Serviço de Pós-Graduação EESC/USP

EXEMPLAR REVISADO

Data de entrada no Serviço: 22/04/03

Ass.: *Kamafu*

UM ESTUDO EXPERIMENTAL SOBRE SOPROS LATERAIS A PARTIR DA PONTA DE ASA

Rogério Frauendorf de Faria Coimbra

Tese apresentada à Escola de Engenharia de
São Carlos, da Universidade de São Paulo,
como parte dos requisitos para a obtenção
do título de Doutor em Engenharia
Mecânica

DEDALUS - Acervo - EESC

31100043018

ORIENTADOR: Prof. Dr. Fernando Martini Catalano

**São Carlos
2002**

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **ROGÉRIO FRAUENDORF DE FARIA COIMBRA**

Tese defendida e julgada em 23-08-2002 perante a Comissão Julgadora:

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

Aprovado

Prof. Tit. **WOODROW NELSON LOPES ROMA**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovado

Prof. Dr. **MARCELLO AUGUSTO FARACO DE MEDEIROS**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

Aprovado

Prof. Dr. **ROBERTO DA MOTA GIRARDI**
(Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA)

Aprovado

Prof. Dr. **HÉLIO APARECIDO NAVARRO**
(UNESP/Campus de Rio Claro)

Aprovado

Prof. Associado **ARTHUR JOSÉ VIEIRA PORTO**
Coordenador do Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Mecânica

Profa. Assoc. **MARIA DO CARMO CALIJURI**
Presidente da Comissão de Pós-Graduação

*"The better we understand the nature, more adroitly we can
make use her powers to fly higher, farther and faster"*

Helmut Reichmann
(1941 - 1992)

*À Grace, Rodrigo e Rebecca
com todo o meu amor*

AGRADECIMENTOS:

- ➔ À **Deus**, que sempre iluminou meu caminho;
- ➔ À minha querida esposa Grace, pois sem seu apoio e dedicação, não teria alçado vôos tão altos;
- ➔ Aos meus filhos Rodrigo e Rebecca;
- ➔ Aos meus pais, por terem me educado a seguir meu próprio caminho com determinação;
- ➔ Ao meu orientador, Fernando Martini Catalano, por abrir meus olhos ao maravilhoso mundo da aerodinâmica;
- ➔ Ao professor Roberto da Mota Girardi, por seu impagável auxílio;
- ➔ Aos meus colegas José Antônio, Dawson, Klaus, Jaqueline, Juan Carlos, Carlos De Marqui, Alexandre e Hilton pelo coleguismo e amizade;
- ➔ Ao técnico do LAE, Osnan Ignácio de Faria, pelos maravilhosos modelos aqui utilizados;
- ➔ Aos técnicos da oficina mecânica, pelo feitio das câmaras de sopro;
- ➔ Aos funcionários do LAE, Helenita e Carlinhos;
- ➔ Aos funcionários do Laboratório 'Prof. Feng', do Instituto Tecnológico de Aeronáutica;
- ➔ Aos funcionários da secretária de pós graduação e do departamento de Engenharia Mecânica da USP/ São Carlos;
- ➔ Aos professores do LAE;
- ➔ Aos funcionários do setor de pós graduação da Escola de Engenharia de São Carlos;
- ➔ À professora Marta Salatiel, pela correção do texto deste trabalho.

Meus sinceros agradecimentos!

SUMÁRIO

Capítulo	Página
1. INTRODUÇÃO	001
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	004
2.1. Introdução	004
2.2. Trabalhos Seleccionados	006
2.3. Referência Ilustrada das Configurações de Sopro	
Apresentadas na Revisão Bibliográfica	070
2.4. Posicionamento do Trabalho	081
3. DESCRIÇÃO DO FENÔMENO FÍSICO	083
4. DESCRIÇÃO EXPERIMENTAL	087
4.1. Introdução	087
4.2. Seqüência Experimental	088
4.3. Ensaio no Túnel de Fumaça	090
4.3.1. O túnel de fumaça	090
4.3.2. O modelo de asa utilizado	091
4.3.3. Calibração do conjunto	091
4.3.4. Procedimento experimental	092
4.4. Ensaio em túnel de vento	103
4.4.1. O túnel de vento	103
4.4.2. O modelo ensaiado	103
4.4.2.a O perfil aerodinâmico	104

4.4.2.b	<i>O dispositivo de ponta de asa</i>	105
4.4.2.c	<i>A câmara de sopro</i>	108
4.4.2.d	<i>Dispositivos acessórios</i>	110
4.4.3.	Instrumentação e equipamentos	113
4.4.3.a	<i>Balança aerodinâmica</i>	113
4.4.3.b	<i>Monitoramento da velocidade de escoamento do túnel de vento</i>	113
4.4.3.c	<i>Sistema de aquisição de dados</i>	115
4.4.3.d	<i>Monitoramento da câmara de sopro</i>	116
4.4.4.	Procedimento experimental	118
4.4.4.a	<i>Calibração das câmaras de sopro</i>	118
4.4.4.b	<i>Calibração da balança aerodinâmica</i>	120
4.4.4.c	<i>Montagem experimental</i>	120
4.4.4.d	<i>Condições de ensaios</i>	123
4.4.5.	Correções no túnel de vento	124
4.4.5.a	<i>Força ascensional tridimensional</i>	124
4.4.5.b	<i>Bloqueio sólido tridimensional</i>	126
4.4.5.c	<i>Bloqueio tridimensional devido à esteira</i>	130
4.4.5.d	<i>Curvatura das linhas de corrente</i>	131
4.4.5.e	<i>Correção devido à velocidade induzida para baixo ("downwash")</i>	133
5.	APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS	135
5.1.	Introdução	135
5.2.	Resultados das Visualizações com Fumaça	136

5.2.1. Visualizações com sopro único	137
5.2.2. Visualizações com sopro duplo	140
5.2.3. Visualizações com sopro triplo	149
5.2.4. Discussão dos Resultados	162
5.3. Resultados dos ensaios com balança aerodinâmica	163
5.3.1. Resultados com sopro único	166
5.3.2. Resultados com sopros duplos	175
5.3.3. Resultados com sopros triplos	190
5.3.4. Melhores configurações	202
5.3.5. As melhores configurações entre as melhores	214
5.3.6. Resultados de visualização com fios de lã ("tufts") para as melhores configurações	229
5.3.7. Discussão e análise dos resultados obtidos pelas melhores configurações selecionadas (Item 5.3.5)	236
6. CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES PARA FUTUROS TRABALHOS	245
6.1. Conclusões	245
6.2. Recomendações para trabalhos futuros	247
7. BIBLIOGRAFIA	249
7.1. Artigos pertencentes à Revisão Bibliográfica	249
7.2. Artigos Complementares	254
7.3. Bibliografia Complementar	255
APÊNDICE I	i
APÊNDICE II	ii

APÊNDICE III	iii
APÊNDICE IV	iv
APÊNDICE V	v

LISTA DE FIGURAS

Figura	Descrição	Página
2.1.a	Sopro longitudinal, sobre o flape para o controle de descolamento da camada limite	005
2.1.b	Sopro longitudinal, substituindo o flape como dispositivo hipersustentador	005
2.2	Modelo ensaiado por DIXON (1969)	009
2.3	Desenvolvimento do plano de ar soprado à partir das pontas de asa	011
2.4.a	Esquema do modelo experimental ensaiado por DIXON (1972)	013
2.4.b	Esquema do modelo de sopro lateral aplicado sobre leme vertical ensaiado por DIXON (1972)	013
2.5	Modelos de asa ensaiados por BRADLEY & WRAY (1974)	015
2.6	Esquema do modelo ensaiado por MINECK & CARTER (1974)	016
2.7	Modelo equipado com o dispositivo de sopro ensaiado por YUAN & BLOOM (1974)	019
2.8	Modelo ensaiado por CAMPBELL (1976) para a obtenção do campo de pressões sobre a asa	021
2.9	Modelos de asas ensaiadas por CAMPBELL (1976) para a obtenção das forças e momentos aerodinâmicos	021
2.10	Esquema experimental ensaiado por CLARKE (1976)	023
2.11	Modelos e configurações de saída de sopro ensaiados por ANGLIN & SATRAN (1980)	025
2.12	Configuração de sopro em ponta de asa estudada por WU et al. (1982)	026
2.13	Configuração ensaiada por BRIGGS & SCHWIND (1983)	028
2.14	Configurações das saídas de sopro lateral em ponta de asa, estudada por WU et al. (1983)	030
2.15	Modelo experimental ensaiado por TAVELLA et al. (1985)	035

2.16	Tipos de pontas de asa ensaiadas por TAVELLA et al. (1986)	038
2.17	Sistema de bocais de sopro ensaiados por HUFFMANN et al. (1987)	041
2.18	Aumento do carregamento da asa devido ao sopro lateral nas pontas	042
2.19	Configurações de pontas de asa ensaiadas por SMITH et al. (1990)	048
2.20	Esquema dos modelos ensaiados por RAO (1994)	050
2.21	Efeito da posição do bocal na formação do vórtice de bordo de ataque	051
2.22	Modelo em escala ensaiado por MEYER & SEGINER (1994)	053
2.23	Esquema do modelo experimental ensaiado por MINECK (1995)	055
2.24	Configuração do dispositivo de sopro e modelo de asa ensaiado por JOHARI et al. (1995)	057
2.25	Configuração ensaiada por KARASHIMA & SATO (1996)	059
2.26	Montagem experimental para os ensaios de oscilação, desenvolvidos por YANHUA et al. (1996)	060
2.27	Configuração experimental estudada por JOHARI & MOREIRA (1996)	062
2.28	Modelo de asa delta ensaiada por HONG et al. (1996)	063
2.29	Modelo de aeronave e configuração do dispositivo de sopro testado por LANGAN & SAMUELS (1997) e (1999)	065
2.30	Modelo ensaiado por HOWARD et al. (1998)	067
2.31	Modelo ensaiado por SIMPSON et al. (2000)	068
2.32.	Quadro classificatório das configurações de sopro apresentadas na revisão bibliográfica	069
2.33	Sopro lateral na ponta de asa de moderado enflexamento, à partir de fenda integral	070
2.34	Sopro lateral na ponta de asa de moderado enflexamento, à partir de fenda discreta, simples ou múltiplas	070

2.35	Sopro longitudinal na ponta de asa de moderado enflexamento, através de fenda em extensão tubular no bordo de fuga	071
2.36	Sopro longitudinal na ponta de asa de moderado enflexamento, através de bocal à montante ou à jusante do escoamento	071
2.37	Sopro lateral à partir da fuselagem, sobre asa de acentuado enflexamento, próximo ao bordo de ataque, através de bocais simples ou múltiplos	072
2.38	Sopro lateral à partir da fuselagem através de bocal simples, próximo ao bordo de fuga ou sobre articulação do flape	072
2.39	Sopro lateral à partir do bordo de ataque de asa com acentuado enflexamento, através de fendas integrais ou parciais	073
2.40	Sopro vertical à partir do bordo de ataque com acentuado enflexamento, através de fendas integrais ou parciais	073
2.41	Sopro lateral à partir do eixo do vórtice de asa com acentuado enflexamento, através de bocais simples ou múltiplos	074
2.42	Sopro lateral à partir do eixo do vórtice de asa com acentuado enflexamento, através de bocal em sua porção externa	074
2.43	Esquema da configuração experimental pretendida	082
3.1	Sopro lateral de um fino plano de ar em uma asa retangular	084
3.2	Aumento no carregamento da asa devido ao sopro lateral	085
3.3	Torção do plano de ar devido as diferenças de pressões entre o extradorso e o intradorso e, entre os bordos de ataque e de fuga	085
3.4	Desenvolvimento do plano de ar a jusante do escoamento	085
3.5	Desenvolvimento do plano de ar soprado a partir da ponta de asa em diferentes ângulos	086
4.1	Seqüência dos ensaios experimentais desenvolvidos neste trabalho	089
4.2	O túnel de fumaça	093
4.3	O sistema gerador de fumaça	094

4.4	Esquema do conjunto túnel e gerador de fumaça	095
4.5	Modelo utilizado para os ensaios no túnel de fumaça	096
4.6	Vista lateral - inferior do modelo de asa utilizado nos ensaios no túnel de fumaça	096
4.7.a	Esquema do modelo utilizado para ensaios no túnel de fumaça (vista superior)	097
4.7.b	Esquema do modelo utilizado para ensaios no túnel de fumaça (corte AA')	098
4.7.c	Esquema do modelo utilizado para ensaios no túnel de fumaça (vista lateral)	098
4.8	Esquema de calibração do modelo para ensaio no túnel de fumaça	099
4.9	Registro fotográfico do teste em túnel de fumaça	100
4.10	Túnel de vento utilizado nos ensaios	104
4.11	Perfil NACA 65 ₃ -018	105
4.12	Configuração desenvolvida por SPILLMAN (1978 e 1987)	106
4.13	Esquema do modelo desenvolvido para os ensaios no túnel de vento	107
4.14	Projeto da câmara de sopro	109
4.15	Vista superior do modelo montado no túnel de vento	111
4.16	Vista traseira do modelo montado no túnel de vento	112
4.17	Balança aerodinâmica "Plint & Partners"	114
4.18	Esquema do sistema de aquisição de dados da balança	114
4.19	Sistema de aquisição para monitoramento da velocidade do fluxo	115
4.20	Manômetros utilizados para monitoramento da pressão de estagnação	117
4.21	Sistema de alimentação, monitoramento e regulação da pressão de estagnação	117
4.22	Calibração da câmara de sopro	118

4.23.a	Montagem do sistema para calibração das câmaras	119
4.23.b	Esquema da montagem do sistema de calibração das câmaras	119
4.24	Estação de trabalho pronta para a realização dos ensaios, junto à câmara de ensaios do túnel de vento	121
4.25	Esquema do sistema de alimentação de ar para as câmaras de sopro	121
4.26	Esquema de fixação do modelo na balança aerodinâmica	122
4.27	Determinação do fator λ_3 em função da relação c/t	126
4.28	Determinação dos fatores K_1 e K_3 em função da razão t/c	127
4.29	Determinação do fator σ_1	129
4.30	Incrementos relativos na velocidade de escoamento do túnel de vento em função do ângulo de ataque devido aos efeitos de bloqueios (sólido e esteira)	131
4.31	Variações no ângulo de ataque, sustentação e momento em arfagem devido ao efeito nas linhas de corrente	132
4.32	Consideração da imagem lateral do modelo e da câmara de ensaio	133
4.33	Correções no coeficiente de arrasto devido ao "downwash"	134
5.1	Parâmetros medidos para a determinação da envergadura efetiva	137
5.2	Visualizações com fumaça para sopros únicos	138
5.3	Visualizações com fumaça para sopros duplos	141
5.4	Visualizações com fumaça para sopros triplos	150
5.5	Esquema das variações angulares de cada câmara de sopro	163
5.6	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopro simples	166
5.7	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopro simples	167
5.8	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopro simples	167

5.9	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopro simples	168
5.10	Curva polar de arrasto - sopro simples	168
5.11	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopro simples	169
5.12	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopro simples	170
5.13	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopro simples	170
5.14	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopro simples	171
5.15	Curva polar de arrasto - sopro simples	171
5.16	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopro simples	172
5.17	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopro simples	173
5.18	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopro simples	173
5.19	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopro simples	174
5.20	Curva polar de arrasto - sopro simples	174
5.21	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopros duplos	175
5.22	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopros duplos	176
5.23	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopros duplos	176
5.24	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopros duplos	177
5.25	Curva polar de arrasto - sopros duplos	177
5.26	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopros duplos	178

5.27	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopros duplos	179
5.28	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopros duplos	179
5.29	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopro duplos	180
5.30	Curva polar de arrasto - sopros duplos	180
5.31	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopros duplos	181
5.32	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopros duplos	182
5.33	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopros duplos	182
5.34	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopros duplos	183
5.35	Curva polar de arrasto - sopros duplos	183
5.36	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopros duplos	184
5.37	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopros duplos	185
5.38	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopros duplos	185
5.39	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopros duplos	186
5.40	Curva polar de arrasto - sopros duplos	186
5.41	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopros duplos	187
5.42	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopros duplos	188
5.43	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopros duplos	188

5.44	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopros duplos	189
5.45	Curva polar de arrasto - sopros duplos	189
5.46	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopros triplos	190
5.47	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopros triplos	191
5.48	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopros triplos	191
5.49	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopros triplos	192
5.50	Curva polar de arrasto - sopros triplos	192
5.51	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopros triplos	193
5.52	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopros triplos	194
5.53	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopros triplos	194
5.54	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopros triplos	195
5.55	Curva polar de arrasto - sopros triplos	195
5.56	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopros triplos	196
5.57	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopros triplos	197
5.58	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopros triplos	197
5.59	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopros triplos	198
5.60	Curva polar de arrasto - sopros triplos	198
5.61	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - sopros triplos	199

5.62	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - sopros triplos	200
5.63	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - sopros triplos	200
5.64	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - sopros triplos	201
5.65	Curva polar de arrasto - sopros triplos	201
5.66	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - melhores sopros simples	202
5.67	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - melhores sopros simples	203
5.68	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - melhores sopros simples	203
5.69	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - melhores sopros simples	204
5.70	Curva polar de arrasto - melhores sopros simples	204
5.71	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - melhores sopros duplos	206
5.72	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - melhores sopros duplos	207
5.73	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - melhores sopros duplos	207
5.74	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - melhores sopros duplos	208
5.75	Curva polar de arrasto - melhores sopros duplos	208
5.76	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - melhores sopros triplos	210
5.77	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - melhores sopros triplos	211
5.78	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - melhores sopros triplos	211

5.79	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - melhores sopros triplos	212
5.80	Curva polar de arrasto - melhores sopros triplos	212
5.81	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque - melhores sopros	217
5.82	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque - melhores sopros	218
5.83	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque - melhores sopros	218
5.84	Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque - melhores sopros duplos	219
5.85	Curva polar de arrasto - melhores sopros	219
5.86	Variação do quadrado do coeficiente de sustentação em função do coeficiente de arrasto	220
5.87	Eficiência aerodinâmica em função do coeficiente de sustentação	220
5.88	Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do coeficiente de sustentação	221
5.89	Variação relativa no coeficiente de sustentação	221
5.90	Variação relativa no coeficiente de arrasto	222
5.91	Variação relativa na eficiência aerodinâmica	222
5.92	Variação relativa no coeficiente de sustentação em função da razão coeficiente de jato/ ângulo de ataque	223
5.93	Coeficiente de sustentação efetivo	223
5.94	Incrementos efetivos no coeficiente de sustentação	224
5.95	Variação do parâmetro responsável pela razão de subida	224
5.96	Variação do parâmetro responsável pelo máximo alcance	225
5.97	Variação do centro aerodinâmico	225
5.98	Variação do centro de pressão	226
5.99	Visualizações com fios de lã sobre a superfície da asa	230

5.100	Visualização do vórtice de ponta de asa com fios de lã, distantes à 0,4 e 1,75c	233
5.101	Variação do posicionamento do vórtice de ponta de asa conforme o número de sopros utilizado	235

LISTA DE TABELAS

Tabela	Descrição	Página
01	Quadro resumido dos estudos experimentais apresentados na revisão bibliográfica - geometria dos modelos ensaiados	075
02	Quadro resumido dos estudos experimentais apresentados na revisão bibliográfica - condições de ensaios	078
03	Configurações ensaiadas no túnel de fumaça	101
04	Condições de ensaio no túnel de fumaça	102
05	Distribuição das tomadas de pressão ao longo da envergadura	110
06	Distribuição das tomadas de pressão ao longo da corda	111
07	Condições de ensaio no túnel de vento	123
08	Aumentos percentuais na envergadura efetiva	159
09	Listagem das configurações ensaiadas	164
10	Principais parâmetros obtidos nas melhores configurações	227

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

CTA:	Centro técnico Aeroespacial
EESC:	Escola de Engenharia de São Carlos
HSNLF:	High Speed Natural Laminar Flow;
ITA:	Instituto Tecnológico de Aeronáutica
LAE:	Laboratório de Aeronaves
NACA:	National Advisory Committee for Aeronautics;
NASA:	National Aeronautics and Space Administration;
LEVf:	Leading Edge Vortex Flap ('flape de bordo de ataque que equipa asas com grande enflexamento');
ROC:	Rate of Climb ('razão de subida');
STOL:	Short Take-off and Landing ('aeronave de pouso e decolagem curta');
USP:	Universidade de São Paulo
VTOL:	Vertical Take-off and Landing ('aeronave de pouso e decolagem vertical');

LISTA DE SÍMBOLOS

AR:	alongamento ou razão de aspecto da asa = b_w^2/S ;
AR _{ef} :	alongamento ou razão de aspecto efetivo da asa;
AR _s :	alongamento da fenda = l_s^2/S_s ;
b:	altura e/ou largura da câmara de ensaio do túnel de vento;
b _w :	envergadura da asa;
b _{ef} :	envergadura efetiva da asa (ou virtual);
Δb:	aumento de envergadura efetiva ou penetração do jato no fluxo (= b _{ef} - b _w);
c:	corda do aérofólio;
c _R :	corda da raiz da asa;
c _T :	corda da ponta da asa;
c/t:	espessura máxima relativa do aérofólio;
C _A :	coeficiente de força axial;
C _N :	coeficiente de força normal;
C _D :	coeficiente de arrasto;
C _{Do} :	coeficiente de arrasto da configuração sem sopro;
C _{Di} :	coeficiente de arrasto induzido;
C _{Dp} :	coeficiente de arrasto de perfil;
C _{Dw} :	coeficiente de arrasto induzido por onda de choque;
C _j :	coeficiente de jato (ou de sopro);
	$C_j = 2 \frac{P_e}{q_\infty} \frac{S_f}{S_w}$
C _L :	coeficiente de sustentação;

C_{Lo} :	coeficiente de sustentação da configuração sem sopro;
C_M :	coeficiente do momento em arfagem (" <i>pitch moment</i> ") ;
C_{Mac} :	coeficiente do momento em arfagem (" <i>pitch moment</i> ") no centro aerodinâmico;
CP:	centro de pressão;
C_P :	coeficiente de pressão;
C_T :	coeficiente de empuxo;
$C_{T(L)}$:	coeficiente de empuxo na direção da sustentação;
$dC_L/d\alpha$:	variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque;
dp/dl :	gradiente de pressão estática na câmara de ensaio do túnel de vento;
e:	índice de eficiência de "Oswald";
g:	aceleração da gravidade;
G:	fator de carga relativa à aceleração da gravidade;
K:	coeficiente angular da curva $C_D \times C_L^2$;
ls:	comprimento da fenda;
L/D (ou C_L/C_D):	eficiência aerodinâmica;
L/Do (ou C_L/C_{Do}):	eficiência aerodinâmica da configuração sem sopro;
M:	número de Mach;
Pe:	pressão de estagnação no interior da câmara de sopro;
q_∞ :	pressão dinâmica do escoamento no túnel de vento;
Re:	número de Reynolds;
s:	semi-envergadura da asa = $b/2$;
S ou S_w :	área da asa;
Ss ou S_f :	área da fenda;
ts:	altura da fenda;

U_o :	velocidade do fluxo livre (ou infinito);
U_{oef} :	velocidade do fluxo livre efetivo no túnel de vento;
V_j :	velocidade do jato;
V_j/U_o :	razão entre as velocidades do jato e do fluxo livre;
V_a :	velocidade axial do vórtice;
X_{ac} :	centro aerodinâmico;
α :	ângulo de ataque ou incidência da asa (ou aérofólio);
α_i :	ângulo de ataque ou incidência induzida da asa (ou aérofólio);
β :	ângulo de desvio lateral ("side slip");
δ :	ângulo de enflexamento da asa;
δ_j :	ângulo de enflexamento do jato (ou sopro);
δ_{LE} :	ângulo de enflexamento do bordo de ataque da asa;
δ_{TE} :	ângulo de enflexamento do bordo de fuga da asa;
γ :	ângulo de inclinação lateral ("bank angle");
λ :	razão de afilamento da asa = c_T/c_R ;
ψ :	ângulo de diedro da asa;
θ_o :	ângulo de saída do sopro em relação ao plano da asa ou do modelo;

RESUMO

COIMBRA, R.F.F. (2002) *Um estudo experimental sobre sopros laterais a partir da ponta de asa*. São Carlos, 2003. 256p. Tese (Doutorado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

O uso de sopro lateral a partir da ponta de uma asa, desloca para fora seus vórtices de ponta, aumentando sua envergadura efetiva. Este aumento reflete em incremento na sustentação da asa e redução em seu arrasto induzido. O presente estudo pesquisou, através de ensaios em túnel de vento, uma configuração de sopro lateral a partir da ponta de asa, cujo sopro foi efetuado através de três fendas dispostas ao longo da corda da ponta de um modelo de asa. Cada fenda era individual, ou seja, sua alimentação de ar, regulação da intensidade do sopro e posicionamento do ângulo de saída do jato em relação ao plano da asa, eram independentes. Desta forma, ensaiaram-se vários posicionamentos angulares relativos entre as fendas e configurações com um, dois ou três sopro(s). Os resultados obtidos demonstraram que todas as configurações ensaiadas promoveram incrementos na sustentação e reduções no arrasto da asa e, geralmente, quanto maior o número de sopros, maiores foram os ganhos. Entretanto, algumas configurações com sopros duplos apresentaram benefícios aerodinâmicos superiores àqueles demonstrados pelos sopros triplos. Portanto, pode-se obter benefícios aerodinâmicos com configurações de sopro que demandem menor massa de ar e, no caso de uma aeronave equipada com tal dispositivo, significar-se-á menor sangria de ar do(s) motor(es).

Palavras-chave: aerodinâmica; ponta de asa; sopro lateral.

ABSTRACT

COIMBRA, R.F.F. (2003) *Multiple lateral wingtip blowing: an experimental study*. São Carlos, 2003. 256p. Tese (Doutorado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

Lateral wing tip blowing device displaces wing tip vortices outboard and increases the effective span of the wing. The increase in wing span increases lift and reduces induced drag. This study, which included tests in the wind tunnel, tested a lateral wing tip blowing device in which the jets flow exit was from three longitudinal slots on a wing tip model. Jet intensity and angular position could be individually regulated for each slot. Various angular positions of the slots were tested and were also tested one, two or three plenum chambers operating. Results shown that all the blowing configurations increased lift and reduced drag. Some double jet configurations, using reduced jet coefficient, demonstrated aerodynamic improvements than those with triple jets. Therefore, localized lateral wing tip blowing devices provides aerodynamic improvement than full cord lateral jets and yet, uses less engine bleed air.

Keywords: aerodynamics; wing tip blowing; multiple blowing.

1. INTRODUÇÃO

Nos primeiros anos do século XX, o aeroplano efetuou seu primeiro vôo com sucesso e, não tardou para que o homem vislumbresse suas excelentes possibilidades como meio de transporte e poderosa arma de guerra. Desde então, o desenvolvimento da ciência envolvida no ato de voar tem alcançado proporções inimagináveis para a época. Apenas sessenta anos após os primeiros vôos de Santos Dumont, o homem já estava voando à velocidades seis vezes maiores que a velocidade do som e à altitudes sub-orbitais com um avião-foguete.

A crescente necessidade de aviões mais rápidos, capazes de voar mais alto, carregando maior carga útil, cobrindo distâncias mais longas e com qualidades de manejo adequadas à sua função, obrigou a um conhecimento cada vez maior dos fenômenos envolvidos em um vôo.

A principal ciência envolvida no ato de voar, a que mais desenvolveu-se desde os primórdios da aviação e que continua em grande desenvolvimento atualmente, é a aerodinâmica.

Os aerodinamicistas sempre se preocuparam com todos os componentes do avião que estivessem imersos no escoamento do ar e, empenharam-se em projetar formas aerodinâmicas muito otimizadas. Mas nenhum componente recebeu maior atenção que a asa, pois trata-se da alma da aeronave. Seu projeto está relacionado diretamente com o perfil da aeronave ou seja, com a missão para o qual está sendo concebida.

Apesar dos aerodinamicistas conseguirem desenvolver asas adequadas à missão de uma aeronave, o grande desafio é conseguir que esta asa seja também eficiente em todas as condições de vôo no qual o avião estará sujeito. O exemplo mais ilustrativo, pois reflete um dos maiores desafios desde a quebra da barreira do som por um avião, é o caso de uma aeronave supersônica. Capaz de voar à altas velocidades o avião supersônico possui asas que operam em alta eficiência quando em vôo supersônico mas, em baixas velocidades, tem sua performance comprometida.

Para contornar problemas semelhantes, os aerodinamicistas vem pesquisando e desenvolvendo artifícios que permitam maior eficiência nas operações de pouso e decolagem. Nestas condições, as asas necessitam de dispositivos hipersustentadores, capacitando-as à produzir maior sustentação para reduzir desta forma, a velocidade de pouso.

Existem vários dispositivos hipersustentadores mas, sem dúvida, o mais famoso e utilizado é o flape. O flape promove um aumento na sustentação da asa, por meio de um aumento do arqueamento (ou câmber) do aerofólio, e alguns tipos também promovem o aumento da corda do aerofólio (por exemplo, o flape "fowler").

Dentre os vários artifícios que promovem aumento na sustentação, estão os dispositivos de sopro. Estes dispositivos apresentam grande flexibilidade em sua configuração e operação, além da possibilidade de equiparem qualquer asa, sem alteração de sua geometria externa.

Os dispositivos de sopro podem ser também empregados como meios para aumentar a eficiência da asa, controlando a camada limite, substituindo as tradicionais superfícies de comando, auxiliando na estabilidade estática e dinâmica da aeronave e ainda, atenuando a esteira de turbulência. Os jatos podem ser soprados à partir da fuselagem ou da asa; sobre o extradorso ou no intradorso; à frente do bordo de ataque e a montante do bordo de fuga; à montante, transversalmente ou à jusante do fluxo principal; ao longo da envergadura da asa ou somente em regiões pré-determinadas; através de fendas, bocais (fixos ou móveis), e furos; enfim, quaisquer outras formas imagináveis. Estes arranjos podem ser utilizados sozinhos ou em conjunto, equipando desde asas retangulares com grande alongamento até asas altamente enflexadas (tipo 'delta') e a intensidade do jato pode também ser variado. Portanto, as configurações que se pode implementar com os dispositivos de sopro, são ilimitadas.

Entretanto, um dispositivo tão promissor tem um preço à ser pago: a alimentação de ar para o sopro provém do grupo motopropulsor (principalmente de motores à reação) e esta extração de ar pode reduzir o rendimento do(s) motor(es), caso seja excessiva. Desta forma, o emprego desses dispositivos está, atualmente, limitado à aeronaves equipadas com motores superdimensionados, capazes de garantir o desempenho do avião, mesmo com potências reduzidas. Até o momento,

poucas aeronaves, exclusivamente as militares, empregaram algum tipo de dispositivo de sopro. Portanto, para que o seu uso possa ser mais amplamente utilizado, muito tem-se pesquisado para otimizar estes dispositivos, de forma que possam ser mais eficazes mesmo operando com intensidades reduzidas (menor massa de ar 'sangrada' do(s) motor(es)).

O presente trabalho pesquisa a aplicação de um dispositivo de sopro na região da ponta de uma asa retangular de pequeno alongamento, buscando explorar alguns conceitos estudados no passado, para obter assim, maiores benefícios nos parâmetros aerodinâmicos.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. INTRODUÇÃO

Os dispositivos de sopro podem ser empregados como meios para aumentar a eficiência aerodinâmica em uma asa, controlando a camada limite, substituindo as tradicionais superfícies de comando, auxiliando na estabilidade estática e dinâmica de uma aeronave e/ou atenuando a esteira de turbulência. Sua condição de operação é muito flexível uma vez que pode soprar com intensidades variáveis ou mesmo não ser empregado (pode-se pensar num dispositivo de sopro, nos mesmos moldes de operação de um flape o qual pode não ser empregado ou ser utilizado em várias posições intermediárias).

Em se tratando de dispositivos de sopro aplicados em asas, estes podem ser divididos em dois grupos principais: sopros longitudinais e sopros laterais. O primeiro sopra na direção principal do escoamento da asa (longitudinal), como apresentado nas Figuras 2.1.a e 2.1.b. Este tipo de dispositivo é principalmente empregado para controle da camada limite e substituição (ou incremento) de dispositivos hipersustentadores como o flape. Seu funcionamento está intimamente ligado ao efeito 'coanda'.

Os sopros laterais são dispositivos cujo jato é direcionado transversalmente em relação ao escoamento principal da asa. Seu posicionamento pode ser na fuselagem próximo à raiz da asa, na região da ponta de asa, ou ainda em regiões intermediárias. Tratando-se especificamente de sopros em ponta de asa, estes possuem um leque muito grande de configurações uma vez que o sopro pode ser direcionado em vários ângulos, tanto no plano horizontal (da asa) como no plano vertical. A aplicação dos sopros laterais abrange desde asas retangulares e com grande alongamento até asas altamente enflexadas e com baixíssimo alongamento (ou razão de aspecto), como a asa delta, por exemplo. Este trabalho estuda a aplicação de sopro lateral na ponta de uma asa retangular e com baixo alongamento.

O estudo da aplicabilidade dos dispositivos de sopro laterais não é recente sendo que muitos estudos foram desenvolvidos nos últimos quarenta anos. A revisão

bibliográfica apresentada a seguir faz um apanhado cronológico desses estudos, não limitando-se a sopros em pontas de asa, mas apresentando os dispositivos de sopro laterais de modo geral. Além do texto resumido dos trabalhos selecionados, fazem parte da revisão bibliográfica: uma tabela classificatória, uma referência ilustrada das configurações de sopro laterais e tabelas resumidas das condições de ensaio e dos modelos testados pelos autores.

Figura 2.1.a. Sopro longitudinal, sobre o flape para o controle de descolamento da camada limite (*Extraído de Houghton & Carpenter (1993) Aerodynamics for Engineering Students, Halsted Press, N.Y., 4ª ed., p.453*).

Figura 2.1.b. Sopro longitudinal, substituindo o flape como dispositivo hipersustentador (*Extraído de Houghton & Carpenter (1993) Aerodynamics for Engineering Students, Halsted Press, N.Y., 4ª ed., p.453*).

2.2. TRABALHOS SELECIONADOS

WAUGH et al. (197) apresentaram o conceito estudado por J. D. Brooks, sobre o aumento na sustentação em um estabilizador de torpedo, através da injeção de fluido à partir da ponta da aleta. Brooks explorou a idéia, uma vez que o tamanho das aletas estabilizadoras de um torpedo são restritas ao diâmetro deste. Portanto, as dimensões reduzidas destas, não são suficientes para garantir a estabilidade almejada pelos projetistas.

O autor ensaiou em túnel de água, aletas com pequeno alongamento ($0,62 < AR < 2$) onde o fluido era injetado através de uma fenda em sua ponta, de forma à produzir uma extensão em sua envergadura. O plano formado atuava como uma barreira que reduzia o fluxo ao redor da ponta da aleta, tornando o escoamento sobre esta semelhante ao de uma aleta com maior alongamento.

O aumento na sustentação obtido por este dispositivo depende da intensidade do coeficiente de jato (C_j) empregado. A configuração de aleta com o menor alongamento ($AR = 0,62$) e maior coeficiente de jato ($C_j = 0,13$), apresentou um aumento na sustentação cinco vezes maior quando comparado à mesma aleta sem o uso do jato ($C_j = 0$).

