UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO

ESCOLA DE ENGENHARIA DE SÃO CARLOS

DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

PAULO SÉRGIO TORQUATO VANUCCI

**ENSAIO EM TÚNEL DE VENTO DE DISPOSITIVOS
PARA REDUÇÃO DE RUÍDO EM PONTA DE FLAPE
EM UM MODELO 30P30N**

São Carlos - SP

2013

PAULO SÉRGIO TORQUATO VANUCCI

**ENSAIO EM TÚNEL DE VENTO DE
DISPOSITIVOS PARA REDUÇÃO DE RUÍDO EM
PONTA DE FLAPE EM UM MODELO 30P30N**

Dissertação apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências.

Área de concentração: Aeronaves

Orientador: Prof. Tit. Fernando Martini
Catalano

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

São Carlos – SP
2013

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

T324e	<p>Torquato Vanucci, Paulo Sérgio</p> <p>ENSAIO EM TÚNEL DE VENTO DE DISPOSITIVOS PARA REDUÇÃO DE RUÍDO EM PONTA DE FLAPE EM UM MODELO 30P30N / Paulo Sérgio Torquato Vanucci; orientador Fernando Martini Catalano. São Carlos, 2013.</p> <p>Dissertação (Mestrado) - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica e Área de Concentração em Aeronaves -- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, 2013.</p> <p>1.Beamforming. 2. 30P30N. 3. Redução de ruído. I.</p> <p>Título.</p>
-------	---

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **PAULO SÉRGIO TORQUATO VANUCCI**.

Título da dissertação: "Estudo de um hipersustentador de um modelo de asa 30P30N para túnel de vento e posterior medição de suas fontes aeroacústicas".

Data da defesa: 07/02/2013

Comissão Julgadora:

Resultado:

Prof. Titular **Fernando Martini Catalano** (Orientador)
(Escola de Engenharia de São Carlos/EEESC)

Aprovado

Prof. Dr. **Hernán Darío Cerón Muñoz**
(Escola de Engenharia de São Carlos/EEESC)

Aprovado

Prof. Dr. **Rogério Frauendorf de Faria Coimbra**
(Universidade Federal de Itajubá/UNIFEI)

Aprovado

Coordenador do Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica:
Prof. Associado **Marcelo Areias Trindade**

Presidente da Comissão de Pós-Graduação:
Prof. Titular **Denis Vinícius Coury**

Dedico este trabalho ao meu Orientador, Fernando M. Catalano, e a minha mãe, Maria Augusta Torquato Vanucci, pela confiança, paciência, e apoio que me forneceram durante todo o mestrado.

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu pai, Paulo Henrique Vanucci, pelo apoio e confiança depositados em mim durante este mestrado e pelo seu caráter e valor que sempre me seguiram ao longo de minha vida.

A minha mãe, Maria Augusta T. Vanucci, pela paciência e apoio que recebi nos períodos mais difíceis dessa longa trajetória.

Agradeço ao Prof. Dr. Fernando Martini Catalano pela oportunidade que me deu neste projeto de mestrado; agradeço seu apoio, sua paciência diante de meus trabalhos de pesquisa; agradeço principalmente pela confiança, companheirismo, amizade, humildade e simplicidade que demonstrou durante nossos convívios diários.

Agradeço aos meus professores, Prof. Dr. Paulo Celso Greco Júnior, ao Prof. Dr. Eduardo M. Belo, ao Prof. Dr. James Waterhouse, ao Prof. Dr. Hernan Munõz , ao Prof. Dr. Álvaro M. Abdalla , ao Prof. Marcelo A. F. de Medeiros e ao querido Prof. Dr. Michael G. Maunsell, por acreditarem na minha pesquisa, fornecendo seus conhecimentos essenciais para a realização de meu trabalho.

Agradeço ao Engenheiro Aeronáutico, Leandro Dantas por acreditar em mim e me ajudar no início de meu mestrado. Ele foi uma pessoa que fez diferença em minha vida; quero agradecer também ao Engenheiro Aeronáutico Luis Guilherme Noujain Corrêa, que me ensinou e ajudou muito durante parte de meu trabalho de mestrado; e agradeço aos alunos de graduação, mestrado e doutorado , Luciano Aoki, Edson Grupioni, Dawson Tadeu Izola, Marcos (“Smile”), Fábio Gallo, Daniel, Carlos Paganni, “Fininho” e “Certeza”.

Aos funcionários do Departamento de Mecânica e Aeronáutica, Gisele, Mazé, Ana Paula, Osnan, Claudinho e a todos os funcionários da secretaria, da limpeza e da segurança, pelas conversas descontraídas no laboratório.

Aos professores do Departamento de Aeronáutica, pelos conhecimentos fornecidos e serviços dedicados à escola e aos alunos.

Aos meus colegas de trabalho, Daniel, Zé, Elmer , Fábio, Caixeta, Wander, Maurílio, Ash, Vagner e demais membros do curso de pós-graduação.

À Embraer , pelo apoio financeiro fornecido durante o período de mestrado.

Ao departamento de Engenharia Aeronáutica, pelo empréstimo do túnel de vento para as pesquisas.

E a todos que me ajudaram ou torceram por mim, direta ou indiretamente, gostaria de registrar meus mais sinceros agradecimentos.

“Se você quer ser bem sucedido, precisa ter dedicação total, buscar seu último limite e dar o melhor de si mesmo.”

Ayrton Senna

SUMÁRIO

RESUMO	5
ABSTRACT	6
LISTA DE FIGURAS	7
LISTA DE TABELAS	23
LISTA DE SÍMBOLOS E UNIDADES.....	24
1.0 INTRODUÇÃO.....	28
1.1 Estudos de ruído produzidos pelas estruturas do Flape.....	32
1.2 O Desenvolvimento dos Sistemas Hipersustentadores.....	36
1.3 Aspectos Teóricos sobre os sistemas Hipersustentadores.....	39
1.4 Aerodinâmica do Flap Side-edge.....	46
1.5 Geometria do modelo.....	49
1.6 Montagens Experimentais.....	51
1.7 Condições de Testes dos Experimentos.....	55

2.0 ANÁLISE TEÓRICA.....	59
2.1 Cálculo da Pressão Dinâmica e Distribuição de pressão.....	59
2.2 Medidas Sonoras e Propagação do som.....	61
2.3 Fundamentos Matemáticos em Aeroacústica.....	65
2.4 Aspectos Importantes para medições Aeroacústicas.....	69
2.5 Montagem dos Microfones na Parede do túnel de vento.....	70
2.6 Beamforming em testes acústicos.....	74
2.7 Modelo de Receptor Sonoro do Array.....	77
2.8 Efeitos das paredes no túnel.....	80
2.9 Calibração do Array utilizando um auto-falante.....	82
2.10 Testes de Fase de Configuração Aeroacústica em túneis de vento de baixa velocidade.....	83
2.11 Spiral Arrays.....	86
3.0 METODOLOGIA.....	89
3.1 Modelo de Túnel de Vento utilizado no Experimento.....	89

3.2 Modelo de Asa utilizada no experimento - 30P30N.....	92
3.2.1 Construção do modelo utilizando Coordenadas do software CATIA®	92
3.4 Dimensões da ASA 30P30N.....	100
3.5 Finalização do Modelo.....	103
3.6 Instrumentações da Asa 30P30N.....	104
3.7 Montagens do Modelo no Túnel de Vento.....	110
3.8 Configurações do Array na parede do túnel de vento.....	113
3.9 Dispositivos de Redução de ruído e suas geometrias.....	114
3.10 Montagem Experimental para a Calibração do Pitot.....	116
3.11 Programa de testes e calibração do Pitot.....	118
3.12 Módulo DSMLINK	
.....	120
3.13 Medidas de	
Pressão.....	121
3.14 Software e Instrumentação utilizados para os ensaios de	
<i>beamforming</i>.....	123

3.14.1 IMAGEJ.....	127
4.0 RESULTADOS E DISCUSSÃO	137
4.1 Resultados de Pressão.....	137
4.2 Resultados Aeroacústicos.....	152
4.2.1 Configuração dos Ensaios e Dispositivos para Redução de Ruído.....	154
4.2.2 Dados de Beamforming.....	158
4.2.3 Resultados Espectrais para Ponta de Flape (Side-edge).....	184
4.2.4 Mapeamento do Vórtice.....	191
5.0 COMENTÁRIOS E CONCLUSÃO.....	195
5.1 Conclusão.....	195
5.2 Trabalhos futuros.....	197
6.0 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	201
7.0 APÊNDICE A	206

RESUMO

Vanucci, P. S. T. Ensaio em Túnel de Vento de Dispositivos para Redução de Ruído em Ponta de Flape em um Modelo 30P30N. 2013. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, Brasil, 2013.

Com o desenvolvimento dos motores turbofan, a contribuição das estruturas hipersustentadoras no ruído total gerado pelas aeronaves tem se tornado mais considerável. Sendo que as estruturas do flape tornaram-se uma das principais fontes de ruído. Dispositivos para redução do nível sonoro nessas regiões são investigados em uma asa MD 30P30N, ensaiada em um túnel de vento adaptado para medições aeroacústicas. A localização das fontes de ruído foi obtida através de uma antena de *Beamforming* (técnica de identificação de fontes acústicas) com 109 microfones, dos quais 60 deles são de alta frequência (até 40 kHz). As características aerodinâmicas foram avaliadas através de medidas de pressão na superfície do modelo, e com o mapeamento de vórtice em ponta de flape. Dentre os dispositivos avaliados para redução de ruído, foram testadas chapas porosas de diversos tamanhos. Os sinais dos microfones foram processados com o algoritmo DAMAS2 para obtenção dos espectros do *Beamforming* em uma região de interesse definida. As configurações com porosidade têm nível de ruído equivalente para frequências até 2000 Hz. A partir daí, há uma redução de até 6 dB em 3200 Hz em relação ao *baseline* (tipo de teste aplicado à asa). Os resultados de *Beamforming* para duas configurações diferentes, *baseline* e chapa porosa foram apresentados usando uma faixa dinâmica de 12 dB, com pico de 58 dB. Observa-se que houve redução dos níveis de ruído na região selecionada. A perda de pressão total na ponta do flape mostrou que há uma

aparente correlação entre o gradiente da pressão total e o nível de ruído. Estudos adicionais são necessários para entender os mecanismos de redução de ruído e assim otimizar a geometria das chapas porosas. No entanto, os resultados apresentados indicam que esses dispositivos são candidatos para aplicação em aeronaves.

Palavras – **chave:** *Beamforming,* *baseline,* Flape

ABSTRACT

Vanucci, P. S. T. Wind Tunnel Testing of porous devices for the reduction of flap side-edge noise in a 30P30N Model. 2013. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, Brasil, 2013.

With the development of high-bypass turbofan engines, the airframe contribution to the total aircraft noise has become considerable. One of the largest sources of airframe noise is the flap side-edge, which is investigated experimentally in a MD 30P30N wing. Several devices are also tested to reduce the side-edge noise, especially porous plates. Wind tunnel testing is carried out and the position of noise sources and their levels is obtained with a beamforming antenna. It has 112 microphones, in which 60 of them are suitable for acoustic measurements of up to 40 kHz. The aerodynamic characteristics are evaluated with pressure measurements on the model surface, as well as with vortex mapping on the flap side-edge. To evaluate the noise levels, microphone signals were processed with the DAMAS2 algorithm. Beamforming spectra were then obtained considering only the side-edge region. The baseline configuration and those with porous plates were tested and equivalent noise levels were obtained up to 2000 Hz. For higher frequencies, the model with porous plates has a lower noise level, reaching a difference of 6 dB in 3200 Hz, compared to the baseline configuration. Vortex mapping was carried out with a seven hole Pitot probe developed at the University for the measurement of flows with high angularity. The results for the baseline configuration allows to correlate aerodynamic and aeroacoustic data. This helps to design the side-edge region with a low noise level. Additional studies are necessary to understand the mechanisms of noise reduction and to optimize the geometry of the porous plate. However, the presented results indicate that this device is a candidate for application in aircraft, in special by its superior durability compared to the foam generally used for noise attenuation.

Keywords: Beamforming, baseline, Flap

LISTA DE FIGURAS

Figura1: Redução de ruído nos EUA até o ano de 2022. Fonte: NASA.....	31
Figura 2: Alguns esquemas básicos de dispositivos Hipersustentadores.....	37
Figura 3: Limites para CL_{Max}	41
Figura 4: Melhoramento da Performance para Sistemas Hipersustentadores.....	42
Figura 5: Análise do escoamento viscoso.....	43
Figura 6: Análise do Escoamento.....	44
Figura 7: Mecanismo posicionador e sensores de escoamento.....	45
Figura 8: Resultado Experimental de Aderência de Camada Limite.....	45
Figura 9: Formação de vórtices em ponta de flape através de cálculos computacionais.....	48
Figura 10 - Análise experimental e computacional de um escoamento.....	48
Figura 11: Presença de dois sistemas de vórtices no Flap side-edge.....	49

Figura 12: Comparação entre o modelo de Chin et al (1993) e o modelo da Embraer.....	50
Figura 13: Comparação entre o modelo de Chin et al (1993) e o modelo da Embraer	51
Figura 14: Comparação entre o túnel de vento da NASA e o túnel de vento da USP - São Carlos.....	53
Figura 15: Esquema de um túnel de vento.....	53
Figura 16: Posicionador da Camada Limite (Vista Frontal).....	55
Figura 17: Nomenclatura dos Aerofólios Multi-elementos.....	56
Figura 18: Formação de vórtice de ferradura entre uma placa plana e uma asa com circulação.....	58
Figura 19: Efeito do uso de telas no interior do túnel na distribuição de velocidades.....	60
Figura 20: Alteração no Cone de Contração num túnel de vento.....	60
Figura 21: Distribuição da energia sonora ao longo de seu campo de escoamento.....	62
Figura 22: Modo Fundamental, segundo harmônico e terceiro harmônico.....	63

Figura 23: Discordância de fases.....	63
Figura 24: Comparação entre harmônicos e Oitavas.....	64
Figura 25: Demonstração de tipos de espectros.....	65
Figura 26: Intervalo de audição de um ouvido humano jovem.....	66
Figura 27: Sonda de Medição de Intensidade Sonora.....	68
Figura 28: Montagem do microfone no Array.....	71
Figura 29: Microfone paralelo à direção da fonte.....	71
Figura 30: Caminho da propagação do som em um túnel de vento.....	73
Figura 31: Direção e reflexão da propagação do som em uma seção de testes fechada com quatro paredes.....	74
Figura 32: Frente de onda no caso do escoamento uniforme.....	76
Figura 33: Função ponto de espalhamento para um array de 63 microfones.....	79
Figura 34: Representação de um modelo de aeronave em um túnel de vento aberto.....	79

Figura 35: Representação de um modelo de aeronave em um túnel de vento fechado.....80

Figura 36: Representação de um modelo de aeronave em um túnel de vento fechado e o efeito das imagens refletidas.....81

Figura 37: Exemplo de modelo de near-field array.....84

Figura 38: Múltiplos Arrays usados para avaliar a fonte de directividade de um ruído de flap-edge.....86

Figura 39: Diferentes ângulos de emissão.....86

Figura 40: Geometria para a espiral logarítmica. OP é perpendicular a NT. NP é perpendicular a PT. PT é tangente a espiral no ponto P.....87

Figura 41: A - Exemplo de uma Array em Espiral de Dougherty. B -“coarray” para uma Matriz em Espiral.....88

Figura 42: Posição do túnel de vento no laboratório de Aerodinâmica.....90

Figura 43: Imagens do Túnel de vento LAE – (A) Guias de curvas (B) Ventilador instalado, parte traseira (C) Pá do ventilador.....91

Figura 44: Vista Lateral da secção de contração.....91

Figura 45: Parte superior do modelo 30P30N.....	92
Figura 46: Canais e porta de acesso da parte superior da asa.....	93
Figura 47: Parte inferior da Asa.....	94
Figura 48: ESLATE.....	94
Figura 49: Flape estendido.....	95
Figura 50: Flap estendido com prototipagem	95
Figura 51: Flap recolhido(A) ; Flap recolhido com prototipagem (B) ; Flap Recolhido – Side-edge (C).....	96
Figura 52: Prototipagem do eslate.....	97
Figura 53: Imagens da prototipagem. Figuras A, B e C.....	98
Figura 54: Prototipagem do flap recolhido side-edge.....	98
Figura 55: Sistema de Fixações Completo.....	99
Figura 56: Pannel de Acesso vinculado à asa.....	99

Figura 57: Dimensões do Perfil.....	100
Figura 58: Vista lateral da parte superior da asa e suas dimensões. Escala 1:1. Medidas em milímetros.....	100
Figura 59: Vistas do Flape Recolhido. Escala 1:1. Medidas em milímetros.....	101
Figura 60: Vista da Fixação do eslate. Escala 1:1. Medidas em milímetros.....	101
Figura 61: Vista da Prototipagem rápida do eslate. Escala 1:1. Medidas em milímetros.....	102
Figura 62: Vista da Prototipagem rápida do Flape Recolhido. Escala 1:1. Medidas em milímetros.....	102
Figura 63: Asa montada com respectivas modificações.....	102
Figura 64: Tomadas de ar no modelo 30P30N.....	104
Figura 65 – Conexão dos tubos de pressão no interior dos canais da Asa.....	105
Figura 66: Enumeração dos Canais (A) - Enumeração dos canais ao longo da envergadura (B).....	105
Figura 67: Conexões no interior da asa.....	106

Figura 68 – Scanivalve.....	106
Figura 69: Instrumentação no interior da asa.....	107
Figura 70: Conexão dos fios de controle da scanivalve.....	107
Figura 71: Canais A, B, CAL e REF ligados à scanivalve.....	108
Figura 72: Indicações das pressões: estática e total.....	108
Figura 73: Instrumentação pelo painel de acesso.....	109
Figura 74: A – Fechamento do Canal ; B – Aplicação da Massa Plástica ; C – Massa plástica pronta ; D – Processo de lixamento.....	109
Figura 75: Extremidades da asa presas na parte inferior e superior do túnel.....	110
Figura 76: Dimensões da Turntable - Parte inferior.....	111
Figura 77: Turntable - Parte Superior.....	111
Figura 78: Parte inferior e Superior do Túnel.....	112
Figura 79: Vedação da Turntable no Túnel.....	112

Figura 80: Asa no interior do túnel de vento.....	113
Figura 81: Configuração do Array na parede do túnel de vento.....	114
Figura 82: Dimensões do serrilhado.....	114
Figura 83: Chapa Porosa utilizada no experimento.....	115
Figura 84: Dispositivo Split-plate.....	115
Figura 85: Placa não-porosa.....	116
Figura 86: Geometria do Pitot de sete furos.....	116
Figura 87: Convenção utilizada por Takahashi).....	117
Figura 88: Sistema de fixação para a calibração do Pitot.....	117
Figura 89: Ventilador utilizado para gerar escoamento na calibração do Pitot.....	118
Figura 90: Cápsula dos Sensores de Pressão.....	119
Figura 91: Pressão Dinâmica x Posição Angular do Pitot.....	119

Figura 92: Módulo DSM adquirido pelo LAE.....	120
Figura 93: Botão de conexão ao módulo DSM.....	121
Figura 94: Módulo ZOC33/64PxX2.....	122
Figura 95: Vista superior do ZOC33/64PxX2.....	123
Figura 96: Identificação dos Canais do ZOC33(Figura Adaptada.....	123
Figura 97: Microfone GRAS, tipo 40PH utilizado na aquisição de ruído no túnel de vento.....	124
Figura 98: Dispositivo PXI.....	125
Figura 99: Sistema de aquisição de dados de beamforming.....	125
Figura 100: Janela PXI. Fonte: National Instruments.....	125
Figura 101: Software que mostra as características dos microfones.....	126
Figura 102: Interface de Captação sonora.....	127
Figura 103: Ambiente de Trabalho do Image J.....	127

Figura 104: NR Raw Reader.....	128
Figura 105: Janela com Contador de processamento.....	128
Figura 106: Janela - CSM IQ FFT	129
Figura 107: Janela de Beamform Interactive.....	134
Figura 108: Pontos importantes na Imagem de Beamforming.....	135
Figura 109: Resultados de Beamforming.....	136
Figura 110: Beamform interactive	136
Figura 111: Posição da sonda no interior do túnel, para $\alpha = 8^\circ$ a 550 mm de distância do chão na direção x.....	137
Figura 112: Posição da sonda no interior do túnel, para $\alpha = 8^\circ$ a $y = 0$ mm e $y = 200$ mm na direção y.....	138
Figura 113: Mapeamento de Esteira (q_{pit} / q_∞ vs y) : FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta Gap = 0$, $\Delta Overlap = 0$	139
Figura 114: Downwash $vs y$ - FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta Gap = 0$, $\Delta Overlap = 0$	140

Figura 115: Distribuição de pressão C_p vs x/c - FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$141

Figura 116: (q_{pit} / q_∞ vs y) : FlapFull, $\alpha = 6^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$142

Figura 117: Downwash vs y - FlapFull, $\alpha = 6^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$143

Figura 118: Distribuição de pressão - C_p vs x/c - FlapFull, $\alpha = 6^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$144

Figura 119: Mapeamento de Esteiras (q_{pit} / q_∞ vs y) : FlapFull, $\alpha = 8^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$144

Figura 120: Downwash vs y - FlapFull, $\alpha = 8^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$145

Figura 121: Distribuição de pressão C_p vs x/c - FlapFull, $\alpha = 8^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$145

Figura 122: Mapeamento de Esteira e Downwash a 1,5 da corda vs y - FlapFull, $\alpha = 16^\circ$ 146

Figura 123 - Esteira para $\alpha = 8^\circ$ com sucção e sem sucção.....147

Figura 124 - Distribuição de pressão com sucção desligada - C_p vs x/c - FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$148

Figura 125- Distribuição de pressão com sucção ligada - C_p vs x/c - FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$149

Figura 126 - Distribuição de pressão com sucção desligada - C_p vs x/c - FlapFull, $\alpha = 16^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$150

Figura 127: Distribuição de pressão com sucção ligada - C_p vs x/c - FlapFull, $\alpha = 16^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$151

Figura 128 - Distribuição de Pressão ao longo da envergadura sem sucção na parede.....151

Figura 129- Distribuição de Pressão ao longo da envergadura com sucção na parede.....152

Figura 130: Seleção de uma ROI diante de uma imagem pré-determinada.....152

Figura 131: Intervalo de Frequência e terços de oitava.....153

Figura 132: Baseline.....155

Figura 133: Caso 103.....156

Figura 134: Caso 105156

Figura 135: Caso 106	157
Figura 136: Caso 108	157
Figura 137: Caso 111.....	158
Figura 138: Comparação entre os casos 101 e 103 com uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB.....	160
Figura 139: Comparação entre os casos 101 e 103 com uso de Beamforming Convencional.....	161
Figura 140: Comparação entre os casos 101 e 103 com uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB.....	162
Figura 141: Comparação entre os casos 101 e 103 com uso do DAMAS 2.....	163
Figura 142: Comparação entre os casos 101 e 105 com uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB.....	165
Figura 143: Comparação entre os casos 101 e 105 com uso de Beamforming Convencional.....	166
Figura 144: Comparação entre os casos 101 e 105 com uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB.....	167

Figura 145: Comparação entre os casos 101 e 105 com uso do DAMAS 2.....168

**Figura 146: Comparação entre os casos 101 e 106 com uso de Beamforming
Convencional com pico fixado em 58 dB.....170**

**Figura 147: Comparação entre os casos 101 e 106 com uso de Beamforming
Convencional.....171**

**Figura 148: Comparação entre os casos 101 e 106 com uso do DAMAS 2 com pico
fixado em 58 dB.....172**

Figura 149: Comparação entre os casos 101 e 106 com uso do DAMAS 2.....173

**Figura 150: Comparação entre os casos 101 e 108 com uso de Beamforming
Convencional com pico fixado em 58 dB.....175**

**Figura 151: Comparação entre os casos 101 e 108 com uso de Beamforming
Convencional.....176**

**Figura 152: Comparação entre os casos 101 e 108 com uso do DAMAS 2 com pico
fixado em 58 dB.....177**

Figura 153: Comparação entre os casos 101 e 108 com uso do DAMAS 2.....178

Figura 154: Comparação entre os casos 101 e 111 com uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB.....	180
Figura 155: Comparação entre os casos 101 e 111 com uso de Beamforming Convencional.....	181
Figura 156: Comparação entre os casos 101 e 111 com uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB.....	182
Figura 157: Comparação entre os casos 101 e 111 com uso do DAMAS 2.....	183
Figura 158: SPL x Frequência. Caso Baseline.....	184
Figura 159: SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 103.....	185
Figura 160 - SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 105.....	186
Figura 161 - SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 106.....	187
Figura 162 - SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 108.....	188
Figura 163 - SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 111.....	189
Figura 164 - SPL x Frequência . Comparação entre os casos 101, 103, 105, 106, 108 e 111.....	190

Figura 165 - BF_PEAK [dB] x Frequência.....	191
--	------------

Figura 166: Mapeamento de Vórtice e esteira para ângulo de incidência de 12°.....	192
--	------------

Figura 167: Mapeamento da queda de pressão total dos vórtice e esteira – caso 101.....	193
---	------------

Figura 168: Mapeamento da queda de pressão total dos vórtice e esteira – caso 103.....	193
---	------------

Figura 169: Mapeamento da queda de pressão total dos vórtice e esteira – caso 106.....	194
---	------------

Figura 170: Mapeamento da queda de pressão total dos vórtice e esteira – caso 111.....	194
---	------------

Figura 171: Montagem de um Sistema PIV para testes diante de um escoamento. Fonte: PIV/LDV MEASUREMENTS OF MEAN VELOCITY AND TURBULENCE IN A COMPLEX OPEN CHANNEL FLOW, B-S. Hyun, R. Balachandar, K. Yu, and V.C. Patel.	199
---	------------

Figura 172: Teste de PIV em um túnel de vento de baixa velocidade. Fonte: PIV/LDV MEASUREMENTS OF MEAN VELOCITY AND TURBULENCE IN A COMPLEX OPEN CHANNEL FLOW, B-S. Hyun, R. Balachandar, K. Yu, and V.C. Patel.....	199
---	------------

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Significado das grandezas da equação de Lighthill.....	28
Tabela 2 – Configurações do eslate e Flap.....	56
Tabela 3 - Opções de preenchimento da Janela Beamform Interactive.....	129
Tabela 4- Beamforming Data File Preferences.....	130
Tabela 5- Beamforming Advanced Method Preferences.....	131
Tabela 6 - Beamform Preferences.....	132
Tabela 7 - Beamforming realizado.....	154
Tabela 8 - Configurações para testes de Beamforming.....	155
Tabela 9 – Baseline.....	158
Tabela 10 - Chapa porosa na ponta do flape – Intradorso	159
Tabela 11 - Chapa porosa na ponta do flape no intradorso + extradorso.....	164
Tabela 12 - Chapa porosa no intradorso - 15 mm além da ponta de flape.....	169
Tabela 13- Chapa não-porosa na ponta do flape no intradorso, grande (15 mm	174
Tabela 14 - Split-plate na ponta de flape.....	179

LISTA DE SÍMBOLOS E UNIDADES

ρ	Densidade, quilograma/metro ³
c	Velocidade do som no fluido não perturbado, metros/segundo
t	Tempo, segundo
q	Pressão dinâmica, Newton/metro ²
V	Velocidade, metros/segundo
P_s	Pressão estática, Newton/metro ²
P_t	Pressão total, Newton/metro ²
ΔP	Variação de Pressão, Newton/metro ²
g	Aceleração da gravidade, metros/segundo ²
Δh	Variação de altura, metros

C_p	Coeficiente de Pressão, Adimensional
P_∞	Pressão de corrente livre, Newton/metro ²
V_∞	Velocidade de corrente livre, metros/segundo
RMS	Raiz média quadrada
f	Frequência, Hz
p_s	Pressão Sonora, Pascal
λ	Comprimento de onda, metros
L_p	Sound-pressure level, Decibel
p_{ref}	Pressão de referência padronizada, micro-Pascal
γ	Peso específico, metro ² /segundo
R	Constante universal dos gases, Joule/ quilograma.Kelvin

T	Temperatura, Kelvin
x, y, z	Componentes da equação do momento
Z	Impedância, quilograma /metro ² . segundo
I	Intensidade sonora, W/metros ²
D_H	Diâmetro do eixo, metros
D_t	Diâmetro da ponta, metros
N	Velocidade rotacional, rpm
F_n	Número de fans
Re	Número de Reynolds
β	Ângulo de passo, graus
l	Dimensão característica do corpo
S_t	Número de Strouhal

α_w Coeficiente de energia de absorção acústica na superfície

α_{ar} **absorção do ar,** $\frac{\text{decibel}}{\text{unidade de distância}}$

R Raio, metros

θ_r Ângulo do raio emitido, graus

θ_e Ângulo de emissão, graus

ϕ_0 Amplitude da onda, metros

M Número de Mach

θ Ângulo polar, radianos

Capítulo 1

INTRODUÇÃO

A Aeroacústica é uma área da engenharia aeronáutica que estuda a propagação do som, causado pelo impacto do movimento turbulento de um fluido (gás) pelas superfícies da aeronave, em conjunto com forças aerodinâmicas. Atualmente, existem diversas atividades de pesquisa que buscam entender o comportamento da geração de ruído em aeronaves. Vários centros de pesquisa como o NASA Langley Research Center, nos EUA e o centro de pesquisa alemão DLR abrigam novas tecnologias voltadas às pesquisas aeroacústicas.

