando que este é um aspecto positivo que precisa ser melhor explorado (RICOURDAD et al., 2004; AGARWAL; DOWLING, 2005; AÉRBELI, 2008; PAPAMOSCHOU; MAYORAL, 2009; THOMAS et

al., 2010; BALÁZS NAGY, 2011; THOMAS et al., 2012; CZECH et al., 2012; THOMAS et al., 2013; ABBAS et al., 2013; O'REILLY; RICE, 2015). Os testes com essas configurações são motivados principalmente devido à possibilidade de serem utilizados trens de pouso menores e mais leves sem elevar o arrasto da aeronave, permitindo assim que motores de diâmetro cada vez maior continuem sendo desenvolvidos (BERTON, 2000), além de evitar que a asa atue como um refletor sonoro de altas frequências ao solo. Naturalmente, outras questões importantes de manutenção, fabricação, estabilidade, desempenho aerodinâmico, etc. devem ser consideradas quando projetando uma aeronave nesta configuração (DUNN et. al., 1976; BERTON, 2000).

2.4 Bloqueio sonoro do jato

Conforme as ondas sonoras tentam se propagar através do jato de exaustão, sua energia é redistribuída principalmente pelo espalhamento devido à turbulência nas camadas cisalhantes (CANDEL et al., 1976) e devido à refração sonora (ATVARIS; SCHUBERT; RIBNER, 1965; GOLDSTEIN, 1976). A combinação destes efeitos é conhecida como bloqueio sonoro do jato (*Jet Acoustic Blockage*) (WAY; TURNER, 1980; WANG, 1980). A ocorrência deste fenômeno é mais significativa em frequências onde o comprimento de onda das fontes de ruído do jato é pequeno em relação ao diâmetro do bocal principal e o comportamento do som pode ser bem representado por raios acústicos. Este efeito torna-se mais evidente conforme se aumenta a velocidade e/ou temperatura do jato principal em relação ao jato secundário ou ao fluido ambiente (MOORE; MEAD, 2003).

O bloqueio sonoro do jato ocorre tipicamente em configurações de aeronave nas quais o motor é instalado sob a asa, de modo que parte da energia acústica proveniente das fontes sonoras do motor (distribuída por raios acústicos), ao ser refletida pela asa, é parcialmente bloqueada ou desviada pelo jato de exaustão antes de chegar a uma posição de observador ao solo (MOORE; MEAD, 2003; MOORE, 2004; JUVÉ, 2009). De acordo com Moore (2004), é crucial considerar o efeito de bloqueio sonoro em qualquer predição de ruído de jato para configurações de instalação do motor sob a asa da aeronave. A Figura 2.4 ilustra o efeito de bloqueio sonoro onde os raios sonoros são representados por linhas pretas e suas trajetórias são alteradas por um jato coaxial.

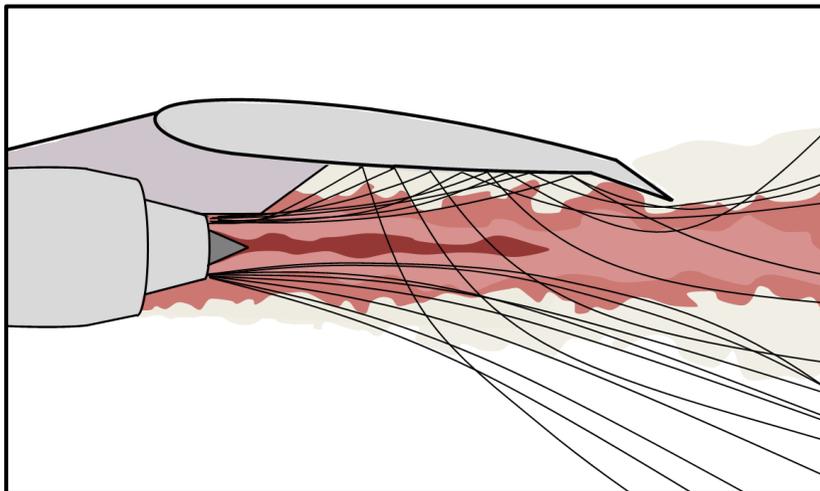


Figura 2.4 - Ilustração qualitativa do efeito de bloqueio sonoro em que parte dos raios acústicos são desviados e bloqueados por um jato coaxial.

2.5 Redirecionamento do jato e efeitos de sustentação

A tendência de um jato de fluido aderir a uma superfície sólida adjacente é conhecida como *efeito Coanda* e é utilizado em várias aplicações de engenharia. De acordo com Lubert (2012) uma das aplicações mais relevantes é utilizar este efeito como um método eficiente para gerar maior sustentação às aeronaves. Por outro lado, os dispositivos utilizando favoravelmente o efeito Coanda são geralmente acompanhados por desvantagens significativas tais como forte curvatura de linhas de corrente (SMITH; CARPENTER, 1995; CARPENTER; GREEN, 1997), níveis aumentados de intensidade de turbulência e então, aumentos substanciais dos níveis de ruído (LUBERT, 2015).

Quando uma superfície sólida encontra-se em estreita proximidade com um escoamento, as propriedades de entranhamento deste escoamento podem ser alteradas, criando um efeito de redirecionamento do escoamento em direção à superfície (LUBERT, 2012; LAWRENCE, 2014; MILLER, 2014; LUBERT, 2015). Este fenômeno ocorre em razão da região de baixa pressão que se desenvolve conforme o entranhamento do ar ambiente pelo jato remove ar da região entre a superfície e o jato. Dessa forma, o balanço entre o gradiente de pressão radial (força de sucção) e a força (inercial) centrífuga desloca o jato à superfície (LUBERT, 2012). Este redirecionamento é maior

conforme a distância entre a superfície e o jato diminui bem como conforme a velocidade do jato, em relação ao fluido ambiente, abaixo da superfície, diminui (LAWRENCE, 2014).

2.6 Dispositivos de intensificação de mistura visando à redução de ruído de jato

Devido à dificuldade de se reduzir o ruído de jato por meio de novas alterações nos motores, uma estratégia bem sucedida tem sido o uso de dispositivos para intensificar a mistura turbulenta entre o escoamento do jato e o fluido ambiente. Nesses dispositivos, a redução do ruído ocorre se a taxa de mistura é acelerada ou se a velocidade do jato de exaustão, em relação à atmosfera, é reduzida (ROLLS ROYCE, 1986). Isto pode ser alcançado através da mudança do padrão da exaustão do jato, como ocorre quando utilizando bocais com *chevrons*.

2.6.1 Bocais com *chevrons*

Chevrons são serrilhamentos ou perfis triangulares presentes na borda do bocal de exaustão (ver Figura 2.5) e tem sido exitosamente empregados para aumentar a mistura de escoamentos de jatos (BRIDGES; WERNET, 2002; CALLENDER et al., 2010) e para a redução de ruído (SAIYED et al., 2000; MARTENS, 2002; HUFF, 2007) em motores *turbofan* modernos.

Estes dispositivos induzem vorticidade na camada cisalhante levando à formação de vórtices no plano de saída do bocal e eficientemente redistribuem quantidade de movimento da corrente do núcleo de alta velocidade para a corrente do fan de menor velocidade (CALLENDER et al., 2010). Como resultado, em termos aerodinâmicos, tem-se mistura melhorada e redução do comprimento do núcleo potencial do jato, acompanhadas de maior energia cinética rotacional nas pequenas escalas de turbulência e moderação das grandes escalas (GUDMUNDSSON; COLONIUS, 2007). Como as pequenas escalas são geralmente associadas à geração de ruído de alta frequência e grandes escalas, associadas à baixa frequência, o emprego de um bocal com *chevron* geralmente promove aumentos de ruído em alta frequência e reduções em baixa frequência (BRIDGES; BROWN, 2004; GUDMUNDSSON; COLONIUS, 2007). Adicionalmente, os *chevrons* promovem a migração das fontes sonoras para regiões mais próximas ao bocal (NIKAM; SHARMA, 2014) no que o pico de ruído é deslocado

para frequências mais elevadas. Como a atenuação atmosférica é mais eficiente para as frequências mais elevadas, tem-se a sensação de que as aeronaves equipadas com estes dispositivos são mais silenciosas (JOSLIN et al., 2005; HUFF, 2007; UZUN; HUSSAINI, 2007).

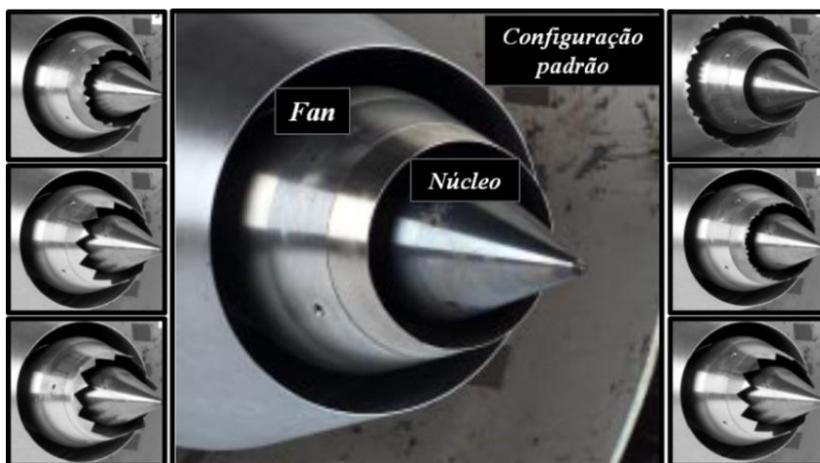


Figura 2.5 - Configuração padrão de um bocal coaxial de um motor *turbofan* moderno típico (ao centro) e algumas configurações de bocais testadas (nas laterais) em Saiyed et al. (2000).

Vários estudos experimentais buscaram correlacionar parâmetros geométricos da tecnologia de *chevrans* aos efeitos obtidos no campo acústico e de escoamento de jatos turbulentos (SAIYED et al., 2000; BRIDGES; WERNET, 2002; UZUN; HUSSAINI, 2007; CALLENDER et al., 2010; TIDE; SRINIVASAN, 2010). Em um dos trabalhos mais notáveis, Bridges e Brown (2004) realizaram um estudo paramétrico com jatos simples, observando que a quantidade de *chevrans* e, sobretudo, sua penetração em relação ao escoamento, eram os parâmetros mais influentes sobre o ruído irradiado. Os autores notaram que a penetração do *chevron* aumentou o ruído de alta frequência, ao passo que promoveu redução em baixas frequências, principalmente para configurações com pequena quantidade de serrilhamentos. Foi identificado também que a quantidade de *chevrans*, por sua vez, promoveu boas reduções em baixas frequências sem impor grande penalidade na região de alta frequência. Ao final os autores sugerem que configurações assimétricas podem ser mais benéficas em comparação com as configurações simétricas de *chevrans*.

Saiyed et al. (2000) estudaram diferentes configurações de *chevrons* em jatos coaxiais de elevada BPR e encontraram que as configurações de melhor desempenho apresentavam serrilhamentos tanto no bocal do núcleo quanto no bocal do *fan*, com reduções acústicas da ordem de 2,7 dB no EPNL em comparação com a configuração de referência (bocal liso) e penalidade mínima no empuxo.

A tecnologia do *chevron* tem constantemente evoluído juntamente com os projetos de aeronaves na busca por maior eficiência aerodinâmica e emissões acústicas reduzidas. A 1ª geração de *chevrons* foi aplicada ao bocal do núcleo para motores de baixa BPR enquanto que a 2ª geração equipava, além do bocal do núcleo, também o bocal do *fan* e cobria uma faixa de BPR mais elevada (HERKES et al., 2006). A finalidade principal dos projetos da 1ª e 2ª gerações era reduzir o ruído de jato de baixa frequência sem impactar o empuxo. Entretanto, essa redução de ruído era frequentemente acompanhada por aumentos das emissões acústicas na região de alta frequência. A 3ª geração de *chevrons* objetivou reduzir os aumentos de ruído em alta frequência ao passo em que mantinha o benefício acústico em baixa frequência. Atualmente, a 4ª geração de *chevrons* (que se destaca pela distribuição azimutal não-uniforme de *chevrons* em torno do bocal da nacela) objetiva a redução do ruído de células de choque (*shockcell noise*), ou ruído associado ao choque (*shock-associated noise*), gerado pela interação das estruturas turbulentas à jusante e as células de choque quasi-periódicas na pluma do jato (HARPER-BOURNE; FISHER, 1973), em potência de cruzeiro (MENGLÉ et al., 2006d) e leva em consideração a configuração de instalação do motor na aeronave (HERKES et al. 2006).

Mengle et al. (2006d), a partir de testes de voo, mostraram que *chevrons* da 4ª geração reduzem o campo de pressão transiente da superfície externa da fuselagem, fornecendo até 5 dB de redução na região de baixa frequência para a casca externa, a jusante do bordo de fuga da asa, e até 2 dB para o ruído interno de cabine. Os autores sugerem que essa geometria de *chevrons* pode possibilitar a utilização de camadas menos espessas de revestimento acústico para a fuselagem.

Atualmente, várias aeronaves comerciais utilizam a tecnologia do *chevron* devido ao êxito obtido nesses tipos de teste (HUFF, 2007). A Figura 2.6 mostra exemplos de configurações de *chevrons* de aeronaves modernas, uma com distribuição simétrica em torno da nacela (ver Figura 2.6a) e outra com uma configuração assimétrica (Figura 2.6b). Embora significativos, os benefícios acústicos de bocais com *chevrons*

tem sido geralmente obtidos a partir de experimentos nos quais o jato é analisado isoladamente (BRIDGES; BROWN, 2004; MENGLÉ et al., 2006a). Entretanto, sabe-se que em uma configuração instalada (quando o jato está em certa proximidade com a asa, *flap*, pilone, etc.), efeitos importantes ocorrem a partir de interações (diretas e/ou indiretas) entre o jato de exaustão e estruturas da aeronave, as quais modificam o campo sonoro resultante (ELKOBY, 2005). Os principais efeitos de instalação relacionados ao jato bem como sua influência na assinatura de ruído são abordados na próxima seção.

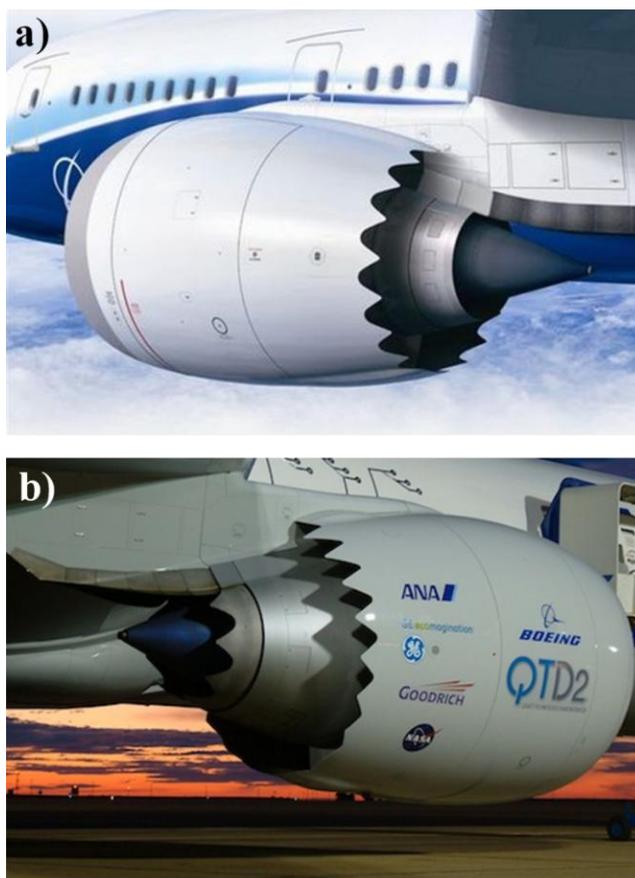


Figura 2.6 - Configurações de *chevrans* em aeronaves modernas: (a) nos bocais do *fan* em um Boeing 787 e (b) nos bocais do *fan* e do núcleo um Boeing 777.

Fonte: (a) <http://gcp.grabcad.com/sketches/pics/253/thumb.jpg?1314539847>;

(b) http://www.nasa.gov/images/content/474670main_boeing_sunrise_226x170.jpg.

2.7 Efeitos de instalação

Quando um motor é instalado na estrutura de uma aeronave moderna (ver Figura 2.7), a asa e, particularmente, o *flap* defletido podem estar próximos ao jato de exaustão (KOPIEV et al., 2013), gerando efeitos de instalação que podem resultar em ruído adicional (MCLAUGHLIN, 2010; LAWRENCE, 2014).

Esses aumentos de ruído são visivelmente observados nos níveis sonoros medidos em todas as posições de certificação à altura do solo (LAWRENCE, 2014) quando comparados com as emissões acústicas para um jato isolado (SHIVASHANKARA; BLACKNER, 1997). Particularmente, para condições de decolagem (ainda na condição estática), quando o motor está em potência total e os *flaps* da asa estão parcialmente defletidos, a interação jato-*flap* pode tornar-se a fonte de ruído dominante em certas configurações (KOPIEV et al., 2013). Evidências experimentais sugerem que a presença de um *flap* defletido próximo ao escoamento do jato resulta em aumento de ruído de até 9 dB em comparação com os níveis para um jato isolado nas mesmas condições (MEAD; STRANGE, 1998).



Figura 2.7 - Detalhes da integração pilone-asa-*flap* para uma aeronave moderna típica de elevada razão de passagem.

Fonte: <http://airhive.com/galleries/20183.jpg>.

Analogamente, o escoamento do jato é consideravelmente alterado quando interagindo também com o pilone e asa, modificando substancialmente o padrão sonoro da aeronave (ELKOBY, 2005). Quando interagindo com um jato coaxial, o pilone distorce a corrente do *fan* e, mais pronunciadamente, a corrente do núcleo, induzindo a corrente penetrada para cima (HUNTER et al., 2005), modificando as características da pluma do jato de exaustão (ELKOBY, 2005) e promovendo um campo sonoro assimétrico (REJENT, 2007). Adicionalmente, se um motor é montado acima ou abaixo de uma asa (ver Figura 2.8), o ruído irradiado que atinge as comunidades pode ser significativamente diferente por causa da barreira ou reflexão promovidas pela asa (WANG, 1980; WAY; TURNER, 1980; BERTON, 2000; MOORE; MEAD, 2003; MOORE, 2004). Essas diferenças nos níveis de ruído, para as diferentes situações (motor acima ou abaixo da asa) são mais evidentes para as altas frequências.

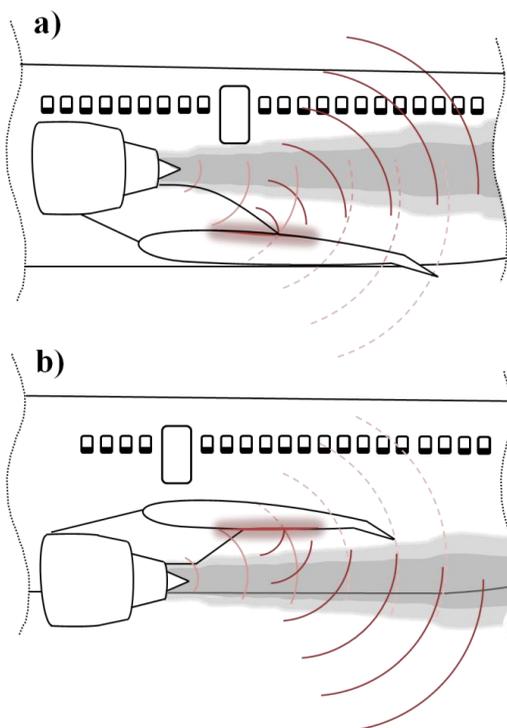


Figura 2.8 - (a) Barreira e (b) Reflexão sonora das fontes de ruído do motor promovidas pela asa.

Em outras palavras, todas as fontes sonoras do motor estão sujeitas, em algum grau, aos efeitos de voo e instalação, principalmente, as fontes provenientes da parte traseira do motor (especialmente o jato que é uma fonte espacialmente distribuída posicionada abaixo da asa) uma vez que estão mais suscetíveis a interações com a asa e os *flaps* (MCLAUGHLIN, 2010). Os efeitos de instalação podem surgir de diversas interações entre o escoamento e superfícies (ver figura 2.9) e, de acordo com Elkoby (2005), geralmente são divididos em interação jato-asa e interação jato-*flap*, para os quais quatro mecanismos fundamentais tem sido identificados:

1. Mudanças globais induzidas pela asa e *flaps* no escoamento de ar adjacente e no jato de exaustão;
2. Flutuações de sustentação/empuxo nas superfícies da asa e *flap* (*Scrubbing*);
3. Difração das flutuações de pressão na vizinhança dos bordos de fuga da asa e do *flap*;
4. Reflexão/Barreira do ruído de jato pelas superfícies da asa e *flap*.

Para ilustrar a influência dos efeitos supracitados na assinatura de ruído de jato, a Figura 2.10 apresenta dados para o caso de uma aeronave com motores montados sob as asas na condição estática (ESDU, 2002). As curvas, inferior e intermediária, representam respectivamente os espectros de ruído de um jato isolado e de um jato instalado, no qual o efeito da asa sobre o escoamento é considerado. A curva superior, por sua vez, representa a situação de jato instalado, mas considerando também o efeito dos *flaps* sobre o escoamento do jato. Como pode ser visto, em altas frequências a reflexão sonora promovida pelas superfícies da asa e do *flap* contribui para elevar os níveis de ruído em comparação com o caso isolado, enquanto que, em baixas frequências, os aumentos de ruído se devem aos efeitos de interação jato-asa e jato-*flap*. Esses dados, portanto, evidenciam a importância em se prever acuradamente as modificações no ruído do jato devido aos efeitos de instalação tendo em vista o desenvolvimento de aeronaves mais silenciosas (THOMAS, 2003).

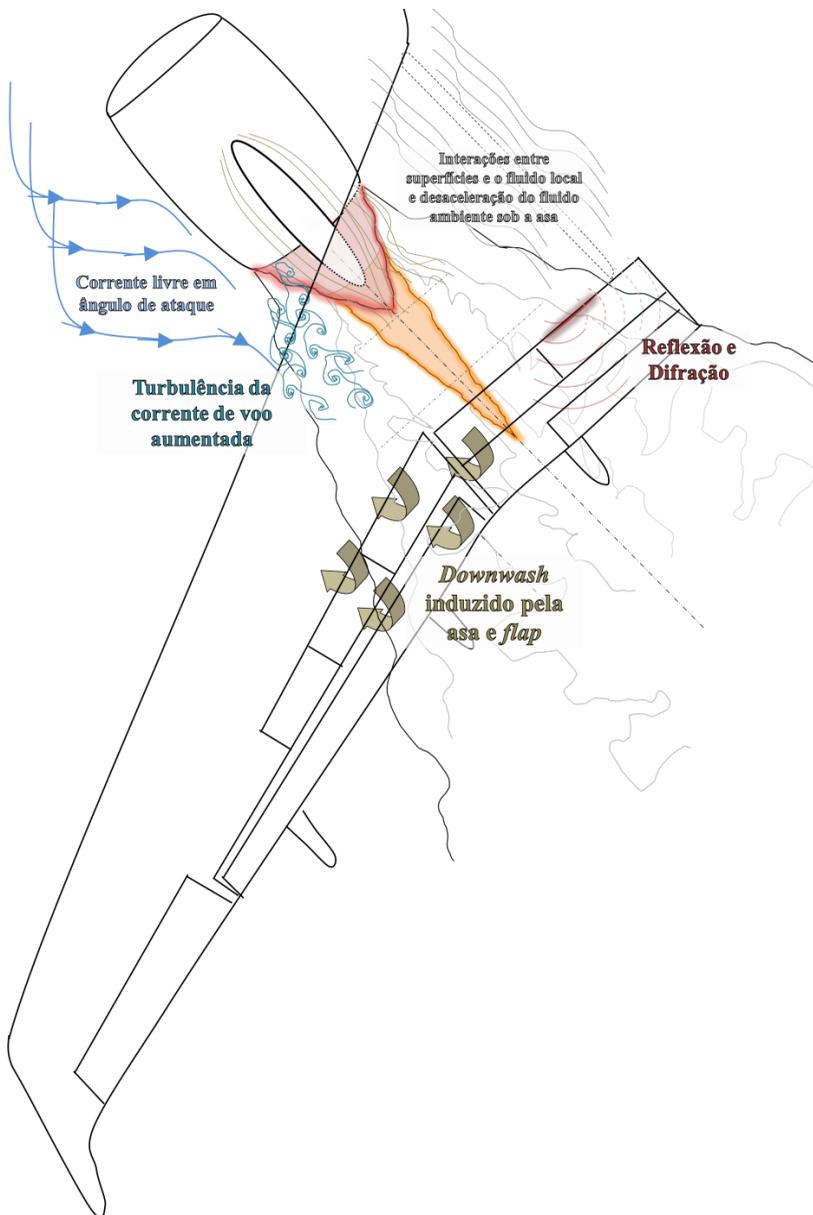


Figura 2.9 - Efeitos potenciais de instalação. Adaptado de Blackner e Bhat (1998).

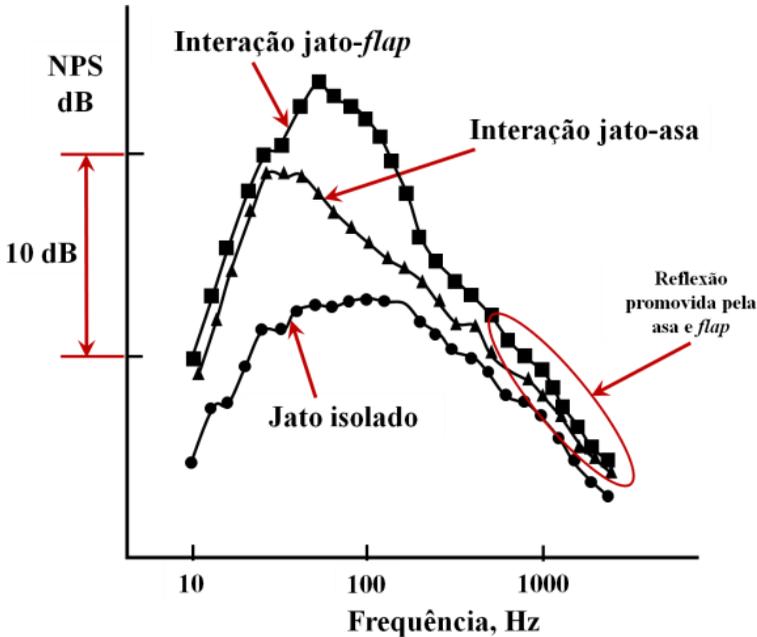


Figura 2.10 - Efeitos de instalação de jato de uma aeronave com motores montados sob as asas na condição estática. Adaptado de ESDU (2002).

Vários trabalhos recentes tem investigando efeitos de instalação, contribuindo para elucidar os mecanismos de geração sonora e as características do escoamento associado (LAWRENCE et al., 2011; BROWN, 2012; LAWRENCE, 2014; PERRINO, 2014), melhorar a capacidade de simulação numérica (HUNTER; THOMAS, 2003) e experimental (MASSEY et al., 2003) de configurações de jato instalado; e desenvolver novos métodos de predição (HUNTER; THOMAS, 2003). Por outro lado, poucos são os trabalhos devotados a investigar o efeito combinado de dispositivos que atuam no bocal de exaustão, tais como *chevrons* em conjunto com efeitos de instalação. Investigações desse tipo são importantes porque, além da questão principal relacionada ao ruído, bocais com *chevrons* são elementos que devem ser considerados na integração da aeronave. Se não projetados adequadamente, os bocais podem impactar importantes sistemas da aeronave, desde a montagem traseira do pilone até a estrutura da cauda da aeronave. Além disso, em casos extremos, os bocais podem ampliar as zonas perigosas de exaustão para operações no solo (EARLY, 2000).

A influência individual de efeitos de instalação (SHIVASHANKARA; BLACKNER, 1997; MEAD; STRANGE, 1998; BLACKNER; BHAT, 1998; ELKOBY, 2005) e bocais com *chevrons* (GUTMARK et al., 2006) sobre os campos acústico e de escoamento de jatos turbulentos é atualmente melhor compreendida devido a importantes trabalhos (BRIDGES; WERNET, 2002; GUDMUNDSSON; COLONIUS, 2007; CALLENDER et al., 2010). Porém, pouco se sabe a respeito do efeito combinado em termos acústicos e fluidodinâmicos de jatos gerados por bocais com *chevrons* em estreita proximidade com uma placa plana representando uma asa, nem tampouco as configurações de instalação mais vantajosas acusticamente. Como já mencionado, quando o jato interage com certas estruturas da aeronave, fontes adicionais de ruído são introduzidas, modificando a assinatura de ruído da aeronave (BLACKNER; BHAT, 1998; MEAD; STRANGE, 1998; MCLAUGHLIN, 2010; LAWRENCE, 2014). Por outro lado, a propagação sonora também é modificada e isso pode ser explorado buscando a atenuação dos níveis sonoros que chegam até o observador no campo distante (THOMAS, 2003). De fato, se bem exploradas, essas interações podem fornecer ganhos acústicos ainda mais expressivos (HUNTER et al., 2005) do que aqueles obtidos separadamente somente com o uso de *chevrons* ou somente através de configurações acusticamente favoráveis de jato, asa e *flap*.

2.8 Estudos de efeitos de instalação com *chevrons*

O campo acústico próximo e o campo de escoamento adjacente ao bocal de um motor tipicamente instalado sob a asa de uma aeronave são assimétricos devido à interferência do pilone, da asa e a interações do jato de exaustão com os *flaps* (MENGLE et al., 2006a; MENGLE et al., 2006b; MENGLE et al., 2006c). Partindo dessa constatação, pode-se modificar as características geométricas de certos dispositivos (tais como *chevrons* e pilone, por exemplo) e de instalação entre o jato e estruturas da aeronave (distância entre o bocal e a asa, extensão da asa, etc.) para diminuir os efeitos de instalação e, por consequência, o ruído de jato. Naturalmente, trata-se de um problema de alta complexidade e os poucos trabalhos investigando efeitos de instalação juntamente com *chevrons*, indicam que muitas investigações ainda devem ser conduzidas.

Na primeira investigação deste tipo, Thomas et al. (2001) estudaram as interações do pilone com o escoamento de exaustão de um

bocal coaxial através de simulações numéricas. Tais simulações foram conduzidas a partir de um código estruturado que resolve as equações de Navier-Stokes média Reynolds compressíveis e em regime permanente. Os autores encontraram que, para uma configuração com *chevrons* no bocal do núcleo, o pilone distorcia a pluma do jato circular, destruindo o padrão lobulado criado pelos *chevrons* do núcleo. Porém, o estudo não relata quaisquer efeitos resultantes no campo sonoro.

Massey e Whaite (2001), em uma continuação do trabalho de Thomas et al. (2001), investigaram numericamente diferentes configurações de bocal em conjunto com pilone. Eles observaram que a inserção do pilone em um bocal liso de corrente dupla aumenta levemente a mistura do jato. Segundo os autores, a borda inferior do pilone induz o jato da corrente do núcleo para cima, transferindo assim quantidade de movimento significativa à corrente do *fan* e promovendo grande aumento da energia cinética turbulenta. Uma vez que o ruído é função da turbulência, esta alteração do escoamento seria uma provável fonte de ruído. Ao incluir *chevrons* ao bocal do núcleo na configuração com pilone, foram observados níveis otimizados para valores médios e de pico da energia cinética turbulenta e vorticidade e, portanto, segundo os autores, essa configuração é esperada ser a mais silenciosa dentre aquelas testadas.

Martens (2002) investigou experimentalmente jatos coaxiais com BPR igual a 5, em conjunto com um pilone e *chevrons* no bocal do núcleo. O autor observou reduções no EPNL de até 3 dB para certos ângulos de observação em comparação com o caso de referência (bocal com pilone e sem *chevrons*). Entre as configurações testadas (bocal juntamente com pilone, ora com e ora sem *chevrons*), foram observadas diferenças de 1 e 2 dB nos ângulos do ponto de certificação lateral (34°) e de decolagem (90°), respectivamente. O autor sugeriu que benefícios acústicos mais expressivos poderiam ser obtidos se melhor explorada a influência da geometria dos *chevrons*, e sua instalação ao pilone, sobre o ruído total irradiado.

Massey et al. (2003) conduziram investigações numéricas e experimentais similares às de Thomas et al. (2001). Assim como observado por Massey e Whaite (2001), os autores concluíram que o efeito do pilone sobre as correntes do núcleo e do *fan* contribui pouco no aumento da mistura do jato de um bocal convencional e menos ainda para um bocal com *chevrons*, sugerindo ainda que o efeito dos *chevrons*, para as condições testadas, se sobrepõe ao efeito do pilone. Os autores destacam, entretanto, que para determinada configuração, a interação

entre o jato proveniente de um bocal com *chevrons*, ao interagir com a borda inferior do pilone, pode originar uma fonte potencial de ruído.

Thomas e Kinzie (2004) investigaram experimentalmente os efeitos acústicos da interação jato-pilone para jatos coaxiais emitidos por bocais com *chevrons* de moderada BPR. As medições mostraram que o pilone interfere no ruído irradiado e na eficiência dos *chevrons*, dependendo da condição de operação e do escoamento resultante em torno do pilone. Quando a configuração de BPR 5 é comparada com o caso de referência (jato isolado e sem *chevrons*), a adição de um pilone juntamente com *chevrons* ao bocal do núcleo, promoveu um efeito que depende da orientação dos *chevrons* em relação ao pilone. Quando o plano de vale a vale do bocal com *chevrons* está alinhado com a linha de centro do pilone tem-se benefício acústico de aproximadamente 0,4 dB, ao passo que o ruído aumenta cerca de 0,4 dB quando a linha de centro do pilone está alinhada com o plano de pico a pico do bocal com *chevrons*. Ao adicionar o pilone juntamente com *chevrons* do *fan*, os autores observaram o cancelamento do benefício acústico de baixa frequência promovido somente pelos *chevrons* do *fan*, sem alterações significativas nas frequências mais elevadas. Para uma configuração de BPR 8, observaram que a adição do pilone pouco interfere no desempenho dos *chevrons* do núcleo, mas aumenta significativamente o EPNL para o caso com *chevrons* no núcleo e no *fan*.

Mengle et al. (2006a) investigaram, a partir de modelos em escala, o ruído de diferentes configurações de *chevrons* azimutalmente variáveis do *fan* e do núcleo para bocais isolados de elevada BPR na presença de um pilone e em condições de decolagem. A configuração com *chevrons* azimutalmente variáveis do *fan* e maior serrilhamento no topo próximo ao pilone (e conseqüentemente maior mistura nessa região), em conjunto com *chevrons* convencionais do núcleo, apresentou a redução mais expressiva de ruído. Os autores sugerem que resultados ainda mais promissores poderiam ser obtidos a partir da otimização de parâmetros geométricos dos *chevrons* azimutalmente variáveis, considerando o desempenho acústico e aerodinâmico do conjunto.

Mengle et al. (2006b) analisaram os bocais do estudo supracitado em condições instaladas na presença de dispositivos de hipersustentação na asa. Novamente a configuração de bocal do *fan* com *chevrons* azimutalmente variáveis em combinação com *chevrons* convencionais no núcleo se destacou entre todos os bocais testados em termos de redução de ruído. Entretanto, encontraram que o benefício acústico para

todos os bocais com *chevrons* em configurações instaladas é menor do que em configurações isoladas nas condições de decolagem.

Em uma terceira investigação, Mengle et al. (2006c) buscaram estabelecer a relação entre os efeitos de instalação e os benefícios acústicos para configurações nas condições de decolagem e aterrissagem e diferentes ângulos de deflexão de *flap*. Eles observaram que, em condições instaladas, os bocais com *chevrons*, azimutalmente variáveis e convencionais (azimutalmente uniformes), apresentaram reduções de ruído de interação jato-*flap* mais expressivas quando comparados com bocais lisos em ambas as condições, de aterrissagem e decolagem. As configurações de *chevrons* azimutalmente variáveis do *fan* (com maior mistura próximo ao pilone) se mostraram mais eficientes quando comparadas com configurações de *chevrons* convencionais. O inverso foi observado para o bocal do núcleo, com os *chevrons* convencionais apresentaram melhor desempenho do que todos os *chevrons* azimutalmente variáveis, na faixa de frequência analisada. Os autores concluíram que, na aterrissagem, o efeito de instalação de ambos os tipos de bocais com *chevrons*, convencionais no núcleo e no *fan* e convencionais no núcleo e azimutalmente variáveis no *fan*, é menor (e portanto, acusticamente mais benéfico) quando comparado ao bocal liso, enquanto que o inverso foi observado na decolagem.

Nesbitt et al. (2006) comprovaram o bom desempenho de *chevrons* azimutalmente variáveis no bocal do *fan*, com geometrias semelhantes àquelas testadas por Mengle et al. (2006a), com base em resultados de ruído obtidos a partir de testes de voo. Foram levantados dados de ruído para configurações de *chevrons* azimutalmente variáveis bem como para a configuração de referência (bocais lisos, do *fan* e do núcleo, combinados com um pilone), considerando uma aeronave de grande porte com motores gêmeos instalados sob a asa. Os resultados dos testes de voo indicaram que os bocais com *chevrons* azimutalmente variáveis no bocal do *fan*, em combinação com um pilone e *chevrons* convencionais no bocal do núcleo, promoveram razoável redução de ruído em baixas frequências, cerca de 2 dB no NPS (Nível de Pressão Sonora), sem aumentos na região alta frequência durante as condições de decolagem. Os autores relataram também, que nessa configuração mais eficiente, raramente foi observado qualquer impacto no coeficiente de empuxo de cruzeiro (menor do que 0,05%) ou alguma perda de empuxo na decolagem.

Mengle (2011) conduziu investigações a respeito do ruído de interação jato-*flap*, na condição estática, para jatos coaxiais em configuração fortemente acoplada com um modelo em escala de asa com *flaps* e fuselagem. Eram esperados aumentos do ruído de jato instalado no campo distante com a redução da altura entre a asa e o bocal do *fan* ou com o aumento do ângulo de deflexão do *flap*, mas aumentos foram observados somente para o bocal convencional. Ao analisarem um arranjo de *chevrons* do *fan* azimutalmente variáveis, Mengle (2011) observou um aumento de ruído muito menor em comparação com o bocal convencional. Com base nesses resultados, o autor sugeriu que distâncias ainda menores entre a asa e o bocal do *fan* fossem testadas, uma vez que a interação do jato com a superfície não se mostrou importante nos níveis de ruído das configurações testadas.

Thomas et al. (2012) conduziram uma investigação experimental extensiva sobre os efeitos de instalação de um motor com BPR de aproximadamente 7 para um conceito de aeronave (*Hybrid Wing Body - HWB*), na qual o motor é instalado acima da asa, focando especialmente na eficiência de barreira sonora e também no efeito do pilone sobre o ruído de jato. Os testes foram conduzidos com um bocal na escala de 4,7% (~1:21) e em pontos de ciclo lateral e de decolagem sob condições estáticas e de voo progressivo. Observaram que a adição de um pilone ao bocal gera mudanças significativas no ruído. Em comparação com a configuração sem pilone, houve uma redução no ruído de jato de até 4 dB em ângulos polares mais próximos à linha de centro do jato, e um aumento de 2 a 3 dB em ângulos mais distantes do eixo do jato. Foram testados também dois projetos avançados de *chevrons* azimutalmente variáveis, sendo um deles o mesmo utilizado em Mengle et al. (2006a), e o outro com maior penetração no escoamento. Os resultados mostraram que os *chevrons* reduziram os níveis das fontes de baixa frequência e redistribuíram as fontes de pico do jato para regiões mais próximas à saída do bocal, antecipando os aumentos de alta frequência e potencializando as reduções de ruído devido ao efeito de barreira sonora. A melhor configuração foi aquela com o motor instalado a 2 Dj (diâmetro do jato), do bocal do *fan* ao bordo de fuga, em conjunto com *chevrons* de penetração mais agressiva no escoamento e um pilone posicionado opostamente à asa. Esta configuração promoveu uma redução global no ruído de jato de até 2,5 EPNLdB para a referência lateral e de até 5,8 EPNLdB para a referência de decolagem, mas com uma penalidade de empuxo de 4%.

Posteriormente, Thomas et al. (2013) testaram o mesmo conceito de aeronave (HWB), agora em uma escala de 6,4% (~1:15) e para BPR de 10. O objetivo era determinar o melhor projeto de bocal para as condições operacionais desse conceito de aeronave, minimizando efeitos de instalação adversos a partir de componentes adicionais da estrutura da aeronave. Para essa BPR de 10, os autores observaram que os *chevrons* ainda promoviam o deslocamento das fontes de ruído de jato a montante, mas não de forma tão eficiente quanto para jatos de BPR menores. Observou-se também que o efeito do pilone foi significativamente reduzido em comparação com BPR menores e não apresentou qualquer benefício acústico global. A melhor configuração encontrada foi aquela que apresentava bocal do *fan* com *chevrons* azimutalmente variáveis instalados a 2,17 Dj a montante do bordo de fuga da aeronave e *chevrons* uniformes no bocal do núcleo sem pilone adicional. Essa geometria produziu reduções no ruído de jato, quando comparada com o caso isolado de referência, de até 8 dB em altas frequências e em ângulos a montante, e mais de 6,5 EPNdB para os pontos de referência lateral e de decolagem. Os autores concluíram que a melhor configuração de bocal deveria ser avaliada em testes mais detalhados, representando outros efeitos não incluídos nos testes realizados.

Kopiev et al. (2013) conduziram investigações teóricas e experimentais sobre o ruído de jatos na vizinhança de uma asa devido à influência de vários parâmetros geométricos. Utilizando um modelo de asa sem deflexão de *flap*, os autores encontraram que o ruído de jato instalado aumenta conforme a distância entre a asa e a camada de mistura diminui, alcançando o valor máximo quando o jato médio colide sobre a asa. Em comparação com o caso isolado, observaram aumentos de ruído entre 4 e 5 dB nas altas frequências e cerca de 10 dB nas baixas frequências, dependendo do ângulo de observação. Quando replicaram os experimentos, para bocais com *chevrons*, os autores observaram um decaimento do ruído de baixa frequência e um aumento nas altas frequências. Além disso, notaram uma diminuição do componente de baixa frequência (ruído de interação jato-*flap*) da onda difratada associada a esse bordo. O efeito de deflexão do *flap* sobre o ruído de interação jato-asa foi também estudado a partir de outro modelo em de asa com *flap* defletível, em valores fixos de ângulo de ataque e distância ao bocal. Os resultados indicaram que o ruído aumenta com o ângulo de deflexão do *flap*. Para o ângulo máximo de deflexão, houve um aumento de 6 a 10 dB para toda a faixa de frequência analisada, mais

acentuadamente em baixas frequências. Os autores concluíram que a interação do jato coaxial com a asa altera as características do escoamento, em particular da camada cisalhante junto à asa.

CAPÍTULO 3

BANCADA DE ENSAIOS DE JATOS DA UFSC

3.1 Bancadas para ensaios de jato: principais componentes

Em vista da necessidade crescente em prever o ruído de jato em condições cada vez mais realistas, os fabricantes de motores e aeronaves tem conduzido testes com modelos em escala em instalações que abrigam bancadas para ensaios de jato. O ambiente de teste dessas instalações é utilizado para simular o campo acústico livre, necessário à investigação dos mecanismos de geração de som por um jato.

Normalmente as bancadas consistem de uma fonte de fornecimento de ar (um tanque de armazenamento ou um compressor), linha de distribuição (válvulas, conexões, etc.) e tratamento de ar (secador e filtros), sistema de exaustão (coletor do jato, atenuador/silenciador, exaustor, etc.), uma câmara de teste adjacente, instrumentação para monitoramento do ambiente de teste, e sistema de aquisição de dados (transdutores, calibrador, analisador de frequência, etc.) (AHUJA, 2003). Para garantir um ambiente de teste adequado, essas instalações devem ser capazes de gerar: (i) ar seco; (ii) escoamentos com elevado número de Reynolds e (iii) níveis de intensidade de turbulência compatíveis àqueles encontrados nos jatos de exaustão de aplicações reais (MATHEW, 2006). Além disso, é recomendável que essas instalações apresentem também frequência de corte relativamente baixa e baixos níveis de ruído de fundo (DUELL et al., 2002). Outro aspecto importante é que a bancada permita medições acústicas em ângulos do arco anterior e posterior em relação ao bocal (AHUJA, 2003). Naturalmente esses requisitos foram considerados na construção de uma bancada experimental para ensaios aeroacústicos de jatos do presente trabalho e são descritos na Seção 3.2.

No escopo do presente trabalho foram desenvolvidas atividades referentes à concepção da bancada, especificação de equipamentos e sistemas de aquisição, operacionalização da bancada e validação dos dados gerados. Essas atividades foram desenvolvidas de 2012 a 2015,

juntamente com pesquisas complementares a este tema (MAIA et al., 2015; NETO, 2016), no âmbito do projeto "Aeronave Silenciosa", financiado por FINEP e EMBRAER.

3.2 Bancada de ensaios de jatos da UFSC: projeto e construção

O Laboratório de Vibrações e Acústica (LVA) da Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC) abriga uma bancada experimental para ensaios aeroacústicos de jatos (ver Figura 3.1), a qual é a primeira bancada desse porte desenvolvida no âmbito da América Latina. A referida bancada foi projetada inicialmente para a realização de ensaios com jatos, mas poderá também ser utilizada em outras pesquisas em aeroacústica. Sua aplicação atual se concentra em ensaios aeroacústicos de modelos de bocal em escala reduzida. Após a montagem da bancada, experimentos foram realizados para validar as medições acústicas e fluidodinâmicas, seguindo procedimentos detalhados nas Seções 3.5 e 3.6.

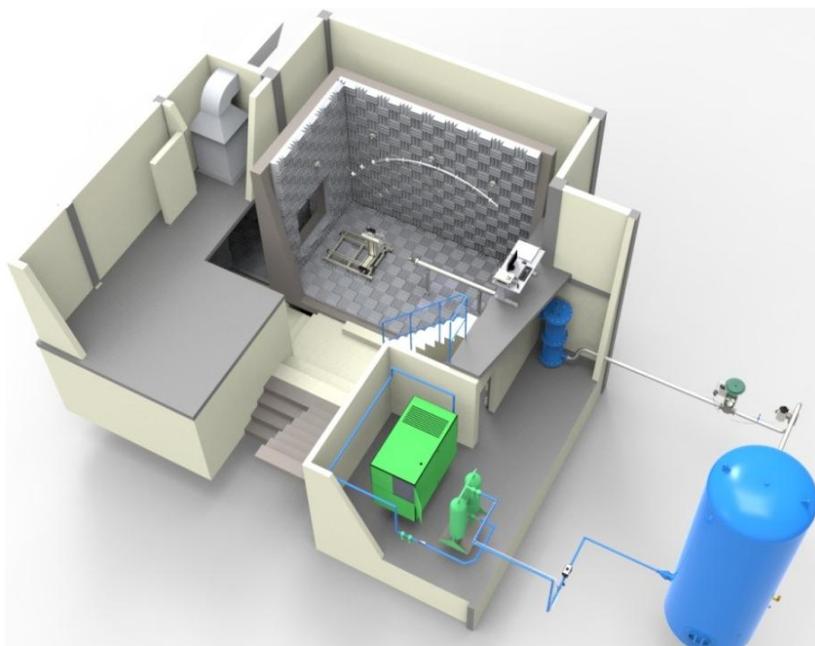


Figura 3.1 - Vista isométrica da bancada experimental recém desenvolvida no LVA da UFSC.

Nas seções subsequentes, 3.2.1 a 3.3.2, é detalhada a infraestrutura da bancada bem como os principais componentes, a instrumentação para registrar as condições do ambiente de teste e os sistemas de aquisição. As atividades referentes ao desenvolvimento e validação da referida bancada, assim como as investigações subsequentes conduzidas nesta tese, fazem parte do escopo do projeto "Aeronave Silenciosa".

3.2.1 Sistema de ar comprimido

Para conduzir as investigações aqui propostas, é imprescindível fornecer ar de boa qualidade para os experimentos e para isto, a bancada deve contar com um sistema de ar comprimido que forneça ar seco e de maneira estável (AHUJA, 2003). A bancada é equipada com um sistema de ar comprimido (compressor, secador, filtros e tanque de armazenamento) capaz de distribuir ar seco, em pressão e temperatura controladas. O tanque de armazenamento de 15 m^3 opera com pressão máxima de trabalho admissível (PMTA) de até 12,5 bar e encontra-se instalado externamente ao prédio da bancada. O ar é pressurizado por meio de um compressor rotativo de parafuso de único estágio, com vazão de até $10,5 \text{ m}^3/\text{min}$ e pressão máxima de trabalho de 12,8 bar. Antes de chegar ao tanque, o ar é filtrado e desumidificado por um secador de duas torres, modelo DHL-400, da fabricante *Sullair*, utilizando o princípio de adsorção (apresentando de 1 a 3 ppm de umidade no volume filtrado) e, previamente, o ar ainda passa por filtros coalescentes e de particulado sólido, que utilizam borossilicato como meio filtrante, fornecendo ar de boa qualidade para os experimentos.

O sistema de ar comprimido da referida bancada (ver Figura 3.2) é automatizado e dispõe de duas válvulas de bloqueio de dupla ação com atuadores pneumáticos, uma de 2 polegadas (0,0508 m) e outra de 4 polegadas (0,1016 m) de diâmetro, ambas da fabricante *MGA*, e uma válvula reguladora do tipo globo, com posicionador eletropneumático, da fabricante *Fisher*. Essas válvulas são acionadas remotamente e estão dispostas de modo a evitar grandes oscilações de pressão na linha pressurizada e possibilitar diferentes alternativas para a interrupção no fornecimento de ar (além da interrupção manual), exigidas por questões de segurança.

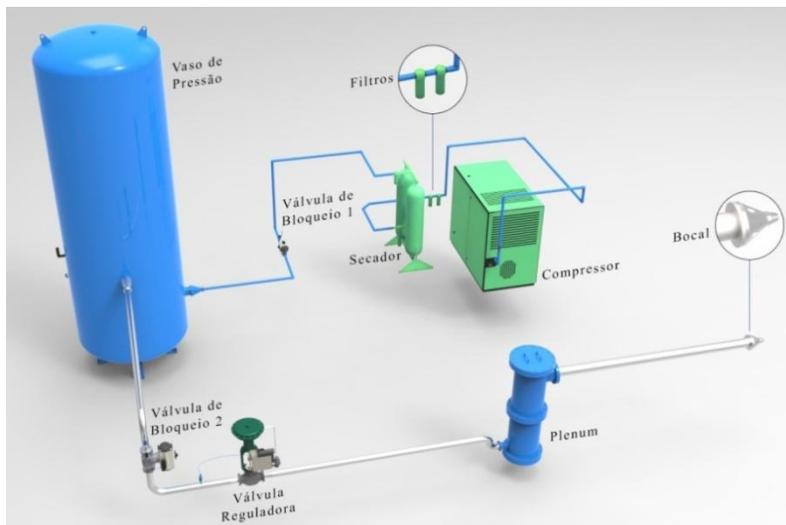


Figura 3.2 - Sistema de ar comprimido da bancada.

Após passar pela válvula reguladora, o escoamento chega ao plenum (vaso de pressão de menor porte, revestido internamente com material absorvedor sonoro) onde o ruído, internamente gerado na tubulação a montante da saída do sistema, é reduzido. Nesse dispositivo, de aproximadamente 0,6 m de diâmetro, a velocidade do ar é reduzida drasticamente, assumindo-se que ali é uma região de estagnação do escoamento. Em função do aumento do diâmetro, o escoamento é relaminarizado em algum grau antes de chegar à tubulação da seção de teste de 6 polegadas (0,1524 m) de diâmetro, onde é novamente acelerado e volta a se desenvolver até ser descarregado, já no interior da câmara de teste.

A terminação da tubulação da seção de teste permite o encaixe de bocais de diferentes formatos. Os bocais ensaiados nesta tese são baseados nas geometrias do tipo SMC (*Small Metal Chevron*) propostas e utilizadas por Bridges e Brown (2004). Através de seu perfil de contração (de 3:1), essas geometrias convergentes de bocal, projetadas para operar em regimes subsônicos e ampla faixa de temperaturas, são capazes de reproduzir o escoamento de jatos simples circulares com boa representatividade (BROWN; BRIDGES, 2006). Dessa forma, os níveis de intensidade de turbulência na saída do bocal, obtidos durante os testes, são mais representativos de um jato de exaustão real. Outras

questões relacionadas à fluidodinâmica dos jatos gerados na bancada de ensaios são exploradas na Seção 4.3.

Um bocal do tipo SMC000 (ver Figura 3.3) com 2 polegadas (0,0508 m) de diâmetro, foi utilizado para validar as medições acústicas da bancada, conforme discutido na Seção 4.4.

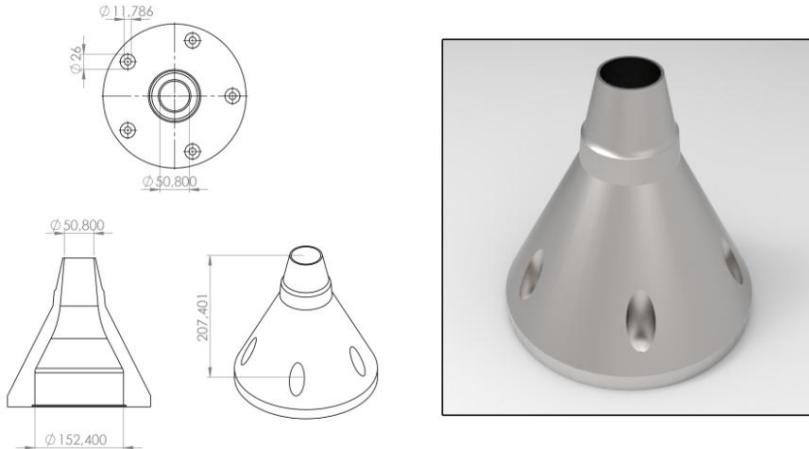


Figura 3.3 - Detalhes do bocal SMC000.