Concluiu-se que o emprego deste dispositivo pode ter grande aplicação para aletas cuja envergadura é limitada e quando o acréscimo no arrasto total tem importância secundária.

CARAFOLI (1962) apresenta um estudo teórico sobre a influência de sopros laterais a partir da ponta, na sustentação de uma asa retangular. O autor compara os resultados obtidos com dados experimentais prévios de sopro lateral, sopro longitudinal sobre a asa ("jet flap") e a combinação entre essas duas configurações. O sopro lateral produz um plano de ar soprado à partir de uma fenda cujo comprimento era igual ao da corda da asa e estava localizada na ponta, no mesmo plano desta. Deste modo era como se a asa possuísse uma extensão fluida que aumentava sua envergadura e portanto o alongamento.

Devido à complexidade do fenômeno envolvido, a teoria apresentada concordava qualitativamente com os resultados experimentais. Comparando-se o sopro longitudinal com o sopro combinado (lateral + longitudinal), este último apresentou ganhos na sustentação superiores. Já entre o sopro lateral e o longitudinal, maior sustentação é alcançada com o sopro lateral.

Carafoli estudou também o sopro lateral defletido para baixo à 45° e verificou maior benefício na sustentação, quando comparado ao sopro lateral no mesmo plano da asa.

LLOYD (1963) desenvolveu estudos experimentais em túnel de vento para a verificação e continuidade do trabalho iniciado por CARAFOLI (1962), sobre as características aerodinâmicas de uma asa equipada com sopro de um plano de ar lateral, à partir da ponta, no mesmo plano desta. O autor estendeu a teoria apresentada por CARAFOLI (1962) apresentando uma equação para a determinação do arrasto induzido (C_{Di}). Entretanto, a comparação dos cálculos de C_{Di} com os resultados experimentais não foi feita.

Para os ensaios, empregou-se um modelo de asa retangular com alongamento (AR) 2 e perfil NACA 0015; a variação do ângulo de ataque foi de 0° à 27,5° e o coeficiente de jato (C_j) de 0 à 2,51. O número de Reynolds foi fixado em $2,5 \times 10^5$ devido à deflexão máxima permissível da balança aerodinâmica empregada.

Os resultados obtidos levaram às seguintes observações e conclusões:

- a) o uso do sopro lateral aumenta o $dC_L/d\alpha$ e o C_L máximo. Entretanto, a razão $dC_L/d\alpha$ sofre decréscimos com o aumento da incidência pois, aumentando-se o ângulo de ataque a extensão fluida da asa enverga-se para cima mais rapidamente reduzindo o alongamento efetivo da asa;
- b) a presença do sopro lateral promove uma sucção no bordo de fuga, no extradorso da ponta de asa, atrasando o descolamento da camada limite nesta região, aumentando o C_L máximo;
- c) grandes coeficientes de jato provocam grandes aumentos na sustentação mas, coeficientes de sopro moderados promovem ganhos 'relativos' ($\% \Delta C_L$) maiores;

- d) mantendo-se o ângulo de ataque constante e variando-se o coeficiente de jato, o arrasto diminui com o aumento do coeficiente de jato (C_j); este comportamento foi observado com o modelo fixo, em pequeno e médio ângulo de ataque; já em grandes ângulos de ataque o arrasto é incrementado.

DIXON (1969) apresenta um estudo experimental para avaliar o potencial de um dispositivo de sopro lateral, sobre uma asa, a partir da fuselagem. Os ensaios foram desenvolvidos em túnel de vento com um modelo de asa, semi-envergadura, cujo perfil era uma placa plana com bordo de ataque 'pontiado'. Adicionou-se ao modelo um flape de bordo de fuga e outro de bordo de ataque. O primeiro estendia-se por 25% da corda da asa principal e o segundo por 7,5%.

O dispositivo de sopro consistia de um bocal circular posicionado na fuselagem de modo à soprar sobre a asa na região próxima ao bordo de ataque; outro bocal foi colocado sobre a junção asa-flape de bordo de fuga e foi testado quando este estava estendido à 70° (ver Figura 2.2).

Os ensaios foram desenvolvidos à uma velocidade de 20 m/s e número de Reynolds (Re) $1,75 \times 10^5$; o coeficiente de jato máximo testado era 0,82. Os dados foram obtidos através de tomadas de pressão no extradorso da asa e complementados com ensaios de visualização. Verificou-se ainda a influência do posicionamento e tamanho do bocal principal, do formato do bordo de ataque ('pontiado' ou arredondado) e comparou-se os dados obtidos para a melhor configuração, com os apresentados por YUAN et al (1966) e por KORBACHER & SVIDHAR (1960), que pesquisaram o dispositivo de sopro conhecido por "jet flap".

O dispositivo ensaiado promoveu aumentos na sustentação máxima na ordem de 225% (C_L máximo 0,8 sem sopro e C_L máximo 2,6 com $C_j = 0,82$); além disso, o uso simultâneo do segundo bocal sobre o bordo de fuga produz aumentos adicionais na sustentação com reduzido coeficiente de jato (C_j). O melhor posicionamento obtido para o bocal principal foi à 25% da corda da raiz e uma vez e meia o valor do seu diâmetro, acima da superfície da asa. O mecanismo físico responsável por tais resultados deve-se ao fato do jato incrementar o vórtice produzido no bordo de

ataque (“*vortex lift*”), tornando-o mais estável e duradouro em ângulos de incidência maiores e promovendo desta forma, aumento na sustentação induzida por vórtice.

Os resultados obtidos demonstraram, segundo o autor, que o conceito investigado possui os seguintes potenciais:

- a) aumento do controle efetivo da empenagem, através de sopro sobre esta, durante o pouso e decolagem de aeronaves 'STOL' ou na transição de regime de voo de aeronaves 'VTOL';
- b) aumento da efetividade do aileron;
- c) controle de separação no bordo de ataque devido ao uso de flapes nesta região;
- d) controle do escoamento sobre flapes de bordo de fuga defletidos à grandes ângulos;
- e) controle dos vórtices de bordo de ataque em asas delta.

O autor conclui ainda que o dispositivo testado é quase tão eficiente, aerodinamicamente falando, quanto o “jet flap”. Entretanto, a simplicidade que o dispositivo apresenta para sua incorporação em uma aeronave, torna-o compensador, quando pesam-se itens como peso e complexidade mecânica.

Figura 2.2. Modelo ensaiado por DIXON (1969)

CARAFOLI & CAMARASESCU (1971) apresentam considerações teóricas e resultados experimentais sobre uma asa com sopro lateral à partir das pontas, na direção da envergadura e no mesmo plano da asa. O sopro era efetuado através de uma fenda cujo comprimento era praticamente o mesmo da corda do aerofólio e a altura constante.

Nas considerações teóricas os autores discutiram sobre o fenômeno partindo do princípio que o sopro à partir da fenda é um plano de ar. Este plano de ar, ao interagir com o fluxo ao redor da asa, sofre uma torção que altera seu ângulo de incidência e, uma deflexão que varia ao longo de sua envergadura. O jato de ar possui uma envergadura útil de penetração na qual o aumento de torção, e portanto de incidência, acarreta um incremento na circulação da asa. Além disso, o efeito de sucção causado pelo jato no extradorso da asa, atrasa o descolamento do fluxo de ar sobre esta, acarretando um aumento na sustentação mesmo à grandes ângulos de ataque. Quando a deformação do plano de ar torna-se excessivo, este transforma-se numa superfície frontal que é arrastado pelo fluxo principal. Os autores observaram que o plano de ar faz um "loop" circular aproximado (helicóide) apresentado na Figura 2.3.

Os experimentos foram efetuados em túnel de vento com asas de alongamento (AR) pequeno. Empregaram-se quatro asas retangulares com perfil simétrico e biconvexo e alongamentos 0,6, 1, 1,5 e 2, respectivamente. O suprimento de ar foi fornecido por um compressor. Para que fosse garantida uma distribuição uniforme da velocidade do jato ao longo da fenda, instalaram-se vários defletores no interior da asa, por onde escoava o ar proveniente do compressor. Mediu-se somente a sustentação através de uma balança aerodinâmica. O coeficiente de jato (C_j) variou de zero até 1, com incrementos de 0,25.

À partir dos gráficos apresentados concluiu-se que os maiores aumentos na sustentação foram obtidos para coeficientes de jato maiores ($C_j=1$) e alongamentos menores (AR=0,6). Neste caso, observou-se um aumento no ângulo de estol da asa.

KANTHA et al. (1972) apresentam os resultados de um estudo experimental qualitativo sobre sopro em ponta de asa. O objetivo deste trabalho era observar os

efeitos sobre os vórtices de ponta de asa, que poderiam ocorrer devido a injeção de ar, diretamente, dentro do miolo do vórtice de ponta de asa. Empregou-se um modelo de asa retangular com perfil NACA 0012, cuja saída do jato circular estava posicionada na ponta de asa, de modo a soprar para jusante do escoamento não perturbado, diretamente no centro do vórtice. O diâmetro deste bocal podia ser alterado de maneira a estudar-se os efeitos devido à variações no fluxo de massa e quantidade de movimento do sopro (C_j).

Utilizando-se fumaça, visualizou-se o comportamento do vórtice e estas observações mostraram que a presença do sopro dispersa rapidamente o vórtice de ponta de asa e, ainda, que este fenômeno parece ser governado pela quantidade de movimento do jato e independe de seu fluxo de massa. Os autores concluem que o emprego deste dispositivo aumenta a velocidade axial do vórtice de maneira suficientemente maior que a sua velocidade tangencial, conduzindo-o à comportar-se como um jato turbulento e, portanto, dispersando-o rapidamente.

Figura 2.3. Desenvolvimento do plano de ar soprado à partir das pontas de asa.

[Extraído de CARAFOLI & CAMARASESCU (1971)]

DIXON (1972) desenvolveu ensaios experimentais para avaliar os benefícios e as aplicações práticas de sopro lateral à partir de um bocal na fuselagem, sobre o

extradorso de flapes de bordo de fuga e, também, sobre o leme vertical. A primeira configuração foi testada em um modelo em escala ('1:22') de um caça F-8 da Marinha americana (a Figura 2.4.a. apresenta o modelo), onde a deflexão máxima do flape era 62,5°; o melhor posicionamento do bocal foi investigado, deslocando-o tanto horizontalmente como verticalmente e, o coeficiente de jato máximo testado foi 0,038. Os resultados obtidos nesta configuração foram comparados com os disponíveis para sopro longitudinal sobre flapes, que equipa a aeronave em questão. A segunda configuração foi ensaiada em um modelo de cone de cauda em 'T' similar ao de uma aeronave 'STOL', com o leme defletido à 35° conforme apresenta o esquema da Figura 2.4.b. Este trabalho é uma continuação daquele anteriormente apresentado pelo mesmo autor (DIXON, 1969).

Os resultados obtidos para ambas configurações mostraram que:

- a) o uso do dispositivo de sopro lateral sobre flapes produz um incremento considerável na sustentação e não altera a razão L/D para C_L 's até a unidade; deste modo pode reduzir em 39Km/h (~20kt) a velocidade de aproximação de um caça F-8, com um coeficiente de jato de 0,02;
- b) aerodinamicamente, o conceito do sopro lateral garante as mesmas vantagens do sopro longitudinal mas, mecanicamente, é mais vantajoso devido sua simplicidade;
- c) fenômenos adversos no arrasto e no momento em arfagem ("pitch moment") não foram observados mas, a efetividade do estabilizador é menor; entretanto tal comportamento pode ser facilmente corrigido com novo posicionamento do plano horizontal;
- d) o dispositivo provou ser mais efetivo desde que o bocal esteja posicionado à um diâmetro acima do extradorso do flape e entre 25% e 40% de sua corda;
- e) o uso de sopro sobre o leme demonstrou resultados favoráveis, apesar dos ensaios desenvolvidos serem efetuados de forma 'grosseira'; entretanto a efetividade da configuração decaiu com o aumento do ângulo de desvio lateral (β , "side slip"), provavelmente devido ao estol no bordo de ataque do plano vertical.

Figura 2.4.a. Esquema do modelo experimental ensaiado por DIXON (1972)

Figura 2.4.b. Esquema do modelo de sopro lateral aplicado sobre leme vertical ensaiado por DIXON (1972)

JARVINEN (1973) apresenta os resultados de ensaios em túnel de vento com um modelo de asa retangular, em cuja ponta havia um bocal por onde soprava-se um jato de ar para montante do escoamento não perturbado. O objetivo era estudar as modificações no vórtice de ponta de asa devido ao emprego deste dispositivo.

Empregando fumaça para visualização e um medidor de vorticidade posicionado à sete vezes a medida da corda do aerofólio (7c) atrás do bordo de fuga na região da ponta, o autor verificou a rápida dispersão do vórtice de ponta de asa; sua intensidade reduziu-se próximo à zero com coeficientes de jato (C_j) 0,0075.

Comparando-se estes resultados com os apresentados por KANTHA et al. (1971), concluiu-se que o jato colocado para montante do escoamento é mais efetivo em reduzir a vorticidade do que posicionado à jusante. A explicação para tal fato é que a interação do jato soprado para frente é instável e esta instabilidade é carregada para o vórtice, ocasionando sua antecipada dispersão.

BRADLEY & WRAY (1974) investigaram experimentalmente os efeitos de um sopro lateral à partir da fuselagem sobre três modelos de asa típicos para uma aeronave de combate moderna. Os modelos de asa eram: 'delta' com enflexamento do bordo de ataque à 60° , 'trapezoidal' com enflexamento à 40° e 'trapezoidal' equipada com "strakes" (prolongamentos no bordo de ataque na raiz da asa, junto a fuselagem). A Figura 2.5 apresenta um esquema dos três modelos testados. O sistema de sopro empregado consistia em um bocal circular cuja saída era paralela ao bordo de ataque e estava posicionado entre 10% e 20% da corda da raiz da asa (c_R).

Os resultados obtidos mostraram que a melhor posição do bocal para a asa 'delta' era à 10% da c_R ; já para a asa 'trapezoidal' foi à 20% e no caso da 'trapezoidal com strakes', o posicionamento era indiferente. O uso do sopro nos três modelos de asa apresentou ganhos significativos na sustentação e atrasos no destacamento do vórtice produzido no bordo de ataque. Entretanto, o sopro sobre a asa 'delta' com coeficientes de jato moderados, indicou aumentos na sustentação superiores aos apresentados pelos outros modelos de asa. Isto deve-se ao fato de que, asas 'delta', por terem maior enflexamento, possuem uma tendência natural à formação do vórtice no bordo de ataque, produzindo a sustentação por vórtice ("vortex lift"); portanto o

sopro atua de maneira à estabilizar este vórtice já existente enquanto que, nas demais configurações (que possuem menor enflexamento), o jato também auxilia a formação do vórtice e, uma vez formado, o mantém estável sobre a superfície da asa.

Os autores verificaram também os benefícios ocasionados pelo uso do sopro sobre o "strake" do modelo de asa equipada com este dispositivo e, concluíram que esta configuração de sopro é benéfica para grandes incidências. Entretanto, soprando-se sobre a asa, maiores ganhos na sustentação são obtidos para baixos e médios ângulos de ataque.

O uso de altos coeficientes de jato (C_j) podem ainda aumentar o alongamento efetivo da asa (A_{Ref}) pois permitem que o vórtice do bordo de ataque estenda-se até as pontas da asa, aumentando sua área de atuação e portanto a sustentação.

Figura 2.5. Modelos de asa ensaiados por BRADLEY & WRAY (1974)

MINECK & CARTER (1974) desenvolveram um estudo experimental para determinar as características aerodinâmicas de uma asa voando na proximidade do solo, equipada com dispositivo de sopro lateral à partir da ponta da asa. O formato em planta do modelo testado era retangular com alongamento 1, cuja seção era composta por um aérofólio Glenn Martin 21 com espessura máxima 11% e intradorso retificado a partir de 30% da corda.

O dispositivo de sopro estava posicionado no intradorso da ponta de asa estendendo-se por toda a corda e podia ser posicionado de modo a soprar no plano da asa (0°), verticalmente (90°) e à 135° . A Figura 2.6 apresenta o esquema do modelo testado. Variações na altura do modelo em relação ao solo foram feitas (6% à 163% da corda da asa), assim como no ângulo de incidência ($-4^\circ < \alpha < 15^\circ$); a velocidade do escoamento era 22 m/s, correspondendo ao número de Reynolds (Re) de $1,84 \times 10^6$ e o coeficiente de jato máximo era 0,5.

Os resultados obtidos levaram às seguintes conclusões:

- a) aumentando-se a intensidade do sopro, aumenta-se o $dC_L/d\alpha$, assim como a razão L/D máxima;
- b) em ângulos de ataque positivos, o modelo apresentou-se estável tanto em altura quanto no momento em arfagem ("pitch moment"); reduzindo-se a altura relativa ao solo, aumenta-se a estabilidade.

Figura 2.6. Esquema do modelo ensaiado por MINECK & CARTER (1974).

YUAN & BLOOM (1974) investigaram experimentalmente o potencial de um dispositivo de sopro em ponta de asa, para a redução dos vórtices ali presentes; simultaneamente, investigaram a performance aerodinâmica da asa equipada com este dispositivo. O sistema consiste de um tubo circular pequeno conectado à ponta de asa próximo ao bordo de fuga e com seu eixo paralelo ao eixo transversal da asa; este tubo possui uma fenda por onde sopra-se um plano de ar dirigido para baixo aproximadamente perpendicular a velocidade do fluxo livre. A Figura 2.7 apresenta um esquema do dispositivo testado. A asa retangular possuía um alongamento de 6,9 e aerofólio NACA 0018-64 em toda sua extensão; o ângulo de ataque variou de -2° à 22° em intervalos de 2° , o número de Reynolds (Re) era $5,4 \times 10^5$ e o coeficiente de jato máximo testado foi 0,043.

Em relação à redução dos vórtices de ponta de asa, os resultados demonstraram que o dispositivo de sopro é efetivo tanto no miolo do vórtice como também em suas vizinhanças. Medições em planos perpendiculares atrás do bordo de fuga da asa mostraram que o sopro interage com o vórtice reduzindo a velocidade induzida para baixo ("downwash") na parte interna à ponta de asa, assim como reduz a velocidade induzida para cima ("upwash") em sua parte externa, explicando a redução no momento de rolagem do vórtice.

O emprego do dispositivo de sopro incrementou o C_L máximo em 12% e o C_D mínimo foi reduzido em até 95%. Os autores supuseram que este comportamento é devido ao empuxo fornecido pelo sopro e também à circulação no tubo induzida por este.

CAMPBELL (1975) desenvolveu ensaios experimentais em túnel de vento para investigar o emprego de sopro lateral a partir da fuselagem, sobre o extradorso de uma asa trapezoidal, conforme apresentado na Figura 4. O objetivo deste dispositivo é incrementar a sustentação induzida por vórtice ("vortex lift").

Os dados experimentais foram obtidos através de tomadas de pressão distribuídas sobre o extradorso e o intradorso do modelo que possuía o bordo de ataque enflexado à 44° , alongamento (AR) 2,5 e aerofólio simétrico composto por arco circular. Os ensaios foram conduzidos ao número de Mach (M) 0,26 e número

de Reynolds (Re) $5,2 \times 10^5/m$; o ângulo de ataque do modelo variou de 0° à 24° , o coeficiente de jato máximo era 0,18 e avaliou-se ainda a influência do posicionamento do bocal (vertical, horizontal e angular) nas características aerodinâmicas.

Os resultados obtidos levaram às seguintes conclusões:

- a) o dispositivo de sopro oferece incrementos substanciais na sustentação em ângulos de ataque elevados, onde os maiores efeitos são sobre a parte interna (próxima à raiz) da asa;
- b) o emprego do sopro aumentou o C_L máximo, o $dC_L/d\alpha$ e o ângulo de ataque (α) máximo, mas pouco influência o arrasto e o momento em arfagem ("pitch moment");
- c) aumentando-se o coeficiente de jato (C_j) incrementa-se o carregamento da asa; entretanto, os maiores aumentos foram observados na região da raiz prevenindo incrementos no momento fletor;
- d) o uso do sopro permitiu ao modelo de asa trapezoidal desenvolver completa sustentação induzida por vórtice como ocorre naturalmente em asas com grande enflexamento; além disso, o uso da teoria aplicada à asas 'delta' ("leading edge suction analogy", POLHAMUS-1971) demonstrou ser adequada para o caso pesquisado, estimando razoavelmente bem os incrementos na sustentação e variações no arrasto;
- e) dentro das variações de ângulos de ataque e coeficientes de jato, o posicionamento do bocal que apresentou os maiores benefícios na sustentação foi o locado à 23% da corda da raiz da asa, à 1 diâmetro acima do extradorso e enflexado à 44° (paralelo ao bordo de ataque).

CARAFOLI & NEAMTU (1976) apresentam um modelo teórico para simular o efeito devido ao sopro de um jato de ar plano à partir da ponta de asa, na direção da envergadura. Este modelo matemático leva em consideração variações no ângulo formado entre o plano da asa e do jato de ar, ou seja, a inclinação em relação à horizontal.

A idéia básica, consiste em considerar o plano de jato lateral comportando-se como uma asa fluida, o qual é deformada pelas diferenças de pressões atuantes entre as superfícies superior e inferior.

A determinação da distribuição das diferenças de pressões no plano de jato é feito empregando-se a teoria da superfície de sustentação. O plano de jato é substituído por um sistema de vórtices colados ao longo da envergadura, cujas intensidades variam de um ponto à outro. A aplicabilidade da teoria da superfície de sustentação é válida em toda porção vizinha à saída do jato. Mas em sua extremidade, o fluxo começa à apresentar-se caótico e não pode ser descrito com exatidão.

O modelo apresentou resultados onde a presença do jato aumenta o carregamento da asa na região das pontas sendo, o plano de ar soprado à um ângulo de 60° para baixo a partir da horizontal, a configuração que oferece o maior incremento na sustentação. Os ângulos simulados foram: 0° , 30° , 45° e 60° .

Figura 2.7. Modelo equipado com o dispositivo de sopro ensaiado por YUAN & BLOOM (1974)

CAMPBELL (1976) pesquisou a influência de um dispositivo de sopro em asas com moderado enflexamento, típicas para o emprego em aeronaves supersônicas de combate. O dispositivo de sopro consiste em um bocal circular na fuselagem, posicionado à 23% ou 40% da corda da raiz da asa (c_R), de modo a soprar um jato de ar sobre o extradorso e paralelamente ao bordo de ataque da asa. O objetivo deste tipo de dispositivo de sopro, em asas com moderado enflexamento, é induzir artificialmente um gradiente de fluxo de ar ao longo da envergadura, similar aos que ocorrem naturalmente em asas com grande enflexamento. Este gradiente resultante do sopro favorece a formação e controle do vórtice de bordo de ataque, aumentando a sustentação devido à este ("vortex lift").

O autor desenvolveu testes para medição do campo de pressões em várias seções ao longo da envergadura e para determinação das forças e momentos aerodinâmicos. Empregou-se uma asa trapezoidal com enflexamento no bordo de ataque (δ_{LE}) à 44° , alongamento (AR) 2,5 e afilamento (λ) 0,2. A asa não possuía torção, câmbier ou diedro e seu aerofólio era um arco circular com os bordos de ataque e de fuga pontiagudos (Figura 2.8). O número de Mach (M) do ensaio era 0,26. Os resultados obtidos indicaram que o sopro atua significativamente no campo de pressões do extradorso da asa em grandes ângulos de ataque e coeficientes de jato; o maior aumento de sucção ocorre na parte interna da asa, próximo ao bordo de ataque.

Na obtenção das forças e momentos aerodinâmicos, ensaiou-se três modelos de asa: 'delta', 'diamante' e enflexada, conforme o esquema da Figura 2.9. Cada modelo possuía bordos de ataque agudos com enflexamento de 30° ou 45° e sem corda nas pontas de asa. O bocal estava posicionado à 40% da corda da raiz (c_R) e o coeficiente de jato (C_j) máximo testado foi 0,38.

Os resultados mostraram que o incremento na intensidade do sopro aumenta o C_L máximo, bem como o ângulo onde este ocorre; o mesmo benefício é observado na curva polar. O autor verificou também que o uso do dispositivo de sopro em uma aeronave de combate pode aumentar o excesso de potência disponível para manobras com altos fatores de carga (G's), uma vez que os benefícios aerodinâmicos gerados pelo sopro são maiores que a redução de potência disponível do(s) motor(es) devido ao 'sangramento' de ar deste(s), para alimentação do próprio dispositivo.

Comparações com a teoria desenvolvida por POLHAMUS (1971) para asas com grande enflexamento que empregam sustentação por vórtice ("vortex lift") demonstraram que esta pode ser aplicada à asas com moderado enflexamento desde que equipadas com este dispositivo de sopro.

Figura 2.8. Modelo ensaiado por CAMPBELL (1976) para a obtenção do campo de pressões sobre a asa

Figura 2.9. Modelos de asas ensaiadas por CAMPBELL (1976) para a obtenção das forças e momentos aerodinâmicos.

CLARKE (1976) desenvolveu um estudo experimental em túnel de vento à respeito do uso de sopro lateral à partir da fuselagem sobre o bordo de ataque de uma asa com enflexamento moderado. O autor testou um modelo de asa semi-envergadura, igual à que equipa um jato executivo mas com o bordo de ataque modificado, ou seja, em cunha pois testes preliminares com o bordo original (arredondado) mostraram-se desanimadores. O modelo de asa era enflexado à $32,5^\circ$, alongamento 5,1, torção geométrica ao longo da envergadura de $1,5^\circ$ e afilamento 0,49; A variação do ângulo de ataque foi de 5° à 25° e o coeficiente de jato máximo foi 0,144. O bocal de saída do jato era circular e estava posicionado verticalmente à $2,6\%$ c_R acima da superfície superior da asa; horizontalmente testou-se dois posicionamentos: à 5% e à 25% da corda da raiz da asa. A Figura 2.10 apresenta um esquema do modelo e da montagem experimental. Os dados foram obtidos através da integração da distribuição de pressão ao longo da superfície da asa e, visualizações de fluxo também foram efetuadas.

Os resultados obtidos mostraram que o uso do sopro promove o desenvolvimento de um vórtice ao longo do bordo de ataque em parte da envergadura da asa, permitindo um aumento na sustentação. Este adicional no C_L é devido ao aparecimento da sustentação por vórtice no bordo de ataque ("vortex lift") e é função do coeficiente de jato, da incidência da asa e da posição do bocal do sopro. Verificou-se também que para uma dada incidência, o aumento na sustentação devido ao uso do sopro, produz mais arrasto; entretanto, para um determinado C_L , a presença do sopro reduz o arrasto. O autor estudou ainda a influência da variação do número de Reynolds (Re) nos resultados e conclui que seu efeito não é significativo.

ERICKSON (1979) desenvolveu ensaios experimentais em túnel de vento com um modelo em escala (1:10) do caça F-5E equipado com dispositivo de sopro lateral à partir da fuselagem. O objetivo deste trabalho era investigar o efeito nas características aerodinâmicas do modelo, ocasionadas pelo dispositivo de sopro, com particular ênfase no desempenho em grandes ângulos de ataque e na estabilidade.

O dispositivo consistia de um bocal posicionado na fuselagem acima da asa, na linha da junção bordo de ataque-fuselagem e enflexado à 55° (o enflexamento do

bordo de ataque da asa é 32°). O coeficiente de jato máximo testado era 0,18, o número de Mach do escoamento era 0,18 e o Re correspondente, baseado na corda média aerodinâmica do modelo era $1,02 \times 10^6$. Variações na incidência, no ângulo lateral ("side slip angle"), no coeficiente de jato, no enflexamento do bocal e a aplicação de flapes de bordo de ataque e de fuga, foram testados juntamente com o emprego do dispositivo de sopro.

Os resultados obtidos indicaram que o uso do dispositivo de sopro produz aumentos na sustentação induzida por vórtice ("vortex lift") em grandes ângulos de ataque, incrementando a razão L/D e estendendo linearmente o momento em arfagem ("pitch moment") para grandes C_L 's. O emprego do sopro melhora também a estabilidade lateral/ direcional devido ao aumento do ângulo de estol da asa (α máximo) e a manutenção da ação efetiva do leme vertical, mesmo em grandes ângulos de ataque. A aplicação combinada do sopro lateral com o flape de bordo de ataque, produziu os maiores benefícios obtidos durante os ensaios. Quando o sopro é aplicado, reduz-se o excesso de potência disponível (que é utilizado para manobras) assumindo que o ar que alimenta os bocais é sangrado dos compressores dos motores. Portanto, o dispositivo de sopro pode ser aplicado à aeronaves futuras, cujos motores devem ser projetados de maneira que grandes sangrias de ar do compressor acarretem baixíssimas perdas nas excessos de potência disponíveis.

Figura 2.10. Esquema experimental ensaiado por CLARKE (1976)

ANGLIN & SATRAN (1980) apresentam os resultados obtidos experimentalmente através de ensaios em túneis de vento, de dois modelos em escala de aeronaves de combate, que foram equipados com um dispositivo de sopro no qual, três bocais estavam colocados lateralmente na fuselagem (à 20%, 30% e 40% da corda da raiz da asa), de modo à soprarem sobre o extradorso da asa. Estes bocais permitiam que o jato saísse paralelo ao bordo de ataque. A Figura 2.11 apresenta o esquema dos modelos ensaiados e o arranjo dos bocais de saída do jato. Os coeficientes de jato (C_j) variaram de 0,04 à 0,12. Desenvolveram-se ensaios estáticos para a quantificação dos parâmetros aerodinâmicos; ensaios de oscilação forçada, para a determinação do amortecimento do modelo; visualização de superfície para qualificar o fenômeno e testes de vôo livre em túnel de vento para avaliação da estabilidade dinâmica e controle até o pré e pós estol.

O uso do sopro, à partir da fuselagem sobre a asa, produziu os seguintes efeitos:

- a) aumento da sustentação por vórtice ("vortex lift") de moderados à altos ângulos de ataque;
- b) aumento do C_L máximo, mas sem alteração do ângulo de estol;
- c) redução no arrasto (C_D) pois, para uma dada sustentação o ângulo de ataque requerido é menor;
- d) melhora no amortecimento lateral e na efetividade do leme e dos ailerons;
- e) o uso do sopro assimétrico, pode produzir grandes momentos em rolagem mas, produzem também, grandes momentos em guinada exigindo muita deflexão do leme vertical;
- f) não altera a divergência direcional em ângulos de ataque elevados e ajuda na eliminação de queda de asa que normalmente ocorrem em ângulos de ataque intermediários ($\sim 20^\circ$) na configuração sem sopro.

Figura 2.11. Modelos e configurações de saída de sopro ensaiados por ANGLIN & SATRAN (1980).

WU et al. (1982) apresentaram os resultados de um estudo preliminar sobre sopro à partir da ponta de asa, na direção da envergadura. Este trabalho tinha o objetivo de verificar a potencialidade de substituição das "winglets" por sopros de ar, de modo à desenvolver um dispositivo mais flexível e adaptável aos vários regimes de voo. Ensaio em túnel de vento foram efetuados com um modelo de asa semi-envergadura, perfil NACA 0012-64, cuja ponta possuía três saídas de sopro com ângulos de enflexamento (δ_j) diferentes, conforme verifica-se na Figura 2.12.

Os resultados, mesmo preliminares, demonstraram que a presença do sopro aumenta o carregamento da asa como um todo, ou seja, ao longo de toda sua envergadura, enquanto as "winglets" acarretam somente na região da ponta. Deste modo, o dispositivo de sopro poderia, segundo os autores, substituir a "winglet" com as seguintes vantagens:

- a) eliminação das modificações estruturais necessárias à instalação das "winglets";
- b) podem ser empregados ou não; caso sejam usados, podem ser adaptados às condições de voo para garantir sempre a melhor performance;
- c) podem ainda, atuar como dispersores dos vórtices de ponta de asa.

Figura 2.12. Configuração de sopro em ponta de asa estudada por WU et al. (1982)

BRIGGS & SCHIWIND (1983) desenvolveram estudos experimentais em túnel de vento sobre os efeitos ocasionados por um plano de ar, soprado à partir da ponta de asa, nas características aerodinâmicas desta. Estes estudos concentraram-se em pesquisar as variações no alongamento (AR) e afilamento (λ) da asa, coeficiente de jato (C_j) e tipos de fenda empregados para o sopro. O objetivo deste trabalho era aplicar os resultados obtidos na determinação dos parâmetros de desempenho de uma aeronave de combate moderna (empregou-se o caça supersônico "McDonell Douglas F-15" como base para o estudo), principalmente nas operações de pouso e decolagem.

Empregou-se oito asas diferentes (semi-envergadura) com diferentes alongamentos e afilamentos mas, todas com perfil NACA 0015. Três tipos de ponta de asa, diferenciadas pela geometria da fenda por onde o jato é soprado, foram empregadas. A Figura 2.13 apresenta a montagem experimental, um dos modelos de asa e as pontas testadas. De acordo com o modelo de asa ensaiado, o número de Reynolds (Re) variou de $0,8 \times 10^6$ à $1,5 \times 10^6$ (proporcional à corda da raiz da asa); o ângulo de ataque variou de 0° à 18° , com incrementos de 2° mas, especial atenção foi dispensada para α à 12° , que corresponde ao ângulo de ataque na decolagem de uma aeronave de combate moderna. O coeficiente de jato (C_j) variou de 0 à 0,2. O aparato experimental foi calibrado de forma a extrair-se as interferências entre o sopro e a parede lateral do túnel de vento, nas leituras de carga na asa em teste.

Os resultados obtidos para asa retangular, demonstraram que o maior incremento na sustentação com coeficiente de jato pequeno ($C_j < 0,1$), é obtido com a ponta de asa cuja fenda é estreita; entretanto, incrementando-se o C_j , melhores benefícios na sustentação são verificados para as pontas cujas fendas são maiores. Para asas afiladas, os maiores incrementos na sustentação ocorrem para coeficientes de jato menores; além disso, razões de afilamento menores, produzem melhores resultados. Incrementos na sustentação decaem com o aumento do alongamento da asa (AR). Os dados indicaram que para asas afiladas a razão de decaimento no C_L em função do AR é maior quando comparado à asa retangular.

Os autores concluíram que, dependendo das configurações empregadas e da quantidade de fluxo de ar que pode ser desviado do motor para alimentar o dispositivo de sopro, o potencial para o incremento na sustentação de uma aeronave

de combate, pode alcançar 40%. Aplicando-se os resultados obtidos para prever as alterações na performance de uma aeronave, tomando como base o 'F-15', concluiu-se que, desviando-se 70% do fluxo de ar que atravessa o motor sem participar da combustão ("bypass airflow"), a presença do sopro na ponta da asa pode aumentar em 24% o coeficiente de sustentação, reduzindo a velocidade de decolagem em 7,5% e a conseqüente corrida em 15%. Os mesmos benefícios foram determinados para o pouso. Devido à possibilidade da redução da velocidade de aproximação e conseqüente degeneração da autoridade de comando do aileron (rolagem), os autores ainda sugerem o uso do dispositivo de sopro como substituto destas superfícies de comando.