Estes centros de investigação Aeroacústica desenvolvem estudos experimentais de elevado valor tecnológicos. Grande parte dos resultados obtidos por estes experimentos são provenientes de combinações de equações da *mecânica dos fluidos* com equações de *onda clássica*. A analogia aeroacústica de Lighthill, proposta durante a década de 1950, época em que a geração do som nos motores a jato estava se iniciando no cenário mundial, é a analogia mais comum. A equação de Lighthill é descrita abaixo.

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho = \nabla \cdot \left(\frac{\partial(\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla(\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) - \frac{\partial(\rho \mathbf{v})}{\partial t} \right) \quad (1.0)$$

Na equação (1.0), temos os seguintes significados para cada grandeza física:

Tabela 1 - Significado das grandezas da equação de Lighthill	
$\mathbf{v}\mathbf{v}$	Tensor de Estresse de Lighthill
ρ	Massa específica do elemento de fluido
c_0	Velocidade do som no fluido não perturbado
t	Tempo

Diante de laboratórios experimentais aeroacústicos que testam a eficiência de estruturas aeronáuticas e o custo enorme para construí-los, surge a **CAA – “Computational Aero Acoustic”** (Aeroacústica Computacional). Trata-se da aplicação de métodos numéricos para a resolução de problemas aeroacústicos utilizando supercomputadores. Um dos métodos aplicados pela CAA é o método DNS ou Simulação Numérica Direta, que é uma técnica de solução das equações de Navier-Stokes, compressíveis. Nesta técnica utiliza-se uma simulação simultânea entre o escoamento aerodinâmico e o campo acústico.

Mesmo com o surgimento da Aeroacústica Computacional, que poupava esforços experimentais, os túneis de vento não foram extintos. Pelo contrário, tornaram-se uma arma extraordinária trabalhando em conjunto com a parte computacional. Um túnel de vento simula os efeitos do escoamento do ar sobre objetos sólidos, como por exemplo, uma asa. Atualmente, no Brasil, os túneis de ventos utilizados para pesquisa estão localizados no Campus da USP - São Carlos, no IPT (Instituto de Pesquisas Tecnológicas) em São Paulo, no ITA (Instituto Tecnológico Aeronáutico) em São José dos Campos e na UFABC em Santo André.

Um dos dispositivos importantes para as aeronaves atuais e que exercem impacto nas pesquisas voltadas à Aerodinâmica e Aeroacústica em túneis de vento são os dispositivos **“High-Lift”** (*Dispositivos Hipersustentadore*). Eles são sistemas aerodinâmicos acoplados à aeronave, capazes de aumentar a sustentação em certas condições de voo. Sua função é aumentar a corda aerodinâmica e a curvatura do perfil alar. Deste modo a geometria do perfil aerodinâmico é alterada. Conseqüentemente a velocidade de Estol durante a aterrissagem ou pouso é reduzida consideravelmente. Assim há ocorrência de um voo mais lento comparado ao voo de cruzeiro. O dispositivo hipersustentador se ativa ou desativa recuando seus mecanismos de curso durante o voo. Em velocidades mais baixas como na aterrissagem, ou decolagem utilizam-se os hipersustentadores de forma a aumentar o coeficiente de sustentação da aeronave.

Dividem-se os dispositivos hipersustentadores em dois tipos: *os passivos e os ativos*. Os hipersustentadores passivos são dispositivos que mudam os fatores geométricos de uma asa. Consegue-se elevar a curvatura da asa através da geração de furos em sua estrutura. Os exemplos mais comuns de sistemas passivos são os *Flapes*. Estão dispostos em duas ou três séries em cada asa do avião e ficam localizados no bordo de fuga da asa. Pelo acionamento dos flapes da cabine do avião, eles se defletem para baixo simetricamente em um ou mais ângulos que alteram a curvatura do perfil da asa.

Vários mecanismos de redução de ruído foram desenvolvidos para utilização em dispositivos hipersustentadores. Entre eles estão materiais de formas geométricas diversas: Serrilhados trapezoidais, triangulares e “*Wishbone*”; placas porosas e não-porosas; espumas; “*Gurney Flap*”, entre outros.

Uma das razões para a realização deste trabalho consiste na aplicação de testes experimentais em túneis de vento, que averiguem a funcionalidade de métodos de redução de ruído em hipersustentadores num modelo de asa pré-determinado. Conseqüentemente foram verificados se tais dispositivos de diminuição de ruídos são eficazes dentro da Aeroacústica e Aerodinâmica.

Este projeto deve ser considerado de alto valor para o setor aeronáutico. Uma vez que, uma aeronave não atenda os mínimos requisitos sonoros exigidos por um aeroporto, esta aeronave não pode operar naquele aeroporto. Isto significa prejuízo financeiro para diversas companhias aéreas e empresas fabricantes de aviões. Além de tudo, há uma pressão das comunidades preocupadas com a melhoria da qualidade de vida nas cidades ao redor de Aeroportos. Por estas razões, estudos voltados para a área aeroacústica são de elevada importância.

Como exemplo da importância do controle de ruído externo em aeroportos, está a aplicação do requisito de redução de ruído na comunidade aeronáutica entre 2015 e 2020. Isto irá prever uma redução de 5 a 10 dB nas emissões sonoras nos aeroportos. Existem ainda, projetos temáticos em andamento nos Estados Unidos cuja meta principal é desenvolver tecnologias de redução de ruído de 20 dB's até 2022, em relação às tecnologias de 1997. No Cenário Europeu, 51 empresas de 14 países e um orçamento de mais de 110 milhões de euros foram aplicados na área de pesquisas em redução de ruído. Neste sentido, o domínio destas tecnologias atualmente é um diferencial competitivo importante na disputa por clientes no setor aeronáutico.

Na figura 1 é apresentado um quadro que fornece as metas de redução de ruído nos EUA até o ano de 2022.

Figura 1: Redução de ruído nos EUA até o ano de 2022. Fonte: NASA

Para o desenvolvimento deste trabalho de mestrado foi necessário vinculá-lo ao projeto *Aeronave Silenciosa*, que se insere no Programa PICTA – *Programa de Inovação em Ciência e Tecnologia Aeroespacial* – e visa investigar e desenvolver soluções aprimoradas para o problema de ruído externo, presente em aeronaves. Dentre as três abordagens da Aeroacústica - Aeroacústica Computacional (CAA); Modelos Analíticos e Empíricos; e Ensaios em Vôo e em Túnel - o mestrado se especializou no último item; e para tal executou ensaios em túnel de vento para explorar diferentes configurações de modelos de redução de ruído externo. O mestrando trabalhou de forma integrada com a Embraer e uma equipe acadêmica experiente em aerodinâmica e, recentemente, em aeroacústica. Ambas as equipes envolvidas com as três abordagens distintas, mas complementares. Ao final deste projeto de mestrado foram estabelecidas validações de metodologias para o projeto aeronáutico que visa minimizar os efeitos aeroacústicos.

Conforme a revisão bibliográfica foi sendo desenvolvida, encontraram-se inúmeros artigos relacionados à aerodinâmica de sistemas hipersustentadores e sua otimização. Todas as técnicas apresentadas nos diversos artigos das revisões bibliográficas demonstraram grande valor para o presente projeto de mestrado.

Neste trabalho, são apresentados dados experimentais referentes ao estudo Aerodinâmico e Aeroacústico de *Flapes Estendidos e Recolhidos* de uma asa 30P30N num túnel de vento de circuito fechado. Basicamente toda a estrutura da asa foi desenvolvida desde o modelo conceitual em software de desenho mecânico até a sua usinagem e montagem em túnel de vento. Por se tratar de uma área complexa e vasta, os tópicos sobre Aerodinâmica e Aeroacústica do Flape para o perfil 30P30N foram divididos, nesta dissertação, em capítulos. O capítulo 1 (introdução) discute os estudos de ruído produzidos pelas estruturas do Flape, o desenvolvimento dos sistemas hipersustentadores e sua história, aspectos teóricos sobre os sistemas hipersustentadores e aplicações experimentais no universo da aerodinâmica. Além disso, são realizadas várias revisões bibliográficas referente ao assunto. O capítulo 2 (análise teórica) apresenta os conceitos básicos da Aeroacústica de Ponta de Flape. No capítulo 3 (metodologia), são explicitados o modelo de Túnel de Vento, as dimensões, as instrumentações e as montagens da asa utilizada no experimento. No capítulo 4 (resultados), dados experimentais são apresentados e corroborados para validação. O capítulo 5 trata da conclusão da pesquisa, assim como expectativas de novos trabalhos e futuros experimentos. O último capítulo apresenta a bibliografia e o material utilizado para o trabalho.

1.1 Estudos de ruído produzidos pelas estruturas do Flape

Diversos experimentos relacionados ao estudo de ruídos produzidos pelas estruturas do Flape de uma aeronave foram realizados desde o início dos anos 70. Estes experimentos mostraram a existência de elevada concentração de ruído em Ponta de Flape.

Fink (1980) fez um estudo detalhado sobre processos de geração de ruído em modelos de asas bidimensionais utilizando sistemas hipersustentadores. Um espelho acústico com microfones direcionais foi utilizado para examinar as distribuições das fontes de ruídos, com os componentes do elemento principal, estendidos e recolhidos. As medições realizadas em um túnel de vento aeroacústico foram comparadas com dados de *vôo*. Desta forma, foram identificados mecanismos aeroacústicos para as componentes das estruturas das asas. Fink também enfatizou em seu trabalho que os efeitos de interação dos componentes (Flapes, Elemento Principal, eslate) em formato de irradiação sonora, não ultrapassava 2 dB. Ou seja,

eram pequenos. Neste experimento realizado por Fink, havia a possibilidade de redução de ruído. Contudo era necessário que as Pontas dos Flapes fossem modificadas conforme Henderson (1978). Isto diminuiria a radiação sonora causada pela incidência do escoamento turbulento.

Experimentos com a finalidade de localizar fontes de ruído e sua intensidade para várias bandas de frequência foram realizados por Kendall (1980). Os testes foram feitos com 0,75 m de corda - asa/flape. O modelo de asa foi instalado num túnel de vento com dimensão 2,13 x 3,00 m. Localizados na parte externa do túnel, um conjunto de microfones direcionais foi montado. Os resultados oriundos dos microfones eram obtidos em forma de pontos bi-dimensionais sobre o lado de pressão positiva do modelo. Com isto, determinaram-se as localizações principais que produziam ruído e conseqüentemente a sua intensidade. A produção de ruído ficou concentrada na região da descontinuidade da superfície resultante, para o caso dos flapes serem defletidos diferencialmente (0 a 35 graus) para metade do alcance da estação. Mas para iguais deflexões (0 graus, 0 ou 35 graus, 35 graus) , todo o ruído produzido foi uniforme ao longo do comprimento do “*Gap*” (Espaçamento entre a asa e o flape). Em certos casos, os suportes para os flapes geraram consideráveis ruídos. Mas em outros, reduziram os ruídos.

Conforme Angland (2008), a diferença de pressão entre as partes superior e inferior do Flape gera uma oscilação de vórtices. Isto faz com que haja um elevado ruído tonal nesta localidade, conforme CARINA (2006). A explicação para o fenômeno do ruído tonal está relacionada com a modificação da inércia do vórtice no escoamento. Isto ocorre porque há uma mudança no gradiente de pressão. Portanto há uma indução na flutuação da densidade que conseqüentemente se propaga na forma sonora.

O efeito de propagação do som ocorre com vórtices interagindo com superfícies sólidas, através de números de Mach subsônicos, segundo MOLIN (2003). Pelos ruídos oriundos dos sistemas hipersustentadores, verifica-se que a extremidade dianteira do Flape tem dominância na propagação do som em altas frequências, segundo Smith (2003).

Utilizando uma área de 16 m², uma configuração de microfones foi disposta para realização de testes em vôo de acordo com Piet, Michel e Böhning (2002). Foi utilizada uma combinação de 161 microfones, com a divisão destes dispositivos entre a ONERA (Office National d'Etudes et de Recherches Aéropatiales) e a DLR (DLR, Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt). As altitudes de vôo do Airbus A340 estavam entre 90m e 165m. Piet,

Michel e Böhning (2002) demonstram que as configurações dos microfones devem ser usadas para estudo sobre um alcance de elevada frequência. O método ONERA mostrou-se poderoso quanto à redução de ruídos. Ele é baseado no uso de poucos microfones. Já o método DLR apresenta um número maior de microfones.

Segundo Piet, Michel e Böhning (2002), a configuração dos microfones para a realização dos ensaios aeroacústicos em voo do A340 mostrou-se uma ferramenta poderosa para identificação das fontes de ruído. Em *baixas frequências*, são necessárias *baixas altitudes de voo* ou então uma *ampla quantidade* de microfones. Está demonstrado por Piet, Michel e Böhning (2002), que o uso de *ampla quantidade* de microfones em conjunto com altas altitudes de voo é possível. Verifica-se que o tempo de integração disponível para uma análise da banda-estreita de frequência é maior para altitudes elevadas. A *menor configuração de microfones* possuía um alcance dinâmico suficiente para localizar as fontes de ruído a 8 kHz.

Ainda conforme Piet, Michel e Böhning (2002), os níveis calculados para a distribuição das fontes dependiam de muitos parâmetros: do desempenho da configuração de microfones relacionado à geometria, das fontes características, da propagação, da frequência Doppler e seus efeitos, do processamento de sinal e finalmente dos microfones.

Um método detalhado por Fink (1980) foi utilizado para o cálculo do ruído da estrutura da aeronave. Este processo calcula o ruído difundido de cada parte individual da aeronave, independente das outras fontes. A descrição de cada componente de ruído foi executada por um mecanismo aeroacústico apropriado, com dependência de velocidade, directividade e espectro. Em relação ao espectro da extremidade final do Flape, estudos foram feitos em uma aeronave Vickers VC-10, segundo Fethney (1975), em três diferentes ângulos de deflexões de Flape. Os três diferentes tipos de espectros medidos para os três ângulos de deflexão do flape possuíam aproximadamente o mesmo perfil. Fink assumiu que o Nível de Pressão Sonora (SPL) varia com o quadrado do seno do ângulo de deflexão do flape, varia com a área do flape, varia inversamente com o quadrado da distância do campo de medidas sonoras e diretamente com a velocidade do ar a sexta potência.

Um projeto Europeu em que envolvia a redução de ruído foi exposto por Chow, Mau e Remy (2002). Este projeto consistia numa série de estudos e procedimentos para reduzir a intensidade das fontes sonoras em sistemas hipersustentadores. Este trabalho ainda abrangia uma base de dados experimentais e modelos para predição de ruídos. Utilizando uma aeronave Airbus A340, testes em voo foram executados. Analisando os resultados dos testes,

ficou comprovado que o ruído proveniente do trem de pouso era superior ao ruído procedente dos sistemas hipersustentadores. Comparando o ruído originário do eslate com o ruído oriundo do Flape, foi confirmado que o eslate possuía maior ruído. Através de verificação matemática e experimental foi descoberto que os ruídos produzidos pelos flapes variavam com a velocidade, elevada a oitava potência. Entretanto para os dispositivos hipersustentadores funcionando juntos, a velocidade medida tinha uma variação de $V_{\infty}^{5,5}$. Percebe-se que este resultado é diferente do valor estabelecido por Fink (1979).

Um experimento aeroacústico foi realizado pela Airbus com um modelo de aeronave em escala 1/11th em um túnel de vento anecóico aberto - CEPRA 19. O objetivo deste estudo era examinar as condições aerodinâmicas da asa e determinar as fontes de ruídos da estrutura, segundo Davy e Moens (2002). No decorrer dos resultados experimentais obtidos, verificou-se que as condições aerodinâmicas de vôo poderiam ser transcritas para um túnel de vento. Contudo, deveria ser feito um ajuste fino no ângulo de arfagem do modelo para cada configuração. A montagem dos microfones foi disposta numa superfície em forma de cruz. Por estas configurações, foi possível localizar as principais fontes de ruído. As correlações que determinam a intensidade sonora das fontes de ruídos foram encontradas para estudo dos espectros sonoros. Para intensidades de frequências altas e baixas, foram expostos comportamentos distintos de ruídos entre as regiões anteriores das asas e as regiões dos Flapes eslotadas. Os estudos experimentais realizados por Davy e Moens detectaram que a fonte de ruído principal dos Flapes localizava-se na extremidade do “*side-edge*” (lateral do flape) - Para *baixas frequências*, o *ruído do eslate predominava sobre o ruído da extremidade lateral do Flape*. Para frequências *médias o ruído da extremidade lateral do Flape predominava*. Portanto, os autores concluíram que, para frequências altas e particularmente com um escoamento de ar com sentido de baixo para cima, o ruído da extremidade lateral do Flape tinha uma contribuição elevada por todo ruído produzido pela asa.

Segundo Dobrzynski (1981), para fontes de ruídos em pontas de asa, as teorias existentes não mostram resultados acurados, pois o comportamento do escoamento nas vizinhanças da ponta do flape não é conhecido em um grau necessário. Até mesmo em um aerofólio bidimensional infinitamente estendido. Dobrzynski conduziu um importante experimento que investigou as características de escoamento nas proximidades das pontas das asas de um jato comercial e uma aeronave comercial de grande porte.

Conforme Howe (1978) e Dudzinski (1969) enfatizaram, as características da turbulência e as condições instáveis do escoamento são parâmetros essenciais que governam a radiação de ruído da extremidade da asa. As investigações realizadas por Brooks e Hodgson (1981) mostraram qual era o menor limite de ruído para a ponta de asa e quais eram os parâmetros influenciáveis. As medidas de pressão na superfície e análises em relação às características de escoamento nas proximidades da ponta de asa de uma aeronave foram consideradas complementares a modelos de experimentos detalhados.

Estas referências foram importantes para estudos aeroacústicos na extremidade lateral dos Flapes e indicam uma forte presença de ruídos nesta região.

1.2 O Desenvolvimento dos Sistemas Hipersustentadores

Conforme Knepper (2005) salientou, desde meados de 1900, na aviação civil, os sistemas hipersustentadores modificaram-se pouco. Os mecanismos hipersustentadores que são utilizados atualmente nasceram das aplicações dos Ailerons, em pequenas aeronaves. Foi verificado que a rotação de uma secção articulada à parte posterior dos Ailerons concedia um aumento do camber, e conseqüentemente, um aumento da sustentação. A partir da prática da utilização das superfícies planas posteriores dos Ailerons, surgiu o conceito de flape. A história da aviação conta que os flapes planos eram empregados desde 1914.

De acordo com Anderson (1999), os sistemas hipersustentadores foram importantes tecnologicamente numa época conhecida como a *Era da Maturidade das Aeronaves Propelidas à Hélice*. Observando a Figura 1, o básico “**Plain Flap**” (Flape Plano) foi desenvolvido diretamente da parte posterior dos Ailerons. O primeiro registro na história do uso deste tipo de Flape foi estabelecido por Henri Farman, em 1908 na França. Os “**Plain Flap**” foram utilizados pela primeira vez no biplano SE-4 construído pela “**Royal Aircraft Factory**” em 1914. De 1916 em diante, estes modelos de aeronaves fabricados tornaram-se padrões.

A Figura 2 ilustra alguns dos sistemas hipersustentadores padrões empregados em aeronaves desde os anos de 1920, segundo Anderson (1999). Nesta figura, é apresentada uma escala na direção vertical em que foram indicados os *Coeficientes de Sustentação* de cada

sistema de asas. Ao empregar dispositivos hipersustendadores nas asas, sustentação suficiente é atingida tanto para aterrissagem quanto para decolagem com asas de menor área. Isto permite aos projetistas de aeronaves desenharem asas que suportam mais carregamento em voo de cruzeiro.

Figura 2: Alguns esquemas básicos de dispositivos hipersustendadores.

Fonte Adaptada: Pope (1966).

Aproximadamente em 1920, conforme Knepper (2005) e Anderson (1999) surge o Flape “*Single-Slotted*” (Simplesmente Eslotado). Este dispositivo progrediu por meio de três pessoas distintas. Uma destas pessoas era G. V. Lachmann, um jovem piloto Alemão que produziu uma série de testes em um túnel de vento em 1917. Nos testes, foi empregado um Flape “*Single-Slotted*”. Houve uma tentativa de patentear este dispositivo. Entretanto, a patente foi rejeitada por acreditarem que o Slot destruía a sustentação produzida pela asa. Após uma revisão da patente, descobriram que a alta energia fornecida pelo jato de ar que passava pelo eslote, prevenia a camada limite de separar-se na superfície superior do flape. Assim a sustentação era aumentada.

Ainda de acordo com Anderson (1999), a segunda pessoa a desenvolver o Flape **“Single-Slotted”** foi Sir Frederic Handlay Page da Inglaterra. Ele afirmou que o uso do Flape **“Single-Slotted”** aumentava em 60% a sustentação. Assim que Lachmann soube do trabalho de Page, ele convenceu Ludwig Prandtl, da Universidade de Gottingen a realizar testes em seu túnel de vento, com o Flape. Os testes mostraram que a sustentação aumentava em 63%. Lachmann finalmente conseguiu sua patente.

A terceira pessoa que desenvolveu o Flape **“Single-Slotted”** foi o Engenheiro O. Mader, da Alemanha. Primeiramente ele fez experimentos em túnel de vento. Depois, durante o período de 1919 a 1921 elaborou testes em vôo, com aviões equipados com o Flape **“Single-Slotted”**. O trabalho de Mader foi executado independentemente de Lachmann e Page conforme Anderson (1999).

Um novo programa surgiu no início de 1920 na Inglaterra. Segundo informações de Anderson (1999), a instituição NPL - **“National Physical Laboratory”**(Laboratório Nacional de Física) tinha o objetivo de viabilizar o uso do Flape **“Single-Slotted”**. Os resultados experimentais dos testes realizados pelo **NPL** mostraram que os flapes causavam um aumento efetivo da sustentação em *aerofólios espessos*. Este fato explicava o porquê dos aviões da I Guerra Mundial usar raramente os flapes.

Ainda em 1920, Orville Wright inventa o **“Split-Flap”**. J. M. H. Jacobs e Orville trabalham em conjunto em Ohio, mostrando que o **“Split-Flap”** elevava a sustentação e o arrasto, conforme Anderson (1999). Segundo Knepper (2005), nas duas décadas seguintes a 1920, o **“Split Flap”** foi amplamente empregado devido a sua simplicidade.

Em 1924, o engenheiro Harlan D. Fowler dos EUA desenvolve um novo tipo de Flape: o **“Fowler”**. Este dispositivo reunia duas vantagens. A primeira delas era a elevação do *Camber Efetivo* da asa. Portanto a sustentação da asa também sofria um aumento. A segunda vantagem estava relacionada com o aumento da área da asa. Portanto a sustentação também era elevada. O primeiro avião a empregar o Flape **“Fowler”** foi o bombardeiro Martin 146. Entretanto o primeiro avião a ser fabricado em linha de produção foi o Lockheed L-14 Super Electra em 1937.

Conforme Knepper (2005) e Anderson (1999), a partir de 1930, os avanços tecnológicos relacionados com o projeto de Flapes foram desenvolvidos através de combinações entre o Flape **“Fowler”** e o **“Slotted”**. O Flape **“Double-Slotted”** foi

desenvolvido primeiramente na Itália. Ao final de 1940, o Flape *“Double-Slotted Fowler”* foi amplamente utilizado, principalmente nas aeronaves DC – 6 e DC – 7. Por fim, o Flape *“Triple-Slotted Fowler”* foi desenvolvido pela Boeing para o uso na aeronave 727 em 1960.

Estudos realizados por Lin et al. (1992) , mostraram que o avanço tecnológico dos sistemas hipersustentadores encontra limites no desempenho aerodinâmico quanto à modificação da geometria dos hipersustentadores. Em determinadas ocasiões, pode haver redução na quantidade de elementos do flape. Como por exemplo, quando há diminuição de dois ou três elementos para um único elemento. Nesse ponto, novas metodologias para controlar a camada limite são necessárias. Desta forma, é possível reduzir a separação prematura da camada limite sobre a superfície superior do Flape.

Conforme Knepper (2005) salientou, ao longo de vários anos muitas metodologias para o controle da camada limite foram exploradas. Alguns trabalhos apenas traduziram-se como um primeiro passo envolvendo o estudo da camada limite. Um dos primeiros mecanismos de estudo da camada limite, e cujo objetivo era atenuar os efeitos sonoros produzidos pelo Flape, eram os serrilhados. Entretanto, foi observado que este recurso mostrava-se limitado para o uso em sistemas hipersustentadores. Assim, outros métodos mais eficientes surgiram. Por exemplo, o processo de abastecimento de energia cinética a elementos de fluido com baixa energia, próximos a superfície de escoamento, chamado de Sopro Tangencial. O objetivo deste método é prover uma nova energia a camada limite, prevenindo que haja separação.

1.3 Aspectos Teóricos sobre os Sistemas Hipersustentadores

Segundo Dillner e May (1984), a performance total de uma aeronave de transporte (civil ou militar), incluindo seu tamanho, é influenciada profundamente pelo desenvolvimento dos sistemas hipersustentadores.

Dillner e May (1984) realizaram uma análise dos fatores que influenciavam os projetos de uma aeronave de transporte. Entre os fatores testados, estavam os sistemas hipersustentadores. Algumas considerações importantes foram citadas para estes sistemas.

Por exemplo, elevar o coeficiente de sustentação para um valor máximo. Desta forma, Dillner e May (1984) questionaram: qual seria um critério apropriado de projeto aerodinâmico para os sistemas hipersustendadores, levando em consideração os vários modelos de aeronaves dispostos no mercado?