A proporção (escala) entre os diâmetros, do modelo reduzido de bocal e o bocal de um motor em tamanho real, define a faixa de frequência esperada para o espectro de ruído gerado. Os motores modernos em escala real apresentam bocal de cerca de 0,508 m e ruído associado com faixa de frequência indo de 20 Hz até 10 kHz (AHUJA, 2003). Portanto, para uma escala de 1:10 (no caso de um bocal de 0,0508 m de diâmetro), o espectro de ruído esperado é de 200 Hz a 100 kHz. Os dados obtidos para esta escala reduzida são extrapolados para outros diâmetros através do número de Strouhal, aqui dado por, $f \cdot D_j / U_j$; onde f é a frequência (Hz), D_j é o diâmetro do bocal e U_j é a velocidade do jato.

A escala do bocal foi o fator crítico para o projeto da câmara anecóica de teste da bancada por conta das restrições de espaço interno. Adicionalmente, a faixa de frequência do espectro de ruído de interesse foi utilizada para especificar o sistema de aquisição acústica e as cunhas acústicas de revestimento da câmara de teste.

3.2.2 Câmara de Teste

A câmara de teste da bancada é uma sala anecóica (ver Figura 3.4), construída dentro de uma sala primária externa desacoplada estruturalmente, de modo a minimizar transmissão de ruído e vibrações provenientes do ambiente externo. O volume interno da câmara é de aproximadamente 60 m^3 , com 5 m de comprimento, 4,05 m de altura e 2,95 m de largura, da ponta de uma cunha à outra. As paredes de concreto da câmara de 0,28 m de espessura conferem bom isolamento sonoro ao ambiente de testes, tanto que o ruído de fundo proveniente do ambiente externo à seção de testes pode ser negligenciado.

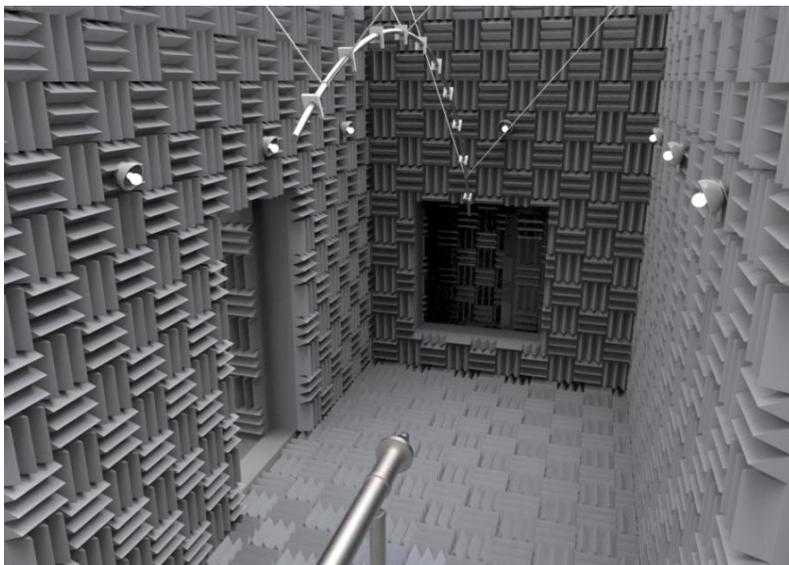


Figura 3.4 - Ilustração da câmara de teste da bancada, mostrando o arco de microfones e o bocal SMC 000.

3.2.3 Cunhas acústicas

As cunhas acústicas revestindo a câmara de teste são feitas de espuma de melamina de células abertas, apresentam resistência a chamas e a fungos, e suportam temperaturas de até $150 \text{ }^\circ\text{C}$. As dimensões das cunhas são 0,2 m de altura, 0,1 m de largura e 0,3 m de comprimento e foram instaladas alternando-se sua orientação em arranjos de 3 cunhas (conforme mostra a Figura 3.4). Nesta

configuração, as cunhas conferem frequência de corte ⁴ de aproximadamente 400 Hz para o ambiente de teste. Mais detalhes sobre o procedimento de validação acústica da câmara e a caracterização da fonte sonora jato são fornecidos no Capítulo 4.

As cunhas do piso da câmara de teste são instaladas em placas removíveis de compensado de cerca de 10 mm de espessura de tal forma que, quando retiradas, permitem o acesso a diferentes regiões do interior da câmara. Todas as superfícies potencialmente refletoras no interior da câmara (linha de ar comprimido internamente à câmara, suportes, etc.) são revestidas com materiais absorvedores sonoros para minimizar eventuais interferências nos resultados.

3.2.4 Arco de microfones

O arco de microfones utilizado nas medições é feito com o auxílio de um tubo de alumínio curvado e suspenso por cabos de aço. Os microfones são dispostos em uma faixa de ângulos variando de 60° a 150° ao longo do arco (ver Figura 3.5), onde 180° corresponde à direção do escoamento do bocal. O raio de curvatura do arco de microfones é de aproximadamente 2,60 m, ou usando o diâmetro do jato na saída do bocal (Dj) como referência, cerca de 51 Dj. Através de barras roscadas de 10 mm de diâmetro, os microfones são posicionados em distâncias radiais menores conservando a angulação original.

Segundo Ahuja (2003), testes específicos para garantir o posicionamento correto dos microfones em relação ao bocal devem ser conduzidos. Estes testes visam garantir que os microfones estejam no campo acústico distante⁵.

Ahuja (2003) recomenda que os microfones sejam posicionados entre 45 Dj e 70 Dj em relação à saída do bocal, de preferência na maior distância, para que os requisitos de campo acústico distante sejam satisfeitos e, subsequentemente, dados confiáveis possam ser obtidos.

Apesar das recomendações de Ahuja (2003), as características de campo acústico distante e geométrico do jato, de acordo com o procedimento realizado nesta tese, são observadas confiavelmente dentro de aproximadamente 40 Dj para um jato de Mach 0,9. Entretanto,

⁴Frequência na qual o coeficiente de absorção sonora atinge valores próximos de 99%.

⁵Região no interior da câmara de teste em que a lei do decaimento sonoro, de 6 dB a cada dobro da distância, é válida.

experimentos mostraram que a extensão do campo acústico distante varia conforme velocidade do jato de teste (NETO, 2016). Mais detalhes do procedimento utilizado são fornecidos na Seção 4.1.2.

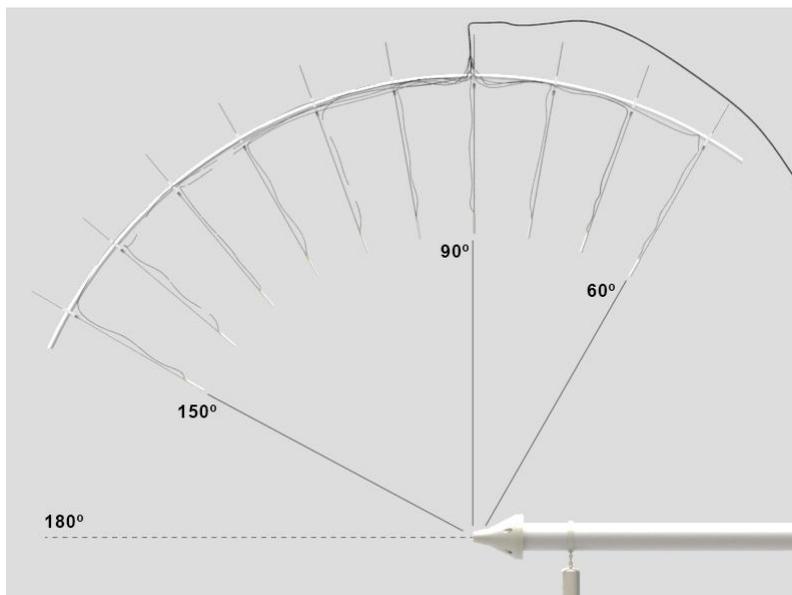


Figura 3.5 - Detalhe do arco de microfones utilizado nos ensaios acústicos.

3.2.5 Entrada e exaustão de ar

Para uma câmara anecóica funcionar apropriadamente como uma bancada para ensaio de jatos, aberturas devem ser feitas para permitir a saída adequada do ar do ambiente de teste (HAHN, 2011). Para isto, a câmara de teste é equipada com um sistema de exaustão não forçado que permite a retirada do ar descarregado em seu interior, através de um coletor. No lado oposto da câmara, uma abertura na parede auxilia no fornecimento de ar requerido pelo entranhamento/arrastamento do jato. Essa abertura se justifica, pois jatos de alta velocidade incorporam grande vazão mássica de ar ambiente (TAM, 2004), maior inclusive do que a do próprio jato na saída do bocal (HAHN, 2011).

Portanto, para minimizar a formação de regiões de recirculação no interior da câmara (TAM, 2004), bancadas de jato devem dispor de meios para o fornecimento de ar requerido pelo entranhamento (AHUJA, 2003). Para isto, tanto o coletor quanto a abertura para

entranhamento de ar foram dimensionadas com o auxílio de simulações baseadas em CFD (ALMEIDA et al., 2012). Um atenuador de ruídos, anexo ao sistema de exaustão, impede que os elevados níveis de pressão sonora (NPS) gerados no ambiente de teste alcancem o ambiente externo. Reciprocamente, o atenuador previne que ruídos externos interfiram nos experimentos conduzidos no interior da câmara.

Os experimentos conduzidos na bancada são controlados por um sistema integrado que permite o monitoramento e acionamento remoto de toda a bancada. Esse sistema será descrito na Seção 3.2.6.

3.2.6 Funcionamento, Controle e Monitoramento da bancada

A referida bancada é controlada, acionada e monitorada a partir de uma sala de operações, adjacente à câmara de teste, utilizando um sistema integrado, o qual permite controlar remotamente o sistema de ar comprimido além de registrar dados do ambiente de teste (tais como temperatura, pressão e umidade relativa). O sistema é baseado em equipamentos da fabricante *National Instruments*, selecionados principalmente devido à elevada taxa de aquisição, confiabilidade e compatibilidade com o *software LabView*, utilizado no desenvolvimento do sistema. Os equipamentos compondo o referido sistema da bancada (ver Figura 3.6) são:

- 1) Chassi NI cDAQ-9184 com conexão Ethernet de 4 *slots* com módulo de entrada analógica NI 9203, com 8 canais de +/- 20 mA e amostragem de 200 kS/s; módulo de saída analógica NI 9265 com 4 canais de +/- 20 mA e amostragem de 100 kS/s; módulo de saída digital a relé NI 9482 com 4 canais 30 VDC (1.5 A), 60 VDC (1 A), 250 VAC (1.5 A); e módulo NI 9375 com 16 canais de entrada e 16 de saída digitais);
- 2) Controlador de montagem em *rack* baseado em PXI, da fabricante *National Instruments*;
- 3) Switch de 24 portas, modelo DGS-1024D da fabricante *D-link*;
- 4) Duas *webcams Microsoft Lifecam HD-3000*;
- 5) Conversor serial/Ethernet TCP-485 da fabricante *CS Ethernet*;
- 6) Compressor;
- 7) Fonte de alimentação NI PS-15 de 24 VDC e 5 A;

- 8) Pressostato digital modelo 444504/8311 da fabricante *Burket*;
- 9) Termostato digital modelo 550055/8400 da fabricante *Burket*;
- 10) Pressostato digital modelo CP 116 da fabricante *Kimo Instruments*;
- 11) Termohigrômetro digital modelo TH 110 da fabricante *Kimo Instruments*;
- 12) Secador;
- 13) Válvula de bloqueio de 2";
- 14) Válvula Globo de 2";
- 15) Válvula de bloqueio de 4".

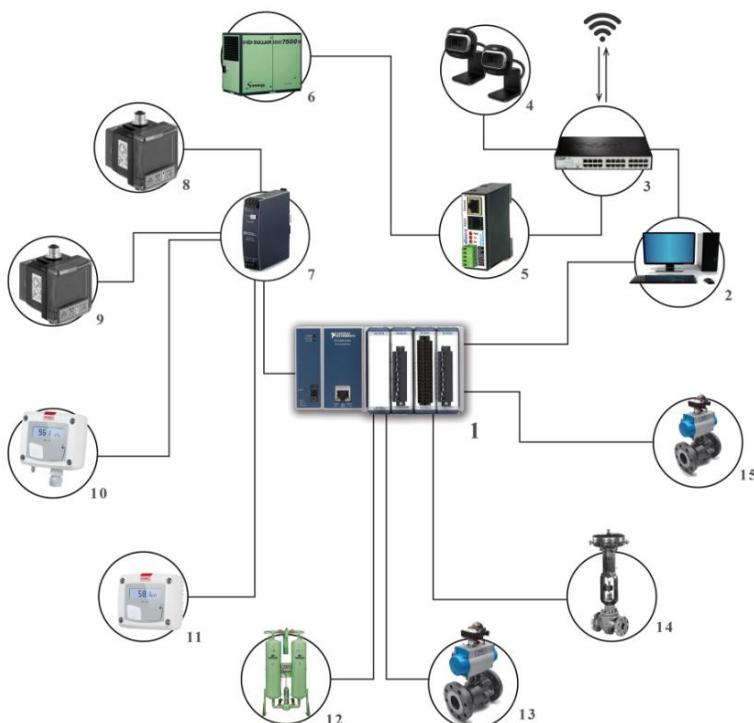


Figura 3.6 - Esquema ilustrando o sistema integrado utilizado na bancada recém desenvolvida.

Esses equipamentos atuam conjuntamente e possibilitam acionar, monitorar e controlar válvulas da linha de ar comprimido, sensores de

temperatura e pressão da câmara de teste e plenum, webcams de monitoramento do ambiente de teste, compressor e secador. O sistema de controle é operado paralelamente no mesmo PC em que as medições acústicas e fluidodinâmicas são processadas.

As válvulas de bloqueio são acionadas, por meio desse sistema integrado, com tensão de 24 V fornecida por uma fonte de alimentação externa, enquanto que a válvula reguladora tem como entrada um sinal de corrente de 4 mA a 20 mA. Os principais parâmetros para o sistema de controle são os sinais de temperatura e pressão da câmara de teste e do plenum. Esses sinais servem como dados de entrada para um *software*, desenvolvido em *LabView* pela empresa Autojun da UFSC, no qual está implementada uma malha de controle que atua ajustando o percentual de abertura da válvula reguladora em função dos parâmetros supracitados, conferindo a velocidade desejada para o escoamento do jato a ser investigado.

Sensores de pressão e temperatura instalados na parte superior do plenum monitoram as condições do escoamento durante os testes. Essas leituras são feitas diretamente a partir do *software* de controle, cujo painel frontal é mostrado na Figura 3.7.

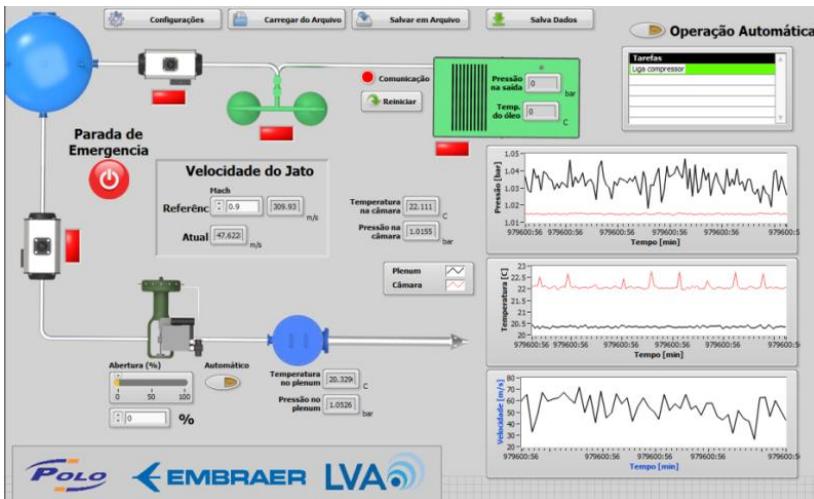


Figura 3.7 - Detalhe do painel frontal do software de controle utilizado na bancada recém desenvolvida durante os testes.

Os sinais são adquiridos em unidades de tensão e corrente com constantes de calibração apropriadas para serem convertidos nas

unidades das grandezas de interesse (temperatura, pressão, etc.). Este processo simplifica o diagnóstico de quaisquer problemas potenciais de calibração ou aquisição, uma vez que os sinais são exibidos na tela do sistema de controle imediatamente após a sua aquisição. Além dos parâmetros mencionados, o *software* desenvolvido também calcula outros parâmetros do escoamento que podem ser visualizados durante os testes, tais como razão de pressão do bocal (*Nozzle Pressure Ratio* - NPR), número de *Mach* acústico ($M_a = U_j/c_{amb}$), velocidade do jato (U_j) e número de *Mach* do jato ($M_j = U_j/c_j$), através das equações de escoamento isentrópico.

Por exemplo, o número de Mach, M , pode ser obtido da relação entre a pressão de estagnação no plenum, P_0 , e a pressão estática no interior da câmara de teste, P , de acordo com a seguinte relação (KUNDU, 1990):

$$\frac{P_0}{P} = \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}, \quad (3.1)$$

sendo γ a razão de calores específicos à pressão e volume constantes, $\left(\frac{c_p}{c_v} \right)$, igual a 1,4 para o ar. O número de Mach, M , equivale ao número de Mach do jato, M_j .

Uma vez conhecido o número de Mach, M , a temperatura em Kelvin [K] do jato na saída do bocal, T , pode ser obtida a partir de (KUNDU, 1990):

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2, \quad (3.2)$$

em que T_0 é a temperatura de estagnação no plenum.

De posse da temperatura do jato, é possível calcular a velocidade do som no interior do jato, c_j (KUNDU, 1990):

$$c_j = \sqrt{\gamma RT}, \quad (3.3)$$

em que R é a constante dos gases (no caso do ar, $R = 297 \text{ m}^2/\text{s}^2\text{K}$).

Finalmente, a velocidade do jato na saída do bocal, V_j , pode então ser obtida (KUNDU, 1990):

$$U_j = M_j c_j, \quad (3.4)$$

Essas expressões foram implementadas no *software* de controle e o número de *Mach* acústico é utilizado como parâmetro de referência para o sistema de controle dos ensaios da bancada. O *software* de controle foi otimizado para permitir maiores janelas de medição, mesmo para números de *Mach* elevados, com pequenas oscilações nas velocidades de saída em função do tempo (ver Figura 3.8), necessárias principalmente para as medições de campo de escoamento (MATHEW, 2006). É possível perceber que o sistema estabiliza após cerca de 15 s para Mach 0,5 e aproximadamente 10 s para Mach 0,9.

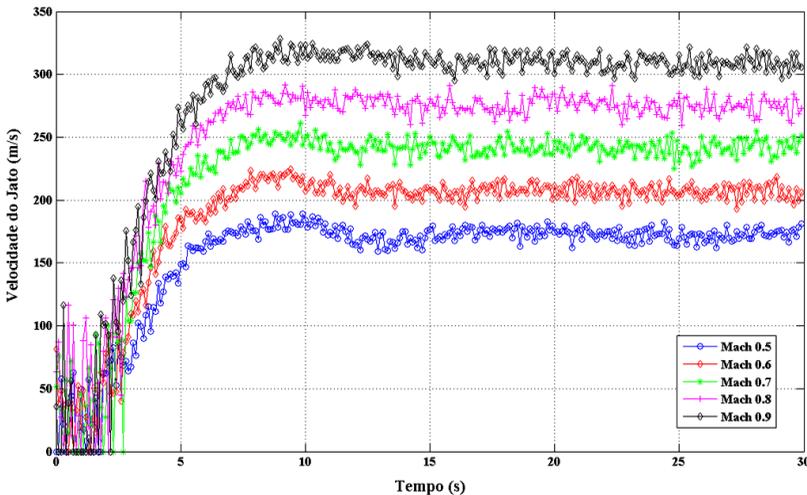


Figura 3.8 - Curvas de velocidade levantadas pelo *software* de controle da bancada recém desenvolvida.

3.3 Instrumentação

3.3.1 Sistema de Aquisição Fluidodinâmica

As medições fluidodinâmicas da referida bancada são conduzidas com um sistema de anemometria de fio-quente fornecido pela empresa *Dantec Dynamics*. O sistema é composto por sondas, suporte, circuito elétrico com ponte de *Wheatstone*, condicionador de sinal e placa de aquisição. As sondas utilizadas foram do tipo unidimensionais (modelo 55P11) com fio de tungstênio de 5 μm de diâmetro e 1,25 mm de comprimento. Essas sondas são indicadas para escoamentos em condições diversas, preferencialmente para aplicações com ar seco, e

temperatura e velocidades máximas de 150 °C e 500 m/s. Informações adicionais sobre o sistema de anemometria e a técnica de medição podem ser obtidas em trabalhos anteriores similares (FROENING, 2013; MAIA, 2015).

Para varrer diferentes regiões do jato, a sonda é movimentada por meio de uma travessa (fabricante TSI, modelo T3D), conectada a um controlador de micropassos automatizado (fabricante ISEL, modelo C142-4). Este controlador permite deslocamentos em 3 eixos ortogonais (até 1010 mm na direção axial, 610 mm na direção transversal e 610 mm na direção vertical) controlados independentemente por motores de passo. Todo o sistema é configurado no *software Stream Ware*, também fornecido pela empresa *Dantec Dynamics*. Um esquema do sistema de aquisição fluidodinâmica com os elementos supracitados, e uma vista ampliada da sonda utilizada, é fornecido na Figura 3.9.

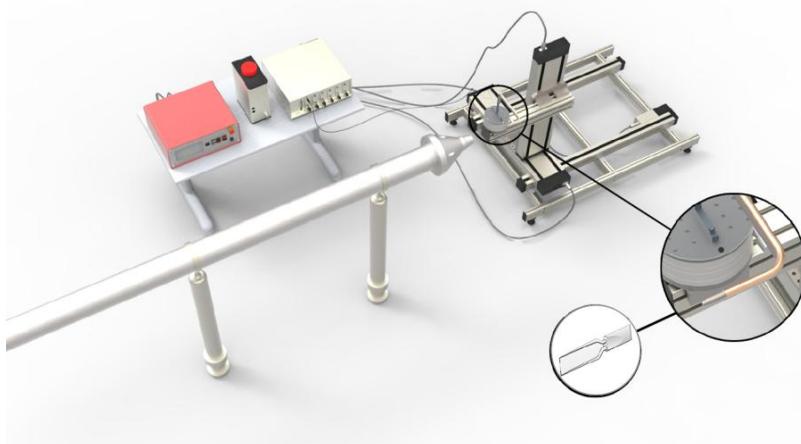


Figura 3.9 - Esquema do sistema de aquisição fluidodinâmica em vista isométrica e com detalhe da sonda utilizada.

3.3.2 Sistema de Aquisição Acústica

Para conduzir medições acústicas, a bancada dispõe de um sistema de aquisição composto por um chassis PXI (plataforma baseada em PC para sistemas de medição e automação) modelo PXIe-1082 da fabricante *National Instruments*, de oito *slots*, sendo um deles ocupado por uma placa de geração de sinais PXIe-4499 com taxa de amostragem de até 204,8 kS/s, com 16 canais analógicos simultâneos; PC para

aquisição de dados via cabo de fibra ótica, modelo NI RMC-8354, todos da fabricante *National Instruments*. Além disso, empregam-se dez microfones de 1/4" para campo livre modelo GRAS 46BE-S1 com pré-amplificadores embarcados modelo 26 CB-S4, com faixa de frequência de 4Hz a 100 kHz e faixa dinâmica entre 30 dBA e 160 dBA; e um calibrador sonoro do tipo *pistonfone* (114 dB em 1000 Hz), modelo 42 AB, também da fabricante GRAS.

Os dados acústicos obtidos neste trabalho foram registrados por meio de uma rotina em LabView desenvolvida pela equipe técnica envolvida com o projeto "Aeronave Silenciosa". Para as medições, utilizou-se um filtro passa alta (neste caso, a partir de 3 Hz) e uma taxa de amostragem de 120 kHz. Os resultados foram então processados em uma rotina escrita em Matlab, onde os dados acústicos são apresentados em função do número de Strouhal.

CAPÍTULO 4

VERIFICAÇÃO DA BANCADA DE ENSAIOS AEROACÚSTICOS DE JATOS

Etapa essencial no desenvolvimento da bancada de ensaios de jatos é a validação das medições. Isto inclui identificar e analisar fontes de erros de medição bem como avaliar a acurácia dos resultados acústicos e fluidodinâmicos. Nas próximas seções são apresentadas as etapas realizadas para avaliar as incertezas inerentes às medições conduzidas na bancada bem como os dados gerados.

Inicialmente, descreve-se o procedimento para definir a frequência de corte da câmara de teste e, subsequentemente, a faixa definida para análise nos experimentos. Em seguida, são estabelecidas a repetibilidade das medições de ruído e as principais fontes de incerteza associadas às medições de velocidade do escoamento. Adicionalmente, espectros de ruído de jato no campo distante obtidos no presente trabalho são comparados com dados disponíveis na literatura. Ainda, perfis radiais de velocidade e intensidade de turbulência, obtidos com a técnica de anemometria de fio-quente, são também comparados com dados da literatura. Por fim, com base nos resultados das ações supracitadas, apresentam-se os argumentos que validam as medições realizadas na bancada.

4.1 Validação das medições acústicas

Para validar as medições acústicas realizadas na bancada, foi adotada abordagem semelhante àquela utilizada por Jansson (2002) e Hahn (2011), nos quais se utiliza a norma ISO 3745:2003 para determinar a faixa de frequência em que a câmara de teste apresenta característica de campo livre, através de medições de pressão sonora. No caso de um jato subsônico, cujo espectro de ruído pode exceder a faixa audível de frequências (para o caso de bocais em escala), por apresentar características peculiares de direcionalidade (LIGHTHIL, 1952), e por este motivo a norma supracitada não se aplica, é necessário um método

mais específico. Paralelamente, esse método deveria também avaliar o comportamento da câmara para fontes com conteúdo de frequência mais elevado bem como a extensão da região onde o nível de pressão sonora (NPS) diminui 6 dB a cada dobro da distância. Dessa forma, foi utilizada metodologia similar àquela adotada por Hahn (2011) e consiste em tomar leituras do NPS em função da frequência, utilizando-se o jato como fonte sonora, em diferentes regiões da câmara de teste, conservando-se a direção dos pontos de medição conforme se afasta gradativamente do bocal. Portanto, somente após a realização destas etapas é que uma bancada poderá ser utilizada de forma confiável para a obtenção de dados acurados.

4.1.1 Caracterização acústica da câmara de teste

A função da câmara anecóica é eliminar (ou minimizar a níveis aceitáveis) a parcela refletida de energia sonora, originalmente emitida por uma fonte (JANSSON, 2002). Se a parcela de energia refletida é pequena, tal que a condição de campo livre seja aproximada, o NPS decairá de acordo com a lei de decaimento sonoro⁶. A norma ISO 3745 (2003) fornece os procedimentos recomendados para a qualificação de uma câmara anecóica. Um dos requisitos é que o NPS, medido no interior da câmara, decaia proporcionalmente com o aumento da distância em relação à fonte, com as seguintes tolerâncias para três diferentes faixas de frequências: $\pm 1,5$ dB para frequências menores ou iguais a 630 Hz; $\pm 1,0$ dB para frequências entre 800 Hz e 5 kHz; e $\pm 1,5$ dB para frequências maiores ou iguais a 6,3 kHz. Para que a câmara seja considerada validada, essas tolerâncias devem ser satisfeitas para qualquer localização maior do que um quarto do comprimento de onda baseado na frequência de corte desejada, em relação à ponta das cunhas e a partir de 0,5 m da fonte sonora (ISO 3745, 2003). Ainda de acordo com a norma ISO 3745: 2003, a fonte sonora a ser utilizada no procedimento de validação deve cumprir com requisitos de omnidirecionalidade, fonte compacta, estabilidade e intensidade dos níveis sonoros gerados. A fonte utilizada para tal procedimento foi concebida por Portela (2005) e algumas de suas características são fornecidas na Figura 4.1.

⁶ Lei que estabelece decaimento de 6 dB no nível de pressão sonora a cada dobro da distância em relação a uma fonte sonora considerando-se propagação esférica em campo livre.



Descrição da fonte	Dodecaedro
Potência RMS	300 W
Impedância Nominal	5,3 Ω
Diâmetro aproximado	0,35 m
Peso	8 kg
Faixa de frequência	80 Hz – 20 kHz
Sensibilidade média	87 dB

Figura 4.1 - Características técnicas da fonte sonora dodecaédrica utilizada no procedimento de validação acústica da câmara de teste.

Foram conduzidas medições de NPS a partir de aproximadamente 0,6 m até 1,4 m do centro geométrico da fonte, com incrementos de 0,1 m, para os cantos superiores da câmara e direção vertical, conforme esquema fornecido na Figura 4.2. A fonte sonora foi posicionada aproximadamente no centro geométrico da câmara a cerca de 1,3 m das espumas do piso (menor distância). Os microfones, calibrador e sistema de aquisição utilizados foram os mesmos descritos na Seção 3.2.2 juntamente com um analisador PULSE, da fabricante B&K, para gerar os sinais a serem registrados. Ruído rosa⁷ foi gerado através da fonte dodecaédrica, enquanto os microfones registravam os níveis sonoros durante janelas de medição de 15 s. O registro e análise dos dados foram feitos em bandas de terços de oitava, de 100 Hz a 12,5 kHz. Por precaução, durante esta e todas as outras medições, todas as superfícies potencialmente refletoras (linha de ar comprimido internamente à câmara, suportes, etc.) foram revestidas com materiais absorvedores sonoros a fim de evitar problemas relacionados à reflexão sonora e assim, contaminação dos resultados.

⁷ Ruído cuja densidade espectral de potência é proporcional ao inverso da frequência.

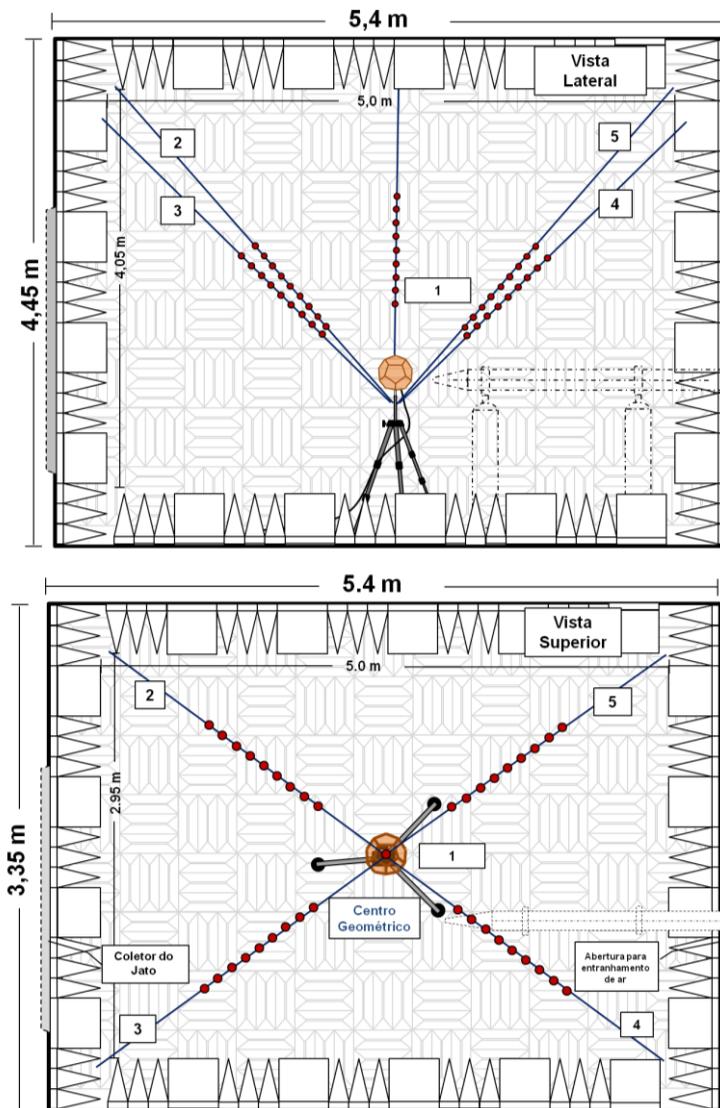


Figura 4.2 - Esquema da vista lateral (no topo) e superior (ao fundo) durante a validação acústica da câmara de teste.

A Figura 4.3 mostra os resultados da medição realizada na direção 2 para as frequências de 250 Hz a 500 Hz, em bandas de terços de oitava. A linha com marcadores em preto indica os níveis de pressão

sonora (NPS) medidos em função da distância, enquanto que as linhas, vermelha e verde, indicam, respectivamente, os limites superior e inferior, obtidos por adicionar as tolerâncias aos níveis teóricos de decaimento sonoro.

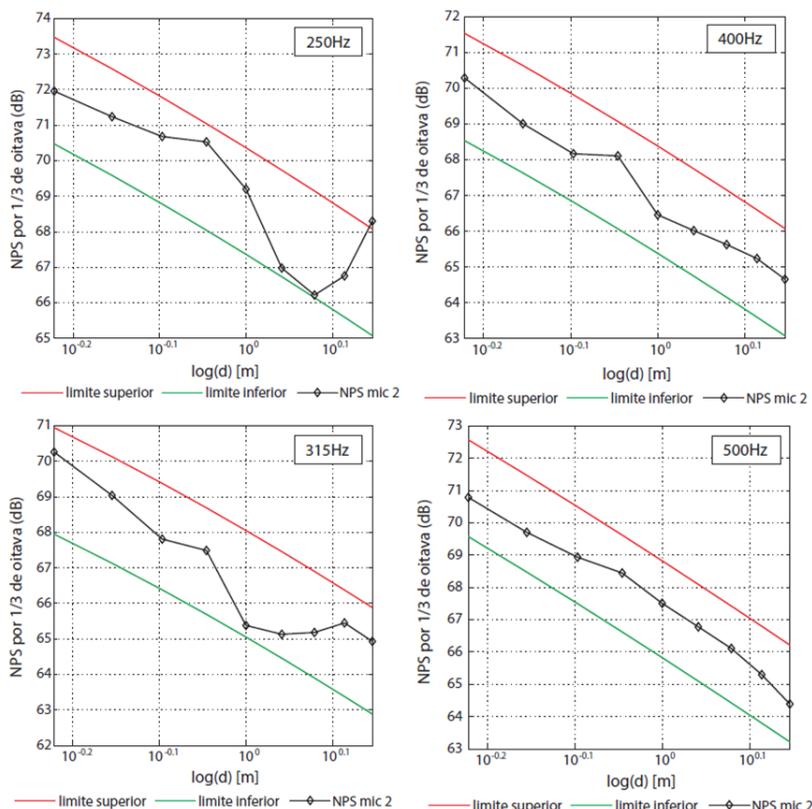


Figura 4.3 - NPS medidos para as frequências de 250 Hz, 315 Hz, 400 Hz e 500 Hz considerando a direção 2.

É possível perceber que para 250 Hz e 315 Hz o NPS apresenta comportamento muito instável, apresentando aumentos quando deveria apresentar decaimento. Para a frequência de 400 Hz um comportamento mais estável é observado e o NPS passa a apresentar um decaimento contínuo e a respeitar as tolerâncias estabelecidas para todos os demais pontos de medição. Para a frequência de 500 Hz, o comportamento do NPS é ainda mais estável, e essa tendência é mantida com o aumento da

frequência. Portanto, 400 Hz foi estabelecida como frequência de corte para esta direção. Comportamento similar é observado para os microfones das demais direções analisadas, sendo que as frequências de corte estabelecidas para as direções foram as seguintes: direção 1, 315 Hz; direção 3, 315 Hz; direção 4, 315 Hz; e direção 5, 315 Hz. As curvas de decaimento para frequências mais elevadas e para os demais microfones são apresentadas no Apêndice A deste trabalho. Portanto, a frequência de corte para a câmara de teste como um todo, ficou estabelecida em 400 Hz.

4.1.2 Avaliação do campo acústico distante para a fonte sonora jato

As flutuações de pressão capturadas fora da camada cisalhante de um jato em um campo livre podem ser divididas em flutuações de campo próximo e de campo distante. No campo próximo (região que se estende até as camadas cisalhantes do jato) as flutuações de pressão são uma combinação de oscilações hidrodinâmicas e acústicas (HAHN, 2011). Conforme se propagam radialmente para fora do jato, as flutuações de pressão alcançam o campo distante, região na qual seguem a lei do decaimento sonoro.

Para determinar a extensão radial da região em que a lei do decaimento sonoro é válida para a fonte sonora jato, um teste semelhante àquele proposto por Hahn (2011) foi conduzido. Com este objetivo, um microfone foi utilizado na direção do ângulo de 90° (ver Figura 4.4), suspenso por um cabo de nylon e posicionado suficientemente distante das cunhas e bocal. Medições do NPS foram realizadas a partir de aproximadamente 0,70 m (~ 14 Dj) do bocal até 2,20 m (~ 44 Dj), com incrementos de 0,1 m (~ 2 Dj). Para realizar este procedimento, foi utilizado um jato de Mach 0,9 e adotada uma tolerância de $\pm 1,0$ dB para todas as bandas de frequências em terços de oitava, de 400 Hz (imposta pelas características anecóicas da câmara) até 40 kHz, por conta de limitações da fonte e sistema de aquisição acústica (NETO, 2016). Os valores da tolerância foram adicionados ao NPS registrado na localização mais afastada do bocal (cerca de 44 Dj), assumindo-se que neste ponto já se está em campo distante para estabelecer os limites superior (linha vermelha) e inferior (linha verde).

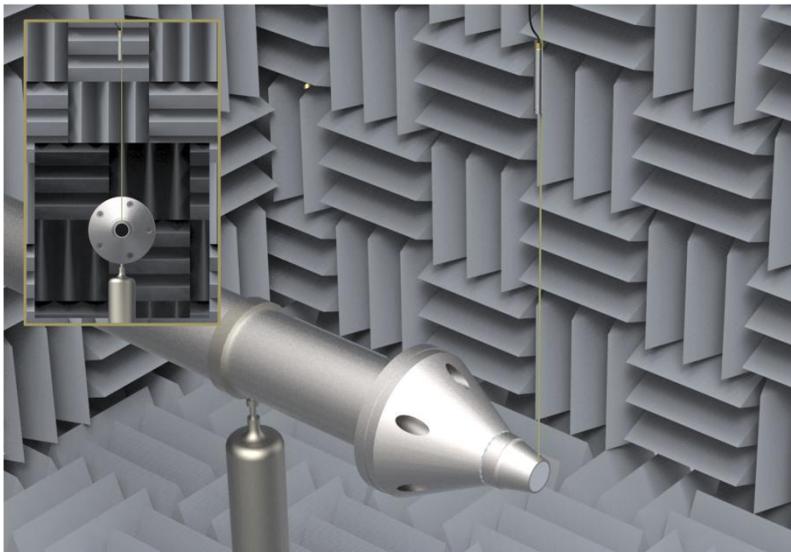


Figura 4.4 - Esquema ilustrando o posicionamento do microfone durante a determinação da extensão do campo acústico distante para a fonte sonora jato.

Os valores de NPS medidos (linha azul) foram então extrapolados para regiões mais próximas ao bocal de forma que fosse identificada a menor distância na qual os níveis medidos caíssem dentro dos limites estabelecidos e preservassem essa tendência com o aumento da frequência. Os resultados mostrados a seguir mostram que os níveis sonoros passam a apresentar decaimento de 6 dB a cada dobro da distância a partir de aproximadamente 40 Dj, para a frequência de 400 Hz (ver Figura 4.5) considerando a tolerância adotada. É importante mencionar que a extensão da região de campo distante pode variar de acordo com o número de Mach do jato utilizado no teste (NETO, 2016) e também conforme a tolerância adotada (HAHN, 2011). No caso, se fosse utilizada uma tolerância de $\pm 0,5$ dB, os níveis sonoros seguiriam a lei do decaimento apenas a partir de 42 Dj, considerando a frequência de 400 Hz. Os resultados para as demais frequências mostram que os valores NPS apresentam comportamento semelhante conforme se aumenta a frequência e são apresentados no Apêndice B deste trabalho.

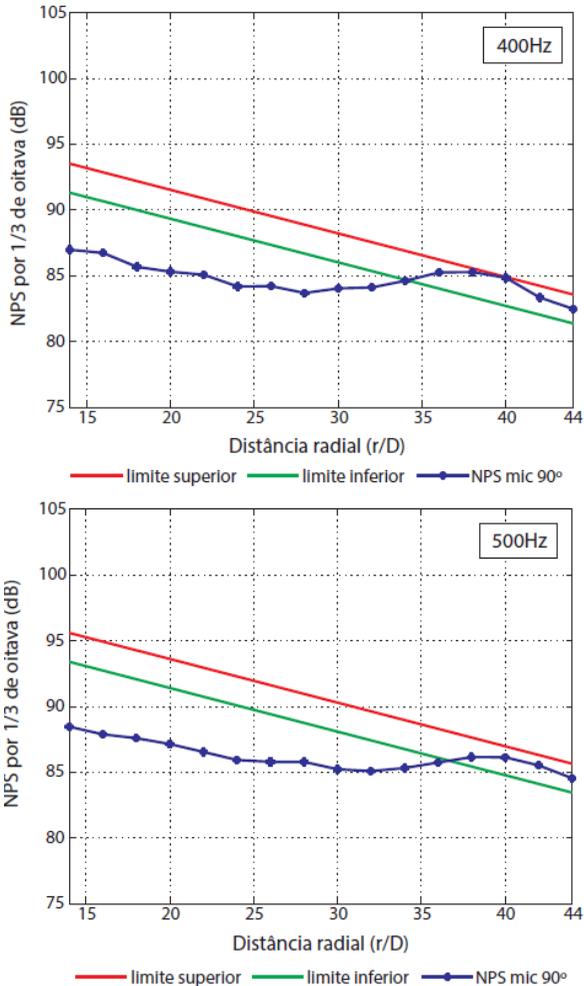


Figura 4.5 - NPS medidos em 400 Hz (a) e 500 Hz (b) para o microfone de 90°.

Dessa forma, é assumida a distância de 40 Dj como afastamento mínimo para se posicionar os microfones em medições. É importante mencionar que para este teste foi utilizado um bocal de 2 polegadas (0,0508 m). Portanto, para bocais menores, a posição dos microfones seguramente satisfaria os requisitos supracitados. Para bocais maiores, entretanto, este procedimento deverá ser realizado novamente (AHUJA, 2003), investigando o efeito de diferentes parâmetros da bancada, tais como área do coletor do jato, fornecimento de ar de entranhamento

apropriado para o jato, vazão mássica máxima do sistema de ar comprimido, etc.

Uma vez estabelecidas a extensão radial do campo acústico distante da câmara de teste para o jato como fonte sonora, e a localização recomendada para o posicionamento do arco de microfones, é recomendável analisar a repetibilidade dos dados acústicos e fluidodinâmicos considerando as principais fontes de incerteza inerentes aos experimentos. Esta análise é descrita na Seção 4.2.

4.2 Fontes de incerteza, Repetibilidade dos dados e Faixa de frequência de análise

Esta seção apresenta o procedimento para avaliar as principais fontes de erro sobre os resultados das medições. As medições acústicas são verificadas por meio de dois métodos, conforme procedimentos descritos por Brown e Bridges (2006). No primeiro deles é feita uma análise direta das fontes primárias de erro com base nas especificações dos fabricantes dos equipamentos utilizados no sistema de aquisição, considerando o pior cenário possível. No segundo método, dados de diferentes campanhas de teste, mas com as mesmas condições operacionais e bocal, são analisados para se estabelecer a incerteza das medições. Por outro lado, a repetibilidade das medições fluidodinâmicas é analisada com base na incerteza expandida das principais fontes de erro, conforme método descrito por Jorgensen (2002).

4.2.1 Principais fontes de incertezas das medições acústicas

Para avaliar a acurácia das medições acústicas, são consideradas três fontes de incertezas: (i) sistema de medição acústica, (ii) variação das condições climáticas e (iii) estabilidade de controle da bancada. Embora outras fontes possam também inserir erros às medições, estas não são aqui consideradas, pois são de importância secundária e mais difíceis de mensurar, tais como erros de posicionamento dos microfones (orientação angular e distância ao bocal), erros do sistema de aquisição acústica (procedimento de realização de médias dos dados espectrais pelo *software* de aquisição), erros introduzidos pelo cabeamento e conexões, etc. (CALLENDER, 2004; BROWN; BRIDGES, 2006).

A primeira das fontes de incerteza considerada é relacionada à calibração dos microfones. O calibrador utilizado trabalha com um nível sonoro de calibração de 114 dB, com precisão de $\pm 0,2$ dB, em 1000 Hz ($\pm 0,2\%$). A segunda fonte de incerteza se refere às variações das

condições atmosféricas auferidas durante os experimentos. Esta incerteza é pequena, da ordem de 0,1 dB para a maior parte do espectro de ruído, dada a pequena variação das condições do ambiente durante os testes acústicos, impactando somente frequências muito elevadas (acima de 40 kHz). Segundo os resultados obtidos por Shields e Bass (1977), a atenuação sonora alcança valores próximos de 1 dB a cada metro, a partir da frequência de 40 kHz à pressão ambiente, a 21° C e 60% de umidade relativa, condições atmosféricas semelhantes àquelas encontradas durante os testes documentados nesta tese. A terceira fonte de incerteza é inerente às condições do escoamento de jato. Durante os experimentos acústicos, variações na velocidade do jato em relação ao valor nominal definido para o teste foram menores do que 2% (< 6 m/s) para Mach 0,5, apresentando valores ainda menores com o aumento da velocidade. Esta variação insere uma incerteza de aproximadamente 0,61 dB, de acordo com a Lei da oitava potência (LIGHTHIL, 1954) que estabelece que a potência sonora de um jato é proporcional aproximadamente à oitava potência de sua velocidade. Somando as incertezas supracitadas tem-se o valor acumulado de 0,91 dB para o pior cenário de incerteza.

Complementarmente, várias campanhas de teste foram realizadas para estabelecer a repetitividade das medições acústicas sob diferentes condições climáticas do ambiente de teste. Dados de NPS para um jato de Mach 0,9 medidos em diferentes períodos do ano são apresentados na Figura 4.6.

É possível observar, de acordo com a Figura 4.8, que os NPS medidos variam na frequência de pico (entre $St = 1,152$ e $St = 1,451$) dentro de aproximadamente 0,6 dB. Esta boa precisão também é observada para as demais regiões do espectro, exceto para aquelas mais baixas ($St < 0,1$), em que o comportamento anecóico da câmara se aproxima do limite em que a condição de campo livre é válida e o ruído de jato parece apresentar alguma contaminação devida a fontes de ruído espúrias à montante do bocal (NETO, 2016). Portanto, a faixa de repetibilidade para os espectros de bandas de terço de oitava fica estabelecida com o valor de 0,6 dB.

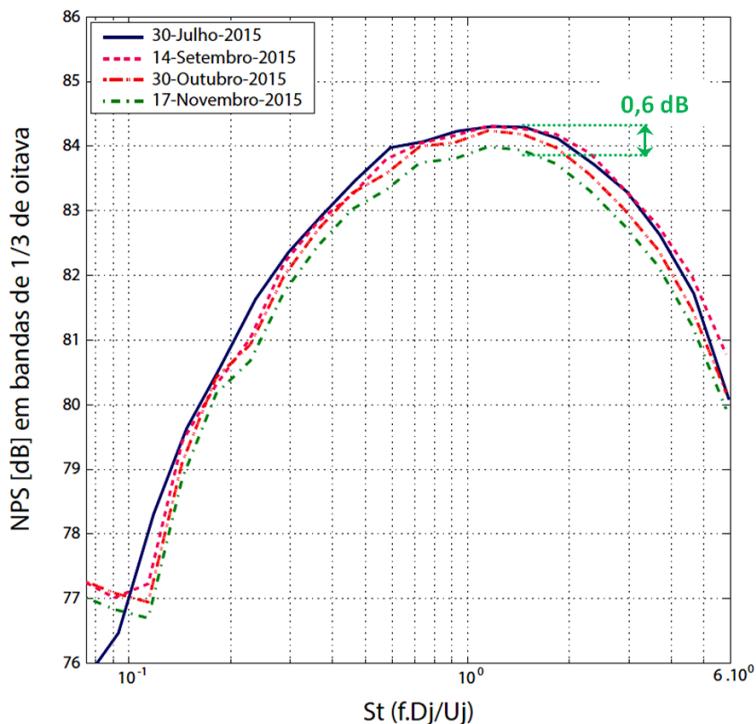


Figura 4.6 - Repetibilidade dos dados de NPS para o um jato de Mach 0,9 com o bocal SMC 000 a 90°. Dados corrigidos para uma distância de 100 Dj sem correção para atenuação sonora pela atmosfera. Resultados obtidos entre Julho e Novembro de 2015.

4.2.2 Faixa de frequência de análise dos dados

Os fenômenos que se deseja investigar são observados nos extremos opostos da faixa de frequência: interação jato-superfície em baixa frequência e reflexão (ou barreira) sonora em alta frequência (ESDU, 2002). Neste ponto, fica clara a importância de se definir a faixa de frequência das medições antes de se comparar com dados de outras instalações visando à validação dos resultados.

Dados de instalações com modelos similares de bocal em escala mostram que a frequência de corte superior dos experimentos é limitada principalmente por dois aspectos: i) particularidades do sistema de aquisição (com espectros de ruído apresentando energia acústica considerável até 75 kHz) (BROWN; BRIDGES, 2006; TINNEY et al.,

2004; JANSSON, 2002); ii) números de Reynolds alcançados pelos modelos de bocal em escala.

Considerando o sistema de aquisição e as configurações utilizadas na presente investigação, sabe-se que as diferenças entre um sinal emitido e medido são da ordem de 0,3 dB em 50 kHz (NETO, 2016). Portanto, a faixa de frequência de análise definida para os experimentos aqui realizados foi definida entre 400 Hz (imposta pelas propriedades anecóicas da câmara e em função de indícios de contaminação para frequências menores) a 40 kHz (imposta pelas limitações do sistema de aquisição e pela fonte sonora jato).

4.2.3 Principais fontes de erro das medições fluidodinâmicas

A repetibilidade dos dados fluidodinâmicos é aqui avaliada por meio de medições feitas com anemômetro de fio-quente que, segundo Jorgensen (2002), são influenciadas por vários fatores: (i) efeitos relacionados ao escoamento (variações de temperatura e densidade); (ii) variações na pressão e temperatura do ambiente de teste; (iii) composição do fluido; (iv) contaminação da sonda por particulado sólido, robustez e orientação do sensor; (v) calibração do sistema.

Para os testes aqui realizados, pode-se afirmar que a composição do fluido de operação (ar) permaneceu praticamente inalterada e não houve contaminação da sonda durante os experimentos, principalmente em razão da eficiência do sistema de tratamento do ar. Assim, ignoram-se as incertezas associadas a estes dois fatores. As fontes de erros aqui analisadas são relacionadas a variações de temperatura do jato bem como variações de pressão e temperatura do ambiente de teste, placa de conversão de dados, orientação do sensor quando imerso no jato e calibração do sistema. A contribuição de cada fonte de incerteza é calculada individualmente e então contabilizadas em um único parâmetro, denominado incerteza expandida relativa total, $U_{(total)}$, revelando a incerteza associada às medições para um nível de confiança determinado (JORGENSEN, 2002). Esta metodologia foi empregada por Froening (2013) e Maia (2015), que abordaram também outras fontes de incerteza.

4.2.4 Incerteza associada à calibração do sistema

A anemometria de fio-quente é uma técnica de medição indireta baseada na transferência de calor de um elemento de detecção (sonda) e por este motivo é muito sensível a variações das condições do ambiente

de teste (BRUUN, 1995). Entre o processo de calibração e os testes em si, a sonda experimental é sensível a diferenças de temperatura e pressão. Para se quantificar a incerteza padrão associada à calibração (variações das condições ambiente e precisão do calibrador), considera-se o erro como estocástico com uma distribuição normal (JORGENSEN, 2002), cuja magnitude pode ser expressa pela seguinte expressão:

$$U(U_{\text{calibração}}) = \frac{1}{100} STDV(U_{\text{calibrador}}(\%)) \quad (4.1)$$

em que $STDV(U_{\text{calibrador}}(\%))$ é a incerteza do calibrador, dada por

$$STDV(U_{\text{calibrador}}(\%)) = \pm a_{\text{cal}}(\%) + b_{\text{cal}} \quad (4.2)$$

sendo $a_{\text{cal}}(\%)$ a incerteza padrão relativa ao instrumento de calibração utilizado e b_{cal} a contribuição associada ao instrumento. Para o calibrador utilizado nos testes aqui conduzidos são recomendados $a_{\text{cal}}(\%) = 1\%$ e $b_{\text{cal}} = \pm 0,02$ m/s (JORGENSEN, 2002).

4.2.5 Incerteza associada à resolução da placa de conversão dos dados

Embora o sistema de aquisição fluidodinâmica apresente taxa de aquisição elevada (em torno de 200 kHz), entre a leitura e armazenamento dos dados há várias etapas de condicionamento do sinal (amplificação, filtragem, conversão, etc.) que conferem pequenos atrasos e perdas de informação, e novamente incertezas são inseridas aos experimentos. A incerteza relacionada à placa de conversão dos dados apresenta distribuição quadrática e é dada por

$$U(U_{\text{resolução}}) = \frac{1}{\sqrt{3}} \frac{1}{U} \frac{E_{AD}}{2^n} \frac{\partial U}{\partial E} \quad (4.3)$$

em que E_{AD} é a tensão de entrada da placa em volts; n é a resolução da placa em bits; U é a velocidade medida em cada ponto e $\frac{\partial U}{\partial E}$ é o coeficiente angular da curva de calibração inversa (JORGENSEN, 2002). Para a placa de conversão utilizada nos testes, tem-se que $n = 16$ e $E_{AD} = 10$ V.

4.2.6 Incertezas referentes à temperatura do jato e à pressão e temperatura na câmara de teste

Mesmo com o controle dos jatos dos experimentos, são comuns variações de temperatura (ver Figura 4.7) conforme a pressão do tanque de armazenamento diminui. Para as medições fluidodinâmicas deste trabalho, foram registradas variações de até 3° C para medições de cerca de 100 s de duração. Portanto, é importante aplicar correções para quantificar corretamente a incerteza associada à variação de temperatura do jato. Essa incerteza é estocástica com distribuição retangular, e pode ser expressa por

$$U(U_{temperatura}) = \frac{1}{\sqrt{3}} \frac{1}{U} \frac{1}{(T_w - T_{fluido})} \left(\frac{A}{A_1} U^{-0,5} + 1 \right)^{0,5} \quad (4.4)$$

em que T_w é a temperatura do sensor; T_{fluido} é a temperatura do fluido no qual a sonda está imersa; U é a velocidade medida; A e A_1 são constantes que, para medições com uma sonda simples, assumem os valores, $A = 1,396$ e $B = 0,895$ (JORGENSEN, 2002).