Figura 2.13. Configuração ensaiada por BRIGGS & SCHWIND (1983)

WU et al. (1983) investigaram experimentalmente através de ensaios em túneis de vento e de água, os efeitos ocasionados por pequenos jatos de ar soprados à partir de fendas localizadas na região da ponta de asa. Propuseram também, um modelo teórico para simular os efeitos obtidos experimentalmente. Os autores acreditam que o sopro de pequenos jatos parece ser mais efetivo em produzir maiores benefícios aerodinâmicos em uma asa, quando comparado à um único e largo sopro à partir da ponta, devido à maior interação com o fluxo ao redor da asa. Este conceito é apresentado na Figura 2.12 anterior e demonstra que, cada jato possa ser soprado com diferentes ângulos de enflexamento (δ_j) e diedro (θ_o); já as configurações de saídas de jato nas pontas de asa, são apresentadas na Figura 2.14.

Os ensaios em túnel de vento foram efetuados com um modelo de asa retangular, semi-envergadura, alongamento (AR) 1,69 e perfil NACA 0012-64. Tomadas de pressão foram instaladas no extradorso e intradorso em quatro seções ao longo da envergadura. O modelo estava conectado à uma balança capaz de medir esforços e momentos aerodinâmicos; entretanto, a presença do sopro produzia interferências nas leituras desta e portanto, os valores da força normal foram obtidos através da integração da pressão sobre a superfície da asa.

Os resultados demonstraram que a presença do sopro aumenta o carregamento da asa, de forma global (ao longo de toda a envergadura). Os ensaios em túnel de água permitiram um estudo mais qualitativo do fenômeno. Através de injeção de tinta na região da ponta, pode-se observar e compreender o que ocorre no fluxo ao redor da asa com o emprego do dispositivo de sopro. As observações efetuadas levaram às seguintes conclusões:

- a) a presença do sopro lateral produz significativa dispersão e alargamento do vórtice de ponta de asa;
- b) altos coeficientes de jato, tendem à deslocar o vórtice de ponta de asa para fora e para cima;
- c) o sopro lateral incrementa o deslocamento do fluxo, nas proximidades do bordo de ataque da asa, para cima ("upwash") devido ao maior carregamento desta; portanto, maior a circulação na asa;

- d) a penetração do jato no fluxo ao redor da asa, produz vórtices secundários cujos eixos são paralelos ao do vórtice da ponta de asa, mas com sentido de rotação ao contrário;
- e) a interação entre o sopro e o fluxo na região da ponta, produz vórtices terciários cujos eixos são perpendiculares ao eixo do vórtice de ponta de asa.

Os itens d) e e) são efeitos devidos à viscosidade. O sopro possui, ele próprio, certa quantidade de vorticidade; ao considerá-lo, o efeito produzido na asa é o aumento de sua vorticidade, principalmente na região da ponta. Por um lado, o aumento no carregamento da asa, devido à presença do sopro, aumenta a intensidade da circulação e portanto do vórtice de ponta de asa (arrasto induzido); por outro lado, o vórtice principal é quebrado em vários vórtices com intensidades menores e portanto, facilmente dispersáveis.

Devido à alta complexidade do fenômeno, empregou-se um modelo teórico altamente idealizado com o uso de um simples jato. Para a representação da asa utilizou-se um modelo aproximado de superfície sustentadora ("vortex lattice method"). O sopro de jato à partir da ponta de asa é representado por um tubo curvo de vórtice; este tubo é considerado com seção quadrada e área igual à da saída do jato. Os resultados apresentados por este modelo simplista concordam razoavelmente bem com os dados experimentais.

Figura 2.14. Configurações das saídas de sopro lateral em ponta de asa, estudada por WU et al. (1983)

WU et al. (1984) apresentam um estudo prospectivo em busca do entendimento do fenômeno e dos efeitos ocasionados em uma asa, através de sopros discretos na região de sua ponta. Entende-se por sopros discretos, aqueles que são ejetados através de pequenas fendas ao longo da corda da ponta de asa, como apresentado nas Figuras 2.12 e 2.14. Cada fenda pode ser posicionada em relação ao plano de asa independentemente, de modo que o jato soprado possua um ângulo de diedro e/ou enflexamento. Os autores garantem que esta configuração é inédita, portanto existe a necessidade de um estudo prospectivo. Para tal, desenvolveu-se ensaios em túneis de vento e de água; o primeiro tinha como função quantificar as alterações nas características aerodinâmicas da asa e, o segundo, buscava permitir a compreensão dos fenômenos tridimensionais que aumentam sua complexidade na presença do jato.

Os testes em túnel de vento foram efetuados com um modelo de asa retangular, perfil NACA 0012-64, com alongamento (AR) 3,38, semi-envergadura; o número de Reynolds (Re) dos ensaios era $0,4 \times 10^6$. Os resultados demonstraram um aumento na distribuição de pressão, tanto no extradorso quanto no intradorso, ao longo de toda a envergadura. Portanto, implica em um aumento na circulação da asa, devido à presença do sopro.

Empregando-se um modelo de asa idêntico ao utilizado nos ensaios em túnel de vento, mas pouco menor (fator de escala 9/10), nos experimentos em túnel de água pode-se qualificar os fenômenos que ocorrem na interação entre o fluxo da asa e o jato soprado. As principais observações feitas referem-se à três tipos de vórtices secundários que são descritos à seguir:

- a) '*ciclone*' ("*spin off*"): periódico, cujo eixo é perpendicular ao fluxo não perturbado e ao eixo do vórtice de ponta de asa; sua origem está relacionada à indução local variável devido ao sopro; é observado para coeficientes de jato moderados ($C_j \sim 0,16$) e somente com a fenda dianteira em funcionamento;
- b) '*auxiliares contra-rotativos*': são praticamente paralelos ao vórtice de asa e, sua interação com este é muito intensa;
- c) '*de penetração*': conectam o vórtice produzido pelo jato e o de ponta de asa; sua intensidade é muito pequena quando comparado aos dois primeiros.

Os autores observaram também o deslocamento do vórtice de ponta de asa para cima e para fora, concluindo que a presença de sopros discretos aumentam o alongamento efetivo (ou aparente) da asa. Observaram ainda, a maior dispersão dos vórtices de esteira com o emprego do dispositivo.

Desenvolveu-se também um modelo analítico simples, bidimensional, inviscido que considerava apenas a influência dos vórtices auxiliares contrarotativos. Os resultados concordaram bem com os apresentados pelo estudo em túnel de água.

TAVELLA & ROBERTS (1985) apresentam um modelo matemático simplificado, para formular leis escalares que descrevem as características aerodinâmicas de uma asa retangular equipada com dispositivo de sopro lateral.

Partiu-se do princípio que o sopro seria um plano de ar ejetado à partir de uma fenda na ponta de asa, direcionado para fora e no mesmo plano da própria asa. A modelagem do fenômeno parte da idéia que o jato soprado é uma extensão fluida da própria asa e, apesar da complexidade envolvida, este pode ser caracterizado pelos seguintes fatos:

- a) o sopro lateral tende a deslocar os vórtices de ponta de asa para fora; este efeito, analisado isoladamente, ocasionaria à asa comportar-se como uma de maior envergadura;
- b) a extensão fluida da asa está sujeita às diferenças de pressões entre as superfícies superior e inferior que variam ao longo da corda; isto acarreta uma torção na extensão fluida;
- c) efeitos viscosos na extensão fluida da asa afetam a distribuição de pressão na superfície da asa;
- d) a penetração do jato atua no desenvolvimento da camada limite na região da ponta de asa, contribuindo ao retardamento do estol.

A análise dos autores restringiu-se à sopros moderados ou seja, a extensão fluida da asa é uma fração pequena da envergadura sólida desta.

Para o desenvolvimento das formulações, os autores assumiram que o efeito mais importante em sopro moderado é o aumento da envergadura ou seja, o

deslocamento dos vórtices de ponta de asa para fora e que, este processo é dominado por forças invíscidas, negligenciando os efeitos viscosos.

A lei algébrica obtida relaciona a variação do coeficiente de sustentação da asa, com o alongamento desta, seu ângulo de ataque e coeficiente de jato. Para a validação desta lei, comparou-se seus resultados com os obtidos experimentalmente em diversas literaturas, e verificou-se boa concordância.

TAVELLA et al. (1985) desenvolveram um extensivo programa de testes em túnel de vento de um modelo de asa retangular com sopro lateral, à partir de sua ponta. Estes ensaios visavam um maior entendimento do fenômeno, qualificando; além disso, os resultados obtidos seriam empregados na validação da lei algébrica apresentada por TAVELLA & ROBERTS (1985).

Os autores estudaram as variações nas características aerodinâmicas de uma asa equipada com sopro lateral, em função do ângulo de ataque, coeficiente de jato e alongamento da asa. Para isso, empregaram um modelo de asa retangular, semi-envergadura, com alongamento 3,1 e perfil NACA 0018. Nas superfícies superior e inferior haviam pontos de tomada de pressão, distribuídos em várias seções ao longo da envergadura, totalizando 192 pontos. A ponta de asa possuía uma fenda cuja altura era 1,5mm e estava posicionada no plano de simetria da asa, estendendo-se por 73% da corda do modelo e de maneira que a saída do plano de ar fosse efetuada sem deflexão. A Figura 2.15 apresenta um esquema do modelo. O sistema de ar comprimido era capaz de fornecer até 0,25Kg/s de fluxo de massa de ar. Mediu-se também os vetores velocidades da esteira, à uma corda de distância do bordo de fuga na região da ponta de asa.

Os resultados obtidos demonstraram que:

- a) a presença do sopro desloca o vórtice da ponta de asa para fora e para cima e, este deslocamento é uma função não-linear da intensidade do jato;
- b) o uso do sopro acarreta um aumento global no carregamento da asa, entretanto é mais pronunciado na região da ponta e nos 2/3 finais da corda;
- c) o aumento de sucção na porção da asa próximo à ponta, denota uma aceleração do escoamento devido à penetração do jato no fluxo ao redor da asa e à

velocidade induzida pelo vórtice da ponta indicando, portanto, a presença de mecanismos de origem viscosa e inviscida;

- d) a principal fonte do aumento da sustentação é a redistribuição da velocidade induzida para baixo ("downwash") ao longo da envergadura, ocasionando uma mudança no ângulo de ataque efetivo;
- e) Os resultados apresentaram uma dependência não-linear entre o ganho de sustentação e a intensidade do sopro, que pode ser explicada da seguinte forma: um aumento na intensidade do sopro produz um incremento no carregamento da asa próximo à ponta e isso, por sua vez, afeta o trajeto e o alcance de penetração do jato no fluxo ao redor da asa;
- f) variou-se o alongamento da asa (AR) para estudar-se a relação entre este parâmetro e o coeficiente de jato; os resultados mostraram que o incremento na sustentação é maior para asas com alongamento menor, pois, o aumento na envergadura 'virtual' da asa, para um determinado coeficiente de jato, é mais pronunciado em asas com AR menores;
- g) a lei escalar apresentada por TAVELLA & ROBERTS (1985) concorda bem com os resultados obtidos, valorizando o modelo adotado.

Os autores concluem ainda que, o uso de sopro lateral à partir da ponta de asa, pode ser adotado como um dispositivo para controle lateral (rolagem), levando vantagem sobre os ailerons, pois modificam o carregamento por toda a envergadura. A mesma vantagem pode ser aplicada sobre os flapes, como dispositivos hipersustentadores.

Figura 2.15. Modelo experimental ensaiado por TAVELLA et al. (1985)

CHILDS (1986) apresenta resultados obtidos à partir de simulações computacionais de uma asa com sopro lateral à partir de sua ponta. A metodologia empregada na simulação, possibilitava resolver as equações de 'Navier-Stokes' tridimensionais, em coordenadas cartesianas e para regimes de escoamento compressíveis.

O modelo de asa construído para a simulação tinha seu perfil formado à partir de arcos circulares, com 10% de espessura máxima e 2% de câmber. Os bordos de ataque e de fuga eram afilados e o formato em planta era quadrado, semi-envergadura. O jato era soprado exatamente na linha de corda da ponta de asa, no mesmo plano desta. A fenda possuía altura de 3,8% da corda da asa (c) e comprimento 70% c . A velocidade do fluxo uniforme (U_0) foi mantido à $M=0,5$ de modo à aproveitar a eficiência computacional do algoritmo em regimes compressíveis. Como consequência dessa escolha, e somando-se o interesse em utilizar jato subsônico, a razão entre a velocidade do sopro e do fluxo uniforme nunca excedeu o valor 2.

À partir dos resultados obtidos o autor pode concluir que o incremento na sustentação é mais acentuado para níveis de sopro moderados e, para níveis mais elevados o incremento torna-se mais gradual. O incremento na sustentação é devido à dois mecanismos: o primeiro se refere ao deslocamento dos vórtices de ponta de asa para cima e para fora, aumentando o alongamento efetivo da asa; este mecanismo reduz a velocidade induzida para baixo ("downwash") ao longo de toda a envergadura, produzindo um grande incremento na sustentação. O segundo mecanismo deve-se ao fato do vórtice de ponta de asa, na presença do sopro, possuir maior velocidade rotacional e portanto menor pressão e ainda, estar parcialmente posicionado acima da região da ponta de asa e atuar como um gerador de sustentação ("vortex lift"). Entretanto, como seu posicionamento é parcialmente acima da asa, seu potencial não é aproveitado totalmente.

O autor investigou ainda, o deslocamento do sopro para a superfície superior, na proximidade da ponta. Deste modo, o posicionamento do vórtice de ponta de asa foi exatamente sobre a região da ponta, aproveitando melhor o potencial deste vórtice para incrementar mais a sustentação, quando comparado à configuração anterior.

TAVELLA et al. (1986) pesquisaram experimentalmente as influências de algumas configurações de saídas de jato, na eficiência do sopro lateral à partir da ponta de asa. Empregando um modelo de asa retangular, semi-envergadura, perfil NACA 0018 e alongamento (AR) 3,124, os autores ensaiaram três tipos de ponta de asa:

- a) com fenda lateral, posicionada na linha de corda e no mesmo plano da asa;
- b) com fenda deslocada para cima da linha de corda, num plano paralelo ao da asa ("*offset up*");
- c) com fenda na linha de corda e com a saída do jato formando um ângulo de 20° com o plano da asa (θ_0), para baixo ("*slant down*").

A Figura 2.16 apresenta os tipos de ponta ensaiados e a Figura 2.15 o modelo de asa utilizado.

Os resultados obtidos mostraram que as configurações b) e c) oferecem maiores incrementos na sustentação, quando comparado ao tipo a), devido ao maior deslocamento do vórtice de ponta de asa para fora, mas os mecanismos que ambos empregam para isto são diferentes. No primeiro caso, o deslocamento para cima da fenda por onde o jato é soprado, promove uma penetração diferenciada dos dois lados do jato (superior e inferior), criando forças de sucção e portanto permitindo uma maior penetração do jato no fluxo ao redor da asa, tendendo à atrasar a torção do plano de ar para cima; este fenômeno é de natureza viscosa.

Já no caso da configuração c) quando o jato é soprado em um ângulo descendente ($\theta_0 = -20^\circ$), isto faz com que ele descreva uma trajetória maior antes de sua torção para cima; é um fenômeno de natureza invíscida.

Configurações com geometrias inversas às do tipo b) e c) apresentam deterioração na performance e não foram discutidas pelos autores. Devido ao tamanho reduzido do modelo de asa utilizado, não foi possível fabricar uma configuração que somasse as características geométricas das pontas tipo b) e c).

Figura 2.16. Tipos de pontas de asa ensaiadas por TAVELLA et al. (1986)

LEE et al. (1986) investigaram experimentalmente o comportamento do fluxo de ar à jusante de uma asa equipada com sopro lateral à partir de sua ponta, na direção da envergadura. Empregou-se uma asa retangular, semi-envergadura, alongamento (AR) 3,14, perfil NACA 0018. Testaram-se três configurações de saída de jato diferentes, mostradas na Figura 2.16 acima [as mesmas ensaiadas por TAVELLA et al. (1986)]. A fenda das três configurações estendia-se de 7% à 81% da corda (c), com altura 1,5mm, proporcionando um alongamento da fenda (ARs) no valor 74. O emprego do perfil de asa simétrico, permitiu que as configurações de ponta b) e c) fossem estudadas como sendo quatro tipos, bastando ensaiá-las em ângulos de ataque positivos e negativos.

O número de Reynolds (Re) do ensaio foi 4×10^5 , baseado na corda da asa. O ângulo de ataque foi variado de -18° à $+18^\circ$ e o coeficiente de jato (C_j) de 0,06 à 0,18 (correspondendo à uma razão de velocidades, $1,7 \leq V_j/U_o \leq 3,0$). As medições do fluxo foram feitas em planos perpendiculares à direção do escoamento, distantes 13% e 140% da corda, à partir do bordo de fuga da asa.

Os resultados obtidos mostraram que o vórtice de ponta de asa, sem o uso do dispositivo de sopro, é compacto, com intensa vorticidade nas proximidades de seu miolo. Com a aplicação do sopro, o vórtice move-se para fora e torna-se

consideravelmente difuso. Observa-se também, o aparecimento de um vórtice secundário, cujo o sentido de rotação, em relação ao vórtice principal, é inverso; isto quando o ângulo de ataque é baixo e coeficiente de jato elevado. A existência do vórtice secundário pode ser atribuída aos vórtices contra-rotativos que aparecem na penetração do jato no fluxo ao redor da asa. A intensidade do vórtice secundário aumenta com o incremento da intensidade do sopro e, decresce com o aumento do ângulo de ataque. Já o vórtice principal, é incrementado com o aumento da incidência e da intensidade do sopro, sendo uma função não-linear destes parâmetros.

Os ensaios das configurações de ponta de asa apresentadas, demonstraram que a configuração a) produz benefício nas características aerodinâmicas da asa através do deslocamento dos vórtices de ponta para fora, aumentando o alongamento efetivo da asa (A_{Ref}) e portanto, incrementando todo o carregamento desta. É basicamente um fenômeno invíscido. A configuração b) com ângulo de saída (θ_o) positivo (para cima), não apresenta benefícios aerodinâmicos assim como a tipo c) deslocada para baixo. A ponta de asa cuja saída é inclinada para baixo ($\theta_o = -20^\circ$), permite um maior deslocamento do vórtice de ponta de asa, para fora, pois faz que o jato descreva uma trajetória maior antes de emergir verticalmente junto com o vórtice de ponta de asa. Deste modo, aumenta o alongamento efetivo da asa, sendo um mecanismo puramente invíscido. A configuração tipo c) (deslocado para cima - "*off set up*") apresenta o benefício aerodinâmico devido ao fato do jato estar na proximidade do extradorso, induzindo à um aumento da sucção na região da ponta de asa, beneficiando-a também ao longo de toda a envergadura; este processo é caracterizado como um fenômeno viscoso.

HUFFMAN et al. (1987) desenvolveram vários ensaios em túneis de vento para investigar os efeitos de sopro distribuído ao longo da envergadura. Empregaram dois modelos em escala (10% e 13%) do jato de combate F-4C. A configuração do sistema de sopro consistia em dois bocais em cada asa, sendo o primeiro posicionado na lateral da fuselagem e o segundo à 70% da semi-envergadura, cujo bocal possuía dois graus de liberdade conforme o esquema apresentado na Figura 2.17. Ambos sopravam por sobre o extradorso da asa e podiam ser ensaiados individualmente ou atuando em conjunto, mas com coeficientes de jato diferenciados. Ensaios estáticos dinâmicos e de vôo livre foram efetuados.

O uso somente dos bocais externos, contribui significativamente para o aumento da sustentação pois, em baixos ângulos de ataque ($\alpha < 8^\circ$) o sopro incrementa a velocidade no extradorso da porção externa da asa. Em ângulos de ataque maiores ($\alpha > 12^\circ$) o jato interage com o vórtice de bordo de ataque, estabilizando-o e incrementando-o, deste modo retardando seu descolamento e aumentando a sustentação ("vortex lift"). A variação do ângulo de saída do jato paralelamente ao plano da asa, pouco altera os resultados em grandes ângulos de ataque. Entretanto, o posicionamento vertical do bocal influi consideravelmente, sendo 3° acima do plano da asa, a melhor condição pois é mais favorável à expansão do jato.

O emprego do sopro interno juntamente com o externo, apresentou os mesmos benefícios. O uso do sopro externo aumenta a estabilidade mas, o uso de ambos os dispositivos, previne instabilidades à grandes ângulos de ataque, atrasando a divergência direcional e diminuindo a queda de asa devido ao aumento do amortecimento em rolagem. Com a asa do modelo configurada para pouso e decolagem (flapes de bordo de ataque e de fuga estendidos) comportamento e benefícios semelhantes à configuração 'limpa' foram observados.

Figura 2.17. Sistema de bocais de sopro ensaiados por HUFFMANN et al. (1987)

TAVELLA et al. (1988) fazem a apresentação de uma teoria analítica que relaciona as alterações aerodinâmicas sofridas por uma asa, devido à presença de um sopro de ar à partir de sua ponta, na direção da envergadura, dirigido para fora. Em seqüência verificou-se experimentalmente, a aplicabilidade desta teoria.

Para o desenvolvimento da teoria, considerou-se uma asa com carregamento elíptico, principalmente na região de suas pontas; o jato de ar foi considerado como um plano de ar, com espessura desprezível, largura igual à da corda do aérofólio (c) e posicionado no mesmo plano da asa. Entretanto, o desenvolvimento analítico permitiu estudos onde a saída do jato forma ângulos não-nulos com o plano da asa. A teoria está baseada em três suposições básicas:

- a) o efeito mais importante devido ao sopro lateral, é o deslocamento para fora dos vórtices de ponta de asa, que equivale à um aumento efetivo do alongamento desta; este fenômeno é caracterizado como invíscido;
- b) o efeito da mistura do jato ao penetrar no fluxo ao redor da asa (fenômeno viscoso) é negligenciado;
- c) sendo o plano de ar infinitamente fino (massa desprezível), a penetração do jato é dominado pelo seu fluxo da quantidade de movimento, sendo este um valor finito.

As equações obtidas são apresentadas na forma de variações relativas na sustentação e no arrasto, referentes à configuração sem sopro. Estas equações são

função do alongamento (AR) e do ângulo de ataque (α) da asa, do ângulo de saída do plano de jato (θ_0) e seu coeficiente da quantidade de movimento (C_j).

Para a verificação experimental das equações algébricas, efetuou-se ensaios em túnel de vento com um modelo de asa retangular, semi-envergadura, AR 3,14, perfil NACA 0018, simétrico, conforme apresentado na Figura 2.15; o número de Reynolds (Re) era $5,8 \times 10^5$. A variação do ângulo de ataque foi de 2° à 8° e do coeficiente de jato foi de 0,02 à 1. Os dados foram extraídos à partir do perfis de distribuição de pressão ao longo da corda, em várias seções na envergadura.

O perfil obtido demonstra que, o efeito do sopro é refletido no deslocamento da superfície de pressão onde, próximo da ponta de asa é mais pronunciado, concordando com a principal suposição teórica (a) feita. Este deslocamento do vórtice para fora, reduz o ângulo de ataque induzido (α_i) e consequentemente, aumenta o carregamento ao longo da envergadura, conforme apresentado na Figura 2.18. Na região da ponta observou-se um aumento da sucção, devido ao efeito viscoso de penetração do jato no fluxo ao redor da asa, além do fenômeno invíscido de afastamento dos vórtices. Os resultados mostraram ainda que, o aumento de performance é maior para pequenos ângulos de ataque, altos valores de C_j e para AR menores.

Comparando-se os resultados experimentais e a teoria apresentada, verificou-se que esta não se aplica para pequenos ângulos de ataque ($\alpha = 2^\circ$), pois nestes casos o vórtice de ponta de asa não é intenso o suficiente para 'engolir' os vórtices produzidos devido à penetração do plano de jato, no fluxo ao redor daquela. Portanto, estes vórtices permanecem, contrariando a suposição b) feita no desenvolvimento teórico. Excetuando-se esta particularidade, a teoria concorda muito bem com os resultados experimentais obtidos.

Figura 2.18. Aumento do carregamento da asa devido ao sopro lateral nas pontas

TAVELLA (1988) faz uma análise matemática do uso de sopro lateral à partir do bordo de ataque de uma asa delta. O sopro de um fino plano de ar altera a posição de equilíbrio do vórtice na parte frontal da asa, modificando a distribuição de pressão na superfície e, produzindo um aumento na sustentação. Sendo o jato soprado na direção , determinada unicamente pela fenda, as características aerodinâmicas da asa são afetadas pela quantidade de movimento inserida na estrutura do vórtice; desta forma grandes intensidades de sopro são necessárias.

O modelo matemático utilizado, produziu certa '*superestimativa*' do incremento na sustentação, quando comparado à dados experimentais; entretanto, o autor considera a concordância razoável e conclui que este dispositivo promove um aumento na sustentação além da componente vertical da quantidade de movimento do jato soprado. Como exemplo o autor informa que, para uma asa delta com ângulo de vértice à 40° , um coeficiente de jato (C_j) à 0,05, produz ganhos na sustentação na ordem de 30%.

LEE et al. (1989) apresentam resultados de ensaios realizados em túnel de vento com um modelo de asa, cuja ponta possuía uma fenda, à partir da qual soprava-se um jato de ar na direção da envergadura. O objetivo deste trabalho era estudar a aplicabilidade de leis algébricas, demonstradas por TAVELLA & ROBERTS (1985), na performance da asa empregando sopro lateral e, também o campo de velocidades do fluxo à jusante do bordo de fuga da asa, próxima a sua ponta.

O modelo utilizado, foi uma asa retangular, semi-envergadura, perfil simétrico NACA 0018 e a ponta de asa possuía uma fenda estendendo-se de 7% à 81% da corda do aérofólio (c), por onde soprava-se um plano de ar. O modelo de asa é apresentado na Figura 2.15, o mesmo modelo ensaiado por TAVELLA et al. (1985), as configurações de ponta de asa são apresentadas na Figura 2.16, as mesmas ensaiadas por TAVELLA et al. (1986). Já as condições dos ensaios foram idênticas às de LEE et al. (1986).

Os resultados apresentados demonstraram que todas as configurações de ponta de asa, incrementaram o carregamento da asa, principalmente na região da ponta de asa conforme pode ser observado na Figura 2.18. Este comportamento é

devido ao deslocamento lateral dos vórtices de ponta de asa, que é um fenômeno invíscido, de modo a aumentar a envergadura efetiva da asa. Entretanto, a penetração do jato no fluxo ao redor da asa é um fenômeno viscoso e tende a reduzir os incrementos na sustentação ocasionado pelo primeiro efeito.

No caso da fenda posicionada no plano da asa, as leis algébricas se aplicam para ângulos de ataque maiores que 2° , com a presença de um único vórtice. Quando o ângulo de ataque é pequeno, ocorre o aparecimento de um vórtice secundário com sentido de rotação contrário ao do vórtice principal. À medida que a incidência aumenta, o vórtice principal é incrementado devido ao aumento da circulação na ponta de asa e, a intensidade do vórtice secundário diminui até ser totalmente 'engolido' pelo principal. O aparecimento do vórtice secundário está relacionado com a penetração viscosa do jato no fluxo ao redor da asa e, sua intensidade é diretamente proporcional à intensidade do jato de ar (C_j) e inversamente proporcional à incidência (α). Quanto maior a intensidade do vórtice secundário, maior o desvio em relação às leis algébricas.

Para as demais configurações, o vórtice secundário está sempre presente, com sua intensidade variando de acordo com as condições acima descritas. As configurações que apresentaram maiores benefícios foram com o sopro deslocado para cima ("*off set up*") e com o sopro inclinado para baixo ("*slant down*"); nesta última, o aumento de performance deve-se ao fenômeno invíscido do processo (deslocamento do vórtice da ponta de asa) e na primeira, tanto processo viscoso quanto o invíscido estão presentes. A injeção de ar de forma assimétrica, incrementa também a sucção no extradorso, na região da ponta de asa; ao mesmo tempo, influencia a camada limite de maneira a retardar seu descolamento e, portanto o estol.

YANHUA et al. (1990) desenvolveram ensaios experimentais para investigar a melhor configuração de sopro lateral à partir da fuselagem, sobre uma asa delta equipada com flape de bordo de ataque (LEVF). Este dispositivo controla o descolamento do fluxo em asas altamente enflexadas, reduzindo o arrasto induzido;

entretanto, em grandes ângulos de ataque, este dispositivo perde eficiência uma vez que o vórtice desloca-se para a parte interna da asa, afastando-se do LEVF.

O uso de sopro lateral à partir da fuselagem em asas tipo delta, é bem conhecido por aumentar a intensidade do vórtice, bem como por mantê-lo estável em determinada posição. O objetivo dos autores era investigar o melhor posicionamento do sopro para que este estabilizasse o vórtice sobre o LEVF. Para tal, ensaios em túnel de vento foram feitos com um modelo semi-envergadura, de uma asa delta com 74° de enflexamento, equipada com LEVF que se estendia por todo o bordo de ataque, defletido à 30° . O número de Reynolds do ensaio era $2,27 \times 10^6$, o coeficiente de jato máximo era 0,13, assim como a incidência máxima era 35° . Visualizações em túnel de água também foram efetuadas. Os bocais de saída do jato localizavam-se à 24%, 34%, 45% e 67% em relação à corda da raiz da asa. Os experimentos foram efetuados com os bocais acionados individualmente e em conjunto; além disso, um sopro à partir da ponta de asa (junção bordo de ataque e de fuga) também foi investigado.

Os resultados obtidos levaram às seguintes conclusões:

- a) em relação ao posicionamento do bocal de sopro, este promove maior benefício aerodinâmico quando colocado na proximidade do ponto de articulação do flape de bordo de ataque (LEVF), ou seja à 24% c_R ;
- b) o uso dos bocais em conjunto, permite melhor distribuição do aumento da performance da asa, uma vez que evitam o enfraquecimento do jato sobre a parte traseira da asa (como ocorre na configuração do item a) acima), entretanto, devido às limitações experimentais, os autores não quantificaram tais benefícios.

SMITH et al. (1990) efetuaram um estudo experimental em túnel de água para investigar o sopro com intensidades reduzidas à partir da ponta de asa, em um modelo com moderado alongamento ($AR=5,7$), enflexado à 33° e aérofólio HSNLF(1)-0213. Este modelo representa a asa de um jato executivo moderno.

Os ensaios foram efetuados à uma velocidade de 0,075m/s e número de Reynolds de 9×10^4 , considerando-se o comprimento característico igual à 1m; os ângulos de ataque ensaiados foram 0° e 5° , a razão de velocidades (V_j/U_o) variou de

1 à 6. Várias pontas de asa foram empregadas para permitir variações na largura da fenda, na posição relativa à corda da asa, assim como diedro e enflexamento. A Figura 2.19 apresenta estas configurações.

Os resultados apresentados são baseados em visualizações de fluxo, e permitiram as seguintes conclusões:

- a) a penetração do jato (Δb) no fluxo ao redor da ponta de asa, relaciona-se diretamente com a razão de velocidades (V_j/U_o). Entretanto, o incremento da penetração não é linear, sendo as maiores taxas observadas na razão $V_j/U_o = 2$;
- b) a penetração do jato diminui com o aumento do ângulo de ataque, devido ao aumento de circulação na região da ponta de asa;
- c) defletindo-se a saída do jato para baixo ou para trás, reduz-se a penetração deste;
- d) a maior penetração foi obtida com a fenda dianteira soprando com razão de velocidades 2 e a fenda posterior soprando V_j/U_o 4; isto ocorre porque o sopro dianteiro bloqueia parcialmente o escoamento ao redor da asa e permite que o jato traseiro penetre em uma região de fluxo que possui menor velocidade, garantindo um relação de velocidades efetiva maior.

GU et al. (1993) efetuaram uma investigação experimental sobre o controle do vórtice de uma asa delta em grandes ângulos de ataque, através do uso de sopro e sucção contínuos ou alternados, aplicados tangencialmente à partir do bordo de ataque da asa. Os experimentos foram desempenhados em um túnel de água e os dados foram obtidos à partir de ensaios de visualização. O modelo de asa delta empregado possuía bordo de ataque arredondado, ângulo de enflexamento à 75° e incidência de 54° . O número de Reynolds (Re) era $1,7 \times 10^4$ e o coeficiente de jato/sucção 0,036. O sopro (ou sucção) era efetuado através de uma fenda tangencial ao bordo de ataque, de maneira à soprar um plano de fluido vertical.

Os resultados demonstraram que os dispositivos de sopro, sucção ou ambos alternadamente, podem retardar substancialmente o descolamento do vórtice e portanto o estol, destacando-se o maior benefício produzido pela configuração sopro/sucção alternados.

BEAN et al. (1993) desenvolveram estudos experimentais em túnel de vento para investigar o uso de um dispositivo de sopro para a redução de vibrações induzidas, pelos vórtices destacados de uma asa 'delta' em grandes ângulos de ataque, sobre o leme vertical. O foco de interesse dos autores eram os efeitos que ocorrem no pós-estol.

O modelo empregado consistia de uma asa 'delta' com 60° de enflexamento e no bordo de ataque arredondado existia uma fenda em toda a extensão por onde soprava-se um plano de ar vertical. A fenda podia ainda ter altura constante ou afilada, sendo estreita no ápice e larga na ponta de asa. Dois modelos de lemes verticais foram utilizados: um rígido, para a obtenção do campo de pressões e outro flexível para o estudo dos modos de vibrações estruturais, sendo montados individualmente (de acordo com o ensaio) na proximidade do bordo de fuga da asa.

Os ensaios foram conduzidos ao número de Reynolds (Re) 8×10^5 , baseado na corda da raiz da asa, o coeficiente de jato (C_j) variou de 0 à 0,15 e o ângulo de ataque máximo investigado foi 70° .

Os resultados obtidos demonstraram que o uso do dispositivo de sopro produz um aumento no ângulo de ataque máximo da asa e concomitantemente desloca para incidências maiores os 'picos de resposta' (referentes às vibrações estruturais) induzidas pelos vórtices da asa sobre o leme vertical. A fenda de espessura variável ('afilada') apresentou ser mais eficiente que a fenda uniforme, uma vez que permite ao sopro penetrar no escoamento com velocidades diferentes entre o ápice e a ponta de asa. Deste modo, o plano de ar interage mais adequadamente com o vórtice produzido na asa, ou seja, possui maior coeficiente de jato na região da ponta, que é por onde o vórtice irá iniciar o seu afastamento da superfície em grandes ângulos de ataque. Variando-se o coeficiente de jato (C_j) de acordo com a incidência da asa, pode-se ainda anular a vibração induzida no leme vertical.

Figura 2.19. Configurações de pontas de asa ensaiadas por SMITH et al. (1990)

RAO (1994) desenvolveu estudos experimentais em túnel de vento para investigar os efeitos de um dispositivo de sopro lateral em asas altamente enflexadas. O dispositivo de sopro era composto por uma fenda no extradorso da asa, de maneira à soprar um plano de ar tangencial à esta superfície, direcionado para fora. A Figura 2.20 apresenta o conceito investigado aplicado à uma asa tipo 'delta' e à um modelo especial de 'duplo delta' ("cranked-arrow"). Os dois modelos foram ensaiados com razão de velocidades V_j/U_o máximas 4,5 e número de Reynolds $0,8 \times 10^6$.