Outros dois questionamentos que Dillner realiza são: “o quanto é verdadeira a predição teórica em relação à prática, no uso dos sistemas hipersustendadores?”, e “quais ferramentas serão necessárias no futuro para entender o funcionamento destes sistemas?”.

Em seu trabalho, Dillner e May (1984) realizam comparações entre os objetivos dos projetos de desenvolvimento de aviões militares e civis. Para a aviação civil, os problemas em projetos focam no caráter econômico e de segurança. Portanto, os sistemas hipersustendadores nestes tipos de aeronaves, são melhorados primeiramente para uma eficiência em cruzeiro. Permitindo assim pousos e decolagens de modo seguro e confiável. Para a aviação militar, o projeto de aeronaves deve considerar o cumprimento de uma missão. As condições de operação dos sistemas são voltadas para situações extremas. Logo, os sistemas hipersustendadores para aviões militares devem ser diferenciados.

Tanto em pouso como em decolagem, os sistemas hipersustendadores devem auxiliar a aeronave para que ela atinja a performance desejada. Sabe-se que o fator dominante para decolagem de uma aeronave é L/D , enquanto para aterrissagem é Cl_{Max} .

Uma dúvida importante a ser discutida segundo Dillner e May (1984) é como o desempenho do sistema hipersustendador pode influenciar o tamanho de uma aeronave. Para responder a esta questão Dillner cita um trabalho realizado pela NASA, desenvolvido no Programa EET (Transporte Eficiente de Energia). Este estudo foi desenvolvido com os fundos de pesquisa de desenvolvimento independentes da Boeing (IR&D).

As conseqüências dos estudos realizados no programa EET deveriam ser:

- O Peso bruto mínimo na decolagem resultaria na obtenção de uma estrutura de uma aeronave com custos mínimos, com mínima quantidade de combustível gasta e custo de operação direto mínimo (DOC).

As conclusões do resultado obtido do estudo foram:

- Um sistema de combustível menor implicaria numa estrutura de asa maior e motores maiores, para um DOC mínimo e um projeto de peso

mínimo; além de acrescentar flapes com camber variável, sistema “*Krueger*”, eslote duplo.

Deste modo, Dillner e May (1984) salientam que antes de investir na construção de um sistema hipersustentador, deve-se analisar muito bem os cálculos das condições de funcionamento destes sistemas .

Os limites teóricos e práticos encontrados na utilização dos sistemas hipersustentadores merecem atenção. A Figura 3 mostra os valores teóricos e práticos dos coeficientes de sustentação máximo, nos casos 2D e 3D. À esquerda são verificados os valores teóricos. À direita são mostrados resultados práticos que podem limitar o melhoramento do desempenho.

Alguns efeitos como a contaminação da camada limite nos sistemas hipersustentadores e a produção de uma interferência local são causados por suportes estruturais. Além disso, reduzindo-se a sustentação há uma tendência de aumentar o arrasto. Também se pode observar o efeito da sustentação sobre a razão L/D na Figura 4.

Figura 3: Limites para CL_{Max} (Adaptada). Fonte: Dillner e May (1984)

Figura 4: Melhoramento da Performance para Sistemas Hipersustentadores.

Fonte: Dillner e May (1984)

De acordo com Dillner e May (1984), os limites de sustentação máximo obtidos na prática com os sistemas hipersustentadores recolhidos, estão bem abaixo dos limites obtidos teoricamente. Dillner e May (1984) citam uma seqüência dos modos de controle da camada limite na superfície da asa. A primeira parte da sequência refere-se ao controle da camada limite passiva. A segunda parte refere-se ao aumento da energia na camada limite através do controle da circulação. A terceira parte diz respeito a uma aplicação particular. Sob estudos, esta aplicação determinará quando será a substituição de um atual sistema de flapes. E a última parte faz referência a uma energia de sustentação.

Dillner e May (1984) citam que pesquisas para o desenvolvimento de ferramentas relacionadas ao projeto e análise de aeronaves de transporte foram realizadas utilizando hipersustentadores em baixa velocidade de voo. A Boeing foi a responsável pela concretização deste projeto. Os objetivos básicos destas pesquisas eram:

1. Desenvolver métodos computacionais para a análise e desenvolvimento de configurações hipersustentadoras.

2. Fornecer melhoramentos de técnicas de diagnósticos de escoamento e bases de dados experimentais para apoiar métodos de desenvolvimento computacional.
3. Aplicar estas ferramentas aos problemas práticos.

Segundo Dillner e May (1984), a simulação de escoamento de ar em aeronaves de transporte que utilizam os dispositivos hipersustendadores é uma etapa muito importante. Principalmente na evolução de um projeto analítico racional e em simulações de escoamento viscoso nestes dispositivos. Desta forma, tornam-se disponíveis análises tridimensionais de escoamento. O fenômeno de escoamento viscoso e de separação limita altamente o desempenho do sistema hipersustendadores.

Figura 5: Análise do escoamento viscoso. Fonte: Dillner e May (1984)

(Figura Adaptada)

Conforme o sistema hipersustendador introduzido na figura 5, verificam-se diferentes regiões de escoamento viscoso e invíscido. Existe uma camada limite aderente na região anterior do aerofólio. E há uma região de separação do escoamento na região final do aerofólio, aproximadamente no bordo de fuga do elemento principal. A existência destas duas regiões diferencia o hipersustendador do caso de um aerofólio normal, operando em condições normais.

Para o desenvolvimento de um programa computacional capaz de analisar o comportamento do sistema hipersustendador, é necessário entender o funcionamento da separação da camada limite.

Segundo Dillner e May (1984), o melhor desempenho de um sistema hipersustendador é obtido quando existem poucas regiões de forte aderência da camada limite para um determinado “*Gap*” (Espaçamento), nos elementos do aerofólio (Figura 6). Para validar a aderência da camada limite, um experimento foi realizado em meados dos anos 70. Um mecanismo posicionador é ligado ao elemento principal em conjunto com sensores de escoamento (figura 7). Uma parte do mecanismo é montada abaixo do elemento principal. Acima, fica a parte onde são realizadas as medidas do experimento. O mecanismo é ainda equipado com quatro sensores de escoamento: uma sonda-pitot, dois anemômetros de fio quente e um “*dual split film*” (filme de fenda duplo). O resultado experimental é mostrado na figura 8.

Figura 6: Análise do Escoamento. Fonte: Dillner e May (1984)

(Figura Adaptada)

Figura 7 – Mecanismo posicionador e sensores de escoamento.

Fonte: Dillner e May (1984) (Figura Adaptada)

Figura 8 – Resultado Experimental de Aderência de Camada Limite.

Fonte: Dillner e May (1984) (Figura Adaptada)

Percebe-se que os dados experimentais e teóricos são congruentes. Vê-se que a aderência da camada limite é maior no início do elemento principal.

Se for necessário prever uma situação real, na ausência de uma predição computacional para a separação de escoamento, serão realizados testes em túnel de vento utilizando um número de Reynolds com magnitude inferior as condições normais de voo.

Um importante fator que deve ser considerado na pesquisa relacionada a sistemas hipersustendadores é a conexão entre escoamento bi-dimensionais e tri-dimensionais. Este fator correlaciona as características das seções do multi-elemento do aerofólio bi-dimensional com as seções de asas tri-dimensionais influenciadas pela curvatura, ângulo de ataque induzido, efeito de câmbio e envergadura.

1.4 Aerodinâmica do Flape Side-edge

Experimentos que mostram a natureza de um escoamento utilizando um sistema hipersustendador foram realizados por Spaid e Lynch (1996). A *distribuição de pressão estática, as medidas de sustentação, de arrasto, de camada limite e mapeamento de esteiras* foram obtidas. Estes resultados experimentais foram importantes para mostrar as diferenças em desempenho nos sistemas hipersustendadores, conforme modificações geométricas realizadas. Ainda segundo Spaid e Lynch, dois importantes efeitos foram considerados com as alterações geométricas: uma mudança relativamente pequena no espaçamento do Flape, com uma deflexão fixa em sua extensão. Em relação ao primeiro efeito, com a diminuição do espaçamento do Flape elimina-se a separação do escoamento para pequenos ângulos de ataque. E também, há uma redução da sustentação máxima em virtude da mistura e espalhamento do escoamento sobre o Flape. Para o segundo efeito, com o aumento da deflexão do flape nota-se o espalhamento dos vórtices, portanto minimizando a sustentação máxima.

Estudos envolvendo medidas de escoamento sobre um aerofólio multi-elemento foram feitos por Chin et al (1993). Em seu trabalho experimental foi empregado um valor máximo para a sustentação (Cl_{Max}), de acordo com algumas condições previamente

estabelecidas. A configuração do modelo de asa para este experimento consistia em um aerofólio supercrítico, com um eslate *na extremidade anterior* e um Flape *na extremidade posterior*. Todos os dados deste trabalho experimental incorporam as distribuições de pressão estática, dados de arrasto, obtidos com mapeamento de esteira.

O Mapeamento do escoamento com uma sonda de cinco furos foi disposta em nove estações na superfície superior do modelo. Foram estudados os efeitos das variações nos Números de Reynolds e no Espaçamento do Flape, no desempenho do aerofólio.

Segundo Spaid e Lynch (1996), o desempenho das configurações hipersustendedoras depende essencialmente da variação da intensidade do Número de Reynolds. Desta forma, os experimentos realizados devem possuir Números de Reynolds de condições de vôo.

Para avaliar a capacidade máxima de sustentação de um aerofólio multi-elemento, Valarezo et al. (1991) executou um estudo importante. Neste trabalho, foi projetado um aerofólio modelo. Este aerofólio possuía uma extremidade dianteira para o eslate e uma extremidade traseira simples ou bi-segmentada para os Flapes. Várias deflexões de Flape e eslate e posições de **“Gap / Overhang”** (Beirada) foram testadas com o objetivo de atingir uma otimização no experimento. Foram concretizadas medidas envolvendo configurações de pouso e obtenção de coeficientes de sustentação máximos. Para Flape com elementos simples obteve-se um valor de 4,5 para o coeficiente de sustentação máximo. Já para o Flape bi-segmentado foi atingido o valor de 5,0. Como resultado do trabalho de Valarezo et al. (1991), houve uma variação relativamente linear do ótimo posicionamento de **“Gap/ Overhang”** do eslate versus a Deflexão do eslate. E ainda houve uma diferença considerável na ajustagem ótima entre os Flapes simples e duplos, e importantes efeitos para o Número de Reynolds na otimização do aerofólio.

Conforme Radezrsky (1998), a presença de sistemas de vórtices tem sido revelada através de medições do escoamento ao redor da ponta de flape. Como se pode ver na figura 9, há pequenos vórtices próximos a dianteira do flape , em sua lateral. Conforme o flape torna-se mais fino na extremidade final, os vórtices ficam mais fortes, se expandido e aumentando seus comprimentos (F a D na figura 9). De C a B o vórtice começa a se descolar da superfície. E funde-se com um pequeno vórtice de topo. As instabilidades destes vórtices e da forte camada de cisalhamento que se origina na base da extremidade final do flape, cria uma pressão de campo inconstante na ponta do flape. Causando então a radiação Sonora. Brooks

et al. determinou as regiões de ruído em pontas de flape. Elas estão localizadas na metade da corda do flape, em aproximadamente 60 a 65% da corda na região de sucção.

Figura 9: Formação de vórtices em ponta de flape através de cálculos computacionais.

Fonte: Radezrsky (1998)

De acordo com Catalano et al. (2012), uma análise computacional e experimental foi conduzida por Angland (2008), para se determinar a aerodinâmica e aeroacústica em ponta de flape. Numa tentativa de reduzir ruído em ponta de flape realizou-se um tratamento poroso pela extensão da ponta do flape. No estudo elaborado por Angland (2008), foi derramado óleo sobre o modelo para visualizar o escoamento(ver Fig. 10). Além de realizar medidas experimentais para estudo de forças e pressões por exemplo.

Figura 10 - Análise experimental e computacional de um escoamento.

Fonte Adaptada: Angland (2008)

De acordo com Angland (2008) e Catalano et al. (2012), as fontes de vorticidades no escoamento foram identificadas na cova do elemento principal, no “*trailing edge*”(bordo de fuga da asa), na região de separação do flape e nas áreas de vórtices da lateral do flape(Figura 11).

Figura 11: Presença de dois sistemas de vórtices no Flap side-edge

Fonte Adaptada: Angland (2008)

A interação dessas fontes de vorticidade produz instabilidade ao escoamento acima da superfície do flape, e conseqüentemente produz ruído. Assim, como resultado da aplicação da porosidade nas extremidades do flape, houve uma diminuição da intensidade dos vórtices e como conseqüência houve uma redução da instabilidade hidrodinâmica.

1.5 Geometria do modelo

Segundo Spaid e Linch (1996), um experimento foi realizado para apresentar a física do escoamento, no controle das características geométricas do sistema hipersustentador no meio aerodinâmico. Os dados experimentais foram obtidos com um aerofólio Multi-elemento, com o número de Reynolds aproximando-se das condições de voo, incluindo ângulo de ataque e máxima sustentação. Foi utilizada uma unidade posicionadora resistente a elevada dinâmica do sistema, às pressões instáveis e aos elevados números de Reynolds

utilizados na operação. A unidade posicionadora por ser delgada, pode ser afetada pelo pequeno campo de escoamento interferente.

No experimento produzido por Spaid e Linch (1996), usou-se uma configuração hipersustentadora de três elementos. Sendo que o modelo preenche a cavidade da secção de testes. Para o aerofólio totalmente recolhido tem-se uma corda de $c = 0,55$ m. Para a espessura do aerofólio, o modelo contém $(11,55).c \%$. A corda do eslate corresponde a $(14,48).c \%$ e a corda do Flape corresponde a $30.c \%$. Quatro carreiras de suportes amparam todas as partes do sistema hipersustentador, devido às elevadas cargas de sustentação que todo o conjunto pode agüentar. Os furos responsáveis pelas medidas de pressão estão localizados a 50% e 77% da envergadura. Os furos estão localizados na extremidade final de cada elemento e na superfície superior dos Flapes.

No modelo utilizado por Chin et al (1993), existe uma configuração bem próxima ao experimento descrito por Spaid e Linch (1996). O modelo experimental de Chin et al (1993) possui uma envergadura que tem comprimento do tamanho da câmara de testes. A corda do aerofólio tem aproximadamente 0,55 m de comprimento. A corda do eslate e Flape tem respectivamente $(14,48).c \%$ e $30.c \%$. Na figura 12 pode-se verificar uma comparação entre a geometria da asa do experimento de Chin et al e o experimento realizado pela Embraer nesta dissertação de mestrado.

Figura 12: Comparação entre o modelo de Chin et al (1993) e o modelo da Embraer

Na linha de centro do modelo estão localizados os orifícios de pressão. Ao todo são 146 orifícios dispostos nos três elementos do hipersustentador. Os furos foram colocados próximos da extremidade final de cada elemento. Além disso, foram feitos orifícios de pressão adicionais (50 furos) localizados no Flape a 77% de envergadura do modelo. Quatro seqüências de suportes para os dispositivos hipersustentador foram necessárias para suportar a carga de 8603,9 kg. %. Na figura 13 pode-se verificar uma comparação entre a quantidade de tomadas de ar no experimento da Embraer e o experimento de Chin et al.

Experimento USP - Embraer	
Flape	27 furos
eslate	27 furos
Elemento principal	57 furos – superfície superior 53 furos – superfície inferior
Total	164

Chin et al. (1993)	
Flape	146 furos no total
eslate	
Elemento principal	

Figura 13: Comparação entre o modelo de Chin et al (1993) e o modelo da Embraer

1.6 Montagens Experimentais

Nos testes realizados no *NASA Langley Low Turbulence Pressure Tunnel* (LTPT) foi utilizado um túnel de vento de circuito fechado cuja pressurização podia chegar a 10 atmosferas, coerente às afirmações de Spaid e Linch (1996). O *Número de Reynolds* empregado no túnel de vento aproximava-se das condições de vôo. Foi aplicado um modelo de aerofólio bi-dimensional para baixos números de Mach. A secção de testes do túnel possuía 0.91 m de largura e 2.3 m de altura. O modelo de aerofólio era suportado por *mesas*

giratórias conectadas às paredes do túnel e a uma balança. O modelo poderia ser posicionado em seu ponto médio da corda, com o aerofólio recolhido, com os ângulos de -4° à 24° .

Conforme Chin et al (1993), para o controle da camada limite foi instalado um sistema de sucção. Este sistema utiliza a diferença de pressão entre o interior do túnel e a atmosfera. A sucção foi feita através de placas porosas próximas ao modelo, conectadas às paredes do túnel. O controle da camada limite permite um escoamento bi-dimensional, reduzindo os efeitos de arrastos gerados pelas paredes do túnel. A sucção é controlada por um conjunto de válvulas. E este controle gera uma uniformidade de pressão ao longo da superfície do modelo, para elevados ângulos de ataque.

Um sistema de posicionamento foi utilizado para a medição do arrasto. Este sistema posicionador possuía três sondas com cinco furos cada uma. Assim, conectavam-se a um braço que cruzava verticalmente o centro do túnel à parte posterior do modelo.

Segundo Chin et al (1993), o aparato experimental que foi utilizado para a realização dos seus testes com um aerofólio multi-elemento compõe-se principalmente de um túnel de vento, figura 15. O LTPT é um túnel fechado com capacidade de operar até 10 atmosferas e com altos números de Reynolds conforme descrito por Spaid e Linch (1996). Em relação à secção de testes do túnel, tem-se 0,91m de largura por 2,3 de altura por 2,3m de comprimento. Foi utilizado um sistema BLC - *“Boundary Layer Control”* (Controle da Camada Limite) para minimizar a interferência relativa às paredes do túnel de vento. Este sistema de controle fornece um escoamento bidimensional sobre o modelo envolvido no experimento. Para proporcionar uma sucção suficiente através da placa porosa e evitar que a camada limite sobre o modelo seja destruída, o sistema BLC estabelece uma pressão diferencial entre a secção de testes e a porção externa do túnel. Na figura 14 é apresentada uma comparação de dimensões entre o túnel de vento da NASA e o túnel de vento da USP – São Carlos.

NASA (LTPT)	
Largura	0,91 m
Altura	2,30 m
Ângulos de incidência	- 4 a 24 graus
Sucção	Placas porosas
LAE – São Carlos	
Largura	1,70 m
Altura	1,30 m
Ângulos de incidência	- 4 a 24 graus
Comprimento	3,0 m
Sucção	Placas porosas
Número de Reynolds	$8,4 \cdot 10^5$

Figura 14: Comparação entre o túnel de vento da NASA e o túnel de vento da USP - São Carlos

Figura 15: Esquema de um túnel de vento. Fonte Adaptada: Chin et al (1993)

O trabalho experimental de Dobrzynski ajudou a compreender um pouco mais sobre a utilização dos flapes, onde foram estudadas duas aeronaves: um jato HFB-320, e um avião comercial de grande porte DC-10/30. Foram instalados sensores de pressão piezoelétricos em miniatura na ponta dos flapes da asa. Estes sensores foram colados a parede de um painel,

preso na região de sucção do flape. Foi feito um arranjo de sete sensores e um acelerômetro com uma configuração de geometria em “T” perpendicular à respectiva ponta do flape. Uma distância mínima de 1% da corda foi estabelecida para a disposição dos sensores sobre um painel. Outro sensor foi colocado a 30% da corda contando do bordo de ataque da asa, apenas para ser utilizado como referência. Na aeronave HFB-320, medidas adicionais foram realizadas com uma montagem dos sensores localizadas na lateral do flape, já que esta região possui elevada turbulência quando os flapes são estendidos.

Dobrzynski (1981) realizou o experimento nas condições de vôo de cruzeiro e utilizou diferentes configurações de ângulos para o flape (20, 35 e 50 graus) e para várias velocidades. Os resultados do experimento foram apresentados para duas condições: vôo em cruzeiro e aterrissagem, com ângulo de deflexão do flape de 50 graus. Conforme Dobrzynski (1981) salienta, fica evidente que para pequenos ângulos de deflexão do Flape, típico em decolagem, não se altera significativamente as características de escoamento nas pontas do flape quando comparadas com o escoamento em vôo de cruzeiro.

Medidas de pressão de superfície foram comparadas e normalizadas com base na velocidade de vôo da aeronave e no deslocamento da camada limite. Esta espessura da camada limite foi calculada para uma placa plana com gradiente de pressão zero. Este procedimento foi aplicado para a sucção e pressão nas laterais do aerofólio com um sensor ao longo da corda a certa distância do bordo de ataque. Para valores pequenos de Número de Reynolds, foi constatado que a intensidade do espectro de pressão, para uma aeronave real, é comparável ao espectro de pressão para uma região de escoamento na ponta da asa de um planador.

Conforme Spaid e Linch (1996), o sistema “*Boundary Layer Traverser*” (BLT) é um sistema posicionador (Figura 16). A posição do Suporte do posicionador e da montagem da sonda é controlada por um *motor de passo*. A medida da localização do posicionador tem a assistência de um *codificador ótico*. Dentro da carenagem do motor estão localizados o Motor, o codificador e a Caixa de Engrenagens. A carenagem do aerofólio que encobre o suporte horizontal é ajustada com a ajuda de um motor DC. Dados dos orifícios de pressão, que estão fixados simetricamente na carenagem, são usados para alinhar-se com a direção de escoamento local. O *Posicionador* pode receber rotação sobre o eixo do suporte horizontal. Isto permite alinhamento das sondas com a superfície do aerofólio.

Figura 16: Posicionador da Camada Limite (Vista Frontal)

Fonte : Chin et al (1993)

A *Sonda* consiste em um tubo de pitot plano-hemisférico de cinco furos localizados no prolongamento final das duas garras, segundo Spaid e Linch (1996). A calibração da sonda permite medir a pressão local total, a pressão estática, a velocidade, e o ângulo de escoamento.

1.7 Condições de Testes dos Experimentos

Para as condições de testes de escoamento, Spaid et al (1993) nomearam duas configurações: 30P/30N e 30P/30AD. A Tabela 2 abaixo mostra as condições aplicadas no experimento.

Tabela 2 – Configurações do eslate e Flape		
	30P/30N	30P/30AD
Deflexão do Slat	-30°	-30°
Slat Gap	2,95%	2,95%
Slat Overhang	-2,5%	-2,5%
Deflecção do Flape	30°	30°
Gap do Flape	1,27%	1,5%
Overhang do Flape	0,25%	0,25%
Fonte : AIAA paper / 93 - 3137		

A Figura 17 designa a nomenclatura para “*Gap*” e “*Overhang*”. O valor do Número de Reynolds utilizado nesta pesquisa variou de 5×10^6 a 9×10^6 . Para a configuração 30P/30N, os experimentos foram realizados com ângulos nominais de ataque de 4°, 8°, 16°, 19°, 21° e 22°. Para a configuração 30P/30AD os ângulos de ataque eram 4°, 8°, 12°, 16°, 19°, 21° e 22°. A figura 17 mostra as localizações dos pontos de estudo nas duas configurações. As condições de escoamento estiveram livres de efeitos de transição.

Figura 17: Nomenclatura dos Aerofólios Multi-elementos.

Fonte Adaptada: Chin et al (1993)

Segundo Catalano, Vanucci e Correa (2012) um modo eficiente de achar as fontes de ruídos e a explicação de seus fatos físicos é combinar testes com modelos bidimensionais e sistemas aeroacústicos. Os testes aerodinâmicos bidimensionais têm como principal interesse garantir a bidimensionalidade do escoamento sobre o modelo. Entretanto este procedimento nem sempre é obtido com incidência zero de ruído. De fato, montagens experimentais como instalar um modelo de asa num túnel de vento e prendê-lo parede a parede, ou utilizar split-plates para garantir um escoamento bidimensional pode gerar ainda mais ruído.

A inevitável interferência entre as baixas pressões da superfície superior das asas com as placas (porosas, não-porosas) causa a geração de um vórtice secundário, que por sua vez ocasiona ruído, de acordo com Catalano et. al. (2012). Caso um modelo de asa possua um aerofólio com AR (razão de aspecto) maior que 9 e um pequeno C_{Lmax} (como aerofólios simétricos com espessura menor que 12%), este efeito pode ser ignorado. Entretanto, numa situação prática, como por exemplo, na decolagem ou pouso de uma aeronave, isto não será um tipo de ação a ser seguida. Mesmo com dispositivos hipersustentadores alocados nas asas. Normalmente torna-se mais admissível utilizar uma asa com C_{Lmax} maior que 2,0 com pelo menos um hipersustentador acoplado.

Catalano et. al. (2012) salienta que testes bidimensionais com sistemas hipersustentadores apenas são factíveis se é efetuado um controle da interação entre a camada limite e a superfície de escoamento sobre uma asa. Dois modos de controle desta interação são: sopro tangencial e sucção da camada limite. Para o caso do sopro tangencial, este pode criar ruídos de alta frequência mais intensos, por este motivo deveria ser evitado. Experimentos bidimensionais que não levam em conta o controle da camada limite nas paredes do túnel de vento geram resultados errôneos. Portanto devem ser evitados como referência de dados aerodinâmicos e aeroacústicos. Até mesmo para baixas incidências, num sistema hipersustentador serão produzidos fortes vórtices em ferradura. Com isto serão induzidos escoamentos tridimensionais e posteriormente ruídos excedentes. A figura 18 apresenta um esquema de criação de vórtice em ferradura que assegura a bidimensionalidade em testes com hipersustentadores usando sucção, em áreas discretas próximas a superfície superior de um modelo de asa com eslate e flape. Nota-se que o vórtice surge entre uma asa e a camada limite da parede. A ideia deste projeto é retirar a camada limite da parede antes que ela se separe e surja um vórtice de ferradura.

Figura 18: Formação de vórtice de ferradura entre uma placa plana e uma asa com circulação. Fonte: Catalano et. al. (2012)

Conforme Catalano et.al.(2012), o efeito da interação da camada limite com o escoamento da asa deve ser controlado. Este controle pode ser exercido por uma sucção em pontos discretos. Mas deve-se notar que esta ação é altamente dependente da massa de escoamento da sucção. Experimentos demonstram que há um mínimo de escoamento de massa na sucção que garante a bidimensionalidade. Deste modo, caso seja aumentada a taxa de escoamento de massa da sucção, isto ocasionará mais ruído. E portanto, isto não é aceitável em experimentos aeroacústicos. Para assegurar uma otimização da bidimensionalidade na área onde está sendo feita a sucção há necessidade de menor sucção na região do flape e eslate em relação ao elemento principal.

Capítulo 2

ANÁLISE TEÓRICA

2.1 Cálculo da Pressão Dinâmica e Distribuição de Pressão

Conforme Pope (1966), para medir a variação da pressão dinâmica, utiliza-se um tubo de pitot estático através de uma secção de testes de um túnel de vento. A pressão dinâmica é dada por:

$$q = \frac{\rho}{2} V^2 \quad 2.1$$

Conforme Pope (1966), não se deve pensar no escoamento do túnel como uniforme. As partículas que estão próximas às paredes do túnel são constantemente ultrapassadas pelas partículas de ar centrais. Verifica-se que a elevada perda de escoamento nas paredes do túnel, devido à fricção, diminui a velocidade próxima ao perímetro da seção de testes. Isto ocorreria se o cone de contração não removesse as irregularidades provenientes da rugosidade das paredes. Para melhorar o escoamento, inserem-se telas porosas dentro do túnel. O aprimoramento da distribuição da velocidade pela inserção de telas é mostrado na figura 19.

Figura 19: Efeito do uso de telas no interior do túnel na distribuição de velocidades.