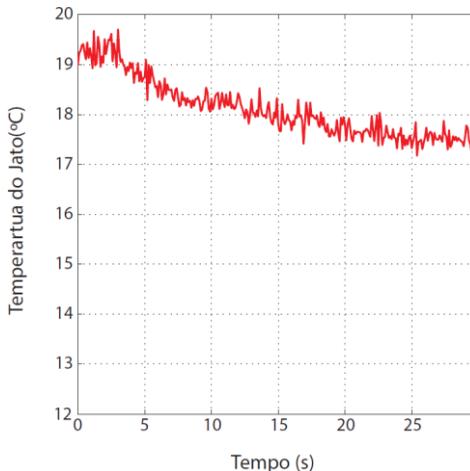


Figura 4.7 - Variação da temperatura do jato em função do tempo para um teste típico com um jato de Mach 0,5.

Adicionalmente, variações na temperatura e pressão do ambiente de teste também inserem incerteza às medições. Com base no histórico das condições no ambiente de teste, observaram-se variações em torno

de 0,006 bar para a pressão (Figura 4.8a) e menos de 0,5 °C para a temperatura (Figura 4.8b), durante as medições.

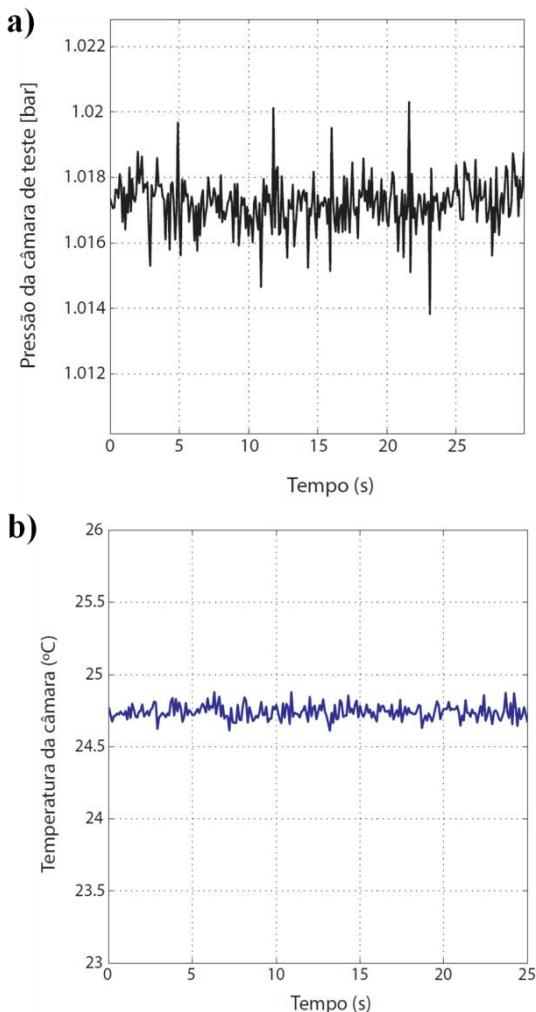


Figura 4.8 - Variação da (a) pressão e (b) temperatura do ambiente de teste em função do tempo para um teste típico com um jato de Mach 0,5.

A umidade relativa variou em menos de 0,5% e foi descartada na avaliação da incerteza. Assim, a incerteza associada às variações de temperatura do ambiente de teste é obtida de,

$$U(U_{\rho,T}) = \frac{1}{\sqrt{3}} \frac{\Delta T}{273} \quad (4.5)$$

enquanto que a incerteza, devido às variações de pressão, é avaliada por

$$U(U_{\rho,P}) = \frac{1}{\sqrt{3}} \left(1 - \frac{P_{amb}}{P_{amb} + \Delta P} \right) \quad (4.6)$$

4.2.7 Incerteza associada ao alinhamento da sonda

Quando investiga-se o campo de velocidades de escoamentos diversos com a técnica de anemometria de fio-quente, o alinhamento do sensor em relação ao eixo principal do escoamento depende muitas vezes de conferência visual, o que frequentemente leva a desalinhamentos e, então, à incerteza de medição. Essa incerteza é considerada estocástica com uma distribuição quadrada dada pela seguinte expressão:

$$U(U_{alinhamento}) = \frac{1}{\sqrt{3}} (1 - \cos\beta) \quad (4.7)$$

Normalmente, é aceitável posicionar o anemômetro com desalinhamento de até $\Delta\beta = 1^\circ$ (JORGENSEN, 2002).

4.2.8 Incerteza expandida relativa total

Após quantificar as incertezas supracitadas, pode-se agrupá-las e obter a incerteza expandida relativa total, através da Eq. (4.8).

$$U_{(total)} = 2 \sqrt{\sum u(y_{ent})^2} \quad (4.8)$$

sendo $u(y_{ent})$ a contribuição da incerteza de cada fator y_{ent} considerado, expressas por

$$u(y_{ent}) = \frac{1}{y_{ent}} S \left(\frac{\Delta x_{ent}}{k_{ent}} \right) \quad (4.9)$$

em que $S = \partial y_{ent} / \partial x_{ent}$ é o fator de sensibilidade e k_{ent} é um fator que depende da variância de entrada (Gaussiana, retangular, etc.). Várias aplicações práticas são melhor representadas por uma distribuição de

erro Gaussiana. Assumindo-se uma distribuição desse tipo, com infinitos graus de liberdade, um intervalo de 95% de confiança é alcançado para $k_i = 2$ (JORGENSEN, 2002).

A Tabela 4.1 apresenta um valor de incerteza total expandida típica para as medições aqui conduzidas com anemômetro de fio-quente, contabilizando as incertezas supracitadas. Adicionalmente, tem sido mostrado que a incerteza total expandida associada às medições é maior para regiões mais afastadas do jato (FROENING, 2013; MAIA, 2015) e que a técnica de anemometria de fio-quente apresenta maior limitação para números de Mach mais elevados (PROENÇA, 2013), implicando em maior erro associado às medições.

Tabela 4.1 - Contribuições de incerteza dos fatores considerados e incerteza total expandida das medições fluidodinâmicas.

Fonte de incerteza	Variáveis de entrada	Valores típicos x_{ent}	Valores típicos y_{ent}	Fator k_{ent}	Incerteza padrão relativa
	Δx_i	Δx_i	$\frac{1}{U} \Delta y_i$	2	$\frac{1}{k} \frac{1}{U} \Delta y_i$
Calibrador	ΔU_{cal}	1%	0,02	2	0,01
Resolução da placa	E_{AD} n	10 volts 16 bits	0,00047	$\sqrt{3}$	0,00027
Alinhamento do sensor	θ	1°	0,00015	$\sqrt{3}$	0,000087
Variações de temperatura (1)	ΔT	3°C	0,039	$\sqrt{3}$	0,022
Variações de temperatura (2)	ΔT	0,5 °C	0,002	$\sqrt{3}$	0,00115
Variações de pressão	ΔP	0,002 bar	0,00013	$\sqrt{3}$	0,000076
Incerteza expandida: $U_{(total)} = 2 \sqrt{\sum \left(\frac{1}{k} \frac{1}{U} \Delta y_{ent} \right)^2} = 0,04839 = 4,8\%$					
(1) Variações de temperatura referentes ao fluido de operação					
(2) Variações de temperatura referentes ao ambiente de teste					

4.3 Verificação dos dados fluidodinâmicos através de comparações com dados da literatura

Quando investiga-se jatos, o campo acústico que se deseja caracterizar é produzido por um escoamento turbulento (ANDERSSON, 2003). Se este escoamento não for apropriadamente reproduzido em termos aerodinâmicos, isso pode interferir nos dados acústicos (ZAMAN, 2011). De acordo com Viswanathan (2004) divergências nos dados de ruído, da ordem de 2 a 3 dB, tem sido relatadas para diferentes instalações (industriais e acadêmicas) em testes para a mesma condição operacional. As possíveis causas para as diferenças mencionadas, segundo o autor, estão relacionadas a questões tais como fatores geométricos do bocal testado, fontes espúrias de ruído geradas a montante da seção de teste, efeitos de número de Reynolds⁸, características da câmara e bancada, etc. (ZAMAN, 2011). Nesta Seção, medições são conduzidas e comparadas com dados fluidodinâmicos obtidos por outras instalações de ensaios de jatos.

4.3.1 Perfis de velocidade e níveis de intensidade de turbulência

Em um jato livre, a região de maior interesse para investigações aeroacústicas se concentra nos primeiros 20 Dj (BRIDGES; WERNET, 2010). Tem sido demonstrado, através de extenso banco de dados experimentais de Bridges e Wernet (2010), que as propriedades turbulentas do campo de escoamento de jatos, dentro da região mencionada (até 20 Dj), seguem uma lei de escalabilidade universal e esta característica foi utilizada para verificar a qualidade dos dados fluidodinâmicos obtidos neste trabalho. A fim de realizar ensaios de jatos sob condições consistentes na saída do bocal, em termos de intensidade de turbulência e uniformidade dos perfis (radiais e axiais) de velocidade, foram realizadas medições através da técnica de anemometria de fio quente ao longo do jato, cujos resultados são mostrados na Figura 4.9. Estas medições se justificam, pois tem sido demonstrado que em bocais com razões de contração muito elevadas, o

⁸No interior de bocais de diâmetro muito pequeno, a camada limite se desenvolve de forma instável e não se desenvolve completamente para uma camada limite turbulenta, produzindo um espectro de ruído com características tonais.

escoamento experimenta o fenômeno da separação⁹ (MUNDAY; JACOB, 2001) na entrada da contração e, para o extremo oposto, o desenvolvimento da camada limite ocorre inadequadamente (TINNEY et al., 2004).

A Figura 4.9, cujos dados experimentais foram fornecidos por Maia et al. (2015), apresenta resultados de velocidade e de intensidade de turbulência obtidos em $x/D_j = 4$. Esses dados são comparados com os dados de Bridges e Wernet (2010), para o mesmo modelo de bocal e condição operacional. Percebe-se que os resultados deste trabalho no que diz respeito aos perfis de velocidade (ver Figura 4.9a) concordam muito bem com os dados de Bridges e Wernet (2010) e, embora os níveis de intensidade de turbulência (ver Figura 4.9b) estejam um pouco abaixo dos valores esperados, essas diferenças não comprometem os dados de ruído, como será visto mais à frente na Seção 4.4. As diferenças nos dados de intensidade de turbulência em partes se devem a limitações inerentes à anemometria de fio quente (JORGENSEN, 2002; MAIA et al., 2015) e também ao fato de que Brown e Bridges (2006) forçaram a transição da camada limite para obter maiores níveis de intensidade de turbulência ao utilizarem um elemento de alta rugosidade próximo à saída do bocal, o que não foi utilizado nas medições realizadas neste trabalho.

⁹ Ocorre quando os gradientes adversos de pressão atuam na camada limite de um fluido inicialmente laminar fazendo-o se separar da fronteira com a parede, prejudicando a transição ao regime turbulento (MUNDAY; JACOB, 2001).

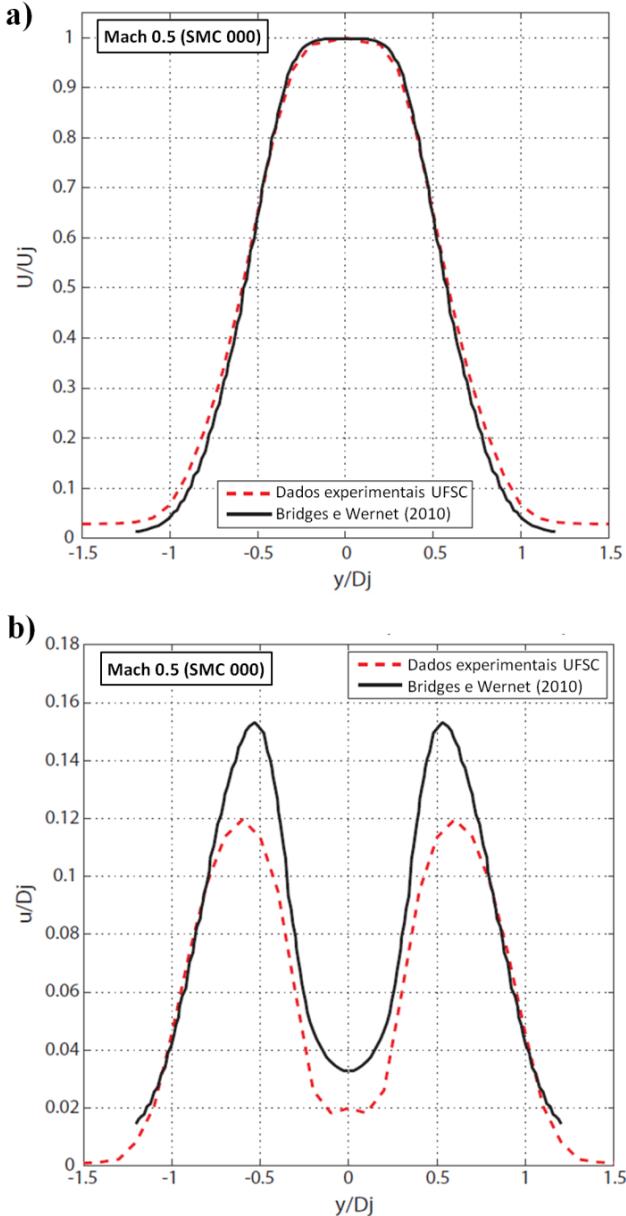


Figura 4.9 - Comparação entre os perfis de velocidade (a) e de intensidade de turbulência (b) obtidos experimentalmente e dados publicados por Bridges e Wernet (2010) em $x/Dj = 4$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.

4.4 Avaliação da qualidade dos dados acústicos

4.4.1 Curvas de NPS e OASPL

Para avaliar a qualidade dos dados acústicos, os resultados de nível de pressão sonora (NPS) e nível global de pressão sonora (*Overall Sound Pressure Level* - OASPL) obtidos para o bocal SMC 000 foram comparados com os dados de Brown e Bridges (2006) para os mesmos ângulos e condições operacionais. As medições foram realizadas a 44 Dj do centro do bocal e os dados foram corrigidos para 100 Dj. A taxa de amostragem utilizada foi de 120 kHz, utilizando-se janelas de medição de 8 s. Os dados foram levantados para a faixa entre 500 Hz e 40 kHz sem aplicar correção para atenuação atmosférica. É importante mencionar que os dados foram obtidos com os microfones sem as grades de proteção, pois para frequências acima de 20 kHz, estas interferem na resposta de direcionalidade dos microfones, gerando espectros de ruído com forma plana até 100 kHz (JANSSON, 2002; VISWANATHAN, 2003). As Figuras 4.11 e 4.12 apresentam resultados de NPS em bandas de 1/3 de oitava em função da frequência, respectivamente, para diferentes números de Mach (0,5 a 0,9) para o microfone posicionado a 90° (Figura 4.11), e para vários ângulos de observação considerando um jato com número de Mach igual a 0,9 (Figura 4.12).

Como pode ser visto nas Figuras 4.11 e 4.12, os dados obtidos neste trabalho apresentam boa concordância com os dados de Brown e Bridges (2006), apresentando diferenças dentro de 1 dB na faixa de frequência analisada para a maioria dos espectros. É importante ressaltar que espectros de ruído obtidos em diferentes bancadas dificilmente seriam iguais, devido a variabilidades inerentes a condições operacionais, ambientes de teste e instrumentação utilizada, como indicado por Bridges et al. (2014). Concordância satisfatória também é observada na Figura 4.13 entre resultados de nível global de pressão sonora (OASPL), para as mesmas condições operacionais, modelo de bocal e ângulos polares da Figura 4.12.

Portanto, as comparações entre os resultados obtidos experimentalmente e dados da literatura para situações semelhantes demonstram que a bancada desenvolvida é adequada para investigações de ruído de jatos, na faixa de frequência de análise aqui definida (400 Hz a 40 kHz).

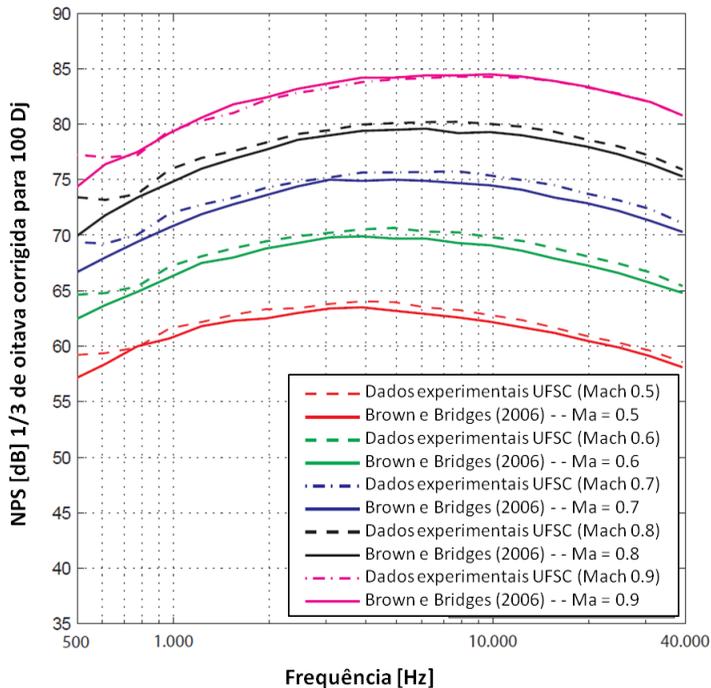


Figura 4.10 - Comparação entre os resultados de nível de pressão sonora (NPS), em bandas de terços de oitava, obtidos e dados de Brown e Bridges (2006) para números de Mach entre 0,5 e 0,9, considerando o bocal SMC000. Dados para o microfone polar de 90°.

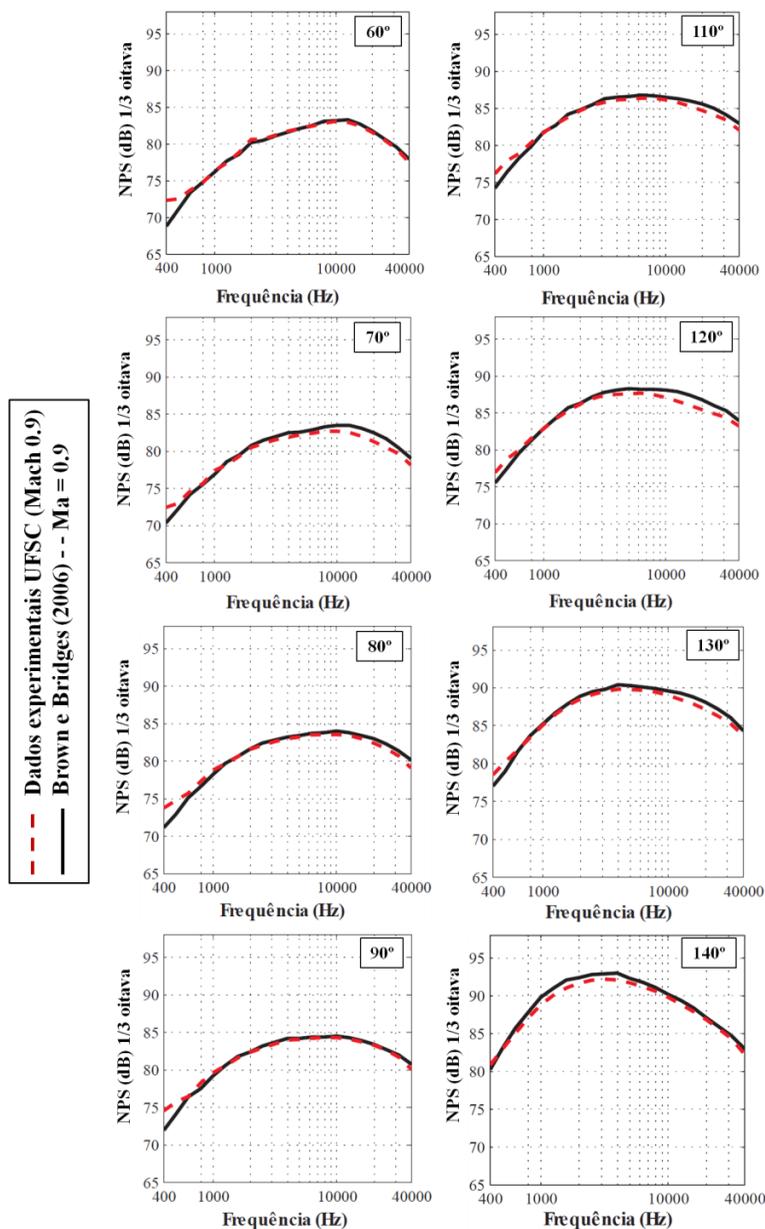


Figura 4.11 - Comparação entre dados de NPS obtidos e resultados de Brown e Bridges (2006) para o bocal SMC 000 e Mach 0,9, microfone a 90°. cont.

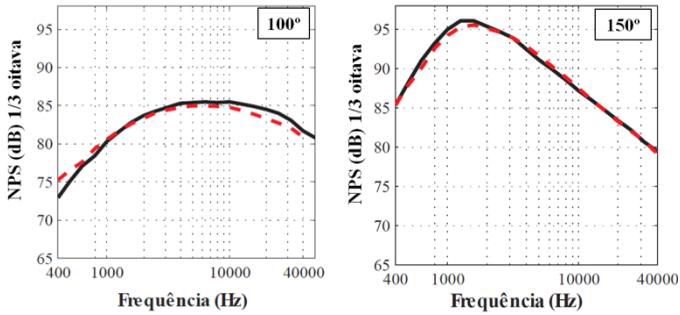


Figura 4.11 - Comparação entre dados de NPS obtidos e resultados de Brown e Bridges (2006) para o bocal SMC 000 e Mach 0,9, microfone a 90°.

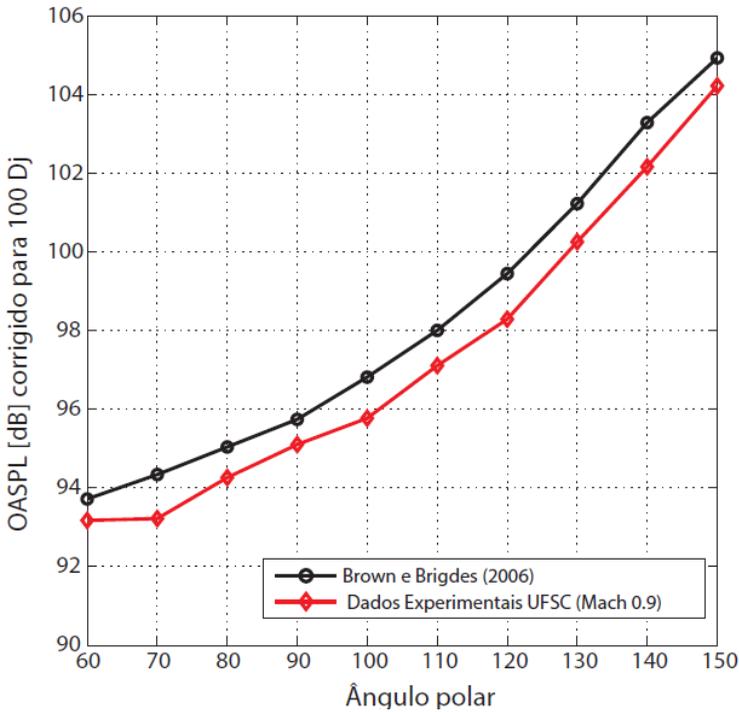


Figura 4.12 - Comparação entre os níveis globais de pressão sonora (OASPL) medidos e dados de Brown e Bridges (2006) para o bocal SMC000 e Mach 0,9 para ângulos polares de 60° a 150°.

CAPÍTULO 5

ANÁLISE DOS RESULTADOS

Este capítulo busca estabelecer comparações entre os resultados de PSD¹⁰ (*Power Spectral Density*) obtidos no presente trabalho e dados disponíveis na literatura para os bocais SMC 000 e SMC 006. As dez condições de teste (CT) investigadas abrangem ensaios de jato isolado e instalado, na faixa de velocidades correspondendo a números de Mach de 0,5 a 0,9. Cinco das condições de teste são utilizadas como casos de validação dos resultados para a condição de jato isolado, enquanto que casos da condição instalada são validados através de dados para a CT1 em um conjunto variado de configurações de superfícies representando uma asa. Na sequência, os resultados de diversas configurações testadas são discutidos, identificando-se aquelas acusticamente mais vantajosas. Finalmente, os efeitos de instalação são quantificados através de um estudo paramétrico.

5.1 Condições de Teste

Para as investigações deste trabalho, foram definidas condições de teste (CT) tendo como referência os experimentos conduzidos por Brown (2014). A Tabela 5.1 fornece informações sobre as geometrias de bocal (ver Figura 5.1) e as condições operacionais (RPB - Razão de Pressão do Bocal; RT - Razão de Temperatura; M_a - Número de Mach acústico; M_j - Número de Mach do jato) testadas para a condição isolada. Como pode ser observado, as diferentes condições de teste são identificadas com CT's de 1 a 10, sendo os cinco primeiros, referentes ao bocal SMC 000 e os demais, ao bocal SMC 006. Essa notação é também utilizada na Tabela 5.2, referente aos testes na condição instalada, para os quais variou-se a distância vertical entre a linha do

¹⁰A densidade espectral de potência fornece a distribuição de energia de um sinal no domínio da frequência.

lábio do bocal e a superfície (h/D_j), e a distância axial da saída do bocal ao bordo de fuga da superfície (avanço da superfície = X_s/D_j).

A Figura 5.2 mostra o sistema de coordenadas adotado, no qual as coordenadas x , y e z são normalizadas pelo diâmetro do jato. Este sistema de coordenadas é utilizado para ilustrar os resultados apresentados nas seções seguintes e tem a sua origem localizada no plano de saída do bocal, com a direção positiva do eixo x apontando na direção principal do jato, o eixo y paralelo à superfície da placa e o eixo z , normal à superfície da placa.

Tabela 5.1 - Condições de teste, bocais testados e condições operacionais nas investigações com jato isolado.

CT	Bocal	RPB (P_j/P_{amb})	RT (T_j/T_{amb})	M_a (U_j/c_{amb})	M_j (U_j/c_j)
1	SMC 000	1,200	0,988	0,5	0,516
2	SMC 000	1,301	0,966	0,6	0,625
3	SMC 000	1,452	0,875	0,7	0,749
4	SMC 000	1,633	0,913	0,8	0,867
5	SMC 000	1,855	0,891	0,9	0,983
6	SMC 006	1,202	0,916	0,5	0,519
7	SMC 006	1,304	0,938	0,6	0,627
8	SMC 006	1,439	0,904	0,7	0,739
9	SMC 006	1,619	0,866	0,8	0,858
10	SMC 006	1,858	0,8324	0,9	0,984



Figura 5.1 - Bocais ensaiados: SMC 000 (à esquerda) e SMC 006 (à direita).

Tabela 5.2 - Condições de testes para investigações com jato instalado.

Avanço da superfície X_s/D_j	Distância vertical da superfície à linha do lábio do bocal h/D_j	CT
0,65	2,0; 3,0; 4,0; 6,0	1 a 10
1,35	2,0; 3,0; 4,0; 6,0	1 a 10
2,0	2,0; 3,0; 4,0; 6,0	1 a 10
4,0	2,0; 3,0; 4,0; 6,0	1 a 10
6,0	2,0; 3,0; 4,0; 6,0	1 a 10
8,0	2,0; 3,0; 4,0; 6,0	1 a 10
10,0	2,0; 3,0; 4,0; 6,0	1 a 10
12,0	2,0; 3,0; 4,0; 6,0	1 a 10
14,5	0,0; 0,5; 1,0	1 a 10
21	0,0; 0,5; 1,0	1 a 10

As placas, compondo a superfície utilizada para os testes de jato instalado, são feitas de alumínio e apresentam cerca de 0,0127 m de espessura, com um chanfro de 45° em uma das extremidades do conjunto, para melhor capturar o efeito de difração promovido pelo bordo de fuga (MILLER, 2014). A superfície tem extensão total de 21,6 D_j na direção axial e 30 D_j na direção transversal. Para os ensaios acústicos, a superfície foi posicionada acima do bocal, centralizada em relação à linha de centro do jato, para investigar o campo sonoro "protegido" com medições do microfone polar a 90°, cuja referência azimutal é $\psi = 0^\circ$ (ver Figura 5.2), onde os efeitos de propagação sonora podem ser desprezados. A Figura 5.3 traz detalhes do posicionamento da superfície em relação ao bocal liso durante os testes.

A caracterização do campo sonoro protegido se justifica pelas seguintes razões:

- **Fidelidade física**, uma vez que o efeito de bordo de fuga sobre o campo sonoro protegido é preponderante (DA SILVA et al., 2015). No campo sonoro refletido, as ondas sonoras associadas à interação do jato com o bordo de fuga precisam cruzar o escoamento antes de alcançar os microfones, e informação sobre o conteúdo de frequência ou nível de ruído pode ser perdida em razão dos efeitos de bloqueio (MOORE; MEAD, 2003; MOORE, 2004; LAWRENCE, 2014);

- **Comportamentos semelhantes em baixas frequências**, dos campos sonoros refletido e protegido (LAWRENCE, 2014);
- **Avaliar efeitos de instalação de estratégias atuais** baseadas na integração entre o motor e estruturas da aeronave que propõem mudanças no projeto de aeronaves, como por exemplo, a instalação dos motores acima das asas (ELKOBY, 2005);
- **Limitações** referentes à montagem da bancada.

Os testes fluidodinâmicos ficaram restritos àquelas configurações que apresentaram as alterações mais substanciais nos espectros de ruído quando comparados com os dados de um jato isolado, de modo a buscar correlacionar as modificações no campo de escoamento com aquelas no campo acústico distante. Devido a restrições da bancada, para as medições com o sistema de anemometria de fio-quente, a placa foi posicionada verticalmente (ver Figura 5.4), mas sem alterar a posição relativa entre o bocal e placa, em função da simetria do escoamento. A placa foi alinhada perpendicularmente ao plano de vale a vale do bocal serrilhado, conforme mostrado na Figura 5.4.

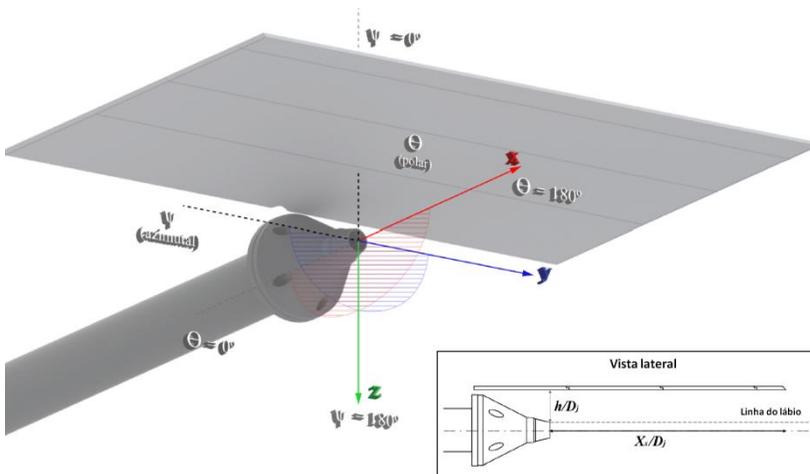


Figura 5.2 - Sistema de coordenadas e nomenclatura utilizada para os testes de jato instalado.



Figura 5.3 - Posicionamento da superfície em relação ao bocal liso (SMC000) durante os testes de caracterização do campo acústico (protegido).

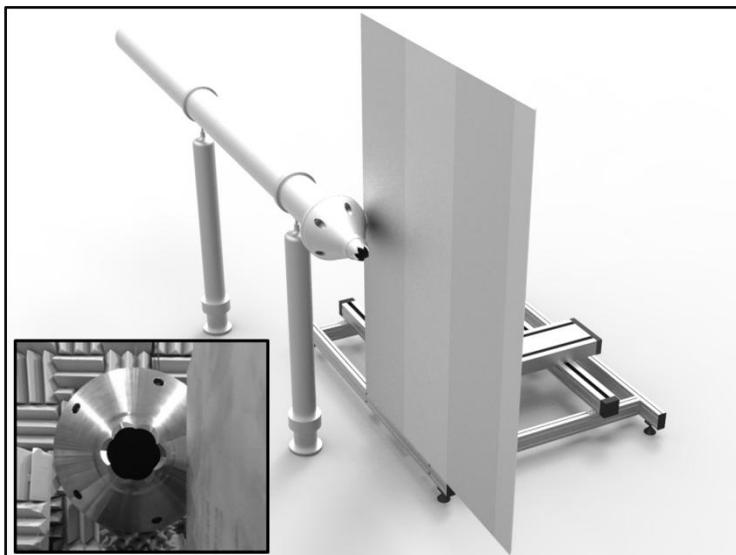


Figura 5.4 - Posicionamento da superfície durante os testes fluidodinâmicos com o bocal serrilhado (SMC006). Alinhamento da superfície com o plano que liga vale a vale do bocal serrilhado.

As CT's escolhidas para serem investigadas para a condição de jato isolado (CT's de 1 a 10) tiveram os seguintes objetivos: **(i)** avaliar o efeito dos *chevrons* sobre o ruído, em diferentes números de Mach (0,5 a 0,9); **(ii)** gerar dados adicionais para validação de resultados de simulações numéricas, dos campos acústico e de escoamento, e de métodos semi-empíricos/analíticos de predição de ruído de jato. A faixa de números de Mach se justifica porque é bem conhecido que os benefícios acústicos dos *chevrons* são mais significativos em velocidades mais elevadas (CALLENDER, 2006; NIKAM; SHARMA, 2014) e porque poucos trabalhos fornecem dados de ruído de bocais com *chevrons* em condições diferentes de Mach 0,9.

Os objetivos para os ensaios de jato instalado são: **(i)** avaliar o efeito sobre o ruído do avanço e da distância vertical da superfície em relação aos bocais e **(ii)** avaliar o efeitos dos *chevrons* sobre o ruído considerando a interação jato-superfície. Algumas investigações foram conduzidas com velocidade reduzida (Mach 0,5), de modo que fosse acentuado o efeito do ruído de bordo de fuga (proporcional a valores entre U_j^5 e U_j^6). É conhecido que em velocidades mais elevadas, o ruído devido à turbulência (proporcional a U_j^8) sobrepuja o ruído de bordo de fuga (BRIDGES, 2014). Assim, alterações no ruído de bordo de fuga, devido às variações de posição entre as superfícies e bocal, poderiam não ser observadas em velocidades elevadas.

A Figura 5.5 mostra esquematicamente as posições de superfície adotadas nos testes de jato instalado. Os dados foram obtidos para cada combinação de distância vertical e axial de superfície, permutando os bocais com e sem *chevrons*, para números de Mach de 0,5 a 0,9, em incrementos de 0,1 Mach, resultando em um total de 380 configurações. É importante mencionar que todos os testes realizados nesta tese consideraram jatos simples em condição estática, isto é, sem corrente de voo (*flight stream*). As medições foram conduzidas com a placa posicionada a pelo menos 4,5 Dj a montante da saída do bocal para evitar efeitos de bordo de ataque. Exceto para aquelas configurações em que a placa estava muito próxima do bocal ($h/D_j \leq 1$) essa distância foi de 0,6 Dj a montante, porém, não foram observados efeitos de bordo de ataque. Os resultados acústicos, obtidos ao se variar a posição da superfície representando a asa em relação aos diferentes bocais, foram comparados com aqueles de um jato isolado, com base nos valores de PSD obtidos em uma resolução espectral de 10 Hz, e então convertidos em bandas de 1/12 de oitava em função do número de *Strouhal* para fins de comparação com dados da literatura. Esses resultados foram obtidos

a 44 Dj e corrigidos para 100 Dj, sem aplicar correção para atenuação atmosférica. O objetivo em se utilizar uma discretização maior em frequência é o de rastrear o pico de ruído e compreender seu comportamento em diferentes configurações, inclusive naquelas em que o bocal serrilhado é testado. A Seção 5.3 traz os resultados acústicos e fluidodinâmicos de jatos isolados para os bocais SMC 000 e SMC 006.

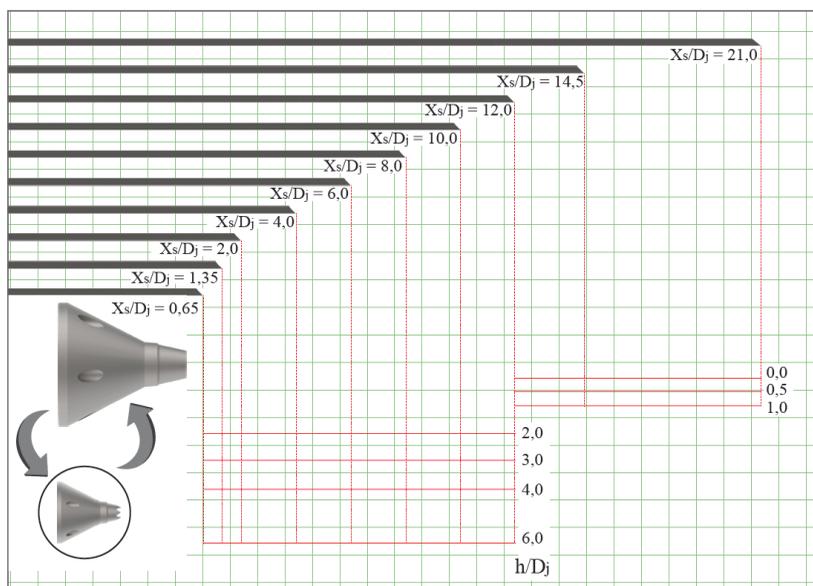


Figura 5.5 - Configurações de superfície-bocal testadas.

5.2 Jatos Isolados

5.2.1 Campo Fluidodinâmico

A fim de ilustrar e explicar as diferenças observadas no campo de escoamento em termos de níveis de intensidade de turbulência (u'/U_j) e de velocidade (U/U_j), são utilizados dados de Maia et al. (2015), obtidos com anemômetro de fio-quente em diferentes seções transversais ao longo do jato ($1 \leq x/D_j \leq 7$) com número de Mach 0,5 e os bocais SMC 000 e SMC 006. Iniciando a análise com os perfis de velocidade para o bocal SMC 000 (ver Figura 5.6a), observa-se a simetria do jato, ou seja, as camadas cisalhantes se desenvolvem de forma simétrica na direção longitudinal. Os níveis de intensidade de

turbulência (ver Figura 5.6b) crescem conforme o jato se desenvolve e alcançam valores máximos entre $4 < x/D_j < 8$, onde ocorre o encontro das camadas cisalhantes (FISHER et al., 1998).

Para o bocal SMC 006, varrendo planos de vale a vale do bocal serrilhado, observa-se a mesma simetria para os perfis de velocidade (ver Figura 5.7a), entretanto com gradientes de velocidade mais suaves, indicando abertura consideravelmente maior e camada de mistura mais espessa, devido à presença de *chevrons*.

Analisando-se agora os dados da Figura 5.7b, observa-se aumentos nos níveis dos picos de intensidade de turbulência para os primeiros dois diâmetros (cerca de 38% em $x/D_j = 1$ e 20% em $x/D_j = 2$), em relação ao bocal SMC 000, indicando também uma camada de mistura mais espessa em todas as seções analisadas.

Ainda, com base nos dados de velocidade, é possível determinar a abertura dos jatos através da evolução da espessura da camada de mistura ao longo do eixo axial, dada por

$$\delta = r_{0,9} - r_{0,1}, \quad (5.1)$$

Onde $r_{0,9}$ e $r_{0,1}$ são as posições radiais nas quais a velocidade média correspondem respectivamente a 90% e 10% da velocidade do jato na linha de centro. A abertura dos jatos são determinadas a partir do coeficiente angular das curvas de espessura da camada de mistura.

De acordo com a Figura 5.8, nota-se que o ângulo de abertura inicial para o bocal liso levemente diminui com o aumento do número de Mach enquanto que o inverso é observado para o bocal serrilhado. Este fato ajuda a explicar a maior eficiência de redução de ruído dos *chevrons* com o aumento do número de Mach, pois uma maior abertura, considerando esses dispositivos, está associada a maior mistura e gradientes de velocidade mais suaves e, então, menor ruído. Embora isto seja aplicável aos *chevrons*, maior mistura não necessariamente resulta em menor ruído quando considerando outros dispositivos de supressão de ruído (KROTHAPALLI et al., 1993).

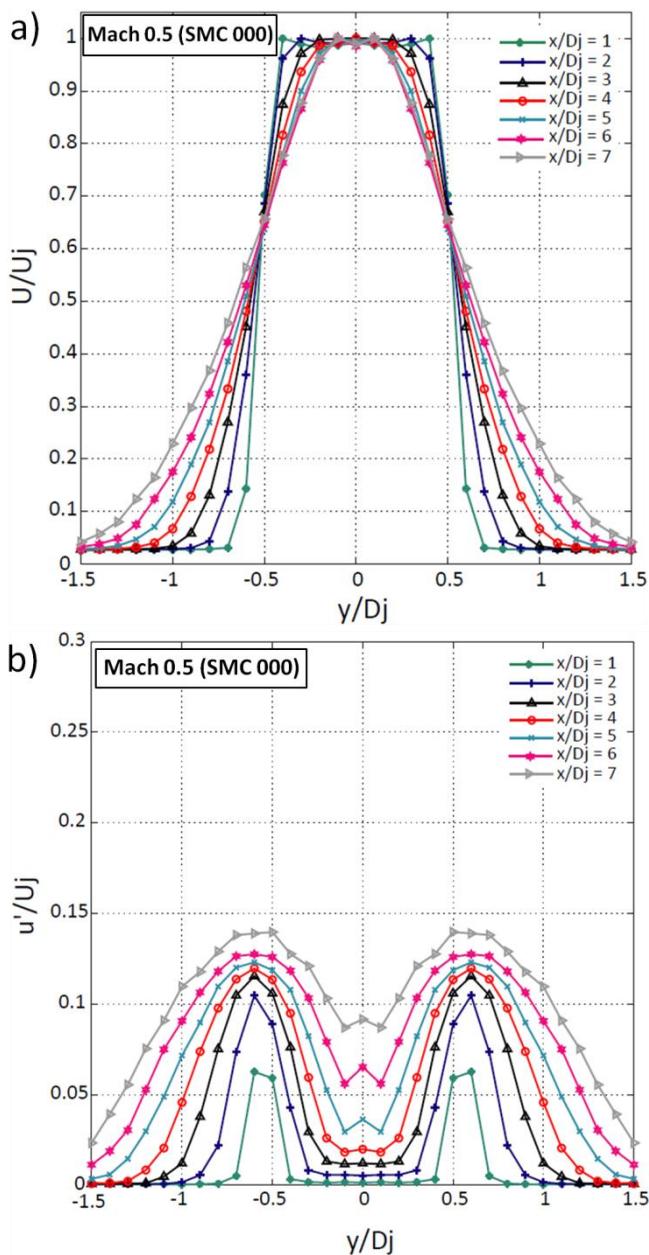


Figura 5.6 - (a) Perfis radiais de velocidade e (b) níveis de turbulência obtidos para $1 < x/D_j < 7$. Mach 0,5 e bocal SMC 000. Dados de Maia et al. (2015).

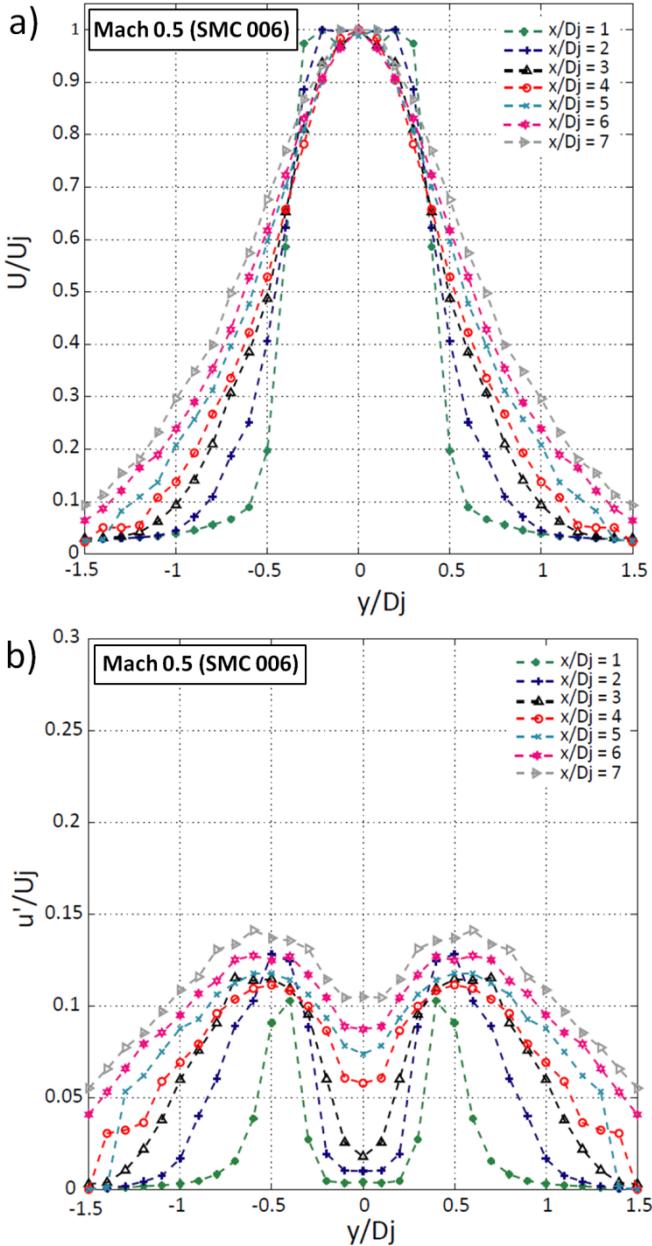


Figura 5.7 - (a) Perfis radiais de velocidade e (b) níveis de turbulência obtidos para $1 < x/D_j < 7$. Mach 0,5 e bocal SMC 006. Dados de Maia et al. (2015).

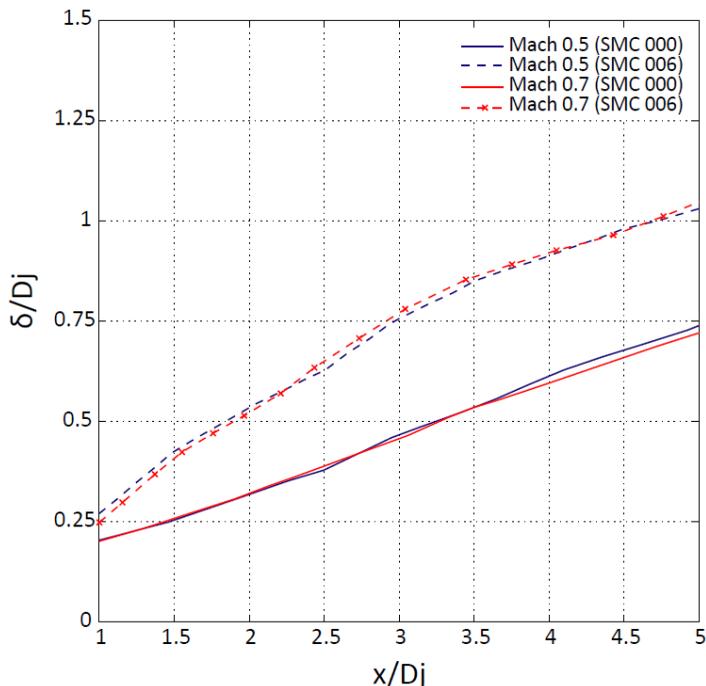


Figura 5.8 - Evolução da espessura da camada de mistura ao longo do jato para os bocais SMC 000 e SMC 006 para Mach 0,5 e 0,7.

5.2.2 Ruído no campo distante

A Figura 5.9 apresenta resultados de PSD (*Power Spectral Density*) convertidos em bandas de 1/12 de oitava em função do número de *Strouhal* corrigidos para 100 D_j , considerando jatos isolados emitidos com os bocais SMC 000 e SMC 006, dados referentes ao microfone polar de 90°. Observa-se claramente que o efeito dos *chevrons* é reduzir o ruído na região de baixas frequências ($St \leq 1$) e promover aumentos (indesejáveis) em altas frequências ($St > 1$), conforme também observado por Saiyed et al. (2000). Este efeito fica mais acentuado com o aumento do número de Mach, para a faixa de velocidades e frequências analisadas, e está diretamente relacionado com a abertura promovido pelos bocais. Dados de nível de pressão sonora (NPS) para as mesmas condições da Figura 5.10 serão utilizados como base de comparação para as configurações de jato instalado, a fim de identificar as reduções ou acréscimos no ruído, em termos de ΔNPS ,

variação do nível de pressão sonora das configurações instaladas em comparação com os respectivos casos isolados, em função do número de *Strouhal*, devido aos efeitos de barreira sonora e interação jato-superfície. Adicionalmente, as configurações mais promissoras acusticamente serão identificadas em termos de $\Delta OASPL$, variação do nível global de pressão sonora.

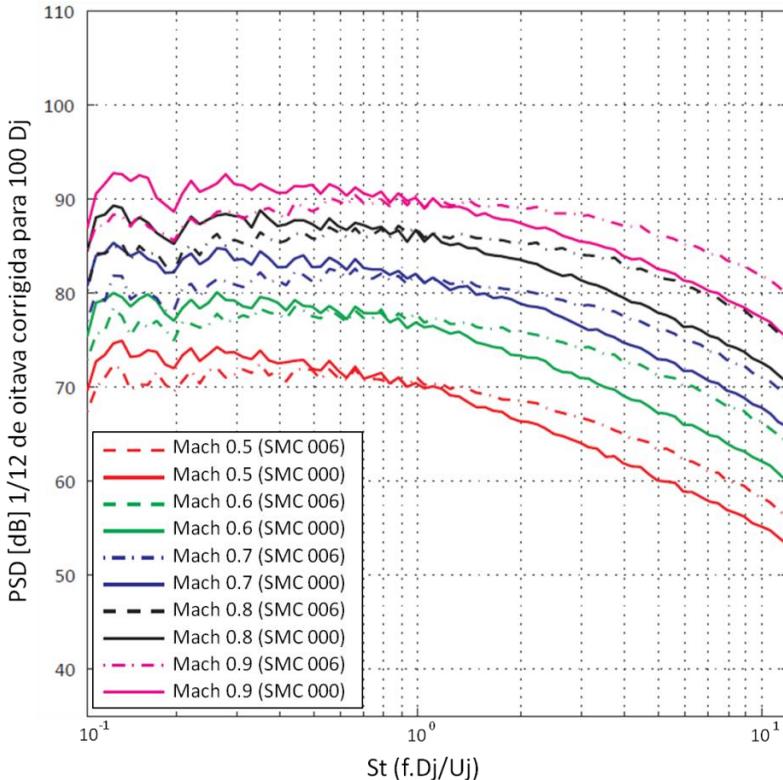


Figura 5.9 - Comparação entre resultados de PSD obtidos para os bocais SMC 000 e SMC 006 referentes ao microfone de 90°; números de Mach de 0,5 a 0,9

5.3 Jatos Instalados

Capturar o efeito de diferentes configurações de instalação sobre os campos acústico e de escoamento é essencial para a predição acurada do ruído de jato instalado (SMITH; MILLER, 2013). Por exemplo, diminuir a distância vertical entre o bocal e as superfícies nos testes com modelos em escala, significa explorar indiretamente configurações em

que ter-se-ia distâncias menores entre o jato e a asa/sistemas de *flaps*. Em termos práticos, isto significa aumentar a distância ao solo (LAWRENCE, 2014) da aeronave e reduzir o arrasto do conjunto nacela-pilone-asa (DAGGETT et al., 2003; BATTISTIN, 2013).

Em contrapartida, um maior acoplamento entre motor e as estruturas da aeronave, dependendo da configuração, pode promover aumentos locais de energia cinética turbulenta associada a grandes escalas e, conseqüentemente, maior ruído de interação jato-superfície (BROWN; WERNET, 2014). Além disso, um contato mais efetivo entre o jato de exaustão aquecido com as estruturas da aeronave pode também induzir fadiga térmica (GROVER, 1966) às estruturas atingidas pelo jato. Adicionalmente, de modo a evitar alguns efeitos de interferência aerodinâmica, a instalação da nacela em relação à asa em aplicações reais deve ser feita de forma a atender alguns objetivos: **(i)** evitar a superposição de velocidades induzidas (da fuselagem, da própria nacela, e de nacelas vizinhas) e assim, aumento de arrasto; **(ii)** prevenir a ocorrência prematura de velocidades locais supersônicas; **(iii)** minimizar danos estruturais à asa, devido a falhas ou quebras das pás da turbina; entre outros (BATTISTIN, 2013). Neste ponto, fica evidente a importância de se buscar o melhor compromisso entre os fatores supracitados na definição de configurações de instalação para o projeto e aplicações reais de aeronaves. As investigações desta tese foram conduzidas buscando identificar as compensações mais vantajosas em termos acústicos.

5.3.1 Resultados acústicos de campo distante para o bocal SMC 000: casos de validação

Resultados de PSD de banda estreita (10 Hz) em função do número de *Strouhal* obtidos para condições de jato instalado e bocal SMC 000 foram convertidos para bandas de 1/12 de oitava e comparados com dados fornecidos por Brown (2014) (ver Figura 5.10) para testes semelhantes, referentes ao microfone polar de 90°. Os resultados comparados foram obtidos para Mach 0,5 e avanço de superfície tal que $X_s/D_j = 6$. Entretanto, devido a restrições da bancada, os dados de validação deste trabalho foram obtidos para distância vertical $h/D_j = 2$. Os resultados de Brown (2014) não foram obtidos para a posição $h/D_j = 2$ e, por este motivo, duas posições em torno dessa foram empregadas para efeito de comparação: $h/D_j = 1,6$ e $2,5$.

Apesar dessa dificuldade na comparação direta entre as medições, percebe-se boa concordância entre os resultados de PSD.