A aplicação do sopro na asa 'duplo delta' refere-se ao fato deste modelo sofrer estol prematuro nos painéis externos, próximos à ponta de asa, provocando perda de sustentação e de potência no comando dos ailerons.

Os dados resultantes foram obtidos através de ensaios de visualização, tomadas de pressão e balança aerodinâmica. Através destes, concluiu-se que a configuração de sopro testada exerce um efeito estabilizante no escoamento sobre o painel externo da asa 'duplo delta', atrasando seu estol e portanto aumentando seu ângulo de ataque máximo. Além disso o emprego do sopro unilateralmente aumenta o controle lateral para níveis onde o aileron perdia sua eficiência.

YANHUA et al. (1994) desenvolveram um estudo experimental sobre o mecanismo de interação entre o sopro lateral à partir da fuselagem e o vórtice gerado no bordo de ataque em asas com grande enflexamento. Ensaio de visualização e medições dos vetores velocidade e vorticidade foram feitos em túnel de vento, com um modelo de asa tipo delta cujo ângulo de enflexamento era 60° , posicionado à um ângulo de ataque à 24° , número de Reynolds (Re) $6,6 \times 10^4$ e coeficiente de jato (C_j) constante (porém, o valor não foi informado pelos autores). O estudo do mecanismo foi dividido em três partes: o vórtice gerado em uma asa delta quando esta é posicionada com ângulo de ataque positivo em relação ao fluxo uniforme; sopro em uma asa delta sem a presença do fluxo uniforme; e por fim, a combinação dos dois estudos anteriores.

Os resultados obtidos demonstraram que, no primeiro caso, a estabilidade e existência do vórtice depende da relação entre sua velocidade axial (V_a) e a do fluxo uniforme (U_o) ou seja, quanto maior a velocidade axial do vórtice em relação à do

Uo, mais estável e persistente será o vórtice, atrasando seu descolamento. A presença do sopro unicamente, induz a formação do vórtice no bordo de ataque e, a intensidade e a extensão deste, dependem diretamente da posição do bocal de sopro. Conforme pode ser observado na Figura 2.21, com o bocal posicionado próximo ao ápice da asa, mais intenso será o vórtice produzido por este e menor será sua extensão pois, ao encontrar-se com o jato, este será destruído; por outro lado, quanto mais para trás estiver o bocal, mais fraco será o vórtice induzido, mas terá maior extensão pois o percurso à percorrer até o encontro com o jato será maior.

A combinação dos dois fenômenos estudados demonstrou que, a presença do sopro incrementa a velocidade axial do vórtice, aumentando sua intensidade e estabilidade e, portanto, prevenindo seu descolamento em ângulos de ataque elevados. Além disso, o bocal do sopro deve ser posicionado à certa distância do ápice e do bordo de ataque da asa, para evitar que o forte jato na saída do bocal funcione como uma barreira à formação do vórtice.

Figura 2.20. Esquema dos modelos ensaiados por RAO (1994)

Figura 2.21. Efeito da posição do bocal na formação do vórtice de bordo de ataque

MEYER & SEGINER (1994) investigaram os efeitos de sopro lateral periódico e constante em velocidades subsônicas, de maneira a encontrar um sopro mais efetivo tanto em condições de fluxo permanente e não-permanente. Os autores testaram um modelo em escala 1:25 da versão mais recente do avião de combate "Kfir", que é equipado com asas delta à 60° de enflexamento e bordo de ataque relativamente afiado. O dispositivo de sopro estava posicionado à 7,3% da corda da raiz da asa, à partir da fuselagem e com seu eixo paralelo ao bordo de ataque; o coeficiente de jato testado variou de 0,004 à 0,37 e, o número de Reynolds, de $1,4 \times 10^5$ à $4,8 \times 10^5$. A Figura 2.22 apresenta um esquema do modelo ensaiado e o posicionamento dos bocais.

O estudo do sopro lateral periódico (tipo 'liga/desliga') advém da necessidade de buscar-se um sistema que sangle menor massa de ar do compressor do motor pois, no modo contínuo, diminuiria o excesso de potência disponível para manobras em combate; Além disso, asas com grande enflexamento, são passíveis freqüentemente de instabilidades oscilatórias e, um dispositivo pulsante poderia compensar e anular tais comportamentos.

Os resultados obtidos mostraram que, com o sopro periódico de baixa freqüência, os coeficientes de sustentação e arrasto atingiram os valores alcançados com o sopro contínuo, estando este ligado ou não; entretanto, com o sopro em alta freqüência os coeficientes variam dentro de uma faixa cujos limites são os valores sem sopro e com sopro contínuos, sem contudo, alcança-los. O sopro periódico não demonstrou ser mais efetivo que o sopro constante; entretanto, ambos dispositivos induzem à aumentos significativos na sustentação em todas as incidências, até 60°.

TRAUB (1995) efetuou uma investigação em túnel de vento sobre os efeitos do sopro lateral à partir da fuselagem, em uma asa delta equipada com flape de bordo de ataque (LEVF); este dispositivo é efetivo no aumento de performance de asas delta e asas altamente enflexadas. O LEVF atua de modo a concentrar a sucção do vórtice sobre si próprio (o LEVF) e portanto, produz uma tração, apesar de uma moderada redução na sustentação. Entretanto, para grandes ângulos de ataque o flape

de bordo de ataque perde eficiência devido à expansão do vórtice e seu escorregamento para a parte interna da asa.

O autor empregou uma asa delta com enflexamento à 60° , e razão de afilamento 0,125; o modelo estava equipado com LEVF de corda constante ao longo de todo o bordo de ataque e defletido à 30° . O bocal de sopro estava posicionado na fuselagem com eixo paralelo ao bordo de ataque e à 4,4% da corda da raiz (c_R); o número de Reynolds era $0,65 \times 10^5$, o ângulo de ataque variou de 0° à 34° e o coeficiente de jato máximo foi 0,06.

Os resultados mostraram que o uso do sopro lateral ocasiona pouco efeito na sustentação em ângulos de ataque moderados ($\alpha < 13^\circ$); acima deste valor o C_L é aumentado progressivamente com o coeficiente de jato onde, os maiores ganhos são obtidos à grandes incidências. Reduções no arrasto são observados para coeficientes de sustentação maiores que 0,5. À partir da variação do coeficiente de força axial (C_A), o autor concluiu que o uso do sopro aumenta a tração produzida no LEVF em coeficientes de sustentação maiores que 0,7 proporcionando portanto, a estabilização do vórtice sobre o flape até grandes ângulos de ataque.

Figura 2.22. Modelo em escala ensaiado por MEYER & SEGNER (1994)

MINECK (1995) desenvolveu um amplo estudo experimental e analítico para investigar os benefícios potenciais de sopros discretos à partir da ponta de asa, nas características aerodinâmicas de uma asa de moderado alongamento.

Para o estudo experimental em túnel de vento empregou-se um modelo de asa semi-envergadura, enflexado à 33° no bordo de ataque, razão de afilamento 0,4 e perfil NASA HSNLF(1)-0213 representando desta forma, a porção externa da asa de uma aeronave subsônica de transporte comercial de passageiros. Os dispositivos de sopro ensaiados consistiam de duas fendas (uma anterior e outra posterior) localizadas na ponta de asa removível (para testes com outras configurações). Desta forma puderam ser testados variações no coeficiente de jato, independente para cada fenda, e ângulos de diedro e de enflexamento na saída do sopro. A Figura 2.23 apresenta um esquema do modelo experimental. O número de Mach (M) variou de 0,3 à 0,5 e o ângulo de ataque (α) de -2° à 11° . Foram feitas medições de forças e momentos aerodinâmicos e distribuição de pressão por sobre a superfície da asa.

Devido à impossibilidade de efetuar-se um ensaio em túnel de vento destes dispositivos no regime de escoamento mais alto ($M > 0,7$), efetuou-se uma análise numérica para simular tais condições.

Os resultados obtidos permitiram obter as seguintes conclusões:

- a) o uso dos dispositivos de sopro discretos ocasiona aumento na sustentação e redução no arrasto;
- b) o aumento do número de Mach, reduz o benefício aerodinâmico provocado pelo sopro;
- c) coeficientes de jato reduzidos ($C_j < 0,005$) ocasionam alterações pouco perceptíveis nas características aerodinâmicas;
- d) coeficientes de jato maiores ($C_j > 0,006$) provocam benefícios marcantes nas forças aerodinâmicas;
- e) defletindo-se o sopro para baixo (20°) promove-se maior incremento na sustentação e redução no arrasto; entretanto, defletindo-se para trás (30°) os benefícios são menores;
- f) para regimes de vôo alto subsônico, o dispositivo de sopro apresenta-se inviável pois, para seu funcionamento nesta condição, seria necessário extrair-se 10% do

empuxo total produzido pelos motores mas, o benefício ocasionado no aumento da sustentação não ultrapassa 1%.

Figura 2.23. Esquema do modelo experimental ensaiado por MINECK (1995)

JOHARI et al. (1995) apresentam um novo tipo de configuração para sopro lateral em asas de grande enflexamento. Este dispositivo é composto de três pares de bocais para saída de jato, localizados no extradorso sobre o eixo teórico do vórtice produzido pela asa em ângulos de ataque positivos, conforme Figura 2.24. Para investigar esta configuração, efetuaram-se ensaios em túnel de água com um modelo de asa delta, cujo ângulo de enflexamento era 60° , o bordo de ataque era agudo (formando um ângulo de 25°) e o alongamento (AR) 2,3; o número de Reynolds (Re) era 1×10^5 e o ângulo de ataque variou de 14° à 32° . Os pares de bocais foram posicionados à 20%, 30,5% e 41% da corda da raiz da asa (c_R) e o coeficiente de jato máximo era 0,1.

O objetivo destes experimentos eram verificar a influência dos bocais, individualmente ou combinados, sobre o ponto de descolamento do vórtice da asa; portanto, os resultados apresentados baseiam-se em observações visuais registradas fotograficamente e nenhum ensaio quantitativo foi feito.

Os resultados demonstraram que:

- a) o sopro posicionado à frente do ponto de descolamento natural do vórtice, faz com que este avance indesejavelmente para frente, pois produz uma região de baixa pressão, puxando-o e, isto acarreta um aumento de circulação periférica no vórtice, tornando-o instável prematuramente;
- b) o sopro posicionado no ponto de descolamento do vórtice, não produz algum efeito sobre este;
- c) o bocal posicionado após o ponto de descolamento natural do vórtice, puxa para perto de si este ponto, aumentando a extensão do vórtice ativo em 15% relativo à c_R , em ângulos de ataque moderados e coeficientes de jato da ordem de 0,05;
- d) incrementos no coeficiente de jato acima de 0,06 pouco alteram o posicionamento do ponto de descolamento do vórtice.

NEAMTU (1996) apresenta um modelo matemático utilizado para investigar as interferências aerodinâmicas ocasionadas pelo sopro de um plano de ar à partir de um fenda localizada na ponta de asa, de modo à criar um extensão fluida na envergadura da asa. O modelo foi desenvolvido nos mesmos moldes da teoria da

superfície de sustentação e as relações matemáticas que descrevem o plano de ar, foram empregadas computacionalmente para sistemas de sustentação (asa + plano de ar) não planas (como no caso de asas com torção geométrica), de modo a resolver o problema da interferência aerodinâmica em qualquer configuração asa-fuselagem e sopro. Os resultados teóricos apresentados foram comparados com ensaios experimentais (somente para o caso de asa retangular, com plano de jato horizontal).

Concluiu-se que o aumento de sustentação ocorre ao longo de toda a envergadura, porém mais pronunciadamente na região das pontas e, inclinando-se o jato para baixo, maior é o incremento na sustentação. Os benefícios apresentados devido à presença do sopro, são proporcionais ao coeficiente de jato (C_j) e ao ângulo de ataque (α). A comparação entre os resultados teóricos e experimentais mostrou-se satisfatório, valorizando o modelo matemático desenvolvido.

Figura 2.24. Configuração do dispositivo de sopro e modelo de asa ensaiado por JOHARI et al. (1995)

KARASHIMA & SATO (1996) apresentam resultados experimentais de uma investigação dos efeitos causados por um sopro lateral à partir da fuselagem, na região do bordo de fuga em uma asa trapezoidal. Os ensaios foram conduzidos com um modelo de asa semi-envergadura, cujo bordo de ataque era enflexado à 45° , alongamento (AR) 0,933 e perfil supercrítico com 11% de espessura relativa (modelo 'SCW'). O jato de ar era soprado através de um bocal circular localizado logo abaixo do bordo de fuga. O ângulo de ataque (α) variou de -5° à 35° para baixos números de Mach (M) e, de -6° à 6° para regimes transônicos. A Figura 2.25 apresenta o esquema da montagem experimental.

Os resultados obtidos demonstraram que, em qualquer incidência e regime de escoamento, o incremento na sustentação é notável, bem como o aumento no ângulo de estol. Somente para pequenos ângulos de ataque notou-se redução no arrasto. Nos demais casos o arrasto foi maior que a condição sem sopro; entretanto, ao estudar-se a eficiência aerodinâmica (L/D) esta apresentou benefícios sobre a asa básica (dispositivo desligado) para $\alpha < 6^\circ$ e, equiparou-se aquela para os demais ângulos de ataque.

Quando a incidência da asa é pequena, a presença do sopro atua de modo a acelerar o fluxo no extradorso da asa aumentando a sucção nesta região ao mesmo tempo que cria um bloqueio ao escoamento no intradorso. Este bloqueio aumenta a pressão nesta porção da asa, especificamente nas proximidades do bordo de fuga. Portanto, ocorre um aumento de circulação na asa, que é também responsável pelo incremento no arrasto induzido.

Em se tratando de ângulos de ataque maiores que 20° , o mecanismo físico é diferente; nestas condições, a presença do sopro aumenta a intensidade do vórtice de bordo de ataque ("vortex lift"), incrementando a sucção nesta região, retardando o estol e portanto, aumentando o C_L máximo e o ângulo de estol.

No caso de regime transônico, além do incremento na sustentação, como ocorre na condição subsônica, o sopro parece diminuir o arrasto e o estol por onda de choque (C_{Dw}), quando o número de Mach excede 0,95 e o ângulo de ataque não ultrapassa 6° .

Figura 2.25. Configuração ensaiada por KARASHIMA & SATO (1996)

YANHUA et al. (1996) conduziram uma investigação experimental em túnel de vento para identificar os efeitos de sopro lateral à partir da fuselagem, sobre asas de acentuado enflexamento, durante oscilações em arfagem com variações na incidência de 0° à 60° . Ensaios estáticos e dinâmicos foram efetuados com e sem o uso do sopro, assim como, medições da força de sustentação e visualizações de fluxo. O modelo de asa empregado era tipo delta, com 60° de enflexamento e bordos de ataque e de fuga afilados; o número de Reynolds era $1,04 \times 10^6$, a variação da frequência de oscilação foi de 0 à 2Hz e o coeficiente de jato máximo era 0,1. A Figura 2.26 apresenta a montagem experimental para os ensaios de oscilação.

Os resultados estáticos mostraram que o efeito do sopro aumenta a sustentação, através do aumento da intensidade do vórtice e o atraso em seu descolamento; tanto $dC_L/d\alpha$, como α máximo e C_L máximo, são incrementados. Os dados obtidos no ensaio de oscilação, sem o uso do sopro, sugerem que, nesta

condição, o descolamento do vórtice é atrasado durante o aumento da incidência ("*pitch up*") e, adiantado no movimento onde ocorre a diminuição do ângulo de ataque ("*pitch down*") quando comparados aos resultados dos ensaios estáticos. O uso do dispositivo de sopro anula estas diferenças, bem como reduz a amplitude da oscilação.

Os testes mostraram ainda que, ganhos no C_L máximo e atrasos no descolamento do vórtice são obtidos com o modelo oscilando, quando comparados aos resultados dos ensaios estáticos, tanto com o uso do sopro quanto sem este.

Figura 2.26. Montagem experimental para os ensaios de oscilação, desenvolvidos por YANHUA et al. (1996)

JOHARI & MOREIRA (1996) investigaram experimentalmente os efeitos de sopros constantes e pulsantes, como meio de atrasar o descolamento do vórtice de bordo de ataque formado em asas de grande enflexamento, como por exemplo a delta. Os ensaios foram desenvolvidos com um modelo de asa delta com sopro lateral, seguindo o conceito inicialmente proposto por JOHARI et al. (1995); mas os autores pesquisaram os efeitos tanto no modelo estático quanto em movimento oscilatório em arfagem. O modelo de asa delta era enflexado à 60° e o bocal de saída do jato estava posicionado à 40% da corda da raiz da asa (c_R), conforme esquema apresentado na Figura 2.27; o ângulo de ataque variou de 14° à 34° nos ensaios estáticos e, de 18° à 32° nos ensaios dinâmicos. O número de Reynolds (Re) era $8,6 \times 10^4$, o coeficiente de jato máximo utilizado nos experimentos estáticos foi 0,1 enquanto que, nos oscilatórios era 0,03, e a frequência de oscilação variou de 1 à 15Hz.

Os resultados obtidos com o modelo estático e coeficiente de jato constante, foram os mesmos obtidos por JOHARI et al. (1995). Já o emprego do sopro pulsante demonstrou ser mais efetivo em atrasar o descolamento do vórtice, principalmente quando a frequência de pulsação do sopro é muito próxima à frequência natural de formação do vórtice de bordo de ataque.

Os resultados obtidos com o modelo em oscilação mostraram que, tanto sopro constante quanto pulsante, são efetivos em atrasar o descolamento do vórtice; no movimento oscilatório ascendente ("*pitch up*"), o jato pulsante é mais vantajoso enquanto, no movimento descendente ("*pitch down*"), os dois sistemas equiparam-se.

Os autores puderam verificar ainda que, quando a razão de oscilação é pequena, o sopro é o principal responsável pela variação no posicionamento do ponto de descolamento do vórtice e, atua de maneira muito semelhante ao caso estático; porém, quando a razão de oscilação é alta, o sopro pouco influencia este posicionamento, que passa ser governado pelos parâmetros do movimento oscilatório em arfagem.

Figura 2.27. Configuração experimental estudada por JOHARI & MOREIRA (1996)

HONG et al. (1996) investigaram experimentalmente os efeitos ocasionados por sopro lateral à partir do bordo de ataque sobre uma asa delta. O objetivo era estudar e entender a aerodinâmica por trás do uso desse dispositivo e sua aplicabilidade como mecanismo de controle de sustentação e rolagem. Os autores estudaram duas configurações de sopro lateral: com a fenda estendendo-se por 91% do bordo de ataque e por 28,7% do bordo em sua parte posterior. Empregando um modelo de asa delta enflexada à 60° e alongamento (AR) 1,95, conforme Figura 2.28, foram feitas medições das forças aerodinâmicas, distribuição de pressão na superfície e visualizações de fluxo; o Re variou de $3,25 \times 10^5$ à 5×10^5 , o coeficiente de jato máximo era 0,06 e a maior incidência testada foi 30° .

Os resultados obtido demonstraram que as características aerodinâmicas da asa foram aumentadas devido ao sopro, por três mecanismos:

- a) a vorticidade proveniente do sopro alimenta o vórtice do bordo de ataque, aumentando-o;
- b) como o plano de jato pode sustentar diferenças de pressões, então o sopro lateral efetivamente aumenta o ângulo do ápice da asa e portanto aumenta a intensidade do vórtice de bordo de ataque ("*vortex lift*");
- c) a contribuição direta da quantidade de movimento do jato.

O uso do sopro mostrou-se efetivo em todos os ângulos de ataque testados, exceto na proximidade de 20° , onde o sopro diminui o incremento na sustentação; este mecanismo de efeito reverso é devido ao fato do sopro, em ângulos de ataque moderados, também ser responsável pelo adiantamento do ponto de descolamento do

vórtice, além do incremento em sua intensidade. À medida que a incidência aumenta, o plano de jato aumenta a área da asa onde o vórtice é efetivo e compensa a perda na sustentação devido ao descolamento parcial e prematuro do vórtice.

O emprego da fenda parcial mostrou-se ser mais efetiva para produzir maiores momentos em rolagem pois, usando menor área de fenda e fluxo de massa, pode-se produzir um sopro mais intenso e portanto, vórtices mais poderosos na proximidade do bordo de fuga onde o braço do momento em rolagem é maior.

Figura 2.28. Modelo de asa delta ensaiada por HONG et al. (1996)

LANGAN & SAMUELS (1997) e (1999) apresentam os resultados obtidos experimentalmente em túnel de vento, sobre um dispositivo de sopro com bocais orientáveis, aplicados à região das pontas de asa. O dispositivo equipou um modelo de aeronave 'conceito' de combate, em escala 55%, asas com formato diamante, afilada e ângulo de enflexamento do bordo de ataque e de fuga à $+40^\circ$ e -40° , respectivamente. Os bocais foram posicionados sobre o extradorso à 80% da envergadura (à partir do plano longitudinal) e 25% da corda; seu formato permite que o jato de ar expanda-se num plano paralelo à asa. A saída do jato podia ser posicionada, contando-se à partir de um eixo paralelo ao longitudinal da aeronave, à $+50^\circ$ variando até -40° . A Figura 2.29 apresenta esta configuração. A pressão máxima da linha de alimentação de ar para os bocais era 1600psi (110bar ou $112,5\text{kgf/cm}^2$), permitindo um fluxo máximo para cada bocal de 5,6lbm/s ($2,54\text{kgm/s}$). A velocidade do fluxo livre era 109kts (202kph ou 56m/s), o ângulo de ataque variou de -4° à $+42^\circ$ e o coeficiente de sopro de 0,005 à 0,02.

Os resultados obtidos levaram às seguintes conclusões:

- a) o dispositivo de sopro permitiu um aumento de 10% na sustentação, comparando-se à asa básica (sopro desligado); este ganho aplica-se sobre todo o carregamento da asa;
- b) o uso do sopro incrementou a curva polar da aeronave, pois permite obter o mesmo C_L com menor ângulo de ataque; deste modo a razão C_L/C_D é beneficiada;
- c) o sopro mostrou-se mais efetivo com o bocal posicionado paralelamente ao bordo de ataque ($+40^\circ$) e/ou alinhado com o fluxo uniforme (0°);
- d) o aumento do coeficiente de jato, aumenta a sustentação mas, pequenos valores de intensidade de sopro promovem maiores incrementos relativos na sustentação ($\Delta C_L/C_j$);
- e) o emprego do sopro assimetricamente permite o controle de rolagem da aeronave com potência de comando, igual ou superior àquela obtida com o uso de ailerons;
- f) o uso do dispositivo de sopro deve ser considerado durante o desenvolvimento da aeronave, especialmente ao sangrar-se ar comprimido do(s) motor(es), sem perda significativa de potência.

Figura 2.29. Modelo de aeronave e configuração do dispositivo de sopro testado por LANGAN & SAMUELS (1997) e (1999)

KUO et al. (1997) desenvolveram um estudo experimental sobre as características transitórias do vórtice produzido no bordo de ataque de uma asa de grande enflexamento, sob o efeito de sopro lateral à partir de seu ápice. Os autores estavam interessados nos fenômenos transientes que ocorrem durante o processo inicial de injeção de massa (jato). Para tal, empregou-se uma asa delta, enflexada à 75° com seu bordo de ataque afilado à 25° , posicionada num ângulo de ataque de 40° , dentro de um túnel de água; a velocidade do escoamento garantiu um número de Reynolds (Re) da ordem de 3×10^4 e o coeficiente de jato usado era 0,088.

Os resultados obtidos mostraram que:

- a) o miolo do vórtice atua como um transmissor de quantidade de movimento do sopro para a região de descolamento deste, reduzindo o forte gradiente de pressão adverso que existe nesta parte do vórtice;

- b) a parte central do miolo do vórtice é mais sensível à perturbações externas; é por isso que ocorre a transformação do perfil de velocidades no miolo (de perfil de jato para o de esteira) no ponto de descolamento do vórtice.

HOWARD et al. (1998) apresentam os resultados experimentais obtidos em túnel de vento, do efeito de sopro lateral à partir da fuselagem sobre uma asa equipada com "strake" (alongamento triangular do bordo de ataque da asa, em sua raiz, junto à fuselagem). O objetivo dos ensaios era obter dados sobre os efeitos globais, na sustentação e no arrasto, ocasionados pelo emprego do sopro lateral.

O modelo utilizado era composto por uma meia fuselagem, equipada com uma asa trapezoidal enflexada no bordo de ataque à 36° , perfil NACA 64^A008 e "strake" enflexado à 76° . A Figura 2.30 apresenta a vista lateral do modelo montado no túnel de vento. O bocal de saída do sopro fora posicionado à 23,5% da corda da raiz da asa (bocal I) ou à 32,9% c_R (bocal II); o jato era soprado enflexado à 30° , 45° ou 60° , com diedro (θ_o) variando de -10° à 40° e o número de Reynolds (Re) de 5×10^5 à $8,2 \times 10^5$. O coeficiente de jato (C_j) máximo empregado foi 0,022.

Os resultados obtidos demonstraram que:

- o bocal de saída de jato enflexado à 60° produziu o maior incremento na sustentação, independente do bocal empregado (I ou II);
- o melhor ângulo de diedro encontrado para a saída do jato foi 0° para o bocal I (23,5% c_R) e 10° para o bocal II (32,9% c_R);
- o maior incremento na sustentação obtido (9%) foi encontrado na região do pré-estol ($\sim 20^\circ$) e a presença do sopro também propicia a recolagem do fluxo em incidências elevadas (30° - 35°);
- os efeitos obtidos sobre o arrasto foram desprezíveis.

Figura 2.30. Modelo ensaiado por HOWARD et al. (1998)

SIMPSON et al. (2000) desenvolveram um estudo experimental em túnel de vento para analisar as características aerodinâmicas de uma asa equipada com um dispositivo de sopro em sua ponta.

O modelo estudado consistia de uma asa retangular, semi-envergadura, com alongamento (AR) 1,9 e perfil NACA 0015; o dispositivo de sopro era composto por uma fenda retangular com largura 10% da corda do modelo, posicionada na quarta corda conforme a Figura 2.31. Os ensaios foram realizados com a velocidade do fluxo não-perturbado de 25m/s formalizando $5,1 \times 10^5$ no número de Reynolds; o ângulo de ataque máximo foi 14° e o coeficiente de jato (C_j) 0,01.

Os resultados obtidos mostraram que o dispositivo de sopro é efetivo em aumentar a razão L/D da asa em coeficientes de sustentação (C_L) superiores a 0,3 (incremento de até 6% no C_L 0,8), que a variação da sustentação e do arrasto em função de C_j , é diretamente proporcional para ambas, (mas $\partial C_L / \partial C_j$ é maior que o $\partial C_D / \partial C_j$) e que o dispositivo apresenta larga aplicabilidade nas operações de pouso e decolagem. Comparando os resultados com os obtidos por outros autores (LEE et al., 1988), a configuração proposta demonstrou-se mais efetiva e mais adequada as leis algébricas formuladas por TAVELLA & ROBERTS (1985).

Figura 2.31. Modelo ensaiado por SIMPSON et al. (2000)

FIGURA 2.32. QUADRO CLASSIFICATÓRIO DAS CONFIGURAÇÕES DE SOPRO APRESENTADAS NA REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.3. REFERÊNCIA ILUSTRADA DAS CONFIGURAÇÕES DE SOPRO APRESENTADAS NA REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Figura 2.33. Sopro lateral na ponta de asa de moderado enflexamento, à partir de fenda integral (*configuração I*)

Figura 2.34. Sopro lateral na ponta de asa de moderado enflexamento, à partir de fenda discreta, simples ou múltiplas (*configuração II*)

Figura 2.35. Sopros longitudinal na ponta de asa de moderado enflexamento, através de fenda em extensão tubular no bordo de fuga (*configuração III*)

Figura 2.36. Sopros longitudinal na ponta de asa de moderado enflexamento, através de bocal à montante ou à jusante do escoamento (*configurações IVa e IVb, respectivamente*)

Figura 2.37. Sopros lateral à partir da fuselagem, sobre asa de acentuado enflexamento, próximo ao bordo de ataque, através de bocais simples ou múltiplos (*configurações Va e Vb, respectivamente*)

Figura 2.38. Sopros lateral à partir da fuselagem através de bocal simples, próximo ao bordo de fuga ou sobre articulação do flape (*configuração VI a/b*)

Figura 2.39. Sopro lateral à partir do bordo de ataque de asa com acentuado enflexamento, através de fendas integrais ou parciais (*configurações VIIa e VIIb, respectivamente*)

Figura 2.40. Sopro vertical à partir do bordo de ataque de asa com acentuado enflexamento, através de fendas integrais ou parciais (*configurações VIIIa e VIIIb*)

Figura 2.41. Sopro lateral à partir do eixo do vórtice de asa com acentuado enflexamento, através de bocais simples ou múltiplos (*configurações IXa e IXb*)

Figura 2.42. Sopro lateral à partir do eixo do vórtice de asa com acentuado enflexamento, através de bocal em sua porção externa (*configuração X*)

Tabela 1. Quadro resumido dos estudos experimentais apresentados na Revisão Bibliográfica - *Geometria dos modelos ensaiados*

Autor	Ano	Tipo de modelo ensaiado	Tipo de asa	Perfil da asa	Alongamento (AR)	Envergadura (m)	Corda (m)
Lloyd	1963	completo	retângular	NACA 0015	3,92	0,560	0,200
Waugh	19?	semi-envergadura	retângular	aleta simétrica	0,62 à 1,25	0,025 à 0,051	0,082
Dixon	1969	semi-envergadura	retângular	Placa plana	4,7	0,305	0,127
Carafoli & Camarasescu	1971	semi-envergadura	retângular	----	0,6 à 2	----	----
Dixon	1972	completo	afilada/enflex.	----	3,4	----	0,167
Kantha	1972	semi-envergadura	retângular	NACA 0012	8,12	0,800	0,197
Jarvinen	1973	semi-envergadura	retângular	NACA 0012	8,12	0,800	0,197
Bradley & Wray	1974	semi-envergadura	delta/trapez	Placa plana	----	0,127	Variável
Mineck & Carter	1974	completo	retângular	Glen Martin 21	1	1,22	1,22
Yuan & Bloom	1974	completo	retângular	NACA 0018-64	6,9	1,750	0,254
Campbell	1975	completo	trapezoidal	----	2,5	----	----
Campbell	1976	completo	enflex/delta	Placa plana	2,5 à 5	0,510	0,300
Clarke	1976	semi-envergadura	enflexada	----	5,1	1,100	0,600

Tabela 1. Quadro resumido dos estudos experimentais apresentados na Revisão Bibliográfica - Geometria dos modelos ensaiados (Cont.)							
Autor	Ano	Tipo de modelo ensaiado	Tipo de asa	Perfil da asa	Alongamento (AR)	Envergadura (m)	Corda (m)
Erickson	1979	completo	trapezoidal	----	----	0,81	----
Anglin & Satran	1980	semi-envergadura	enflex/delta	----	----	----	----
Wu et al.	1982	semi-envergadura	retângular	NACA 0012-64	3,39	0,305	0,180
Briggs & Schwind	1983	semi-envergadura	retâng/enflex	NACA 0015	0,62 à 4	0,300	0,374
Wu et al.	1983	semi-envergadura	retângular	NACA 0012-64	3,39	0,305	0,180
Wu et al.	1984	semi-envergadura	retângular	NACA 0012-66	3,39	0,305	0,180
Tavella et al. ¹	1985	semi-envergadura	retângular	NACA 0018	3,14	0,226	0,150
Huffman et al.	1987	completo	enflexada	----	----	----	----
Smith et al.	1990	semi-envergadura	aflada/enflex.	HSNLF(1)-0213	5,7	0,28	----
Yanhua et al.	1990	semi-envergadura	delta	Placa plana	----	0,300	1,048
Bean et al.	1993	completo	delta	Placa plana	----	0,5	0,53
Gu et al.	1993	semi-envergadura	delta	Placa plana	----	0,122	0,457
Yanhua et al.	1994	completo	delta	Placa plana	----	----	----
Meyer & Seginer	1994	completo	delta	----	----	0,325	0,260

Tabela 1. Quadro resumido dos estudos experimentais apresentados na Revisão Bibliográfica - Geometria dos modelos ensaiados (Cont.)							
Autor	Ano	Tipo de modelo ensaiado	Tipo de asa	Perfil da asa	Alongamento (AR)	Envergadura (m)	Corda (m)
Rao	1994	semi-enverg/completo	delta/dup.delta	Placa plana	----	----	----
Traub	1995	semi-envergadura	delta	Placa plana	1,78	0,202	0,452
Johari et al.	1995	completo	delta	Placa plana	2,31	0,305	0,264
Mineck	1995	semi-envergadura	aflada/enflex.	HSNLF(1)-0213	----	0,51	----
Karashima & Sato	1996	semi-envergadura	enflexada	CAW 12%	0,933	0,119	0,187
Yanhua et al.	1996	completo	delta	Placa plana	2,31	0,796	0,689
Johari & Moreira	1996	completo	delta	Placa plana	----	0,300	0,257
Hong et al.	1996	completo	delta	Triangular	1,95	0,198	0,187
Langan & Samuels	1997	completo	diamante	----	2,11	6,589	3,935
Kuo et al.	1997	semi-envergadura	delta	placa plana	----	----	----
Howard et al.	1998	semi-envergadura	enflexada	NACA 64A008	----	----	----
Simpson et al.	2000	Semi-envergadura	retangular	NACA 0015	1,9	0,55	0,3

Observação: ¹ O modelo descrito por TAVELLA et al. (1985) é o mesmo descrito por LEE et al. (1986), LEE (1989), TAVELLA et al. (1986) e TAVELLA et al. (1988).