Fonte: Pope (1966) - Figura Adaptada

Na figura 20 observa-se que uma constrição foi adicionada no cone de entrada da seção de testes. A constrição do ar na parte inferior do túnel tende a aumentar a velocidade na região onde está a asa. A abrupta expansão na saída do cone diminui a energia na parte inferior do túnel.

Figura 20: Alteração no Cone de Contração num túnel de vento.

Fonte: Pope (1966) - Figura Adaptada

Para a obtenção das medidas das *Pressões Dinâmica, Pressão Total e Pressão Estática* utilizou-se um tubo de Pitot, e para relacionar estas pressões utilizou-se a Equação de Bernoulli, onde:

$$P_t = P_s + \frac{\rho v^2}{2} \quad 2.2$$

Isolando a velocidade de escoamento, obtém-se a seguinte equação:

$$v = \sqrt{\frac{2(P_t - P_s)}{\rho}} \quad 2.3$$

Onde, v é a velocidade do fluido, P_t é a pressão total, P_s é a pressão estática e ρ é a densidade do fluido. A leitura no manômetro é dada por $\Delta P = \rho g \Delta h$.

Segundo Carpenter e Houghton (2003 , p.29), a distribuição de pressão superficial ao longo de um aerofólio não é uniforme. Para entender o funcionamento da distribuição de pressão é necessário estudar o conceito de *Coefficiente de Pressão*. Este termo pode ser descrito pela seguinte equação:

$$C_p = \frac{(P_s - P_\infty)}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} \quad 2.4$$

Onde P_s é a pressão estática, P_∞ é a Pressão de corrente livre, e V_∞ é a velocidade de corrente livre.

2.2 Medidas Sonoras e Propagação do som

A intensidade sonora diminui conforme a distância à fonte aumenta. Sem a influência de objetos ao redor, uma fonte sonora puntual é propagada em todas as direções, conforme a Figura 21. Para uma determinada área, a potência sonora permanece igual. Mas as áreas em que são abrangidas as intensidades sonoras aumentam com o quadrado do raio. Isto significa que a intensidade sonora por unidade de área diminui com o quadrado do raio. Dobrando-se a

distância, a intensidade se reduz em um quarto em relação à intensidade inicial, segundo Everest (2001).

Figura 21: Distribuição da energia sonora ao longo de seu campo de escoamento.

Figura Adaptada. Fonte: Everest (2001)

Uma simples onda senoidal está ilustrada na Figura 21. O **comprimento de onda** é a distância que uma onda leva no tempo para completar um ciclo. Ele é medido entre dois picos sucessivos ou entre dois pontos correspondentes no ciclo. A frequência é o número de ciclos por segundo (Hz). A frequência e o comprimento de onda estão relacionados por:

$$v = \lambda \cdot f$$

2.5

Onde (v) é a velocidade do som em m/s. (λ) é o comprimento de onda em metros. E (f) é a frequência em Hz.

Na Figura 22-A a onda senoidal possui uma amplitude e frequência f_1 (menor frequência) e é chamada de **fundamental**. Na Figura 22-B, chamada de **segundo harmônico**, a onda senoidal possui metade da amplitude e duas vezes o valor da frequência. Ao combinar A e B obtém-se a F Figura 22-C. Na Figura 22-D, a onda possui metade da amplitude e três vezes a frequência f_3 (**terceiro harmônico**). Somando-se C + D é obtido o perfil E.

Figura 22: Modo Fundamental, segundo harmônico e terceiro harmônico. Figura Adaptada.

Fonte: Everest (2001)

Conforme Everest (2001), na Figura 22, as frequências f_1 , f_2 e f_3 estão em *concordância de fase*. As componentes iniciam no zero em conjunto. Todavia, na Figura 23 pode-se ver que o primeiro harmônico está *fora de fase* com o fundamental. Neste caso f_2 está avançado em 90° . Conforme a fase aumenta pode-se observar que a discordância também é elevada.

Figura 23: Discordância de fases. Figura Adaptada. Fonte: Everest (2001)

Um conceito muito usado por engenheiros aeroacústicos é o termo *oitavas* (*octaves*). Este termo significa que é obtida uma frequência que é o dobro (ou qualquer potência de dois) da frequência fundamental de vibração. Para as *oitavas*, os modos de vibração estão relacionados logaritmicamente. Para os harmônicos, os modos de vibração estão linearmente relacionados. A Figura 24 mostra a linearidade no modo harmônico e a relação logarítmica para as Oitavas.

Figura 24: Comparação entre harmônicos e Oitavas. Fonte: Everest (2001)

Segundo Everest (2001), outro conceito importante para o estudo aeroacústico é o conceito de espectro. Ele diz como a energia de um tipo de sinal está distribuída na frequência. Toda a energia do sinal está concentrada em uma única frequência se a onda é senoidal. Um sinal de onda triangular e quadrado possuem um modo fundamental, e inúmeros harmônicos e múltiplos integrais em relação ao fundamental. Um sinal aleatório tem sua energia distribuída uniformemente através do espectro. O sinal aleatório é considerado uma mistura de ondas senoidais (Figura 25).

Figura 25: Demonstração de tipos de espectros. Fonte: Evererest (2001)

2.3 Fundamentos Matemáticos em Aeroacústica

Segundo Ulf e Siller (2010), a “*Sound Pressure*” ou *Pressão Sonora* (p_s) é definida como um valor médio $p_s = p_{rms}$ da pressão de flutuação $p' = p - p_o$, onde $p_o = 101.3$ kPa na pressão atmosférica padrão ao nível do mar. O valor rms é definido por:

$$p_s = \sqrt{p'^2} \quad 2.6$$

A intensidade Sonora mais fraca que pode ser ouvida por uma pessoa tem um valor de $p_s = 20 \mu\text{Pa}$. A partir de 20 Pa o ouvido começa a ser prejudicado. É comum em acústica,

utilizar medidas logarítmicas. O termo “*Sound-pressure level*” (SPL ou L_p) é uma função logarítmica da seguinte forma:

$$L_p = 20 \log_{10} \frac{p_s}{p_{ref}} \quad 2.7$$

Onde a pressão de referência padronizada é $p_{ref} = 20 \mu Pa$ e L_p é dado em dB. Para $L_p = 0$ dB o SPL pode ser apenas ouvido por um ouvido humano jovem. No limiar de um conteúdo sonoro de dor $L_p = 120$ dB. E uma conversação tem $L_p = 60$ dB. O intervalo de audição que um ouvido humano pode ouvir está mostrado na Figura 26:

Figura 26: Intervalo de audição de um ouvido humano jovem.

Fonte Adaptada: Frequency, Amplitude & dB - Rod Elliot(ESP) – página eletrônica

A velocidade do som é a propagação da velocidade de ondas sonoras num meio em repouso. Para os gases ideais define-se a velocidade do som como:

$$c = \sqrt{\frac{\gamma p_o}{\rho_o}} = \sqrt{\gamma R T_o} \quad 2.8$$

Onde p_o , ρ_o e T_o são os valores médios da pressão, densidade e temperatura. A razão entre as capacidades caloríficas específicas é definida por $\gamma = c_p / c_v$. R é a constante dos gases. Seguem os valores de $T_o = 288,15 \text{ K} = 15^\circ \text{ C}$, $\rho_o = 1,22 \text{ kg/m}^3$, $R = 287 \text{ J/kg.K}$, $c = 340,3 \text{ m/s}$ e $\gamma = 1,4$ para Condições Normais de Temperatura e Pressão.

Conforme Ulf e Siller (2010) , o vetor velocidade acústica de uma partícula na posição x_i é dado por:

$$u'_i(x_i) = u_i - u_o \quad 2.9$$

$$u'_i(x_i) = u_i \quad (\text{meio quiescente})$$

O vetor posição em coordenadas cartesianas é dado por:

$$\vec{x} = (x_1, x_2, x_3) = x_i \quad 2.10$$

Para ondas sonoras planas a velocidade da partícula é proporcional a pressão sonora.

$$u' = \frac{p'}{\rho_o c} \quad 2.11$$

Seja r a distância do ponto do observador à fonte. Então a distância r deve ser maior que λ . A condição do “**Far-Field**” (Campo de percepção sonora) requer que $r \gg L$, onde L é a extensão da distribuição da fonte sonora. Para o valor rms da velocidade:

$$u_s = \frac{p_s}{\rho_o c} \quad 2.12$$

As equações anteriores não são válidas para ondas sonoras reflexivas.

Conforme Ulf e Siller (2010) , “**Sound-intensity level**” (**intensidade sonora** (I_i) **ou nível de intensidade sonora**) é a potência (energia) sonora transmitida por unidade de área. A magnitude da intensidade acústica é expressa de acordo com a equação abaixo:

$$I = \frac{p^2}{\rho_0 c} \quad 2.13$$

O nível de Intensidade sonora (SIL) é definido como:

$$L_I = 10 \log_{10} \frac{I}{I_{ref}} \quad 2.14$$

A I_{ref} é dada por $I_{ref} = 1 \text{ pW/m}^2 = 10^{-12} \text{ W/m}^2$. Realizar a medição de I_i é complexo, pois a velocidade da partícula precisa ser medida, e isto é extremamente difícil, conforme Ulf e Siller (2010). Através de uma sonda como a mostrada na Figura 27, pode-se medir a velocidade da partícula. A componente da velocidade da partícula u_r na direção r do eixo da sonda é fornecida através da pressão gradiente de acordo com a equação de Euler.

$$\frac{\partial u_r}{\partial t} = -\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial p}{\partial r} \quad 2.15$$

Na figura 27, Δr é o espaçamento entre os microfones. P_1 e P_2 é a pressão adquirida nos pontos 1 e 2 da sonda.

Figura 27: Sonda de Medição de Intensidade Sonora. Fonte : <http://laum-vld.univ-lemans.fr/otherstechniques.htm>

2.4 Aspectos Importantes para Medições Aeroacústicas

Caso ocorra uma mudança na configuração de um modelo ou condições de operação é importante conhecer as *condições do nível sonoro emitido*, segundo Thomas (2002). Além disso, outro fator primordial para a aeroacústica é a *fonte de directividade*. Túneis subsônicos possuem ventiladores e lâminas que geram ruídos e harmônicos. O harmônico de um ventilador usualmente tem caráter dominante em baixas frequências, para o ruído de fundo de um espectro. Geralmente, o pico para o primeiro e segundo harmônico decai rapidamente e é mascarado pelas bandas de frequência, além do quarto e quinto harmônicos. Pode-se estimar o SPL do ventilador em funcionamento numa banda em terços de oitava, utilizando métodos empíricos segundo a equação abaixo:

$$L_w(f) = -58.2 - 10 \log_{10} \left[1 + (4.4x)^2 \right] + 10 \log_{10} f + 40 \log_{10} N + 70 \log_{10} D_t + \frac{2}{16} \quad (2.16)$$

Onde:

$$x = \frac{Qf}{N} \quad (2.17)$$

$$Q = 1 - \left(\frac{D_H}{D_t} \right)^3 \quad (2.18)$$

D_H = diâmetro do eixo (m)

D_t = diâmetro da ponta (m)

f = frequência central – banda de terços de oitava (Hz)

N = velocidade rotacional (rpm)

F_n = número de ventiladores

β = ângulo de passo da pá com $\frac{3}{4}$ de raio relativo ao plano do ventilador (graus)

A maioria do ruído causado em testes em túneis de vento é causado por partes estruturais que suportam microfones, sondas aerodinâmicas e modelos, segundo Thomas (2002). A frequência chamada de “*Shedding*” é dada por:

$$f = \frac{S_t U_\infty}{l} \quad (\text{Hz}) \quad 2.19$$

S_t o número de Strouhal, U_∞ é a velocidade de corrente livre e l é a dimensão característica do corpo igual a distância de separação dos vórtices. O número de Strouhal varia com o número de Reynolds. O valor de $S_t = 0.21$ para cilindros em escoamentos caso o número de Reynolds tenha seu valor entre 400 e 10000. Para cabos e cilindros l é o diâmetro. Conforme Thomas (2002) cita, pode-se calcular o valor de l no bordo de fuga de um aerofólio fazendo l igual a 26% da máxima espessura do aerofólio (t_{max}).

$$l = 0.26 t_{max} \quad 2.20$$

2.5 Montagem dos Microfones na Parede do túnel de vento

Conforme Thomas (2002), nas seções de testes de um túnel de vento fechado, os microfones utilizados em estudos aeroacústicos são expostos à turbulência da camada-limite. Consequentemente isto cria altos níveis de ruído. Os microfones, dentro de um túnel de vento, são montados em paredes ou painéis nivelados. Geralmente quando usados como uma antena aeroacústica. Caso haja um recuo mínimo dos microfones em relação às paredes em que estão fixados, pode existir redução nas medidas de ruído na camada-limite. E ainda pode existir ressonância. É necessário proteger os microfones do escoamento com uma membrana porosa que é nivelada com a parede que causa a fixação dos microfones. A membrana manterá o escoamento fora da cavidade e permitirá que o som entre no microfone.

Um método descrito por Jaeger et al. (2000) mostra a utilização de uma montagem de proteção para os microfones, feita de Kevlar 124[®]. Isto reduzia o ruído para os microfones

que foram colocados conforme a figura 28. Descobriu-se que quanto mais profundo eram posicionados os microfones nas paredes do túnel, melhor seria.

Figura 28: Montagem do microfone no Array. Fonte: Jaeger et al. (2000).

Figura Adaptada.

Quanto à questão do local de instalação dos microfones devem ser considerados alguns fatores como: a fonte de directividade, “*nearfield extent*”(extensão do campo sonoro), “*background noise*” (ruído de fundo) e reverberações.

A directividade está associada aos mecanismos de fonte e controle de ruído. As medições acústicas podem ser feitas utilizando um semicírculo ou uma linha reta, conforme Thomas (2002). É utilizado um posicionador com um microfone que capta os sinais da fonte (Figura 29).

Figura 29: Microfone paralelo à direção da fonte. Fonte: Thomas (2002).

Figura Adaptada.

Microfones muito próximos da fonte podem causar erros. Para evitar tais erros deve-se encontrar uma distância entre a fonte e o microfone que tenha pelo menos um comprimento

de onda e duas dimensões da fonte. Sabe-se que a pressão acústica cai segundo $1/r$, onde r é a distância entre medida da fonte até o ponto de captação sonora. A disposição dos microfones dependerá do nível de ruído sonoro e a razão sinal-ruído.

Conforme Thomas (2002) em um túnel fechado, o arranjo dos microfones é complicada. Pois há necessidade de evitar reverberação. Desta forma há preferência em usar um ambiente semi-anecóico ou um túnel aberto. As reflexões acústicas ocorridas em testes em túneis de vento podem destruir qualquer medida.

A *Interferência de um som tonal* pode ser descrita considerando a lei de Snell: os raios de incidência e reflexão são iguais. No chão de um túnel, a pressão acústica refletida p_r é relacionada a pressão acústica incidente p_i pela equação:

$$\frac{p_r^2}{p_i^2} = 1 - \alpha_w \quad 2.21$$

Onde α_w é o coeficiente de energia de absorção acústica na superfície. Quando as ondas estão em interferência construtiva, o nível de pressão sonora é máximo. E quando as ondas estão fora de fase a pressão sonora atinge um nível mínimo.

$$p_t = p_o \pm p_1 \pm p_2 \quad 2.22$$

Onde:

p_t = *pressão total acústica, pico*

p_o = *pressão acústica direta do som chegando do caminho r_o , pico*

p_1 = *pressão acústica direta do som chegando do caminho r_1 , pico*

p_2 = *pressão acústica direta do som chegando do caminho r_2 , pico*

Figura 30: Caminho da propagação do som em um túnel de vento.

O decaimento total do som a uma distância de referência arbitrária r_{ref} para o microfone é:

$$\Delta Lp_t = 10 \log_{10} \left[\left(\frac{r_{ref}}{r_0} \right)^2 \left\{ 10^{-\alpha_{ar} \frac{r_0 - r_{ref}}{20}} \pm \frac{r_0}{r_1} \sqrt{1 - \alpha_w} 10^{-\alpha_{ar} \frac{r_1 - r_{ref}}{20}} \pm \frac{r_0}{r_2} \sqrt{1 - \alpha_w} 10^{-\alpha_{ar} \frac{r_2 - r_{ref}}{20}} \right\} \right] \quad 2.23$$

Onde:

r_{ref} = distância de referência

α_{ar} = absorção do ar $\left(\frac{dB}{unidade\ de\ distância} \right)$

Para o máximo envelope corresponde a equação 2.23 com o sinal mais empregado e para o mínimo envelope corresponde ao sinal menos empregado. Quanto a **Interferência Sonora Aleatória**, Thomas (2002) considera uma seção de testes fechada como na Figura 31.

Figura 31: Direção e reflexão da propagação do som em uma seção de testes fechada com quatro paredes. Fonte: Thomas (2002). Figura Adaptada.

$$\Delta L_{p1t} = 10 \log_{10} \left[\left(\frac{r_1 \text{ref}}{r_1 0} \right)^2 \left\{ 10^{-\alpha_1 \text{ar} (r_1 0 - r_1 \text{ref}) / 20} \pm \left(\frac{r_1 0}{r_1 1} \right)^2 \right\} \right] \quad (2)$$

A análise espectral é a mais comum ferramenta para identificar fontes aeroacústicas, segundo Thomas (2002). As análises são melhor mostradas com “*Narrow Band Data*”. Mas também podem ser calculados em “*A-weighted Levels*” ou *Terços de Banda de Oitava*.

2.6 Beamforming em testes acústicos

Segundo Thomas (2002), para um teste aeroacústico em túnel de vento, um modelo exposto a um escoamento, responde produzindo uma matriz sonora complexa. Há também uma combinação criada entre as fontes de banda larga e ruído tonal. Os objetivos principais em medidas aeroacústicas são as identificações de regiões que produzem ruído e a quantificação destas áreas. A montagem instrumental para as medições aeroacústicas consiste no posicionamento de microfones em que há exposição de fontes sonoras e posterior registro de um espectro. Durante a leitura dos “*arrays*” (matrizes) percebem-se a criação de lobos. O

processamento da “*basic phased array*” (matriz de fase básica) é chamado de “*Beamforming*”.

O Beamforming é utilizado para focalizar a *matriz de fase* em cada ponto na grade e medir aparentemente a distribuição da fonte sonora. Os dados acumulados nos experimentos são registrados e dependem matematicamente de um modelo de propagação acústico em cada ponto da grade para cada microfone. O modelo é teoricamente baseado em ondas de alta frequência.

As matrizes são dispostas no túnel de vento fechado e são compostas de microfones faceados “*flush-mounted*” às paredes de teste. A camada limite adjacente aos microfones cria um *sinhal que é aproximadamente de 10 – 20 dB maior* que a radiação do modelo. Esta interferência pode ser removida.

O processamento de imagem proveniente do Beamforming é uma excelente arma na localização de fontes sonoras. Mas contém uma vaga indicação do comprimento quantitativo da fonte. O método da integração do mapa de Beamforming possui um elevado registro de gravação. Outra técnica chamada Classificação do autovalor é uma técnica mais robusta.

Conforme Thomas (2002), pela ótica geométrica é possível realizar uma análise acústica do túnel de vento. Primeiro considera-se uma fonte sonora estacionária, compacta dentro de um túnel de vento. Supõe-se que o som é rapidamente acionado no instante $t = 0$. As ondas sonoras irão propagar-se e atingirão um ponto na câmara de testes. Para um ponto x , seja $\sigma(x)$ o tempo na qual o som primeiro alcança x . A superfície $t = \sigma(x)$ é chamada de frente de onda. Ela move-se para longe da fonte conforme t aumenta. No domínio da frequência, a frente de onda é uma superfície de fase constante.

Suponha um escoamento num túnel de vento com velocidade v_0 na direção do eixo $+x$. A pressão acústica obedecerá a equação de onda:

$$\frac{1}{c^2} + \left[\frac{\partial}{\partial t} + v_0 \frac{\partial}{\partial x} \right]^2 p = \nabla^2 p \quad 2.25$$

Uma solução exata para a equação de onda acima é dada por:

$$p(x, t) = \frac{e^{-i\omega(t - \sigma(x))}}{4\pi R} \quad 2.26$$

A fonte está localizada na posição x_s . No tempo t , o centro de expansão da onda x_e converge a uma distância Mct enquanto a onda se expande a um raio ct . O raio r conectando a

fonte ao microfone em x faz um ângulo θ_r (*ângulo do raio emitido*). O segmento x_e faz um ângulo θ_e (ângulo de emissão) com o eixo x . A amplitude da onda é dada por:

$$\phi_o = \frac{1}{4\pi c \sigma(x)} \quad 2.27$$

$$\sigma = \frac{1}{c} \frac{R - Mx}{1 - M^2} \quad 2.28$$

$$R = \sqrt{x^2 + (y^2 + z^2)(1 - M^2)} = \sqrt{1 - M^2} \sqrt{r^2 - \frac{M^2}{1 - M^2} x^2} \quad 2.29$$

Figura 32: Frente de onda no caso do escoamento uniforme.

Fonte: Thomas (2002). Figura Adaptada.

2.7 Modelo de Receptor Sonoro do Array

Conforme Thomas (2002), a técnica da Matriz de Fase para obtenção das medidas acústicas em túnel de vento inicia-se com um número seriado de medidas de pressão para cada um dos N microfones. Particiona-se em blocos de comprimento T_B a quantidade serial de

microfones. Seleciona-se frequência de análise $f = \omega / 2 \pi$. Uma técnica digital de filtragem é usada para computar uma amplitude de pressão do domínio de frequência para cada bloco e cada microfone. A largura de banda $1/ T_B$ é escolhida de modo a não ser mais elevada que 1/10 da análise de frequência. Quando a série de frequência é processada de modo a criar um espectro, a análise da largura de banda pode ser mantida constante ou proporcional a análise de frequência. O resultado do sinal Narrowband é definido como $u_n = 1, \dots, N$ e varia com um tempo de escala de T_B .

Os sinais $u_n(t)$ são modelados como uma função Gaussiana de t . Supondo-se que tem-se uma única fonte sonora no túnel e esta fonte localiza-se na posição x_s . A potência da fonte é modelada pela função Gaussiana $S(x_s, t)$. Adota-se um ponto semi-estável com $u_n(t)$ e $S(x_s, t)$ e estes são relacionados com uma constante complexa de proporcionalidade $C_n(x_s)$ que é aplicado a cada microfone n . Como o mesmo $C_n(x_s)$ é aplicado a cada t , variações aleatórias na fonte são exatamente seguidas pelos sinais dos microfones de “*narrowband*”. O tempo de propagação é representado pela fase $C_n(x_s)$.

A questão das fontes distribuídas deve ser analisada supondo-se que há na região da fonte um ponto x_s que é caracterizado por uma função distinta $S(x_s, t)$. Assume-se que as fontes associadas com pontos distintos são correlacionadas. O fator de propagação para o array tem o formato:

$$C_n(x_s) = \frac{e^{-i\omega\sigma(x_n, x_s)}}{D(x_n, x_s)} \quad 2.30$$

Cada microfone mede a superposição do som de várias partes da distribuição da fonte. Cada sinal do microfone é suposto conter um ruído do canal $E_n(t)$. Este termo refere-se à turbulência nas vizinhanças do sensor que está localizado nas paredes do túnel ou adjacente ao escoamento. O termo $E_n(t)$ pode ainda ser considerado mais forte que o sinal recebido das fontes acústicas. O sinal composto em cada microfone é dado por:

$$u_n(t) = \int C_n(x_s) S(x_s, t) d^3x_s + E_n(t) \quad 2.31$$

Para N vetores $\vec{u}(t), \vec{C}(t)$ e $E(t)$ a equação acima é reescrita na forma vetorial.

$$\vec{u}(t) = \int \vec{C}(x_s) S(x_s, t) d^3x_s + \vec{E}(t) \quad 2.32$$

A função ponto de espalhamento ou o termo usado em inglês, “*Point Spread Function*” (*PSF*), é definida como:

2.33

O psf é determinado primariamente pelo formato do array e pela frequência, embora a escolha do *vetor peso* $\vec{w}(x_b)$ possa ser importante. A Figura 33 mostra o *PSF*. A função é plotada em x_b e y_b para $z_b = 20$ polegadas. A localização da fonte está em $x_s = (0, 0, 20)$ polegadas. Este ponto corresponde ao centro do modelo. Para 2000 Hz, o psf contém um pico simples com uma largura de 3 dB de 4 polegadas. Conforme a frequência aumenta, o pico central torna-se mais nítido e lobos laterais multiplicam-se e fitcham-se no pico. O nível de lobos laterais é aproximadamente de -10 dB a 8 kHz, e alcança 7,75 dB a 16 kHz.

Figura 33: Função ponto de espalhamento para um array de 63 microfones. Fonte: Thomas (2002). Figura Adaptada.

Figura 34: Representação de um modelo de aeronave em um túnel de vento aberto.

Fonte: Thomas (2002). Figura Adaptada.

A Figura 34 mostra uma representação de um modelo de aeronave em um túnel de vento aberto. É possível visualizar a disposição dos microphones numa estrutura plana abaixo do túnel. A *PSF* é mostrada na Figura 33 para um “*Phased Array*” (Matriz Faseada) de 63 microphones. O *Array* possui 20 polegadas de diâmetro e é como o modelo mostrado na Figura 34. O *psf* é mostrado em um plano que é paralelo ao array e 20 polegadas de distância dele. A grade possui 40 x 40 polegadas. Linhas de contorno são mostradas de -16 dB a -2 dB em passos de 2 dB. O pico central está mais próximo de 0 dB em cada caso. O anel mais próximo dos lobos laterais de 8 kHz e 16 kHz está a -10 dB. O pior caso de lobos laterais em 16 kHz é -7,5 dB.

2.8 Efeitos das paredes no túnel

Conforme Thomas (2002), uma configuração de um túnel de vento fechado está mostrada na Figura 35. A instalação do Array está encaixada no chão da secção de testes. Um dos efeitos que ocorrem nas configurações da Figura 36 são as *Imagens refletidas*, onde se criam imagens do modelo devido as reflexões sonoras das ondas.

Figura 35: Representação de um modelo de aeronave em um túnel de vento fechado. Fonte: Thomas (2002). Figura Adaptada.

Figura 36: Representação de um modelo de aeronave em um túnel de vento fechado e o efeito das imagens refletidas. Fonte: Thomas (2002). Figura Adaptada.

Os lobos laterais das imagens das fontes estarão presentes no interior do túnel. O Array receberá a radiação do modelo e as imagens das fontes. Os picos que as imagens geram no mapeamento de beamforming no interior do túnel reduzirão em relação aos picos da fonte real por pelo menos SL_{Max} .

Se o modelo está mais próximo da parede do túnel que o comprimento dos raios sonoros (o comprimento do pico central do psf), então o array será incapaz de separar a fonte

real da fonte imaginária. E isto mostrará uma mistura dos pontos na parede. O comprimento de onda deve ser menor que as dimensões do túnel de vento para que haja sucesso no experimento do túnel. Para baixar frequências pode ser necessário modelar ou medir os efeitos de reverberação para derivar os fatores de peso dos microfones.

Thomas (2002) salienta que os microfones que estão montados *faceados* à parede do túnel de vento estão sujeitos a elevados ruídos de escoamento devido à turbulência da camada limite. Microfones alocados no escoamento podem adquirir estranhos ruídos do vento.

Há possibilidade de determinar a fonte quantitativa espectral pela integração do mapeamento de beamforming. A integração é realizada num volume V onde há atuação da fonte.