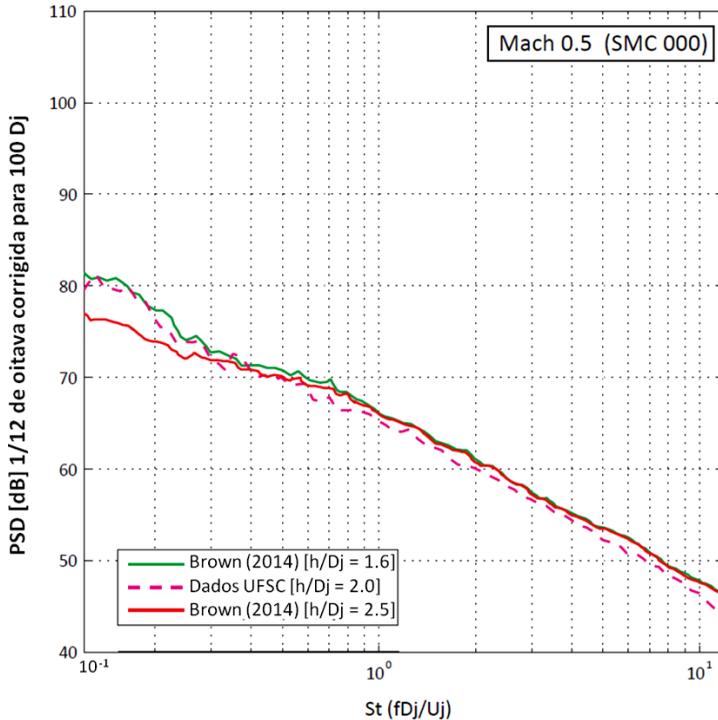


Figura 5.10 - Comparação entre resultados de PSD obtidos para Mach 0,5 e avanço de superfície $X_s/D_j = 6$; dados obtidos neste trabalho para $h/D_j = 2$ e dados publicados por Brown (2014) para $h/D_j = [1,6; 2,5]$.

Os resultados discutidos a seguir, no geral, correspondem às condições de Mach 0,5 e Mach 0,9, uma vez que para as demais velocidades investigadas (Mach 0,6, 0,7 e 0,8), foram observados comportamentos intermediários, isto é, os valores de PSD variaram proporcionalmente dentro da faixa de velocidades mencionada. Os testes foram divididos em duas etapas. A primeira delas considerando configurações de instalação fracamente integradas, onde a distância vertical entre a linha do lábio do bocal e a superfície era tal que $h/D_j \geq 2$ e o avanço de superfície era tal que $0,65 \leq X_s/D_j \leq 12$. A segunda etapa então considerou configurações de instalação fortemente integradas, onde $h/D_j \leq 1$ e avanços de superfície $14,5 \leq X_s/D_j \leq 21$.

5.4 Configurações de jato instalado fracamente integradas

5.4.1 Efeitos do número de Mach e posição da superfície para o bocal SMC 000

Para o bocal SMC 000 foi observada a mesma tendência para as configurações testadas nesta etapa ($0,65 \leq X_s/D_j \leq 12$ e $2 \leq h/D_j \leq 6$) em relação à condição isolada: aumento de ruído em baixas frequências e redução em altas frequências, seja pelo aumento do avanço da superfície e mantida fixa a distância vertical, ou com a redução da distância vertical mantendo fixo o avanço da superfície. Por questões de praticidade, somente os resultados mais relevantes serão aqui discutidos. Resultados adicionais referentes aos testes com configurações de fraca integração podem ser vistos no Apêndice C deste trabalho. A Figura 5.11 compara os resultados de uma determinada condição instalada ($X_s/D_j = 8$ e $h/D_j = 2$) com os dados de casos isolados para diferentes velocidades (números de Mach 0,5, 0,7 e 0,9), considerando o bocal SMC 000. Todos os resultados aqui mostrados correspondem ao microfone polar de 90°. Observa-se para a menor velocidade analisada (Mach 0,5), que os aumentos na região de baixa frequência (associados à interação jato-superfície) são mais acentuados em magnitude, porém em uma faixa mais estreita de frequências em comparação com a respectiva condição isolada. Por outro lado, para a velocidade mais elevada (Mach 0,9) os acréscimos em baixas frequências ocorrem em uma faixa mais ampla de frequências, porém, em menor magnitude.

A explicação do observado na Figura 5.11 está relacionada à dependência das fontes sonoras dominantes com a velocidade do jato, em cada situação. Na condição isolada, os níveis sonoros estão associados à mistura turbulenta, caracterizada por fontes do tipo quadrupolo. A intensidade sonora destas fontes é proporcional à oitava potência do jato (LIGHTHILL, 1952). Já na condição instalada, quando uma superfície está próxima ao jato, fontes sonoras do tipo dipolo passam a ser dominantes e sua intensidade sonora pode variar com valores entre a quinta e a sexta potência da velocidade do jato, dependendo da geometria do bordo de fuga (CRIGHTON et al., 1992). Isto é, quanto mais agudo for o ângulo do bordo de fuga, maior será a intensidade sonora das fontes a ele associadas. Estes aumentos de ruído, em relação às respectivas condições isoladas, ficam mais evidentes em número de Mach reduzido, pois na condição instalada a intensidade sonora das fontes (dipolares) dominantes varia por um fator menor com a velocidade do jato. À medida que a velocidade é aumentada, a

intensidade sonora das fontes quadrupolares aumenta em uma proporção maior do que aquela das fontes dipolares, devido sua forte dependência da velocidade do jato. Nesta condição operacional, as fontes dipolares e quadrupolares apresentam intensidades sonoras comparáveis.

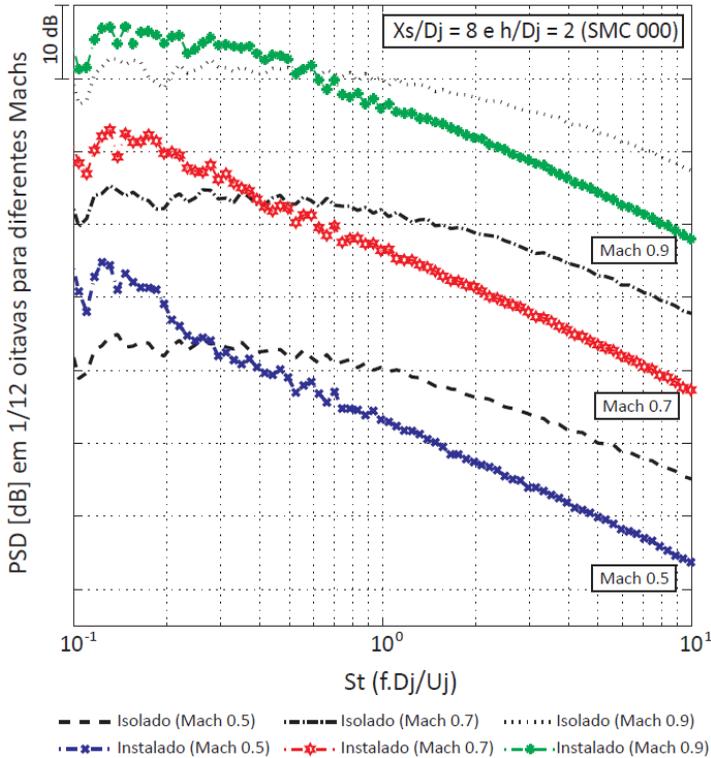


Figura 5.11 - Comparação entre resultados de PSD obtidos para diferentes números de Mach na condição instalada $X_s/D_j = 8$ e $h/D_j = 2$ e os respectivos casos isolados para o bocal SMC 000. Dados ajustados para um único gráfico.

São apresentados a seguir resultados de PSD em função do número de Strouhal obtidos para configurações de instalação em que se manteve a distância vertical (h/D_j) fixa enquanto variou-se o avanço de superfície. Os dados correspondem aos valores registrados pelo microfone de 90° . Os resultados são apresentados inicialmente para Mach 0,5 e bocal SMC 000 na configuração de instalação com distância vertical $h/D_j = 2$ e os avanços de superfície $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$ (ver Figura 5.12).

De acordo com a Figura 5.12a, para o avanço de superfície de $X_s/D_j = 4$, são observados aumentos dos níveis de ruído em baixas frequências, em relação à condição isolada, que se devem em partes ao espalhamento sonoro promovido pela superfície (FFOWCS WILLIAMS; HALL, 1970) e à difração sonora das flutuações de pressão na vizinhança do bordo de fuga da superfície (HEAD; FISHER, 1976; ELKOBY, 2005). Enquanto que as reduções de ruído em altas frequências, se devem ao efeito de barreira sonora (ou sombra acústica) promovido pela superfície (BERTON, 2000). A Figura 5.12b mostra dados de ruído, para as mesmas configurações da Figura 5.12a, porém, em termos de variação do nível de pressão sonora, ΔNPS , em bandas de 1/3 de oitava em função do número de *Strouhal*. Com base nos resultados de ΔNPS é possível determinar reduções ou acréscimos de ruído das configurações testadas, em relação às respectivas condições isoladas, bem como a faixa de *Strouhal* em que ocorrem. Valores negativos de ΔNPS indicam reduções de ruído em comparação à condição isolada e valores positivos indicam acréscimos de ruído.

De acordo com a Figura 5.12b, observam-se acréscimos de ruído (de cerca de 10 dB) em Mach 0,5 (para $X_s/D_j = 8$) em relação à condição isolada, na banda de menor frequência dos espectros de ruído. No extremo oposto, são obtidos cerca de 18 dB de redução de ruído (com $X_s/D_j = 12$) na banda de maior frequência, devido ao efeito de barreira sonora. Comportamento semelhante é observado para as mesmas configurações de instalação operadas a Mach 0,9 (ver Figura 5.13a), no que são observadas reduções de ruído nas frequências mais elevadas do espectro (de até cerca de 15 dB para o avanço de $X_s/D_j = 12$) e aumentos de ruído em baixas frequências de cerca de 5 dB em relação ao respectivo caso isolado, no limite inferior dos espectros (ver Figura 5.13b).

Ainda, os aumentos de ruído em baixas frequências, considerando as configurações testadas nesta etapa, ocorreram somente na distância vertical de $h/D_j = 2$. Para as maiores distâncias verticais testadas ($3 \leq h/D_j \leq 6$), não foram observados aumentos de ruído ao longo de toda a faixa de *Strouhal* analisada ($0,1 \leq St \leq 11$). Deve ser observado que a pluma do jato não interage com a placa mesmo na condição $h/D_j = 2$. Isto significa que a superfície promove alterações no campo sonoro sem interagir diretamente com o campo hidrodinâmico próximo do jato, conforme indicado por Curle (1955). Estas observações são consistentes com os resultados de Cavalieri et al. (2012) e Brown e

Wernet (2014). Observa-se ainda que os aumentos de ruído em relação à condição isolada ocorrem a partir de $St \leq 0,3$ para Mach 0,5 (cerca de 11 dB no limite inferior do espectro, ver Figura 5.12b) e a partir de $St \leq 0,5$ para Mach 0,9 (cerca de 5 dB no limite inferior do espectro, ver Figura 5.13b). Nestes valores de Strouhal, os comprimentos de onda das fontes sonoras, apresentam elevada eficiência de difração e contribuem para aumentar os níveis de ruído. Para valores maiores de Strouhal, e então menores comprimentos de onda, a superfície apresenta maior eficiência enquanto barreira sonora e são observadas reduções de ruído, em relação aos respectivos casos isolados, de até 18 dB no limite superior do espectro para Mach 0,5 (ver Figura 5.12b) e de cerca de 15 dB para Mach 0,9 (ver Figura 5.13b). Quando esta análise é feita para um avanço de superfície maior ($X_s/D_j = 12$) e mesma distância vertical ($h/D_j = 2$), verificam-se aumentos de ruído mais significativos que aqueles para o avanço de $X_s/D_j = 4$, em relação ao caso isolado, para ambas as velocidades, Mach 0,5 e 0,9. O espalhamento acústico pela superfície é intensificado em razão da interação da pluma do jato com o bordo de fuga, promovendo efeitos de redirecionamento do jato e curvatura de linhas de corrente (SMITH; CARPENTER, 1995) que elevam os níveis de intensidade de turbulência e então os níveis de ruído no campo distante (LUBERT, 2015).

A Figura 5.14 ilustra os efeitos ocorrendo entre a superfície e o jato gerado com o bocal SMC 000 em diferentes configurações e condições operacionais. Em resumo, para avanços de superfície intermediários (tais como $X_s/D_j = 4$), a presença da superfície altera a radiação sonora sem modificar o campo de escoamento do jato, considerando velocidades entre Mach 0,5 a 0,9 (ver Figuras 5.18a e 5.18b). Essa alteração se reflete em aumentos de ruído em baixas frequências, principalmente devido ao espalhamento e difração sonora promovidos pela superfície, e tornam-se mais evidentes com a redução do número de Mach, como já explicado anteriormente, devido à dependência das fontes sonoras dominantes com a velocidade do jato em cada caso. Para maiores avanços de superfície (tais como $X_s/D_j = 12$) e mesma distância vertical ($h/D_j = 2$) (ver Figuras 5.18c e 5.18d) a superfície interage com a pluma do jato, criando efeitos de redirecionamento do jato que, além do espalhamento e difração sonora, também contribuem para elevar os níveis de ruído no campo distante.

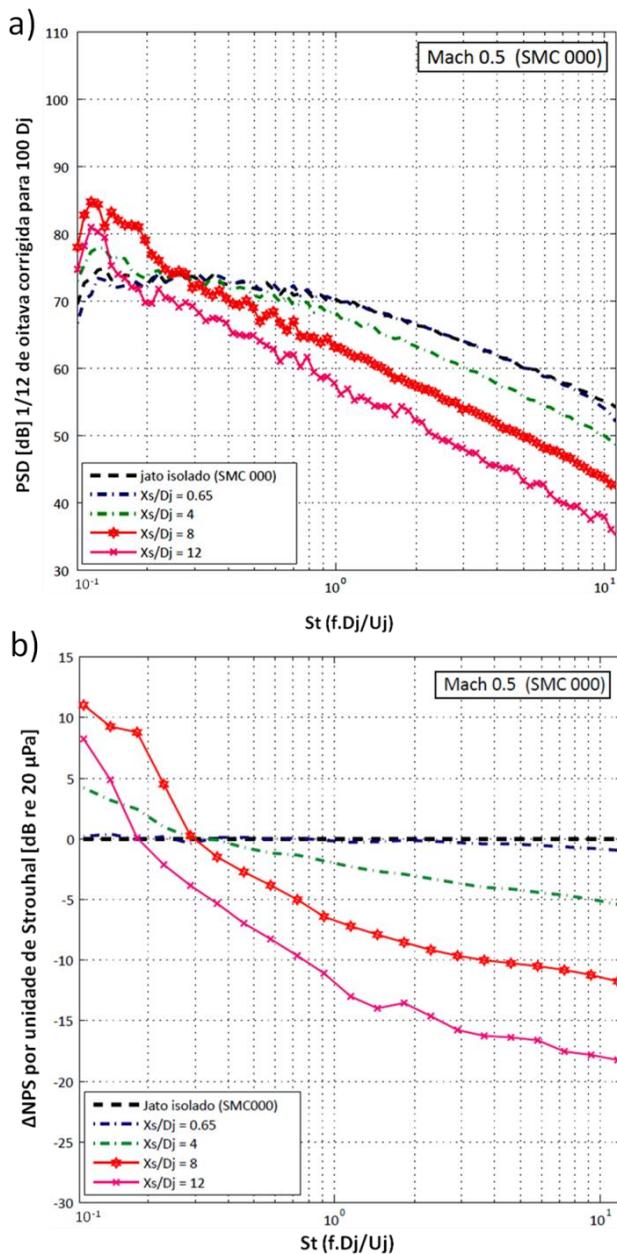


Figura 5.12 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 2$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.

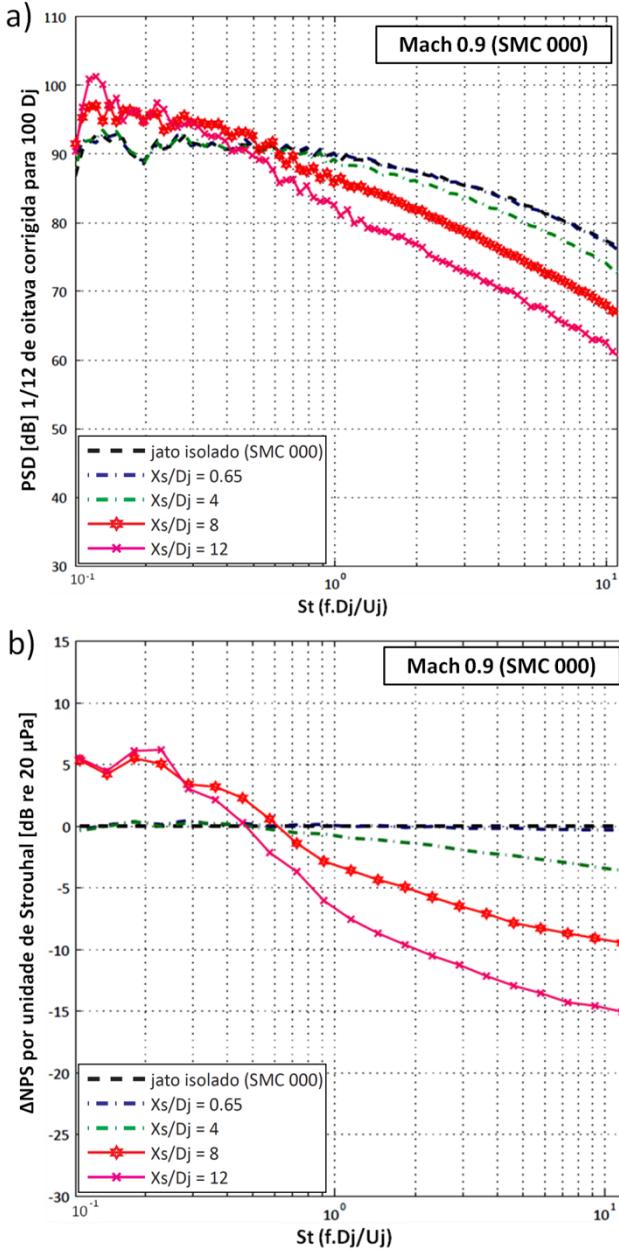


Figura 5.13 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 2$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000.

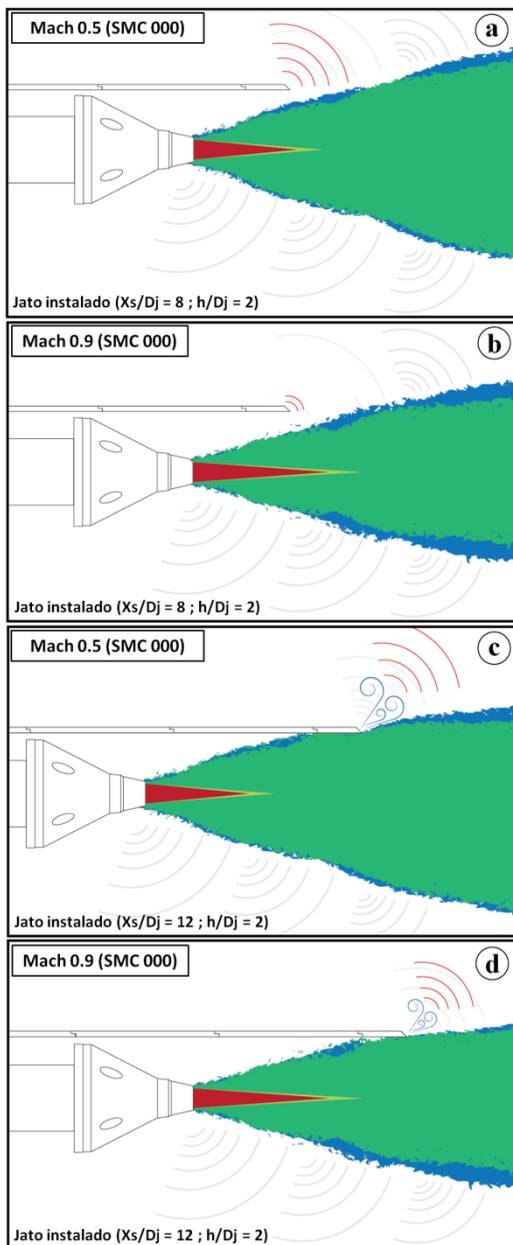


Figura 5.14 - Ilustração da influência da superfície sobre os campos sonoro e de escoamento do jato.

5.4.2 Efeitos do número de Mach e posição da superfície para o bocal SMC 006

Os resultados apresentados a seguir são referentes ao bocal SMC 006 para as mesmas condições operacionais e configurações anteriormente testadas para o bocal SMC 000 ($0,65 \leq X_s/D_j \leq 12$ e $2 \leq h/D_j \leq 6$), novamente dados para o microfone polar de 90° . As Figuras 5.15a e 5.16a apresentam resultados de PSD obtidos com $h/D_j = 2$, e avanços de superfície $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$ para Mach 0,5 e Mach 0,9, respectivamente. Enquanto que as Figuras 5.15b e 5.16b trazem os dados de ruído em termos de ΔNPS para as mesmas configurações das Figuras 5.15a e 5.16a, respectivamente. Observa-se, tanto na Figura 5.15a quanto na Figura 5.16a, tendências semelhantes àquelas observadas para o bocal liso: aumentos de ruído em baixas frequências e redução em altas frequências. A diferença é que os aumentos de ruído em baixas frequências são menores e ocorrem em uma faixa de Strouhal mais estreita para o bocal serrilhado. Isto se explica porque os *chevrons* atuam reduzindo a energia acústica em frequências com elevada eficiência de difração, reduzindo os aumentos de ruído, devidos ao espalhamento e difração sonora promovidos pela placa.

No extremo oposto da faixa de Strouhal, as reduções de ruído, em razão do efeito de barreira sonora, em relação aos respectivos casos isolados, são maiores para o bocal serrilhado do que para o bocal liso, 22 dB (ver Figura 5.15b) contra 18 dB (ver Figura 5.12a) para Mach 0,5 e $X_s/D_j = 12$. Para Mach 0,9 e $X_s/D_j = 12$, as reduções são de 22 dB para o bocal serrilhado (ver Figura 5.16b) contra 15 dB para o bocal liso (Figura 5.13b). Como explicado anteriormente no capítulo 2, o bocal SMC 006 aumenta a energia cinética rotacional das pequenas escalas de turbulência (ruído de alta frequência) e reduz a energia das grandes escalas (ruído de baixa frequência), promovendo também um deslocamento das fontes de ruído dominantes para regiões mais próximas à saída do bocal (NIKAM; SHARMA, 2014). Desta forma, a superfície torna-se uma barreira sonora de maior eficiência para as fontes sonoras do escoamento gerado pelo bocal serrilhado do que para aquelas fontes do escoamento gerado pelo bocal liso. Isto significa dizer que é possível obter maior redução de ruído em altas frequências para o bocal serrilhado em comparação com o bocal liso, utilizando-se o mesmo avanço de superfície ou, ainda, obter o a mesma redução de ruído com um avanço de superfície menor.

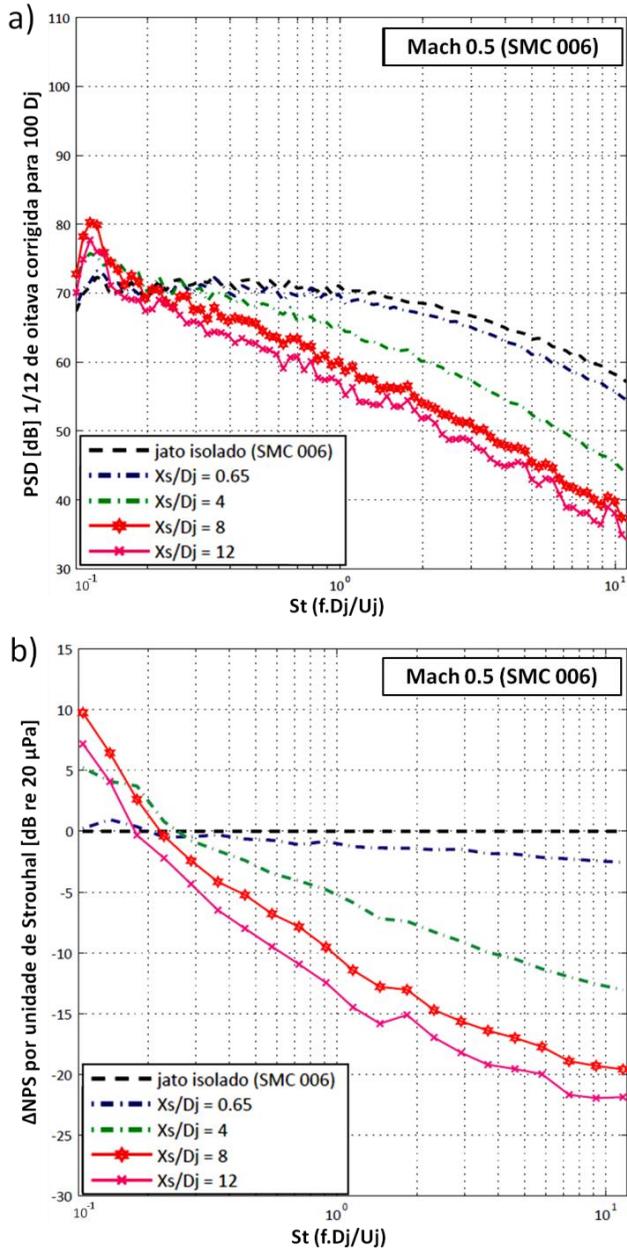


Figura 5.15 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 2$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006.

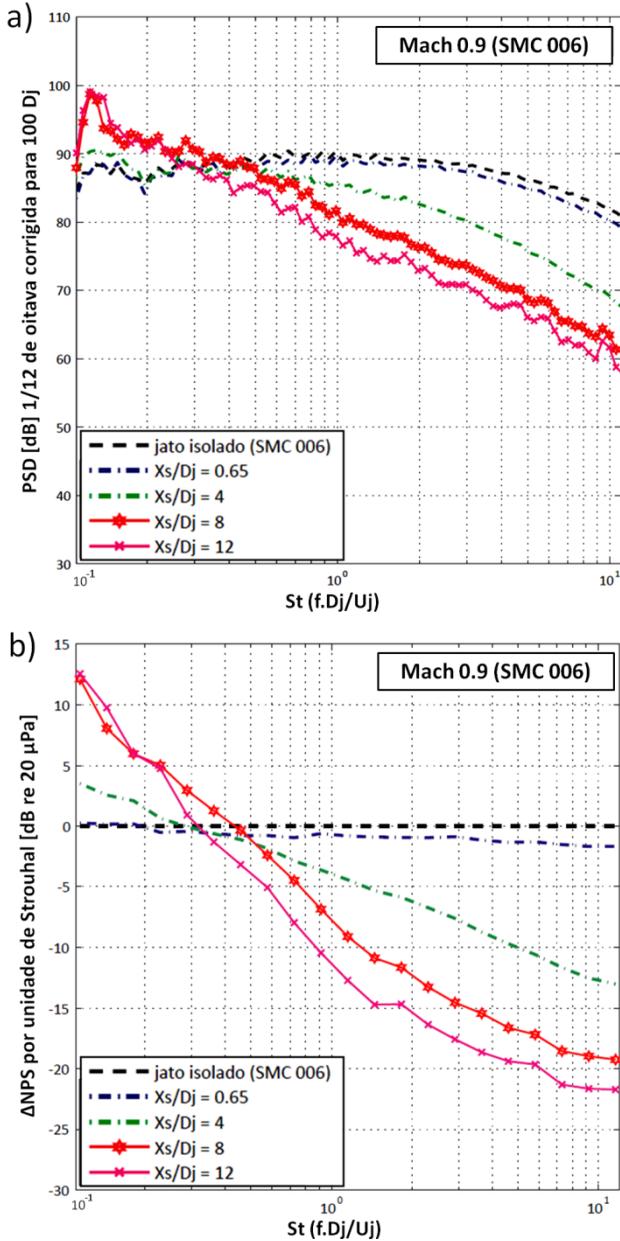


Figura 5.16 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 2$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006.

5.4.3 Comparações entre configurações de jato instalado para os bocais SMC 000 e SMC 006

Comparando-se os resultados obtidos para os bocais liso (SMC 000) e serrilhado (SMC 006) observa-se uma diferença bem definida para todas as configurações com $X_s/D_j \geq 2$. Como explicado na seção anterior, em comparação com o bocal SMC 000, o bocal SMC 006 não somente reduz o nível do pico como também estreita o ruído em faixa de Strouhal, com pouca dependência do número de Mach. Além disso, ocorre uma redução do ruído com o bocal SMC 006 ao longo de toda a faixa de *Strouhal* em comparação com o bocal liso.

A Figura 5.17a compara os níveis de ruído obtidos para os bocais SMC 000 e SMC 006 na configuração em que $X_s/D_j = 8$ e $h/D_j = 2$ e diferentes números de Mach. As maiores reduções de ruído promovidas pelo bocal SMC 006 frente ao bocal SMC 000, nessas configurações instaladas, ocorrem em baixas frequências e diminuem com o aumento do número de Mach. Em altas frequências, as reduções de ruído apresentam tendência inversa, ou seja, são maiores com o aumento do número de Mach. Quando comparando os valores de PSD para os dois bocais testados, as reduções de ruído para o bocal serrilhado frente ao bocal liso são de aproximadamente 10 dB na faixa de $St \leq 0,2$ para Mach 0,5, 7,5 dB para Mach 0,7 e 3 dB para Mach 0,9 (Figura 5.17a). A Figura 5.17b mostra que para um avanço maior ($X_s/D_j = 12$) e mesma distância vertical, $h/D_j = 2$, as reduções de ruído são menores na faixa de $St \leq 0,2$ e mostram uma dependência inversa em relação ao número de Mach, ou seja, diminuem conforme se diminui o número de Mach. Ainda, os resultados das Figuras 5.17a e 5.17b mostram que a redução de ruído em altas frequências promovida pelo bocal serrilhado frente ao bocal liso aumenta com número de Mach para ambas as configurações. Os dados das Figuras 5.17a e 5.17b foram ajustados para apresentação em um único gráfico.

O observado nas Figuras 5.17a e 5.17b é explicado da seguinte maneira. Para o avanço de $X_s/D_j = 8$ e $h/D_j = 2$ (Figura 5.17a), onde não há interação da superfície com a pluma dos jatos de ambos os bocais testados, os aumentos nos níveis de ruído em baixas frequências se devem à difração sonora em torno do bordo de fuga e ao espalhamento promovido pela superfície. O bocal serrilhado, conforme explicado anteriormente, interfere nestes efeitos, reduzindo a energia acústica em frequências com elevada eficiência de difração e contendo os aumentos de ruído, em comparação com o bocal liso. Ainda, o bocal com *chevrons*

desloca o pico de ruído para frequências mais elevadas e este efeito é mais evidente conforme se aumenta o número de Mach. Dessa forma, a superfície torna-se uma barreira sonora mais eficiente para as fontes de altas frequências do escoamento conforme se aumenta a velocidade do jato. Isto explica as maiores diferenças entre os níveis de ruído nesta faixa de número de Strouhal para os diferentes bocais, em elevados números de Mach. Já para avanços maiores, tais como $X_s/D_j = 12$ (Figura 5.17b) e mesma distância vertical, o bordo de fuga agora interage com a pluma do jato para ambos os bocais testados. Nesta condição, o efeito de difração sonora é reduzido em razão do maior avanço de superfície. Entretanto, a interação da superfície com a pluma intensifica o mecanismo de espalhamento sonoro e promove efeitos de redirecionamento do jato, reduzindo a eficiência do bocal serrilhado, porém, ainda conservando algum benefício acústico no que se observa níveis de ruído menores quando comparado com o bocal liso.

Para ilustrar o explicado anteriormente, as Figuras 5.18 e 5.19 mostram um esquema das modificações ocorrendo no campo sonoro para diferentes configurações de avanço de superfície e condições operacionais, considerando os diferentes bocais testados.

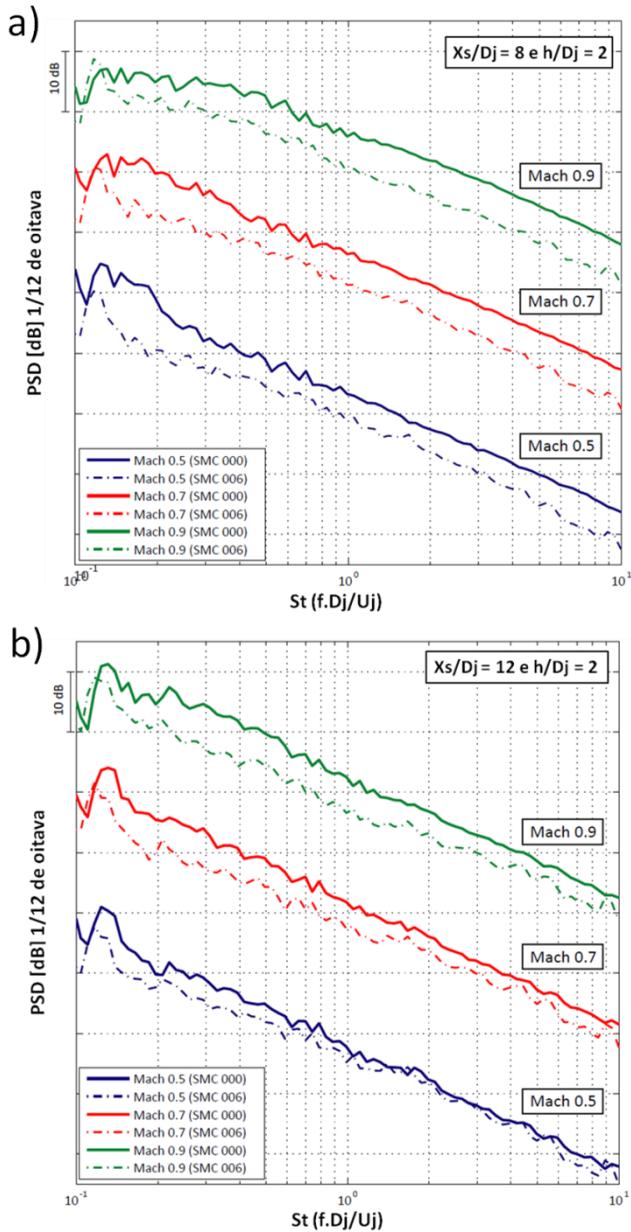


Figura 5.17 - Resultados de PSD para os bocais SMC 000 e SMC 006 em diferentes números de Mach com $h/D_j = 2$; (a) $X_s/D_j = 8$ e (b) $X_s/D_j = 12$.

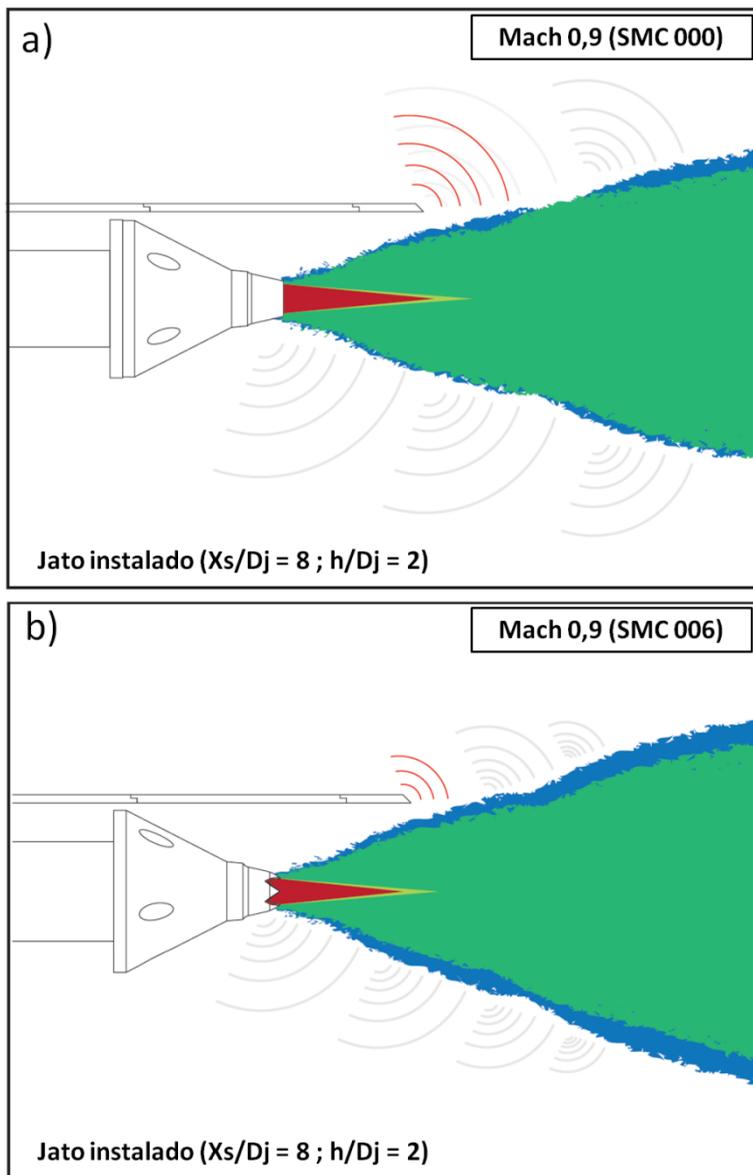


Figura 5.18 - Ilustração das plumas dos jatos e suas modificações no campo sonoro para as configurações de instalação $X_s/D_j = 8$ e $h/D_j = 2$ com Mach 0,9; (a) bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006.

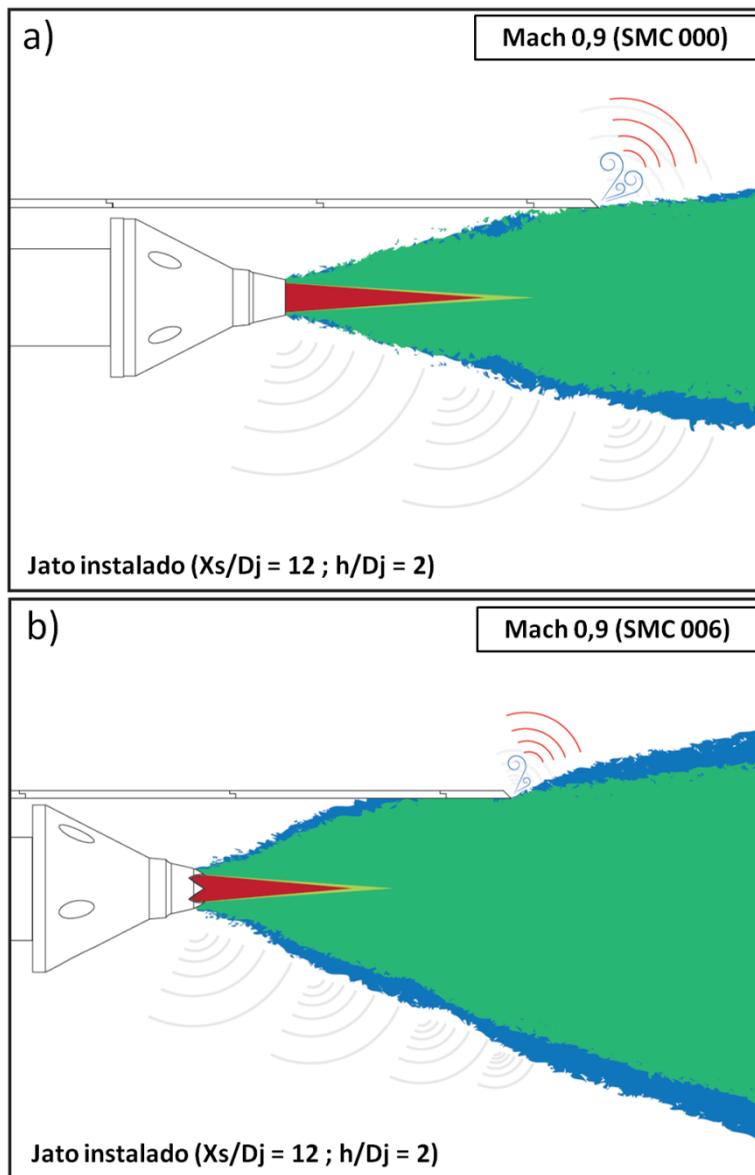


Figura 5.19 - Ilustração das plumas dos jatos e suas modificações no campo sonoro para as configurações de instalação $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = 2$ com Mach 0,9; (a) bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006.

Uma vez observadas as tendências dos primeiros testes, uma nova etapa da análise foi realizada a partir de testes com configurações de forte integração entre a superfície e o bocal, onde a distância vertical era tal que $0 \leq h/D_j \leq 1$ e grandes avanços de superfície ($X_s/D_j = [14,5; 21]$) para números de Mach 0,5 a 0,9. De acordo com Brown e Wernet (2014), somente configurações muito próximas da linha do lábio do bocal ($h/D_j < 1$) são capazes de promover efeitos significativos no escoamento que permanecem por vários diâmetros a jusante. O objetivo agora é intensificar os comportamentos observados na etapa anterior e capturar novos efeitos.

5.5 Configurações de jato instalado fortemente integradas

Nesta segunda etapa do estudo, observaram-se comportamentos semelhantes para os dois bocais em todas as configurações testadas ($h/D_j = [0; 0,5; 1]$ e $X_s/D_j = [14,5; 21]$), especialmente em baixas frequências. Isto indica que o efeito da posição relativa da superfície é substancialmente maior do que a influência exercida pela geometria do bocal, para a faixa de número de Mach testada, sobre os níveis ruído. A distância vertical do bocal à superfície se revelou o parâmetro mais influente pois para pequenas variações promoveu grandes diferenças nos níveis de ruído em termos de ΔNPS . Adicionalmente, no Apêndice D deste trabalho, são apresentados dados de PSD em banda estreita de 10 Hz para algumas configurações testadas para mostrar as características do ruído antes das etapas de processamento dos sinais. Nestes dados não foram observadas características tonais, embora seja conhecido que um flap defletido próximo a um jato possa gerar espectros com tais características, como observado por Lawrence (2014).

5.5.1 Configurações fortemente integradas com o bocal SMC 000

Os resultados desta segunda etapa de testes são apresentados inicialmente para o avanço de $X_s/D_j = 14,5$ e distâncias verticais $h/D_j = [0; 0,5; 1]$, e o bocal SMC 000 operado a Mach 0,5, dados correspondentes ao microfone polar de 90° . A Figura 5.20a mostra que para pequenos afastamentos ($h/D_j \leq 0,5$), o bocal SMC 000 gera espectros de ruído com padrões irregulares em altas frequências. Acredita-se que este comportamento está associado a algum fenômeno viscoso, ou ainda, ao deslocamento do jato em direção à superfície, formando uma camada limite na parede, conforme documentado por

Brown e Wernet (2014) em testes similares. Dessa forma, qualquer imperfeição geométrica como, por exemplo, um pequeno desalinhamento entre as superfícies, ou mesmo o atrito viscoso inerente à fita utilizada para cobrir as uniões da superfície, pode gerar perturbações no escoamento e conseqüentemente padrões irregulares nos espectros de ruído. Para a maior distância vertical ($h/D_j = 1$), este padrão nos espectros não é observado.

De acordo com a Figura 5.50b, o ruído em baixas frequências aumenta em nível e em faixa de frequência ($St \lesssim 0,3$ para $h/D_j = 1$ e $St \lesssim 0,7$ para $h/D_j = 0$) conforme a superfície se aproxima do bocal. No limite inferior do espectro ($St = 0,1$), verificam-se aumentos de cerca de 12 dB e 15 dB para $h/D_j = 1$ e $h/D_j = 0$, respectivamente. Adicionalmente, observa-se que as reduções em altas frequências devido ao efeito de barreira sonora, que praticamente não apresentava alterações com a distância vertical para as configurações da etapa anterior, agora diminuem à medida que a superfície se aproxima da linha do lábio do bocal. Os resultados sugerem que para os casos de forte integração aqui analisados ($h/D_j < 1$), o limite benéfico de proximidade entre o bocal liso e a superfície foi cruzado. Ou seja, devido aos efeitos de interferência aerodinâmica e de redirecionamento do escoamento, com curvatura mais intensa das linhas de corrente (SMITH; CARPENTER, 1995; LUBERT, 2012; LUBERT, 2015), parece que os níveis de ruído a partir desta distância ($h/D_j < 1$) só tendem a aumentar. Conforme será explicado na Seção 5.6, isto está relacionado com as alterações que a superfície promove no desenvolvimento do jato quando imersa no campo de velocidade. A Figura 5.21 apresenta resultados de ruído para as mesmas configurações da Figura 5.48, mas para Mach 0,9. Inicialmente, percebe-se também os padrões irregulares em altas frequências observados anteriormente para Mach 0,5, embora com menor magnitude (ver Figura 5.21a). É provável que a maior turbulência em velocidades mais elevadas torne o escoamento menos sensível a imperfeições geométricas. De acordo com as curvas de ΔNPS na Figura 5.21b, observam-se tendências semelhantes àquelas para Mach 0,5, porém com menor variação em amplitude e faixa de frequência. Assim, o ruído aumenta na faixa de *Strouhal* até 0,5 para $h/D_j = 1$ e até 0,6 para $h/D_j = 0$. O aumento do ruído para $St = 0,1$ alcança cerca de 10 dB e 12 dB para $h/D_j = 1$ e $h/D_j = 0$, respectivamente.

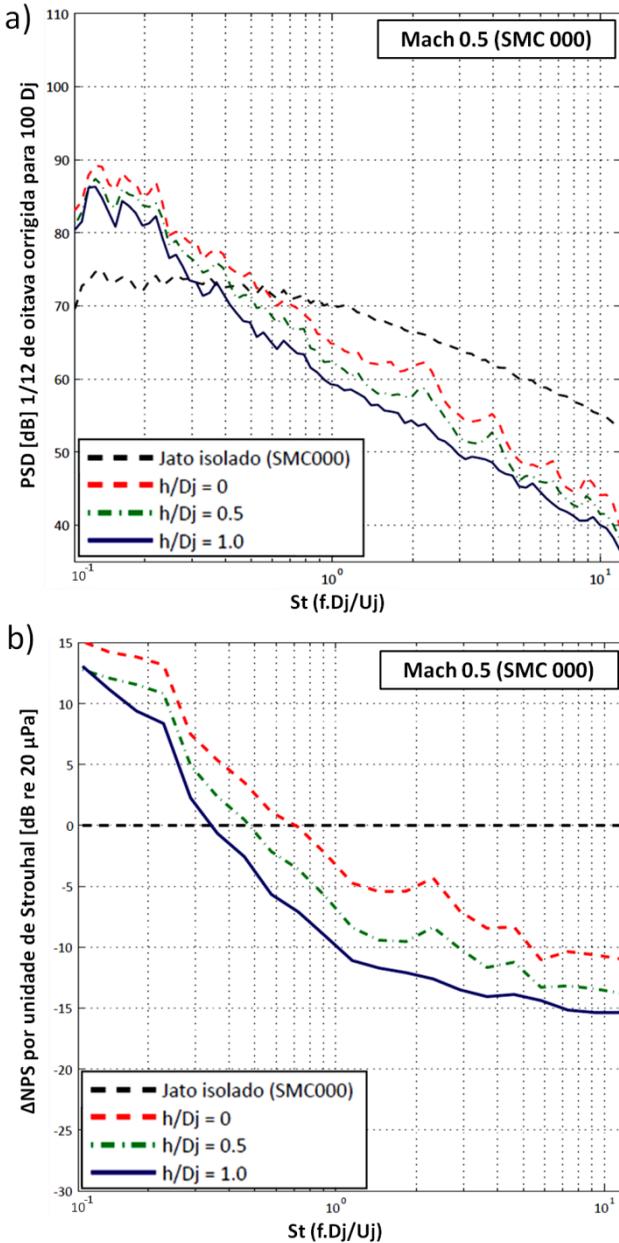


Figura 5.20 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.

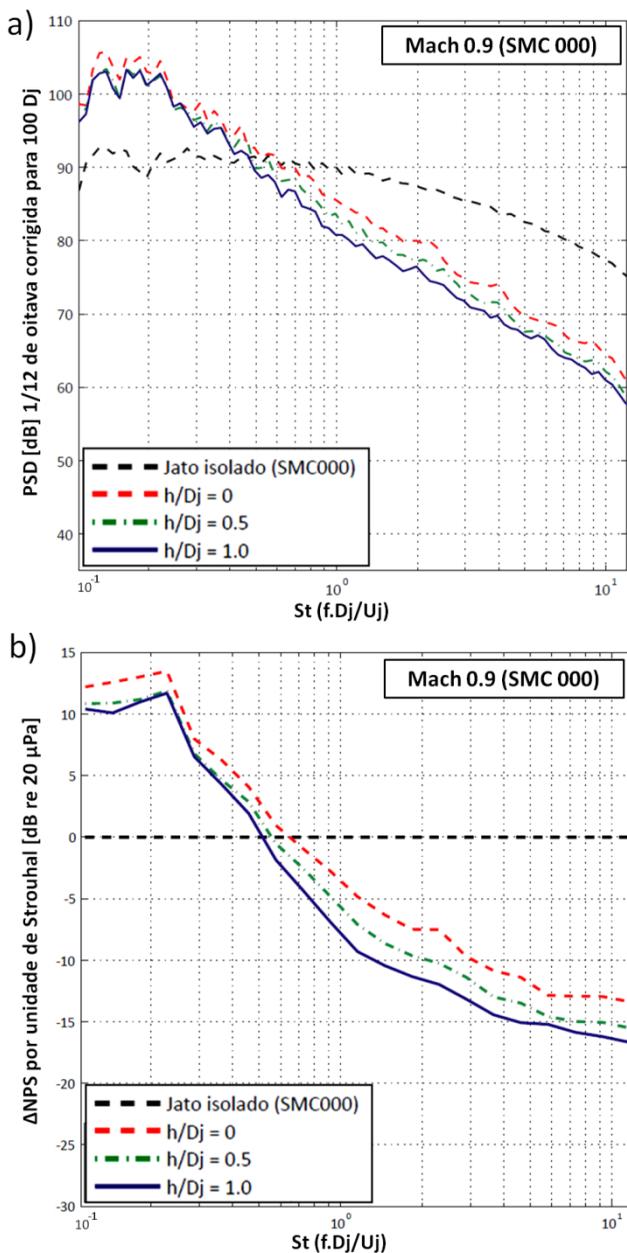


Figura 5.21 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000.

Testes foram realizados para o maior avanço ($X_s/D_j = 21$) e as mesmas distâncias verticais anteriormente testadas ($h/D_j = [0; 0,5; 1]$), com o bocal SMC 000 e números de Mach 0,5 (ver Figura 5.22) e 0,9 (ver Figura 5.23). As Figuras 5.22a e 5.23a mostram aumentos de ruído em baixas frequências que aumentam com a redução da distância vertical, porém em uma faixa mais estreita de *Strouhal* em relação ao avanço de $X_s/D_j = 14,5$, para ambas as velocidades, indicando que o avanço é suficientemente grande, tal que somente os maiores comprimentos de onda são difratados pela placa. Observa-se também que as reduções de ruído, devidas ao efeito de barreira sonora, diminuem com a diminuição da distância vertical, porém em menor grau, sendo representadas praticamente por uma única curva para $St \gtrsim 5$.

As Figuras 5.22b e 5.23b apresentam curvas de ΔNPS para as configurações das Figuras 5.22a e 5.23a, respectivamente. Observam-se tendências semelhantes àquelas para o avanço de $X_s/D_j = 14,5$, com aumentos de ruído em uma faixa menor de *Strouhal* conforme a proximidade (integração) entre a superfície e o bocal aumenta ($St \lesssim 0,22$ para $h/D_j = 1$ e $St \lesssim 0,35$ para $h/D_j = 0$). No limite inferior do espectro, o aumento do ruído alcança cerca de 5 dB e 10 dB para $h/D_j = 1$ e $h/D_j = 0$, respectivamente (ver Figura 5.22b). Para números de *Strouhal* elevados, as reduções de ruído diminuem conforme se aproxima a superfície ao bocal, de forma mais acentuada de $h/D_j = 0,5$ para $h/D_j = 0$.

Tendências muito semelhantes àquelas para Mach 0,5 são observadas para Mach 0,9 (ver Figura 5.23b). Assim, verificam-se pequenos aumentos de ruído em baixas frequências com a redução da distância vertical de $h/D_j = 1$ a $h/D_j = 0$, agora porém em uma faixa de *Strouhal* um pouco mais ampla. Além disso, as reduções devido ao efeito de barreira sonora são também levemente reduzidas à medida que se diminui a distância vertical, com os resultados de PSD se tornando muito próximos para $St \gtrsim 2$ (ver Figura 5.23a). Analisando-se as curvas de ΔNPS para essas configurações (ver Figura 5.23b), observam-se aumentos de ruído de aproximadamente 6 dB e 10 dB para $h/D_j = 1$ e $h/D_j = 0$, respectivamente, no limite inferior do espectro.

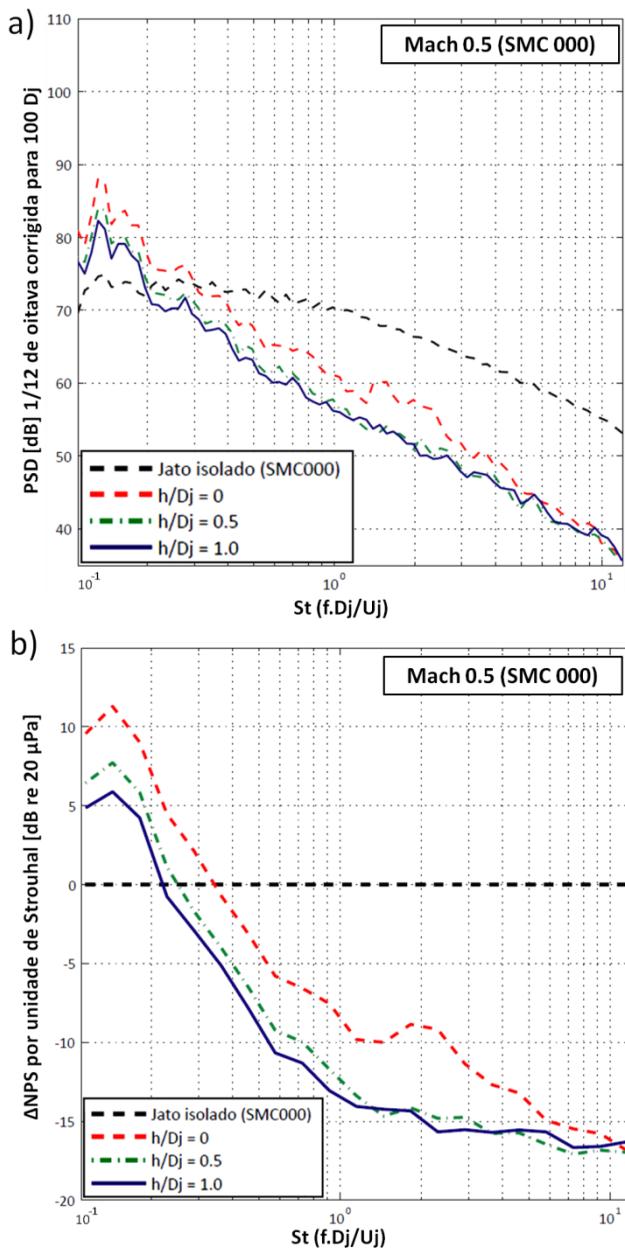


Figura 5.22 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.