Tabela 2. Quadro resumo dos estudos experimentais apresentados na Revisão Bibliográfica - Condições dos ensaios										
Autor	Ano	Uo máx (m/s)	Cj máx	Pe máx (kPa)	Re máx	α máx (°)	M máx	Tipo de túnel	Geometria da Câmara de ensaio (m)	Configuração de sopro, Figura
Lloyd	1963	18,17	2,510	181	242.000	27,5	----	Vento	----	I, 24
Waugh	19?	----	0,130	----	----	----	----	Água	----	I, 24
Dixon	1969	20	0,820	----	1.370.000/m	24	----	Vento	1,09 x 0,76 x 1,22	V, 28
Carafoli & Camarasescu	1971	----	1,000	----	----	36	----	Vento	----	I, 24
Dixon	1972	95	0,038	----	4.720.000/m	24	----	Vento	1,09 x 0,76 x 1,22	VI b, 29
Kantha	1972	26,82	0,400	----	360.000	8	----	Vento	3,05 x 2,13	IV b, 27
Jarvinen	1973	13,41	0,140	----	176.000	8	----	Vento	3,05 x 2,13	IV a, 27
Bradley & Wray	1974	15,24	0,090	1340	5.000.000/m	30	0,30	Vento	----	V a, 28
Mineck & Carter	1974	22	0,500	----	1.840.000	15	----	----	----	I, 24
Yuan & Bloom	1974	26,52	0,045	----	540.000	22	----	Vento	4,42 x 6,63	III, 26
Campbell	1975	----	0,180	----	520.000/m	24	0,26	Vento	3,05 x 2,13	V a, 28
Campbell	1976	----	0,120	----	520.000/m	30	0,26	Vento	3,05 x 2,13	V a, 28
Clarke	1976	30,48	0,145	344	1.220.000	25	----	Vento	1,83 x 2,44	V a, 28

Tabela 2. Quadro resumido dos estudos experimentais apresentados na Revisão Bibliográfica - Condições dos ensaios (Cont.)										
Autor	Ano	Uo máx (m/s)	Cj máx	Pe máx (kPa)	Re máx	α máx (°)	M máx	Tipo de túnel	Geometria da Câmara de ensaio (m)	Configuração de sopro, Figura
Erickson	1979	----	0,120	----	1.020.000	40	0,18	Vento	3,05 x 2,13	V a, 28
Anglin & Satran	1980	17,71	0,120	----	----	55	----	Vento	3,67 x 3,67	V b, 28
Wu et al.	1982	30,48	0,006	----	365.000	10	----	Vento	0,355 x 0,508	II, 25
Briggs & Schwind	1983	60,96	0,200	103	1.500.000	18	----	Vento	0,355 x 0,508	I, 24
Wu et al.	1983	30,50	0,006	----	365.800	16	----	Vento	0,355 x 0,508	II, 25
Wu et al.	1984	20,00	0,006	----	400.000/m	10	----	Vento	0,305 x 0,508	II, 25
Tavella et al. ²	1985	40,00	1,000	----	400.000	8	----	Vento	0,457 x 0,457	I, 24
Huffman et al.	1987	----	0,140	----	2.100.000	24	0,21	Vento	2,13 x 6,10	V a, 28; X a, 33
Smith et al.	1990	0,076	0,018	----	74.000/m	5	----	Água	0,61 x 0,40	II, 25
Yanhua et al.	1990	----	0,130	----	2.270.000	45	----	Vento	1,40 x 1,40	V a/b, 28
Bean et al.	1993	----	0,150	----	800.000	60	----	Vento	2,10 x 1,50	VIII a, 31
Gu et al.	1993	----	----	----	17.000	54	----	Água	0,914 x 0,61	VIII a, 31
Yanhua et al.	1994	----	----	----	66.000	24	----	Vento	0,360 x 0,600	V a, 28
Meyer & Seginer	1994	27,00	0,370	1215	480.000	60	----	Vento	1,000 x 1,000	V a, 28

Tabela 2. Quadro resumido dos estudos experimentais apresentados na Revisão Bibliográfica - Condições dos ensaios (Cont.)										
Autor	Ano	Uo máx (m/s)	Cj máx	Pe máx (kPa)	Re máx	α máx (°)	M máx	Tipo de túnel	Geometria da Câmara de ensaio (m)	Configuração de sopro, Figura
Rao	1994	20	0,030	----	800.000	20	----	Vento	0,91 x 1,22	VII a/b, 30
Traub	1995	30,00	0,060	620	650.000	34	----	Vento	----	V a, 28
Johari et al.	1995	0,38	0,380	----	100.000	30	----	Água	0,60 x 0,60	IX a/b, 32
Mineck	1995	----	0,0077	760	----	11	0,5	Vento	3,05 x 2,13	II, 25
Karashima & Sato	1996	----	0,073	1078	----	35	0,3 à 1,3	Vento	0,60 x 0,60	VI, 29
Yanhua et al.	1996	35,00	0,100	11024	1.040.000	60	----	Vento	3,20 x 3,20	V a, 28
Johari & Moreira	1996	0,335	0,030	----	86.000	34	----	Água	0,60 x 0,60	IX a/b, 32
Hong et al.	1996	40,00	0,120	----	500.000	30	----	Vento	0,45 x 0,45	VII a/b, 30
Langan & Samuels	1997	56,00	0,020	----	----	42	----	Vento	12,19 x 24,38	X a/b, 33
Kuo et al.	1997	----	0,088	----	30.000	40	----	Água	----	V a, 28
Howard et al.	1998	----	0,022	447	820.000	48	----	Vento	----	V a, 28
Simpson et al.	2000	25	0,01	----	510.000	14	----	Vento	1,27 x 0,914	II, 25

Observação: ² As condições de ensaio descritas por TAVELLA et al. (1985) são as mesmas descritas por LEE et al. (1986), LEE (1989), TAVELLA et al. (1986) e TAVELLA et al. (1988).

2.4. POSICIONAMENTO DO TRABALHO

A revisão bibliográfica apresentada nas seções anteriores, procurou mostrar o conceito do dispositivo de sopro lateral de maneira abrangente, não restringindo-se a alguma geometria ou configuração específica.

Os dispositivos de sopro laterais podem entretanto, serem classificados em dois grupos principais: sopros laterais a partir da ponta de asa e sopros laterais a partir da fuselagem. No primeiro grupo, a função desses dispositivos de sopro é interagir com o escoamento na região da ponta de asa, deslocando para fora o vórtice de ponta ("tip vortex") e criando dessa forma, uma extensão fluida para a asa aumentando sua envergadura efetiva. No segundo grupo, o sopro interage com o escoamento sobre o extradorso da asa, aumentando a sucção nesta região e incrementando, efetivamente, a sustentação. Em ambos, os resultados finais são aumentos no desempenho aerodinâmico da asa.

Através de uma análise na revisão bibliográfica pode-se observar que o sopro lateral a partir da ponta de asa é mais adequado para asas retangulares, com baixo alongamento e equipadas com perfis aerodinâmicos, pois estas apresentam vórtice mais intenso na ponta de asa; já o sopro a partir da fuselagem é aplicado em asas com grande enflexamento e cujo mecanismo de produção de sustentação baseia-se na 'sustentação por vórtice' ("vortex lift"), com o qual o sopro interage intensamente. A Figura 2.32 mostra um quadro com a classificação dos dispositivos de sopro apresentada acima e sua subdivisão. As configurações lá indicadas, estão ilustradas no item 2.3. (página 70).

O presente trabalho estuda um dispositivo de sopro lateral a partir da ponta de asa, cuja configuração assemelha-se a pesquisada por WU et al. (1982). Entretanto, no trabalho desses autores, os sopros eram efetuados através de três fendas extremamente pequenas ('discretas') e portanto atuavam em pequenas porções da região da ponta de asa. Além disso, a geometria das fendas era fixa não permitindo uma variação dessa configuração.

O objetivo principal deste trabalho é otimizar a idéia original de WU et al. (1982), pesquisando as influências que diferentes posições angulares (somente no plano vertical) na saída do sopro de três fendas maiores (possibilitando dessa forma,

que os sopros atuem em uma porção maior na região da ponta de asa) podem provocar nas características aerodinâmicas da asa. A Figura 2.43 apresenta um esquema da configuração adotada.

O uso de sopros independentes através de múltiplas fendas, permite o posicionamento de cada sopro em ângulos onde este será mais efetivo na interação com o escoamento da região da ponta de asa onde se encontra. Desta forma, maiores benefícios aerodinâmicos são esperados. Além disso, essa configuração possibilita o emprego somente de um único sopro (com os dois sopros restantes desligados), permitindo então, um estudo para a determinação da região ao longo da corda da ponta de asa no qual o sopro é mais efetivo. Nestes casos, os coeficientes de sopro serão menores (menor massa de ar necessária para alimentação do sistema).

Figura 2.43. Esquema da configuração experimental pretendida (*o uso de uma ponta de asa tipo "tip tank", foi selecionada por comodidade de projeto*)

3. DESCRIÇÃO DO FENÔMENO FÍSICO

Um dispositivo fixo de ponta de asa traz benefícios aerodinâmicos desde que bem estudado e projetado para a missão da aeronave. As pontas de asa que alcançaram sucesso nos dias de hoje, produzem esses benefícios através de alguns mecanismos:

- a) aumento da envergadura efetiva da asa;
- b) redução da intensidade do vórtice da ponta de asa;
- c) quebra deste vórtice em estruturas menores e portanto rapidamente dissipáveis;
- d) produção de uma força de tração a partir do escoamento que contorna a ponta de asa.

Alguns dispositivos produzem apenas um desses mecanismos e outros produzem vários simultaneamente.

Os dispositivos de sopro lateral em ponta de asa empregam mecanismos semelhantes aos dos dispositivos sólidos para produzirem benefícios aerodinâmicos; mas os sopros podem ser empregados ou não e sua intensidade pode ser modulada de acordo com a necessidade da fase do voo. Portanto, os dispositivos de sopro apresentam grande flexibilidade operacional, vantagem não oferecida pelos seus pares fixos.

Quando um fino plano de ar é soprado a partir da ponta de uma asa com moderado enflexamento, conforme Figura 3.1, ocorre um aumento da sustentação produzida pela asa assim como o aumento produzido por flaps e ailerons, mas sem a deflexão de superfícies sólidas e promovendo diferentes características no carregamento da asa.

O efeito produzido pelo sopro lateral em uma asa reta pode ser visualizado, imaginando-se que o plano de ar que emerge da ponta de asa é uma extensão da própria asa. Apesar da forma complexa como esta extensão fluida afeta a estrutura aerodinâmica da asa, pode-se caracterizá-la pelos seguintes fatos:

- a) o sopro lateral desloca os vórtices de ponta de asa para fora; este efeito isoladamente provoca um aumento na envergadura efetiva da asa;
- b) a extensão fluida da asa está sujeita a diferenças de pressão entre o extradorso e o intradorso, o qual varia ao longo da corda; isto causa uma

torção na extensão fluida para o qual o escoamento sobre a asa reage através de um incremento no carregamento nas proximidades da ponta de asa, conforme Figura 3.2;

- c) o plano de ar que deixa a ponta de asa enverga mais intensamente nas proximidade do bordo de ataque do que do bordo de fuga, como apresentado na Figura 3.3; estas diferenças conduzem o plano de ar a enrolar-se e então, interagir com a vorticidade que deixa a asa; o resultado final pode ser observado na Figura 3.4;
- d) efeitos viscosos na extensão fluida da asa afetam a distribuição de pressão na superfície da própria asa;
- e) a penetração do sopro no escoamento que contorna a ponta de asa traz efeitos benéficos na camada limite dessa região, pois cria uma sucção que acelera o escoamento na área da ponta de asa. Esse efeito contribui para um atraso no estol, pois reduz o gradiente adverso na região da ponta de asa;
- f) efetuando-se o sopro em pequenos ângulos descendentes em relação ao plano da asa, o aumento na sustentação é maior que soprando-se na direção do plano da asa. Esse fato deve-se principalmente a dois aspectos: primeiro, existe uma componente vertical do sopro na mesma direção da força de sustentação (ou seja, um empuxo - "jet thrust"); segundo, o sopro comporta-se como um sopro plano de maior intensidade, pois este percorre uma distância maior antes de ser torcido e enrolado pelo campo de pressões circundante (Figura 3.5).

Figura 3.1. Sopro lateral de um fino plano de ar em uma asa retangular

Figura 3.2. Aumento na carregamento da asa devido ao sopro lateral (a área hachurada representa o ganho na sustentação)

Figura 3.3. Torção do plano de ar devido as diferenças de pressões entre o extradorso e o intradorso e, entre o bordos de ataque (avante) e de fuga (atrás)

Figura 3.4. Desenvolvimento do plano de ar a jusante do escoamento

Figura 3.5. Desenvolvimento do plano de ar soprado a partir da ponta de asa em diferentes ângulos

4. DESCRIÇÃO EXPERIMENTAL

4.1. INTRODUÇÃO

O presente trabalho estudou, através de ensaios em túnel de vento, um dispositivo de sopro lateral a partir da ponta de asa, cuja configuração assemelha-se a pesquisada por WU et al. (1982), Figura 2.12, página 26. Entretanto, no trabalho desses autores, os sopros eram efetuados através de três fendas extremamente pequenas ('discretas') e portanto atuavam em pequenas porções da região da ponta de asa. Além disso, a geometria das fendas era fixa não permitindo uma variação dessa configuração.

A idéia principal deste trabalho foi otimizar a configuração idealizada por WU et al. (1982), pesquisando alterações angulares verticais na saída do sopro, através de três fendas maiores em comprimento e possibilitando dessa forma, que os sopros atuem em uma porção maior na região da ponta de asa. Na Figura 2.43 (pg. 82), é apresentado um esquema da configuração proposta.

O uso de sopros independentes através de múltiplas fendas, permite o posicionamento de cada sopro em ângulos onde este será mais efetivo na interação com o escoamento da região da asa onde se encontra. Desta forma, maiores benefícios aerodinâmicos poderão ser alcançados.

Desenvolveram-se ensaios em túneis de vento de um modelo semi-envergadura, obtendo-se forças e momentos aerodinâmicos (*sustentação, arrasto e momento em arfagem*). Além dessas grandezas, extraiu-se dados qualitativos através das seguintes técnicas de visualização:

- a) com fumaça;
- b) com "tufts": na superfície da asa e em planos verticais a jusante do escoamento.

4.2. SEQUÊNCIA EXPERIMENTAL

Conforme pode ser observado pela Figura 2.43, página 82, a configuração proposta apresenta três câmaras por onde o sopro é aplicado; cada câmara pode ser rotacionada livremente, de maneira a variar-se o ângulo de saída do jato em relação ao plano da asa (θ_0). Esta variação angular pode ser 90° para cima (sinal negativo) e 90° para baixo (sinal positivo). Entretanto, a variação do ângulo de saída do sopro para cima foi demonstrada improdutiva por alguns autores apresentados na revisão bibliográfica. Portanto, somente a variação positiva de θ_0 (para baixo) foi considerada relevante para este estudo.

Uma grande gama de configurações pode ser estudada considerando-se a variação angular na saída do sopro em três câmaras, a combinação entre elas, o emprego de um ou de dois sopros e suas combinações e por fim a variação da intensidade de cada sopro independentemente. Para restringir esse leque de opções, considerou-se a intensidade do sopro como sendo constante e idêntica para cada câmara (a variação no coeficiente de jato, C_j , advém do emprego de um, dois ou três sopros). Ainda assim, as opções de configurações a serem estudadas são muitas. Para selecionar as configurações mais promissoras efetuou-se a seguinte sequência experimental:

- 1) ensaios em túnel de fumaça com um modelo reduzido, para obter-se indicações qualitativas de cada configuração em todo o campo de escoamento; a saída de cada sopro foi efetuada nos seguintes ângulos: 0° , 45° e 90° . Nesta etapa, fixando-se um ângulo de ataque e uma intensidade de sopro constante para todas as fendas, foram ensaiadas 63 configurações;
- 2) os resultados obtidos nos testes em túnel de fumaça, permitiram selecionar 43 configurações que foram ensaiadas em túnel de vento com um modelo maior e cuja vetoração de cada câmara era 15° . Nesta etapa o ângulo de ataque foi variado de -3° à 21° e obteve-se forças e momentos aerodinâmicos através de balança aerodinâmica;
- 3) após uma análise dos resultados obtidos na etapa anterior, pode-se selecionar 6 configurações que apresentaram os melhores desempenhos sendo, 2 com sopro único, 2 com sopro duplo e 2 com sopro triplo. Essas

configurações foram estudadas através de visualizações com "tufts", tanto na superfície da asa quanto em planos verticais a jusante do escoamento;

A Figura 4.1 apresenta a sequência de ensaios descrita acima. Nos itens a seguir deste capítulo são descritos os modelos, os instrumentos, as montagens e as preparações experimentais em cada etapa da sequência aqui apresentada. No próximo capítulo os resultados obtidos são apresentados e discutidos.

Figura 4.1. Sequência dos ensaios experimentais desenvolvidos neste trabalho

4.3. ENSAIOS NO TÚNEL DE FUMAÇA

A primeira etapa da sequência experimental desenvolvida foi em um túnel de fumaça. O objetivo deste ensaio de visualização era observar e registrar as alterações provocadas pela presença do sopro, no campo de escoamento na região da ponta de asa. Ensaíram-se todas as combinações geométricas possíveis e foram selecionadas as que apresentaram o maior aumento na envergadura efetiva da asa. Este aumento traduz-se em aumentos na sustentação e reduções de arrasto e é indicado através do deslocamento lateral do vórtice de ponta de asa, visualizado no túnel de fumaça.

4.3.1. O Túnel de Fumaça

O túnel de fumaça utilizado foi projetado e construído no Laboratório de Aeronaves da Universidade de São Paulo (*Campus de São Carlos*). Este túnel é do tipo aberto, vertical, cuja câmara de ensaio é fechada e apresenta baixíssima turbulência (abaixo de 0,08% - medições feitas no passado porém não publicadas). A geometria da câmara de testes é: 350 x 150 x 700 mm (largura x altura x comprimento), e a velocidade máxima do escoamento é 2,5 m/s.

O sistema para a geração da fumaça foi também construído no Laboratório de Aeronaves. Este utiliza óleo evaporado que é injetado no final da contração através de um pente de pequenos tubos e produz assim, filetes de fumaça muito finos e bem delineados que atravessam a câmara de ensaio em seu plano médio. O óleo utilizado é o mesmo que equipa os geradores de fumaça da 'Esquadrilha da Fumaça' (EDA - Esquadrão de Demonstrações Aéreas, Força Aérea Brasileira). Nas Figura 4.2 e 4.3 são apresentados o túnel e o sistema gerador de fumaça, respectivamente e na Figura 4.4 é apresentado um esquema do conjunto.

4.3.2. O Modelo de Asa Utilizado

Os ensaios foram efetuados com um modelo de asa idêntico, mas em escala reduzida, do modelo projetado para os ensaios no túnel de vento. O perfil de asa selecionado foi um NACA 65₃-018, cuja espessura máxima relativa é 0,18c. O ponto de máxima espessura está localizado à 40% da corda geométrica. O modelo possui asa reta e formato em planta retangular, e é equipado com pontas de asa tipo "tip tank". Este tipo de ponta foi selecionada pois simplifica a abertura das fendas e funciona como uma câmara plena para a alimentação de ar para as mesmas. Nas Figuras 4.5 e 4.6 são apresentadas o modelo de asa. Somente a ponta de asa esquerda foi preparada para o emprego do sopro; a ponta direita foi mantida sólida. Deste modo, é possível comparar a configuração testada com a condição sem sopro em uma única fotografia. O modelo foi pintado na cor laranja para facilitar a visualização uma vez que, as paredes internas da câmara de ensaio do túnel são pintadas na cor preta e os filetes de fumaça são brancos.

A ponta de asa esquerda possui nove fendas sendo três na mesmo plano da asa, três num plano à 45° descendente e três no plano vertical (90°), também descendente. Cada fenda mede 20 mm de comprimento e 0,95 mm de altura; nas Figuras 4.7 a, b, c são apresentados esquemas com as medidas do modelo. A alimentação de ar para as câmaras de sopro foi feita internamente à asa e através de um tubo de alumínio que suportava e fixava o modelo no túnel de fumaça.

Para que a visualização do vórtice de ponta de asa e sua interação com o sopro fossem bem evidentes, era necessário que este vórtice fosse suficientemente intenso. Como a intensidade do vórtice de ponta de asa é proporcional à sustentação produzida pela asa que por sua vez é também proporcional ao ângulo de ataque (na parte linear da curva $C_L \times \alpha$), fixou-se então o ângulo de ataque do modelo em 12° pois, segundo ABBOTT & VON DOENHOFF (1959) o C_L do perfil NACA 65₃-018 neste ângulo de ataque é aproximadamente 1,0 que corresponde ao limite superior da parte linear da curva $C_L \times \alpha$.

4.3.3. Calibração do Conjunto

O conjunto foi calibrado para uma, duas e três fendas operando, obtendo-se assim três curvas de calibração, respectivamente. Conforme o esquema apresentado na Figura 4.8, empregou-se um tubo de Pitot para pressão total, um rotâmetro, um manômetro tipo "Betz" e um compressor de ar; a vazão de ar para a alimentação do sistema era controlada pelo rotâmetro e o tubo de Pitot foi colocado a 2 mm da saída do jato (distância suficiente para não perturbar o jato) para então, medir-se a pressão dinâmica através do manômetro "Betz". O sopro de ar é descarregado na pressão ambiente (portanto, o jato expande-se até esta pressão dispensando o uso de um tubo de Prandtl).

Obtidas as curvas de calibração e de acordo com a configuração à ser ensaiada, a vazão de ar é regulada através de um rotâmetro para um determinado valor, para que a velocidade de saída do sopro seja aproximadamente quatro vezes a velocidade do escoamento na câmara de teste ($V_j/U_o = 4$), independentemente do número de fendas em operação; deste modo, mantém-se o coeficiente de jato constante ($C_j = 0,055$) para cada fenda. Esta relação de velocidades foi selecionada para garantir-se um deslocamento considerável do vórtice de ponta de asa facilitando a observação das diferenças apresentadas em cada configuração. No Anexo I são apresentados as curvas e os dados da calibração.

4.3.4. Procedimento Experimental

Foram ensaiadas 63 configurações, que são todas as combinações possíveis com as nove fendas disponíveis, sendo nove sopros únicos, vinte e sete duplos e vinte e sete triplos. As fendas que não estavam sendo ensaiadas eram fechadas com fita adesiva. Na Tabela 3 são apresentadas todas as configurações ensaiadas e na Tabela 4, as condições em que estas foram realizadas.

As visualizações foram registradas à noite com uma máquina fotográfica automática, equipada com 'zoom' e tripé, e cujo 'flash' permaneceu desligado assim como todas as luzes do laboratório para evitar-se reflexos e interferências. A câmara

de ensaio do túnel é equipada com duas luminárias de luz branca, fluorescentes, e o filme empregado era muito sensível (Kodak ASA 800), suficientes para obter-se um registro muito nítido das visualizações. Na Figura 4.9 é apresentado um único registro, no qual pode ser observada a qualidade dos resultados obtidos. Todos os resultados são apresentados e discutido nos próximo capítulo.

Figura 4.2. O túnel de fumaça.

Figura 4.3. O sistema gerador de fumaça.

Figura 4.4. Esquema do conjunto túnel e gerador de fumaça

Figura 4.5. Modelo utilizado para os ensaios no túnel de fumaça
(observar as fendas dispostas ao longo da corda da ponta de asa)

Figura 4.6. Vista lateral - inferior do modelo de asa utilizado nos ensaios
no túnel de fumaça

Figura 4.7.a. Esquema do modelo utilizado para ensaios no túnel de fumaça (vista superior)

Figura 4.7.b. Esquema do modelo utilizado no ensaio em túnel de fumaça (corte AA')

Figura 4.7.c. Esquema do modelo utilizado no ensaio em túnel de fumaça (vista lateral)

Figura 4.8. Esquema de calibração do modelo para ensaio no túnel de fumaça

Figura 4.9. Registro fotográfico do teste em túnel de fumaça

Tabela 3. Configurações ensaiadas no túnel de fumaça*Vista planificada e denominação das fendas*

Configurações		
Sopro Simples	Sopro Duplo	Sopro Triplo
1	1A	1AX
2	1B	1AY
3	1C	1AZ
A	1X	2AX
B	1Y	2AY
C	1Z	2AZ
X	2A	3AX
Y	2B	3AY
Z	2C	3AZ
-	2X	1BX
-	2Y	1BY
-	2Z	1BZ
-	3A	2BX
-	3B	2BY
-	3C	2BZ
-	3X	3BX
-	3Y	3BY
-	3Z	3BZ
-	AX	1CX
-	AY	1CY
-	AZ	1CZ
-	BX	2CX
-	BY	2CY
-	BZ	2CZ
-	CX	3CX
-	CY	3CY
-	CZ	3CZ
Total: 9	Total: 27	Total: 27

Tabela 4. Condições do ensaio no túnel de fumaça	
Número de Reynolds (baseado na corda da asa)	12.800
Velocidade do escoamento (m/s)	2,5
Ângulo de ataque (°)	12
Relação de velocidades (V_j/U_o)	4
Coeficiente de jato em cada fenda	0,055

4.4. ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO

Após os ensaios no túnel de fumaça, foram planejados e efetuados ensaios em túnel de vento para a obtenção de dados qualitativos e quantitativos. Estudos mais detalhados quanto as configurações mais efetivas também foram desenvolvidos.

Durante esta fase experimental foram efetuados ensaios com balança aerodinâmica (forças e momentos aerodinâmicos), e visualizações com "tufts". Na primeira etapa destes ensaios, foram testadas 43 configurações diferentes entre sopros simples, duplos e triplos. Já na fase subsequente (somente com "tufts"), foram ensaiadas as duas melhores configurações para cada grupo de sopros (simples, duplo ou triplo), mais a configuração sem sopro; desta forma totalizaram-se sete ensaios.

4.4.1. O Túnel de Vento

O túnel de vento utilizado pertence ao laboratório de aeronáutica "Prof. Feng", do Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) em São José dos Campos, e foi adquirido no início da década de oitenta (1980/1981) do fabricante "Plint & Partners", Reino Unido. Este túnel é do tipo soprador ("blower"), a seção transversal da câmara de ensaio é quadrada (460 x 460 mm) e possui 1220 mm de comprimento. Este túnel é capaz de desenvolver velocidades de até 35 m/s com índice de turbulência de 0,5%, segundo GIRARDI (1999). Na Figura 4.10 é apresentado o túnel de vento.

4.4.2. O Modelo Ensaiado

Desenvolveu-se um modelo com dimensões compatíveis com a geometria do túnel de vento e que também atendesse à todos os requisitos necessários para as mudanças de configurações e obtenção dos dados desejados. Por isso, a envergadura máxima do modelo foi limitada à 75% da largura do túnel de vento (o modelo possui

285 mm de envergadura, correspondendo à 62% da largura do túnel). Um aerofólio com grande espessura máxima (18%) foi selecionado para facilitar a instalação dos tubos de tomadas de pressão no extradorso e intradorso (não utilizadas neste trabalho) e dos tubos de alimentação e monitoramento das câmaras de sopro.

Figura 4.10. Túnel de vento utilizado nos ensaios

4.4.2.a. O Perfil Aerodinâmico

O perfil aerodinâmico adotado foi o NACA 65₃-018. Este perfil foi selecionado devido as suas características aerodinâmicas e geométricas pois, sua alta espessura relativa máxima (18%) permite a passagem dos tubos das tomadas de pressão e dos tubos de alimentação e monitoramento das câmaras de sopro. A espessura máxima relativa está posicionada à 40% da corda classificando-o como perfil laminar. Além disso, o perfil é simétrico o que facilita o posicionamento no túnel de vento e o ajuste do C_{L0} (sustentação nula) que ocorre com ângulo de ataque nulo ($\alpha=0$). Suas características aerodinâmicas são muito favoráveis apresentando $dC_L/d\alpha$ bem definido e pouco sensível ao número de Reynolds, $dC_M/d\alpha$ praticamente nulo e a curva $C_D \times \alpha$ bem determinada e típica para este tipo de perfil.

O Apêndice I apresenta as coordenadas do perfil e suas curvas aerodinâmicas extraídas de ABBOTT & DOENHOFF (1958) e a Figura 4.11 o perfil selecionado.

Figura 4.11. Perfil NACA 65₃-018 (feito em duas metades com seu interior oco)

4.4.2.b. O Dispositivo de Ponta de Asa

O projeto da ponta de asa recebeu especial atenção pois era necessário um dispositivo que possuísse três fendas alimentadas e monitoradas independentemente e que pudessem ser rotacionadas de maneira que o ângulo de saída do sopro em relação ao plano da asa pudesse ser alterado.

Desde o princípio desejou-se um dispositivo que permanecesse fixo à asa e que não necessitasse ser substituído a cada nova configuração. A solução foi encontrada após estudos sobre as publicações de SPILLMAN (1978 e 1987) sobre "tip sails". Spillman analisou a adoção de três pequenas asas nas pontas de uma asa procurando determinar os melhores ângulos entre elas. A Figura 4.12 apresenta a solução construtiva para o modelo estudado por Spillman.

A configuração proposta por SPILLMAN (1978 e 1987) foi então adotada e modificada para as necessidades deste trabalho e o resultado final foi um dispositivo

semelhante à um "tip tank" (tanque de ponta de asa), conforme pode ser observado na Figura 4.13.

Esta ponta de asa é composta por uma ogiva, três câmaras de sopro e uma cauda. A ogiva e a cauda foram projetadas para que desenvolvessem um arrasto muito baixo. Para a ogiva adotou-se um formato elíptico que, segundo HOERNER (1965) é uma configuração que apresenta um dos menores coeficientes de arrasto para regimes subsônicos, assim como a cauda e sua forma em tronco de cone. Excetuando-se as câmaras de sopro, a asa, a ogiva e o cone de cauda da ponta de asa foram feitos em madeira.

Figura 4.12. Configuração desenvolvida por SPILLMAN (1978 e 1987)

Assim como idealizado por SPILLMAN (1978, 1987), utilizou-se um parafuso (rosca M10) passante pelo cone de cauda e pelas três câmaras de sopro cuja ponta era rosqueada na ogiva, através de uma bucha de latão. Deste modo, afrouxando-se o parafuso permite-se a rotação independente das câmaras de sopro até a posição desejada. Uma vez ajustada a configuração, trava-se o conjunto apertando-se o parafuso. O projeto das câmaras de sopro foi desenvolvido considerando-se algumas variáveis e será discutido num item em separado (4.4.2.c).

Figura 4.13. Esquema do modelo desenvolvido para os ensaios no túnel de vento

4.4.2.c. A Câmara de Sopro

O projeto da câmara de sopro foi baseado em resultados e sugestões extraídas da revisão bibliográfica e considerações técnicas.

Segundo TAVELLA et al. (1986) o sopro realizado à partir de uma fenda na ponta de asa, deslocada para cima e próxima ao extradorso da asa apresenta maiores benefícios aerodinâmicos, assim como o sopro aplicado em ângulo descendente à partir do plano da asa. Seguindo estes resultados, as câmaras de sopro foram projetadas a partir de um tronco cilíndrico de alumínio com diâmetro externo de 56 mm e com a fenda por onde o sopro é ejetado, segundo a sugestão apresentada por TAVELLA et al. (1986) ou seja, deslocado para cima, próximo ao extradorso da asa e praticamente tangencial à superfície da câmara.

É fundamental que o ar comprimido que alimenta a câmara seja estagnado no interior desta para então ser acelerado através da fenda e ejetado no fluxo ao redor da ponta de asa. Além disso, segundo a Revisão Bibliográfica, é necessário que a saída do jato na saída da fenda seja uniforme. Portanto, a concepção interna resultante da câmara de sopro é baseada em duas sub-câmaras (ou câmaras internas) com geometrias e tamanhos diferentes. A primeira é maior, possui forma de um arco semicircular e funciona como um coletor de alimentação de ar comprimido proveniente de um compressor. A segunda é menor, seu formato é circular, está interligada à primeira através de furos onde o ar estagnado é acelerado para a saída através da fenda. Na Figura 4.14 é apresentado o projeto da câmara de sopro.

A alimentação de ar comprimido é feita através de tubo plástico flexível cujo diâmetro externo é 10 mm e a espessura da parede 1 mm. O monitoramento da pressão de estagnação no interior da câmara é feita também através de um tubo plástico e flexível cujo diâmetro externo é 2 mm. Este pequeno tubo tem sua face posicionada na saída do tubo de alimentação, medindo diretamente a pressão de estagnação.

As câmaras foram usinadas à partir de um tarugo de alumínio; a vedação entre elas é feita com discos de borracha vulcanizada e empregou-se silicone para a vedação da passagem dos tubos através das paredes das câmaras.

4.4.2.d. Dispositivos Acessórios

Alguns dispositivos foram concebidos para viabilizar os ensaios e sua descrição é feita à seguir:

1. Tomadas de pressão na superfície da asa:

Dispositivos de sopro lateral em ponta de asa promovem um aumento perceptível no carregamento da asa, principalmente na região da ponta. Portanto, equipou-se o modelo com tomadas de pressão ao longo da envergadura, concentrando-as na região da ponta de asa. Entretanto, estes ensaios não foram efetuados mas optou-se pela instalação das tomadas de pressão para que o mesmo modelo possa ser empregado em futuros trabalhos que necessitem tais dispositivos. Efetuou-se então o posicionamento de seções ao longo da envergadura, seguindo-se uma distribuição senoidal com intervalos de 15° , para permitir uma maior concentração de tomadas de pressão na região da ponta de asa. A Tabela 5 apresenta os valores do posicionamento das seções.

A distribuição ao longo da corda seguiu o padrão sugerido por POPE & RAE (1984) com pequenas modificações devido ao tamanho reduzido do modelo. Deste modo, cada seção possui 23 pontos, sendo um na interseção da linha de corda com o bordo de ataque, onze no extradorso e onze no intradorso. A Tabela 6 apresenta esta distribuição e a Figura 4.15 o resultado final.

DISTRIBUIÇÃO DAS TOMADAS DE PRESSÃO AO LONGO DA ENVERGADURA						
% Enverg.	25	55	75	87,5	95	99
mm	55	122	166	194	211	220

Tabela 5. Distribuição das tomadas de pressão ao longo da envergadura

DISTRIBUIÇÃO DAS TOMADAS DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA												
% Corda	0	2,5	5	10	15	20	30	40	50	60	75	90
mm	0	6,25	12,5	25	37,5	50	75	100	125	150	187	225

Tabela 6. Distribuição das tomadas de pressão ao longo da corda

Figura 4.15. Vista superior do modelo montado no túnel de vento (observar as tomadas de pressão distribuídas pela superfície da asa)

2. Disco circular na raiz da asa:

Optou-se pela adoção de um disco circular na raiz da asa pois este protege o escoamento nesta região dos efeitos da camada limite da parede do túnel. Segundo KUBO et al. (1989) um disco com diâmetro de 330 mm é satisfatório para o fim à que se destina e a geometria do modelo. É feito de alumínio e sua espessura é 1/8 pol. (3,175 mm) e fixado a parede lateral do túnel de vento através de uma seção de perfil de asa idêntico ao empregado no modelo, permanecendo assim 40 mm distante da parede do túnel. Este perfil é vazado para permitir a passagem dos tubos de

alimentação e monitoramento de ar comprimido e dos tubos das tomadas de pressão. Para que o modelo pudesse trabalhar livremente sem interferências durante os ensaios com balança aerodinâmica, manteve-se uma folga de 1,5 mm entre o modelo e disco circular. A Figura 4.16 apresenta a vista traseira do modelo montado no túnel de vento onde pode ser melhor observado a montagem do disco circular junto à raiz da asa.

Figura 4.16. Vista traseira do modelo montado no túnel de vento

3. Rugosidade para transição forçada:

Não empregou-se rugosidade para fins de transição forçada em um ponto específico pois o objetivo deste trabalho não era ensaiar um modelo em escala, mas investigar um novo conceito.

4. Fixação do modelo ao túnel de vento:

O modelo foi fixado à balança aerodinâmica através de um eixo de aço cujo diâmetro é 11,7 mm que por sua vez está fixado ao modelo na linha de corda à 70 mm (27%C) do bordo de ataque.

4.4.3. Instrumentação e Equipamentos

Vários equipamentos foram empregados para o desenvolvimento dos ensaios no túnel de vento e são descritos abaixo:

4.4.3.a. Balança Aerodinâmica

A balança aerodinâmica utilizada foi adquirida pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) do mesmo fabricante do túnel de vento, ou seja "Plint & Partners", Reino Unido. Esta balança é capaz de medir sustentação, arrasto e momento em arfagem através de lâminas metálicas com extensômetros colados à elas; são três lâminas, cada uma com extensômetros suficientes para formar uma 'Ponte de Wheatstone' completa. As alterações sentidas pelas lâminas e transmitidas aos extensômetros são transformados em sinais elétricos da ordem de miliVolts (mV), amplificados para Volts (V) e então registrados em um micro computador através de uma placa de aquisição de dados. Na Figura 4.17 é apresentado a balança utilizada e na Figura 4.18 o esquema da montagem do sistema para aquisição dos dados.