2.9 Calibração do Array utilizando um auto-falante

Segundo Thomas (2002), se um microfone é instalado numa localidade diferente da que era esperada, existirá um erro de fase igual ao produto interno do número de onda e a diferença entre a localização real e teórica dos microfones. Na frequência de 30 Hz, um microfone apenas tem que mover 3 mm para produzir 90° de erro de fase. Se essas diferenças não são levadas em conta, o vetor peso do microfone computado não corresponderá ao dado medido e os níveis de beamforming para fontes reais serão suprimidos em relação aos níveis dos lobos laterais.

Uma maneira de adaptar a teoria para o array real é utilizar um auto-falante calibrador. Um pequeno auto-falante é utilizado como uma fonte sonora. Este dispositivo é disposto em frente ao Array , próximo ao modelo . A calibração é realizada com o túnel desligado, e sem vento. Para o caso de um túnel de vento de paredes rígidas, deve ser construída um revestimento de espuma ao redor do array para eliminar as reflexões no túnel de vento e outros objetos.

O auto-falante é acionado com um sinal gerador banda-larga e os dados do array são coletados. Para cada análise de frequência a CSM é computada e a decomposição do autovetor é formada. A “*Diagonal Calibration Matrix*” (Matriz de Calibração Diagonal)

D_{cal} é utilizada para corrigir os dados da CSM . A calibração do auto-falante deveria remover qualquer diferença sistemática entre os microfones que estão relacionados na construção dos microfones ou na aquisição de dados.

Quanto ao nível de calibração do Array, Thomas (2002) explica que é difícil estabelecer o nível de sensibilidade dos microfones. O uso da Matriz de Calibração Diagonal corrige diferenças entre a sensibilidade dos microfones no array. O microfone pode ser um elemento individual do array ou um transdutor separado. Se um microfone separado é utilizado, deve-se tomar um cuidado especial para evitar a interferência entre a radiação direta do auto-falante e reflexões da superfície do array.

2.10 Testes de Fase de Configuração Aeroacústica em túneis de vento de baixa velocidade

Thomas (2002), sobre o projeto do Array mostra que é importante especificar a localização dos microfones, um em relação aos outros. E de acordo com os objetivos, devem-se utilizar múltiplos arrays.

Após o projeto do Array estar completo, é necessário escolher o tipo de sensor que será utilizado na instrumentação. Em seguida, constrói um painel de Array. O painel de Array será projetado conforme as necessidades da aplicação. Um plano de instrumentação deverá incluir o sensor e os meios de obter o sinal transdutor do sensor para o sistema de aquisição. A obtenção do sinal incluirá cablagem, amplificação e condicionamento do sinal.

A configuração do sistema de aquisição de dados precisa suportar a quantidade de canais, o tipo de banda e necessidades de aquisição de array múltiplos. É importante configurar operacionalmente todos os sistemas de aquisição. A instalação dos arrays deve ser realizada para toda a quantidade de microfones, instrumentação e para os sistemas de dados do setup.

Com a configuração do sistema de aquisição de dados preparado, a calibração do array deve ser completada antes dos testes aeroacústicos. A calibração do array é realizada utilizando-se uma fonte conhecida e um local conhecido. A aquisição dos dados deve ser feita simultaneamente com todos os microfones dos arrays.

A fase de testes lida com todos os aspectos de aquisição, redução, entrega e arquivamento de dados. Os testes de “*Phased Array*” (Matriz Faseada) podem gerar uma quantidade imensa de dados em pouco tempo. É útil possuir um plano de gestão de dados.

Finalmente, o último passo após os testes é remover a instrumentação e o sistema de dados e retornar à seção de testes.

Uma observação importante entre medidas aeroacústicas e aerodinâmicas é que a instrumentação acústica não altera o ambiente aerodinâmico. A instrumentação acústica não pode em geral ser colocada no interior de um escoamento. Alterando o ambiente aerodinâmico há comprometimento das medidas aerodinâmicas e a evolução das medidas aeroacústicas.

O projeto do Array de Banda-larga é muito importante para o sucesso nas medidas do “*Phased Array*”.

O algoritmo de processamento do array é referenciado a um algoritmo de Beamforming. A resposta direcional de um array é chamada de modelo de directividade. Esta é determinada pelo projeto de array e pelo algoritmo de beamforming. Existem dois tipos de lobos. O lobo principal e os lobos laterais. Em contraste ao lobo principal, os lobos laterais são menores e não correspondem a direção na qual o array está ocorrendo. Os lobos laterais indicam a habilidade dos arrays em filtrar os sinais que propagam de outras direções.

Figura 37: Exemplo de modelo de “near-field array”. Fonte: Thomas (2002)

Exemplo do modelo do “*near-field array*” mostra o lobo principal e os lobos laterais para uma frequência simples em um plano paralelo ao array em uma distância selecionada. Os lobos laterais abaixo de certo nível são cortados para auxiliar na interpretação do modelo de array.

Para melhorar o desempenho do array utilizam-se as equações 2.34 e 2.35.

$$W(\omega, \vec{x}_p, \vec{x}_s) = \sum_{m=1}^M \frac{r_s}{r_m} e^{j\omega \left[\frac{(r_s - r_p) - (r_m - r_m')}{c} \right]} \quad 2.34$$

W é o efeito do beamforming no sinal do espectro. M é o número de sensores, $\vec{x}_p$ é um ponto focal, r_m' é a distância entre o m -ésimo sensor e o ponto focal arbitrário, r_p representa a distância entre a origem e o ponto focal arbitrário $\vec{x}_p$, r_s é a distância entre a fonte e a origem, $\vec{x}_s$ é a posição de uma fonte monopolo com sinal $s(t)$ e $r_m = |\vec{x}_m - \vec{x}_s|$ é a distância entre a fonte e o m -ésimo sensor. A amplitude do beamforming é dada por:

$$\left| \sum_{m=1}^M \frac{e^{j\vec{k} \cdot \vec{x}_m}}{M} \right| \quad 2.35$$

A resolução do array especifica como um array é capaz de resolver a direção de propagação. A especificação da resolução do array é dada por:

$$BW_d = k\lambda \quad 2.36$$

Onde BW_d é o comprimento do pulso sonoro a uma distância d do array, k é uma constante e λ é o comprimento de onda. O valor de k depende do tamanho da abertura do array, da disposição dos sensores e d .

Quando se possui múltiplos arrays obtêm-se vários ângulos de emissão das fontes. A figura abaixo mostra múltiplos arrays para o acesso da fonte de directividade de um ruído de um flape. As linhas pontilhadas mostram os ângulos de emissão para cada array. As linhas sólidas mostram a direção da energia de propagação para cada array.

Figura 38: Múltiplos Arrays usados para avaliar a fonte de directividade de um ruído de flap-edge. Fonte: Thomas (2002). Figura Adaptada.

Há um exemplo em que um mesmo modelo possui diferentes ângulos de emissão para duas fontes em teste: flape e eslate. A fonte do eslate tem um ângulo de emissão de θ_{e1} . E a fonte do flape tem um ângulo de emissão de θ_{e2} .

Figura 39: Diferentes ângulos de emissão. Fonte: Thomas (2002). Figura Adaptada.

2.11 Spiral Arrays

“*Spiral Arrays*” (Matriz em Espiral) segundo Dougherty (1998) tem uma configuração que iguala os espaços entre os sensores do array em uma espiral logarítmica. Isto garante uma redundância zero e fornece uma base larga no espaçamento entre os sensores. A equação polar para uma espiral logarítmica é:

$$r(\theta) = r_0 e^{\cot(\nu)\theta} \quad 2.37$$

θ é um ângulo polar em radianos e r é a distância da origem O ao ponto P da espiral.

r_0 é o valor de r quando $\theta = 0$ e $0 \leq \nu \leq \frac{\pi}{2}$ é o ângulo espiral. O ângulo espiral é o ângulo constante na qual o raio de O é cortado por uma curva espiral. O comprimento de toda a espiral é $l_{\max}$, que depende de $\theta_{\max}$, o máximo valor de θ , que depende de $r_{\max}$, o máximo valor de r .

Figura 40: Geometria para a espiral logarítmica. OP é perpendicular a NT. NP é perpendicular a PT. PT é tangente a espiral no ponto P . Fonte: Thomas (2002)

$$\theta_{max} = \frac{1}{h} \ln \left(\frac{r_{max}}{r_0} \right) \quad 2.38$$

Onde $h = \cot(v)$.

$$l_{max} = \frac{r_0 \sqrt{1+h^2}}{h} e^{[h\theta_{max}]} - 1 \quad 2.39$$

M é o número de sensores no array. O projeto do array é dependente das variáveis: r_0 , r_{max} , v e M. Na figura 41-A apresenta-se uma montagem espiral de um array. E na figura 41 – B apresenta-se um “*coarray*” para uma Matriz em Espiral. Os 63 elementos têm 3907 vetores distintos no espaçamento do coarray.

Figura 41: A - Exemplo de uma Array em Espiral de Dougherty. B - “*coarray*” para uma Matriz em Espiral. Figura Adaptada. Fonte: Dougherty (1998)

Capítulo 3

METODOLOGIA

3.1 Modelo de Túnel de Vento utilizado no Experimento

O Túnel de Vento utilizado neste trabalho experimental foi o Túnel de Vento do LAE (Laboratório de Aerodinâmica da USP - São Carlos). Ele foi projetado geometricamente utilizando como referência o túnel da DNW.

A razão de contração do túnel é de 1:8. Ela é elevada o suficiente para a turbulência ser quase totalmente amortecida. Uma baixa velocidade é fornecida à câmara de estabilização em virtude da razão de contração. Na entrada da contração são instaladas telas de uniformização e diminuição de turbulência.

A geometria do túnel é retangular. Os cantos são chanfrados com a finalidade de não permitir a criação de *Vórtices Secundários*. A seção do ventilador é circular e a seção da câmara de ensaios é retangular sem cantos chanfrados. Em sua composição, a seção do ventilador possui: *uma seção de difusão, uma seção cilíndrica e uma seção de contração*. A estrutura do Ventilador é formada por oito pás agregadas a um “*Spinner*” *Estático Frontal* e mais uma carenagem traseira. Nesta última, está localizado o motor com 110HP de potência. A razão cubo/diâmetro é de 0,45 e sete aletas amortecedoras de rotação para o ventilador de oito pás. O projeto das pás propiciava ao ventilador uma alta eficiência e conjuntamente um nível de ruído de baixa intensidade. O material em que as pás do ventilador era produzido possuía alta qualidade de acabamento, igualdade geométrica e baixa inércia.

O túnel possui uma seção de Ensaios de Geometria Retangular. A porta principal pode ser aberta lateralmente. A sua abertura é feita na vertical e abrange uma grande extensão. Para permitir uma entrada e saída rápida do túnel, foi construída uma porta secundária. Os cantos das seções de ensaios não são chanfrados. Uma câmara plena envolve a câmara de ensaios. Desta forma, esta montagem equaliza a pressão interior da seção de ensaios à pressão atmosférica, com o uso de furos de ventilação laterais.

Segundo Catalano (2003), para o túnel de vento do LAE foi utilizado um material de construção bem conhecido: a madeira. As chapas de madeira compensada plastificada de 2,10m x 1,10 m, com 2 cm de espessura foram empregadas na maioria do circuito. A única exceção está na seção de contração. Nesta região foram construídas chapas de compensado naval com 4 mm. Para o ventilador foi empregada uma seção cilíndrica metálica.

Conforme Catalano (2003), as dimensões principais da câmara de ensaios do túnel são: 1.30 m de altura, 1.70 m de largura e 3.0m de comprimento. As dimensões na entrada da contração e da câmara de ensaios na saída são iguais e tem módulos de 3.65m de altura por 4.72 m de largura. A contração tem 4 m de comprimento para evitar crescimento excessivo ou separação da camada limite. A máxima velocidade de escoamento no túnel é de 50 m/s com nível de turbulência de 0,25%. Entretanto para níveis seguros de utilização do túnel é comum

atingir velocidades máximas de 45 m/s. Conforme mostra a Figura 42, a contração, a câmara de ensaios, o primeiro difusor e a curva 1 estão dispostos dentro do laboratório.

Figura 42: Posição do túnel de vento no laboratório de Aerodinâmica. Fonte: Catalano (2003)

Figura 43: Imagens do Túnel de vento LAE – (A) Guias de curvas (B) Ventilador instalado, parte traseira (C) Pá do ventilador

Em relação às guias de curvas ou “*corner vanes*”, Catalano (2003) informa que o projeto das guias de curvas do túnel do LAE possui baixas perdas no circuito, garantindo uniformidade (sem vórtices e acelerações) do escoamento ao passar pelas curvas e rigidez suficiente para evitar vibrações. Segundo Catalano (2003), a secção de contração possui a

câmara de estabilização, onde estão localizadas duas telas de nylon. Na câmara de ensaios existem dois anéis com quatro tomadas de pressão estáticas, uma na câmara de estabilização de entrada e outro na saída.

Figura 44: Vista Lateral da secção de contração. Fonte: Catalano (2003)

Conforme Catalano et al. (2012), recentemente o túnel de vento do LAE-1 fez uns melhoramentos para reduzir os ruídos de fundo que emite. Os detalhes destas modificações podem ser vistas em Catalano (2001).

3.2 Modelo de Asa utilizada no experimento - 30P30N

3.2.1 Construção do modelo utilizando Coordenadas do software CATIA[®]

O primeiro passo na confecção do modelo foi estabelecer a geometria da asa. Para isto, foram obtidas as coordenadas, retiradas de um modelo geométrico da NASA chamado 30P30N. Ou seja, 30 graus de inclinação para o eslate e 30 graus de inclinação para o Flape em relação ao elemento principal.

Definidas as coordenadas do modelo, foram inseridos os pontos no software CATIA[®]. Na Figura 45 tem-se a parte superior da asa totalmente tridimensional.

Figura 45: Parte superior do modelo 30P30N

A estrutura da parte superior é formada por canais em seu interior. Nota-se na Figura 45 o canal número 1. Neste canal foram colocados os tubos que são responsáveis pelas ligações às tomadas de pressão. O canal número 2 tem a função de armazenar os tubos das tomadas de pressão e a scanivalve. O furo circular que existe na sua extremidade tem o objetivo de servir de apoio a asa. Já o canal número 3 tem apenas a função de alívio de peso. Os canais 4 são canais pequenos em que foram colocados tubos, ligados a outros sistemas. Pode-se ver os canais de forma minuciosa na Figura 46. Observa-se também um painel de acesso próximo aos canais. A Figura 46 – A refere-se ao desenho CATIA[®] e a Figura 46 – B refere-se a peça já pronta.

Figura 46: Canais e porta de acesso da parte superior da asa

A parte inferior da asa é mostrada na Figura 47. Observa-se um canal central ao longo da corda. Este canal tem a função de entrada para as scanivalves e os tubos de ar. E nas laterais da asa, temos dois furos circulares que serão responsáveis pela fixação da asa no túnel de vento.

Figura 47: Parte inferior da Asa

Em seguida o eslate foi a próxima peça a ser configurada. Ele contém em sua região central um espaço vazio (1). Este espaço foi feito para conectar a prototipagem rápida. Além disso, há um furo em um dos lados do eslate (2). Este furo é um canal que será usado para passar tubos de ar. E foram feitas ainda entradas para fixações (3). A Figura 48 – A refere-se ao desenho em CATIA® com as três regiões de encaixe. E a Figura 48 – B refere-se ao eslate usinado e com suas fixações presas.

Figura 48: Eslate

Os Flapes foram divididos em várias configurações. A primeira delas é o **flape estendido**. O flape estendido possui uma cavidade em seu interior (1), cuja função é encaixar-se com a prototipagem. O flape possui ainda um canal em uma de suas partes para aceitar os tubos das tomadas de pressão (2).

Figura 49: Flape estendido

A Figura 50 mostra a prototipagem encaixada no flape estendido.

Figura 50: Flape estendido com prototipagem

Em seguida é apresentado o **flape recolhido** (Figura 51 – A), **Flape recolhido com Prototipagem** (Figura 51 – B) e **Flape Recolhido Side-Edge** (Figura 51 - C).

Figura 51: Flape recolhido(A) ; Flape recolhido com prototipagem (B) ; Flape Recolhido – Side-edge (C)

Foram construídas 4 prototipagens. A primeira a ser apresentada é a prototipagem que se encaixa no eslate (Figura 52). Ela possui dois encaixes laterais para fixações no eslate e canais em seu interior para escoamento de ar. As Figuras 52 – C e 52 – D são as partes inferior e superior da prototipagem do eslate.

Figura 52: Prototipagem do eslate

As prototipagens dos flapes são de três tipos: a prototipagem dos flapes estendidos, dos flapes recolhidos e do side-edge. A prototipagem do flape estendido é apresentada na Figura 53 – A, já adicionada à asa. Nesta imagem é possível observar os canais responsáveis pelo escoamento de ar. O desenho em CATIA® da prototipagem para os flapes estendidos é apresentado na Figura 53 – B. A prototipagem completamente conectada com a asa é exposto na Figura 53 – C.

Figura 53: Imagens da prototipagem. Figuras A, B e C.

A última configuração é a do flape side-edge. A prototipagem no Software CATIA[®] para o flape side-edge é indicada na Figura 54 – A. A prototipagem já fixa na estrutura da asa é exibida na Figura 54– B.

Figura 54: Prototipagem do flape recolhido side-edge

Os Sistemas de Fixações do eslate e dos Flapes foram divididos em dois tipos: Sistema de Fixações Simples e Sistema de Fixações Duplas. São apresentados na figura 55 todos os sistemas de fixação do eslate e dos Flapes.

Figura 55: Sistema de Fixações Completo para eslate e Flape

O Pannel de acesso é um dispositivo para acessar a parte interna da asa, suas tubulações e a scanivalve. Ela se encontra na parte superior da asa. A porta de acesso aberta e fechada é mostrada na Figura 56.

Figura 56: Pannel de Acesso vinculado à asa

3.4 Dimensões da ASA 30P30N

O Perfil 30P30N foi escolhido para o experimento deste projeto de mestrado. Ele possui uma configuração composta de slat, elemento principal e Flape. O eslate possui aproximadamente 12 % do comprimento da corda da asa do perfil recolhido. O Flape contém aproximadamente 25 % do comprimento da corda do perfil recolhido. As dimensões da corda e da envergadura são respectivamente: 50,0 cm e 1300 mm.

Figura 57: Dimensão do perfil

As dimensões das principais partes da asa 30P30N e dos seus componentes estão demonstradas nas próximas figuras. Todas as medidas estão em milímetros. A parte superior da asa é mostrada na figura 58.

Figura 58: Vista lateral da parte superior da asa e suas dimensões. Escala 1:1. Medidas em milímetros.

O Flape recolhido apresenta comprimento total de 645 mm. Possui um encaixe lateral para fixação no elemento principal. Foram construídos 2 flapes recolhidos. Na Figura 59 são apresentadas as dimensões dos Flapes recolhidos em escala 1:1 e a dimensão em milímetros.

Figura 61: Vista da Prototipagem rápida do eslate. Escala 1:1. Medidas em milímetros

A prototipagem rápida do Flape Recolhido possui largura de 80 mm. Há uma extensão lateral para o encaixe da prototipagem ao flape. A dimensão da prototipagem está demonstrada na Figura 62.

Figura 62: Vista da Prototipagem rápida do Flape Recolhido. Escala 1:1. Medidas em milímetros

3.5 Finalização do modelo

Após o processo de usinagem, as peças sofreram um tratamento para evitar possíveis danos à superfície do material. A classificação do conjunto de peças que participaram da constituição final do modelo esta disposta a seguir.

1. Fixações

Todas as fixações foram cromadas.

2. ESLATE e FLAPE

Receberam um tratamento superficial adequado.

3. Asa Completa

Monta-se a asa unindo a parte superior e inferior, mais slat, flape e fixações. O resultado é ilustrado na figura 63.

Figura 63: Asa montada com respectivas fixações

Figura 64: Tomadas de ar no modelo 30P30N

A asa completamente montada possui várias tomadas de ar. Na figura 64 pode-se verificar que elas se encontram na região central do elemento principal, no flape e no eslate. Além disso, há tomadas de ar próximo ao teto e na base do túnel. Estas tomadas foram estrategicamente colocadas de modo a obter as distribuições de pressão no modelo e averiguar o efeito da sucção em manter o escoamento bidimensional sobre a asa.

3.6 Instrumentações da Asa 30P30N

A instrumentação do perfil 30P30N se iniciou com a conexão de pequenos tubos aos orifícios internos da asa. Desta forma, houve a possibilidade de adquirir dados da pressão externa através destas tomadas de ar. Foi utilizado um tipo especial de cola (Ciano) para unir os tubos de circulação de ar à superfície interna da asa de alumínio. O início da junção dos tubos de ar à asa está explícito na Figura 65.

Figura 65 – Conexão dos tubos de pressão no interior dos canais da Asa

Foram conectados todos os tubos aos furos interiores da asa. Foram colados tubos de diâmetros maiores nos canais da asa, próximo ao bordo de fuga. Os canais foram enumerados

de 1 a 10 (Figura 66 – A). Foram enumerados também os canais ao longo da envergadura da asa, mostrado na Figura 66 – B.

Figura 66: Enumeração dos Canais (A) - Enumeração dos canais ao longo da envergadura (B)

Os diâmetros dos furos dispostos ao longo da corda da asa foram aumentados. Isto foi necessário para conectar os tubos da scanivalve. As saídas da scanivalve foram conectadas aos tubos colados aos canais da asa. As conexões realizadas entre a scanivalve e as saídas de ar estão representadas na Figura 67.

Figura 67: Conexões no interior da asa

A Scanivalve, que é responsável pela varredura das medidas de pressão ao longo da asa está mostrada na Figura 68 - A, B e C.

Figura 68 – Scanivalve

Os tubos responsáveis pelas tomadas de pressão, as scanivalves e os fios de controle de acionamento da scanivalve foram dispostos dentro dos canais da asa e ajustados numa posição satisfatória para o funcionamento de todos os sistemas.

Figura 69: Instrumentação no interior da asa

Os fios de controle da scanivalve foram conectados conforme a Figura 70. Foram realizadas as marcações dos três canais da scanivalve. São os canais A, B, CAL e REF que estão indicados na Figura 71.

Figura 70: Conexão dos fios de controle da scanivalve

Figura 71: Canais A, B, CAL e REF ligados à scanivalve

Foram etiquetadas as saídas responsáveis pelas pressões estáticas de escoamento livre ($P_{S\infty}$), a pressão total (P_T) e outras pressões expostas na figura 72.

Figura 72: Indicações das pressões: estática e total

Conforme a complexidade da instrumentação aumentava foi necessário utilizar o painel de acesso (Figura 73). A asa foi fechada e parte da instrumentação foi exposta pelo painel de acesso. Desta forma, qualquer alteração rápida que precisasse ser realizada nas imediações do painel de acesso se tornaria facilmente executável.

Figura 73: Instrumentação pelo painel de acesso

Foram introduzidos os tubos de tomada de pressão da scanivalve pelo canal do eslate. A prototipagem do flape foi conectada e ajustada. Os diâmetros dos furos por fora da asa foram aumentados, visto que durante os testes de passagem do ar alguns orifícios estavam entupidos.

Os canais externos provenientes do bordo de fuga do elemento principal foram fechados com uma fita conforme observado na figura 74 - A. Para a junção da prototipagem com o Slat foi utilizada massa plástica. Primeiramente foi adicionada massa plástica à prototipagem (Figura 74 - B). Após a secagem, a área foi lixada até permanecer extremamente lisa (Figura 74 - C, D).

Figura 74: A – Fechamento do Canal; B – Aplicação da Massa Plástica; C – Massa plástica pronta; D – Processo de lixamento

3.7 Montagens do Modelo no Túnel de Vento

Após a preparação de toda a instrumentação da asa, foi necessária deslocá-la até o túnel de vento. As extremidades da asa foram fixas na superfície da **“Turntable”** (Mesa Giratória Circular), que estão localizadas na parte inferior e superior do túnel. Isto é mostrado na Figura 75. A Turntable possui diâmetro de aproximadamente 800 mm e espessura de 25 mm. Em seu interior há um retângulo com material de aço inox totalmente perfurado, para servir de área para sucção, com 165 mm de espessura por 575 mm de comprimento, conforme a Figura 76.

Figura 75: Extremidades da asa presas na parte inferior e superior do túnel e sucção

Figura 76: Dimensões da Turntable - Parte inferior

A Turntable superior possui diâmetro de 800 mm e possui um furo central para a fixação de um eixo do elemento principal da asa e mais duas fixações laterais (ver Figura 77).

Figura 77: Turntable - Parte Superior

Os cabos conectados à scanivalve foram distribuídos pela parte inferior e superior do túnel de vento conforme a Figura 78.

Figura 78: Parte inferior e Superior do Túnel

Um Fuso responsável pelos ajustes angulares foi conectado à asa. O fuso foi utilizado para alterar a angulação da asa no momento dos testes. A cavidade ao redor da Turntable foi vedada com um material (PU), que se expande ao ser liberado ao meio

ambiente. Uma fita especial foi presa ao redor da turntable por cima da espuma PU. Observam-se os detalhes da vedação na Figura 79.

Figura 79: Vedação da Turntable no Túnel

O Flape e o eslate foram ajustados à asa principal, já contendo a prototipagem. A Asa totalmente ajustada no interior do túnel está mostrada na Figura 80.

Figura 80: Asa no interior do túnel de vento

3.8 Configuração do Array na parede do túnel de vento

Numa das paredes do túnel de vento foram ajustados os microfones para as medições das intensidades das fontes de ruído e a sua localização. Ao centro do conjunto uma microcâmera foi conectada para captar imagens durante os ensaios. Para os ensaios aeroacústicos foi instalada uma antena com 60 microfones de alta frequência (até 40 kHz) e 49 microfones de baixa frequência (até 16 kHz). Observa-se que o conjunto de microfones possui uma configuração em espiral e totaliza 109 microfones. O processamento de sinal de fase do Array usando o algoritmo DAMAS 2 foi empregado para amplificar o sinal da fonte de ruído e atenuar a resposta sonora de outras direções. Portanto o espectro de beamforming foi obtido considerando apenas a região de ponta de flape.

Figura 81: Configuração do Array na parede do túnel de vento

3.9 Dispositivos de Redução de ruído e suas geometrias

Um dos dispositivos de redução de ruído utilizado nos experimentos é o serrilhado triangular, cortado a laser. As dimensões deste dispositivo estão mostradas na figura 82 onde a espessura é de 1 mm. Neste trabalho de mestrado não foram abordadas análises realizadas com serrilhados.

Figura 82: Dimensões do serrilhado utilizado no experimento e seu local de aplicação

Também foi utilizada uma placa porosa para realizar os ensaios. Pode-se observar na figura 83 a chapa porosa diante de um paquímetro e seu local de instalação.

Figura 83: Chapa Porosa utilizada no experimento

A seguir estão mostradas alguns dispositivos que foram testados nos ensaios aeroacústicos. O primeiro dispositivo a ser observado é o “*Split-plate*”, Figura 84. O segundo item utilizado para os experimentos refere-se à placa não-porosa.

Figura 84: Dispositivo Split-plate

Figura 85: Placa não-porosa

3.10 Montagem Experimental para a Calibração do Pitot

Para a calibração do Pitot foi utilizada uma sonda de formato cônico, com sete tomadas de pressão. O comprimento da sonda é 30 cm e foi toda construída em alumínio. Na figura 86 mostra-se a geometria do Pitot de sete furos.

Figura 86: Geometria do Pitot de sete furos. Fonte: Uehoka Entz e Correa (2008)

A sonda foi presa num sistema de fixação, Figura 87, que permitia variar sua posição angular ao longo dos ângulos φ e λ , conforme a convenção utilizada por Takahashi (1997) na figura 87.