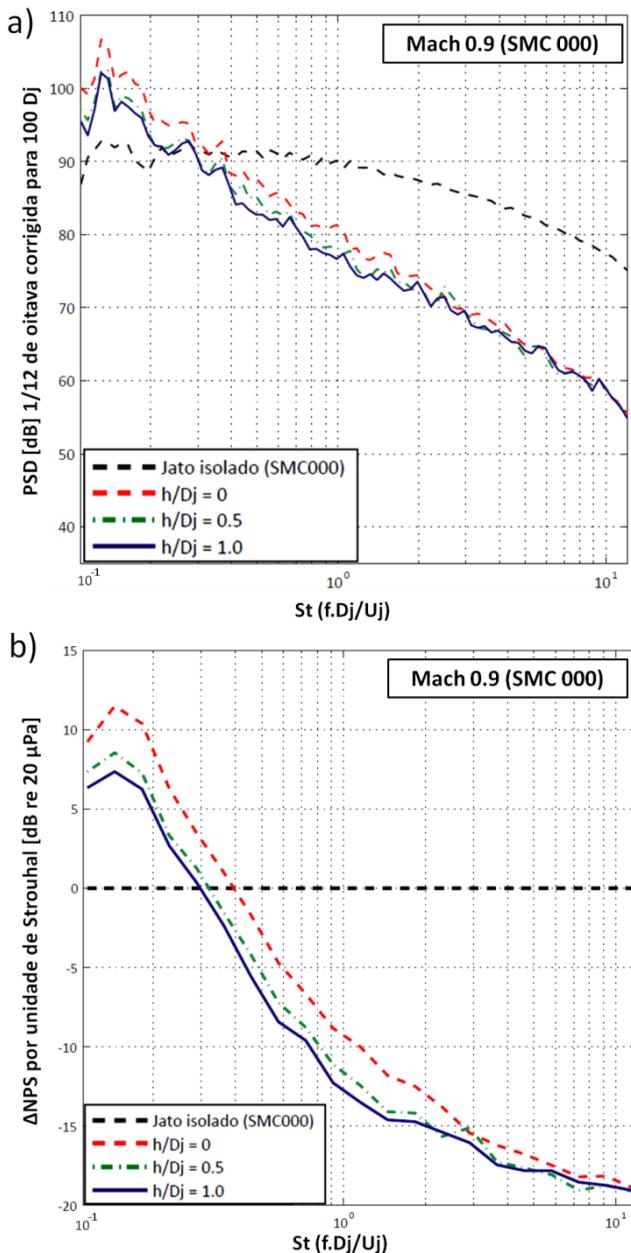


Figura 5.23 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000.

5.5.2 Configurações fortemente integradas com o bocal SMC 006

Os resultados obtidos para as configurações fortemente integradas com o bocal SMC 006 são inicialmente apresentados para o avanço $X_s/D_j = 14,5$ e as velocidades Mach 0,5 (ver Figura 5.24) e 0,9 (ver Figura 5.25). De acordo com as Figuras 5.24a e 5.25a, verificam-se tendências similares àquelas observadas para o bocal liso nas mesmas configurações: (i) aumento do ruído em baixa frequência (mais notórios que aqueles para o bocal liso em relação aos respectivos casos isolados); (ii) reduções de ruído menores em altas frequências conforme se diminui a distância vertical (de forma mais acentuada de $h/D_j = 1$ para $h/D_j = 0,5$). Ao se analisar as curvas de ΔNPS (ver Figuras 5.24b e 5.25b), percebe-se um comportamento muito semelhante àquele para o bocal liso nas mesmas condições, com aumentos de 12 dB e 15 dB para $h/D_j = 1$ e $h/D_j = 0$, respectivamente, no limite inferior do espectro para ambas as velocidades. Ainda, as reduções de ruído para o bocal serrilhado também levemente diminuem conforme se aproxima a superfície ao bocal, mas ainda permanecem maiores do que as reduções para o bocal liso, alcançando no limite superior do espectro cerca de 15 dB para todas as configurações com Mach 0,5 (Figuras 5.24b) e cerca de 16 dB para Mach 0,9 (Figuras 5.25b). Ainda, as curvas de PSD parecem convergir para uma única curva a partir de $St \gtrsim 3$ para ambas as velocidades, indicando que estes são os valores máximos de redução obtidos para estas configurações.

Analisando-se os resultados para o maior avanço testado ($X_s/D_j = 21$) para Mach 0,5 (ver Figuras 5.26a e 5.26b) e mesmas distâncias verticais, notam-se tendências um pouco diferentes. Quando a distância vertical é alterada de $h/D_j = 0,5$ até $h/D_j = 0$, aumentos consideráveis de ruído são observados nas médias frequências. Essas alterações nos resultados de PSD se devem provavelmente aos efeitos de interferência mais intensos entre a superfície e jato, em razão de uma abertura de jato maior para o bocal serrilhado. Conforme já mencionado anteriormente, a estreita proximidade da superfície com o escoamento interfere no desenvolvimento do jato, alterando o campo de velocidade e curvando as linhas de corrente. Estes efeitos combinados potencializam o espalhamento sonoro e intensificam a interação com o bordo de fuga, elevando significativamente os níveis de ruído para o bocal serrilhado, sendo mais crítico para a configuração em que $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j \approx 0$.

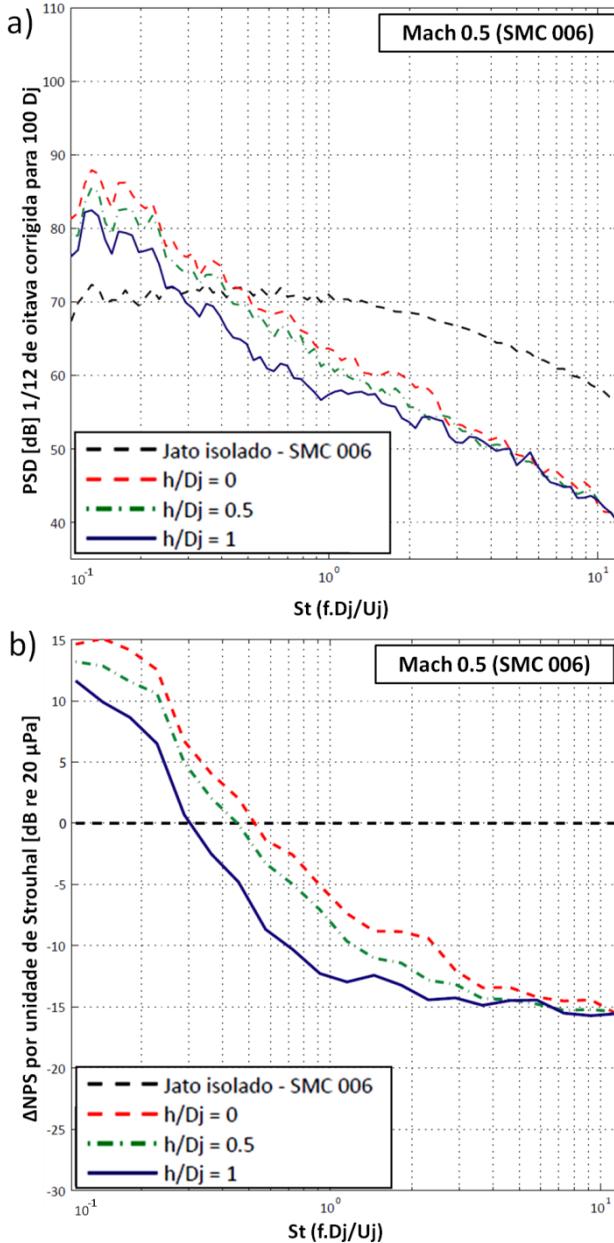


Figura 5.24 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006.

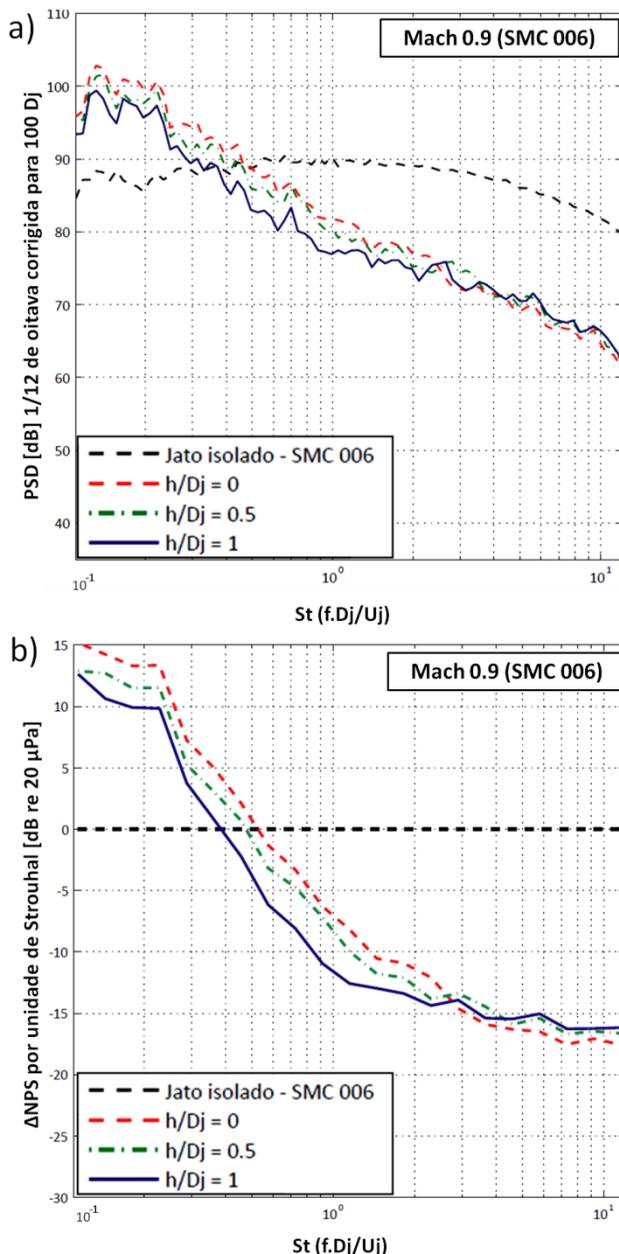


Figura 5.25 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006.

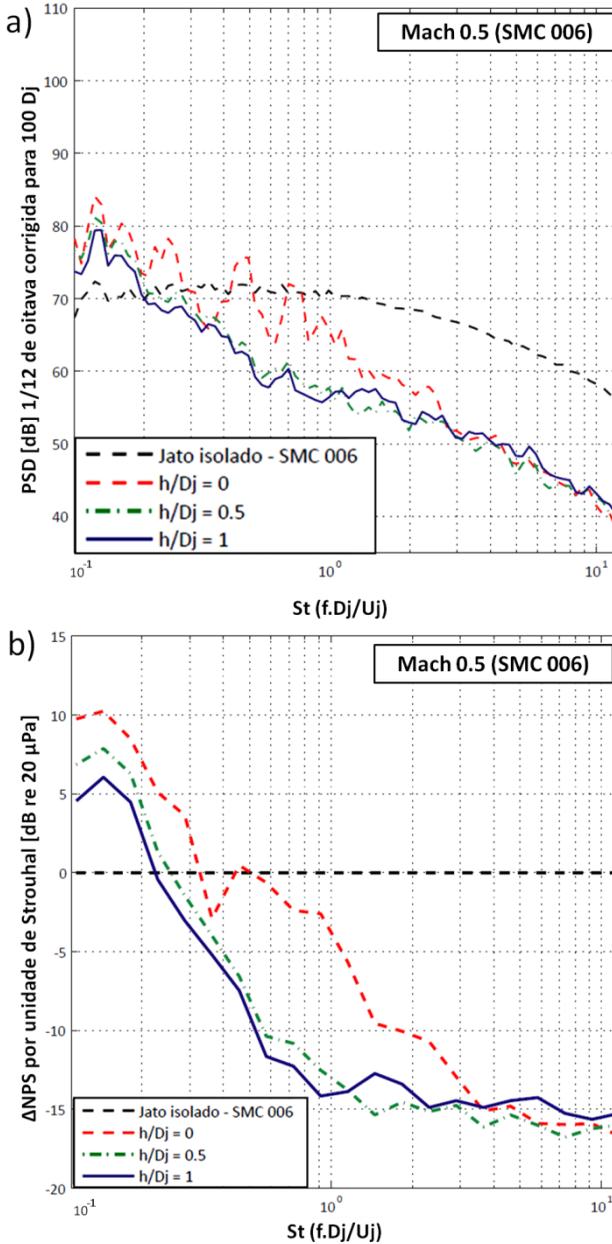


Figura 5.26 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006.

Em outras palavras, parece haver um limite de proximidade entre o bocal serrilhado e a superfície que deve ser respeitado para que sejam preservados os benefícios acústicos (ver Figuras 5.27a e 5.27b), principalmente na região de médias frequências. Para velocidades maiores (Mach 0,9), esta configuração apresenta resultados semelhantes àqueles para o avanço de $X_s/D_j = 14,5$ e são apresentados no Apêndice C deste trabalho.

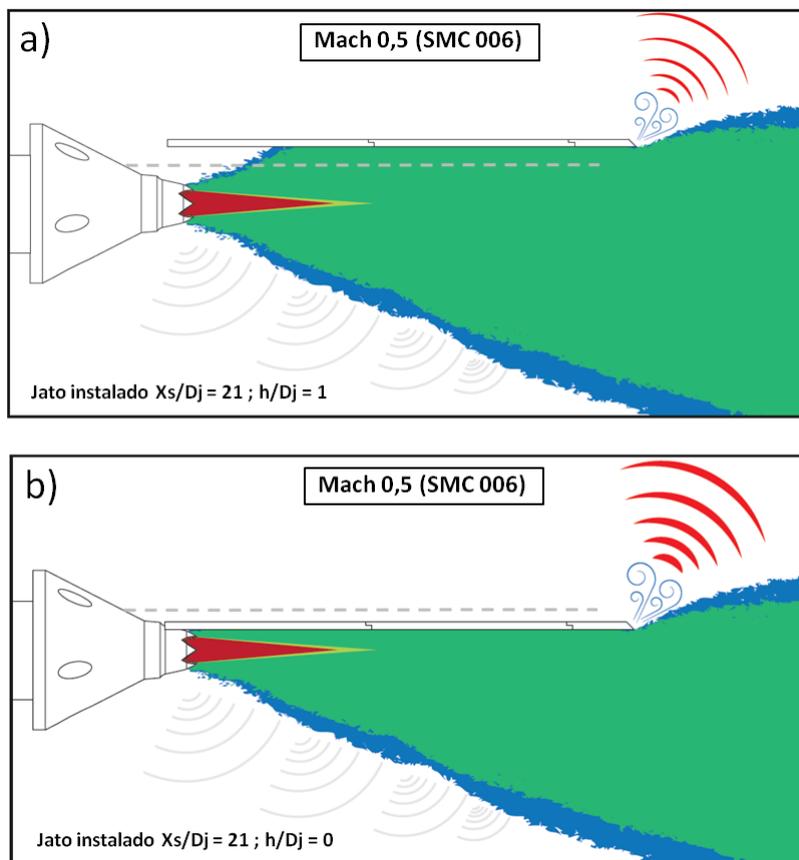


Figura 5.27 - Ilustração das plumas dos jatos com bocal serrilhado operados a Mach 0,5 e suas modificações no campo sonoro para as configurações fortemente integradas com $X_s/D_j = 21$; (a) $h/D_j = 1$ e (b) $h/D_j = 0$.

Em resumo, os resultados das configurações fortemente integradas testadas com os bocais SMC 006 e SMC 000 mostraram algumas semelhanças. Observou-se que os aumentos de ruído, em termos de variação do nível de pressão sonora em relação à respectiva condição isolada, ΔNPS , aumentam levemente em baixas frequências com a redução da distância vertical, h/D_j . Adicionalmente, as reduções em altas frequências devidas ao efeito de barreira sonora, diminuíram com a maior integração entre bocal e superfície. Para a configuração mais crítica em termos de integração ($X_s/D_j = 21$ e $h/D_j \approx 0$), operada a Mach 0,5, observou-se que o bocal serrilhado SMC 006 gerou espectros de ruído bem distintos, com aumentos significativos na região de médias frequências. Estes aumentos foram atribuídos aos efeitos de interferência aerodinâmica intensificados entre a superfície e o escoamento e redirecionamento do jato, elevando os níveis de ruído no campo distante.

5.5.3 Comparação entre configurações fortemente integradas com os bocais SMC000 e SMC 006

Comparando os resultados para os bocais SMC 000 e SMC 006 nas mesmas configurações, observam-se comportamentos bem definidos para alguns casos. Por exemplo, para o avanço $X_s/D_j = 14,5$ (ver Figuras 5.28a e 5.28b) observa-se que bocal serrilhado geralmente promove menor ruído em baixas frequências e maior ruído na região de altas frequências. Repetindo-se essa análise, agora para o avanço de $X_s/D_j = 21$, observa-se, de acordo com as Figuras 5.29a e 5.29b, que as reduções de ruído em baixas frequências promovidas pelo bocal serrilhado são de menor magnitude frente àquelas para o avanço de $X_s/D_j = 14,5$ porém, as penalidades em altas frequências são maiores. Estas observações ficam mais evidentes com o aumento da distância vertical e do número de Mach. O caso mais crítico de integração para o bocal serrilhado ($X_s/D_j = 21$ e $h/D_j \approx 0$) apresentou espectro de ruído distinto dos demais, para o qual observou-se aumentos consideráveis de ruído na região de médias frequências, creditados aos efeitos de interferência aerodinâmica intensificados entre a superfície e o escoamento, em razão de uma maior abertura de jato para o bocal serrilhado do que para o bocal liso.

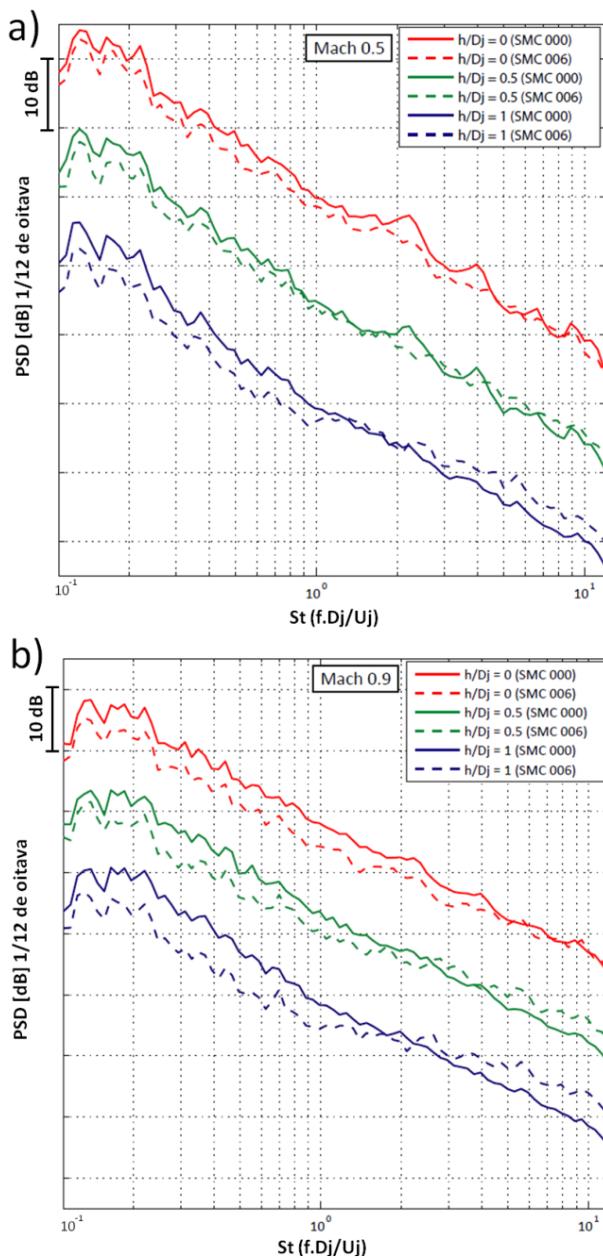


Figura 5.28 - Resultados de PSD para os bocais SMC 000 e SMC 006 com $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; (a) Mach 0,5 e (b) Mach 0,9.

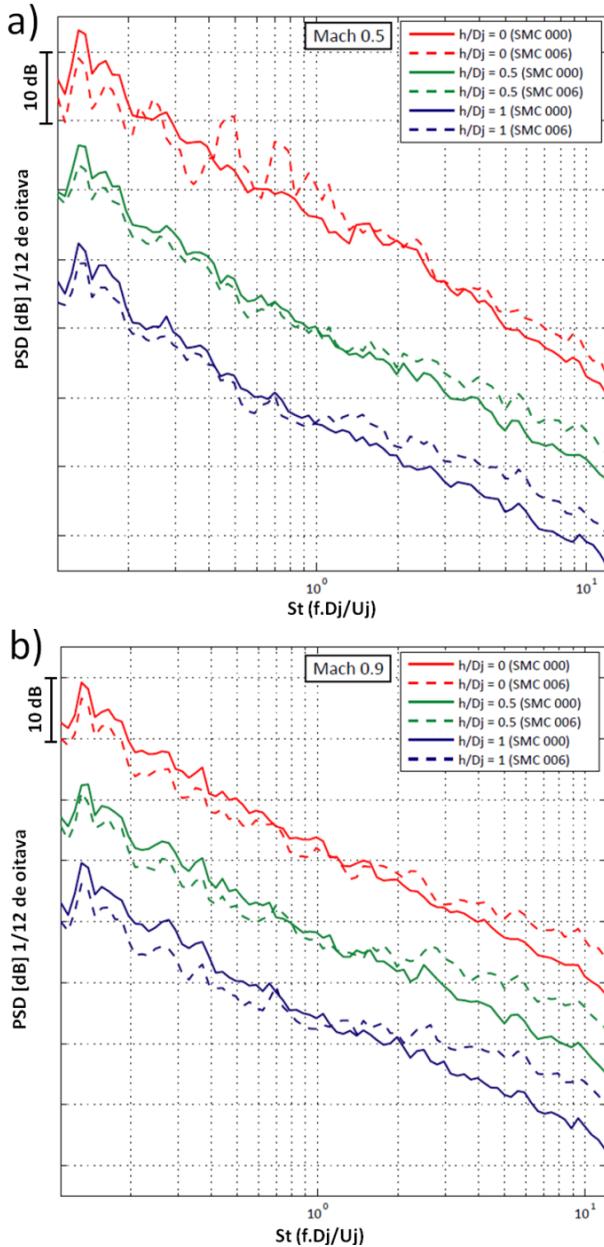


Figura 5.29 - Resultados de PSD para os bocais SMC 000 e SMC 006 com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; (a) Mach 0,5 e (b) Mach 0,9.

Com base nos dados para os dois bocais, considerando configurações de integração convencionais e fortemente integradas, conclui-se que o bocal serrilhado apresenta melhor desempenho em termos de níveis de ruído para a maioria das configurações. Em geral, para os casos de forte integração ($0 \leq h/D_j \leq 1$) e grandes avanços ($X_s/D_j \geq 14,5$) da superfície, a eficiência dos chevrons (em reduzir o espalhamento sonoro e reduzir a energia acústica em frequências de elevada capacidade de difração) contribui de forma crucial para reduzir os níveis de ruído observados no campo distante. Para testar esta hipótese e correlacionar alterações no campo de escoamento com aquelas no campo sonoro, medições de perfis radiais de velocidade e níveis de intensidade de turbulência foram realizadas em diferentes posições do escoamento ($x/D_j = 4, 10$ e 20) para a configuração instalada com avanço $X_s/D_j = 21$ e distância vertical $h/D_j = 0,5$, na condição de Mach 0,5.

Essa configuração foi escolhida em razão de ter promovido as maiores alterações no campo sonoro em relação aos respectivos casos isolados. Além disso, Brown e Wernet (2014) mostraram que as alterações no campo de escoamento permanecem vários diâmetros a jusante em configurações com $h/D_j < 1$. A análise a ser apresentada na próxima seção busca entender como o escoamento pode ser modificado favoravelmente para fins de redução de ruído, bem como fornecer subsídios para o melhor entendimento do campo.

5.6 Relação entre os campos do escoamento e sonoro

Os campos de escoamento gerados pelos bocais, liso e serrilhado, são comparados com base nos perfis radiais de velocidade e de intensidade de turbulência nas posições $x/D_j = 4, 10$ e 20 , considerando a configuração instalada com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = 0,5$ para Mach 0,5. As medições de velocidade foram conduzidas com a sonda 55P11 (Dantec Dynamics) na direção principal do jato. As diferenças observadas entre as medições para os diferentes bocais são discutidas e, embora pequenas, revelam importantes informações a respeito do desenvolvimento do jato e seu campo sonoro resultante.

Inicialmente os resultados são apresentados comparando os bocais na condição instalada e isolada, separadamente. A Figura 5.30 mostra os perfis obtidos em $x/D_j = 4$, normalizados pela velocidade de saída do jato considerando o bocal SMC 000 na condição instalada

(linha vermelha com marcadores triangulares) e isolada (linha tracejada preta) para Mach 0,5. Nota-se que o perfil para o caso instalado apresenta, em geral, maior gradiente de velocidade e então menor abertura do jato. Esses dados são consistentes com aqueles apresentados por Brown e Wernet (2014) para testes semelhantes, mas com velocidades mais elevadas. Em outras palavras, a presença da superfície altera as propriedades de entranhamento e então, o desenvolvimento do jato. De forma análoga à Figura 5.30a, a Figura 5.30b traz os resultados de perfil de velocidade para o bocal SMC 006. É possível observar tendências semelhantes àquelas para o bocal liso, no que a superfície altera o desenvolvimento do jato gerado pelo bocal serrilhado (linha azul com marcadores circulares) em comparação com o caso isolado (linha preta tracejada), porém de forma menos significativa ao observado para o bocal liso. Isto provavelmente está associado ao fato de que o jato do bocal serrilhado é mais turbulento e seu campo de velocidade menos suscetível a alterações devido à presença da superfície.

Analisando-se agora os níveis de intensidade de turbulência para o bocal liso nas condições de jato instalado e isolado (Figura 5.31a), observa-se que o nível máximo de turbulência aumenta em torno de 5% na região de pico mais afastada da superfície ($y/D_j > 0$). Por outro lado, existe uma redução no valor de máximo mais próximo à superfície ($y/D_j < 0$). Verifica-se também que os picos de máxima intensidade de turbulência foram deslocados de aproximadamente $0,18 D_j$ em direção à linha de centro, um reflexo da menor abertura da condição de jato instalado. Uma análise similar para os dados do bocal serrilhado (Figura 5.31b) revela que a intensidade de turbulência na região próxima à superfície ($y/D_j < 0$) é aproximadamente 15% menor na condição instalada do que aquela do jato isolado. No entanto, não ocorre variação significativa na intensidade de turbulência na região mais afastada da superfície ($y/D_j > 0$). Essas observações são consistentes com os experimentos de Brown e Wernet (2014). Os picos de turbulência não apresentaram deslocamento significativo em direção à linha de centro.

A Figura 5.32 apresenta perfis de velocidade dos bocais SMC 000 e SMC 006 nas posições $x/D_j = 4, 10$ e 20 para a configuração instalada $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = 0,5$. Observa-se que o perfil de velocidade para o bocal serrilhado em $x/D_j = 4$ apresenta gradiente de velocidade mais suave do que o bocal liso, associado a uma maior abertura do jato. Apesar dessa maior abertura do jato com bocal serrilhado, a velocidade máxima no centro do jato em $x/D_j = 4$ é

semelhante para os dois bocais. No entanto, em $x/D_j = 10$, a velocidade na linha de centro para o bocal serrilhado é cerca de 11,5% menor do que a velocidade originada pelo bocal liso. Finalmente, em $x/D_j = 20$, a diferença entre os níveis de velocidade é de aproximadamente 6 %.

Percebe-se também uma leve assimetria nos perfis de velocidade da Figura 5.32a, e de forma mais evidente nos níveis de intensidade de turbulência na Figura 5.32b. Isto é uma consequência da proximidade entre a superfície e o bocal, deslocando o jato em direção à superfície (LUBERT, 2012; 2015). A Figura 5.32b pode também ser usada para identificar as maiores diferenças entre os níveis de turbulência gerados pelos dois bocais: 17% entre os picos em $x/D_j = 4$; 15% ao longo de todo plano radial em $x/D_j = 10$; 5% em média em $x/D_j = 20$. Os níveis de intensidade de turbulência em regiões mais próxima à superfície ($y/D_j < 0$) são menores em todas as posições. Conforme já explicado, o entranhamento do jato é menor na região próxima à superfície, interferindo no desenvolvimento da camada cisalhante e consequentemente nos níveis de intensidade de turbulência. Esta assimetria até o ponto de medição mais afastado ($x/D_j = 20$) do bocal, próximo ao bordo de fuga da superfície, foi também observada por Brown e Wernet (2014).

Com base nos resultados, os níveis de velocidade e de intensidade de turbulência para o bocal com *chevrons* geralmente apresentaram menor magnitude ao longo de toda a extensão analisada em comparação com os perfis obtidos para o bocal liso. Dessa forma, é razoável esperar que esses níveis (de velocidade e de intensidade de turbulência) associados ao bocal serrilhado após o bordo de fuga também sejam menores do que aqueles para o bocal liso, uma vez que este comportamento é observado nas regiões a montante. De acordo com Brown e Wernet (2014), para grandes avanços e forte integração da superfície com o bocal, os maiores níveis de intensidade de turbulência ocorrem logo após o bordo de fuga. Acredita-se que este aspecto contribui para o melhor desempenho acústico do bocal serrilhado em comparação ao bocal liso.

Portanto, os resultados apresentados nesta seção, indicaram que a proximidade da superfície com o bocal altera os perfis de velocidade e os níveis de intensidade de turbulência do jato, afetando os níveis de ruído no campo distante. Essas alterações são mais desfavoráveis para o bocal liso do que para o bocal serrilhado, especialmente para configurações de forte integração.

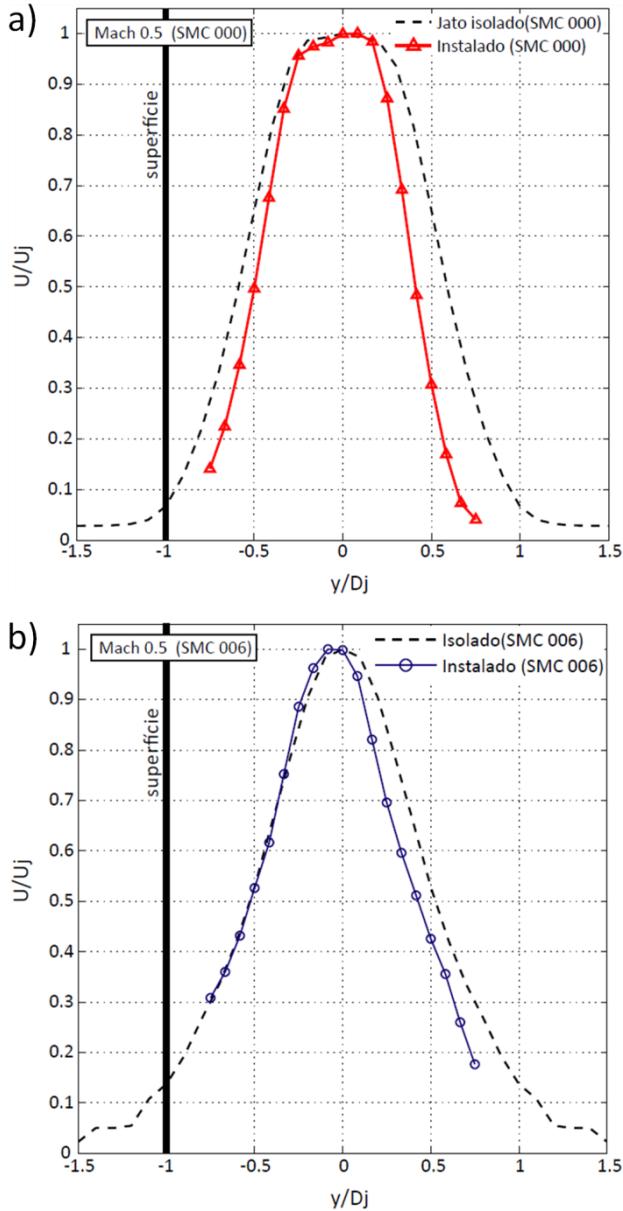


Figura 5.30 - Perfis de intensidade de turbulência em $x/D_j = 4$ para as condições de jato isolado e instalado com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = 0,5$ e Mach 0,5; (a) bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006.

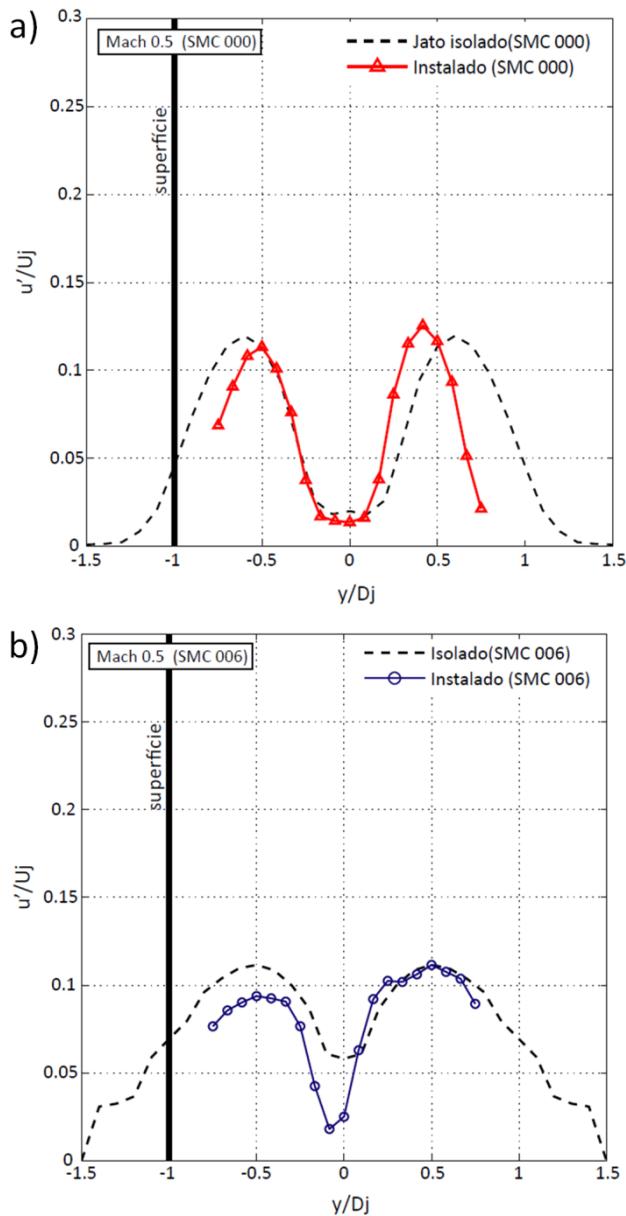


Figura 5.31 - Perfis de intensidade de turbulência em $x/D_j = 4$ para as condições de jato isolado e instalado com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = 0,5$ e Mach 0,5; (a) bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006.

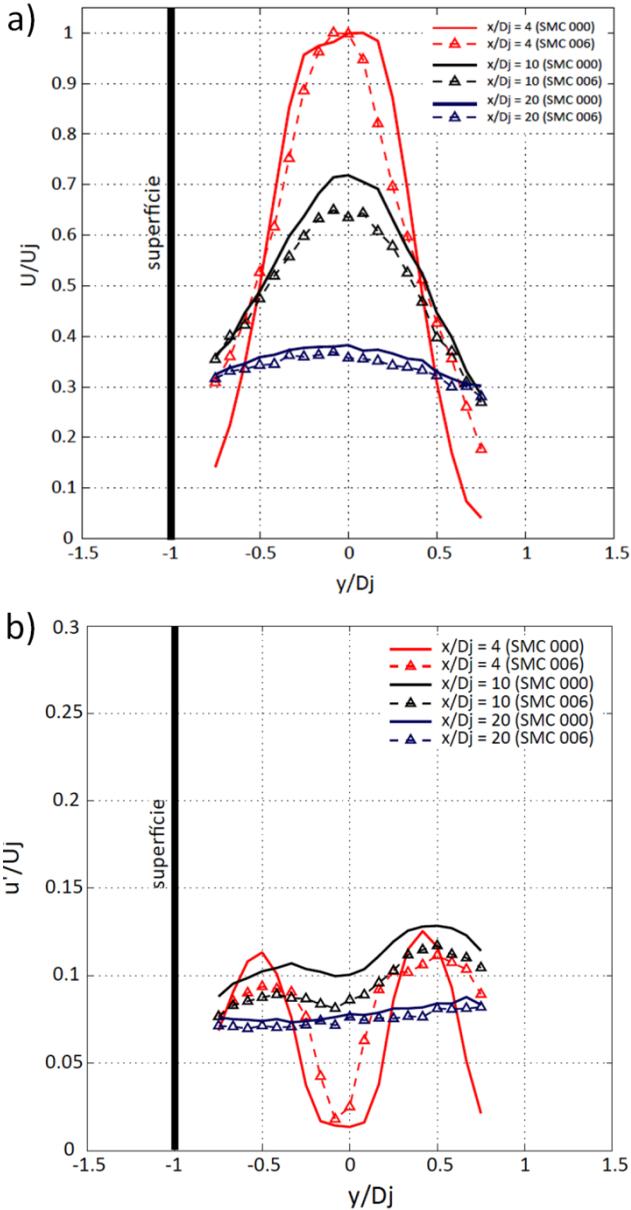


Figura 5.32 - (a) Perfis de velocidade e (b) de intensidade de turbulência para os bocais SMC 000 e SMC 006 em $x/D_j = 4, 10$ e 20 para a configuração instalada $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = 0,5$; Mach 0,5.

5.7 Estudo paramétrico de Efeitos de instalação

Como já mencionado anteriormente, o método pelo qual o motor é integrado nas estruturas de uma aeronave pode ter um efeito significativo sobre o ruído (SMITH; MILLER, 2013). A influência dessas estruturas sobre o ruído é caracterizada por vários fatores que estão fortemente interligados. Para quantificar a influência do efeito de instalação jato-superfície sobre o ruído e, assim, ter um melhor entendimento sobre os mecanismos de modificação do campo sonoro, um estudo paramétrico é conduzido na sequência. Nesse estudo, utiliza-se um número adimensional simplificado, proposto por Smith e Miller (2013), para indicar as configurações que produzem maiores efeitos de instalação. O referido número adimensional é uma função das condições do escoamento e da posição relativa entre o jato e a superfície, podendo ser utilizado como um indicativo das configurações que mais afetam o nível de ruído global em comparação com a condição de jato isolado.

Conforme mostra a Figura 5.33, a distância do plano de saída do bocal ao bordo de fuga da superfície posicionada paralelamente à linha de centro do jato é aqui denotada por x_p . A distância vertical entre a linha de centro do bocal e a superfície é y_p , enquanto que x_l é a região que se estende do ponto de menor distância do bocal à superfície, até o ponto em que há o primeiro contato do jato com a superfície. A extensão de x_l depende principalmente das condições operacionais do jato e da geometria do bocal.

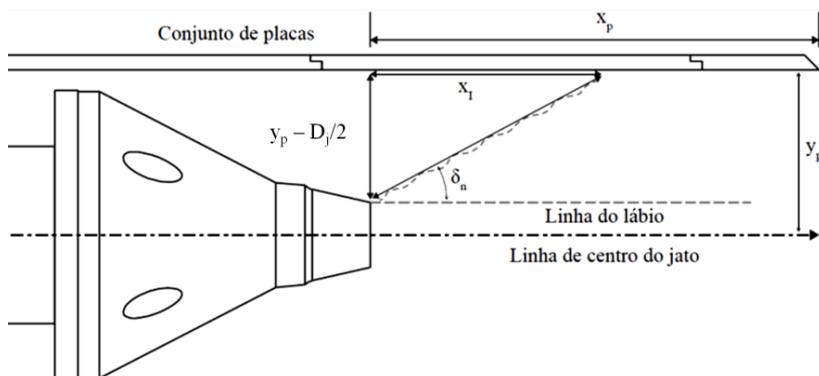


Figura 5.33 - Esquema ilustrando os parâmetros utilizados na avaliação dos efeitos de instalação das configurações testadas. Adaptado de Smith e Miller (2013).

Por simplicidade, admite-se que o primeiro local em que o jato incide sobre a superfície pode ser determinado pela taxa de espalhamento inicial do jato, ou seja,

$$x_I = \frac{y_p - D_j/2}{\tan(\delta_n)}, \quad (5.2)$$

em que D_j é o diâmetro do bocal e δ_n é o ângulo de abertura do jato, em radianos, dado pela, seguinte relação desenvolvida empiricamente por Lau (1981):

$$\delta_n = 0,177(1 - 0,294M_j^2) \left(1 + \frac{1}{2}(M_j^2 - 1) \left((T_j/T_0) - 1,4 \right)^2 \right), \quad (5.3)$$

A Eq. (5.3) é válida para uma ampla faixa de números de Mach e razões de temperatura considerando jatos simples, inclusive para aquelas condições operacionais aqui investigadas com o bocal liso. Para o bocal com *chevrons*, o ângulo de abertura do jato foi determinado experimentalmente com base nos perfis radiais de velocidade para a condição isolada. Utilizando os parâmetros descritos acima, Smith e Miller (2013) propuseram o seguinte parâmetro adimensional para a análise do efeito de instalação:

$$\Omega = \left(\frac{D_j}{y_p} \right) \left(\frac{x_p}{x_I} \right), \quad (5.4)$$

Substituindo x_I da equação (5.2), a equação (5.4) assume a seguinte forma:

$$\Omega = \frac{D_j x_p \tan(\delta_n)}{y_p (y_p - D_j/2)}, \quad (5.5)$$

O parâmetro y_p assume somente valores maiores do que $D_j/2$. Segundo Smith e Miller (2013), a equação (5.5) pode ser fisicamente interpretada como o produto entre o diâmetro do jato e o avanço da superfície dividido pelo produto entre a distância do centro do jato à superfície e a distância do primeiro contato entre o jato e superfície. De acordo com os autores, valores pequenos de Ω sugerem que o efeito da superfície sobre as fontes sonoras aerodinâmicas pode ser ignorado, e no caso de valores grandes de Ω , o efeito da superfície sobre as fontes sonoras aerodinâmicas é expressivo. Dessa forma, o simples cálculo de

Ω poderia ser utilizado como um guia básico para verificar se a fonte aerodinâmica é afetada pelas estruturas da aeronave quando comparada com a fonte aerodinâmica de um jato isolado equivalente.

É importante mencionar que os valores de Ω são determinados a partir de dados do escoamento e de suas interações com a superfície. No valor crítico de $\Omega \cong 1$, o produto das escalas de comprimento transversais ao escoamento, y_p e $(y_p - D_j/2)$, se equivalem ao produto das escalas de comprimento do jato (D_j) e da superfície ($x_p \tan \delta_n$). De acordo com Smith e Miller (2013), para $0 < \Omega \lesssim 1$, a interferência das superfícies sobre o jato é praticamente ausente e as propriedades turbulentas do escoamento não são suficientemente alteradas, evidenciando o fenômeno de barreira sonora como o principal mecanismo de alteração dos níveis globais resultantes. Para $1 < \Omega < \infty$, a interferência das superfícies sobre o jato é significativa e as propriedades turbulentas do escoamento são substancialmente alteradas, conforme também observado por Brow e Wernet (2014), exercendo grande impacto nos níveis de ruído. Nesses casos, o principal mecanismo de modificação do ruído está associado com a interação entre o jato e a superfície.

Os resultados do estudo paramétrico do presente trabalho são apresentados em termos de Δ OASPL, variação do nível global de pressão sonora, em função de Ω para todas as configurações investigadas. Os valores de Δ OASPL foram obtidos a partir de uma subtração logarítmica entre os níveis globais de pressão sonora das configurações instaladas e suas respectivas condições isoladas, em uma base de NPS em bandas de terços de oitava. As configurações mais promissoras acusticamente são aquelas de interesse prático, em termos de integração (ou seja, $h/D_j \leq 1$) que apresentem algum benefício acústico, indicado por valores negativos de Δ OASPL; valores positivos de Δ OASPL, indicam acréscimo de ruído em relação à condição isolada. Uma análise mais detalhada pode revelar o real benefício (ou prejuízo) acústico de cada configuração testada. Ao se identificar uma configuração de interesse, é importante considerar outros fatores, como aqueles já mencionados no início da Seção 5.4, que atestem a viabilidade da configuração de interesse para testes mais detalhados. Além disso, é preciso analisar o conteúdo espectral da configuração testada pois ao se basear somente nos valores de Δ OASPL, é possível que os benefícios acústicos obtidos em razão do efeito de barreira sonora estejam encobrindo as penalidades de ruído proveniente da interação jato-superfície.

Os dados são apresentados inicialmente para as configurações instaladas com $h/D_j \leq 1$, para o bocal SMC 000 e Mach 0,5 (Figura 5.34a). Observa-se que os valores de $\Delta OASPL$ aumentam conforme se aumenta o valor de Ω (ou seja, conforme se diminui a distância vertical) para ambos os avanços testados, $X_s/D_j = 14,5$ (losangos) e $X_s/D_j = 21$ (círculos). Para a configuração em que se tem $X_s/D_j = 14,5$ e $h/D_j = 1,0$, tem-se cerca de 1,3 dB de acréscimo no nível global de pressão sonora em relação à respectiva condição isolada, e aproximadamente 5,2 dB quando $h/D_j = 0$. Enquanto que, para a configuração em que se tem um maior avanço de superfície ($X_s/D_j = 21$), observou-se benefício acústico da ordem de aproximadamente 5 dB para distância vertical de $h/D_j = 1,0$ e praticamente nenhum ganho significativo quando $h/D_j = 0$. Em outras palavras, há uma distância vertical ótima para cada avanço de superfície, de modo a se obter o menor nível global de pressão sonora. Dessa forma, com base nos resultados, conclui-se que, para distâncias verticais em que $h/D_j \leq 1,0$, os benefícios acústicos somente são reduzidos para ambos os avanços de superfície testados. Naturalmente, configurações com avanços de superfície menores do que aqueles aqui testados (onde $14,5 \leq X_s/D_j \leq 21$), também devem ser investigadas uma vez que pode não ser viável, por questões de eficiência e controle, utilizar superfícies tão longas em uma configuração de aeronave (BROWN, WERNET, 2014) como aquelas aqui investigadas.

Os resultados na Figura 5.34b referem-se agora às configurações instaladas para o bocal SMC 006 com Mach 0,5. Observam-se tendências semelhantes, porém com um potencial de redução de ruído maior em relação à respectiva condição isolada, quando comparados com o potencial fornecido pelo bocal SMC 000. Como já mencionado anteriormente, o bocal serrilhado reduz a energia acústica em frequências com alta eficiência de difração, potencializando os benefícios acústicos obtidos. Estes ganhos acústicos são tão significativos quanto aproximadamente 8 dB para avanço de superfície $X_s/D_j = 21$ e distância vertical $h/D_j = 1,0$ e cerca de 3,7 dB para $X_s/D_j = 14,5$ e mesma distância vertical. Ainda na Figura 5.34b, observa-se que o potencial de redução de ruído considerando o bocal serrilhado diminui conforme o valor de Ω aumenta, em uma proporção maior do que aquela para o bocal liso. Este fato é creditado em partes à maior abertura de jato promovida pelo bocal serrilhado, o que antecipa o ponto de primeiro contato do jato com a superfície, aumentando a área da superfície coberta pelo jato e elevando os níveis de ruído.

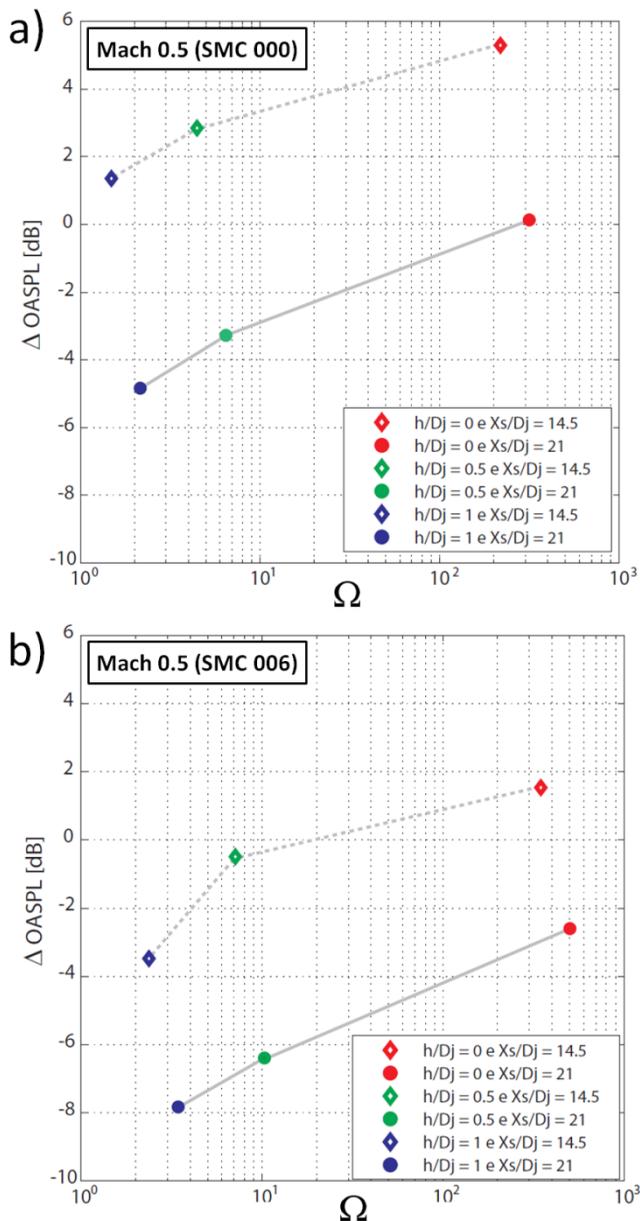


Figura 5.34 - Resultados de ΔOASPL em função de Ω para as configurações fortemente integradas ($X_s/D_j = [14,5; 21]$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$) testadas para Mach 0,5; (a) bocal SMC 000 e (b) SMC 006.

Analisando-se agora o bocal SMC 000, com Mach 0,9 (Figura 5.35a), nota-se que o potencial de redução de ruído, indicado pelos valores de Δ OASPL, decaem quase linearmente conforme se aumenta o valor de Ω , conforme se diminui a distância vertical, de $h/D_j = 1,0$ a $h/D_j = 0$, para ambos os avanços testados. Quando a mesma análise é feita para o bocal SMC 006 (Figura 5.35b), observa-se que o bocal serrilhado apresenta maior potencial de redução de ruído, porém, este diminui novamente diminui de forma mais acentuada à medida que se aproxima o bocal em relação à superfície. Em outras palavras, é como se o bocal liso permitisse uma aproximação maior com a superfície em comparação com o bocal serrilhado, pois os níveis de ruído para as configurações instaladas aumentariam em uma proporção menor. É importante mencionar, entretanto, que em valores absolutos, os níveis globais de pressão sonora para o bocal serrilhado são geralmente menores do que aqueles para o bocal liso, exceto para as condições mais críticas de integração entre o bocal e a superfície ($h/D_j = 0$).

De acordo com trabalhos recentes (THOMAS et al., 2012; THOMAS et al., 2013; DOTY et al., 2014) tem sido mostrado que o posicionamento adequado dos motores em relação à estrutura da aeronave é crucial para a obtenção de níveis reduzidos de ruído. Neste contexto, segundo Smith e Miller (2013), o parâmetro adimensional Ω pode ser utilizado na identificação de configurações de instalação mais silenciosas.

Com base nos resultados do estudo paramétrico conduzido neste trabalho, mostrou-se que é possível extrair importantes tendências em termos de níveis globais de pressão sonora, a partir de um número adimensional simplificado que relaciona características fluidodinâmicas do jato e da superfície com a qual o jato interage. Essas tendências podem ser utilizadas na proposição de novas configurações de instalação para serem investigadas em condições operacionais específicas. Os resultados indicaram que pequenas variações na distância vertical exercem grandes alterações nos valores de OASPL, sendo este o parâmetro mais influente. Naturalmente, as configurações investigadas devem também ser analisadas sob outros aspectos (em termos de integração, desempenho aerodinâmico, etc.) de modo a atestar sua viabilidade para testes mais detalhados posteriormente.