4.4.3.b. Monitoramento da velocidade de escoamento do túnel de vento

O monitoramento da velocidade de escoamento (U_0) foi efetuada através de um tubo de Pitot e tomadas de pressão estática, todos localizados à entrada da câmara de ensaio. As variações sentidas por estes instrumentos eram transmitidas para um transdutor de pressão que emite sinais elétricos da ordem de miliVolts (mV, assim como os extensômetros), este sinal é então amplificado para Volts (através de um amplificador), lido pela placa de aquisição de dados e registrado no micro computador. Na Figura 4.19 é apresentado o esquema do sistema para monitoramento da velocidade do fluxo.

Figura 4.17. Balança aerodinâmica "Plint & Partners", pertencente ao laboratório "Prof. Feng", ITA/ CTA, S. José dos Campos.

Figura 4.18. Esquema do sistema de aquisição de dados da balança

Figura 4.19. Sistema de aquisição para monitoramento da velocidade do fluxo (U_o)

4.4.3.c. Sistema de aquisição de dados

O sistema para a aquisição dos dados é composto por uma placa (500 MHz, 16 bits) e um programa desenvolvido para este fim, ambos instalados em um micro computador. A placa é capaz de suportar alterações de voltagens de -10V à +10V. A leitura e o registro dos dados provenientes da placa de aquisição foram efetuados através de um programa desenvolvido no próprio laboratório "Prof. Feng", utilizando-se o aplicativo "Lab View" (*National Instruments*®).

Neste programa colocou-se um taxa de leitura de 1000 pontos por segundo e um tempo de leitura de 5 segundos, totalizando 5000 leituras em cada ângulo de ataque ensaiado. O valor plotado na tela do micro computador é então uma média simples destas leituras e seu valor é fornecido em Volts. O programa utilizado é capaz de efetuar as leituras provenientes da balança e do transdutor de pressão e, com o auxílio de alguns dados adicionais (temperatura e pressão ambientes, corda do aérofólio, área alar e os coeficientes das curvas de calibração) fornecer os coeficientes aerodinâmicos (C_L , C_D e C_M) e seus gráficos em função do ângulo de ataque; adicionalmente, as curvas $C_L/C_D \times \alpha$ e a polar de arrasto são também fornecidas.

4.4.3.d. Monitoramento da câmara de sopro

Durante os ensaios foram fundamentais o ajuste, controle e monitoramento da pressão de estagnação no interior da câmara de sopro pois este parâmetro está intimamente relacionado com a determinação do coeficiente de jato. Segundo TAVELLA et al. (1985) o coeficiente de sopro pode ser definido como:

$$C_j = 2 \frac{P_e}{q^\infty} \frac{S_f}{S_w} \quad (1)$$

onde:

- C_j: coeficiente de sopro;
- P_e: pressão de estagnação no interior da câmara;
- q[∞]: pressão dinâmica do escoamento;
- S_f: área da fenda de saída do sopro;
- S_w: área alar.

O controle preciso deste parâmetro foi feito empregando-se um manômetro do tipo 'tubo em U' com mercúrio e cuja escala varia de 0 à 290 mmHg (*estes manômetros são os mesmos utilizados na área hospitalar e são conhecidos como 'manômetros de mesa'*). Cada câmara de sopro possuía seu manômetro e o ajuste da pressão de estagnação era feito através de uma válvula de esfera. A Figura 4.20 apresenta os manômetros utilizados, a Figura 4.21 um esquema do sistema montado para o monitoramento.

Figura 4.20. Manômetros utilizados para monitoramento da pressão de estagnação

Figura 4.21. Sistema de alimentação monitoramento e regulação da pressão de estagnação no interior da câmara de sopro.

4.4.4. Procedimento Experimental

4.4.4.a. Calibração das câmaras de sopro

A calibração das câmaras de sopro foi feita de modo análogo ao efetuado com o modelo para o túnel de fumaça (item 4.3.3, pg. 91), com a diferença no instrumento utilizado para o monitoramento da grandeza relacionada com o coeficiente de sopro: no modelo para o túnel de fumaça empregou-se um rotâmetro para o controle da vazão de ar para as câmaras. Já no modelo para o túnel de vento, utilizou-se um manômetro para o controle da pressão de estagnação no interior da câmara. Além deste instrumento empregou-se um tubo de Pitot com 'boca chata' e um manômetro tipo "Betz", ambos para o monitoramento da velocidade na saída do sopro.

A calibração foi feita com o conjunto da ponta de asa montado antes deste ser fixado à asa, conforme pode ser observado na Figura 4.22. Nas Figuras 4.23.a e 4.23.b são apresentadas a montagem do sistema para a calibração e seu esquema, respectivamente. As três câmaras foram calibradas independentemente e nenhuma diferença sensível entre as curvas de calibração das câmaras foi encontrada. A uniformidade do sopro na saída da fenda foi também verificada qualitativamente e apresentou-se muito satisfatória. No Anexo II encontra-se a curva de calibração obtida e utilizada nos ensaios e no Anexo IV, a análise dos erros inseridos nos dados.

Figura 4.22. Calibração da câmara de sopro

Figura 4.23.a. Montagem do sistema para calibração das câmaras

Figura 4.23.b. Esquema da montagem do sistema de calibração das câmaras

4.4.4.b. Calibração da balança aerodinâmica

A balança aerodinâmica foi calibrada antes da montagem do modelo no túnel de vento e esta calibração foi verificada após o término dos ensaios. Nenhuma alteração foi observada.

O sistema da balança responsável pelos dados da força de sustentação foi calibrado variando-se o carregamento de 0 à 2,0 Kg. A força de arrasto foi simulada com variação de carga de 0 à 1,3 Kg e o momento em arfagem de 0 à 1 Kg.m. O procedimento foi efetuado carregando-se e descarregando-se a balança e, em cada leitura um dispositivo vibratório, pertencente à balança, era acionado para simular as vibrações devido ao funcionamento do túnel de vento. Terminado o processo de calibração, nenhuma histerese foi verificada assim como nenhuma interação entre os canais das forças (sustentação e arrasto) e o momento em arfagem.

A calibração foi feita utilizando-se o mesmo sistema empregado para a obtenção dos dados durante os ensaios ou seja, placa de aquisição de dados e programa desenvolvido no aplicativo 'Lab View'. O Anexo III traz as curvas de calibração para as três grandezas envolvidas e seus coeficientes. O Anexo IV apresenta a análise dos erros existentes nos dados.

4.4.4.c. Montagem experimental

Após todas as verificações e calibrações necessárias procedeu-se à montagem do modelo no túnel de vento e o resultado final pode ser observado na Figura 4.24. A alimentação de ar para as câmaras de sopro foi fornecida por um compressor de ar alternativo cujo tanque de armazenamento de ar comprimido à alta pressão, possui capacidade para 10 m³. Este compressor é normalmente utilizado no laboratório 'Prof. Feng' para a alimentação do túnel supersônico. A Figura 4.25 apresenta um esquema da montagem do sistema de alimentação de ar para as câmaras.

Após a montagem do modelo, pequenos ajustes foram efetuados para evitar-se qualquer interferência entre os tubos de alimentação das câmaras de sopro e os dispositivos fixos na parede do túnel de vento. Estes tubos saem do modelo junto ao eixo metálico que é utilizado para fixá-lo à balança aerodinâmica e são na verdade, fixados à ele através de fitas adesivas. Verificou-se também a interferência da

pressurização dos tubos que alimentam as câmaras de sopro, na leitura da balança aerodinâmica e nenhuma alteração foi observada. A Figura 4.26 apresenta um esquema da montagem do modelo no túnel de vento.

Figura 4.24. Estação de trabalho pronta para realização dos ensaios, junto à câmara de ensaio do túnel de vento

Figura 4.25. Esquema do sistema de alimentação de ar para as câmaras de sopro

Figura 4.26. Esquema de fixação do modelo na balança aerodinâmica
(fora de escala)

4.4.4.d. Condições de ensaios

A Tabela 7 a seguir, relaciona todos os parâmetros envolvidos durante os ensaios.

PARÂMETROS	NÚMERO DE SOPROS		
Parâmetros de Escoamento	1	2	3
q_{∞} (Pa)	369,72	362,81	368,61
T_{amb} (K)	293,15	292,47	291,17
ρ (Kg/m ³)	1,132	1,137	1,142
μ (Kg/m.s)	1,808 x 10 ⁻⁵	1,797 x 10 ⁻⁵	1,792 x 10 ⁻⁵
U_o (m/s)	25,55	25,25	25,39
Re	401.888	399.672	405.243
M	0,0744	0,0740	0,0742
Parâmetros de Sopro	-----	-----	-----
Pe (Pa) *	16.637	16.822	14.724
Pdj (mmCA) *	214,83	217,23	190,14
Uj (m/s) *	61,01	61,21	57,12
Uj/Uo *	2,387	2,424	2,249
Cj **	0,166	0,342	0,442
m (Kg/s) **	0,0629	0,1268	0,1784
(*) : relativo à cada câmara de sopro, individualmente;			
(**): relativo ao valor total, somatório das câmaras em operação;			

Tabela 7. Condições de ensaios: parâmetros de escoamento e de sopro

4.4.5. Correções no Túnel de Vento

Segundo POPE & RAE (1984), pouco é a diferença entre deslocar um corpo numa massa fluida ou soprar esta massa fluida sobre um corpo estático. Entretanto, a geometria da câmara de ensaio do túnel de vento e suas paredes provocam limitações ao escoamento de ar, impedindo que este expanda-se ao passar pelo corpo de teste; esta expansão normalmente ocorre quando um corpo desloca-se em uma massa de ar. Os efeitos deste confinamento ocasionam alterações na velocidade do fluxo, no arrasto do modelo e no ângulo de ataque efetivo.

Portanto, para que os dados obtidos nos ensaios em túnel de vento possam ser aproximados da realidade do vôo, são necessárias correções que, segundo POPE & RAE (1984), para um modelo de asa tridimensional são:

- a) Empuxo tridimensional ("*buoyancy*");
- b) Bloqueio sólido tridimensional;
- c) Bloqueio tridimensional devido à esteira;
- d) Curvatura nas linhas de corrente;
- e) Velocidade induzida para baixo ("*downwash*").

Seguindo as orientações desses autores, as correções acima apresentadas foram efetuadas e são descritas nos itens seguintes.

4.4.5.a. Empuxo tridimensional ("*buoyancy*")

Acarreta uma alteração na força de arrasto do modelo e está intimamente ligada com a geometria do corpo e o gradiente de pressão estática na câmara de teste. No caso do túnel de vento utilizado, que é tipo 'soprador', a câmara de ensaio está praticamente à pressão atmosférica e está equipada com 'acabamentos nos cantos' ("*corner fillets*"). Esta configuração de túnel de vento apresenta um gradiente de pressão estática muito pequeno. Portanto, a força de empuxo tridimensional pode ser determinada através da seguinte equação:

$$\Delta D = -(\pi/4) \cdot \lambda_3 \cdot t^3 \cdot (dp/dl) \quad (2)$$

onde:

$$\lambda_3 = 3;$$

é um fator que está relacionado com a geometria do corpo, ou seja, a relação c/t (corda / espessura máxima). Este fator é determinado graficamente através da Figura 4.27. No caso do modelo, $c/t = 5,55$.

$$t = 0,045 \text{ m};$$

é a espessura máxima do corpo.

$$dp/dl = -k \cdot (\rho/2b) \cdot U_o^2 = -12,5 \text{ Pa/m} \quad (3)$$

sendo:

$$k = 0,016;$$

$$U_o = 25 \text{ m/s};$$

$$b = 0,46 \text{ m};$$

dp/dl é o gradiente de pressão estática, que depende da velocidade de escoamento no túnel (U_o) e da altura da câmara de ensaios (b); o fator k é considerado aqui o menor valor normalmente encontrado na maioria dos túneis de vento, segundo POPE & RAE (1984).

Portanto a variação na força de arrasto devido ao empuxo tridimensional pode ser calculada em:

$$\Delta D = 0,00268 \text{ N}$$

Reduzindo-se este valor ao seu coeficiente adimensional, tem-se:

$$\Delta C_D = 0,0001195$$

Figura 4.27. Determinação do fator λ_3 em função da relação c/t
(POPE & RAE - 1984)

4.4.5.b. Bloqueio sólido tridimensional

A presença do modelo na câmara de ensaio do túnel de vento, reduz a área de passagem do escoamento, acelerando-o. Como o modelo testado é composto por uma asa e uma ponta de asa com geometria muito bem definida, pode-se calcular os efeitos separadamente ou seja, o efeito devido à asa e o efeito devido à ponta de asa. Sendo assim, tem-se:

$$Uo_{ef} = (\epsilon_{asa} + \epsilon_{ponta}).Uo \quad (4)$$

onde:

Uo_{ef} : velocidade efetiva do escoamento;

ϵ_{asa} : fator de correção para a asa;

ϵ_{ponta} : fator de correção para a ponta de asa;

Uo : velocidade de escoamento medida.

A determinação do fator ϵ_{asa} , pode ser feito através da seguinte equação:

$$\varepsilon_{asa} = K_1 \cdot \sigma_1 \cdot V_{asa} / C^{1,5} \quad (5)$$

onde:

$$K_1 = 1,05;$$

é um fator que depende do formato do corpo e de sua espessura relativa (t / c). Este fator é determinado graficamente através da Figura 4.28. No caso do modelo, $t / c = 0,18$ e o aérofólio em questão é da série NACA 65, seis dígitos.

Figura 4.28. Determinação dos fatores K_1 e K_3 em função da razão t / c
(POPE & RAE - 1984)

$$\sigma_1 : 0,87;$$

é um fator que depende do formato da seção transversal da câmara de ensaio e do índice de ocupação do modelo em relação à largura do túnel. Este fator pode ser determinado graficamente através da Figura 4.29, onde:

$$b / h = 1;$$

é a razão entre a largura e a altura da câmara do túnel de vento. Sendo esta basicamente quadrada (com "corner fillets") então seu valor é a unidade.

$$2 b_w / b = 0,73;$$

considerando-se que o modelo com o sopro atuante, ocupa aproximadamente 70% da largura do túnel de vento (dado obtido através de visualização com fumaça).

$$V = 0,001811 \text{ m}^3$$

é o volume da asa e pode ser aproximadamente calculado pela equação:

$$V = 0,7 \cdot t \cdot c \cdot b_w \quad (6)$$

sendo os parâmetros t , c , e b_w a espessura máxima, a corda e a envergadura da asa, respectivamente e seus valores são:

$$t = 0,045 \text{ m};$$

$$c = 0,25 \text{ m};$$

$$b_w = 0,23 \text{ m}.$$

e,

$$C = 0,216 \text{ m}^2$$

é a área da seção transversal da câmara de ensaio do túnel de vento.

Desta forma, o fator ε_{asa} pode ser determinado e seu valor é:

$$\varepsilon_{asa} = 0,0167$$

O bloqueio sólido tridimensional para a ponta de asa pode também ser determinado através de uma equação específica para corpos de revolução:

$$\varepsilon_{ponta} = K_3 \cdot V_{ponta} / C^{1,5} \quad (7)$$

onde:

$$K_3 = 0,96$$

e pode ser determinado de forma análoga ao fator K_1 , usando a Figura 4.28.

$$V_{\text{ponta}} = 0,0006068 \text{ m}^3$$

é o volume da ponta de asa e pode ser determinado através da seguinte equação:

$$V_{\text{ponta}} = 0,45 \cdot L_p \cdot D_p \quad (8)$$

onde:

$$L_p = 0,43 \text{ m}$$

é o comprimento da ponta de asa e,

$$D_p = 0,056 \text{ m}$$

é o seu diâmetro.

Portanto o fator $\varepsilon_{\text{ponta}}$ pode ser determinado e seu valor é:

$$\varepsilon_{\text{ponta}} = 0,00598$$

Retornando à equação (4) e recordando que a velocidade média nos ensaios foi $U_0 = 25 \text{ m/s}$, determina-se a velocidade efetiva do escoamento na câmara de ensaio:

$$U_{0\text{ ef}} = 25,5 \text{ m/s}$$

ou seja, uma alteração de 2,3% na velocidade medida durante os ensaios.

Figura 4.29. Determinação do fator σ_1

4.4.5.c. Bloqueio tridimensional devido à esteira

O efeito ocasionado pela a esteira atrás do modelo é o mesmo observado no bloqueio sólido ou seja, acelera o escoamento do túnel de vento e por sua vez, reduz o valor do campo de pressão sobre a asa. Entretanto, este efeito só é perceptível para altos ângulos de ataque onde a esteira da asa é pronunciada. Além disso, a configuração do túnel de vento empregado (tipo 'soprador'), favorece a redução deste efeito uma vez que, após a câmara de ensaio, o escoamento expande-se livremente para as condições atmosféricas. Portanto, o efeito devido à esteira foi desprezado mas seu cálculo é apresentado à seguir.

O bloqueio devido a presença da esteira pode ser determinado através de seguinte equação:

$$\epsilon_{\text{esteira}} = 0,25.\delta. C_{D0} + 1,25.\delta. (C_D - C_{Di} - C_{D0}) \quad (9)$$

onde:

$$\delta = 0,2953 = S/C$$

ou seja, a relação entre a área da asa e a área da seção de ensaio do túnel de vento. Sendo

$$S = 0,0625 \text{ m}^2$$

$$C = 0,2116 \text{ m}^2$$

e,

$$C_{D0} = 0,0521$$

é o coeficiente de arrasto do modelo sem sopra.

O resultado deste efeito pode ser observado na Figura 4.30 que apresenta o incremento relativo na velocidade de escoamento do túnel em função do ângulo de ataque, tanto para o bloqueio devido à esteira como o bloqueio total (esteira + sólido). Nota-se que o efeito é mais pronunciado em grandes ângulos de ataque, devido ao incremento no tamanho da esteira.

Figura 4.30. Incrementos relativos na velocidade de escoamento do túnel de vento em função do ângulo de ataque devido aos efeitos de bloqueios (sólidos e esteira)

4.4.5.d. Curvatura das linhas de corrente

Devido à presença das paredes laterais do túnel de vento, o escoamento é limitado, não podendo expandir-se. Esta limitação altera as linhas de correntes do escoamento, modificando por sua vez, a velocidade induzida para cima ("upwash"). Os efeitos são perceptíveis no ângulo de ataque efetivo, na sustentação e no momento em arfagem. O equacionamento deste efeito é apresentado à seguir:

$$\Delta\alpha = \sigma_2 \cdot \phi \cdot \delta \cdot C_L \quad (10)$$

onde:

$$\sigma_2 = 0,22$$

$$\phi = -0,14$$

$$\delta = 0,2953 = S/C$$

é a equação que reflete a alteração no ângulo de ataque e é uma função linear da sustentação. Os fatores σ_2 e ϕ estão relacionados com a geometria da câmara de

ensaio e do modelo em teste e seus valores são encontrados no Capítulo VI de POPE & RAE (1984).

$$\Delta C_L = -\Delta\alpha \cdot a \quad (11)$$

onde o parâmetro 'a' é o coeficiente angular da reta $C_L \times \alpha$, ou $dC_L/d\alpha$.

$$\Delta C_M = -0,25 \cdot \Delta C_L \quad (12)$$

A Figura 4.31 apresenta um gráfico com as variações relativas nos três parâmetros em função do ângulo de ataque.

Figura 4.31. Variações no ângulo de ataque, sustentação e momento em arfagem devido ao efeito nas linhas de corrente

4.4.5.e. Correção devido a velocidade induzida para baixo ("downwash")

Assim como nos efeitos devido a curvatura das linhas de correntes, o confinamento do escoamento altera a velocidade induzida para baixo ("downwash") e este por sua vez, altera o valor da força de arrasto. Seu equacionamento é:

$$C_D = C_{D0} + \gamma \cdot \delta \cdot C_L^2 \quad (13)$$

onde:

$$\gamma = 0,155$$

$$\delta = 0,2953 = S/C$$

o fator γ está relacionado com a geometria do modelo e da câmara de ensaio. Para a sua determinação deve-se considerar a envergadura completa do modelo assim como a largura da câmara de ensaio duplicada, conforme Figura 4.32.

Figura 4.32. Consideração da imagem lateral do modelo e da câmara de ensaio

A Figura 4.33 apresenta um gráfico que relaciona o arrasto obtido durante os ensaios e o seu valor corrigido devido as interferências das paredes laterais do túnel de vento. Esta correção é devida somente à velocidade induzida para baixo ("downwash").

Figura 4.33. Correções no coeficiente de arrasto devido ao "downwash"

5. APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

5.1. INTRODUÇÃO

Este capítulo apresenta e discute os resultados obtidos nas três fases experimentais que foram abrangidas neste trabalho:

- a) visualizações com fumaça;
- b) forças e momentos aerodinâmicos;
- c) visualizações com fios de lã ("tufts").

Devido ao grande número de configurações ensaiadas, os resultados são apresentados e discutidos na seguinte ordem:

I) Resultados das visualizações com fumaça:

- a) Resultados com sopro único;
- b) Resultados com sopro duplo;
- c) Resultados com sopro triplo;

Na discussão dos resultados obtidos no túnel de fumaça o enfoque foi o deslocamento do vórtice de ponta de asa e, portanto, selecionaram-se as configurações que apresentaram o maior aumento na envergadura efetiva.

II) Resultados de forças e momento aerodinâmicos:

- a) Resultados com sopro único;
- b) Resultados com sopro duplo;
- c) Resultados com sopro triplo;
- d) Resultados das melhores configurações;
- e) Resultados das melhores configurações entre as melhores;

Na discussão dos resultados provenientes dos ensaios com balança no túnel de vento, as melhores configurações foram selecionadas levando-se em conta os seguintes parâmetros:

- 1) $\partial C_L / \partial \alpha$: foram selecionadas as configurações que apresentaram o maior $\partial C_L / \partial \alpha$. Durante os ensaios não foi possível determinar-se o C_L máximo assim

como o ângulo de ataque onde este ocorre para cada configuração. A incidência máxima possível de ser ajustada no modelo, estava limitada pela interferência entre o modelo e o piso do túnel de vento. Este ângulo máximo estava abaixo do ângulo de ataque máximo que a asa seria capaz de alcançar. O C_L máximo é importante em fases do voo onde são necessárias velocidades reduzidas (aproximações e pousos, p. ex.)

2) C_L/C_D : as configurações que apresentaram o maior C_L/C_D foram selecionadas, pois este parâmetro está relacionado com a maior performance da aeronave; o C_L/C_D máximo representa a máxima autonomia de uma aeronave a jato.

III) Resultados das visualizações com fios de lã ("tufts") para as melhores configurações.

5.2. RESULTADOS DAS VISUALIZAÇÕES COM FUMAÇA

O objetivo destes ensaios foi verificar quais configurações ofereciam o maior deslocamento do vórtice de ponta de asa, promovendo desta forma um aumento no seu alongamento efetivo. Através dos trabalhos selecionados na revisão bibliográfica, sabe-se que este efeito é responsável por incrementos na sustentação, reduções no arrasto, pouca alteração no momento em arfagem e consequentemente ganhos consideráveis na eficiência aerodinâmica.

Os registros fotográficos apresentados à seguir, foram qualitativa e quantitativamente analisados. Através de medições em um plano distante a uma corda do bordo de fuga da asa, verificou-se o deslocamento efetivo do vórtice que é calculado através da seguinte equação:

$$\% b_{ef} = \{ [(2 \cdot b_{sopro} + b_{modelo}) / b_{modelo}] - 1 \} \cdot 100 \quad (14)$$

As grandezas envolvidas na equação acima são melhores descritas através da Figura 5.1. Estes deslocamentos efetivos estão tabelados ao final de cada página.

Figura 5.1. Parâmetros medidos para a determinação da envergadura efetiva

Cada configuração possui uma denominação. Para auxiliar o leitor, as páginas seguintes apresentam uma legenda única que permite a rápida identificação da configuração apresentada.

No final deste sub-capítulo é apresentados na Tabela 8, todas as configurações ensaiadas e seus respectivos aumentos percentuais na envergadura efetiva. As que apresentaram os maiores incrementos estão apresentados em destaque.

5.2.1. Visualizações com Sopro Único

Figura 5.2. Visualizações com fumaça para sopros únicos

Figura 5.2. Visualizações com fumaça para sopros únicos (*continuação*)

Figura 5.2. Visualizações com fumaça para sopros únicos (*continuação*)

5.2.2. Visualizações com Sopro Duplo

Figura 5.3. Visualizações com fumaça para sopros duplos

Figura 5.3. Visualizações com fumaça para sopros duplos (*continuação*)

Figura 5.3. Visualizações com fumaça para sopros duplos (*continuação*)

Figura 5.3. Visualizações com fumaça para sopros duplos (*continuação*)

Figura 5.3. Visualizações com fumaça para sopros duplos (*continuação*)

Figura 5.3. Visualizações com fumaça para sopros duplos (*continuação*)

Figura 5.3. Visualizações com fumaça para sopros duplos (*continuação*)

Figura 5.3. Visualizações com fumaça para sopros duplos (*continuação*)

Figura 5.3. Visualizações com fumaça para sopros duplos (*continuação*)

5.2.3. Visualizações com Sopro Triplo

Figura 5.4. Visualizações com fumaça para sopros triplos

Figura 5.4. Visualizações com fumaça para sopros triplos (*continuação*)

Figura 5.4. Visualizações com fumaça para sopros triplos (*continuação*)

Figura 5.4. Visualizações com fumaça para sopros triplos (*continuação*)

Figura 5.4. Visualizações com fumaça para sopros triplos (*continuação*)

Figura 5.4. Visualizações com fumaça para sopros triplos (*continuação*)

Figura 5.4. Visualizações com fumaça para sopros triplos (*continuação*)

Figura 5.4. Visualizações com fumaça para sopros triplos (*continuação*)

Figura 5.4. Visualizações com fumaça para sopros triplos (*continuação*)

Tabela 8. Aumentos percentuais na envergadura efetiva	
Configuração	b efetivo (%)
Sopro Único	
<u>I</u>	95,6
<u>2</u>	91,3
3	0,0
<u>A</u>	91,3
B	52,2
C	0,0
<u>X</u>	91,3
Y	47,8
Z	0,0
Sopro Duplo	
1A	95,6
1B	84,8
1C	78,2
<u>IX</u>	100
1Y	65,2
1Z	78,2
<u>2A</u>	102,2
2B	67,4
2C	56,5
2X	91,3
2Y	65,2
2Z	73,9
<u>3A</u>	106,5
3B	52,2
3C	0,0
<u>3X</u>	104,3
3Y	43,4

Tabela 8. Aumentos percentuais na envergadura efetiva (*continuação*)

Configuração	b_{efetivo} (%)
Sopro Duplo (<i>continuação</i>)	
3Z	0,0
<u>AX</u>	106,5
AY	95,6
<u>AZ</u>	100
BX	97,8
BY	58,7
BZ	0,0
<u>CX</u>	104,3
CY	43,4
CZ	0,0
Sopro Triplo	
<u>1AX</u>	106,5
1AY	95,6
1AZ	95,6
1BX	91,3
1BY	73,9
1BZ	82,6
1CX	95,6
1CY	54,3
1CZ	56,5
<u>2AX</u>	104,3
<u>2AY</u>	106,5
2AZ	69,5
2BX	86,9
2BY	67,4
2BZ	91,3
2CX	71,7

Tabela 8. Aumentos percentuais na envergadura efetiva (*continuação*)

Configuração	b_{efetivo} (%)
Sopro Triplo (<i>continuação</i>)	
2CY	71,7
2CZ	69,5
<u>3AX</u>	104,3
3AY	76,1
3AZ	86,9
3BX	78,2
3BY	43,4
3BZ	30,4
3CX	86,9
3CY	0,0
3CZ	0,0

LEGENDA

0°	1	A	X
45°	2	B	Y	
90°	3	C	Z	

Obs.: As melhores configurações ou seja, aquelas que apresentaram os maiores deslocamentos laterais do vórtice da ponta de asa, foram colocados em destaque.

5.2.4. Discussão e Análise dos Resultados

Os resultados apresentados na visualização com fumaça demonstraram que:

- a) o jato soprado verticalmente (para baixo) pouco desloca o vórtice de ponta de asa lateralmente (para fora);
- b) o jato soprado no plano da asa promove grandes deslocamentos laterais no vórtice, principalmente quando localizado próximo ao bordo de fuga. Quando a saída do jato localiza-se na proximidade do bordo de ataque, ângulos de saída do sopro de até 45° , também promovem grandes aumentos na envergadura efetiva;
- c) no caso de sopro duplo, grandes deslocamentos de vórtice são observados nas configurações que sopram no plano da asa ou em cascata ascendente (a câmara à frente sopra em um ângulo descendente maior que o da câmara seguinte). Além disso, estas características são observadas em câmaras sequenciais, ou seja, uma seguida da outra (*dianteira/ intermediária* ou *intermediária/ traseira*);
- d) para sopros triplos, as mesmas considerações apresentadas nos itens anteriores, também se aplicam. Neste caso deve-se destacar a configuração em cascata ascendente, ou seja, a câmara dianteira sopra em um ângulo descendente maior que a intermediária e esta, por sua vez, sopra em um ângulo maior que a câmara traseira.

Estas conclusões nortearam os ângulos de saída de cada câmara e suas combinações, a serem aplicadas nas configurações testadas no túnel de vento para a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos.

5.3. RESULTADOS DOS ENSAIOS COM BALANÇA AERODINÂMICA

O objetivo destes ensaios era verificar quantitativamente as principais grandezas aerodinâmicas (sustentação, arrasto e momento em arfagem) das configurações selecionadas previamente nos resultados dos ensaios com fumaça.

A análise prévia naqueles resultados demonstrou que as câmaras intermediária e traseira oferecem maiores ganhos quando sopradas em pequenos ângulos em relação ao plano da asa. Já a câmara dianteira apresenta maiores benefícios em uma maior variação angular, quando combinada com outro(s) sopro(s). Além disso, os sopros duplos e triplos são mais eficientes quando soprados no mesmo plano ou numa combinação em 'cascata' (posição angular seqüencial) ascendente.

Considerando-se o acima descrito ensaiaram-se 43 configurações, sendo 9 com sopro único, 18 com sopro duplo e 16 com o triplo. As variações angulares efetuadas nas três câmaras foram:

Câmara Dianteira 0° à 45°

Câmara Intermediária 0° à 30°

Câmara Traseira 0° à 15°

A Figura 5.5 apresenta um esquema das variações angulares de cada câmara e a Tabela 9 a listagem de todas as configurações ensaiadas.

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	Y
30°	3	C	
45°	4

O diagrama ilustra a configuração da asa com as câmaras de sopro. A asa é representada por uma forma aerodinâmica com uma borda de ataque arredondada à esquerda e uma borda de fuga pontiaguda à direita. A asa é dividida em três seções principais: a câmara dianteira (a mais próxima da borda de ataque), a câmara intermediária (no meio) e a câmara traseira (a mais próxima da borda de fuga). Cada seção é associada a um ângulo de saída específico, conforme indicado na tabela adjacente.

Figura 5.5. Esquema das variações angulares de cada câmara de sopro

Tabela 9. Listagem das configurações ensaiadas.

Sopro Único			
1	4	C	
2	A	X	
3	B	Y	
Sopro Duplo			
1A	3B	AX	
2A	4B	BX	
3A	1C	CX	
4A	2C	AY	
1B	3C	BY	
2B	4C	CY	
Sopro Triplo			
1AX	2BX	4CX	3CY
2AX	3BX	2BY	4CY
3AX	4BX	3BY	1AY
4AX	3CX	4BY	1BY

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	Y
30°	3	C	
45°	4

Devido ao grande número de configurações ensaiadas, somente as principais curvas são apresentadas sendo:

$$C_L \times \alpha$$

$$C_D \times \alpha$$

$$L/D \times \alpha$$

$$C_L \times C_D \quad (\text{polar de arrasto})$$

$$C_M \times \alpha$$

Além disso, para evitar-se uma sobrecarga de curvas em cada gráfico que dificultaria seu estudo, estes são apresentados com no máximo cinco configurações. Assim como no item 5.2, cada configuração possui um código para identificação e no início de cada grupo de gráficos o leitor encontra uma legenda que é a chave para esta identificação.

As seis melhores configurações selecionadas são apresentadas no final deste sub-capítulo e portanto, um maior número de gráficos é apresentado.

5.3.1. Resultados com Sopro Único

a) Sopros 1, 2, 3 e 4 – Apresentação dos Resultados

O uso do sopro 1 apresentou um aumento no C_{L_0} em relação as demais configurações. Entretanto, o $\partial C_L / \partial \alpha$ desta configuração é menor que o da asa sem sopro, mas supera o $\partial C_L / \partial \alpha$ dos sopros 2, 3 e 4. O sopro 4 apresentou o maior incremento na eficiência aerodinâmica (C_L / C_D). A curva polar de arrasto também evidenciou este comportamento, assim como a curva $C_D \times \alpha$. Na curva $C_M \times \alpha$ o comportamento do sopro 1 foi muito próximo ao da configuração sem sopro. Os sopros 2, 3 e 4 reduziram o C_M (diminuição de “pitch down”) estando as três configurações muito próximas.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.6. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.7. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.8. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.9. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.10. Curva polar de arrasto

b) Sopros A, B e C – Apresentação dos Resultados.

O sopro C apresentou aumento no C_{L0} e no $\partial C_L / \partial \alpha$, quando comparado as configurações sem sopro e aos sopros A e B. Na curva $C_L / C_D \times \alpha$, o sopro A apresentou grandes incrementos que foram confirmados pela polar de arrasto e pela curva $C_D \times \alpha$. Já na curva $C_M \times \alpha$ as três configurações com sopro se equiparam e estão próximas ao obtido na configuração sem sopro.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.11. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.12. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.13. Variação do coeficiente de momento de arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.14. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.15. Curva polar de arrasto

c) Sopros X e Y – Apresentação dos Resultados

A configuração com sopro Y apresentou o maior incremento no $\partial C_L / \partial \alpha$. Entretanto, o sopro X apresentou maior redução no arrasto e aumento na eficiência aerodinâmica, evidenciadas na curva polar de arrasto. A curva $C_M \times \alpha$ apresenta o aumento no momento à pizar (“pitch down”) promovido pelo sopro X.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	Y
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.16. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.17. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.18. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.19. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.20. Curva polar de arrasto

5.3.2. Resultados com Sopros Duplos

a) Sopros 1A, 2A, 3A e 4A - Apresentação dos Resultados

Dentre as quatro configurações, o sopro 3A apresentou o maior incremento no C_L e no $\partial C_L / \partial \alpha$. Já o sopro 1A apresentou a maior eficiência aerodinâmica mas, está restrito à ângulos de ataque menores que 4° . Para α 's maiores, o sopro 3A apresentou o maior C_L / C_D . A curva polar de arrasto confirma este comportamento para as duas configurações. As quatro configurações apresentaram coeficientes de arrasto muito semelhantes assim como no momento em arfagem.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.21. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.22. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.23. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.24. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.25. Curva polar de arrasto

b) Sopros 1B, 2B, 3B e 4B – Apresentação dos Resultados.