Figura 87: Convenção utilizada por Takahashi. Fonte: Takahashi (1997)

Figura 88: Sistema de fixação para a calibração do Pitot

Através de um sistema de ventilação produzido pelo LAE conforme a figura 89 foi possível gerar o escoamento de ar necessário para a calibração do Pitot.

Figura 89: Ventilador utilizado para gerar escoamento na calibração do Pitot

3.11 Programa de testes e calibração do Pitot

Segundo Uehoka Entz e Correa (2008), foi necessário encontrar os limites de calibração da sonda. Desta forma, toda a montagem experimental (túnel de vento, tempo de preparação e aquisição e dados) seria otimizada. Com isto, haveria uma melhora na precisão dos equipamentos através do aperfeiçoamento dos ângulos mapeados e da velocidade.

Para alinhar o posicionador foi realizado um ajuste manual. Quando a tomada central do posicionador apresentasse seu maior valor, seria zerada a medida. Assim todos os ângulos utilizariam esta referência, na qual foi admitida paralela ao vetor velocidade de escoamento.

Para a obtenção das medidas de pressão durante a calibração, foi empregado um micromanômetro da marca TSI do modelo DP Calc[®] 8705. Este aparelho possui um tipo de medida Diferencial. O tipo de leitura é realizado no próprio aparelho. A precisão é de ± 1 Pa e a faixa de velocidade em que atua é de 1.27 m/s a 78.7 m/s.

Segundo Uehoka Entz e Correa (2008), a interface serial dos micromanômetros pode ser acessada pelo Matlab[®].

Uma cápsula onde ficam os sete sensores de pressão foi conectada à sonda de sete furos, Figura 90. A pressão captada pela sonda era transmitida aos sensores de pressão que posteriormente transferia os dados a Labjack[®]. Estas informações eram rapidamente armazenadas no computador. Todo o controle das medidas realizadas foi feito em ambiente Matlab[®]. Primeiramente eram ajustados manualmente os ângulos da sonda em relação ao escoamento gerado. Em seguida era acionado o comando de captação de medidas através do Matlab[®]. Assim as medidas eram obtidas. A cada 10° era realizada uma medida. O resultado da calibração do Pitot pode ser visto na Figura 91.

Figura 90: Cápsula dos Sensores de Pressão

Conforme observado na figura 91 observa-se que para um ângulo de 0° a Pressão dinâmica no Pitot é máxima. Quando se aumenta a posição angular da sonda verifica-se uma diminuição da pressão. Desta forma, percebe-se que a boa funcionalidade da sonda está na zona angular entre - 20 graus a + 20 graus. Para ângulos acima e abaixo destes valores não é interessante realizar experimentos.

Figura 91: Pressão Dinâmica x Posição Angular do Pitot

3.12 Módulo DSMLINK

Conforme o manual Scanivalve Corp (2005), a função do software DSMLINK é fornecer a comunicação entre os módulos DSM e um computador. O software fornece ao usuário uma interface do módulo DSM. Sua operação tem funcionalidade nas plataformas Microsoft Windows. O software DSMLINK V2.98 possui características como: a fácil configuração dos módulos DSM; as informações de comando e configuração podem ser enviadas aos módulos DSM de um disco de arquivo; mostrador de pressão e temperatura em formatos de barras gráficas; gravação dos dados do módulo DSM para um disco de arquivo; calibração dos módulos ZOC.

Figura 92: Módulo DSM adquirido pelo LAE

O Menu de operação do DSMLINK permite a implementação de vários comandos, conforme pode ser visto na Figura 93. Como exemplo, o primeiro botão **Connect to DSM** do Menu de opções conecta o computador central ao Módulo DSM.

Figura 93: Botão de conexão ao módulo DSM

3.13 Medidas de Pressão

Através do uso de uma scanivalve® ZOC, com um transdutor de pressão de $\pm 2,5$ psia e uma precisão de $\pm 0,10\%$ com escala completa, as medidas de pressão do experimento foram executadas. Em relação ao modelo de asa utilizado nos ensaios, o elemento principal possuía 57 furos de pressão na superfície superior e 53 furos de pressão na superfície inferior. Já o eslate e Flape possuíam 27 furos de pressão cada um, distribuídos ao longo de suas superfícies. Segundo Catalano et. al. (2012), para diminuir os custos das pesquisas em laboratório envolvendo medidas de mapeamento de esteiras por exemplo, foi construído uma sonda pitot de sete furos no laboratório LAE. Esta sonda utiliza transdutores de pressão piezoresistivos Sensortech HCLA 12X5B de $\pm 12,5$ mbar com precisão de 0.05% a 0,25% de fundo de escala. Esta sonda foi calibrada com 14 redes neurais para medir escoamentos

com alta angularidade e é capaz de obter as características do escoamento para pontas de flape. O mapeamento do campo de escoamento foi realizado utilizando um posicionador Dantec com $\pm 0,1$ mm de precisão.

Segundo o manual da Scanivalve Corp, INSTRUCTION AND SERVICE MANUAL (2005), o scanner de pressão eletrônica (ZOC33) pode aceitar 128 entradas pneumáticas. Cada módulo ZOC33 incorpora 64 sensores de pressão piezo-resistivo. Cada 8 sensores de pressão são fabricados utilizando um design de fácil substituição. Não há necessidade de usar ferramentas especiais para acessar os sensores. O módulo de escaneamento de pressão eletrônica é especificamente projetado para uso em túnel de vento ou aplicações onde a pressão no espaço não ultrapassa 50 psi.

Os sensores da ZOC33 são dispostos em blocos de 8 elementos. Cada bloco de oito sensores tem sua válvula individual de calibração. Esta válvula possui quatro modos de operação, conforme a tabela 8. **O Modo de Operação** conecta cada entrada Px ao seu sensor de pressão associado. **O Modo de Calibração** conecta todos os sensores de pressão à entrada de calibração. **O Modo de Limpeza** conecta as entradas Px aos sensores de pressão e à entrada de calibração. **O Modo de Isolamento** isola os sensores de pressão de Px e as linhas de calibração.

Outro módulo ZOC33/64PxX2 mostrado pela figura 94 contém 64 sensores em oito blocos de sensores. O canal de saída é selecionado por um endereço binário. Os sensores são organizados em 8 grupos de 8. Cada sensor tem duas entradas pneumáticas: A e B. As entradas são conectadas pneumáticamente pela válvula duplexing.

Figura 94: Módulo ZOC33/64PxX2 . Fonte: Scanivalve Corp , INSTRUCTION AND SERVICE MANUAL (2005)

- **Entradas pneumáticas**

As entradas pneumáticas consistem de: Entradas Px (8 a 16) ; Entradas de controle de pressão (PxA Ctl, Cal CTL) ; uma entrada de calibração ; E uma entrada de Referência. A versão duplex possui uma entrada de controle de pressão (PxB).

Todas as entradas Px são tubulações de 0.42 inch (1,067mm). Estas tubulações são projetadas para aceitar qualquer tubulação de 0.42 inch pela Scanivalve Corp. Cada válvula do bloco do sensor contém 8 ou na versão duplex, 16 entradas Px. Os módulos ZOC33 são capazes de medir pressões de até 50 psid.

As entradas do controle de pressão consistem de: PxA CTL e CAL CTL. O módulo duplex tem uma terceira entrada do controle de pressão, PxB CTL. Estas entradas são usadas para conectar a válvula lógica a cada um dos quatro estados: Operação, Calibração, Limpeza e Isolamento. Os controles de pressão devem ser de 65 psi.

A entrada de Calibração/Referência consiste de uma entrada de calibração e uma Entrada de Referência. A entrada de calibração está normalmente conectada a fonte de calibração de pressão. Internamente, esta entrada está multiplamente ligada a todos os sensores através de uma válvula de calibração.

- **Operação da Válvula de Calibração**

É mostrado na figura 95 a vista superior do bloco de sensores ZOC33/64Px e suas entradas pneumáticas. E é mostrada na figura 96 a identificação dos canais da ZOC33.

Figura 95: Vista superior do ZOC33/64PxX2. Fonte: SCANIVALVE CORP. INSTRUCTION AND SERVICE MANUAL(2005)

Figura 96: Identificação dos Canais do ZOC33(Figura Adaptada) .Fonte : SCANIVALVE CORP. INSTRUCTION AND SERVICE MANUAL(2005)

3.14 Software e Instrumentação utilizados para os ensaios de *beamforming*

Segundo Dantas (2010), para identificar as fontes acústicas pela técnica de *beamforming* uma antena com 109 microfones foi construída. Os microfones pertencem ao fabricante GRAS. O modelo do microfone é do tipo 40PH(Figura 97). A sensibilidade média dos microfones é de 50 mV/Pa.

Figura 97: Microfone GRAS, tipo 40PH utilizado na aquisição de ruído no túnel de vento. Fonte: Dantas (2010)

Para identificar as fontes acústicas do flape foi necessário trabalhar com fontes acústicas da ordem de 40 a 60 kHz. Conforme Dantas (2010), o sistema de aquisição que suporta controlar, fazer a aquisição e armazenamento de dados provenientes de 109 microfones a uma taxa maior que 120 kHz é o controlador supermicro “*National Instruments*” NI 8353 e um “*rack National Instruments*” PXI-1042Q(Figura 98).

Figura 98: Dispositivo PXI-1042Q

Segundo Dantas (2010), o controlador supermicro “ *National Instruments*” NI 8353 é um computador com controlador Intel Core 2 Quad Q6600 (2.4 GHz quadricore) equipado com barramento RAID 0. Para aquisição, Adotou-se um *rack da National Instruments* PXI-1042Q com 112 canais disponíveis, distribuídos em 8 placas *National Instruments* de aquisição. A comunicação entre o supermicro e as placas é realizada via fibra ótica. Todo este sistema permite aquisição de dados de 112 canais simultâneos a uma taxa de 204.8 kHz. Além de realizar leitura de TEDS (*Transducer Eletronic Data Sheet*). O arranjo apresentado na figura 99 mostra o funcionamento do sistema de aquisição de dados de beamforming.

Figura 99: Sistema de aquisição de dados de beamforming. Fonte Adaptada: Dantas (2010)

Em relação ao Software de Aquisição de Dados, o usuário tem acesso a uma plataforma da *National Instruments* que fornece todas as informações necessárias de entrada e saída de dados, ligadas ao dispositivo PXI-1042Q.

Figura 100: Janela PXI. Fonte: National Instruments

Outras interfaces utilizadas pelo usuário para que ele tenha acesso às características dos microfones são mostradas na figura 101. Nesta plataforma o usuário pode saber se os microfones estão em funcionamento, ou qual é o nível de pressão sonora que os microfones estão recebendo.

The screenshot shows the 'Panel Final VIAW' window with a table of microphone data. The table has columns for HF, MOD, CH, Sample Rate, ON, Module, Name - Description or Transducer position name, Eng, Serial, SPS, Couple, Direction, Map, Map, Map, Transducer, Transducer, Output, Cal, Coord, Coord, Coord, and Range. The data rows list various microphone models and their specifications.

HF	MOD	CH	Sample Rate	ON	Module	Name - Description or Transducer position name	Eng	Serial	SPS	Couple	Direction	Map	Map	Map	Transducer	Transducer	Output	Cal	Coord	Coord	Coord	Range
8	19	1	3500	1	Pa	P01S062040	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	2	3500	1	Pa	P01S062041	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	3	3500	1	Pa	P01S062042	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	4	3500	1	Pa	P01S062043	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	5	3500	1	Pa	P01S062044	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	6	3500	1	Pa	P01S062045	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	7	3500	1	Pa	P01S062046	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	8	3500	1	Pa	P01S062047	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	9	3500	1	Pa	P01S062048	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	10	3500	1	Pa	P01S062049	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	11	3500	1	Pa	P01S062050	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	12	3500	1	Pa	P01S062051	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	13	3500	1	Pa	P01S062052	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	14	3500	1	Pa	P01S062053	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	15	3500	1	Pa	P01S062054	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	16	3500	1	Pa	P01S062055	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	17	3500	1	Pa	P01S062056	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	18	3500	1	Pa	P01S062057	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	19	3500	1	Pa	P01S062058	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	20	3500	1	Pa	P01S062059	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	21	3500	1	Pa	P01S062060	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	22	3500	1	Pa	P01S062061	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	23	3500	1	Pa	P01S062062	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	24	3500	1	Pa	P01S062063	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	25	3500	1	Pa	P01S062064	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316
8	19	26	3500	1	Pa	P01S062065	Pa	100.00	7500	ICP	none	1	1	1	Define	Define	10000	200	100	200	0	0.316

Figura 101: Software que mostra as características dos microfones.

Na figura 102 é apresentada outra interface do software de aquisição de dados. Nesta interface o usuário pode verificar a intensidade de captação sonora enviada pelos microfones, e salvar as medidas do experimento de acordo com data, velocidade do ensaio e outras informações importantes.

Figura 102: Interface de Captação sonora

3.14.1 IMAGEJ

O dispositivo IMAGEJ é um processador de imagens Java de domínio público. O software funciona como um miniaplicativo online em qualquer computador que possua o programa Java 1.5. Está disponível para Windows, Mac OS X e Linux. O software permite mostrar, editar, processar, salvar e imprimir imagens de 8 a 32 bits. O IMAGEJ pode ler muitas imagens de formato TIFF, GIF, JPEG, BMP, DICOM e FITS.

Para o trabalho desenvolvido nesta dissertação de mestrado, o software IMAGEJ foi utilizado para o processamento de imagens de Beamforming. Ao abrir o IMAGEJ, o usuário tem contato com o programa através de uma janela com vários ícones funcionais, conforme a Figura 103.

Figura 103: Ambiente de Trabalho do IMAGEJ

Para realizar o processamento dos dados é necessário primeiramente acessar o comando “*NA Raw Reader Float*”. Com este comando, o IMAGEJ fornece uma janela com algumas informações de acordo com a figura 104. Os valores atribuídos em cada variável são fornecidos em virtude de experimentos realizados anteriormente.

Figura 104: NR Raw Reader

O IMAGEJ instantaneamente mostra uma janela chamada “*Choose NA raw file*”. Nesta janela deve-se escolher o arquivo com extensão (. sit) para realizar o processamento de imagem. O IMAGEJ apresenta ao usuário um contador que mostra o nível do processamento, na qual é indicado na Figura 105.

Figura 105: Janela com Contador de processamento

Com o término do processamento realiza-se a transformada inversa de Fourier. Um utilitário do IMAGEJ realiza o cômputo da Transformada Inversa de Fourier da Imagem que foi processada. Como resultado da transformada, o programa exibe uma janela que informa sobre a taxa de amostragem e características da FFT. Imediatamente inicia-se outro processamento descrito na Figura 106.

Figura 106: Janela - CSM IQ FFT

Para a realização do Beamforming, é necessário efetuar o comando: “*Beamform Interactive*”. Uma tela surgirá para o usuário com o título de “*Beamform Interactive*”. Nesta tela deverão ser preenchidos alguns itens importantes que estão dispostos na tabela 3.

Tabela 3 - Opções de preenchimento da Janela Beamform Interactive	
Opções de preenchimento	Respostas
Method	Interativo
Picture File	Caminho do arquivo - .tif

Data File	CSM IQ.tif
Picture crop ROI File	Blank to skip
Start Frequency	2000.0
Stop Frequency	6300.0
Start Time Index	0
Stop Time Index	359
Focus Distance z (m)	2.000
z Sweep Start (m)	0.400
z Sweep Stop (m)	2.000
z Sweep Number	17
The Following fields are ignored if Method = Interactive	
Sweep	
Beamform ROI File	
Comment to Append to output filenames	
Output Image Directory	
Stack Format	
Output Results Directory	
Results Table Format	
Output Documentation Directory	

Após o preenchimento das opções da janela de “**Beamform Interactive**”, devem-se fazer ajustes no item descrito por “**File Pref**” encontrado no *menu* do IMAGEJ. Na janela “**Beamforming Data File Preferences**” os ajustes que devem ser feitos são os seguintes:

Tabela 4 - <i>Beamforming Data File Preferences</i>	
Parte Superior	
Changes take effect on next run of Beamform Interactive	
☐ <u>Resize canvas (causes Width and Height parameters to matter)</u>	☐ Pause to crop photo after undistortion and resizing
☒ Convert to Pa (causes Gain, Input ref, Pad, Senitivity, and free field to matter)	☒ Subtract 6.02 dB for free field
☐ Show hemispherical grid	☐ Rectangular grid from genGrid; no picture. Overrides z slider and camera settings.
☒ Enable focused playback (requires more memory)	
Parte Inferior	

Size of hemispherical plot, if selected, pixels	512
a3 undistortion parameter (-.0026 Kodak, -2.5 wide angle converter), 0 for none	0.0000
a5 undistortion parameter, (0 Kodak, +2.5 wide angle converter) 0 for no effect	0.0000
Scale factor (changes angular pixel spacing)	1.000
Width (pixels) after resize, before crop	400
Height (pixels) after resize, before crop	300
plotWidth (pixels) Limits number of bands and time resolution in sliders. Min. 360.	360
Default sample rate if not specified in data	48000.0
Skip seconds	0.0
Read seconds	10.0
Default time division seconds (perhaps 0.25) for single image pictures	0.250
Transform length (power of 2)	2048
Fix clipping % peak (100 for hard clip, 101 to disable)	100.00
Microphone for playback (first is 1)	1
Gain of preamp	42.0
Input reference of A/D, dBV (note: +4 dBu = 1.786 dBV)	1.7860
Pad level, dB: input reference is this far below clipping (48)	48.00
Microphone sensitivity, dBV/Pa (-42 for Earthworks M30)	-42.00
Array file (will browse if not found)	K:\Maria Augusta\USP\Catalano\USP_embraer\DADES
<input type="button" value="OK"/> <input type="button" value="Cancel"/>	

É necessário alterar configurações que estão dispostas dentro do item chamado “*Advanced Prefs*”. As configurações da janela de “*Beamforming Advanced Method Preferences*” estão dispostas na tabela 5.

Tabela 5 - <i>Beamforming Advanced Method Preferences</i>	
Parte 1	
Itens de preenchimento	Valores
Reference microphone number for Results table (enter 0 for array median)	0
Maximum number of DAMAS2 iterations. Suggest 100	100.0
Maximum number of TIDY or CLEAN-SC iterations. Suggest 1000	1000.0
Number of sources or threshold for MUSIC and ORTHO . BF (maybe 3 or 0.5; threshold if < 1)	2.50
Internal resolution scale factor (suggest 0.5, > for resolution, < for speed)	0.50

Maximum internal grid size. Also fixed grid for MUSIC and ORTHO. BF (Suggest 200)	200
Maximum number of GINV unknowns(Suggest 4000, blank result if exceeded)	4000
x component of flow Mach Number	-0.055
y component of flow Mach Number	0.000
z component of flow Mach Number	0.000
Thickness of flow between source and array, m. enter 0 for closed wind tunnel	0.000
Defense Against the Sidelobes DATSL(0-1, 0 = no defense)	0.00
Tone criterion to filter frequency sweeps (dB). Perhaps 10.(0 to disable)	0.00
Map angle (deg)(90 for map perpendicular to array z-axis)	90.00
Theta dipole(deg) Polar angle between source dipole axis and array z-axis	90.00
Phi dipole(deg) Azimuthal angle of source dipole axis re.array x-axis	0.00
Delay start(sec.) of image for alignment	0.0000
Delay end (sec.) of image for alignment	0.0000
<i>Beamforming Advanced Method Preferences – Parte2</i>	

Continuação da Tabela 5	
☐ Dipole beamforming ☐ Relative levels (top always 0) ☐ Show center frequencies instead of band edges ☒ All mics in Results Table ☐ Real 32 bit plot (as opposed to RGB) ☐ Apply phase calibration ☐ Apply amplitude calibration ☒ Use improved source separation for CLEAN-SC (deselect for pure CLEAN-SC) ☐ Keep picture up to date with time window changes <div style="text-align: right;"> Calibration file (will browse if not found) <input type="text" value="calFile.cal"/> </div>	

Também foi necessário realizar uma configuração da janela “*Beamform Preferences*” acordo com os valores e termos apresentados na tabela 6.

Tabela 6 - <i>Beamform Preferences</i>	
Parte superior	
Itens de Preenchimento	Valores e ajustes
p0 , Reference for dB output (0.000020)	0.000020
Central resolution, miliradians/pixel, to use in case picture is uncalibrated	1.48092
Maximum acoustic distance(meters)	0.8
x camera(m)(to the array's right)	0.040
y camera(m)(up)	-0.010
z camera(m)(toward source)(left handed system)	-0.009
Camera pan(deg)	-3.680
Camera tilt(deg)	-1.000
Camera roll(deg)	0.00

Tabela 6 - <i>Beamform Preferences</i> - continuação	
Spectral type	Third_Octave
Ambient temperature(deg F)	77.0
Adjustment dB to compute levels	0.00
Plot Dynamic Range(dB)	12.0
Absolute Minimum Level(dB)	0.0
Set top level of color scale to	Highest in map
Picture Orientation	Original
Delta top (dB)(applies to CSM and median top level options)	0.0
Fixed top level(dB)(applies to fixed top level option)	58.0
Font size(negative for percentage of picture height)	-6
Label Color	White

Look Up Table for acoustic color scale	Fire
Acoustic Transparency(0-100.0 is no transparency)	30
LegendX location, pixels(large value for right side)	10000
LegendY location, pixels(large value for bottom)	10000
<i>Beamform Preferences</i>	Parte Inferior
☒ Freq Label ☒ Peak Label ☒ Legend ☐ Reticule ☒ Taper ☐ Blk&Wht ☒ Del diag ☒ Enh rsln ☐ NB PSD FS	

Para algumas configurações do Beamforming, é necessário acessar a janela **“Beamforming Interactive”**. Esta janela aparece na Figura 107, onde o item 1 mostra o eixo referente a frequência que é responsável pela emissão de som. Ao transformar um sinal no domínio do tempo para o domínio da frequência, é gerada uma estimativa espectral para cada frequência. O beamforming varre todas as frequências no seu espectro e estima um nível em cada uma delas.

Figura 107: Janela do Beamforming Interactive

O eixo 2 relativo à Figura 107 é o eixo que mostra a estimativa do nível espectral ou o nível médio de Pressão Sonora(SPL) em unidades de decibéis (dB). Os sinais no tempo, resultantes de medidas experimentais num túnel de vento, são transformados para o domínio da frequência. E em seguida estimados como espectro. O que é significativo para o beamforming é o nível de correlação espectral. Pois isto é indicativo da presença de uma fonte que emite ondas sonoras, em estado de coerência. Se apenas sinais aleatórios e descorrelacionados são gerados, o resultado do beamforming gera apenas ruído.

É possível realizar uma estimativa espectral de um único microfone de referência (auto-espectro). Ou ainda realizar uma média de todos os cross-espectros do array.

Após a realização do Beamforming é mostrada uma imagem com os resultados das regiões de ruído a que o modelo de asa está exposto(Figura 108). O item 1 da figura mostra o limite inferior e superior da banda de frequência. Toda banda tem sua frequência central definida em uma largura de banda, seja ela narrowband, 1/3 de oitava, etc. Nos itens 2 e 3 da Figura 108 é mostrada a estimativa do valor de pico no mapa de beamforming.

Lembrando que a técnica de beamforming define uma grade de pontos para varredura e estima o nível de pressão sonora (SPL) em cada um dos pontos. O nível SPL será máximo em algum ponto e é isto o que está representado pelo item 2.

Figura 108: Pontos importantes na Imagem de Beamforming

Os dados de beamforming são armazenados numa tabela (Figura 109) após o experimento ter sido realizado. Pode ser observado na Figura 109 que ***FREQ1 e FREQ2*** são os ***limites da banda de frequência***. Há também a coluna referente aos valores de pico de Beamforming (***Peak_BF***).

Com os resultados da tabela da Figura 109 foi possível construir alguns gráficos importantes como o gráfico de espectro de frequência. Este gráfico possui em sua coluna vertical o SPL e em seu eixo horizontal os termos da frequência central da banda, que não aparece nesta tabela de resultados. As frequências centrais podem ser calculadas pela definição do tipo de banda usada, 1/3 de oitava, 1/12 de oitava, ou pegar os valores em alguma tabela.

	Freq1	Freq2	Peak_BF	Mic_Med.	Mic_1	Mic_2	Mic_3	Mic_4	Mic_5	Mic_6
1	1788.9	2236.1	61.5	85.9	85.2	86.3	85.9	82.6	85.7	86.5
2	2236.1	2806.2	59.6	84.1	83.2	84.5	84.2	80.8	84.1	84.9
3	2806.2	3549.6	56.0	82.2	81.5	82.8	82.3	79.0	82.3	83.2
4	3549.6	4472.1	54.7	80.5	79.7	81.0	80.4	77.5	80.4	81.2
5	4472.1	5612.5	67.6	86.9	86.7	87.4	87.4	84.6	86.9	86.4
6	5612.5	7099.3	66.3	85.0	84.0	85.4	84.8	82.0	84.7	84.9

Figura 109: Resultados de Beamforming

Para encontrar as frequências centrais utiliza-se a janela de beamforming interactive, segundo a Figura 110. Aciona-se o botão **List**. Escolhe-se a designação **display array spectrum**. Aparecerá uma coluna com as frequências centrais. A partir destes dados são plotados os gráficos necessários para análise. Os gráficos podem ser representados em escala linear. Alguns gráficos foram construídos para beamforming convencional. Os aspectos mais importantes que devem ser considerados são os valores da integral do campo acústico, obtido pelo método da deconvolução disponível no Image-J.

Figura 110: Beamform interactive

Capítulo 4

RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1 Resultados de Pressão

Para a configuração *Flap Full* do modelo 30P30N, os resultados aerodinâmicos foram apresentados para três ângulos de ataque: 4, 6 e 8 graus. A sonda responsável pelo mapeamento de esteiras foi posicionada nas direções horizontal (direção y) e direção vertical (direção x) conforme a Figura 111. Para o posicionamento da sonda foi utilizado um posicionador aliado a uma plataforma computadorizada. Um código de programação em Matlab[®] também foi necessário para gerar os gráficos de C_p vs x/c , entre outros gráficos. O posicionamento da sonda, para um ângulo de 8 graus para a asa é mostrado nas figuras 111 e 112.

Figura 111: Posição da sonda no interior do túnel, para $\alpha = 8^\circ$ a 550 mm de distância do chão na direção x

Figura 112: Posição da sonda no interior do túnel, para $\alpha = 8^\circ$ a $y = 0$ mm e $y = 200$ mm na direção y

O mapeamento de esteiras foi realizado para três posições de ângulos do modelo 30P30N: 4, 6 e 8 graus. Para cada ângulo foram geradas quatro velocidades de escoamento no túnel de vento. São as velocidades de 24 m/s, 27 m/s, 31 m/s e 34 m/s. A razão entre a Pressão Dinâmica da sonda Pitot (q_{pit}) e a Pressão Dinâmica do Escoamento Livre (q_∞) fornece uma relação de intensidade entre as duas grandezas. Para verificar esta relação deve-se observar a figura 113.

Os dados adquiridos nas figuras seguintes foram obtidos de experimentos utilizando uma sonda pitot de sete furos. Os resultados apresentados nas figuras 113 e 114 foram utilizados para mensurar o arrasto de perfil e verificar se há sucção suficiente para evitar o escoamento tridimensional. Segundo Catalano, Vanucci e Correa (2012), uma variação no “*downwash*” (escoamento do fluido de cima para baixo) pode indicar a presença de escoamento tridimensional.