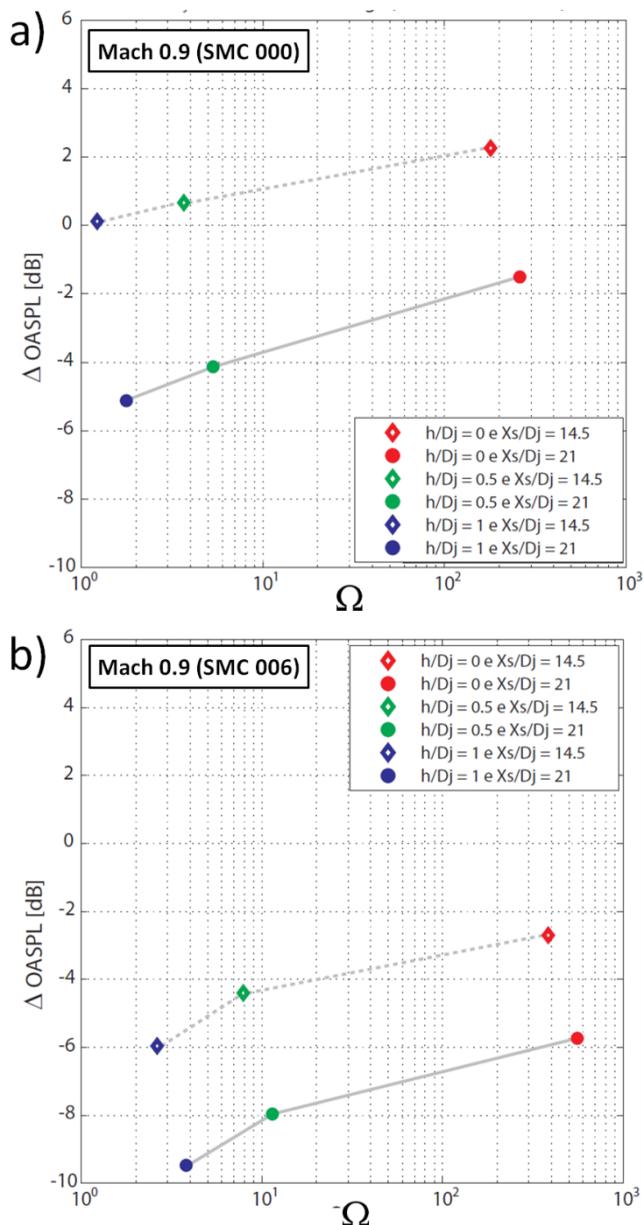


Figura 5.35 - Resultados de Δ OASPL em função de Ω para as configurações fortemente integradas ($X_s/D_j = [14,5; 21]$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$) testadas para Mach 0,9; (a) bocal SMC 000 e (b) SMC 006.

CAPÍTULO 6

CONCLUSÕES

A presente tese abordou o desenvolvimento e o emprego de uma bancada de ensaios aeroacústicos para análise do efeito de instalação sobre os campos, acústico e de velocidade, de jatos de bocais serrilhados. A validação da bancada indicou uma assinatura acusticamente limpa, com dados de ruído consistentes com os de outras instalações, apresentando diferenças dentro de 1 dB para a maior parte dos resultados de nível de pressão sonora. Da mesma forma, perfis de velocidade e níveis de intensidade de turbulência, obtidos com o bocal liso para fins de validação, mostraram boa concordância com dados de outras instalações. Embora os níveis de intensidade de turbulência tenham apresentado valores inferiores em relação aos dados de outras instalações, observou-se que este aspecto não prejudicou a qualidade dos dados de ruído. A bancada foi subsequentemente utilizada para medições do campo acústico distante em diferentes configurações de instalação. As principais conclusões são apresentadas a seguir:

- Na condição de jato isolado, os efeitos do bocal serrilhado (SMC 006) nos espectros de ruído foram claramente evidenciados em comparação com o bocal liso (SMC 000). Neste sentido, conforme esperado, observaram-se a redução do ruído em baixas frequências e o aumento em altas frequências, sendo mais significativas com o aumento do número de *Mach*. Esta alteração do ruído se mostrou estar ligada à camada de mistura.
- Para ambos os bocais, verificou-se que o ruído de interação jato-superfície (em baixas frequências) aumenta com o avanço da superfície e com a diminuição da distância vertical entre jato e superfície. Observou-se também que as diferenças entre os níveis de ruído para as condições, isolada e instalada, diminuem com o aumento do número de *Mach*, devido à dependência das fontes sonoras dominantes com a velocidade do jato para cada situação.

- A comparação entre os resultados acústicos obtidos para os bocais liso e serrilhado, considerando leve integração ($2 \leq h/D_j \leq 6$) e avanços de superfície $X_s/D_j \geq 2$, mostraram que os *chevrons* reduzem o ruído em toda a faixa de *Strouhal* analisada pois o bocal serrilhado diminui o espalhamento e difração sonora promovidos pela superfície.
- Para avanços de superfície maiores ($X_s/D_j \geq 12$), há interação da superfície com o bordo de fuga, intensificando o espalhamento sonoro e criando efeitos de redirecionamento do escoamento, reduzindo os benefícios acústicos obtidos com os *chevrons* mas ainda emitindo menor ruído em comparação com o bocal liso. Nessa condição as reduções de ruído, do bocal serrilhado frente ao bocal liso, aumentam com o número de *Mach*.
- Além disso, para as configurações de leve integração ($2 \leq h/D_j \leq 6$), as reduções de ruído em altas frequências devidas ao efeito de barreira sonora, são geralmente maiores para o bocal serrilhado do que para o bocal liso, o que fica mais evidente com o aumento do avanço de superfície e do número de *Mach*.
- Para configurações fortemente integradas ($0 \leq h/D_j \leq 1$) e grandes avanços de superfície ($X_s/D_j \geq 14,5$), entretanto, a superfície altera o campo de velocidade, criando efeitos de redirecionamento do escoamento e intensificando o espalhamento sonoro. Como resultado, tem-se aumentos nos níveis de ruído em baixas frequências para ambos os bocais. Devido à estreita proximidade com a superfície, o bocal serrilhado emitiu maior ruído, principalmente na região de altas frequências, em razão de uma maior abertura de jato. Dessa forma, os maiores benefícios acústicos, devido ao efeito barreira sonora, foram observados para bocal liso.
- A comparação dos resultados fluidodinâmicos para as condições, isolada e instalada, mostrou que a presença da superfície reduz o entranhamento na região próxima à superfície, alterando o desenvolvimento do escoamento gerado

pelos bocais testados. Ainda, os perfis radiais de velocidade para o bocal serrilhado se mostraram mais suaves em relação àqueles para o bocal liso, reflexo de uma camada de mistura mais espessa.

- O escoamento associado ao bocal liso foi afetado de forma mais significativa do que no caso do bocal serrilhado, com aumento da intensidade de turbulência para o primeiro caso e redução para o segundo, em $x/D_j = 4$. Ainda nessa posição, observou-se um deslocamento mais expressivo dos picos de turbulência em direção à linha de centro para o bocal liso.
- Um estudo paramétrico foi conduzido com base em um número adimensional simplificado que relaciona características do jato sob análise e a posição relativa entre a superfície e bocal. Foi possível identificar as configurações com maior impacto sobre o nível de pressão sonora global devido ao efeito de instalação. Os resultados do estudo paramétrico para configurações fortemente integradas sugerem que o bocal liso permite uma maior integração com a superfície pois promove menores aumentos de ruído do que o bocal serrilhado, em relação aos respectivos casos isolados. Adicionalmente, mostrou-se o potencial de redução de ruído das configurações analisadas, geralmente maior para o bocal serrilhado. Este estudo pode ser utilizado para extrair tendências e auxiliar na proposição de configurações de instalação para investigações futuras. Finalmente, o estudo paramétrico mostrou que a distância vertical entre a superfície e o bocal é o parâmetro mais influente sobre os níveis de ruído.

6.1 Sugestões para trabalhos futuros

Na continuação da pesquisa nessa área, algumas sugestões de atividades podem ser indicadas:

- Conduzir testes semelhantes àqueles descritos nesta tese, porém utilizando outras configurações de bocais (tais como bocais com *chevrons* azimutalmente variáveis, bocais elípticos, etc.) e em outras configurações de instalação, incluindo também geometria(s) de pilone(s) e diferentes ângulos de *flap*,

juntamente com geometrias mais representativas de asa e *flap* de modo a verificar a influência de parâmetros geométricos da asa, tais como curvatura e ângulo dos bordos de fuga e ataque, raio de curvatura da asa, comprimento de corda, enflechamento, etc.;

- Realizar medições em ângulos polares em que o bocal serrilhado apresenta melhor desempenho (140° e 150°) frente ao bocal liso, com estudo paramétrico semelhante ao aqui conduzido a fim de identificar as configurações de menor impacto sobre o ruído global para novas investigações;
- Empregar um sistema de velocimetria por imagens de partícula (PIV) para aumentar a rapidez das medições de velocidade, bem como explorar regiões em que a técnica de anemometria de fio- quente apresentou limitações, tais em regiões bem próximas à superfície;
- Conduzir investigações em ângulos azimutais variados e em ângulos polares diferentes de 90° , avaliando o campo sonoro resultante e identificando as configurações de instalação mais promissoras em termos de variações de nível de ruído global (Δ OASPL);
- Realizar estudos mais detalhados (incluindo jatos coaxiais, efeitos de voo, etc.) em instalações de maior porte, de modo a tentar extrair tendências gerais que auxiliem no avanço de novos métodos de previsão e tecnologias de supressão do ruído de jato;
- Realizar medições do campo acústico refletido e comparar com dados da literatura; e a partir de um banco de dados mais robusto, propor um método semi-empírico para a previsão do ruído de jato instalado, considerando bocais com *chevrons*.

REFERÊNCIAS

ABBAS, A.; DE VICENTE, J.; VALERO, E. *Aerodynamic technologies to improve aircraft performance*. Aerospace Science and Technology, Vol. 18, pp. 100-132, 2013.

AÉRBELI, S.. *NACRE Wind Tunnel Test Campaign Dedicated to New Aircraft Concepts Study*. NACRE 2nd Conference, Greenwich, UK, 2008.

AGARWAL, A.; DOWLING, P.. *The calculation of Acoustic Shielding of Engine Noise by the Silent Aircraft Airframe*. AIAA Conference Paper 2005-2996, 2005.

AHUJA, K. K.. *Designing Clean Jet Noise Facilities and Making Accurate Jet Noise Measurements*. AIAA Conference Paper 2003-0706, 2003.

ALMEIDA, O.; PROENÇA, A. R.; SOUZA, P. R. C.; LAGO, F. L.. *Jet Rig Assessment - Preliminary Study: CFD Simulations for Jet Rig Evaluation, Air Supply System Design, Jet vs. Flap Interaction*. EMBRAER Report, Outubro, 2012.

ANDERSSON, N.. **A Study of Mach 0.75 Jets and Their Radiated Sound Using Large-Eddy Simulation**. 2003. 146 f. Dissertação de Mestrado, Chalmers University of Technology, 2003.

ASTLEY, R. J. *Can technology deliver acceptable levels of aircraft noise?* Proceedings of Internoise 2014, Melbourne, Australia, 2014.

ATVARS, J.; RIBNER, H. S.; SCHUBERT, L. K.. *Refraction of sound from a point source placed in an air jet*. Journal of Acoustical Society of America, vol. 37, nº 1, pp. 168-170, 1965.

BALÁZS NAGY, A.. *Aeroacoustics research in Europe: The CEAS-ASC report on 2010 highlights*. Journal of Sound and Vibration, vol. 300, nº 21, pp. 213-242, 2011.

BARBOT, B.; LAVANDIER, C.; CHEMINEÉ, P.. *Perceptual representation of aircraft sounds*. Applied Acoustics, vol. 69, pp. 1003-1016, 2008.

BATTISTIN, B.. **Effects of Surrounding Aircraft Structures on the Noise Produced by Propulsive Jets**. 2013. 185 f. Dissertação de Mestrado, Università Degli Studi di Padova, 2013.

- BERTON, J. J.. *Noise Reduction Potential of Large, Over-the-Wing Mounted, Advanced Turbofan Engines*. NASA Glenn Technical Report TM 2000-210025, Ohio, Estados Unidos, 2000.
- BLOMMER, H. E.. Investigation of wing shielding effects on CTOL engine noise. NASA/TM–1979-79078, Março, 1979.
- BRIDGES, J.. *Noise From Aft Deck Exhaust Nozzles — Differences in Experimental Embodiments*. NASA/TM–2014-218123, Abril, 2014.
- BRIDGES, J.; BROWN, C. A.. *Parametric testing of chevrons on single flow hot jets*. AIAA Conference Paper 2004-2824, 2004.
- BRIDGES, J.; BROWN, C.; BOZAK, R.. *Experiments on Exhaust Noise of Tightly Integrated Propulsion Systems*. AIAA Conference Paper 2014-2904, 2014.
- BRIDGES, J. E.; WERNET, M. P.. *Turbulence Measurements of Separate Flow Nozzles With Mixing Enhancement Features*. NASA Glenn Technical Report TM 2002-211592. Ohio, Estados Unidos, 2002.
- BRIDGES, J.; WERNET, M. P.. Establishing consensus turbulence statistics for hot subsonic jets. In *Proceedings of the 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Estocolmo, Suécia, Junho, 2010.
- BROWN, C.. *Jet-Surface Interaction Test: Far-Field Noise Results*. Proceedings of the ASME Turbo Expo 2012: Power for Land, Sea and Air. Conference Paper GT2012-69639, 2012.
- BROWN, C.. *Developing an Empirical Model for Jet-Surface Interaction Noise*. AIAA Conference Paper 2014-0878, 2014
- BROWN, C.; BRIDGES, J.. Small Hot Jet Acoustic Rig Validation. NASA/TM—2006-214234, Abril, 2006.
- BROWN, C.; WERNET, M.. *Jet-Surface Interaction Test: Flow Measurement Results*. AIAA Conference Paper 2014-3198, 2014.
- BRUUN, H. H.. *Hot-wire anemometry: principles and signal analysis*. Oxford University Press, 1995.
- CALLENDER, W. B.. **An investigation of innovative technologies for reduction of jet noise in medium and high bypass turbofan engines**. 2004. 324 f. Tese de Doutorado, University of Cincinnati, Estados Unidos, 2004.

- CALLENDER, B.; GUTMARK, E. J.; MARTENS, S.. *Flow field characterization of coaxial conical and serrated (chevron) nozzles*. Experiments in Fluids, vol. 48, pp. 637–649, 2010.
- CAMPOS, L. M. B. C.. *On Some Recent Advances in Aeroacoustics*, vol. 11, n° 1, pp. 27-45. International Journal of Acoustics and Vibration, Vol. 11, No. 1, 2006.
- CANDEL, S. M.; GUÉDEL, A.; JULIENNE, A.. *Radiation, Refraction and Scattering of Acoustic Waves in Free Shear Layer*. AIAA Conference Paper 76-544, 1976.
- CARPENTER, P. W.; GREEN, P. N.. *The Aeroacoustics and Aerodynamics of High-Speed Coanda Devices, Part 1: Conventional Arrangement of Exit Nozzle and Slot*, Journal of Sound and Vibration, vol. 208, n° 5, pp. 803–822, 1997.
- CASALINO, D; DIOZZI, F.; SANNINO, R.; PAONESSA, A.. *Aircraft noise reduction technologies: A bibliographic review*. Aerospace Science and Technology, vol. 12, n° 1, pp 1-17, 2008.
- CAVALIERI, A. V. G.; JORDAN, P.; GERVAIS, Y.. *Scattering of wavepackets by a flat plate in the vicinity of a turbulent jet*. AIAA Conference Paper 2012-2156, 2012.
- CRIGHTON, D. G.. *Aeroacoustics of Flight Vehicles: Theory and Practice*. Volume 1: Noise Sources, p 391-447, 1991.
- CRICHTON, D. **Fan Design Operation For Ultra Low Noise**. 2007. 255 f. Tese de Doutorado, Cambridge University, 2007.
- CRIGHTON, D. G.; DOWLING, A. P.; FLOWCS WILLIAMS, J. E., HECKL, M.; LEPPINGTON, F. G.. *Modern Methods in Analytical Acoustics*. Berlin: Springer-Verlag, 1992.
- CONTICELLI, V. M.; DI BIASI, A.; O'KEEFE, J. V.. *Noise Shielding Effects For Engine-Over-Wing Installations*. AIAA Conference Paper 1975-474, 1975.
- CURLE, N.. *The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound*. Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences, vol. 231, n° 1187, pp. 505-514, 1955.

CZECH, M. J.; THOMAS, R. H.; ELKOBY, R.. *Propulsion airframe aeroacoustic integration effects for a hybrid wing body aircraft configuration*. International Journal of Aeroacoustics, vol. 11, nº 3 & 4, pp. 325-368, 2012.

DA SILVA, C. R. I.. **Development of a novel RANS-based method for the computational aeroacoustics of high speed jets**. 2011. 235 f. Tese de Doutorado, Universidade de São Paulo, 2011.

DA SILVA, F. D.; DESCHAMPS, C. J.; DA SILVA, A. R.; SIMÕES, L. G. C.. *Assessment of Jet-plate Interaction Noise using the Lattice Boltzmann Method*. AIAA Conference Paper 2015-2207, 2015.

DAGGETT, D. L.; BROWN, S. T.; KAWAI, R. T. Ultra-Efficient Engine Diameter Study. NASA/CR—2003-212309, Maio, 2003.

DAVY, R.; BROSSARD, C.; JOURDAN, J. M.; PIOCHE, Y.; PICCIN, O.. Installation Effects Characterization of VHBPR Engine Part II: Experimental study using Particle Image Velocimetry. AIAA Conference Paper 2009-3253, 2009.

DEZITTER et al., F. Installation Effects Characterization of VHBPR Engine Part III: CFD Assessment for Jet Mixing. AIAA Conference Paper 2009-3370, 2009.

DOTY et al., M. J.. Jet Noise Shielding Provided by a Hybrid Wing Body Aircraft. AIAA Conference Paper AIAA 2014-2625, 2014.

DOWLING, A. P.; HYNES, T. P. *Sound generation by turbulence*. European Journal of Mechanics B/Fluids, vol. 23, pp. 491-500, 2004.

DUELL, E.; WALTER, J.; ARNETTE, S.; AND YEN, J.. *Recent Advances in Large-Scale Aeroacoustic Wind Tunnels*. AIAA Paper 2002-2503, 2002.

DUNN, D. G.; BUTZEL, M; DIBLASI, A.; FILLER, L.; JACOBS, L. D. *Aircraft configuration noise reduction. Vol. I Engineering Analysis*. FAA-RD-76-76-1 Final Report, 1976.

EARLY, K. *Propulsion airframe integration design, analysis and challenges going into the 21st century*. IN: 22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Harrogate, Reino Unido, 2000.

ELKOBY, R.. *Full-Scale Propulsion Airframe Aeroacoustics Investigation*. AIAA Conference Paper 2005-2807, 2005.

ENGINEERING SCIENCE DATA UNIT (ESDU). ESDU Data Item 02020 - *An Introduction to aircraft noise*. London, 2002.

ENVIA, E.. *Fan Noise Reduction: An Overview*. NASA Glenn Technical Report. Ohio, Estados Unidos, 2001.

FAHY, F.; WALKER, J., editors. **Advanced Applications in Acoustics, Noise and Vibration**. Spon Press, 2005.

FFOWCS WILLIAMS, J. E.; HALL, L. H. Aerodynamic sound generation by turbulent jet flow in the vicinity of a scattering half plane. *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 40, pp. 657-670, 1970.

FFOWCS WILLIAMS, J.E.; HAWKINGS, D. L. *Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motions*. *Philosophical Transactions of Real Society of London, Série A*, vol. 264, nº 1151, pp. 321-42, 1969.

FISHER, M. J.; PRESTON, G. A.; BRYCE, W. D. *Modelling of the noise from simple coaxial jets, Part I: with unheated primary flow*. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 209, nº 3, 385-403, 1998.

FONTAINE, R. A.; BOBBITT, B.; ELLIOTT, G. S.; AUSTIN, J. M.; FREUND, J. B.. *Design and Demonstration of a New Small-Scale Jet Noise Experiment*. AIAA Conference Paper 2012-0682, 2012.

FROENING, L. V.. **Investigação Experimental do Efeito de Bocal Serrilhado sobre o Desenvolvimento de um Jato Turbulento em Baixo Número de Mach**. 2013. 124 f. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Santa Catarina, 2013.

GLEGG, S. A. L.. *Broadband Fan Noise Generated by Small Scalle Turbulence*. NASA Grant Technical Report NAG 1-1202. Washington, D. C., Estados Unidos, 1998.

GOHARDANI, A. S.. *A synergistic glance at the prospects of distributed propulsion technology and the electric aircraft concept for future unmanned air vehicles and commercial/military aviation*. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 57, pp. 25-70. 2013.

GOHARDANI, A. S.; DOULGERIS, G.; SINGH, R.. *Challenges of future aircraft propulsion: A review of distributed propulsion technology and its potential application for the all electric commercial aircraft*. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 47, pp. 369-391. 2011.

GOLDSTEIN, M. E. *Aeroacoustics*. McGraw-Hill International, 1976.

- GROVER, H. J.. *Fatigue of Aircraft Structures*. U. S. Government Printing Office, 1966.
- GUDMUNDSSON, K.; COLONIUS, T.. *Spatial Stability Analysis of Chevron Jet Profiles*. AIAA Conference Paper 2007-3599, 2007.
- GUTMARK, E. J.; CALLENDER, B.; MARTENS, S.. *Aeroacoustics of Turbulent Jets: Flow Structure, Noise Sources, and Control*. International Journal of The Japan Society of Mechanical Engineers. Series B: Fluids and thermal engineering, vol. 49, n° 4, pp. 1078-1085, 2006.
- HAHN, C. B.. **Design and Validation of the New Jet Facility and Anechoic Chamber**. 2011. 81 f. Dissertação de Mestrado, Ohio State University, 2011.
- HARPER-BOURNE, M.; FISHER, M. J.. *The Noise From Shock Waves in Supersonic Jets*. AGARD Conference on Noise Mechanisms, vol. 131, Paper 11, pp.1-13, 1973.
- HEAD, R. W.; FISHER, M. J.. *Jet/Surface Interaction Noise: Analysis of Farfield Low Frequency Augmentations of Jet Noise due to the Presence of a Solid Shield*. AIAA Conference Paper 1976-502, 1976.
- HELLSTROM, G.. *Noise Shielding Aircraft Configurations, A comparison Between Predicted and Experimental Results*. ICAS Paper 74-58, 1974.
- HERKES, W. H.; OLSEN, R. F.; UELLENBERG, S.. *The Quiet Technology Demonstrator Program: Flight Validation of Airplane Noise-Reduction Concepts*. AIAA Conference Paper 2006-2720, 2006.
- HERR, M.; ROSSIGNOL, K. S.; DELFS, J.; MÖBNER, M.; LIPPITZ, N.. *Specification of Porous Materials for Low-Noise Trailing-Edge Applications*. AIAA Conference Paper 2014-3041, 2014.
- HOHEISEL, H.; VON GEYR, H. Frhr.. *The influence of engine thrust behaviour on the aerodynamics of engine airframe integration*. CEAS Aeronautical Journal, n° 3, 2012, pp. 79-92.
- HOWE, M. S.. *Theory of Vortex Sound*. Cambridge University Press, 2003.
- HUBER, J.; OMAIS, M.; VUILLEMIN, A.; DAVY, R.. *Characterization of Installation Effects for HBPR Engine Part IV: Assessment of Jet Acoustics*. AIAA Conference Paper 2009-3371, 2009.

HUFF, D. L.. *Noise Reduction Technologies for Turbofan Engines*. NASA Glenn Technical Report TM 2007-214495. Ohio, Estados Unidos, 2007.

HUME, K.; GREGG, M.; THOMAS, C.; TERRANOVA, D.. Complaints caused by aircraft operations: an assessment of annoyance by noise level and time of day. *Journal of Air Transport Management*, vol. 9, 2003, pp. 153-160.

HUNTER, C. A.; THOMAS, R. H. *Development of a Jet Noise Prediction Method for Installed Jet Configurations*. AIAA Conference Paper 2003-3169, 2003.

HUNTER, C. A.; THOMAS, R. H; ABDOL-HAMID, K.S.; PAO; S. P.; ELMILINGUI, A. A.; MASSEY, S. J.. *Computational Analysis of the Flow and Acoustic Effects of Jet-Pylon Interaction*. AIAA Paper 2005-3083, 2005.

INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION (ICAO): *International Standards and recommended practices. Environmental protection. Annex 16 to the convention on international civil aviation*, vol. I, 2 ed., International Civil Aviation Organization, 1988.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION. ISO 3745: *Acoustics — Determination of sound power levels of noise sources using sound pressure — Precision methods for anechoic and hemi-anechoic rooms*, 2003.

JANSSON, D.; MATHEW, J.; HUBNER, J. P.; SHEPLAK, M.; CATTAFESTA, L.. *Design and Validation of an Aeroacoustic Anechoic Test Facility*. AIAA Conference Paper 2002-2466, 2002.

JORGENSEN, F.E.. *How to measure turbulence with hot-wire anemometers - a practical guide*. Dantec Dynamics, 2002.

JOSLIN et al., R. D. *Synergism of flow and noise control technologies*. *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 41, n° 1, pp. 363-417. 2005.

JUVÉ, D.. *Aeroacoustics research in Europe: The CEAS-ASC report on 2008 highlights*. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 328, pp. 213-242, 2009.

JUVÉ, D.; SUNYACH, M.; COMTE-BELLOT, G.. *Intermittency of the noise emission in subsonic cold jets*. *Journal of Sound and Vibration*, vol. 71, pp. 319-332, 1980.

- KIPP, F.. *Hearing Impairment Caused by Aircraft Noise*. U.S. Army, 1946.
- KOPIEV, V. F.; FARANOSOV, G. A.; ZAYTSEV, M. Y.; VLASOV, E. V.; KARAVOSOV, R. K.; BELYAEV, I. V.; OSTRIKOV, N. N.. *Intensification and suppression of jet noise sources in the vicinity of lifting surfaces*. AIAA Conference Paper 2013-2284, 2013.
- KROTHAPALLI, A.; KING, C. J.; STRYKOWSKI, P. J.. *The role of streamwise vortices on sound generation of a supersonic jet*. AIAA Conference Paper 1993-4320, 1993.
- KUNDU, P. K.. *Fluid Mechanics*. Academic Press, 1990.
- KUTTRUFF, H.. *Acoustics: an Introduction*. Taylor and Francis, 2006.
- LAU, J. C.. *Effects of Exit Mach Number and Temperature on Mean-Flow and Turbulence Characteristics in Round Jets*. Journal of Fluid Mechanics, Vol. 105, pp. 193-218, 1981.
- LAWRENCE, J. **Aeroacoustic Interactions of Installed Subsonic Round Jets**. 2014. 225 f. Tese de Doutorado, Southampton University, 2014.
- LAWRENCE, J. L. T.; AZARPEYVAND, M.; SELF, R. H.. *Interaction between a Flat Plate and a Circular Subsonic Jet*. AIAA Paper 2011-2745, 2011.
- LEUNG, R. C. **Studies in aeroacoustics of coaxial vortex rings**. 1998. 345 f. Tese de Doutorado, University of Hong Kong, China, 1998.
- LIGHTHILL, M. J.. *On Sound Generated Aerodynamically. I - General Theory*. Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences, vol. 211, n° 1107, pp. 564-587, 1952.
- LIGHTHILL, M. J.. *On Sound Generated Aerodynamically. II - Turbulence as a Source of Sound*. Proceedings of the Royal Society of London, Series A, Mathematical and Physical Sciences, vol. 222, n° 1148, pp. 1-32, 1954.
- LILLEY, G. M.. *The prediction of airframe noise and comparison with experiment*. Journal of Sound and Vibration, vol. 239, n° 4, 849-859, 2001.

LUBERT, C. P.. *On some recent applications of the Coanda Effect to Acoustics*. In: Proceedings of Meeting on Acoustics, Vol. 11. Paper 1pNS9, 2012.

LUBERT, C. P.. *Some recent experimental results concerning turbulent Coanda wall jets*. In: Proceedings of Meeting on Acoustics, Vol. 22. Paper 2aNSb8, 2015.

MAIA, I. A.. **Caracterização Experimental do Efeito de um Bocal com Chevron sobre o Campo Turbulento de um Jato Subsônico**. 2015. 152 f. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Santa Catarina, 2015.

MAIA, I. A.; NETO, J. R.; DESCHAMPS, C. J.; CORDIOLI, J. A.. *Validação Rig de jato UFSC (SMC 006)*. EMBRAER Report, Outubro, 2015.

MARTENS, S. *Jet noise reduction technology development at GE aircraft engines*. IN: 22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, Harrogate, Reino Unido, 2002.

MASSEY, S. J.; THOMAS, R. H.; ABDOL-HAMID, K.S.; ELMILINGUI, A. A.. *Computational and Experimental Flow Field Analyses of Separate Flow Chevron Nozzles and Pylon Interaction*. AIAA Conference Paper 2003-3212, 2003.

MASSEY, S. J.; WAITHE, K. A.. *Computational Analyses of Propulsion Aeroacoustics for Mixed Flow Nozzle Pylon Installation at Takeoff*. NASA/CR—2001-211056, Setembro, 2001.

MATHEW, J.. **Design, Fabrication, and Characterization of an Anechoic Wind Tunnel Facility**. 2006. 217 f. Tese de Doutorado, University of Florida, 2006.

MCLAUGHLIN, P. A **Contribution to the Jet Noise Installation Problem**. 2010. 159 f. Tese de Doutorado, Southampton University, 2010.

MEAD, C. J.; STRANGE, P. J. R.. *Under-Wing Installation effects on Jet Noise at Sideline*. AIAA Conference Paper 1998-2207, 1998.

MENGLE, V. G.. *The Effect of Nozzle-to-Wing Gully Height on Jet Flow Attachment to the Wing and Jet-Flap Interaction Noise*. AIAA Conference Paper 2011-2705, 2011.

MENGLER, V. G.; ELKOBY, R.; BRUSNIAK, L.; THOMAS, R. H.. *Reducing Propulsion Airframe Aeroacoustic Interactions with Uniquely Tailored Chevrons: 1. Isolated Nozzles*. AIAA Conference Paper 2006-2467, 2006a.

MENGLER, V. G.; ELKOBY, R.; BRUSNIAK, L.; THOMAS, R. H.. *Reducing Propulsion Airframe Aeroacoustic Interactions with Uniquely Tailored Chevrons: 2. Installed Nozzles*. AIAA Conference Paper 2006-2434, 2006b.

MENGLER, V. G.; ELKOBY, R.; BRUSNIAK, L.; THOMAS, R. H.. *Reducing Propulsion Airframe Aeroacoustic Interactions with Uniquely Tailored Chevrons: 3. Jet-Flap Interaction*. AIAA Conference Paper 2006-2435, 2006c.

MENGLER, V. G.; GANZ, U. W.; NESBITT, E.; BULTEMEIER, E. J.; THOMAS, R. H.. *Flight Test Results for Uniquely Tailored Propulsion-Airframe Aeroacoustic Chevrons: Shockcell Noise*. AIAA Conference Paper 2006-2439, 2006d.

MILLER, S. A. E.. *The Prediction and Analysis of Jet Flows and Scattered Turbulent Mixing Noise about Flight Vehicle Airframes*. NASA/TM-2014-218506, Junho, 2014.

MOORE, A.. "A 3D Prediction of the Wing Reflection of Aero-Engine Noise," AIAA Paper 2004-2865, 2004.

MOORE, A.; MEAD, C.. *Reflection of noise from aero-engines installed under an aircraft wing*. AIAA Paper 2003-3151, 2003.

MUNDAY, D.; JACOB, J.. *Active Control of Separation on a Wing with conformal Camber*. AIAA Conference Paper 2001-0293, 2001.

NARAYANAN, S.; CHAITANYA, P.; HAERI, S.; JOSEPH, P.; KIM, J. W.; POLACSEK, C.. *Airfoil noise reductions through leading edge serrations*. Physics of Fluids, vol. 27, n° 025109, 2015.

NESBITT, E.; MENGLER, V. G.; CALLENDER, B.; CZECH, M.; THOMAS, R.. *Flight Test Results for Uniquely Tailored Propulsion-Airframe Aeroacoustic Chevrons: Community Noise*. AIAA Conference Paper 2006-2438, 2006.

NETO, J. R.. **Estudo experimental do ruído de jato subsônico**. 2016. 120 f. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Santa Catarina, 2016.

NIKAM, S. R.; SHARMA, S. D.. *Aero-acoustic Characteristics of Compressible Jets from Chevron Nozzle*. AIAA Conference Paper 2014-2623, 2014.

O'REILLY, C. J.; RICE, H. J.. *Investigation of a jet-noise-shielding methodology*. AIAA Journal, vol. 53, nº 11, pp. 3286-3296, 2015.

PAPAMOSCHOU, D.; MAYORAL, S.. *Experiments on Shielding of Jet Noise by Airframe Surfaces*. AIAA Conference Paper 2009-3326, 2009.

PERRINO, M.. **An Experimental Study into Pylon, Wing, and Flap Installation Effects on Jet Noise Generated by Commercial Aircraft**. 2014. 231 f. Tese de Doutorado, University of Cincinnati, 2014.

PORTELA, M.. *Otimização dos Parâmetros Acústicos do Teatro Noel Rosa Baseada na Resposta Impulsiva*. Projeto de Graduação, UERJ/FEN, 2005.

POWELL, C. A.; FIELDS, J. M.. 1995. *Human Response to Aircraft Noise*. In: **Aeroacoustics of Flight Vehicles Theory and Practice, Vol. 2: Noise Control**. Aeroacoustic Society of America, 1995.

POWELL, C. A.; PREISSER, J. S. NASA's subsonic jet transport noise reduction research. NASA Langley Technical Report, Seattle, Estados Unidos, 2000.

PROENÇA, A. R.. **Experimental Characterization of Velocity and Acoustic Fields of Single-Stream Subsonic Jet**. 2013. 157 f. Dissertação de Mestrado, Universidade Federal de Uberlândia, 2013.

REJENT, A.. **Experimental Study of the FLOW and Acoustic Characteristics of a High-Bypass Coaxial Nozzle with Pylon Bifurcations**. 2007. 233 f. Dissertação de Mestrado, University of Cincinnati, Estados Unidos, 2007.

RICOURDAD, J.; DAVY, R.; LOHEAC, P.; MOORE, A.; PICCIN, O.. *ROSAS wind tunnel test campaign dedicated to unconventional aircraft concepts study*. 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, UK, 2004.

ROLLS ROYCE. *The Jet Engine*, 5. th. Rolls Royce, 1986.

RUDNIK, R.; ROSSOW, C. C.. *Numerical Simulation Engine/Airframe Integration for High-bypass Engines*. Proceedings of the European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, 2000.

SAIYED, N. H.; MIKKELSEN, K. L.; BRIDGES, J. E.. *Acoustics and Thrust of Separate-Flow Exhaust Nozzles With Mixing Devices for High-Bypass-Ratio Engines*. NASA Glenn Technical Report TM 2000-209948. Ohio, Estados Unidos, 2000.

SAXENA, S.. **The prediction of noise and installation effects of high-subsonic dual-stream jets in flight**. 2012. 278 f. Dissertação de Mestrado, Pennsylvania State University, 2012.

SHIELDS, F. D.; BASS, H. E.. *Atmospheric Absorption of High Frequency Noise and Application to Fractional-Octave Bands*. NASA/CR—1977-0061400, Junho, 1977.

SHIVASHANKARA, B. N.; BLACKNER, A. M.. *Installed Jet Noise*. AIAA Conference Paper AIAA-1997-1601, 1997.

SMITH, M. J. T.. *Aircraft Noise*. Cambridge University Press, Nova Iorque, 1989.

SMITH, C.; CARPENTER, P. W.. *The Effect of Solid Surfaces on Turbulent Jet Noise*. Journal of Sound and Vibration, vol. 185, nº 3, 397-413, 1995.

SMITH, M. J.; MILLER, S. A. E.. *The Effects of Surfaces on the Aerodynamics and Acoustics of Jet Flows*. AIAA Conference Paper 2013-2041, 2013.

TAM, C. K. W.. *Computational Aeroacoustics: An Overview of Computational Challenges and Applications*. International Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 18 (6) pp. 547-567, 2004.

THOMAS, R. H.. *Aeroacoustics of Propulsion Airframe Integration: Overview of NASA's Research*. IN: NOISE-CON 2003, nº 105, 2003.

THOMAS, R. H.; BURLEY, C. L.; OLSON, E. D.. *Hybrid Wing Body Aircraft System Noise Assessment With Propulsion Airframe Aeroacoustic Experiments*. AIAA Conference Paper 2010-3913, 2010.

THOMAS, R. H.; BURLEY, C. L.; OLSON, E. D. *Hybrid wing body aircraft system noise assessment with propulsion airframe aeroacoustic experiments*. International Journal of Aeroacoustics, Vol. 11, nº 3 & 4, pp. 369-410, 2012.

THOMAS, R. H.; CZECH, M. J.; DOTY, M. J.. *High Bypass Ratio Jet Noise Reduction and Installation Effects Including Shielding Effectiveness*. AIAA Conference Paper 2013-0541, 2013.

THOMAS, R. H.; KINZIE, K.W.. *Jet-Pylon Interaction of High Bypass Ratio Separate Flow Nozzle Configurations*. AIAA Conference Paper 2004-2827, 2004.

THOMAS, R. H.; KINZIE, K.W.; PAO, S. P.. *Computational Analysis of a Pylon-Chevron Core Nozzle Interaction*. AIAA Conference Paper 2001-2185, 2001.

TIDE, P. S.; SRINIVASAN, K.. *Effect of chevron count and penetration on the acoustic characteristics of chevron nozzles*. Applied Acoustics, vol. 71, pp. 201-220, 2010.

TINNEY, C. E.; HALL, A.; GLAUSER, M. N.; UKEILEY, L. S.; COUGHLIN, T.. *Designing an Anechoic Chamber for the Experimental Study of High Speed Heated Jets*. AIAA Conference Paper 2004-0010, 2004.

UZUN, A.; HUSSAINI, M. Y.. *Investigation of high frequency noise generation in the near-nozzle region of a jet using large eddy simulation*. Theoretical Computational Fluid Dynamics, vol. 21, pp. 291-321, 2007.

VISWANATHAN, K.. *Jet Aeroacoustic Testing: Issues and Implications*. AIAA Journal, vol. 41, n° 9, Setembro, 2003.

VISWANATHAN, K.. *An Elegant Concept for Reduction of Jet Noise from Turbofan Engines*. AIAA Conference Paper 2004-2975, 2004.

WANG, M. E.. *Wing Effect on Jet Noise Propagation*. AIAA Conference Paper 1980-1047, 1980.

WANG, M.. *Computation of trailing edge-noise at low Mach number using LES and acoustic Analogy*. Center for Turbulence Research: Annual Research Briefs, pp 91-106, 1998.

WANG, M.; FREUND, J. B.; LELE, S. K.. *Computational Prediction of Flow-Generated Sound*. Annual Review of Fluid Mechanics, vol. 38, pp 483-512, 2006.

WAY, D. J.; TURNER, B. A.. *Model Tests Demonstrating Under-wing Installation Effects on Engine Exhaust Noise*. AIAA Conference Paper 1980-1048, 1980.

WEED, P. A.. **Hybrid Wing-Body Aircraft Noise and Performance Assessment**. 2010. 92 f. Dissertação de Mestrado, Massachusetts Institute of Technology, 2010.

ZAMAN, Z. B. M. Q.. *Effect of nozzle exit conditions on subsonic jet noise*. AIAA Conference Paper 2011-2704, 2011.

ZHANG, X.. *Aircraft noise and its nearfield propagation computations*, Acta Mechanica Sinica, vol. 28, n° 4, pp. 960-977, 2012.

APÊNDICE A

Caracterização acústica da câmara de teste - dados adicionais de nível de pressão sonora (NPS)

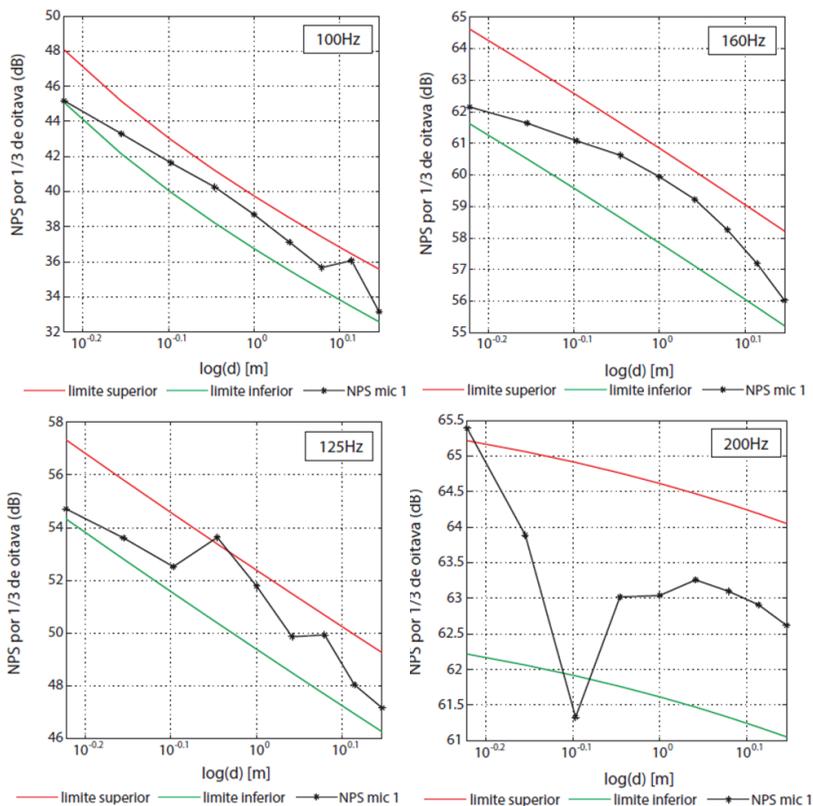


Figura A.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 1 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

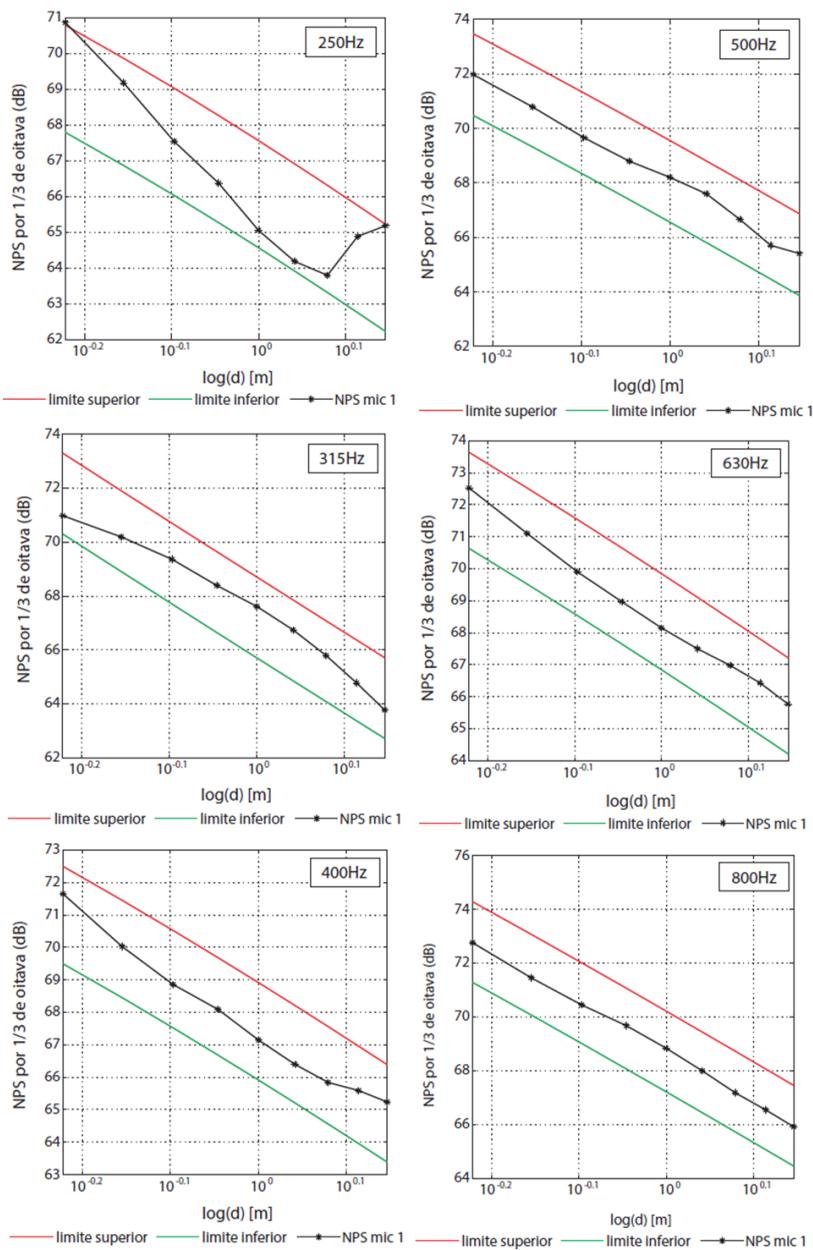


Figura A.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 1 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

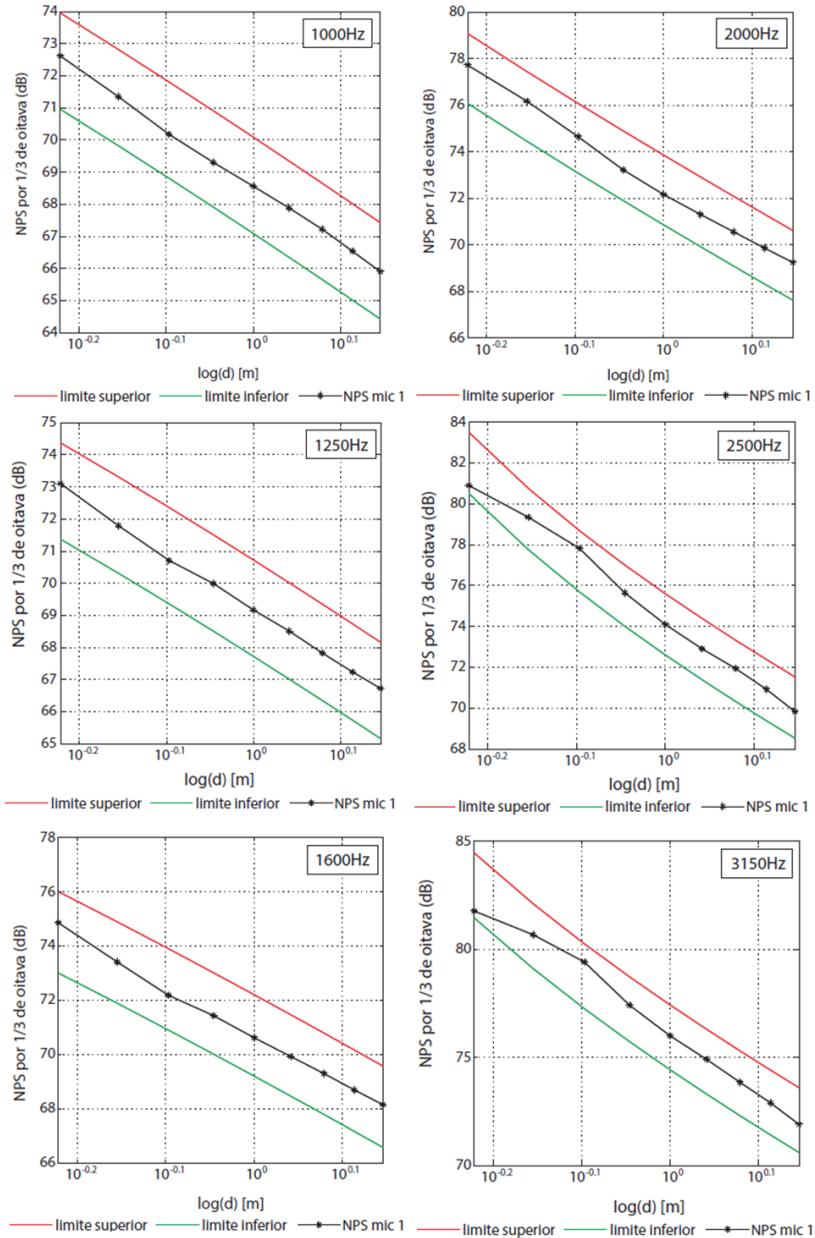


Figura A.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 1 para a faixa de freqüências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

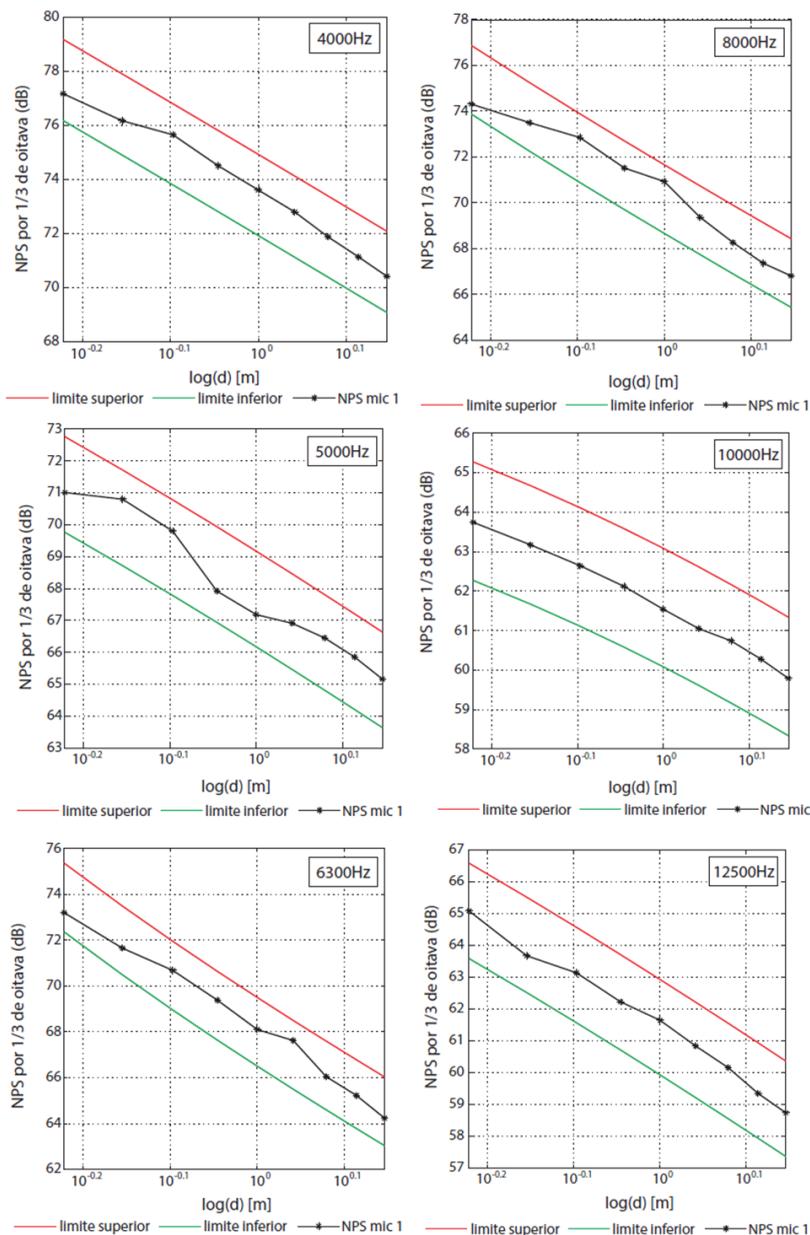


Figura A.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 1 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

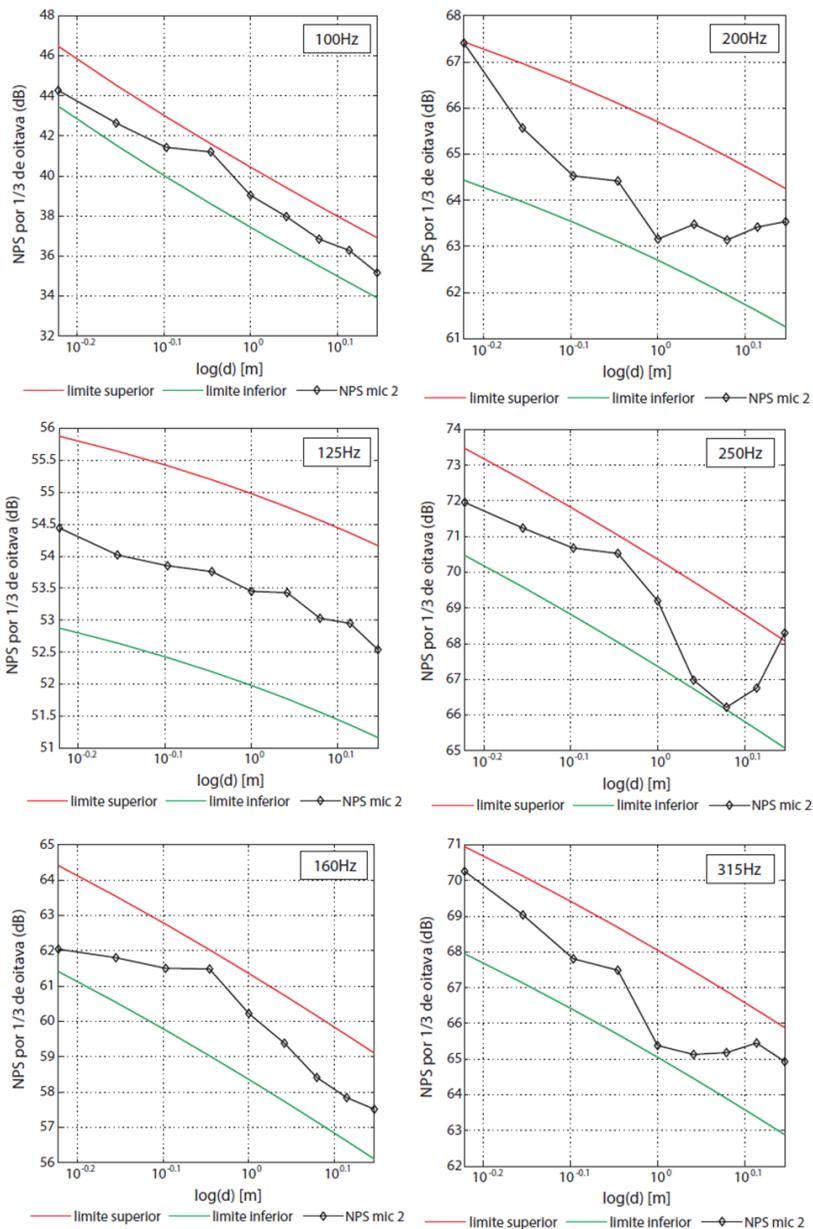


Figura A.2 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 2 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