Dentre estas configurações, a 2B apresentou o maior ganho de C_L , o maior $\partial C_L / \partial \alpha$, a maior eficiência aerodinâmica e a maior redução em arrasto em toda faixa de C_L . As quatro configurações apresentaram momento em arfagem (a picar) muito semelhante.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.26. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.27. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.28. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.29. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.30. Curva polar de arrasto

c) Sopros 1C, 2C, 3C e 4C – Apresentação dos Resultados

As quatro configurações apresentaram ganhos em C_L muito próximos, gradiente $\partial C_L / \partial \alpha$ muito semelhantes assim como o momento em arfagem. Já as configurações 1C e 4C apresentaram maiores reduções em arrasto, que refletem na eficiência aerodinâmica e na polar de arrasto.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.31. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.32. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.33. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.34. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.35. Curva polar de arrasto

d) Sopros AX, BX e CX – Apresentação dos Resultados

Neste grupo de configurações, o sopro CX apresentou o maior ganho na sustentação e no gradiente $\partial C_L / \partial \alpha$, para ângulos de ataque superiores à 10° . Além disso, apresentou maiores reduções no arrasto para C_L 's maiores que 1. Sua eficiência aerodinâmica máxima foi pouco maior do que as demais configurações. O momento em arfagem dos sopros BX e CX são maiores (a pizar) quando comparados a configuração sem sopro. No geral, as configurações BX e CX são equivalentes.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.36. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.37. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.38. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.39. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.40. Curva polar de arrasto

e) Sopros AY, BY e CY – Apresentação dos Resultados

Neste grupo de configurações, o sopro CY apresentou o maior aumento no momento em arfagem (a picar). As configurações se equivalem na redução do arrasto mas, o sopro CY oferece pequena vantagem evidenciada na curva polar, para coeficientes de sustentação maiores que 0,9.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.41. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.42. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.43. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.44. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.45. Curva polar de arrasto

5.3.3. Resultados com Sopros Triplos

a) Sopros 1AX, 2AX, 3AX, 4AX e 1AY – Apresentação dos Resultados.

Estas configurações apresentam ganhos na sustentação muito próximos. No momento em arfagem, as cinco configurações apresentaram curvas muito próximas com aumento no momento a picar em relação a configuração sem sopro. O sopro 4AX apresentou pequena vantagem na redução do C_D que por sua vez reflete no maior aumento da eficiência aerodinâmica e confirmada pela curva polar em toda faixa de C_L .

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.46. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.47. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.48. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.49. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.50. Curva polar de arrasto

b) Sopros 2BX, 3BX e 4BX – Apresentação dos Resultados

Os aumentos na sustentação promovidos pelas três configurações são muito semelhantes. Na redução de arrasto, as configurações 3BX e 4BX apresentaram comportamento equivalente e pouco melhor ao sopro 2BX. O momento em arfagem é equivalente para os três sopros. Já a configuração 4BX apresentou uma eficiência aerodinâmica um pouco superior para incidências de até 7° .

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.51. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.52. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.53. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.54. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.55. Curva polar de arrasto

c) Sopros 3CX, 3CY, 4CX e 4CY – Apresentação dos Resultados

A configuração de sopro 3CX apresentou leve vantagem no incremento do C_L em toda faixa de α 's. Todas as configurações apresentaram poucas reduções no arrasto e curvas C_D x α muito próximas. Entretanto, o sopro 4CX apresentou leve vantagem no aumento da eficiência aerodinâmica (L/D). Já a curva polar de arrasto demonstrou que as configurações 3CX e 4CX, apresentaram menor C_D para coeficientes de sustentação maiores que 0,5. No momento de arfagem, as quatro configurações são semelhantes (aumento no momento a picar em relação à configuração sem sopro).

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.56. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.57. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.58. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.59. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.60. Curva polar de arrasto

d) Sopros 1BY, 2BY, 3BY e 4BY – Apresentação dos Resultados

O sopro 3BY apresentou o maior ganho na sustentação assim como na eficiência aerodinâmica. A curva polar demonstrou que esta configuração promove a maior redução no arrasto para C_L 's maiores que 0,6. Para coeficientes de sustentação menores que 0,2, o sopro 4BY apresentou o menor arrasto. Na curva $C_D \times \alpha$, as configurações se equivalem dentro da faixa de incerteza do parâmetro.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.61. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.62. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.63. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.64. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.65. Curva polar de arrasto

5.3.4. Melhores Configurações

Devido ao grande número de configurações ensaiadas, tornou-se necessário um pré selecionamento das configurações de sopro que apresentaram os maiores benefícios aerodinâmicos, dentro de sua própria categoria. Portanto, foram analisadas e separadas as melhores configurações dentro de cada grupo de sopro (simples, duplo ou triplo).

a) Sopros Simples – Apresentação dos Resultados

As configurações com sopro único que apresentaram as melhores características aerodinâmicas foram selecionadas e são apresentadas abaixo. Essas configurações são: X, Y, A, C e 4.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	Y
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.66. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.67. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.68. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.69. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.70. Curva polar de arrasto

b) Sopros Simples – Discussão dos Resultados

O sopro C apresentou o maior ganho em C_L e o maior $\partial C_L / \partial \alpha$ dentre as configurações selecionadas. Já o sopro A apresentou o maior benefício em se tratando de eficiência aerodinâmica (L/D).

Em se tratando de reduções no arrasto, os sopros X, A e 4 apresentam mesmo nível de redução. Já os sopros Y e C em nada beneficiam a asa.

A curva polar de arrasto demonstrou que os sopros A e 4, trazem reduções no C_D para C_L 's de até 0,5. Já para C_L 's maiores que 0,5 o benefício é proporcionado pelos sopros A e C. Os sopros A e C possuem momentos a pica muito semelhantes, enquanto o sopro 4 chega à zera C_M para $12^\circ < \alpha < 17^\circ$.

Dentre este grupo de configurações de sopro, merecem destaque os sopros A e C, pois, apesar de serem semelhantes na curva $C_M \times \alpha$, estas configurações são complementares: o sopro C apresenta o maior ganho em sustentação, que é importante nas operações de aproximação e pouso. O sopro A apresenta a maior eficiência aerodinâmica, que é muito útil no voo de cruzeiro e no aumento da autonomia e do alcance.

Por atuarem na porção intermediária da corda da ponta de asa, os sopros A e C afetam todo o campo de pressões nesta região. Como a configuração C possui uma componente do sopro direcionada para baixo, este favorece o aumento da sustentação total. Já o sopro A, que é ejetado no plano da asa promove benefícios na eficiência aerodinâmica máxima, que ocorre em ângulos de ataque menores ($\sim 4^\circ$) e C_L 's em torno de 0,5.

c) Sopros Duplos – Apresentação dos Resultados

As configurações com sopro duplo que apresentaram as melhores características aerodinâmicas foram selecionadas e são apresentadas abaixo. Essas configurações são: 1A, 3A 2B e CX.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.71. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.72. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.73. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.74. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.75. Curva polar de arrasto

d) Sopros Duplos – Discussão dos Resultados

Os sopros CX, 2B e 3A apresentaram os maiores, mas muito semelhantes, ganhos no coeficiente de sustentação (C_L) e também no gradiente $\partial C_L / \partial \alpha$.

O sopro CX apresentou a maior eficiência aerodinâmica para ângulos de ataque menores que 4° . Em incidências maiores que 4° e menores que 12° , o sopro 3A supera as demais configurações. Para ângulos de ataque maiores que 12° , todas as configurações apresentam-se semelhantes. Na curva polar de arrasto verifica-se que as quatro configurações são equivalentes para coeficientes de sustentação menores que 1. A partir deste valor a configuração CX se sobressai.

Os sopros 3A e CX possuem características semelhantes: em ambos a câmara a frente sopra em um ângulo descendente de 30° e a câmara seguinte sopra no mesmo plano da asa. Portanto, a câmara que está a frente promove um aumento na sustentação total (devido ao empuxo vertical que produz) além de promover uma barreira ao escoamento que tenta circundar a ponta de asa. Já a câmara que vem na sequência, promove uma sucção no extradorso da asa, energizando o escoamento nesta região e provavelmente auxiliando de modo a retardar o descolamento da camada limite. Além disso, a câmara posterior também atua como um bloqueio ao escoamento na região da ponta de asa. O resultado final, possível de ser visualizado, é o deslocamento do vórtice de ponta de asa para fora, aumentando a envergadura efetiva da asa. O sopro 3A, por atuar na parte dianteira e intermediária da corda da ponta de asa, apresentou maiores benefícios para incidências e C_L 's elevados pois, as maiores diferenças de pressões entre o extradorso e o intradorso encontram-se na parte anterior (próximo ao bordo de ataque) da asa. Já no caso do sopro CX, que atua nas regiões intermediária e posterior da corda da ponta de asa, a justificativa é semelhante pois, com baixos C_L 's, as maiores diferenças de pressões entre as duas superfícies da asa estão concentradas em sua porção intermediária.

Portanto, as configurações CX e 3A, se empregadas em uma aeronave, poderiam ser adequadas tanto para aproximações quanto para o pouso, devido aos maiores ganhos em C_L que oferecem. Mas dependendo do regime de voo nivelado (máximo cruzeiro, cruzeiro econômico, regime de espera – '*holding pattern*', circuito de tráfego) estas duas configurações se alteram no valor da maior eficiência

aerodinâmica, nas faixas de incidência e C_L , que cada uma apresenta. O sopro CX apresenta uma desvantagem em relação ao 3A: um grande momento em arfagem a picar, que exigiria maiores deflexões no profundor e no seu compensador, aumentando o arrasto de trimagem (*'trim drag'*) da aeronave.

e) Sopros Triplos – Apresentação dos Resultados

As configurações com sopros triplos que apresentaram as melhores características aerodinâmicas foram selecionadas e são apresentadas abaixo. Essas configurações são: 4AX, 4BX, 4CX, 3CX e 3BY.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	Y
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.76. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.77. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.78. Variação do coeficiente de momento em arfagem em função do ângulo de ataque

Figura 5.79. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.80. Curva polar de arrasto

f) Sopros Triplos – Discussão dos Resultados

As cinco configurações de sopros triplos selecionadas e estudadas, apresentaram ganhos no coeficiente de sustentação e no gradiente $\partial C_L / \partial \alpha$ muito semelhantes, dadas as incertezas no coeficiente. O mesmo se aplica para o momento em arfagem (C_M), onde todos os sopros apresentaram um aumento no momento a pizar. As configurações 3CX e 3BY apresentaram um discreto incremento no C_L em comparação com as demais.

A incerteza no C_D torna difícil determinar quais sopros produziram reduções no arrasto. Na verdade, todas as configurações apresentaram comportamentos semelhantes aquela sem sopro.

Devido aos resultados muito próximos e aos valores das incertezas, torna-se difícil selecionar a(s) melhor(es) configuração(ões). Além disso as geometrias dos sopros apresentados são muito semelhantes e, portanto, os mecanismos que atuam para beneficiar as características aerodinâmicas são semelhantes. Todas as configurações são tipo '*cascata ascendente*'. Respeitando-se esta geometria, o posicionamento angular entre as câmaras pouco influenciará o comportamento aerodinâmico.

A configuração 3BY apresentou o maior C_L/C_D para ângulos de ataque menores que 7° . Para $\alpha > 7^\circ$ as cinco configurações de sopro selecionadas apresentaram eficiências aerodinâmicas muito semelhantes.

Portanto, as configurações de sopro mais abrangentes dentro do envelope de vôo de uma aeronave, são a 3BY e a 4CX. O sopro 4CX seria mais indicado, se equipasse uma aeronave, para um regime de cruzeiro (máximo e econômico). Já o sopro 3BY cobriria as demais fases do vôo onde menores velocidades são necessárias (aproximações, pousos e decolagens).

5.3.5. As Melhores Configurações entre as Melhores

Dentre as melhores configurações apresentadas no item anterior selecionou-se as que apresentaram desempenho superior. Selecionaram-se duas configurações de cada tipo (sopro simples, duplo e triplo), totalizando seis configurações. Estas configurações são: A, C, 3A, CX, 4CX e 3BY.

Além dos cinco gráficos básicos com os principais parâmetros, são apresentados ainda os seguintes:

a) $C_L^2 \times C_D$

Esta curva é a chave para a determinação do fator de eficiência de Oswald, 'e'. Esse fator é determinado através da equação:

$$e = 1 / (\pi \cdot AR \cdot K) \quad (15)$$

onde:

$$\begin{aligned} AR &= 2, & \text{alongamento geométrico do modelo;} \\ K &= dC_D / dC_L^2, & \text{coeficiente angular da reta no gráfico a);} \end{aligned}$$

b) $L/D \times C_L$

c) $C_M \times C_L$

d) $(C_L - C_{L0}) / C_{L0} \times \alpha$

Esta curva apresenta a variação relativa no coeficiente de sustentação das configurações com sopro, em relação à sem sopro (C_{L0}). Esta variação é apresentada em função do ângulo de ataque (α), para incidências maiores que 3° pois, para ângulos menores, as incertezas produzem dados absurdos;

e) $(C_D - C_{D0}) / C_{D0} \times \alpha$

Semelhante ao item anterior, mas apresentando a variação relativa no coeficiente de arrasto;

f) $(L/D - L/D_0) / L/D_0 \times \alpha$

Semelhante ao item anterior, mas apresentando a variação relativa na eficiência aerodinâmica;

$$g) (C_L - C_{L0})/C_{L0} \times C_j/\alpha$$

TAVELLA et al. (1985) apresentam uma formulação analítica para o sopro a partir da ponta de asa que é essencialmente representada pela seguinte equação:

$$(\Delta C_L / C_{L0}) = \kappa (C_j / \alpha)^\eta \quad (16)$$

onde:

$$\Delta C_L = C_L - C_{L0}$$

κ : coeficiente que depende da configuração do sopro;

C_j : coeficiente de jato;

η : expoente que depende da configuração do sopro.

Tratando-se de uma equação tipo $Y = AX^Z$, pode-se determinar o coeficiente ' κ ' e o expoente ' η ' através de uma curva exponencial melhor ajustada aos pontos do gráfico. Esta curva é apresentada somente para verificação da validade da formulação proposta por TAVELLA et al. (1985), aplicada as configurações aqui apresentadas;

$$h) C_L - C_T \times \alpha$$

Esta curva apresenta os incrementos na sustentação independentemente do empuxo (C_T) proporcionado pelo(s) sopro(s), em função do ângulo de ataque. O coeficiente de empuxo e sua influência no coeficiente de sustentação são determinados pela equação:

$$C_{T(L)} = C_j \cdot \sin(\theta_0) \cdot \cos(\alpha) \quad (17)$$

onde:

$C_{T(L)}$: coeficiente de empuxo que atua na direção da sustentação;

θ_0 : ângulo de saída do sopro em relação ao plano da asa;

$$i) (C_L - C_{L0} - C_T)/C_{L0} \times \alpha$$

Este gráfico representa o incremento relativo na sustentação induzida pelo sopro, ou seja, sem o empuxo devido a este. Esta curva é apresentada em função do

ângulo de ataque, para incidências maiores que 3° pois, para ângulos menores, as incertezas produzem dados absurdos;

$$j) C_L^{1,5}/C_D \times \alpha$$

Segundo NICKS (1983) o valor máximo do parâmetro $C_L^{1,5}/C_D$ é o responsável pela determinação da máxima razão de subida ("*rate of climb*"). Portanto sua variação em função do ângulo de ataque é apresentada;

$$k) C_L^{0,5} / C_D \times \alpha$$

Este gráfico apresenta o parâmetro aerodinâmico responsável pelo máximo alcance em uma aeronave a jato. O valor máximo retrata o maior alcance que pode ser alcançado por uma determinada configuração de sopro;

$$l) X_{ac} \times \alpha$$

A variação da posição do centro aerodinâmico (X_{ac}) pode ser determinado para cada ângulo de ataque, segundo POPE & RAE (1984), através da equação:

$$X_{ac} = X_o - (C_M - C_{Mac}) / C_L \quad (18)$$

onde:

$$\begin{array}{ll} X_o = 0,272c, & \text{ponto de fixação do modelo à balança;} \\ C_{Mac} : & \text{valor do momento em arfagem quando a} \\ & \text{sustentação é nula;} \end{array}$$

$$m) CP \times \alpha$$

A posição do centro de pressão e sua variação com o ângulo de ataque podem ser determinadas através da seguinte equação:

$$CP = X_o + [-C_M / (C_L \cdot \cos\alpha + C_D \cdot \sin\alpha)] \quad (19)$$

A Tabela 10 apresenta os principais parâmetros aerodinâmicos das configurações de sopro selecionadas. Estes parâmetros foram extraídos dos gráficos acima descritos. Os parâmetros que apresentaram maior desempenho foram destacados.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

Figura 5.81. Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

Figura 5.82. Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque

Figura 5.83. Variação do coeficiente de momento em arfagem à $\frac{1}{4}$ da corda em função do ângulo de ataque

Figura 5.84. Variação da eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque

Figura 5.85. Curva polar de arrasto

Figura 5.86. Variação do quadrado do coeficiente de sustentação em função do coeficiente de arrasto

Figura 5.87. Eficiência aerodinâmica em função do coeficiente de sustentação

Figura 5.88. Variação do coeficiente de momento em arfagem à $\frac{1}{4}$ da corda em função do coeficiente de sustentação

Figura 5.89. Variação relativa no coeficiente de sustentação

Figura 5.90. Variação relativa no coeficiente de arrasto

Figura 5.91. Variação relativa na eficiência aerodinâmica

Figura 5.92. Variação relativa no coeficiente de sustentação em função da razão coeficiente de jato / ângulo de ataque

Figura 5.93. Coeficiente de sustentação efetivo

Figura 5.94. Incrementos efetivos no coeficiente de sustentação

Figura 5.95. Variação do parâmetro responsável pela razão de subida

Figura 5.96. Variação do parâmetro responsável pelo máximo alcance

Figura 5.97. Variação do centro aerodinâmico

Figura 5.98. Variação do centro de pressão

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	X
15°	2	B	Y
30°	3	C	
45°	4

Tabela 10. Principais parâmetros obtidos nas melhores configurações

Parâmetros	Configurações						
	s/ sopro	A	C	3A	CX	4CX	3BY
C_j	----	0,164	0,175	0,349	0,334	0,450	0,459
C_T	----	0,0	0,087	0,087	0,087	0,181	0,156
$dC_L / d\alpha$	0,073	0,069	0,075	0,077	0,077	0,079	0,078
ΔC_{L0}	----	0,083	0,113	0,156	0,176	0,149	0,185
$L/D \text{ máx} (\alpha)$	5,378 (9°)	8,657 (5°)	7,290 (7°)	10,806 (4°)	11,154 (3°)	9,862 (4°)	10,255 (5°)
$C_L^{1,5} / C_D (\alpha)$	4,495 (11°)	6,108 (7°)	6,304 (9°)	8,607 (7°)	7,674 (7°)	8,159 (9°)	8,476 (7°)
$C_L^{0,5} / C_D (\alpha)$	7,985 (5°)	18,100 (2°)	10,086 (4°)	17,026 (3°)	20,390 (1°)	15,815 (3°)	14,410 (3°)
C_{Mac}	-0,012	-0,008	-0,010	-0,0001	-0,016	-0,001	-0,006
K	0,166	0,162	0,118	0,098	0,118	0,094	0,092

Tabela 10. Principais parâmetros obtidos nas melhores configurações (*cont.*)

Parâmetros	Configurações						
	s/ sopro	A	C	3A	CX	4CX	3BY
AR efetivo**	1,910	1,965	2,686	3,251	2,688	3,383	3,471
%ΔAR**	----	2,84	40,59	70,17	40,71	77,04	81,68
κ*	----	27,03	14,88	13,98	9,57	7,01	11,46
η*	----	1,42	1,04	1,13	0,98	0,98	1,09
e	0,955	0,982	1,343	1,626	1,344	1,691	1,735

(*) : O coeficiente 'κ' e o expoente 'η' compõem a equação:

$$\Delta C_L / C_{L0} = \kappa (C_j/\alpha)^\eta$$

TAVELLA et al. (1985) encontraram :

$$\Delta C_L / C_{L0} = \mathbf{1,63} (C_j/\alpha)^{0,703}$$

(**) : para e = 1; fator de eficiência de Oswald unitário.

5.3.6. Resultados de visualização com fios de lã ("TUFTS") para as melhores configurações

O objetivo destes ensaios foi visualizar o escoamento sobre o extradorso da asa e sobre a ponta de asa. Além disso, visualizações do vórtice de ponta de asa também foram efetuados em planos à jusante do escoamento.

Para a visualização do escoamento sobre a superfície da asa, esta foi coberta com fios de lã vermelhos (para destacar no modelo preto) por todo o extradorso e as porções superior e lateral da ponta de asa. Cada fio de lã possuía 25 mm de comprimento e foi fixado ao modelo com fita adesiva preta (fita isolante). O ângulo de ataque foi mantido fixo a 10° , pois neste ângulo, a circulação na região da ponta de asa é suficientemente intensa (pois é proporcional ao C_L e portanto ao α) permitindo uma boa visualização do escoamento e sua interação com os sopros.

Para as visualizações dos vórtices de ponta de asa empregou-se dois sistemas com fios de lã diferentes:

- a) o primeiro consistia de uma grade composta por linhas de *nylon*® (o mesmo utilizado em pescarias) em cujos nós estavam colocados os fios de lã branca. Nesta configuração a distância da tela ao bordo de fuga da asa era 1,75 vez a corda do modelo;
- b) o segundo era composto por uma haste metálica muito fina em cuja ponta estava fixado um chumaço de lã vermelha. Esta haste era movimentada manualmente até encontrar-se o miolo do vórtice; este podia ser identificado através da abertura do chumaço (similar à um espanador). Neste ensaio, a distância do bordo de fuga do modelo ao plano onde se localizava o vórtice era 0,4 vez a corda da asa.

Em ambos os ensaios o ângulo de ataque foi mantido constante a 14° , onde a intensidade do vórtice de ponta de asa era considerável, e a velocidade de escoamento à 25 m/s. Os coeficientes de sopro também foram mantidos nos mesmos valores daqueles empregados durante os ensaios com balança.

Somente as melhores configurações dentre as melhores foram ensaiadas nesta etapa final.

LEGENDA

Ângulo de saída	CÂMARA DIANTEIRA	CÂMARA INTERMED.	CÂMARA TRASEIRA
0°	1	A	V
15°	2	B	V
30°	3	C	
45°	4

S/ Sopro - $\alpha = 10^\circ$

Sopro A - $\alpha = 10^\circ$

Figura 5.99. Visualizações com fios de lã sobre a superfície da asa

Figura 5.99. Visualizações com fios de lã sobre a superfície da asa (*continuação*)

Figura 5.99. Visualizações com fios de lã sobre a superfície da asa (*continuação*)

Vórtice de ponta de asa à 1,75c

Vórtice de ponta de asa à 0,4c

Figura 5.100. Visualização do vórtice de ponta de asa com fios de lã, distantes à 0,4 e 1,75 c

Vórtice de ponta de asa à 1,75c

Vórtice de ponta de asa à 0,4c

Figura 5.100. Visualização do vórtice de ponta de asa com fios de lã, distantes à 0,4 e 1,75 c (continuação)

Vórtice de ponta de asa à 1,75c

Vórtice de ponta de asa à 0,4c

Figura 5.100. Visualização do vórtice de ponta de asa com fios de lã, distantes à 0,4 e 1,75 c (*continuação*)

Figura 5.101. Variação do posicionamento do vórtice de ponta de asa conforme o número de sopros utilizado

5.3.7. Discussão e Análise dos Resultados obtidos pelas Melhores Configurações Seleccionadas (Item 5.3.5).

1) Introdução

Conforme apresentado na Revisão Bibliográfica, o emprego de dispositivos de sopro laterais a partir da ponta de asa, promovem incrementos na sustentação, reduções no arrasto e alterações no momento em arfagem na asa. As configurações de sopro propostas e pesquisadas neste trabalho apresentaram comportamentos semelhantes nos coeficientes aerodinâmicos longitudinais. Além disso, os resultados obtidos tornaram possível o seleccionamento de configurações entre sopros simples, duplos e triplos, que apresentaram os melhores benefícios aerodinâmicos. Duas configurações de cada grupo de sopros foram seleccionadas e apresentadas em conjunto no item 5.3.5. Nas páginas seguintes estes resultados são discutidos e analisados detalhadamente. Tais discussões são a base da conclusão apresentada no Capítulo 6.

2) Sustentação

Na curva $C_L \times \alpha$ (Figura 5.81, pág. 217), todas as configurações ensaiadas e seleccionadas, independente do número de sopros usados (1, 2 ou 3), apresentaram aumento na sustentação. O sopro A apresentou um gradiente $\partial C_L / \partial \alpha$ menor que o da configuração sem sopro. Portanto, apesar do aumento na sustentação em baixos ângulos de ataque, este ganho foi reduzindo com o aumento da incidência, chegando a aproximar-se da curva $C_L \times \alpha$ da configuração sem sopro em ângulos de ataque elevados. As demais configurações apresentaram o gradiente $\partial C_L / \partial \alpha$ superior ao da configuração não soprada. Este gradiente mostrou-se diretamente relacionado ao número de sopros, ou seja, quanto maior o número de sopros usados, maior o gradiente da curva $C_L \times \alpha$. Pode-se notar também, uma sutil superioridade dos sopros duplos e triplos sobre

os sopros simples. Entretanto, a diferença entre os sopros duplos e triplos foi desprezível considerando-se as incertezas experimentais. As curvas de sustentação dos sopros 3A, CX, 4CX e 3BY apresentaram-se muito próximas, e as curvas das configurações CX e 4CX chegaram a ser coincidentes.

Deve-se notar que, devido as limitações geométricas (interferência entre o modelo e o chão do túnel de vento), não foi possível determinar-se o ângulo de ataque de máxima sustentação e, por conseguinte o C_L máximo e o estol. Além disso, uma asa com alongamento reduzido ($AR = 2$) e raio do bordo de ataque pequeno apresenta, a partir de uma determinada incidência, um descolamento muito intenso no bordo de ataque, produzindo um poderoso vórtice que ali permanece. O destacamento deste vórtice geralmente ocorre em incidências elevadas ($30^\circ < \alpha < 45^\circ$). Este fenômeno é conhecido por “*vortex lift*”, e pode explicar a resistência do modelo ao estol em incidências elevadas.

A curva $(C_L - C_{L0})/C_{L0} \times \alpha$ (Figura 5.89, pág. 221) apresenta a variação relativa no coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para cada configuração soprada. Esta variação relativa refere-se à asa sem sopro. Observa-se que o maior incremento no C_L foi promovido pelo sopro 3BY para $\alpha < 11^\circ$. A partir dessa incidência, as configurações de sopro duplo e triplo são equivalentes. As configurações 3A, CX e 4CX apresentaram C_L relativos muito próximos em toda faixa de incidência. Os sopros simples demonstraram menores incrementos na sustentação relativa.

A curva apresentada na Figura 5.92 (pág. 223) relaciona a sustentação relativa $\{(C_L - C_{L0})/C_{L0}\}$ com a razão C_j / α (coeficiente de jato/ ângulo de ataque). Esta curva foi criada por Tavella et al. (1985) para a verificação da formulação analítica proposta por eles. Neste gráfico observou-se que as configurações de sopro simples apresentaram o maior incremento relativo na sustentação para uma dada razão C_j / α . Já os sopros duplos e triplos apresentaram incrementos menores, porém equivalentes. Os sopros simples apresentam o menor coeficiente de jato (C_j), limitando sua aplicação à faixa inferior de C_j / α .

O gráfico $C_L - C_T \times \alpha$ (Figura 5.93, pág. 223) representa o aumento líquido na sustentação promovido pelo sopro, ou seja, descontou-se do C_L total a componente do sopro que era direcionada para baixo, criando um empuxo vertical (considerou-se que este empuxo não promove efeitos aerodinâmicos no escoamento sobre a asa). Nota-se nesta curva que o emprego de sopros produziram aumentos reais na sustentação e no gradiente $\partial C_L / \partial \alpha$, ou seja, estes interagiram com o escoamento da asa aumentando a sustentação. Portanto, o incremento de C_L observado nas curvas anteriores, não é proveniente unicamente de um empuxo vetorado.

Aplicando-se o conceito de aumento de sustentação líquida ($C_L - C_T$), foi construído o gráfico $(C_L - C_T - C_{L0}) / C_{L0} \times \alpha$ (Figura 5.94, pág. 224) que representa o aumento relativo da sustentação líquida. Observou-se que os maiores incrementos foram proporcionados pelos sopros duplos 3A e CX e o sopro triplo 3BY, indicando que estas configurações produziram maiores interações com o escoamento da asa.

O emprego das configurações de sopro laterais, independentemente do número de sopros, promoveram aumentos na sustentação da asa. Os sopros duplos e triplos apresentaram incrementos muito próximos demonstrando a existência de um coeficiente de sopro (C_j) limite, ou seja, o aumento na sustentação não varia (ou varia muito pouco) a partir de um determinado valor de C_j . Esta observação é importante, pois, o ar que alimenta o dispositivo de sopro, provavelmente seria provido pelo compressor de um motor à reação, através de sangria de ar. Este procedimento é usual nas aeronaves, pois, é através deste ar sangrado que muitos sistemas do avião são acionados (pressurização, ar condicionado, partidas pneumáticas). Mas, esta retirada de ar do(s) motor(es) provoca redução em seu empuxo (ou potência); portanto, para um determinado incremento na sustentação, é desejável sangrar-se a menor quantidade de ar. Neste caso, as configurações de sopros duplos são mais vantajosas que os sopros triplos. Se o incremento desejado no C_L for menor ou a taxa de sangria de ar está limitada, sopros simples são mais indicados.

Descontando-se o vetor do jato de ar direcionado para baixo e responsável por produzir um empuxo vertical na asa, observou-se que as configurações de sopro duplo

apresentaram o maior aumento na sustentação líquida. Estes sopros produziram, portanto, as maiores interações no escoamento sobre a asa. Uma qualificação mais detalhada dessa interação poderá ser obtida através de ensaios de distribuição de pressão sobre a superfície da asa.

Tavella et al. (1985) propuseram uma configuração de sopro composto por uma fenda na ponta de asa, cujo comprimento praticamente equivale ao da corda dessa região. A idéia básica era criar uma asa cuja envergadura seria composta por uma parte sólida (real) e uma virtual (soprada). O emprego de sopros múltiplos, a partir de pequenas fendas corretamente posicionadas na ponta de asa, ofereceram maiores incrementos na sustentação, superando a configuração proposta por Tavella et al. (1985) para uma mesma razão C_j / α .

3) Arrasto

Na curva $C_D \times \alpha$ (Figura 5.82, pág. 218) as configurações selecionadas apresentaram curvas semelhantes e arrasto pouco inferior ao da configuração não soprada. O sopro A apresentou a maior redução no C_D a partir de 13° de incidência.

A curva $(C_D - C_{D0})/C_{D0} \times \alpha$ (Figura 5.90, pág. 222) representa a variação relativa no coeficiente de arrasto. Nesta curva, pouco pode-se afirmar ou concluir devido as incertezas inerentes ao ensaio.

Na curva polar de arrasto (Figura 5.85, pág. 219), observou-se que os sopros duplos e triplos apresentaram curvas muito próximas. Para coeficientes de sustentação menores que 0,5 e maiores que 1,1, o sopro CX apresentou uma discreta redução de arrasto em relação as demais configurações sopradas. Para C_L 's entre 0,5 e 1,1, os sopros 3A, 4CX e 3BY se equipararam e são as configurações com menos arrasto. Este comportamento dos sopros duplos e triplos na polar de arrasto é confirmado pelas curvas discutidas anteriormente.

Na curva $C_D \times C_L^2$ (Figura 5.86, pág. 220), o parâmetro mais importante é o gradiente $\partial C_D / \partial C_L^2$, obtido na parte linear da curva e que se relaciona diretamente com o

arrasto induzido da asa (C_{Di}). Para simplificar a visualização deste gradiente, somente o trecho linear foi plotado na Figura 5.86. Assim como na curva polar de arrasto, os sopros duplos e triplos apresentaram-se muito próximos. As configurações de sopros triplos 3BY e 4CX, apresentaram o menor gradiente $\partial C_D / \partial C_L^2$, além das curvas serem coincidentes. Neste caso, o menor gradiente é mais vantajoso.

A visualização do posicionamento do vórtice de ponta de asa é uma ferramenta poderosa para auxiliar na discussão sobre o arrasto induzido. O emprego de dispositivo de sopro proporciona um aumento no alongamento efetivo da asa por criar-lhe uma extensão fluida, deslocando o vórtice de ponta para fora. Este deslocamento é proporcional ao número de sopros (ou C_j), ou seja, o deslocamento do vórtice de ponta de asa é maior com os sopros triplos e menor nos sopros simples. Os vórtices produzidos com os sopros duplos operando, apresentaram-se mais próximos dos triplos. Estes comportamentos estão resumidos na Figura 5.101, página 235.

Conforme apresentado nas Figuras das páginas 233 à 235, nota-se que o deslocamento do vórtice, independentemente do número de sopros, é maior no eixo vertical que no horizontal. Este comportamento está relacionado com a quebra do vórtice de ponta de asa em vórtices menores. Os jatos de ar, ao penetrarem no escoamento ao redor da ponta de asa, produzem barreiras fluidas individuais que bloqueiam localmente o contorno do ar que escapa do intradorso para o extradorso, quebrando o vórtice principal. Além disso, o pequeno plano de ar, ao ser ejetado da fenda, produz vórtices no fluxo circundante que são chamados vórtices de penetração. Este plano de ar sofre influência da diferença de pressão existente entre o extradorso e o intradorso e, devido a sua energia cinética, suporta essa diferença por alguma distância enquanto penetra no fluxo. Após, o plano de sopro curva-se para cima, resistindo ao diferencial de pressão da asa, por mais alguma distância (daí o deslocamento do vórtice de ponta de asa para cima) para então não mais resistir ao diferencial de pressão e enrolar-se, somando-se ao vórtice de ponta. Os vórtices de penetração acompanham este movimento, misturando-se aos vórtices de ponta de asa anteriormente fracionados. Em algum ponto à jusante do escoamento, estes vórtices reúnem-se novamente num único vórtice de ponta de asa, porém enfraquecido quando comparado ao vórtice produzido na configuração sem

sopro. Este mecanismo favorece o deslocamento do vórtice, preferencialmente, no plano vertical.

A redução no arrasto total, apesar de sutil, advém também da sucção criada pelo sopro no extradorso da asa. As fendas estavam localizadas mais próximas do extradorso do que do intradorso (foram projetadas desta forma). O jato de ar ao ser soprado, cria em suas imediações uma queda de pressão e, desta forma, succiona o escoamento de ar no extradorso, energizando-o e auxiliando na redução da esteira da asa. Este mecanismo pode ser observado nas Figuras das páginas 230 à 232. Deve-se prestar atenção no posicionamento das lãs localizadas no cone de cauda da ponta de asa (*"tip tank"*), quando os sopros X ou Y estão atuando.