Figura 113 – Mapeamento de Esteira (q_{pit}/q_{∞} vs y) : FlapFull, $\alpha = 4^{\circ}$, $\Delta Gap = 0$, $\Delta Overlap = 0$

Observa-se na figura 113 que as quatro velocidades possuem aproximadamente o mesmo perfil de q_{pit}/q_{∞} ao longo de y . Nas regiões de $y = 0$ mm e $y = 160$ mm, as pressões q_{pit} e q_{∞} são aproximadamente iguais. Entretanto para $y = 80$ mm, é possível observar no gráfico a aparição de um vale, indicando uma diminuição da pressão dinâmica medida pelo Pitot naquela área. Nesta região, $q_{pit}/q_{\infty} = 0,6$ ou q_{pit} é igual a 60% do valor de q_{∞} . A queda da pressão dinâmica em $y = 80$ mm indica a presença de uma região de baixa pressão dinâmica na esteira, indicando separação em grande parte do extradorso.

Pode-se verificar na figura 114 o efeito **Downwash** em função do posicionamento da sonda Pitot. Observa-se que na posição ($y = 0$) até a posição ($y = 40$ mm) , as velocidades de 24m/s, 27 m/s, 31 m/s e 34 m/s praticamente mantém o mesmo valor . A partir de ($y = 40$) há um aumento do **Downwash** até ($y = 60$ mm). Abaixo deste valor, o Downwash diminui, em virtude da separação em grande parte do extradorso. Após ($y = 140$ mm) estabilizam-se os valores de **Downwash**, pois nesta região as áreas de separação diminuem. A variação no **efeito downwash** pode ser uma indicação do escoamento tridimensional segundo Catalano, Vanucci e Correa (2012).

Figura 114 - **Downwash vs y** - FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$

Pode-se observar na figura 115 um gráfico de C_p vs x/c . Há três partes distintamente separadas ao longo de x/c . A parte 1 indica a distribuição de C_p em todo o *eslate*. A parte 2 do mostra a distribuição de C_p para o *Elemento Principal*. Os pontos localizados no nível *superior* indicam a distribuição de pressão no extradorso da asa. Os pontos localizados no nível *inferior* informam a distribuição de pressão no intradorso. E a parte 3 mostra a distribuição de C_p do *Flape*. É interessante notar que os pontos de C_p vs x/c para as quatro velocidades de escoamento permanecem coincidentes. Inicialmente, para x/c aproximadamente igual a 0,04, o valor de C_p do elemento principal para o intradorso é de +1, enquanto o C_p para o extradorso tem valor de -5. Para $x/c > 0,04$ os valores de C_p do extradorso se elevam até uma estagnação em $C_p = -1$. Ao mesmo tempo, os valores de C_p no intradorso suavemente se reduzem, mas com valores menos intensos que no extradorso.

Figura 115 - **Distribuição de pressão - C_p vs x/c** - FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$

Novamente para a condição de Flapfull, foi obtido o mapeamento de esteiras para a posição angular de 6° do modelo 30P30N. Para este ângulo foram geradas quatro velocidades de escoamento no túnel de vento: 24m/s, 27 m/s, 31 m/s e 34 m/s. A razão entre a Pressão Dinâmica da sonda Pitot (q_{pit}) e a Pressão Dinâmica do Escoamento Livre (q_∞) fornece uma relação de intensidade entre as duas grandezas. Para verificar esta relação deve-se observar a figura 116. Os resultados apresentados nas figuras 116 e 117 foram utilizados para calcular o arrasto de perfil e verificar se há sucção suficiente para evitar o escoamento tridimensional.

Figura 116 – Mapeamento de Esteiras (q_{pit}/q_{∞} vs y) : FlapFull, $\alpha = 6^\circ$, $\Delta Gap = 0$, $\Delta Overlap = 0$

Observa-se na figura 116 que as quatro velocidades possuem aproximadamente o mesmo perfil de q_{pit}/q_{∞} ao longo de y . Nas regiões de $y = 0$ mm e $y = 160$ mm, as pressões q_{pit} e q_{∞} são aproximadamente iguais. Entretanto para $y = 80$ mm, é possível observar no gráfico a aparição de um vale, indicando uma diminuição da pressão dinâmica medida pelo Pitot naquela área. Nesta região, $q_{pit}/q_{\infty} = 0,8$ ou q_{pit} é igual a 80% do valor de q_{∞} . A queda da pressão dinâmica em $y = 80$ mm indica a presença de uma região de baixa pressão dinâmica na esteira, indicando separação em grande parte do extradorso. Para valores de $20 < y < 60$ mm e $100 < y < 120$ mm observam-se espaçamentos entre as medidas obtidas. À medida que as velocidades do ar no interior do túnel são elevadas, q_{pit}/q_{∞} diminuem seus valores no intervalo de $20 < y < 60$ mm. Entre $100 < y < 120$ mm ocorre o inverso.

Na figura 117 observa-se que na posição ($y = 0$) até a posição ($y = 50$ mm) , as velocidades de 24m/s, 27 m/s, 31 m/s e 34 m/s praticamente mantém o mesmo fator de crescimento para o **Downwash**. A partir de ($y = 60$) há uma separação entre os diversos comportamentos do **efeito Downwash** para cada velocidade. Para a maior velocidade de escoamento (34 m / s), a partir de 60 mm o **Downwash** descrece rapidamente em comparação ao **Downwash** para uma velocidade de 24 m/s. Após 100 mm, o efeito **Downwash** volta a elevar-se. Mas não atinge níveis superiores a 10 deg. Portanto, através das análises acima nota-se que uma variação no **downwash** pode indicar a presença de escoamento tridimensional.

Figura 117 - Downwash $vs Y$ - FlapFull, $\alpha = 6^\circ$, $\Delta Gap = 0$, $\Delta Overlap = 0$

Na figura 118, nota-se que todos os pontos indicadores de quatro tipos de velocidades permanecem unidos, formando o perfil de coeficiente de pressão por extensão da corda.

Figura 118 – Distribuição de pressão - C_p vs x/c - FlapFull, $\alpha = 6^\circ$, $\Delta Gap = 0$, $\Delta Overlap = 0$

Para o mapeamento de esteiras para a posição angular de 8° do modelo 30P30, nas três velocidades de escoamento no túnel de vento: 24m/s, 27 m/s e 31 m/s, a razão entre a Pressão Dinâmica da sonda Pitot (q_{pit}) e a Pressão Dinâmica do Escoamento Livre (q_∞) possuía valor 1 Pa para $y = 0$ mm. Em $y = 80$ mm, as três velocidades forneciam um baixo valor da razão q_{pit}/q_∞ visto na figura 119.

Figura 119 – Mapeamento de Esteiras (q_{pit}/q_∞ vs y) : FlapFull, $\alpha = 8^\circ$, $\Delta Gap = 0$, $\Delta Overlap = 0$

Na figura 120 observa-se que na posição ($y = 0$) até a posição ($y = 60$ mm) , as velocidades de 24m/s, 27 m/s e 31 m/s praticamente mantém o mesmo fator de crescimento para o **Downwash**. A partir de ($y = 60$) há um decréscimo entre os valores de **Downwash** para cada velocidade. A partir de 110 mm o **Downwash** cresce novamente até atingir a sua estabilidade em 9 graus. Através das análises acima nota-se que há uma variação no downwash indicando a presença de escoamento tridimensional.

Figura 120 - **Downwash vs Y** - FlapFull, $\alpha = 8^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$

Na figura 121, nota-se que todos os pontos indicadores de três tipos de velocidades permanecem unidos, formando o perfil de coeficiente de pressão por extensão da corda.

Figura 121- **Distribuição de pressão - C_p vs x/c** - FlapFull, $\alpha = 8^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$

Os dados da figura 122 foram comentados nesta parte do trabalho para salientar os efeitos do mapeamento de esteiras e o efeito *downwash* para $\alpha = 16^\circ$. Com estes resultados foi possível calcular o arrasto de perfil e verificar se o efeito da sucção foi suficiente para evitar escoamentos tridimensionais. Segundo Catalano, Vanucci e Correa (2012), uma variação no *downwash* pode indicar a presença de escoamento tridimensional. Na figura 123, Catalano et al. (2012) mostra o efeito de vórtices de ferradura nas extremidades finais da asa, induzindo um decréscimo do *downwash* tridimensional e movendo-se em direção a esteira.

Figura 122 - Mapeamento de Esteira e Downwash a 1,5 da corda *vs* α - FlapFull, $\alpha = 16^\circ$

Figura 123 - Esteira para $\alpha = 8^\circ$ com sucção e sem sucção. Fonte: Catalano (2012)

Conforme Catalano et al. (2012), é importante evitar os vórtices em ferradura próximos às paredes. Pois até mesmo para ensaios em pontas de flape que possui escoamento tridimensional, a falta de sucção induziria a diferentes intensidades e localizações dos vórtices. E certamente modificaria os resultados aeroacústicos.

Foi realizada uma comparação entre o ensaio experimental de Flap Full e uma análise em CFD através do modelo 30P30N, para um ângulo de incidência de 4 e 16 graus, com a sucção ligada e desligada. Foram feitos estudos de distribuição de pressão C_p vs x/c (FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$ / FlapFull, $\alpha = 16^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$) para realizar uma comparação. Segundo Catalano, Vanucci e Correa (2012), uma das funções da distribuição de pressão é garantir que os ensaios experimentais possam ser refeitos através de códigos de CFD/CAA, com a finalidade de usá-los como dados de calibração para estes códigos. Além disto, os dados de distribuições de pressão foram confrontados com resultados precedentes para acessar efeitos no número de Reynolds, transição e fronteiras de separações turbulentas. Outra funcionalidade da distribuição de pressão está relacionada com a averiguação da intensidade mínima da sucção no túnel de vento, necessária para existência do escoamento bidimensional diante do modelo.

Observando as figuras 124 e 125, podem-se verificar uma comparação entre dados de CFD e os resultados experimentais da distribuição de pressão com a sucção desligada e ligada, com ângulo de incidência $\alpha = 4^\circ$. Na figura 124, nota-se que os valores experimentais

concordam aproximadamente com os dados obtidos em CFD. Há pequenas discordâncias entre os dados de CFD e os valores experimentais para o eslate, para o extradorso do elemento principal e para o flape, devido à ausência de sucção. Na figura 125, notam-se que os valores experimentais de c_p para o intradorso, extradorso, flape e eslate foram superiores aos dados da figura 124, devido a sucção estar acionada. Entretanto, há ainda pequenas discordâncias entre os dados de CFD e os valores experimentais para o eslate, para o início do extradorso do elemento principal, intradorso.

Figura 124 - *Distribuição de pressão com sucção desligada - C_p vs x/c - FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$*

Figura 125 - *Distribuição de pressão com sucção ligada - C_p vs x/c* - FlapFull, $\alpha = 4^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$

As curvas das figuras 126 e 127 mostram resultados em CFD e resultados experimentais para ângulos incidentes com $\alpha = 16^\circ$. Nos resultados experimentais verifica-se o uso ou o não uso de sucção. Nota-se que os resultados em CFD e os experimentais diferem em determinados pontos. Na figura 126, os resultados experimentais de C_p para o eslate estão deslocados abaixo da curva obtida em CFD. Para o elemento principal, os dados experimentais do extradorso situam-se abaixo da curva obtida em CFD. Ao acionar a sucção, observa-se na figura 127, que os dados de C_p para o eslate aproximam-se mais dos dados em CFD. O mesmo ocorre para o extradorso do elemento principal. Todavia, para o flape os pontos experimentais afastam-se dos dados em CFD.

Nas figuras 126 e 127, onde os ângulos de incidência são $\alpha = 16^\circ$, a sucção é mais importante que para os resultados com $\alpha = 4^\circ$. Isto ocorre porque segundo Catalano, Vanucci e Correa (2012) os elevados picos de sucção interagem fortemente com a camada limite das paredes do túnel de vento, gerando os vórtices de ferradura que promovem a tridimensionalidade. A consequência disto é maior ruído, que pode causar interferência nas medidas aeroacústicas. Entretanto nota-se que os vórtices nas laterais do flape também são

elevados, produzindo mais ruído, compensando o ruído extra acumulado no sistema da sucção.

Figura 126 - **Distribuição de pressão com sucção desligada - C_p vs x/c** - FlapFull, $\alpha = 16^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$

Um gráfico interessante para analisar a distribuição de pressão em relação à envergadura da asa é o gráfico de C_p versus Envergadura. Para a figura 128, observam-se pontos com valores elevados de C_p próximo às extremidades da asa para o intradorso, sem a aplicação de sucção. Conforme se aplica a sucção, observa-se que os pontos elevados de C_p nas regiões das extremidades da asa decrescem (figura 129). Isto mostra que a sucção tem um efeito benéfico quanto a regularizar os efeitos de distribuição de pressão.

Figura 127: *Distribuição de pressão com sucção ligada - C_p vs x/c* - FlapFull, $\alpha = 16^\circ$, $\Delta\text{Gap} = 0$, $\Delta\text{Overlap} = 0$

Figura 128 - Distribuição de Pressão ao longo da envergadura sem sucção na parede

Figura 129- Distribuição de Pressão ao longo da envergadura com sucção na parede

4.2 Resultados Aeroacústicos

Para a realização do Beamforming houve necessidade de determinar uma área (ROI) dentro de uma imagem pré-selecionada. O IMAGEJ[®] permite fazer esta seleção da área requerida em estudo. Na Figura 179 observa-se a variação das coordenadas x, y, w e h no IMAGEJ[®] de acordo com a região da imagem a ser analisada.

Configurações da Imagem da Asa_30P30N para Beamforming			
ROI			
Variação do ponto x	170		
Variação do ponto y	160		
Variação do ponto w	160		
Variação do ponto h	150		

Figura 130: Seleção de uma ROI diante de uma imagem pré-determinada

Para a obtenção do espectro de Beamforming foi utilizado o algoritmo DAMAS2 com passos de 1/12 avos de oitava e o Beamforming convencional. Foi necessário também selecionar o intervalo de frequência a partir de 1788 Hz. E deste valor seria acrescentado 6 terços de oitava. A Figura 131 ilustra a seleção das bandas de frequência.

Figura 131: Intervalo de Frequência e terços de oitava

De acordo com as especificações dadas ao Beamforming, o mesmo foi dividido em tipos, conforme a Tabela 7. O Beamforming tipo convencional foi analisado para uma frequência fixa de 58 dB e uma frequência variável. Para um melhoramento da imagem da fonte foi utilizado o algoritmo Damas com frequência variável e Damas com frequência fixa em 58 dB. E finalmente foi utilizado a configuração Narrowband.

Para cada Beamforming foram especificadas as frequências inicial e final, além da especificação do tipo de espectro: 6 bandas de Terço de oitava ou narrowband.

Tabela 7 - Beamforming realizado					
Tipos	Frequência		Tipo do espectro	Formato Salvo	
	Inicial	Final		Formato 1	Formato 2
Convencional	1788	7099	6 bandas de Terço de oitava	conv_58db.xls	conv_58dB.jpg
Com Damas	1788	7099	6 bandas de Terço de oitava	damas_58dB.xls	damas_58dB.jpg
Um com Pico Variável	1788	7099	6 bandas de Terço de oitava	convencional.jpg	
Dois com Pico Variável	1788	7099	6 bandas de Terço de oitava	damas.jpg	
Convencional	675	9075	Narrowband	espectro.xls	

4.2.1 Configuração dos Ensaios e Dispositivos para Redução de Ruído

Foi adotado como referência o caso 101 (ângulo de ataque de 12 graus e velocidade de 27.5 m/s). Para facilitar as comparações dos resultados, o pico nas figuras de beamforming foi fixado em 58 dB e a faixa dinâmica em 12 dB. Para selecionar as fontes de ruído apenas na região da ponta de flape foi escolhida uma região de interesse (ROI).

Para o caso 102 foram testados os serrilhados Wishbone. Nos casos 103 a 106, foram testadas chapas porosas no side-edge do flape, tanto no intradorso quanto no extradorso, com dois tamanhos diferentes. O caso 108 é uma avaliação da importância da porosidade, sendo uma repetição do ensaio 106, mas usando uma chapa sólida. Além disso, há o caso 111, com um *split-plate* na ponta do flape.

Os casos apresentados na tabela 8 mostram os dispositivos que foram adicionados na ponta do flape para a redução de ruído. A eficácia desses dispositivos foi avaliada através de resultados de beamforming e de mapeamento de esteiras.

Os testes aerodinâmicos e aeroacústicos foram realizados com um Número de Reynolds médio de 1×10^6 . No mapeamento da ponta de flape o número de Reynolds era de aproximadamente $8,4 \times 10^5$. As placas porosas aplicadas nos ensaios possuíam 33% de porosidade com furos de 0,75 mm de diâmetro e 1 mm de espessura.

Tabela 8 - Configurações para testes de Beamforming				
Ensaio	Posição do Flap	α (°)	U _∞ est [m/s]	Nome das Configurações
101	SE	12	27,5	Baseline
103	SE	12	27,5	Chapa porosa na ponta do flape, intradorso
105	SE	12	27,5	Chapa porosa na ponta do flape, intradorso + extradorso
106	SE	12	27,5	Chapa porosa na ponta do flape, intradorso, grande (15 mm)
108	SE	12	27,5	Chapa não-porosa na ponta do flape, intradorso, grande (15 mm)
111	SE	12	27,5	Split-plate

A seguir são apresentadas as figuras relativas aos ensaios mostrados na Tabela de Configurações para teste de Beamforming (tabela 8). Conforme Catalano et al.(2012), estas configurações foram projetadas para aplicações práticas em pontas de flapes. Elas se adequam a aeronaves novas e antigas. No caso da placa perfurada metálica, ela se ajusta facilmente à superfície do flape, sem modificações complicadas e pode ser facilmente certificada.

Caso 101 – Baseline

Figura 132: Baseline

Caso 103 - Chapa porosa na ponta do flape, intradorso

Figura 133: Caso 103

Caso 105 - Chapa porosa na ponta do flape, intradorso + extradorso

Figura 134: Caso 105

Caso 106 - Chapa porosa na ponta do flape, intradorso + extradorso

Figura 135: Caso 106

Caso 108 - Chapa não-porosa na ponta do flape, intradorso, grande (15 mm)

Figura 136: Caso 108

Caso 111- Split-plate

Figura 137: Caso 111

4.2.2 Dados de Beamforming

A seguir são apresentados os resultados dos testes de 101 a 111 para o flape side-edge. Nestas configurações o ângulo de ataque foi fixado em 12 graus e a velocidade do escoamento permaneceu constante com valor de 27,5 m/s. Na tabela 16 são mostradas as configurações do caso Baseline.

Teste 101		TABELA 9

		Baseline								
		Configurações do teste								
Δ Gap (%)	0		q est [Pa]	414,9		DEFORM	N		Dens [kg/m^3]	1,097
Δ Ovl. (%)	0		q meas [Pa]	421		WPITOT	N		Rel Hum [%]	55%
Flap pos.	Side_edge		U ∞ meas [m/s]	27,70		BEAMF	Y		Visc [Pa*s]	1,820E-05
α (°)	12		Suc. (Hz Inv)	N		P_atm [mbar]	927		Re Number	8,3E+05
U ∞ est [m/s]	27,5		PRES	N		T [C]	21,4		Mach Number	0,0805

Na tabela 10 podem ser observadas as configurações do Caso 103 - Chapa porosa na ponta de flape – Intradorso - 5 mm além ponta de flape.

Teste 103	TABELA 10
Chapa porosa na ponta de flape – Intradorso - 5 mm além ponta de flape									
	Configurações do teste									
Δ Gap (%)	0		q est [Pa]	414,9		DEFORM	N		Dens [kg/m^3]	1,097
Δ Ovl. (%)	0		q meas [Pa]	421		WPITOT	N		Rel Hum [%]	55%
Flap pos.	Side_edge		U_{∞} meas [m/s]	27,70		BEAMF	Y		Visc [Pa*s]	1,820E-05
α (°)	12		Suc. (Hz Inv)	N		P_atm [mbar]	927		Re Number	8,3E+05
U_{∞} est [m/s]	27,5		PRES	N		T [C]	21,4		Mach Number	0,0805

Para as quatro situações: Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB, Beamforming Convencional, Beamforming com Damas 2 com pico fixado em 58dB e Beamforming com Damas 2 com pico variável, foram realizadas comparações entre o caso 101 - Baseline e os casos 103,105,106,108 e 111.

Na figura 138 é feita a comparação entre os casos 101 e 103 com o uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 db. Pela análise das imagens observa-se que para o caso 103, houve diminuição da intensidade luminosa do beamforming, e a região de localização do ruído tornou-se mais focalizada, em relação ao caso baseline.

Figura 138: Comparação entre os casos 101 e 103 com uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB

Na figura 139 é feita a comparação entre os casos 101 e 103 com o uso de Beamforming Convencional. Neste caso, a qualidade da imagem para a localização de ruídos é melhor em comparação com a figura 138. Nota-se que a partir da imagem G até a imagem L (Figura 139), o diâmetro da região onde é aplicado o beamforming vai diminuindo.

Figura 139: Comparação entre os casos 101 e 103 com uso de Beamforming Convencional

Na figura 140 é feita a comparação entre os casos 101 e 103 com o uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB. Ao analisar as imagens observa-se que a localização do ruído é mais focalizada para o caso 103.

Figura 140: Comparação entre os casos 101 e 103 com uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB

Na figura 140 observa-se que há mais sinais aparecendo além da imagem principal que indica a presença de ruído sonoro. É possível que estas indicações de ruído sejam oriundas de cavidades expostas. Na figura 141 é feita a comparação entre os casos 101 e 103 com o uso do DAMAS 2.

Figura 141: Comparação entre os casos 101 e 103 com uso do DAMAS 2

Na tabela 11 mostra-se a configuração do ensaio 105. Neste teste foi utilizado a Chapa porosa no intradorso e extradorso a 5 mm além do side-edge.

Teste 105		TABELA 11

		Chapa porosa no intradorso e extradorso - 5 mm além da ponta de flape								
		Configurações do teste								
ΔGap (%)	0		q est [Pa]	414,9		DEFORM	N		Dens [kg/m^3]	1,097
ΔOvl. (%)	0		q meas [Pa]	426		WPITOT	N		Rel Hum [%]	55%
Flap pos.	Side_edge		U∞ meas [m/s]	27,87		BEAMF	Y		Visc [Pa*s]	1,820E-05
α (°)	12		Suc. (Hz Inv)	N		P_atm [mbar]	927		Re Number	8,4E+05
U∞ est [m/s]	27,5		PRES	N		T [C]	21,4		Mach Number	0,0810

Na figura 142 é feita a comparação entre os casos 101 e 105 com o uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB.

Figura 142: Comparação entre os casos 101 e 105 com uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB

Na figura 143 é feita a comparação entre os casos 101 e 105 com o uso de Beamforming Convencional.

Figura 143: Comparação entre os casos 101 e 105 com uso de Beamforming Convencional

Na figura 144 é feita a comparação entre os casos 101 e 105 com o uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB

Figura 144: Comparação entre os casos 101 e 105 com uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB

Na figura 145 é feita a comparação entre os casos 101 e 105 com o Uso do DAMAS

2.

Figura 145: Comparação entre os casos 101 e 105 com uso do DAMAS 2

Na tabela 12 são mostradas as configurações do ensaio 106. Neste teste foi utilizada uma Chapa porosa no intradorso, 15 mm além do side-edge.

Teste 106		TABELA 12
Chapa porosa no intradorso - 15 mm além da ponta de flape					
		Configurações do teste					
Δ Gap (%)	0	q est [Pa]	414,9	DEFORM	N	Dens [kg/m^3]	1,097
Δ Ovl. (%)	0	q meas [Pa]	420	WPITOT	N	Rel Hum [%]	55%
Flap pos.	Side_edge	U_{∞} meas [m/s]	27,62	BEAMF	Y	Visc [Pa*s]	1,820E-05
α (°)	12	Suc. (Hz Inv)	N	P_atm [mbar]	927	Re Number	8,3E+05
U_{∞} est [m/s]	27,5	PRES	N	T [C]	21,4	Mach Number	

Para o caso 106 algumas considerações devem ser feitas. Para o Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB apenas a imagem da figura 146 – A mostra uma coloração diferenciada. Mas não é possível ver nenhuma imagem que demonstre as áreas de ruído. A figura 147 mostra imagens que parecem localizar as fontes de ruído. Mas as imagens estão dispersas. Na figura 148, não se pode concluir nada sobre as regiões de ruído. Na figura 149, utilizando DAMAS 2 com pico variável observou-se aparição das zonas de ruído, mas é extremamente difícil de localizar as regiões de origem sonora. Pode-se concluir que o teste de beamforming mostrou-se pouco eficiente para a localização das zonas ruído para o caso 106.

Na figura 146 é feita a comparação entre os casos 101 e 106 com o Uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB.

Figura 146: Comparação entre os casos 101 e 106 com uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB

Na figura 147 é feita a comparação entre os casos 101 e 106 com o uso de Beamforming Convencional.

Figura 147: Comparação entre os casos 101 e 106 com uso de Beamforming Convencional

Na figura 148 é feita a comparação entre os casos 101 e 106 com o uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB.

Figura 148: Comparação entre os casos 101 e 106 com uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB

Na figura 149 é feita a comparação entre os casos 101 e 106 com o uso do DAMAS 2.

Figura 149: Comparação entre os casos 101 e 106 com uso do DAMAS 2

A tabela 13 mostra a configuração do ensaio 108. Neste teste foi utilizada a Chapa não-porosa no intradorso, maior que 15 mm.

Teste 108		TABELA 13
Chapa não-porosa no intradorso, grande (15 mm)								
		Configurações do teste								
ΔGap (%)	0		q est [Pa]	416,4		DEFORM	N		Dens [kg/m^3]	1,097
ΔOvl. (%)	0		q meas [Pa]	420		WPITOT	N		Rel Hum [%]	55 %
Flap pos.	Side_edge		U∞ meas [m/s]	27,62		BEAMF	Y		Visc [Pa*s]	1,820E-05
α (°)	12		Suc. (Hz Inv)	N		P_atm [mbar]	927		Re Number	8,3E+05
U∞ est [m/s]	27,5		PRES	N		T [C]	20,3		Mach Number	0,0804

Para o caso 108, o Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB, Beamforming Convencional, Beamforming com Damas 2 com pico fixado em 58 dB e Beamforming com Damas 2 com pico variável funcionaram excepcionalmente como localizadores de fontes de ruído sonoro. As quatro figuras seguintes demonstram a eficiência do beamforming. Conclui-se que a configuração Chapa não-porosa no intradorso, maior que 15 mm, além de focalizar grande parte do ruído, ela mostra mudanças no local das fontes de ruído. Isto devido a uma interferência entre a placa não-porosa e o elemento principal na extremidade final do flape.

Na figura 150 é feita a comparação entre os casos 101 e 108 com o uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB.

Figura 150: Comparação entre os casos 101 e 108 com uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB

Na figura 151 é feita a comparação entre os casos 101 e 108 com o uso de Beamforming Convencional.

Figura 151: Comparação entre os casos 101 e 108 com uso de Beamforming Convencional

Na figura 152 é feita a comparação entre os casos 101 e 108 com o uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB.

Figura 152: Comparação entre os casos 101 e 108 com uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB

Na figura 153 é feita a comparação entre os casos 101 e 108 com o uso do DAMAS

2.

Figura 153: Comparação entre os casos 101 e 108 com uso do DAMAS 2

Na tabela 14 mostra-se a configuração do ensaio 111. Neste teste foi utilizado o Split-plate no side – edge.