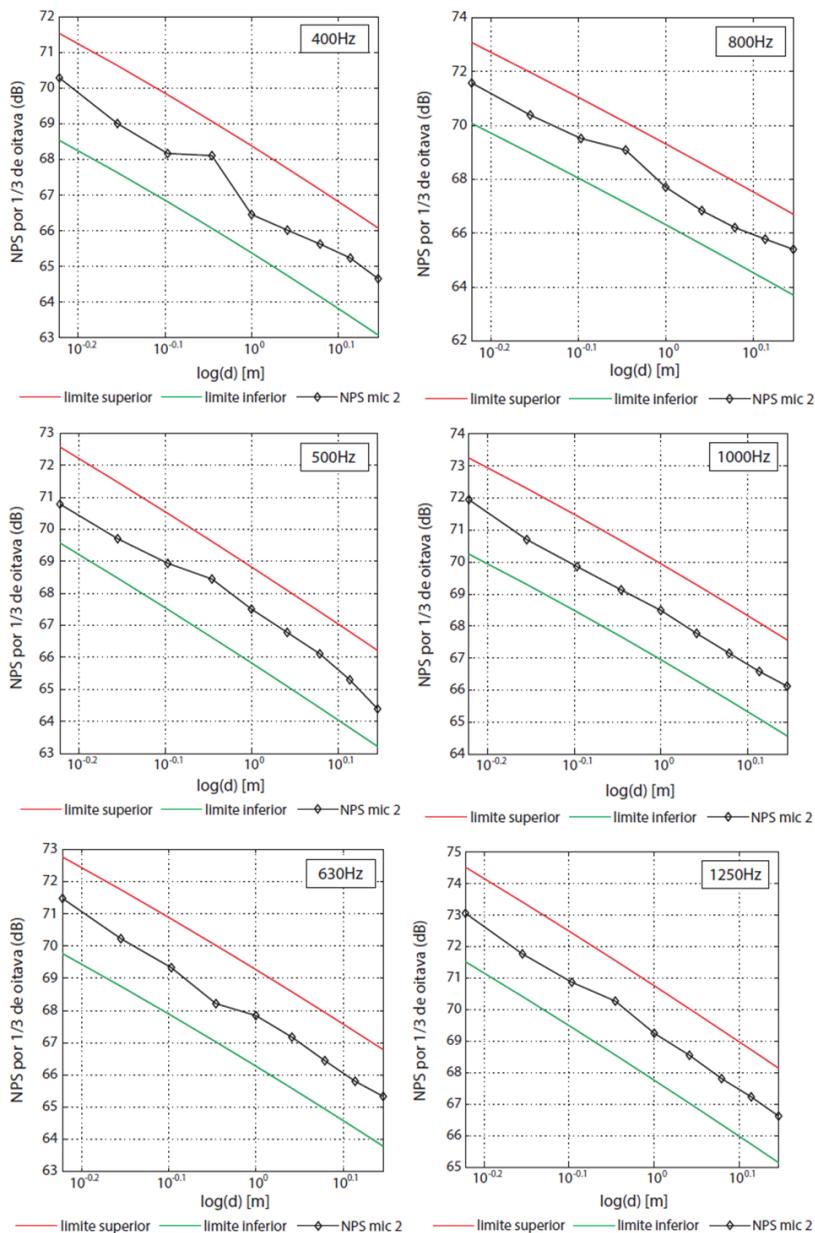


Figura A.2 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 2 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

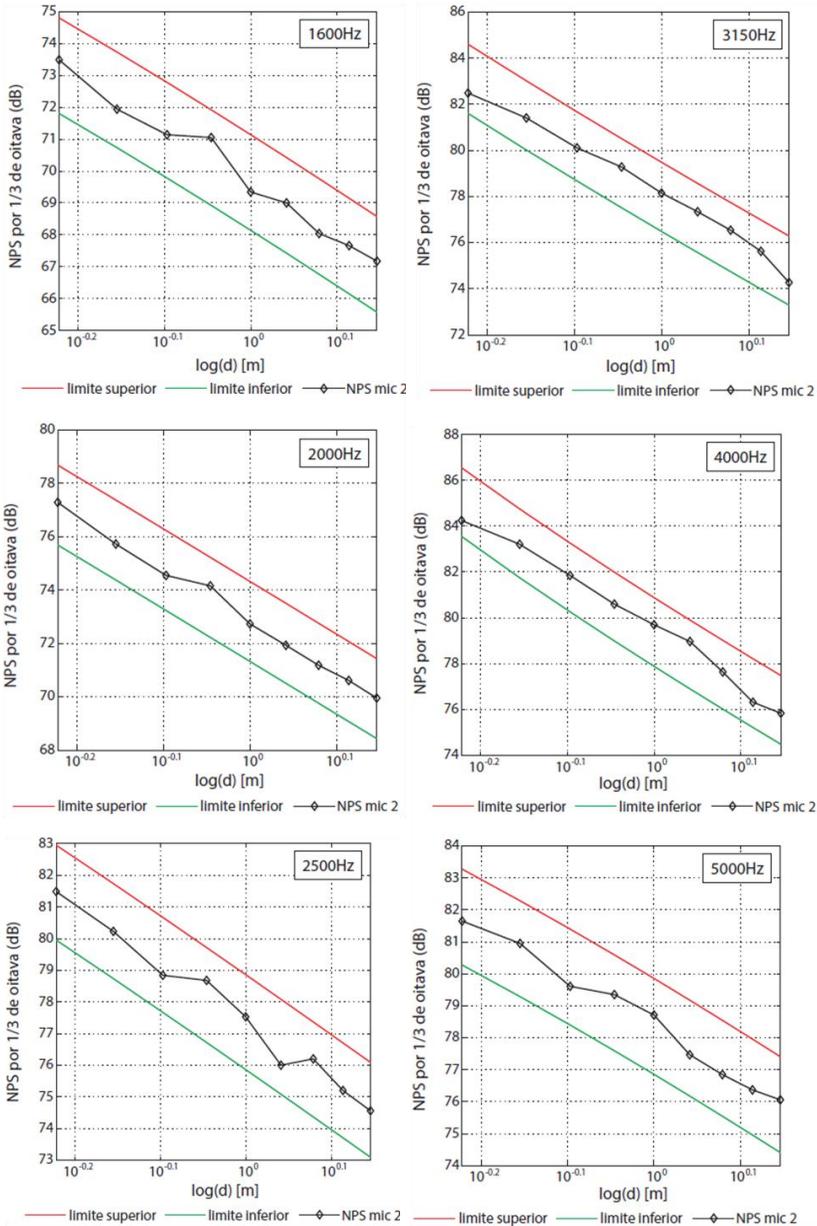


Figura A.2 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 2 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

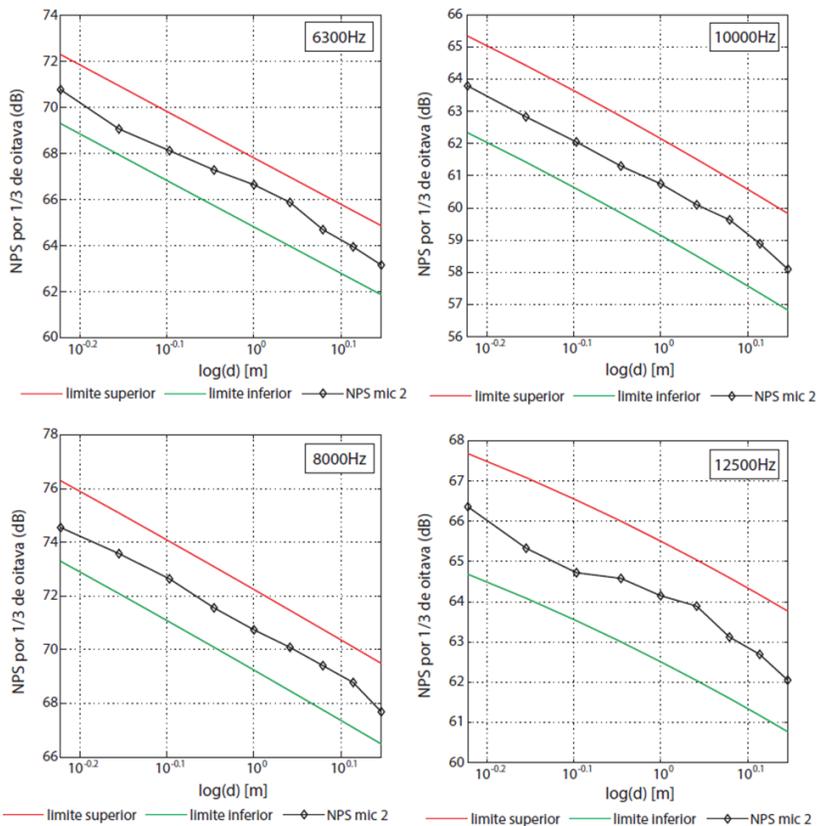


Figura A.2 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 2 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

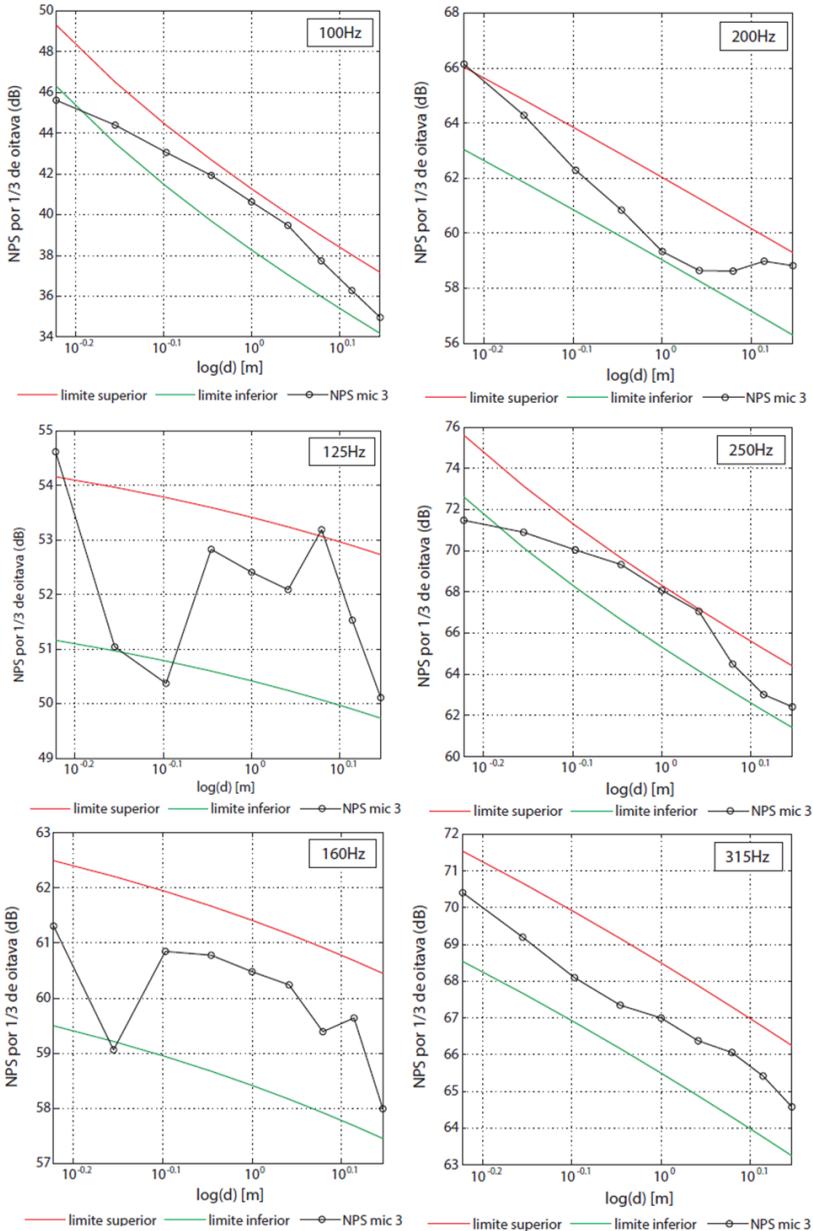


Figura A.3 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 3 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

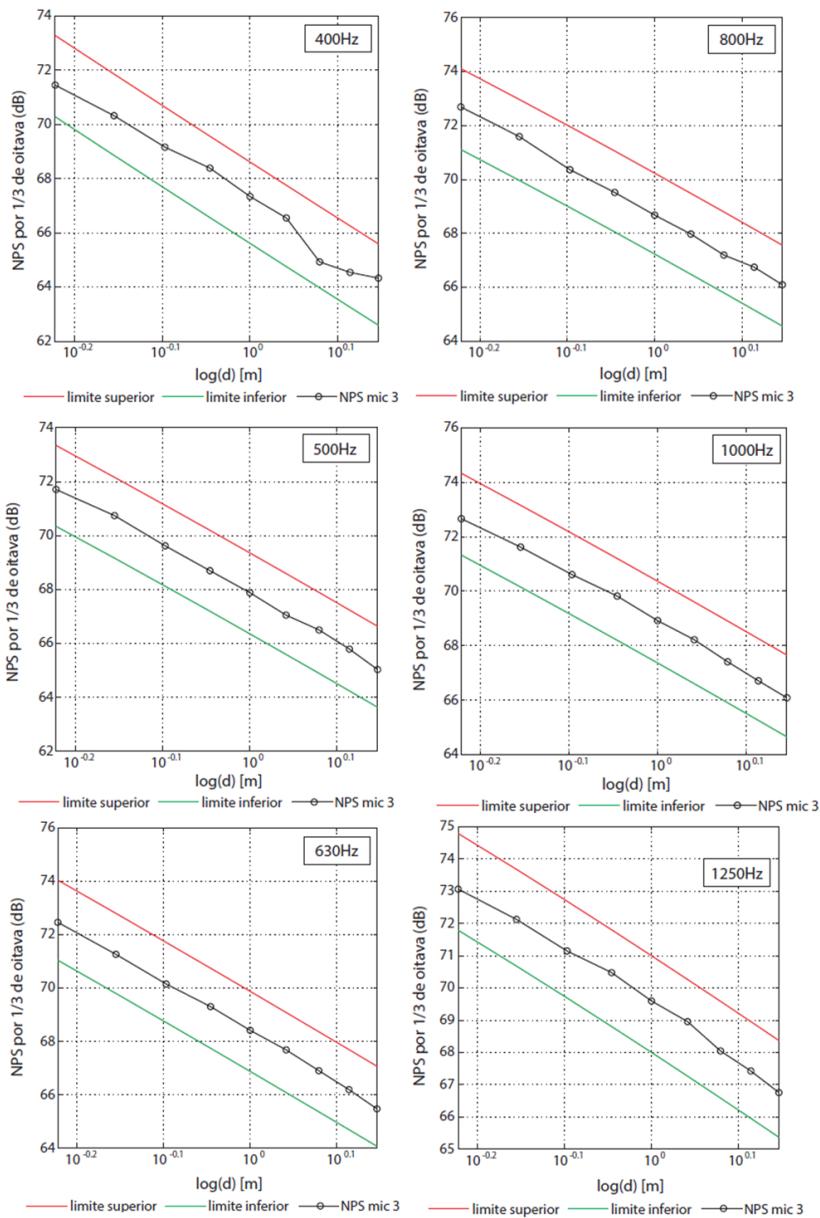


Figura A.3 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 3 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

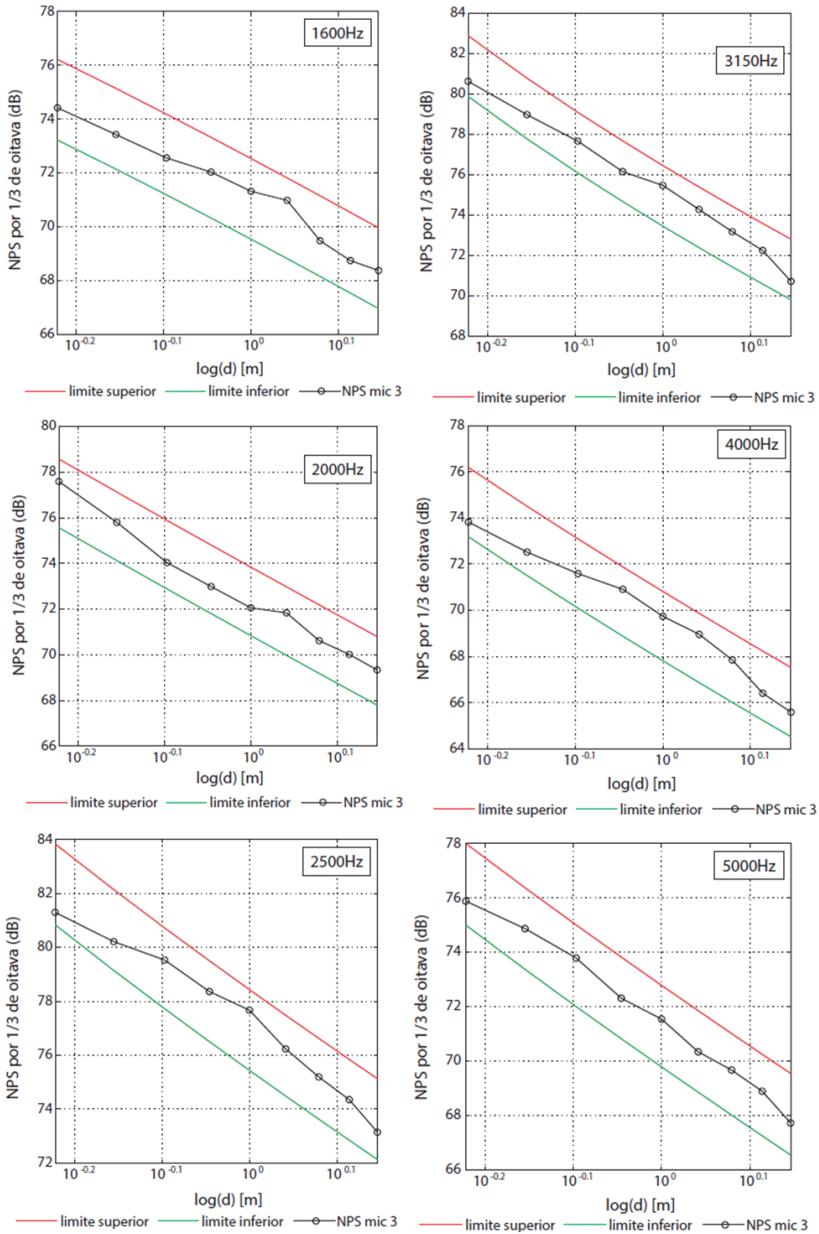


Figura A.3 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 3 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

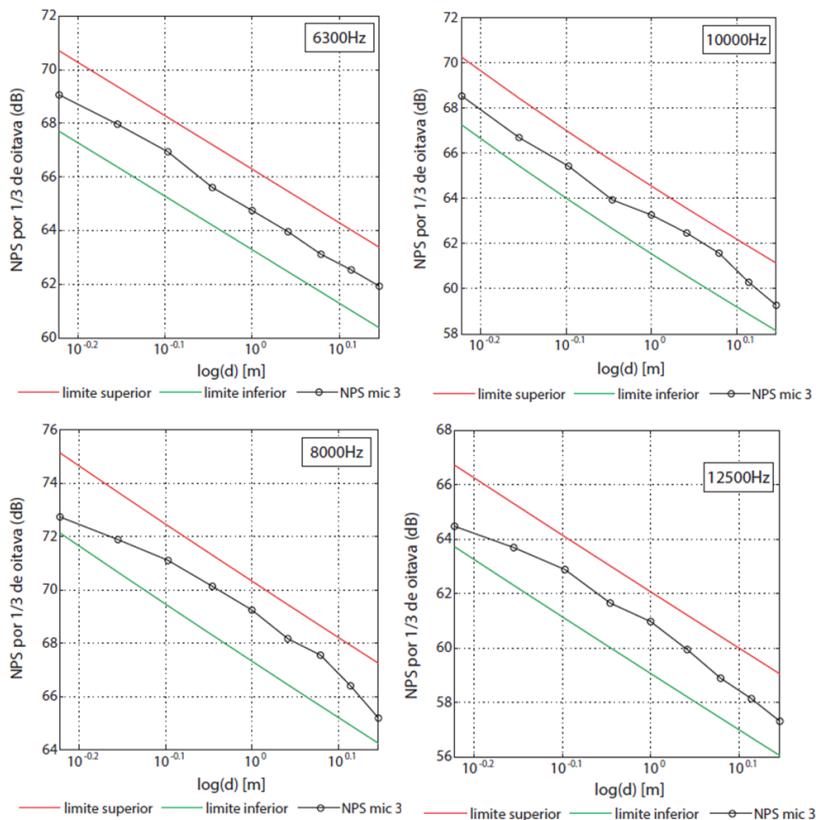


Figura A.3 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 3 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz.

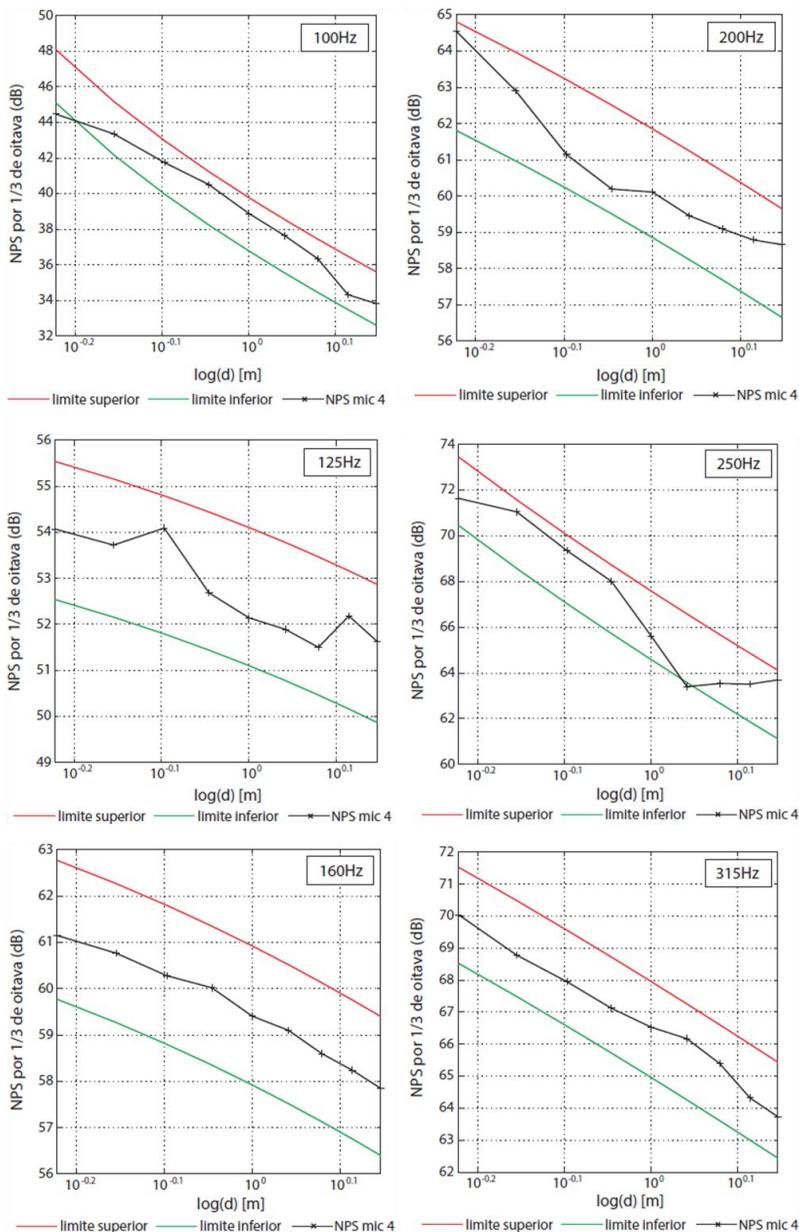


Figura A.4 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 4 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

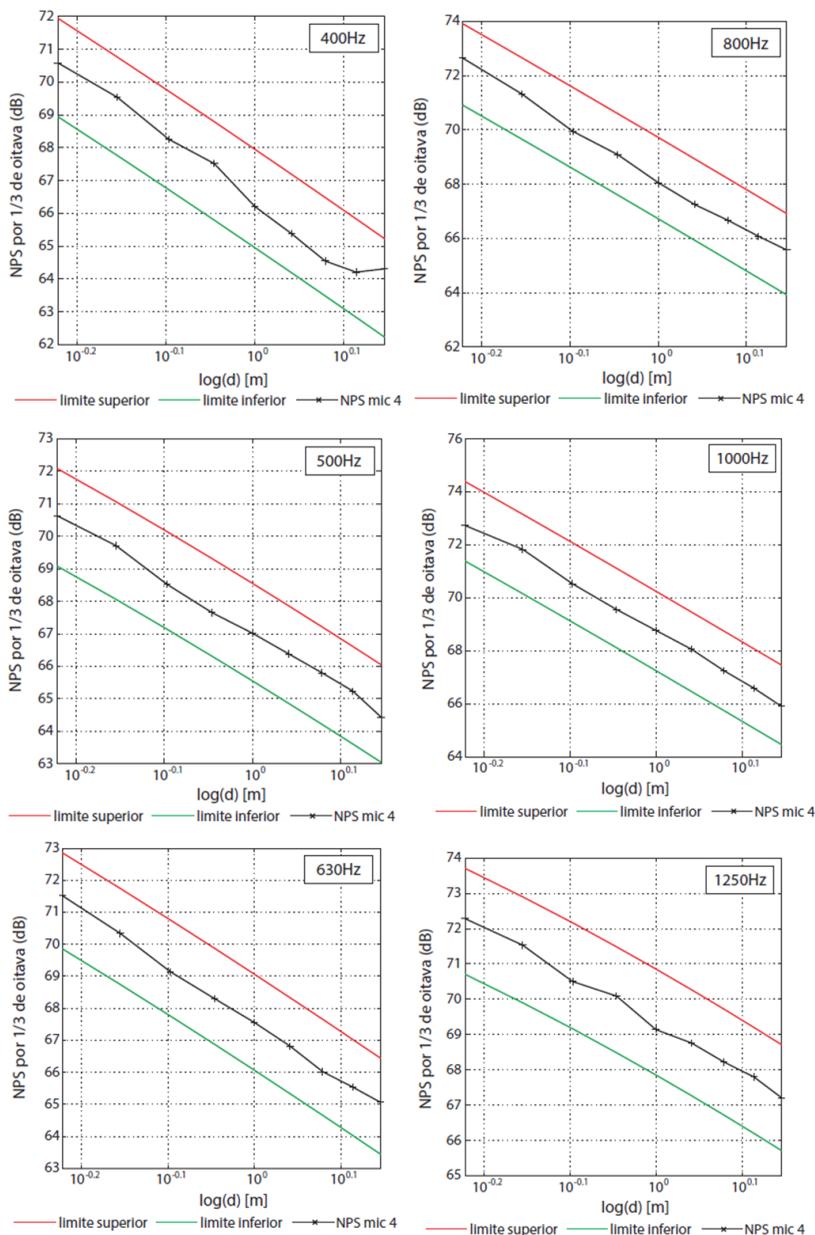


Figura A.4 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 4 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

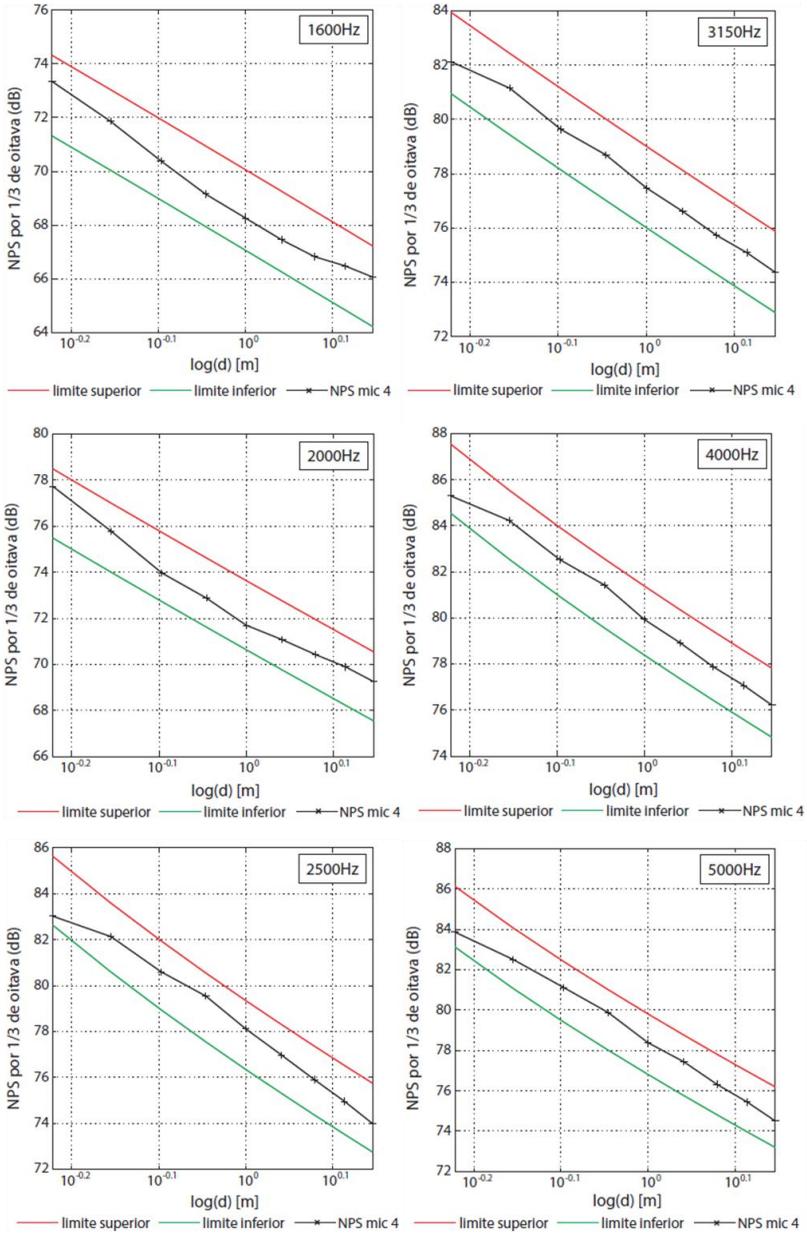


Figura A.4 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 4 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

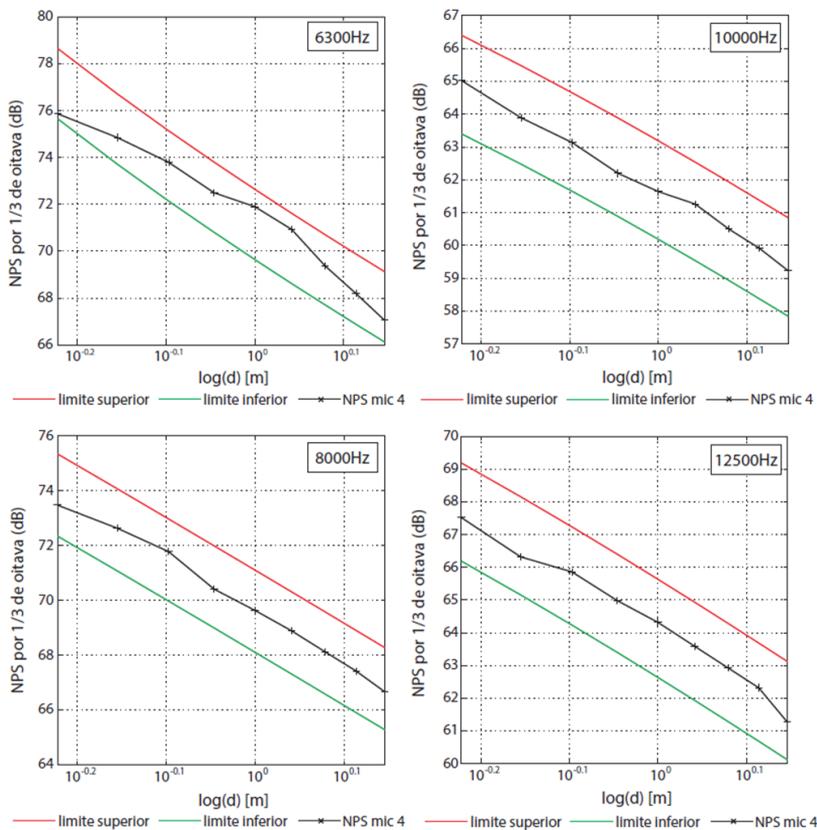


Figura A.4 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 4 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz.

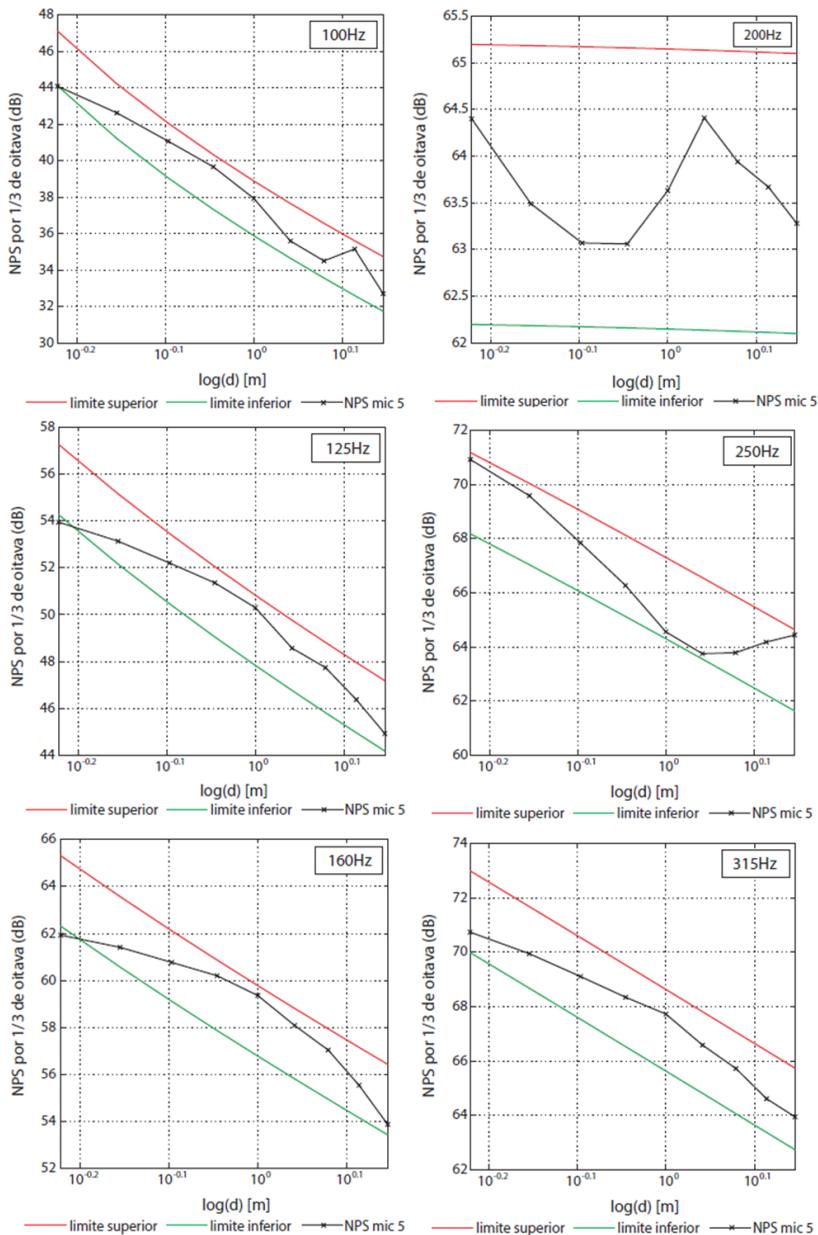


Figura A.5 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 5 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

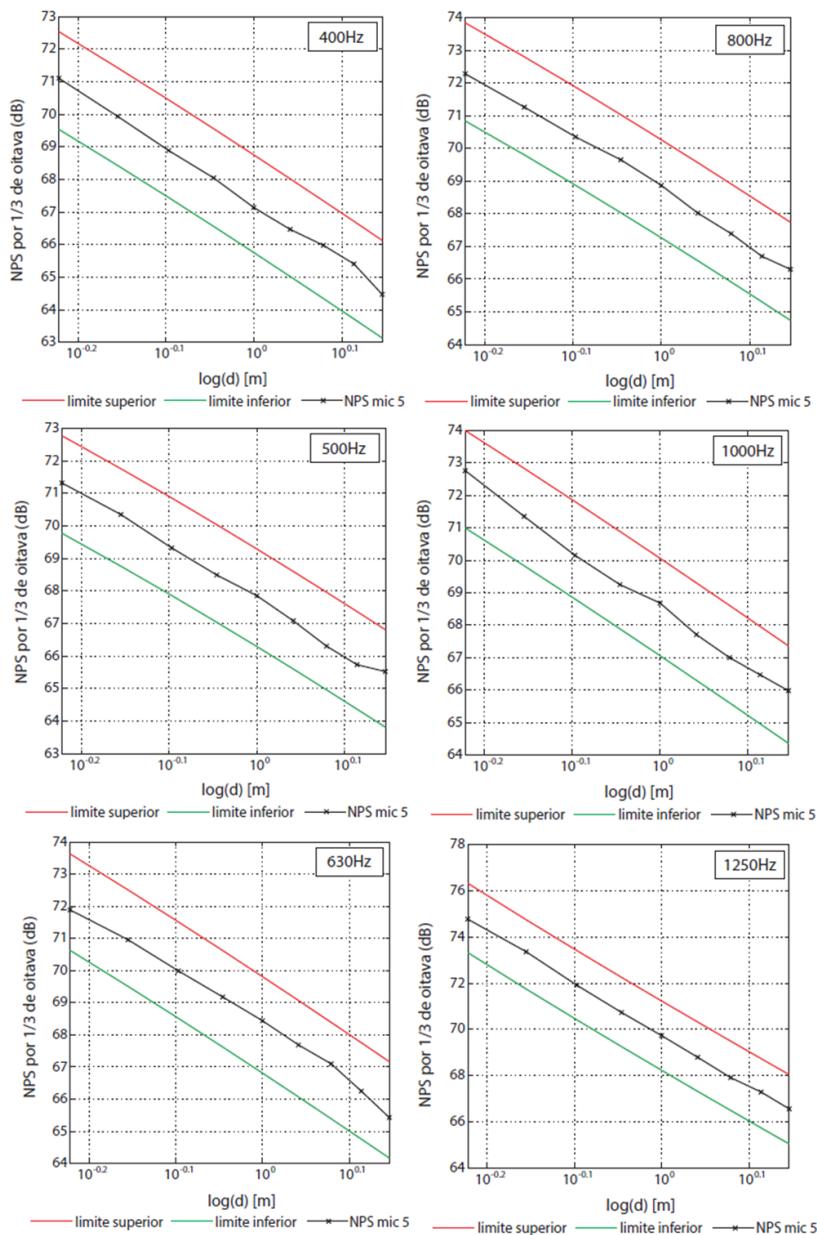


Figura A.5 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 5 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

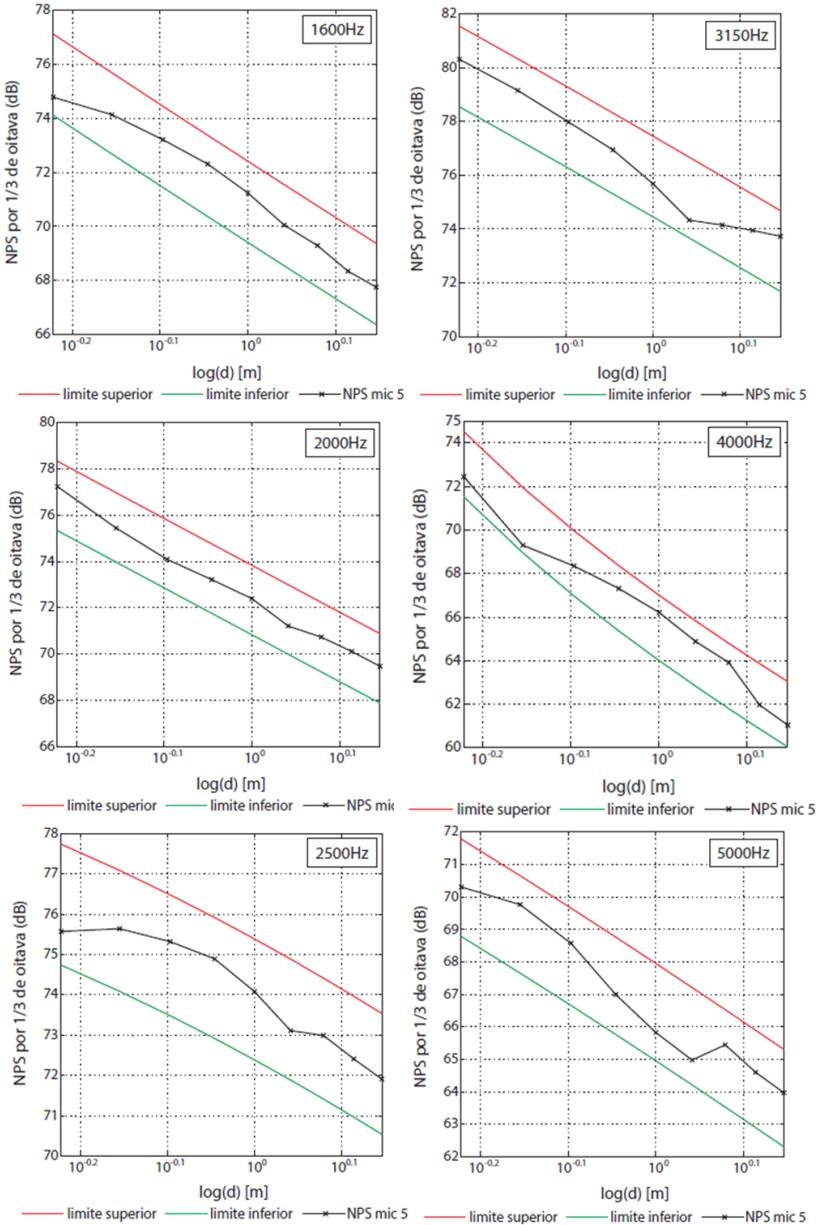


Figura A.5 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 5 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz. (cont.)

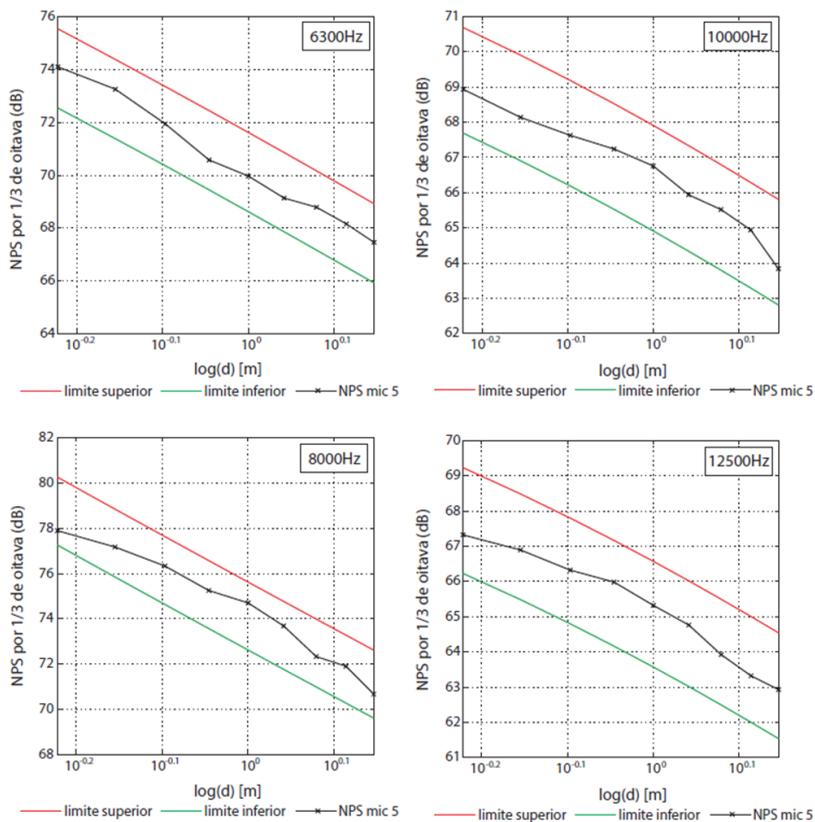


Figura A.5 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o microfone 5 para a faixa de frequências indo de 100 Hz a 12500 kHz.

APÊNDICE B

Determinação do campo distante para a fonte sonora jato - dados adicionais de Nível de Pressão Sonora:

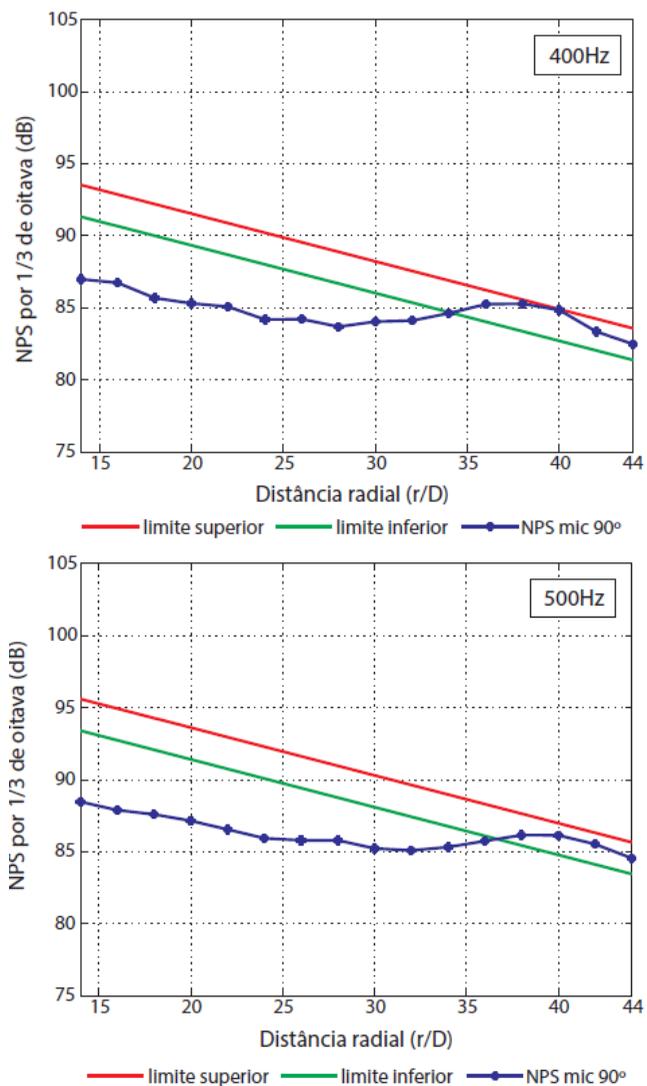


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

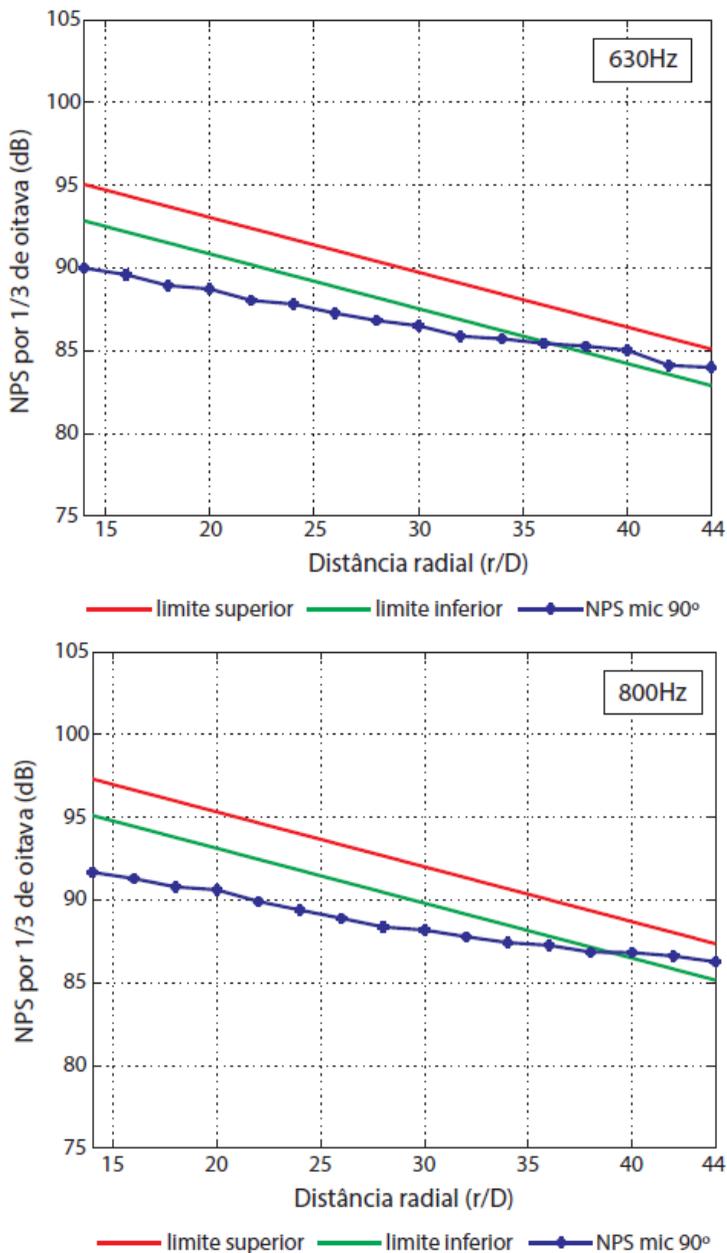


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

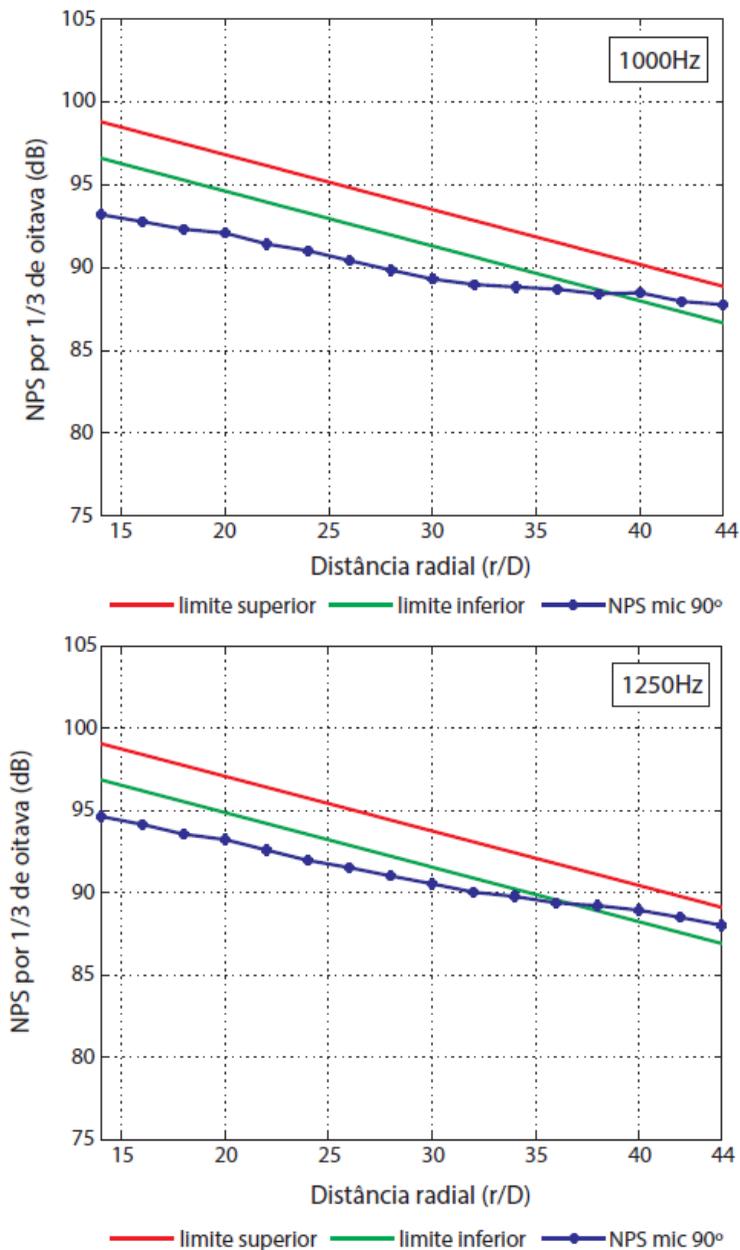


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

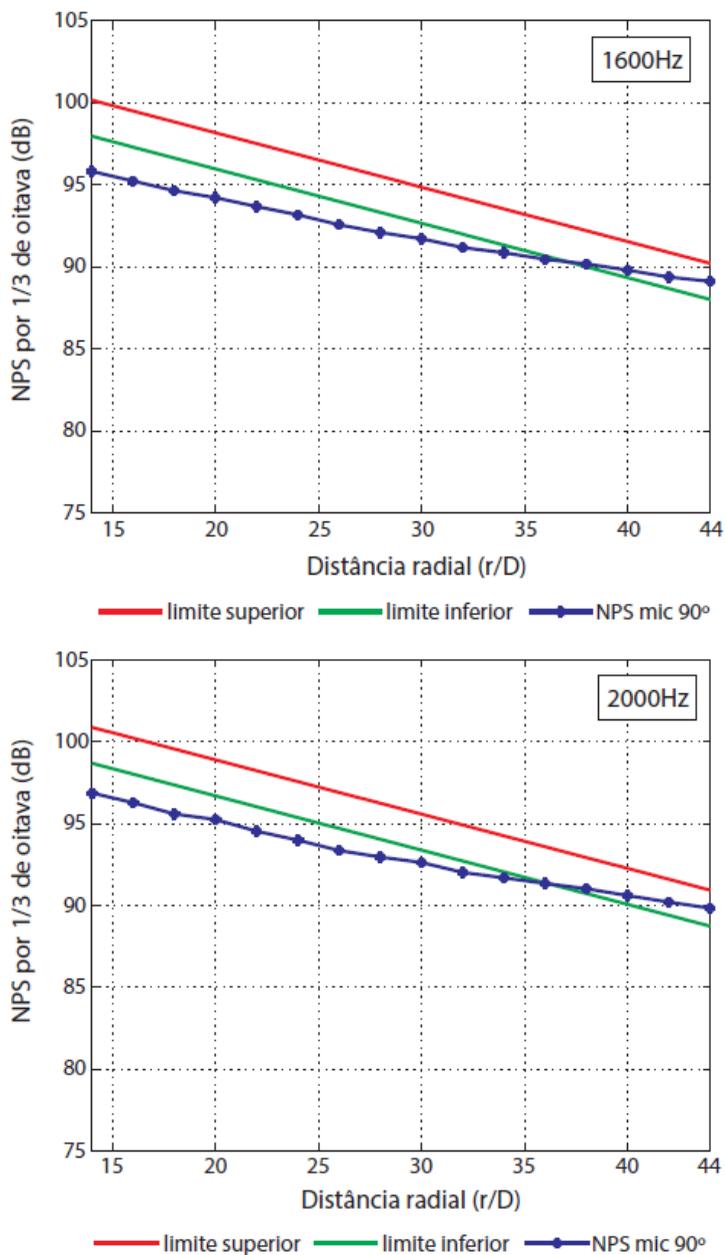


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

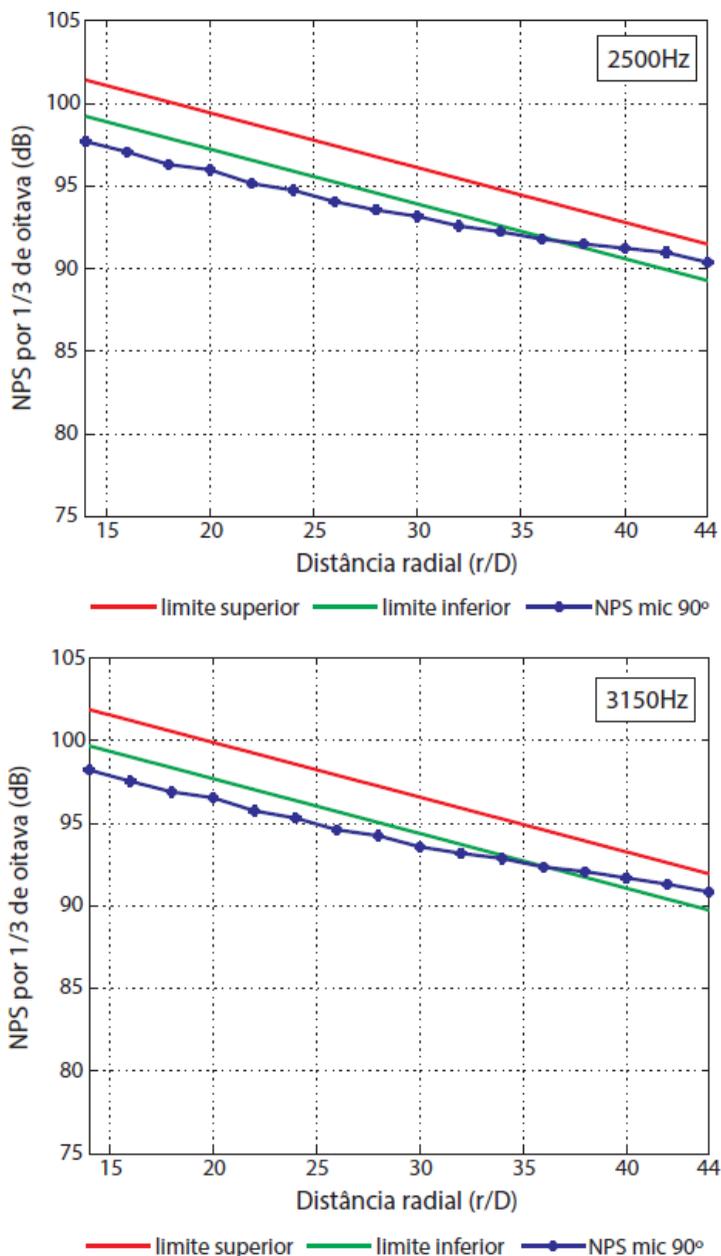


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

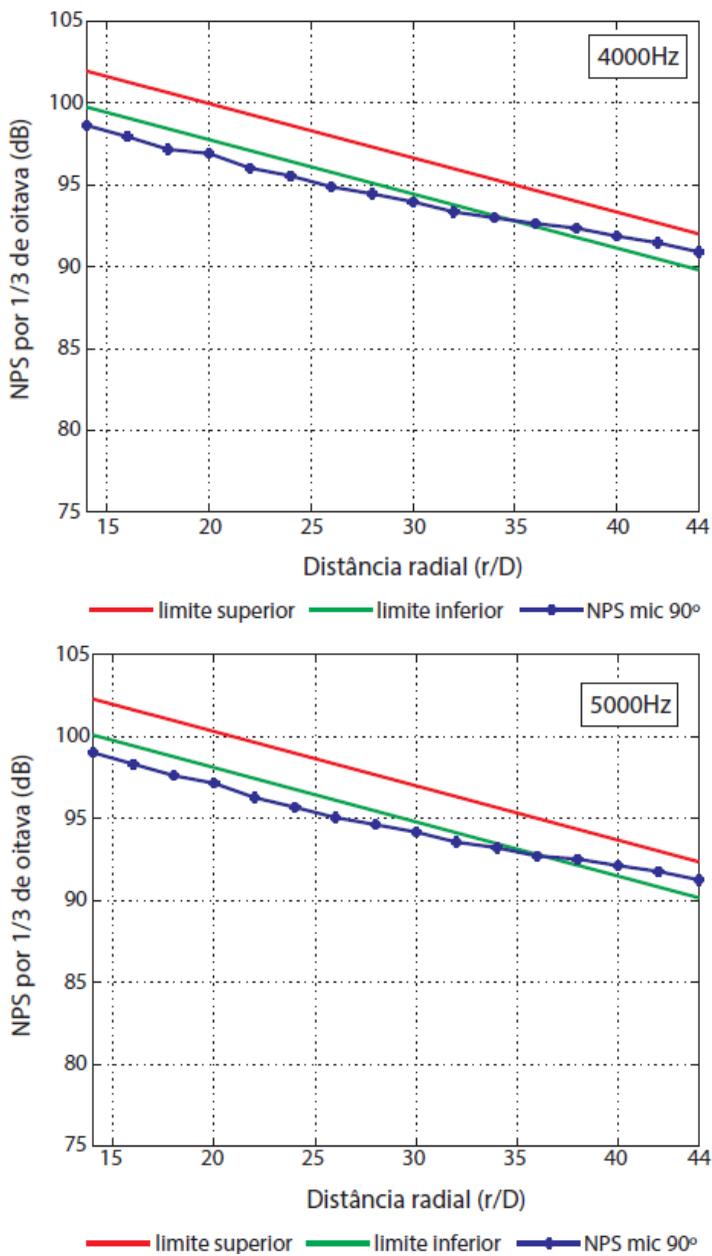


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

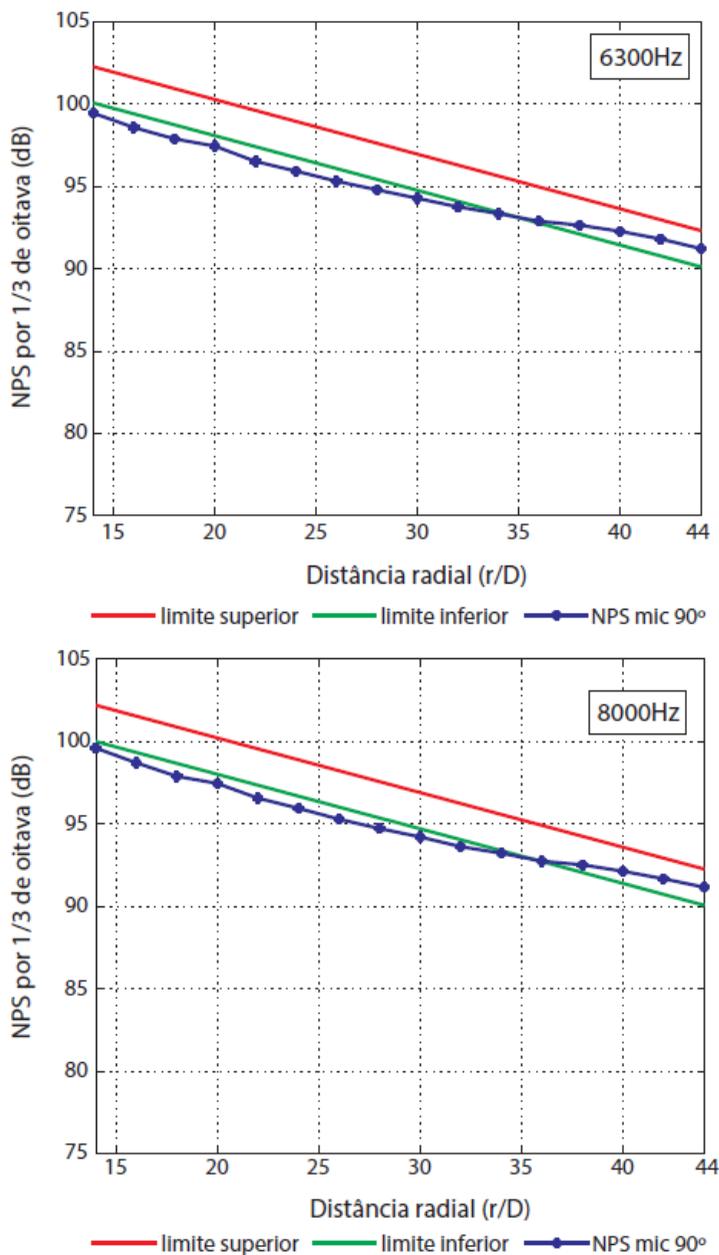


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

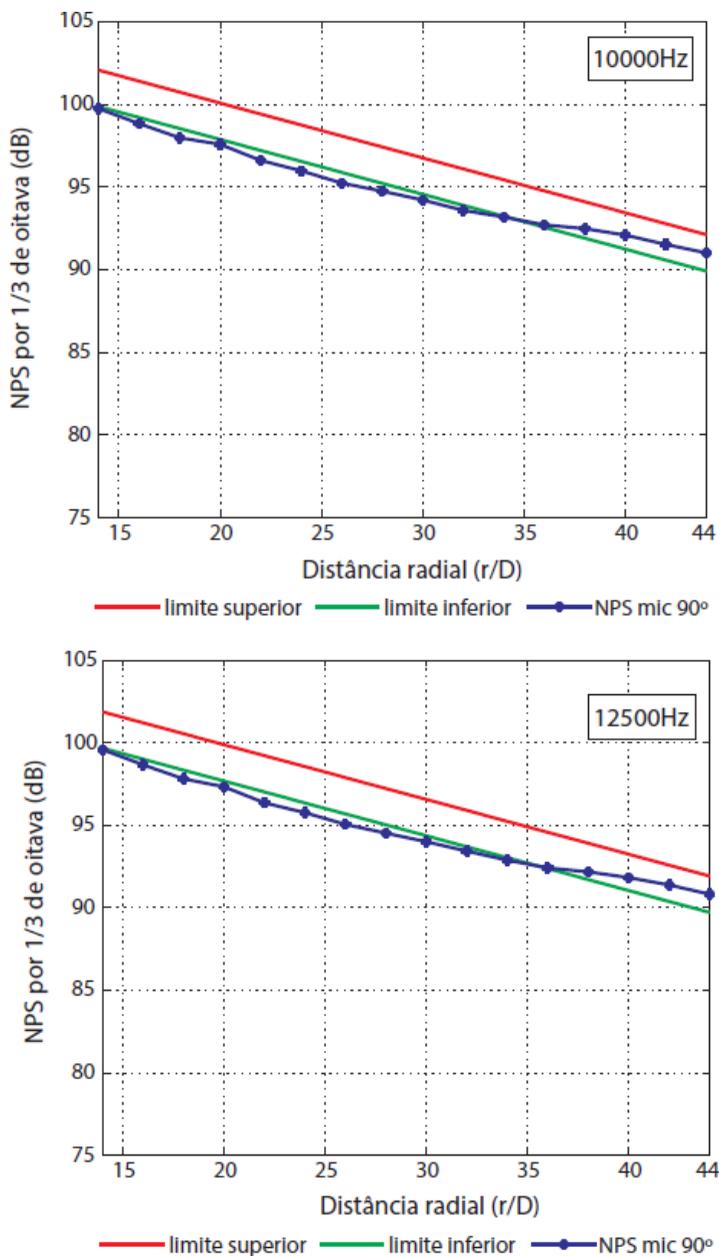


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

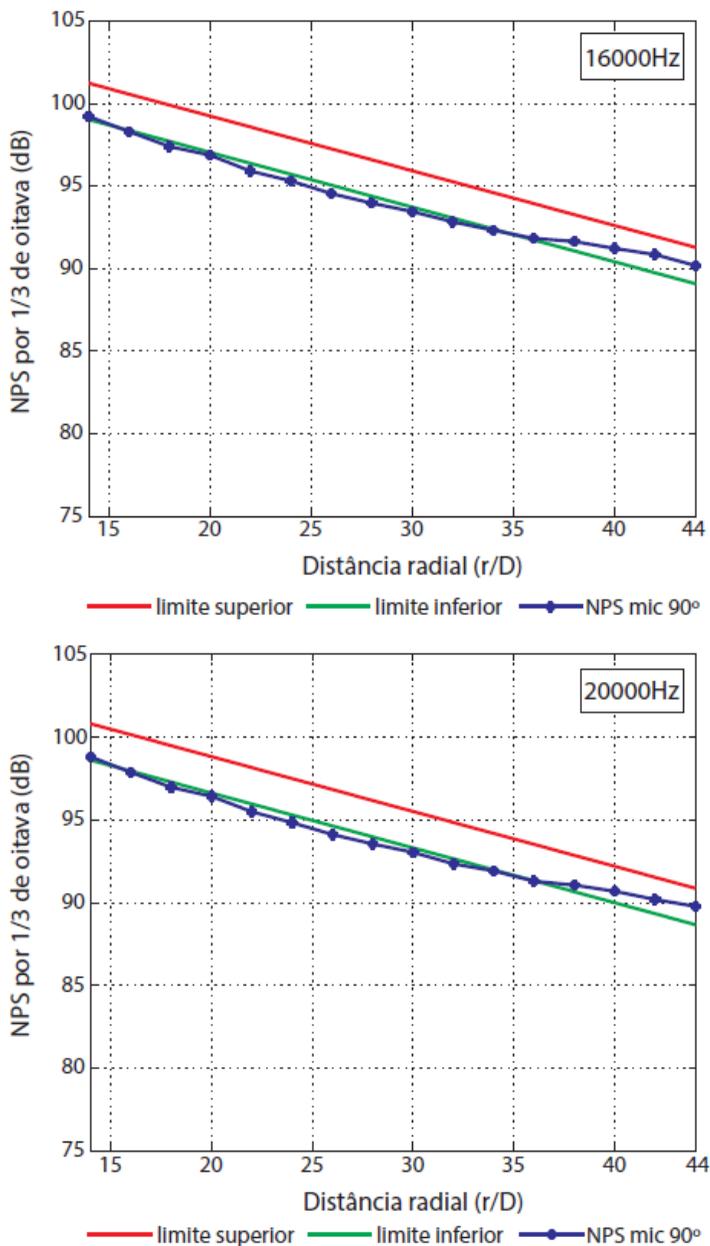


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

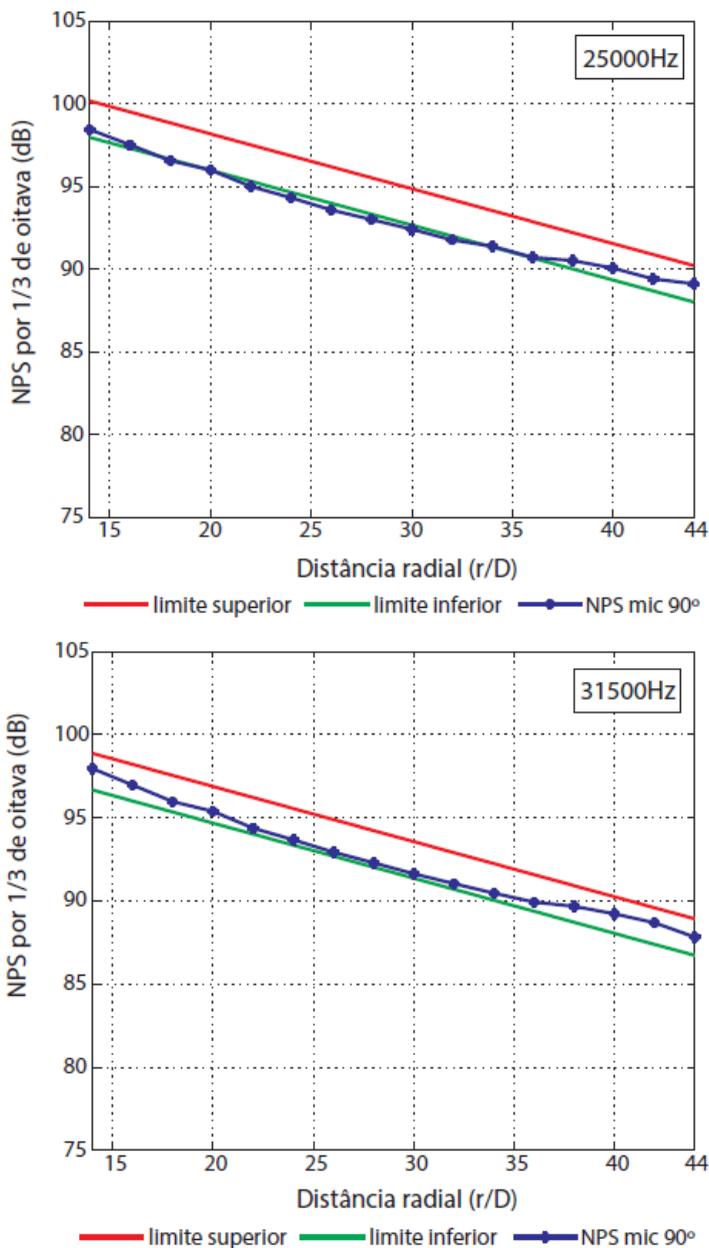


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz. (cont.)

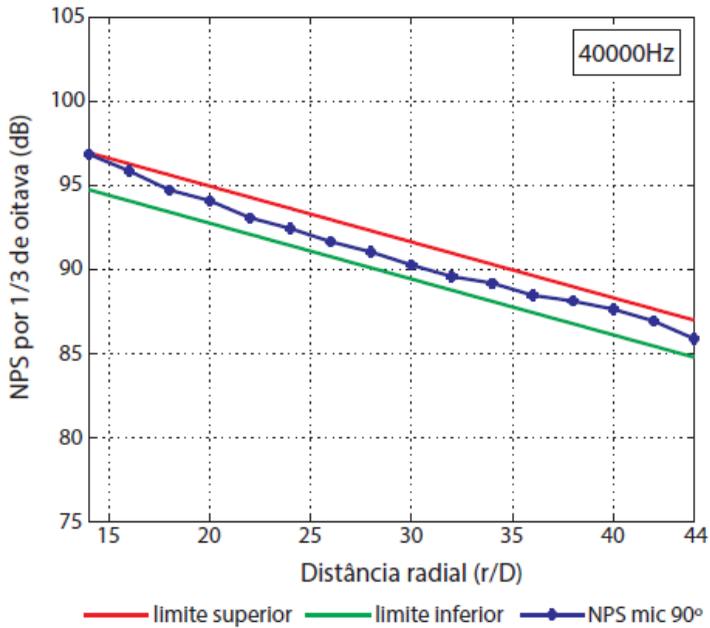


Figura B.1 - Dados de Nível de Pressão Sonora para o Microfone a 90° para a faixa de frequências indo de 400 Hz a 40 kHz.

APÊNDICE C

Resultados adicionais de PSD e Δ NPS para configurações de fraca integração

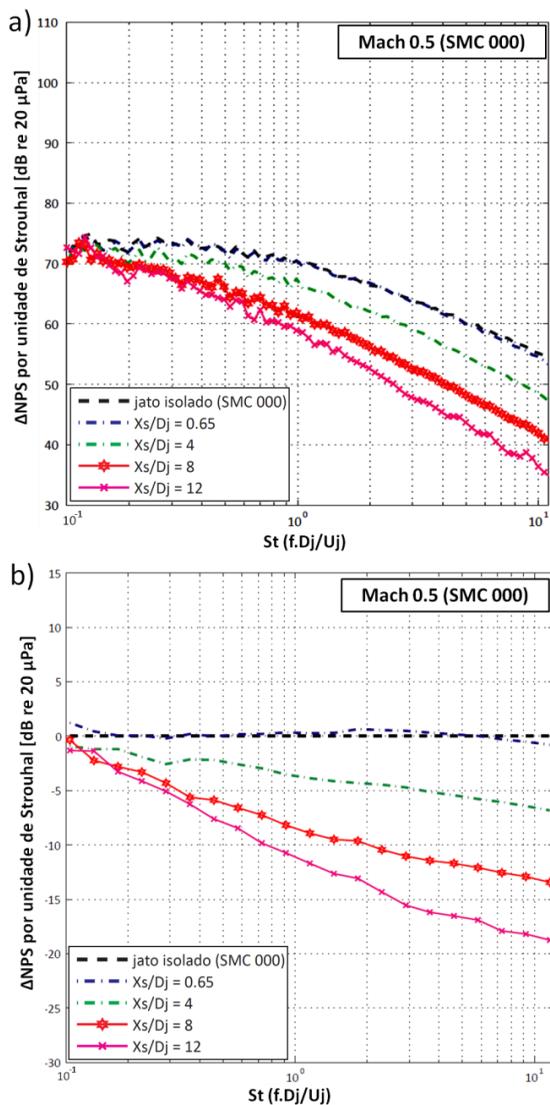


Figura C.1 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 6$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.

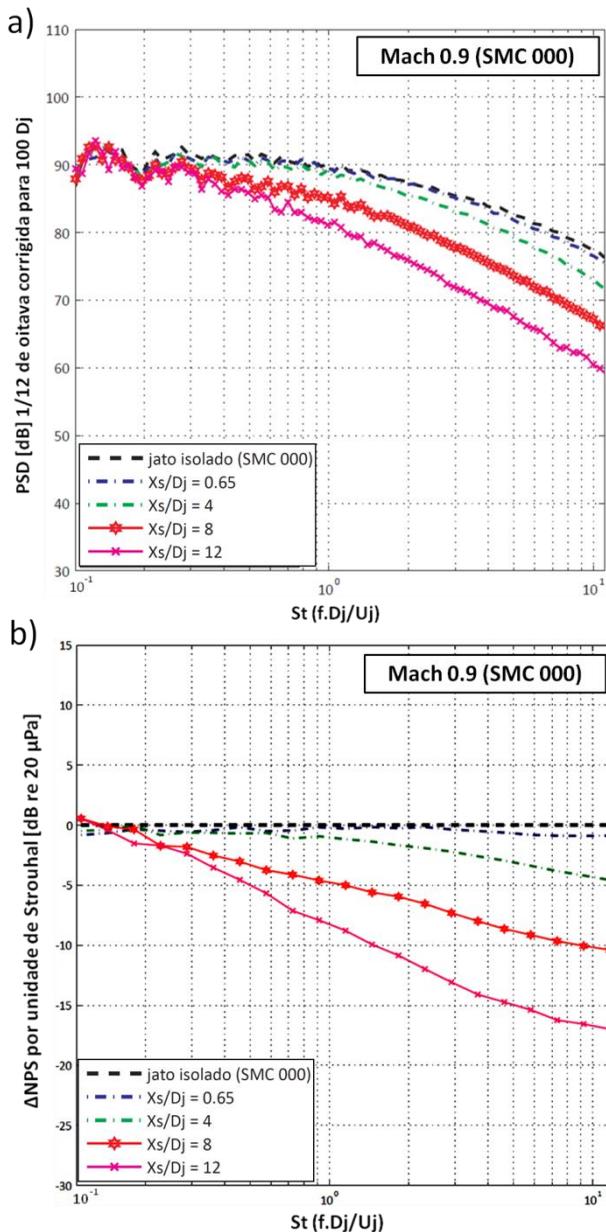


Figura C.2 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 6$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000.

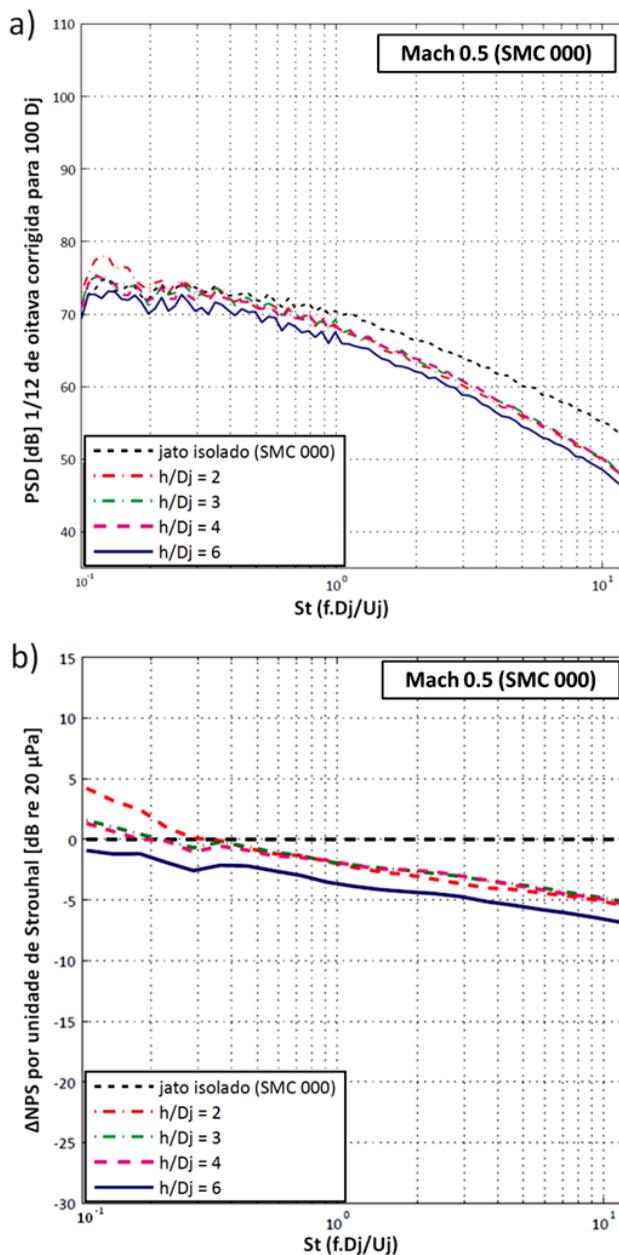


Figura C.3 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 4$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.

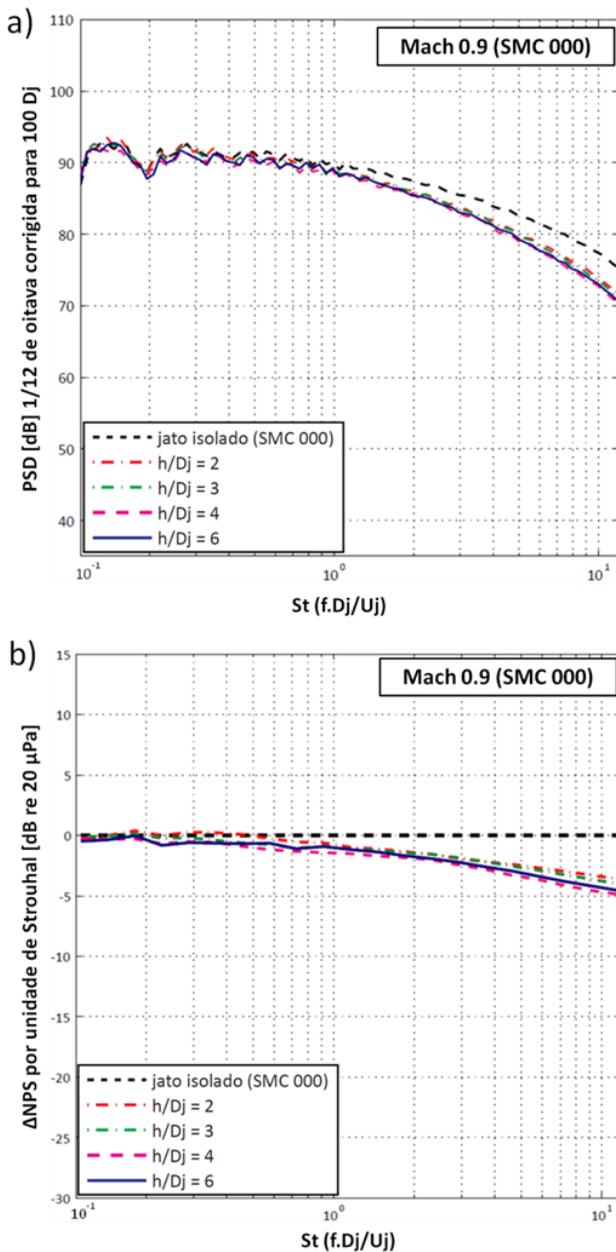


Figura C.4 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 4$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000.

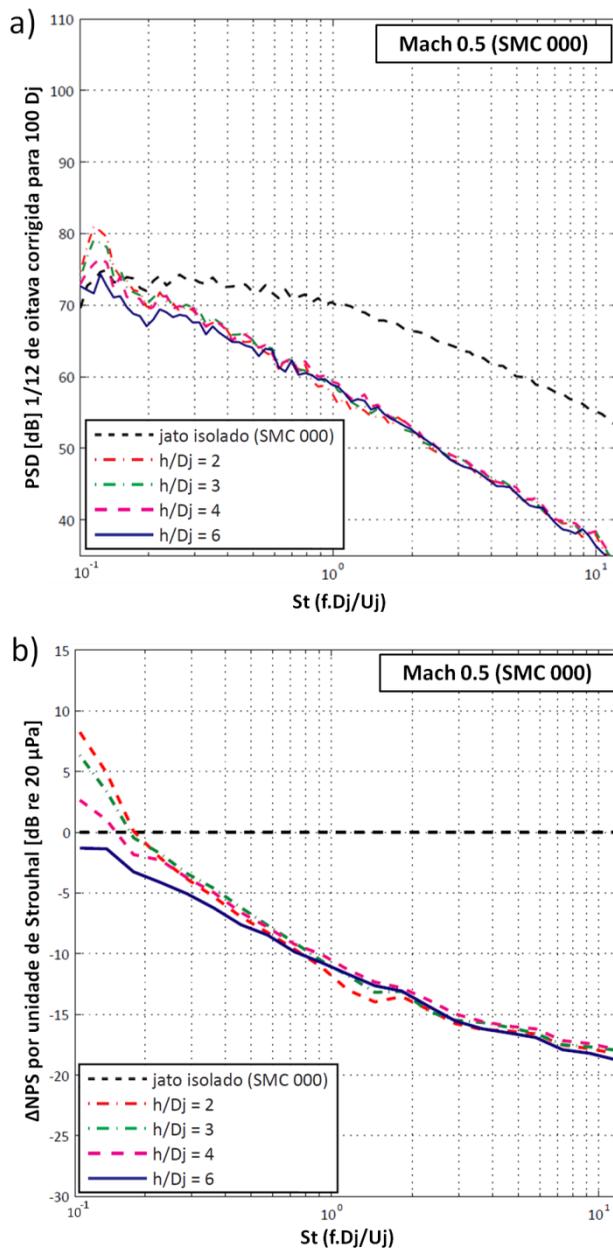


Figura C.5 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,5 e bocal SMC 000.

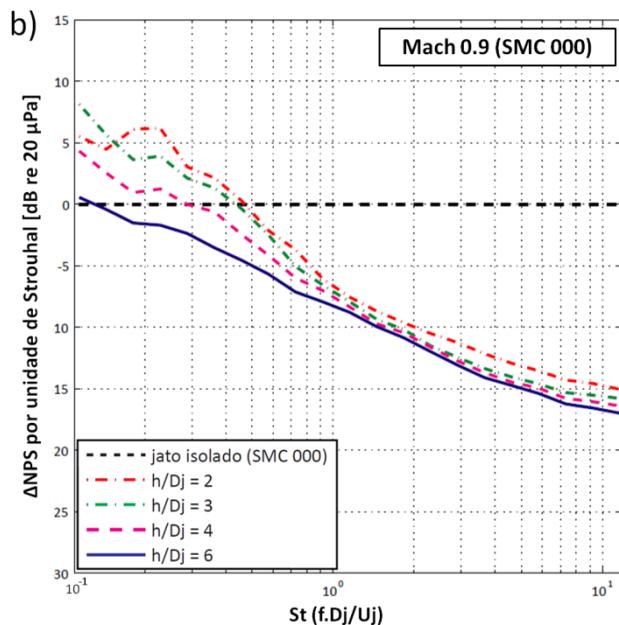
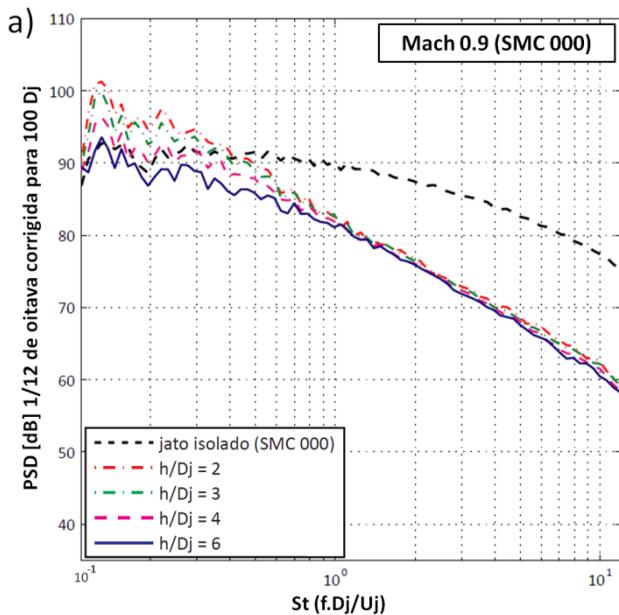


Figura C.6 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,9 e bocal SMC 000.

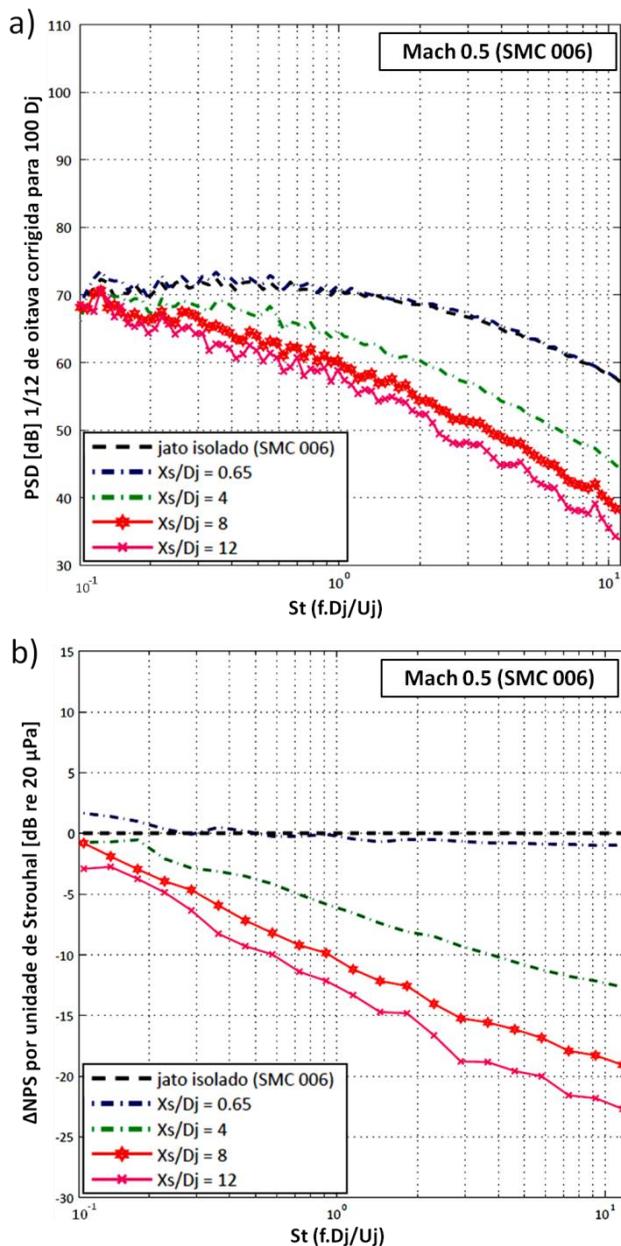


Figura C.7 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $h/D_j = 6$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006.

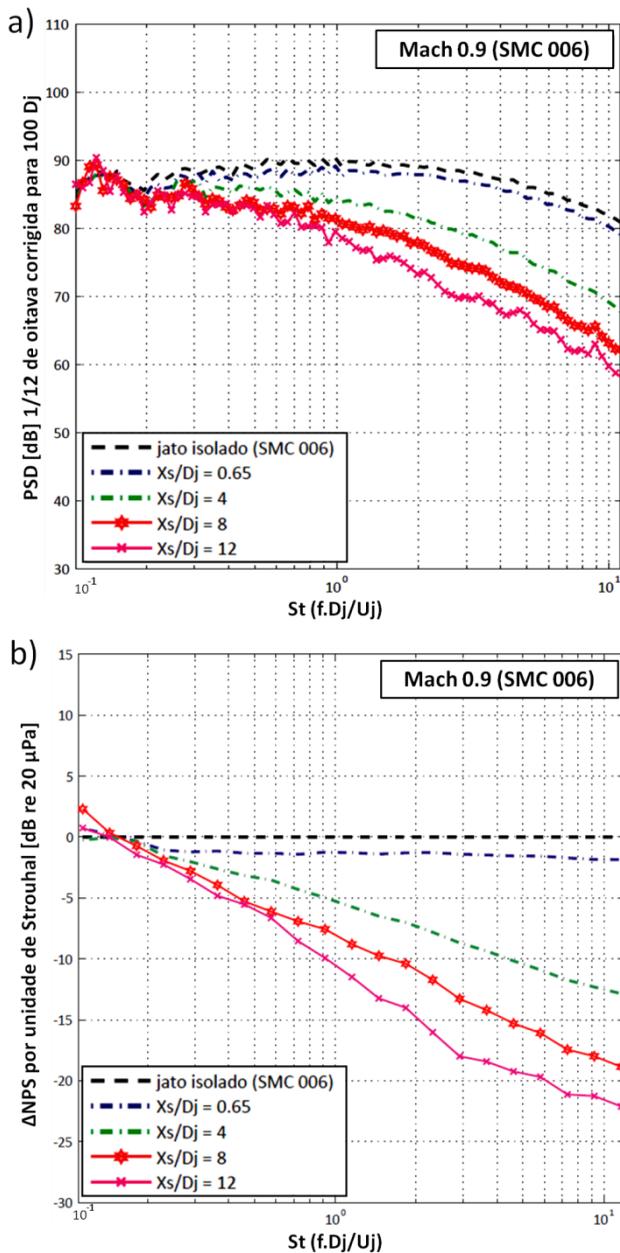


Figura C.8 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $h/D_j = 6$ e $X_s/D_j = [0,65; 4; 8; 12]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006.

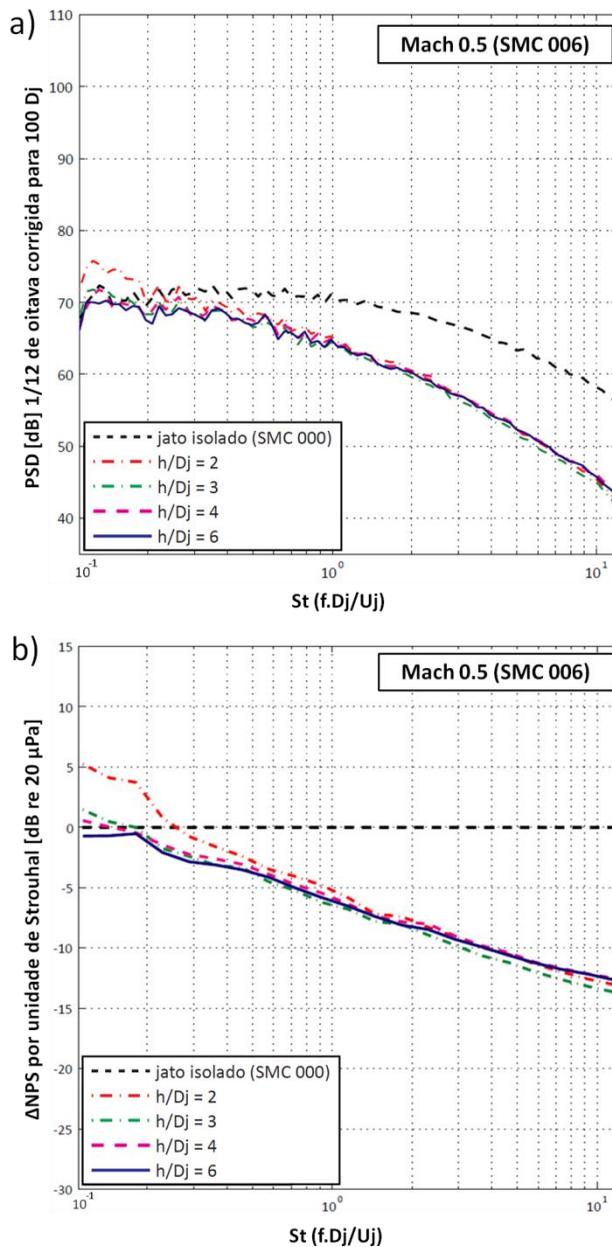


Figura C.9 - (a) Resultados de PSD e (b) de ΔNPS para configurações com $X_s/D_j = 4$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006.

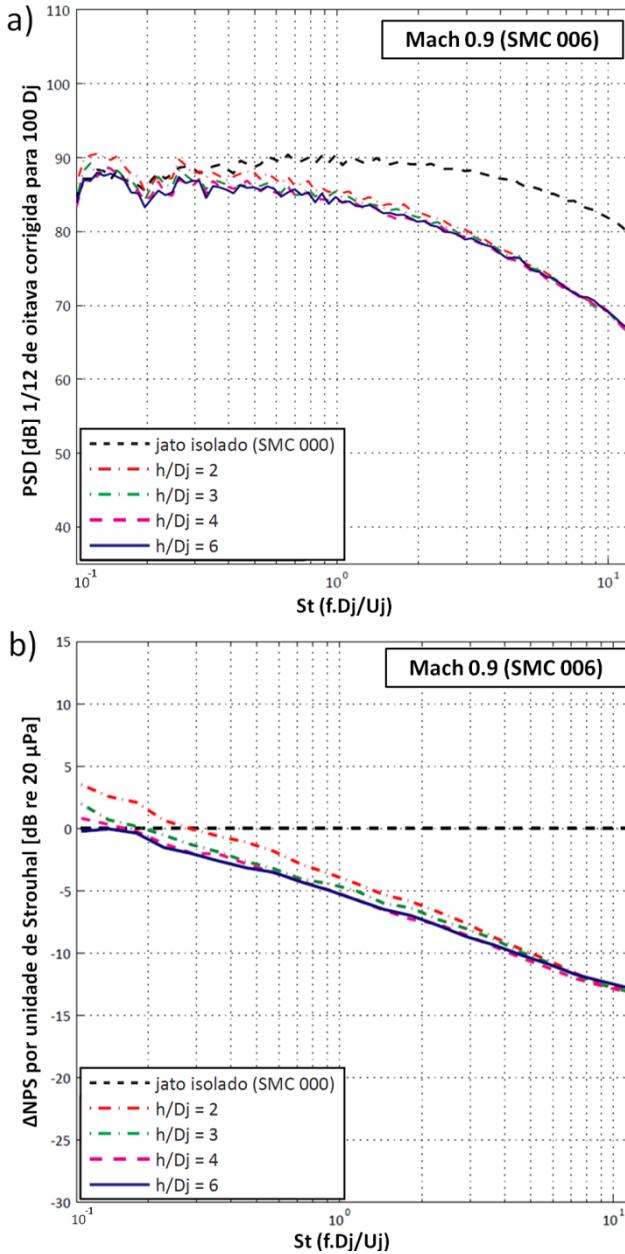


Figura C.10 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 4$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006.

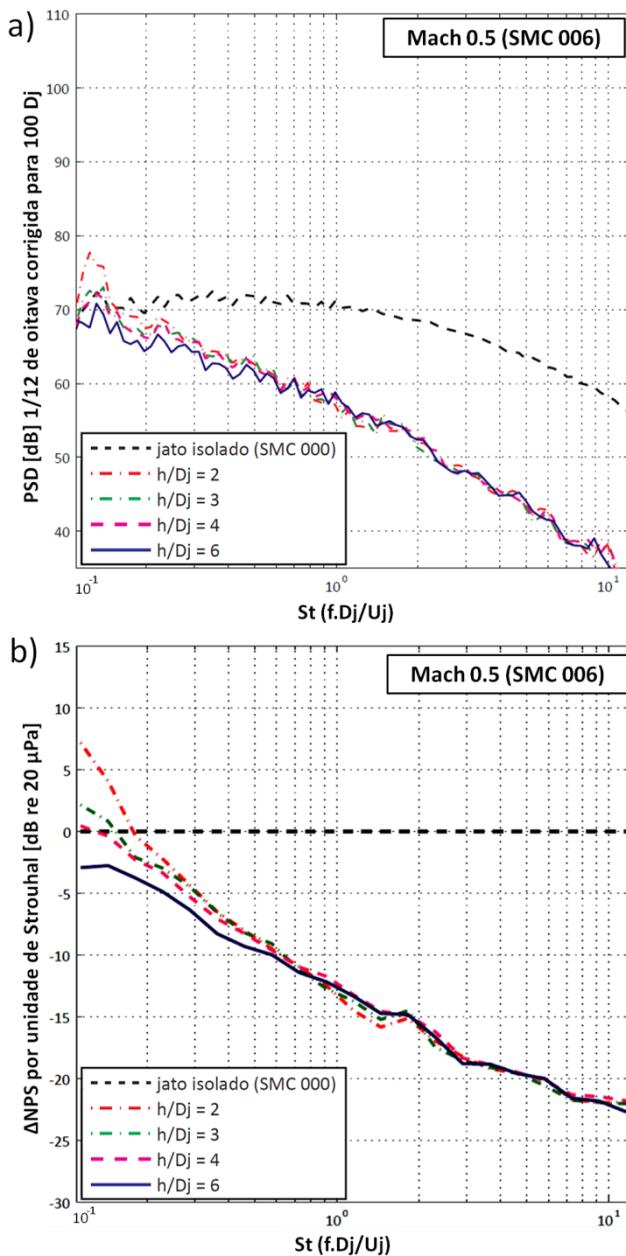


Figura C.11 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,5 e bocal SMC 006.

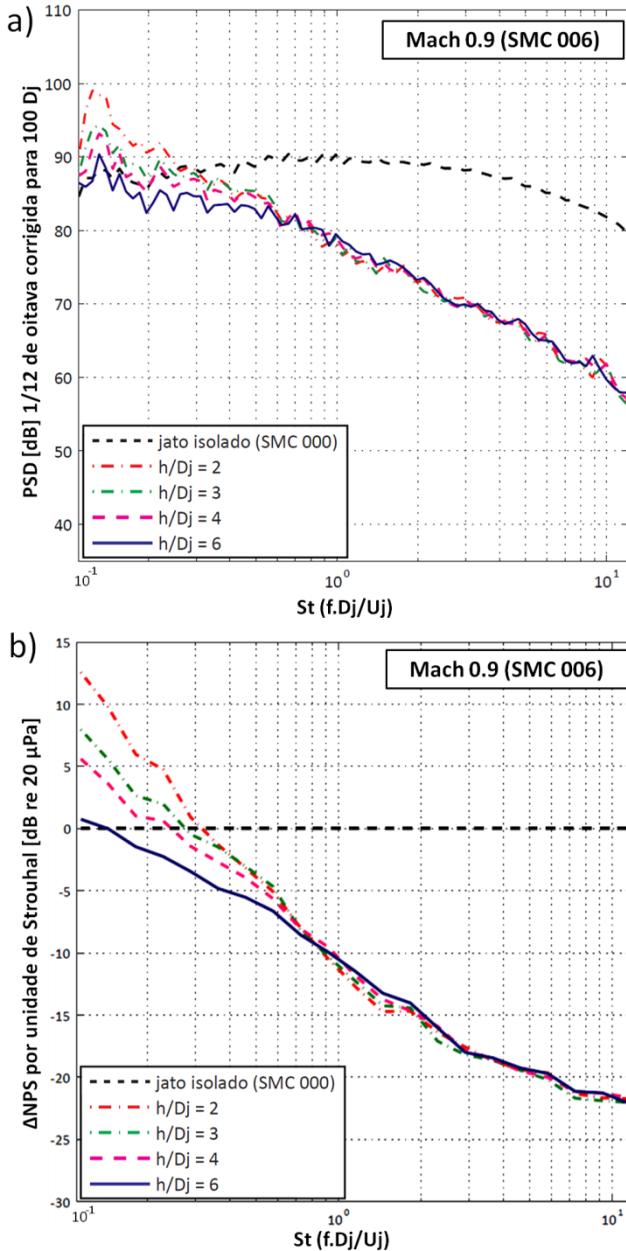


Figura C.12 - (a) Resultados de PSD e (b) de Δ NPS para configurações com $X_s/D_j = 12$ e $h/D_j = [2; 3; 4; 6]$; Mach 0,9 e bocal SMC 006.

APÊNDICE D

Resultados de PSD em banda estreita para configurações fortemente integradas:

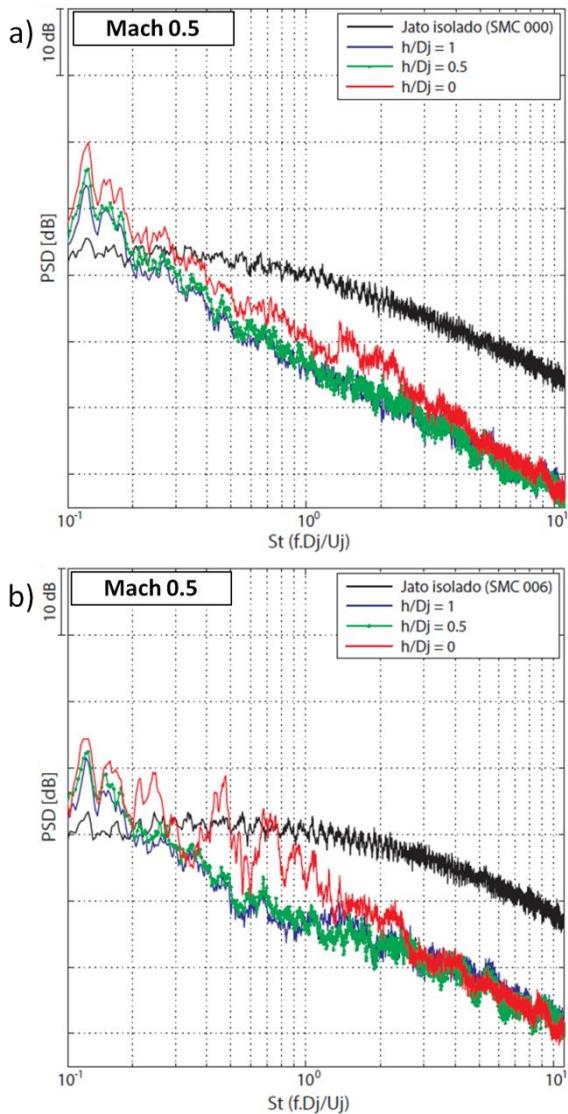


Figura D.1 - Resultados de PSD para configurações com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,5; (a) e bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006.

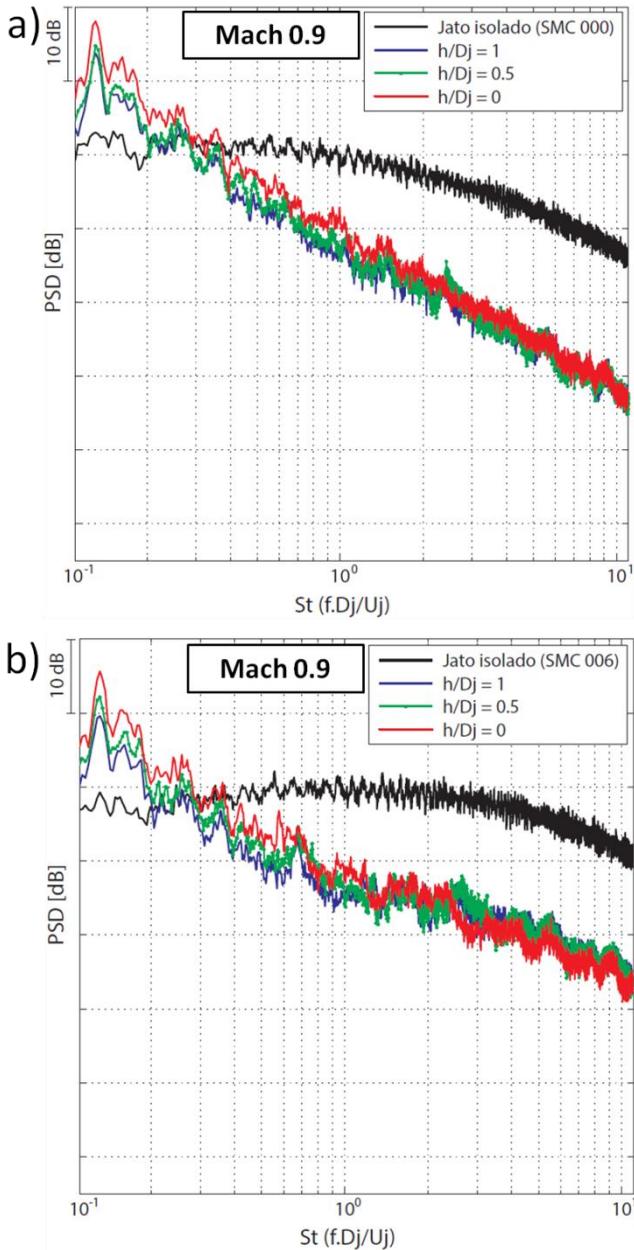


Figura D.1 - Resultados de PSD para configurações com $X_s/D_j = 21$ e $h/D_j = [0; 0,5; 1]$; Mach 0,9; (a) e bocal SMC 000 e (b) bocal SMC 006.