Teste 111		TABELA 14

		Split-plate na ponta de flape								
		Configurações do teste								
ΔGap (%)	0		q est [Pa]	416,4		DEFORM	N		Dens [kg/m^3]	1,101
ΔOvl. (%)	0		q meas [Pa]	418		WPITOT	N		Rel Hum [%]	55%
Flap pos.	Side_edge		U∞ meas [m/s]	27,52		BEAMF	Y		Visc [Pa*s]	1,815E-05
α (°)	12		Suc. (Hz Inv)	N		P_atm [mbar]	927		Re Number	8,3E+05
U∞ est [m/s]	27,5		PRES	N		T [C]	20,3		Mach Number	0,0802

Para o Split-plate no side - edge, mostraram-se eficientes na visualização do beamforming apenas os que utilizaram o método convencional com pico fixado em 58 dB e o método convencional com pico variável.

Na figura 154 é feita a comparação entre os casos 101 e 111 com o uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB.

Figura 154: Comparação entre os casos 101 e 111 com uso de Beamforming Convencional com pico fixado em 58 dB

Na figura 155 é feita a comparação entre os casos 101 e 111 com o uso de Beamforming Convencional.

Figura 155: Comparação entre os casos 101 e 111 com uso de Beamforming Convencional

Na figura 156 é feita a comparação entre os casos 101 e 111 com o uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB.

Figura 156: Comparação entre os casos 101 e 111 com uso do DAMAS 2 com pico fixado em 58 dB

Na figura 157 é feita a comparação entre os casos 101 e 111 com o uso do DAMAS

2.

Figura 157: Comparação entre os casos 101 e 111 com uso do DAMAS 2

4.2.3 Resultados Espectrais para Ponta de Flape (Side-edge)

Para o caso 101 – Baseline foi construído um gráfico de SPL x Frequência para um $AOA = 12^\circ$, mostrado pela figura 158. Foi observado que a partir do ponto A (Fig. 158), a intensidade de SPL diminuiu. Quando se atingiu uma frequência de 3000 Hz, o nível de SPL começou a elevar seu valor (Ponto B). No ponto C (Fig. 158), houve novamente uma queda de SPL. Os níveis de SPL continuaram a decrescer até um ponto mínimo em D. É importante lembrar que para o caso Baseline não há dispositivos de redução de ruído acoplados em sua estrutura. O caso Baseline será usado como referência.

Figura 158 - SPL x Frequência . Caso Baseline.

Na figura 159 há uma comparação entre o caso 101 – Baseline e o caso 103- Chapa Porosa, Intradorso. Na figura 159 há uma região A onde o nível de intensidade de SPL para o caso 103(chapa porosa) é inferior ao nível de SPL para o Baseline. A região A está localizada entre frequências de 1 kHz e 3 kHz. Portanto, nesta região o emprego da chapa porosa favoreceu a diminuição do nível de SPL em relação à configuração baseline. Entre 3 a 4,5 kHz os níveis de SPL mantiveram-se estabilizados entre 45 a 50 dB. Mas a partir do ponto B(Fig. 159), para frequências superiores a 4,5 kHz os níveis de SPL para a chapa porosa foram superiores ao Baseline.

Figura 159 - SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 103

Na figura 160 são apresentadas comparações entre o caso 101-Baseline e o caso 105- Chapa Porosa, intradorso +extradorso. Observa-se na figura 160 uma região 1 rachurada. Na região 1, nota-se que os níveis de SPL foram reduzidos em relação aos níveis de SPL do baseline. E percebe-se que para o caso 105, a taxa de redução de SPL ocorreu num intervalo de frequência maior se comparado ao caso 103(chapa porosa, intradorso). No caso 105, o intervalo foi de 1,5 kHz a 4,8 kHz. Isto sugere que a Chapa Porosa, intradorso + extradorso pode fornecer uma redução de SPL para baixas (1,5 kHz), médias(3 kHz) e altas(4,5 kHz) frequências.

Figura 160 - SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 105

Na figura 161 observa-se uma comparação entre o caso 101- Baseline e o caso 106 – Chapa Porosa, intradorso grande (15 mm). Neste caso nota-se que as configurações com porosidade possuem nível de ruído equivalente à baseline para frequências até 2000 Hz. A partir daí, há uma redução de até 6 dB em 3200 Hz. Embora haja dificuldade em estabelecer números para divulgar o nível de ruído encontrado nestes resultados, a evidência da diminuição das curvas após 3 kHz é um efeito positivo para o uso desta configuração em sistemas aeronáuticos.

Figura 161 - SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 106

Na figura 162 é realizada uma comparação entre o caso 101- Baseline e o caso 108 – Chapa não-porosa, intradorso grande (15 mm). Nota-se que até o ponto A, o nível de SPL é equivalente à baseline. A partir deste ponto, observou-se que a chapa não porosa aumentou os níveis de SPL, mostrando ineficiente em relação aos outros dispositivos.

Figura 162 - SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 108

Na figura 163 é apresentada a comparação entre o caso 111(split-plate) e o caso 106 (Baseline). Observa-se que para baixas frequências até uma frequência de 1100 Hz o comportamento dos dois gráficos são semelhantes. A partir deste valor, existem três regiões onde a eficiência do split-plate fica evidente. A região A, B e C da figura 163 tem um importante papel na diminuição dos níveis de SPL em relação à configuração baseline. Entretanto, em comparação aos casos 103, 105 e 108(chapas porosas), o split-plate se mostrou menos eficiente na redução dos níveis de SPL.

Figura 163 - SPL x Frequência. Comparação ente o Caso 101 e 111

Na figura 164, todos os gráficos do caso 101 ao caso 111 foram traçados em conjunto. Compara-se o comportamento de todos os casos de beamforming com o caso Baseline. Pode-se verificar que o caso 106, a chapa porosa na ponta do flape disposta no intradorso com dimensão aproximada de 15 mm possui os menores valores de SPL. Isto mostra que utilizando esta chapa porosa, tem-se a melhor eficiência em redução de ruído. O segundo melhor dispositivo de redução de ruído refere-se ao caso 105 - Chapa Porosa, intradorso + extradorso. O terceiro melhor dispositivo de redução de ruído refere-se ao caso 103 - Chapa Porosa, Intradorso. O quarto melhor dispositivo de redução de ruído refere-se ao caso 111(split-plate). E o pior dispositivo de redução de ruído refere-se ao caso 108 – Chapa não-porosa, intradorso grande (15 mm).

Figura 164 - SPL x Frequência . Comparação entre os casos 101, 103, 105, 106, 108 e 111.

Foi realizada uma comparação entre os níveis de ruído do eslate do 30P30N com os níveis de ruídos em ponta de flape. A partir daí foram obtidos os espectros para o caso baseline, seleccionando as regiões de interesse. Na figura 165, nota-se que o ruído do eslate é dominante em baixas frequências, sendo superado pela ponta do flape quando se atinge aproximadamente 3000 Hz.

Figura 165 - BF_PeAK [dB] x Frequência

4.2.4 Mapeamento do Vórtice

Conforme Catalano et. al.(2012), há uma diferença entre a placa porosa utilizada neste trabalho e o material da placa utilizado por Angland (2008). Contudo a eficiência em reduzir a intensidade do vórtice produzido pela placa porosa não se altera. E o deslocamento do vórtice da superfície da ponta do flape ocorre de modo a introduz um efeito relacionado ao potencial acústico.

A placa porosa tem seu uso específico em câmaras de combustão, conforme Catalano et. al.(2012). E tem influência acústica nestas câmaras onde podem alterar os modos acústicos e intervir em instavelmente na combustão.

Utilizando as placas porosas neste trabalho, não apenas houve modificação dos modos acústicos nas pontas de flape causados pela diferença de pressão. Mas também houve amortecimento da energia dos vórtices devido à queda de pressão total local.

Por mapeamento de vórtices, a perda de pressão total induzida pela presença das placas porosas foi medida. Uma sonda pitot de sete furos foi utilizada nas medidas. A grade de mapeamento foi criada de modo a cobrir a região dos flapes e os elementos de esteira. Uma

grade mais densa foi definida no centro do vórtice em virtude da obtenção de uma maior precisão nas análises posteriores.

Os resultados do mapeamento dos vórtices foram apresentados na forma de diagramas de contorno, mostrando a perda de pressão total. Nos resultados obtidos, há uma aparente correlação entre o gradiente da perda de pressão total e o nível de ruído. A figura 166 é uma montagem que fornece uma possível localização de um vórtice próximo à região do bordo de fuga do 30P30N.

Figura 166: Mapeamento de Vórtice e esteira para ângulo de incidência de 12°

No mapeamento de vórtices os casos 101, 103, 106 e 111 foram analisados. Fica evidente que há redução da pressão total quando a configuração 103, 106 e 111 são utilizadas. Isto confirma os comentários que relacionam a queda de pressão com a redução de ruído em ponta de flape.

Na figura 167, observa-se que o gradiente de perda de pressão eleva-se do interior do vórtice gerado para seu exterior. Para o caso 101, a maior parte dos valores do gradiente de perda de pressão se encontra na faixa amarela. Apenas aproximadamente 15% da área mostrada apresenta cor preta. Para o caso 103, 106 e 111 o gradiente de perda de pressão total não possui a região de coloração preta (região com maior intensidade de ruído). Em virtude da existência das placas adicionadas ao flape. Percebe-se que há interferência entre as placas porosas / não-porosas e o elemento principal na extremidade final do flape. Isto pode modificar a posição do vórtice e consequentemente alterar a fonte de ruído.

Figura 167: Mapeamento da queda de pressão total dos vórtices e esteira – caso 101

Figura 168: Mapeamento da queda de pressão total dos vórtices e esteira – caso 103

Caso 106 – Chapa Porosa Intradorso grande

Figura 169: Mapeamento da queda de pressão total dos vórtices e esteira – caso 106

Figura 170: Mapeamento da queda de pressão total dos vórtice e esteira – caso 111

Capítulo 5

COMENTÁRIOS E CONCLUSÃO

5.1 Conclusão

O objetivo desta dissertação foi demonstrar a capacidade que dispositivos como placas porosas, não-porosas, e split-plates tem na redução de ruídos, quando aplicados na região de pontas de flape de um modelo de asa hipersustentador 30P30N. Análises aerodinâmicas e aeroacústicas foram executadas em conjunto para encontrar possíveis fontes de ruído. E consequentemente descobrir explicações plausíveis para os fenômenos físicos.

Este trabalho foi dividido estruturalmente em três etapas. A primeira etapa refere-se à realização do experimento. Todo o processo foi desenvolvido em parceria com equipes interdisciplinares, com diversas universidades trabalhando em conjunto, com a Embraer. O experimento obteve sucesso e teve como objetivo realizar testes aerodinâmicos e aeroacústicos capazes de reduzir os efeitos sonoros num modelo pré-determinado pela Embraer. Foram testadas diversas configurações de montagem para um determinado tipo de asa. Foram avaliados dispositivos como placas porosas, não-porosas, serrilhados e split-plates que foram capazes de alterar as condições acústicas e de escoamento do modelo em túnel de vento. Estes testes experimentais foram analisados pela equipe da Embraer e serviram de parâmetro para testes em voo futuramente.

A segunda etapa relata a metodologia aplicada. Ensaios em túneis de vento já foram realizados no passado e continuam a ser desenvolvidos com o objetivo de verificar condições de voo em laboratório. Paralelamente ao estudo aerodinâmico, a aeroacústica surge e trabalha lado a lado, de modo a investigar fenômenos de propagação de ruído. E não se pode deixar de dizer que estas áreas são multidisciplinares, pois se relacionam com a mecânica de fluidos, com a física dos sons, e toda a eletrônica e computação embarcada para a realização dos

experimentos. Os detalhes dos procedimentos experimentais foram explanados com riqueza. Portanto servirá de apoio teórico para que outros pesquisadores estudem e talvez reproduzam todo o método futuramente.

Finalmente, a última etapa do trabalho refere-se à análise experimental e teórica do fenômeno. Primeiramente, foram realizadas diversas medições experimentais no túnel de vento, com um Pitot e com um manômetro diferencial. Vários resultados puderam ser estudados e analisados utilizando-se gráficos do tipo $C_p \times x/c$, downwash, mapeamento de esteiras, entre outros.

Uma comparação entre o ensaio experimental de Flap Full e uma análise em CFD foi realizada através do modelo 30P30N, para um ângulo de incidência de 4 e 16 graus de modo a avaliar a eficiência do método experimental. Também foi feita uma análise da distribuição de pressão em relação à envergadura da asa com e sem aplicação de sucção. Foi possível observar que os pontos elevados de C_p nas regiões das extremidades da asa diminuía. Isto mostrou que a sucção tem um efeito benéfico na distribuição de pressão.

Foram estudados dispositivos que podiam ser adicionados à extremidade do flape para a redução de ruído. Neste caso, as placas porosas foram aplicadas em ponta de flapes e reduziram o comprimento dos vórtices e as camadas cisalhantes que os alimentavam. Além disso, as placas deslocaram os vórtices da superfície do flape, favorecendo o efeito de redução de ruído. E finalmente, os modos acústicos em ponta de flape foram modificados pela diferença de pressão, induzida pelo escoamento nestas regiões. Favorecendo assim, o amortecimento dos vórtices a partir de 2,0 kHz para a maioria dos acessórios porosos. E consequentemente a diminuição de seu comprimento, devido à queda de pressão total.

A eficácia desses dispositivos foi avaliada através de resultados de beamforming e de mapeamento de esteiras. Quanto à configuração dos ensaios e dados de Beamforming foram realizados testes de Beamforming Convencional com pico fixo e variável, Beamforming com Damas 2 com pico fixo e variável e de narrowband. Todos os resultados foram mostrados através de processamento de imagens e gráficos.

Analisando-se os casos de 101 a 111, foi verificado que no caso 106, a chapa porosa colocada no intradorso da ponta do flape com dimensão aproximada de 15 mm possui os menores valores de SPL. Isto mostra que utilizando esta chapa porosa, tem-se a melhor eficiência em redução de ruído. Já o segundo melhor dispositivo de redução de ruído refere-se ao caso 105 - Chapa Porosa, intradorso + extradorso. O terceiro melhor dispositivo de redução de ruído refere-se ao caso 103 - Chapa Porosa, Intradorso. O quarto melhor dispositivo de

redução de ruído refere-se ao caso 111(split-plate). E o pior dispositivo de redução de ruído refere-se ao caso 108 – Chapa não-porosa, intradorso grande (15 mm). Portanto, com estes dados experimentais foi possível concluir que os dispositivos de redução de ruído são eficientes e devem ser testados em aeronaves para buscar uma redução sonora na aviação comercial.

Foram comparados os níveis de ruído do eslate e da ponta do flape. Foi possível verificar que o ruído do eslate é predominante para baixas frequências. Para frequências acima de 3000 Hz a ponta de flape supera os níveis de ruído do slat.

Para a análise de Flapfull foram analisados os casos de 121 a 132. Foram geradas três velocidades de escoamento no túnel de vento: 24, 27 e 31 m/s e as medições foram executadas para ângulos de 4 a 8 graus. Foi analisado o comportamento do flape para estas três velocidades. Observou-se que quanto maior a velocidade de escoamento, mais ruído foi gerado. Desta forma, o caso 121 foi o ensaio com o de menor nível ruído.

Os resultados do mapeamento dos vórtices foram realizados com um Pitot de sete furos e foi apresentado na forma de diagramas de contorno, mostrando a perda de pressão total. Nos resultados obtidos, observou-se uma aparente correlação entre o gradiente da perda de pressão total e o nível de ruído.

Com base nos estudos deste trabalho, as viabilidades e limitações dos algoritmos de beamforming como fonte de informação aeroacústica foi testada. É obvio que as técnicas de beamforming clássico estão amadurecendo e estão sendo usadas com frequência nas investigações de ruído em aeronaves. Devido ao elevado número de pesquisas em aeroacústica e o melhoramento destas, resultados robustos na aquisição de dados estão sendo cruciais. Principalmente para comparar com fontes de pesquisas em CFD e investimentos científicos computacionais.

5.2 Trabalhos futuros

O propósito deste trabalho em túnel de vento foi avaliar a funcionalidade de sistemas de redução de ruído em uma asa 30P30N. Nesta área de pesquisa, a Aeroacústica, sendo um campo de estudo complexo, muitos fenômenos dispostos nesse experimento não foram

apontados, nem avaliados pelo autor. Isto porque seria inviável explaná-los em um único trabalho de dissertação.

O objetivo desta investigação científica foi demonstrar a funcionalidade de dispositivos de redução de ruído especificamente em Flaps. Foram obtidos perfis de curvas que demonstraram a existência de redução sonora. Algumas constatações foram feitas para uma futura experiência. São elas:

- Seria possível utilizar um sistema de balança acoplado a Turn-table para obter informações sobre a sustentação e arrasto da asa e compará-los com resultados aerodinâmicos;
- Aplicar técnicas computacionais (DNS) em CFD para analisar o funcionamento do escoamento em comparação com os procedimentos experimentais;
- Utilizar espuma e jato de ar para verificar sua possível redução de ruído;
- Realizar um experimento utilizando óleo viscoso aplicado à superfície do modelo de asa, de modo à permitir uma visualização real do escoamento nas superfícies do modelo.
- Utilizar sistemas PIV (particle Image Velocimetry) para visualização de escoamento e obtenção das velocidades e propriedades do fluido.
- Melhorar a precisão de medidas de velocidade mássica utilizando anemômetro de fio quente (hot-wire).
- Poderia ser utilizada e testada um novo array de microfones para medição dos níveis de ruído em túnel de vento.

Neste trabalho de dissertação foi analisada a redução de ruído utilizando uma configuração de microfones dentro de um túnel de vento. Para as medidas de velocidade no interior do túnel foram utilizadas tomadas de pressão estática, e tubos de Pitot. Para possíveis análises experimentais futuras, seria interessante utilizar sistemas PIV, uma técnica não-intrusiva que fornece medidas dos vetores-velocidade na secção de um escoamento. O fluido analisado é posto em contato com partículas de aproximadamente $1\mu\text{m}$ a $5\mu\text{m}$ tamanho. A qualidade dos resultados é significativamente melhorada. Na figura abaixo se observa como seria uma montagem do sistema PIV numa região que possui escoamento de um fluido.

Portanto este sistema seria implantado no túnel de vento onde foi realizado o trabalho de dissertação atual.

Figura 171: Montagem de um Sistema PIV para testes diante de um escoamento. Fonte Adaptada: PIV/LDV MEASUREMENTS OF MEAN VELOCITY AND TURBULENCE IN A COMPLEX OPEN CHANNEL FLOW, B-S. Hyun, R. Balachandar, K. Yu, and V.C. Patel.

Figura 172: Teste de PIV em um túnel de vento de baixa velocidade. Fonte: PIV/LDV MEASUREMENTS OF MEAN VELOCITY AND TURBULENCE IN A COMPLEX OPEN CHANNEL FLOW, B-S. Hyun, R. Balachandar, K. Yu, and V.C. Patel.

Aliado ao uso do sistema PIV seria interessante aplicar técnicas de CFD no escoamento de fluidos ao longo do modelo estudado. Ao final de todo o procedimento experimental seria realizada uma comparação de resultados: de CFD e de PIV. Assim as medidas obtidas seriam mais confiáveis e trariam mais entendimento à Aerodinâmica aliada a Aeroacústica.

Capítulo 6

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON JR. , J. D. Aircraft Performance and Design. University of Maryland, 1999, WCB McGraw-Hill.

ANGLAND, D. Aerodynamics and Aeroacoustics of Flap Side-Edges. 2008. *Thesis for the degree of Doctor of Philosophy* - University of Southampton, Southampton, 2008.

BROOKS, T. F. ; HODGSON, T. H. Trailing Edge Noise Prediction From Measured Surface Pressures. *Journal of Sound and Vibration*. 69-117 , 1998.

BROOKS, T. F., WILLIAN, M. , HUMPHREYS , Jr. . Flap-edge aeroacoustic measurements and predictions, *Journal of Sound and Vibration* 261 (2003) 31–74.

CARINA (COMPUTATIONAL AEROACOUSTICS RESEARCH INITIATIVE ON AIRFRAME). New Perspectives in Aeronautics. Tech. rep, 2006.

CARPENTER, P. W. ; HOUGHTON, E. L. Aerodynamics For Engineering Students. The University of Warwick, 2003. 614 p. Fifth edition published by Butterworth-Heinemann.

CATALANO, F. M. The new closed circuit wind tunnel of the aircraft laboratory of university of São Paulo, 2001. Vol.6, pp 306-312. 16th Brazilian Congress of Mechanical Engineering.

CATALANO, F. M. Aerodinâmica aplicada a túneis de vento e a diminuição do arrasto. 2003. p. 141. Tese (Livre Docência) - EESC – Escola de Engenharia de São Carlos, São Carlos, 2003.

CATALANO, F. M., VANUCCI , P. , CORREA, G. Wind Tunnel Testing Devices for the Reduction of Flap Side-edge Noise. 2012 - 28th ICAS, Austrália, 2012.

CHIN, V. D.; PETERS, D. W.; SPAID, F. W., MCGHEE, R. J. Flowfield Measurements About a Multi-Element Airfoil At High Reynolds Numbers. AIAA 24th Fluid Dynamics Conference , Orlando, FL , AIAA-93-3137, 1993 .

CHOW, L. C.; Mau, K.; Remy, H. Landing Gear and High Lift Devices Airframes Noise Research. AIAA Paper 2002-2408, 2002.

DANTAS, L.; A Capacitação do Túnel de Vento de Circuito Fechado da Escola de Engenharia de São Carlos à Realização de Ensaio Aeroacústicos, Levantamento de suas Características e Potencialidades. Dissertação de Mestrado, 2010.

DAVY, R.; MOENS, F. Aeroacoustic Behaviour of a 1/11 Scale Airbus Model in the Open Anechoic Wind Tunnel CEPRA 19. AIAA Paper 2002-2412, 2002.

DILLNER, B.; MAY, F. W. Aerodynamic Issues in the Design of High-Lift Systems for Transport Aircraft. In: Advisory Group for Aerospace Research and Development, 1984, Neuilly-sur-Seine , France, AD-P004 059.

DOBZYNSKI, W. M. Trailing-Edge Airframe Noise Source Studies on Aircraft wings. AIAA Paper , v. 18, n. 5, 1981.

DOUGHERTY, R. P. Spiral-Shaped Array for Broadband Imaging. U.S. Patent No.5,838,284 . (1998)

DUDZINSKI, T. J., ; KRAUSE , L. N. Flow Direction Measurements with Fixed-Position Probes. NASA TM X-1904, 1969.

EVEREST, F. ALTON. The Master Handbook of Acoustics. 2001, McGraw-Hill, Fourth Edition.

FETHNEY, P. An Experimental Study of Airframe Self-Noise. Progress in Astronautics and Aeronautics: Aeroacoustics: STOL Noise, Airframe and Airfoil Noise, AIAA paper , v. 45, p. 379–404. 1975

FINK, M. R., Noise Component Method for Airframe Noise. AIAA Journal , v.16, n. 10, p. 659–665. 1979.

FINK, M. R.; SCHLINKER, M. H. Airframe Noise Component Interaction Studies. Journal of Aircraft , v. 17, n. 2, p. 99–105, 1980.

HENDERSON, M. L., “ Two-dimensional Separated Wake Modeling and its Use to Predict Maximum Section Lift Coefficient, “AIAA Paper No. 78-156 , January 1978.

HOWE , M. S. A Review of the Theory of Trailing Edge Noise, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 61, No. 3, , pp. 437-465. 1978

JAEGER, S. M. ; HORNE, W.C. ; ALLEN, C.S. Effect of Surface Treatment von Array Microfone Self-Noise, AIAA-2000-1937, 6th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf., Lahaina, HI.

KENDALL, J. M.; AHYTE, W. F. Noise Generation by a Lifting Wing/Flap Combination at Reynolds Numbers to 2.8×10^6 . AIAA Paper , 80-0035, 1980.

KNEPPER, A. M. Examination of Three Candidate Technologies for High-Lift Devices on an Aircraft Wing. 2005. PHD - Cranfield University, Department of Aerospace Sciences, 2005.

LIN, J. C., ROBINSON, S. K. ; MCGHEE, R. J. Separation control on high Reynolds number multi-element airfoils, AIAA 92-2636 , 1992.

MOLIN, N.; Roger, M.; Barre, S. Prediction of Aircraft High-Lift Device Noise Using Dedicated Analytical Models. AIAA Paper. 2003-3223, 2003.

PIET, J.; MICHEL, U.; BÖHNING, P. Localization of the Acoustic Sources of the A340 with a Large Phased Microphone Array During Flight Tests. AIAA Paper 2002-2506. 2002.

POPE. ALAN ; HARPER , JOHN J. Low-Speed Wind Tunnel Testing . Georgia Institute of Technology, 1966 , John Wiley & Sons , Inc. , New York , London , Sydney.

RADEZRSKY, R. H. , SINGER, B. A. and KHORRAMI, M. R. , Detailed Measurements of a Flap Side-Edge Flow Field, AIAA Paper 98-0700, 1998.

SCANIVALVE CORP. DSMLINK V2.98 INSTALLATION and OPERATION. Liberty Lake, WA, 2005. 61 p.

SCANIVALVE CORP. INSTRUCTION AND SERVICE MANUAL: ZOC 33/64PX and ZOC 33/64PxX2 , Eletronic Pressure Scanning Module, Liberty Lake, WA, 2005.

SCANIVALVE CORP. INSTRUCTION AND SERVICE MANUAL: ZOC 22B/32Px , ZOC22B/32PxX2, ZOC 23B/32Px, ZOC 23B/32PxX2, Electronic Pressure Scanning Module. Liberty Lake, WA, 2005.

SPAID, F.W.; LYNCH, F. T. High Reynolds Number, Multi-Element Airfoil Flowfield Measurements. AIAA Paper 96-0682, 1996.

SMITH, M. G. ; CHOW, L. C. Aerodynamic Noise Sources on High Lift Slats and Flaps, AIAA Paper 2003-3226, 2003.

TAKAHASHI, T. T. Measurement of air flow characteristics using seven-hole cone probes, 1997. NASA Technical Memorandum 112194.

THOMAS, J. MUELLER. Aeroacoustic Measurements . Springer – Verlag Berlin Heidelberg , 2002.

UEHOKA ENTZ, R. M. ; CORREA, L. G. N. Caracterização do escoamento em túnel do tipo soprador utilizando Pitot multifuros. In: Simpósio Internacional de Iniciação Científica da Universidade de São Paulo, 16., 2008, São Paulo. Anais... São Paulo: USP, 2008.

ULF, MICHEL; SILLER, HENRI. Lecture Script: Aircraft Noise Course. Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt e.V. in der Helmholtz-Gemeinschaft, 2010.

VALAREZO, W. O.; DOMINIK, C. J.; MCGHEE, R. J.; GOODMAN, W. L.; PASCHAL , K. B. Multielement Airfoil Optimization for Maximum Lift at High Reynolds Number. AIAA Paper 91-13332, September 1991.

APÊNDICE A

• ESPECIFICAÇÕES DA LABJACK U12

Especificações da Labjack U12
Select U12 specifications
8 Single-Ended, 4 Differential 12-Bit Analog Inputs
± 10 Volt Analog Input Range
PGA with Gains of 1, 2, 4, 5, 8, 10, 16, or 20 V/V
Up to 8 kSamples/Sec (Burst) or 1.2 kSamples/Second (Stream)
Supports Software or Hardware Timed Acquisition
2 Analog Outputs
20 Digital I/O (Up to 50 Hz per I/O)
32-Bit Counter
Watchdog Timer Function
USB 2.0/1.1 Low Speed Interface (Data Rate Information)
Connect Up to 80 LabJacks to One USB Host
Complete Software Control, No Jumpers or Switches
No Power Supply Needed