4) Eficiência Aerodinâmica

O benefício aerodinâmico proporcionado pelos coeficientes C_L e C_D ficam melhores evidenciados na curva $C_L/C_D \times \alpha$ (Figura 5.84, pág. 219). Neste gráfico é possível observar as vantagens na eficiência aerodinâmica que as configurações selecionadas causaram. Sopros duplos sobrepujaram sopros triplos: o sopro CX apresentou o maior C_L/C_D em baixos e elevados ângulos de ataque ($\alpha < 4^\circ$) e, o sopro 3A ofereceu a maior eficiência para incidências entre 4° e 12° . Para α 's maiores, sopros duplos e triplos se equivalem. Em se tratando de uma aeronave à jato, o coeficiente C_L/C_D é responsável pela autonomia que esta poderia apresentar.

O comportamento das configurações de sopro apresentadas no gráfico $C_L/C_D \times C_L$ (Figura 5.87, pág. 220), confirmaram o exposto anteriormente na discussão sobre a curva polar de arrasto. Para coeficientes de sustentação até 0,5 a vantagem aerodinâmica do sopro CX está evidente. Para $0,5 < C_L < 0,8$ o sopro 3A apresentou a maior eficiência aerodinâmica. Entretanto para C_L 's maiores que 0,8, os sopros 3A, 4CX e 3BY apresentaram o maior C_L/C_D . Neste trecho, não foi possível determinar qual das três configurações é a mais eficiente, uma vez que as três curvas são idênticas.

Devido as incertezas experimentais, não é possível destacar qual a configuração, entre sopros duplos e triplos, apresentou maior eficiência aerodinâmica relativa, conforme é apresentado na Fig. 5.91, pg. 222.

O coeficiente $C_L^{1,5} / C_D$ é o parâmetro responsável para a determinação da razão de subida que uma configuração poderia oferecer à uma aeronave à jato. Na curva $C_L^{1,5} / C_D \times \alpha$ (Figura 5.95, pág. 224), o valor máximo alcançado pelo coeficiente representa a máxima razão de subida (ROC). Os sopros 3A e 3BY são as configurações que apresentaram o maior incremento na ROC e reduziram para 7° o ângulo de ataque para tal condição.

Já o coeficiente $C_L^{0,5} / C_D$ (apresentado em função de α na Figura 5.96, pág. 225) é o parâmetro que determina o máximo alcance de uma aeronave à jato. Se fosse aplicado em um avião, o sopro CX promoveria um incremento no alcance superior ao das demais configurações.

A somatória dos benefícios observados na sustentação e no arrasto demonstrou a superioridade dos sopros duplos sobre os demais. Uma asa equipada com o sopro CX apresentaria o maior alcance e a maior autonomia. Já o sopro 3A ofereceria a maior razão de subida. Estes comportamentos relacionam-se com o local, ao longo da corda da ponta de asa, onde o sopro é aplicado. O sopro CX atua na seção intermediária e posterior da ponta de asa e, o sopro 3A atua na dianteira e intermediária. Em ângulos de ataque reduzidos, o maior coeficiente de pressão (C_p) ao longo da corda do aerofólio, está localizado na proximidade de sua espessura máxima (no caso do aerofólio selecionado, a 0,40c). Portanto, é nesta região onde o fluxo de ar, que contorna a ponta da asa, está mais intenso; estando o sopro localizado nesta posição, atuará mais efetivamente em bloquear este escoamento. O sopro é aplicado ainda, em um ângulo descendente que aumenta sua capacidade em bloquear o fluxo que contorna a ponta de asa. O resultado final é o aumento do alongamento efetivo da asa, quebra e posterior deslocamento do vórtice de ponta para fora (e para cima) e os incrementos nos coeficientes aerodinâmicos.

Quando se aumenta o ângulo de ataque, o C_p local desloca-se para frente e, com ele o ponto de maior circulação na ponta de asa. O mecanismo descrito acima se aplica integralmente neste caso, mas considerando-se agora o sopro 3A.

Tanto a configuração 3A e quanto a CX apresentam os mesmos ângulos de saída das câmaras de sopro (30° na anterior e 0° na posterior). Este posicionamento relativo demonstrou ser o mais favorável, pois, provavelmente, o sopro dianteiro ocupa-se, principalmente, em bloquear o fluxo na ponta de asa. Já o sopro traseiro encarrega-se em succionar e energizar o escoamento sobre o extradorso que perdeu energia por enfrentar o gradiente adverso que existe após o ponto de máximo C_p . Esta colocação não retira do sopro dianteiro sua parcela de responsabilidade em succionar e energizar o escoamento sobre a asa, assim como não descarta a ação do sopro ejetado pela câmara traseira em bloquear o escoamento na ponta de asa.

5) *Momento em Arfagem, Centro de Pressão e Centro Aerodinâmico*

As configurações com sopro apresentaram um momento em arfagem (C_M) picador, ou seja, tornaram a curva $C_M \times \alpha$ da asa (Figura 5.83, pág. 218) mais negativa. Este comportamento é muito semelhante ao que ocorre em asas flapeadas durante a extensão deste dispositivo. O sopro CX apresentou o maior aumento no C_M (à picar) pois é a configuração cujas saídas dos jatos encontravam-se localizadas na parte mais posterior do modelo (mais próximas do bordo de fuga). Esta constatação demonstra que o sopro CX “carrega” a região do bordo de fuga da asa, criando ali uma área de baixa pressão. Este evento deve, provavelmente, reduzir a esteira da asa, recolando o fluxo parcialmente descolado na região próxima à ponta de asa.

Na curva $C_M \times C_L$ (Figura 5.88, pág. 221) as configurações sopradas apresentaram, em geral, um aumento do momento à picar (“nose down”) para coeficientes de sustentação menores que 0,8. Somente os sopros 3A e 4CX apresentaram, nesta faixa de C_L ’s, uma discreta redução no momento em arfagem. Para $C_L > 0,8$, o C_M das configurações sopradas tornou-se menor quando comparado à

configuração não soprada. Somente os sopros 3BY e CX apresentaram comportamentos adversos: o primeiro apresentou a curva $C_M \times C_L$ praticamente igual ao da configuração sem sopro, para $C_L > 1$; já o sopro CX apresentou um incremento no momento à picar para coeficientes de sustentação abaixo de 1,25. A partir daí, ele reduz o C_M a valores menores que os obtidos na configuração não soprada.

Todas as configurações de sopro apresentaram um deslocamento para trás do centro aerodinâmico da asa ($X_{ac} \times \alpha$, Figura 5.97, pág. 225). O sopro CX foi a configuração que apresentou o maior deslocamento no X_{ac} e no centro de pressão (CP). Entretanto, os sopros 3A e 4CX demonstraram um discreto avanço no CP enquanto os sopros C e 3BY pouco o alteraram, conforme apresentado na Figura 5.98, pág. 226.

O aumento a picar no momento longitudinal, apresentado pelas configurações sopradas, é semelhante ao incremento produzido em asas com seus flapes estendidos. Entretanto, flapes são empregados nas operações de pouso e decolagem e, as configurações de sopro selecionadas demonstraram potencialidades para serem usadas em outras fases do voo como subida, descida e cruzeiro. Este aumento no momento a picar precisaria então, ser contrabalançado através do compensador do estabilizador horizontal. Essa compensação exigiria uma maior deflexão do compensador, produzindo um incremento no arrasto de trimagem.

6. CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES PARA FUTUROS TRABALHOS

6.1. CONCLUSÕES

O objetivo deste trabalho foi pesquisar as características aerodinâmicas de uma asa com baixo alongamento e equipada com um dispositivo de sopro lateral em sua ponta. Este dispositivo consistia em três câmaras de sopro longitudinais que podiam ser rotacionadas, de maneira a alterar-se o ângulo de saída dos sopros em relação ao plano da asa. Os jatos foram soprados através de fendas cujo alongamento era 26:1 (l/h), criando-se portanto um plano de ar. WU et al. (1982, 1983, 1984) pesquisaram configurações de sopro semelhantes porém, o sopro era efetuado através de fendas discretas (com baixo alongamento) e o posicionamento angular era fixo. Aproveitando-se a idéia original destes autores, pesquisou-se neste trabalho o posicionamento angular entre as câmaras de sopro, buscando determinar quais configurações angulares entre as câmaras ofereceriam melhor desempenho.

O efeito produzido pelo sopro lateral em uma asa reta pode ser visualizado, imaginando-se que o plano de ar que emerge da ponta de asa é uma extensão da própria asa. Apesar da forma complexa como esta extensão fluida afeta a estrutura aerodinâmica da asa, pode-se caracterizá-la pelos seguintes fatos:

- a) o sopro lateral desloca os vórtices de ponta de asa para fora; este efeito isoladamente provoca um aumento na envergadura efetiva da asa, incrementando o carregamento na região da ponta;
- b) a extensão fluida da asa está sujeita a diferenças de pressão entre o extradorso e o intradorso, o qual varia ao longo da corda; isto causa uma torção na extensão fluida;
- c) os efeitos viscosos na extensão fluida da asa afetam a distribuição de pressão na superfície da própria asa;

- d) a penetração do sopro no escoamento que contorna a ponta de asa traz efeitos benéficos na camada limite dessa região, pois cria uma sucção que acelera o escoamento na área da ponta de asa;
- e) efetuando-se o sopro em pequenos ângulos descendentes em relação ao plano da asa, o aumento na sustentação é maior que soprando-se na direção do plano da asa (conforme descrito por TAVELLA). Esse fato deve-se principalmente a dois aspectos: primeiro, existe uma componente vertical do sopro na mesma direção da força de sustentação (ou seja, um empuxo - "jet thrust"); segundo, o sopro comporta-se como um sopro plano de maior intensidade, pois este percorre uma distância maior antes de ser torcido e enrolado pelo campo de pressões circundante.

Ensaíram-se configurações de sopro simples, duplos e triplos. Ensaaios qualitativos preliminares, em túnel de fumaça, demonstraram que sopros levemente descendentes (até 45°) são mais efetivos em deslocar o vórtice de ponta de asa para fora, aumentando o alongamento útil da asa. Além disso, no caso de sopros duplos ou triplos, a configuração em cascata ascendente (a câmara de sopro dianteira sopra em ângulo descendente maior que a câmara seguinte) apresentou os resultados mais promissores.

Seguindo os resultados obtidos no túnel de fumaça, procedeu-se a ensaios com balança aerodinâmica. Os resultados obtidos demonstraram que todas as configurações testadas, independente do número de sopros, promoveram aumentos na sustentação, reduções no arrasto e alterações no momento em arfagem da asa.

Os sopros duplos e triplos apresentaram incrementos no C_L muito próximos demonstrando a existência de um coeficiente de sopro (C_j) limite, ou seja, o aumento na sustentação não varia (ou varia muito pouco) a partir de um determinado valor de C_j . Esta observação é importante, pois, o ar que alimenta o dispositivo de sopro, provavelmente seria provido pelo compressor de um motor à reação, através de sangria de ar. Esta sangria reduz a potência (ou empuxo) disponível do motor.

Dentre todas as configurações estudadas, selecionaram-se as duas configurações de cada tipo (sopros simples, duplos e triplos) que apresentaram os maiores benefícios

aerodinâmicos. Nesta análise conjunta, os sopros duplos (3A e CX) apresentaram os maiores incrementos efetivos na sustentação, ou seja, independentes do empuxo vertical produzido pelos jatos. Apresentaram também discretas reduções no arrasto. A somatória dos benefícios observados na sustentação e no arrasto demonstraram a superioridade dos sopros duplos sobre os demais. Uma asa equipada com o sopro CX apresentaria o maior alcance e a maior autonomia. Já o sopro 3A ofereceria a maior razão de subida.

O aumento a picar no momento longitudinal, apresentado pelas configurações sopradas, é semelhante ao incremento produzido em asas com seus flapes estendidos.

Ensaio com lã para visualização do escoamento sobre a asa e para determinação do posicionamento do vórtice de ponta de asa foram efetuados e colaboraram para a análise e discussão dos resultados. Devido ao baixo coeficiente de sopro utilizado, observou-se que o deslocamento do vórtice de ponta de asa ocorre de forma pronunciada mais para cima do que lateralmente. Isso demonstrou que o plano de ar é capaz de manter-se estável após ser 'dobrado' para cima pela diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso.

6.2. RECOMENDAÇÕES PARA FUTUROS TRABALHOS

Nenhum trabalho tem a pretensão de ser completo e nem tampouco definitivo. Mesmo restringindo e mantendo constantes várias variáveis, o volume de configurações testadas foi enorme. Entretanto, muito pode ser feito em uma possível continuação deste trabalho. A seguir estão listadas algumas sugestões:

- a) ensaios em túnel de vento, para medir-se a distribuição de pressão sobre toda a superfície da asa, quantificando a influência dos sopros no carregamento da ponta de asa;
- b) ensaios em túnel de vento, empregando anemometria à fio quente (preferencialmente com dois fios), para extrair-se o vetor velocidade no campo de escoamento a jusante da asa;

- c) empregar um modelo de asa com maior envergadura para averiguar-se a influência dos sopros em asas com maior alongamento;
- d) repetir os ensaios das seis melhores configurações, variando-se o coeficiente de sopro entre as câmaras que estejam operando. Esta sugestão visa descobrir se uma determinada configuração poderia apresentar os mesmos benefícios aerodinâmicos, empregando coeficientes de sopro diferenciais e que porventura necessitassem menos ar (portanto menor C_j total).

10. BIBLIOGRAFIA

10.1. ARTIGOS PERTENCENTES À REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

ANGLIN, E. L. & SATRAN, D. (1980) Effects of spanwise blowing on two fighter configurations. Journal of Aircraft, v. 17, n. 12, p. 883-889, dec.

BEAN, D.E. et al. (1993) Vortex control technique for the attenuation of fin buffet. Journal of Aircraft, v.30, n.6, p.847-853, nov.-dec.

BRADLEY, R.G. & WRAY, W.O. (1974) A conceptual study of leading edge vortex enhancement by blowing. Journal of Aircraft, v.11, n.1, p.33-38, jan.

BRIGGS, M. M. & SCHWIND, M. (1976) Augmentation of fighter aircraft lift and *stol* capability by blowing outboard from the tips. In: AIAA 21st Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, jan., and AIAA paper n° 83-0078.

CAMPBELL, J.F. (1975) Effects of spanwise blowing on the pressure fields and vortex lift characteristics of a 44° swept trapezoidal wing. NASA TN D-7907, jun.

CAMPBELL, J.F. (1976) Augmentation of vortex lift by spanwise blowing. Journal of Aircraft, v.13, n.9, p.727-732, sept.

CARAFOLI, E. (1962) The influence of lateral jets, simple or combined with longitudinal jets, upon the wings lifting characteristics. Proceedings of 3rd ICAS. Stockholm, Sweden.

CARAFOLI, E. & CAMARASESCU, N. (1971) New researches on small span-chord ratio wings with lateral jets. FTD Hc-23-319 (Foreign Technology Division, Air Force Systems Command), oct.

- CARAFOLI, E, & NEAMTU, M. (1976) Flow around wings with inclined lateral jets. Mechanical Research Comm., v. 3, n. 3.
- CHILDS, R. W., (1986) Lift augmentation via spanwise tip blowing: a numerical study. AIAA paper n° 86-0474, jan.
- CLARKE, K.P. (1976) Lift augmentation on a moderately swept wing by spanwise blowing. Aeronautical Journal, p.447-451, oct.
- DIXON, C.J. (1969) Lifting augmentation by lateral blowing over a lifting surface. AIAA Paper n° 69-193. In: AIAA/AHS VTOL Research, Design and Operations Meeting, Atlanta, Ga, USA, Feb. 17-19.
- DIXON, C.J. (1972) Lift and control augmentation by spanwise blowing over trailing edge flaps and control surfaces. AIAA Paper n° 72-781. In: AIAA 4th Aircraft Design, Flight Test and Operations Meeting, Los Angeles, Ca, USA, Aug. 7-9.
- ERICKSON, G.E. (1979) Effect of spanwise blowing on the aerodynamic characteristics of the F-5E. AIAA Paper n° 79-0118. In: 17th Aerospace Sciences Meeting, New Orleans, La, USA, Jan. 15-17.
- GU, W. et al (1993) Control of vórtices on a delta wing by leading edge injection. AIAA Journal, v.3, n.7, p.1177-1186, jul.
- HONG, J.S. et al. (1996) Effects of leading edge lateral blowing on delta wing aerodynamics. AIAA Journal, v.34, n.12, p.2471-2478, dec.
- HOWARD, R. M. et al. (1998) Lift enhancement of a wing/strake configuration using pneumatic blowing. Journal of Aircraft, v. 35, n. 6, p. 984-985, nov-dec.

- HUFFMAN, J. K. et al (1987) Aerodynamics effects of distributed spanwise blowing on a fighter configuration. Journal of Aircraft, v. 24, n. 10, p. 673-679, oct.
- JARVINEN, P.O. (1973) Aircraft wing tip vortex modifications. Journal of Aircraft, v.10, n.1, p.63-64, jan.
- JOHARI, H. et al. (1995) Delta wing vortex control via recessed angled spanwise blowing. Journal of Aircraft, v.32, n.4, p.804-810, jul-aug.
- JOHARI, H. & MOREIRA, J. (1996) Delta wing manipulation using pulsed and steady blowing during ramp-pitching. Journal of Aircraft, v.33, n.2, p.304-310, mar-apr.
- KANTHA, H.L. et al. (1972) Response of a trailing vortex to axial injection into the core. Journal of Aircraft, v.9, n.3, p.254-256.
- KARASHIMA, K. & SATO, K. (1996) Effect of lateral blowing on aerodynamic characteristics of low aspect ratio wings at high angles of attack. ICAS Paper n° 96-2.10.4.
- KUO, C.H. et al. (1997) Evolution of vortical structure over delta wing with transient along core blowing. AIAA Journal, v.35, n.4, p.617-624, apr.
- LANGAN, K. & SAMUELS, J. (1997) The effects of wing jet blowing on the *sharc* 55% scale fighter configuration. In: 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, jan. 6-9.
- LANGAN, K. & SAMUELS, J. (1999) Wing jet blowing on the subsonic high alpha research concept fighter configuration. Journal of Aircraft, v.36, n.2, p.413-420, mar-apr.

- LEE, C.S. et al. (1986) Flow structure of lateral wing tip blowing. AIAA paper n° 86-1810, jun.
- LEE, C. S. (1989) Flow structure and scaling laws in lateral wing tip blowing. AIAA Journal, v. 27, n. 8, p. 1002-1007, aug.
- LLOYD, A. (1963) The effects of spanwise blowing on the aerodynamic characteristics of a low aspect ratio wing. Von Karmann Institute Project Report n° 1963-90, Rhode Saint-Genese, Belgium.
- MEYER, J. & SEGINER, A. (1994) Effects of periodic spanwise blowing on delta wing configuration characteristics. AIAA Journal, v.32, n.4, p.708-715, apr.
- MINECK, R.E. & CARTER, A.W. (1974) Effect of ground proximity on the longitudinal aerodynamic characteristics of an aspect-ratio 1 wing with and without wing tip blowing. NASA TM X-3048, 54p., july.
- MINECK, R.E (1995) Study of potencial aerodynamic benefits from spanwise blowing at wing tips. NASA TP n° 3515, 97p., june.
- NEAMTU, M. (1996) Aerodynamic assessment of lateral jet sheets and their influence on wing-body combinations for some blowing arrangements. ICAS paper n° 96-1.3.3, p. 446-456, jan.
- RAO, D.M. (1994) Pneumatic concept for tip stall control of cranked-arrow wings. Journal of Aircraft, v.31, n.6, p.1380-1386, nov.-dec.
- SMITH, J.W. et al. (1990) Flow visualization studies of blowing from the tip of a swept wing. NASA TM 4217, 29p., nov.
- SIMPSON et al. (2000) Improuvement of a wing's aerodynamic efficiency using coanda tip jets. Journal of Aircraft, v.37, n.1, p. 183-184, jan.-feb.

- TAVELLA, D. et al. (1985) Measurements on wing-tip blowing, NASA CR-176930 ou JIAA TR n° 64, STANFORD UNIVERSITY, jun, 36p.
- TAVELLA, D. et al. (1986) Influence of wing tip configuration on lateral blowing efficiency. AIAA paper n° 86-0475, jan.
- TAVELLA, D. et al. (1988) Lift modulation with lateral wing tip blowing. Journal of Aircraft, v. 25, n. 4, p. 311-316.
- TAVELLA, D.A. (1988) Lift of delta wings with leading edge blowing. Journal of Aircraft, v.25,n.6, p.522-524, jun.
- TAVELLA, D. & ROBERTS, L. (1985) A theory for lateral wing tip blowing. JIAA TR n° 60, STANFORD UNIVERSITY, jun., 34p.
- TRAUB, L.W. (1995) Effects of spanwise blowing on a delta wing vortex flaps. Journal of Aircraft, v.32, n.4, p.884-886, jul-aug.
- YANHUA, Q. et al. (1990) Controlling the leading edge vortex on the vortex flap using mass injection. ICAS Paper n° 90-3.1R.
- YANHUA, Q. et al. (1994) An experimental study on the mechanism of interaction between spanwise blowing and leading edge vortex. ICAS Paper n° 94-4.6.3.
- YANHUA, Q. et al. (1996) Controlling aerodynamic histeresis loop of wing during pitching oscillation by spanwise blowing. ICAS Paper n° 96-3.1.3.
- YUAN, S.W. & BLOOM, A.M. (1974) Experimental investigation of wing tip vortex abatement. In: 9th ICAS Congress, Haifa, Israel, aug., 25-30.

WAUGH, J.G. et al. (19?) Recent hydrodynamics research at the Naval Ordnance Test Station (sub-section on 'Fin lift augmentation by spanwise fluid ejection' - reprise of J.B. Brook's work). ONR-9, v.2, p. 504, presented at: 5th Navy Science Symposium, Naval Academy, Annapolis, MD.

WU, J. M. et al. (1982) Wing tip jets: aerodynamic performance. In: 13th ICAS Proceedings, p.1115-1121, aug.

WU, J. M. et al. (1983) Investigation on the effects of discrete wingtip jets. AIAA paper n° 83-0546, jan.

WU, J. M. et al. (1984) Aerodynamic interaction of wing tip flow with discrete wing tip jets. AIAA paper n° 84-2206, aug.

10.2. ARTIGOS COMPLEMENTARES

ER-EL, J. (1988) The visualization of the flow field about a delta wing with spanwise blowing. Experiments in Fluids, v.6, p.419-421.

GIRARDI, R.M. (1999) Natural ventilation device: a practical use for depression in bluff body wake. In: XV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica (COBEM). 22-26 nov., Águas de Lindóia, SP, Brasil.

KANTHA, H.L. et al. (1971) Qualitative responses of a vortex core to a tip blowing and intersecting airfoils. Aeroelastic and Structures Research Laboratories Report TR 153-4, MASSACHUSSETS INSTITUTE OF TECHNOLOGY, Cambridge, Mass., aug.

KORBACHER, G.K. & SVIDHAR, K. (1960) A review of the jet flap. UTIAS Review n° 14, UNIVERSITY OF TORONTO, Canada, may.

- KUBO, Y. et al. (1989) Effects of end plates and blockage of structural members on drag forces. Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, v. 32, p. 329-342.
- POLHAMUS, E.C. (1971) Predictions of vortex lift characteristics by a leading edge suction analogy. Journal of Aircraft, v.8, n.4, p.193-199.
- SPILLMAN, J. J. (1978) The use of the wing tip sails to reduce vortex drag. Aeronautical Journal, p. 387-395, sept.
- SPILLMAN, J. J. (1987) Wing tip sails: progress to date and future developments. Aeronautical Journal, p. 445-453, dec.
- TAVELLA, D. et al. (1985) Influence of tip blowing on rectangular wings. AIAA paper n° 85-5001, oct.
- YUAN, S.W. et al. (1966) Investigation of circulation control airfoils by means of jets. USAAVLABS Tech. Rept. N° 66-72, nov.
- WU, J. M. et al. (1986) Investigation of the interacting flow of nonsymmetric jets in crossflow. AIAA paper n° 86-0280, jan.

10.3. BIBLIOGRAFIA COMPLEMENTAR

- ABBOTT, I. H. & VON DOENHOFF, A E. (1959) Theory of wing sections. 2 ed., New York, Dover.
- ANDERSON, J. D. (1989) Introduction to Flight. 3 ed., New York, McGraw-Hill.
- ANDERSON, J. D. (1991) Fundamentals of Aerodynamics. 2 ed., New York, McGraw-Hill.

HOERNER, S. F. (1975) Fluid Dynamic Lift. Publicado pelo autor, Brick Town.

HOERNER, S. F. (1965) Fluid Dynamic Drag. Publicado pelo autor, Brick Town.

HOUGHTON, E. L. & CARPENTER, P. W. (1993) Aerodynamics for Engineering Students. 4 ed., New York, Halsted Press.

WARD, D. T. (1993) Introduction to Flight Test Engineering. 1 ed., Amsterdam, Elsevier.

POPE, A & RAE, W. H. (1983) Low Speed Wind Tunnel Testing. New York, John Wiley.

APÊNDICE I

Curvas e dados de calibração da câmara de sopro do modelo para o túnel de fumaça

APÊNDICE II

Curva de calibração da câmara de sopro do modelo para o túnel de vento

APÊNDICE III

Curvas de calibração da balança aerodinâmica

a) Curva de calibração da sustentação

b) Curva de calibração do arrasto

c) Curva de calibração do momento em arfagem ("pitch moment")

APÊNDICE IV

Neste apêndice são demonstrados os cálculos dos valores das incertezas para as forças de sustentação e arrasto, momento em arfagem, velocidade média e número de Reynolds.

Segundo VIDEIRA (2001) a incerteza é determinada a partir da seguinte relação:

$$\delta v = \sqrt{\left(\frac{\partial f}{\partial u_1} \cdot \Delta u_1\right)^2 + \left(\frac{\partial f}{\partial u_2} \cdot \Delta u_2\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial f}{\partial u_n} \cdot \Delta u_n\right)^2} \quad (B.1)$$

onde Δu_n são considerados como erros relativos.

Nos cálculos de propagação das incertezas, utilizou-se o critério da distribuição de Gauss para um valor de desvio padrão (σ) de 95%, isto é, $\pm 2\sigma$.

1 – Determinação das Incertezas para os Coeficientes de Arrasto (C_D), Sustentação (C_L) e Momento em Arfagem (C_M)

1.1 – Cálculo da propagação das incertezas para o coeficiente de arrasto

A equação matemática que define o coeficiente de arrasto é dada por:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \cdot V^2 \cdot \rho_{AR} \cdot S_W} \quad (B.2)$$

A equação (B.2) pode ser escrita:

$$C_D = \frac{D}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{Betz}} \cdot S_W} \quad (B.3)$$

Assim, tem-se que a incerteza para C_D será dada por:

$$\delta C_D = \sqrt{\left(\frac{\partial C_D}{\partial D} * \delta D\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial h_{\text{Betz}}} * \delta h_{\text{Betz}}\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial S_W} * \delta S_W\right)^2} \quad (B.4)$$

onde:

C_D – coeficiente de arrasto;

δD – incerteza para a força de arrasto obtido na calibração da balança;

ρ – densidade da água ($\rho = 1000 \text{ kg/m}^3$);

g – aceleração da gravidade ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$);

δh_{Betz} – incerteza para a altura de coluna d'água medida no manômetro Betz que corresponde a metade da menor divisão ($2.\sigma = 0,1 \text{ mmH}_2\text{O}$);

S_W – área adotada como referência ($0,0625 \text{ m}^2$)

δS_W – incerteza para a área (o instrumento utilizado foi um paquímetro)

Os termos das derivadas são:

$$\frac{\partial C_D}{\partial D} = \frac{1}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{Betz}} \cdot S_W}$$

$$\frac{\partial C_D}{\partial h_{\text{Betz}}} = \frac{-D}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{Betz}}^2 \cdot S_W}$$

$$\frac{\partial C_D}{\partial S_W} = \frac{-D}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{Betz}} \cdot S_W^2}$$

A incerteza para a área (δS_w) é obtida pela equação (B.6):

$$\delta S_w = \sqrt{\left(\frac{\partial A_F}{\partial C} * \delta C\right)^2 + \left(\frac{\partial A_F}{\partial B} * \delta B\right)^2} \quad (B.5)$$

$$\delta S_w = \sqrt{(B * \Delta C)^2 + (C * \Delta B)^2} \quad (B.6)$$

onde:

$\Delta C = 0,025$ mm - incerteza do paquímetro utilizado para a medição da corda do modelo;

$\Delta B = 0,025$ mm - incerteza do paquímetro para a medição da envergadura do modelo.

O processo de cálculo da incerteza para a área se repete para os coeficientes de sustentação e momento em arfagem.

Para o cálculo da pressão dinâmica, a incerteza que a relaciona é obtida pela seguinte relação:

$$\delta q_\infty = \rho_{\text{água}} \cdot g \cdot (\delta q_\infty)_{\text{trans}} \quad (B.7)$$

onde $(\delta q_\infty)_{\text{trans}}$ é o desvio padrão obtido na calibração do transdutor de pressão dinâmica para cada ensaio.

Assim, o intervalo de incerteza para o coeficiente de arrasto é:

$$\delta C_D = \pm 0,0057$$

1.2 – Cálculo da propagação das incertezas para o coeficiente de sustentação

A equação do coeficiente de sustentação é apresentada a seguir:

$$C_L = \frac{L}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{Betz}} \cdot S_W} \quad (B.8)$$

O processo para obtenção da sustentação (L) é análogo ao da força de arrasto. Assim,

$$\delta C_L = \sqrt{\left(\frac{\partial C_L}{\partial L} * \delta L\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial h_{\text{Betz}}} * \delta h_{\text{Betz}}\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial S_W} * \delta S_W\right)^2} \quad (B.9)$$

onde C_L é o coeficiente de sustentação obtido na calibração da balança.

Os termos das derivadas da equação (B.8) são:

$$\frac{\partial C_L}{\partial L} = \frac{1}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{água}} \cdot S_W}$$

$$\frac{\partial C_L}{\partial h_{\text{Betz}}} = \frac{-L}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{água}}^2 \cdot S_W}$$

$$\frac{\partial C_L}{\partial S_W} = \frac{-L}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{água}} \cdot S_W^2}$$

Como o valor de δL é resultado de uma equação que relaciona tensões do “strain-gage” na posição A e na posição F, tem-se que:

$$-L = F_A + F_F \quad (B.10)$$

A distância entre os “ strain-gages A e F ” é o valor $\Delta = 0,127$ m.

Assim, o valor da incerteza para o coeficiente de sustentação é obtido pela equação abaixo apresentada:

$$\delta L = \sqrt{\left(\frac{\partial L}{\partial F_A} * \delta F_A\right)^2 + \left(\frac{\partial L}{\partial F_F} * \delta F_F\right)^2} \quad (B.11)$$

Onde os termos das derivadas encontram-se a seguir:

$$\frac{\partial L}{\partial F_A} = 1$$

$$\frac{\partial L}{\partial F_F} = -1$$

Calculado o valor do δL pela equação (B.11), determina-se então o valor do δC_L na equação (B.9).

O valor da incerteza do coeficiente de sustentação calculado é:

$$\delta C_L = +/- 0,0346$$

1.3 – Cálculo da propagação das incertezas para o momento em arfagem

A equação que define o coeficiente de momento em arfagem é:

$$C_M = \frac{M}{\rho_{\text{água}} \cdot g \cdot h_{\text{água}} \cdot S_{W.C}} \quad (B.12)$$

onde :

C_M – coeficiente de momento em arfagem

c – corda do modelo (0,250 m).

O processo para obtenção do momento em arfagem (M) é análogo ao da sustentação.

Assim,

$$\delta C_M = \sqrt{\left(\frac{\partial C_M}{\partial M} * \delta M\right)^2 + \left(\frac{\partial C_M}{\partial h_{Betz}} * \delta h_{Betz}\right)^2 + \left(\frac{\partial C_M}{\partial S_W} * \delta S_W\right)^2 + \left(\frac{\partial C_M}{\partial c} * \delta c\right)^2} \quad (B.13)$$

Os termos das derivadas são:

$$\frac{\partial C_M}{\partial M} = \frac{1}{\rho_{\text{água}} . g . h_{Betz} . S_W . c}$$

$$\frac{\partial C_M}{\partial h_{Betz}} = \frac{-M}{\rho_{\text{água}} . g . h_{Betz}^2 . S_W . c}$$

$$\frac{\partial C_M}{\partial c} = \frac{-M}{\rho_{\text{água}} . g . h_{Betz} . S_W . c^2}$$

$$\frac{\partial C_M}{\partial S_W} = \frac{-M}{\rho_{\text{água}} . g . h_{Betz} . S_W^2 . c}$$

Para determinar o valor de δC_M na equação (B.13), tem-se que determinar inicialmente o valor do δM . A equação que relaciona as tensões dos sensores V_A e V_F , respectivamente para os “*strain-gages*” A e F, é apresentada a seguir:

$$M = \frac{(F_A - F_F) \cdot \Delta}{2} \quad (B.14)$$

A partir da equação anterior, determina-se a propagação de incertezas para o δM através de:

$$\delta M = \sqrt{\left(\frac{\partial M}{\partial F_A} * \delta F_A\right)^2 + \left(\frac{\partial M}{\partial F_F} * \delta F_F\right)^2 + \left(\frac{\partial M}{\partial \Delta} * \delta \Delta\right)^2} \quad (B.15)$$

onde:

$$\frac{\partial M}{\partial F_A} = \Delta$$

$$\frac{\partial M}{\partial F_F} = -\Delta$$

$$\frac{\partial M}{\partial \Delta} = \frac{F_A - F_F}{2}$$

Resolvendo a equação (B.15), obtém-se o valor da incerteza para o δM . A partir deste resultado, e substituindo os valores das derivadas na equação (B.13), determina-se assim o valor de δC_M , onde:

$$\delta C_M = \pm 0,0087$$

É importante lembrar que neste trabalho usou-se um valor de 2σ para os cálculos de incerteza de maneira a garantir que 95 % das medidas efetuadas estarão no intervalo obtido. Além disso, as incertezas foram calculadas nas condições mais críticas.

2 – Determinação das Incertezas para o Cálculo do Número de Reynolds.

A propagação das incertezas para o número de *Reynolds* (Re) obtido nos ensaios pela relação:

$$Re = \frac{\rho_{AR} \cdot V_{\infty} \cdot c}{\mu} \quad (B.16)$$

onde

$\mu = 1,827 \cdot 10^{-5}$ Kg/m.s, é a viscosidade dinâmica para o ar;

$c = 250$ mm = 0,250 m é o comprimento característico (corda do modelo).

Da equação de um gás perfeito tem-se que:

$$Re = \frac{\frac{P_{amb}}{RT} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot q_{\infty}}{P_{amb}}} \cdot RT \cdot c}{\mu} \quad (B.17)$$

Manipulando a equação acima se obtém a relação para o número de Reynolds:

$$Re = \frac{1}{\mu} \cdot \frac{\sqrt{P_{amb}}}{\sqrt{RT}} \cdot \sqrt{2q_{\infty}} \cdot c \quad (B.18)$$

Substituindo os parâmetros acima, obtém-se a seguinte relação:

$$Re = 1141,77 \cdot \frac{\sqrt{P_{amb}} \cdot \sqrt{q_{\infty}}}{\sqrt{T}} \quad (B.19)$$

A propagação das incertezas para o número de Reynolds para as configurações ensaiadas, é obtida pela expressão (B.20)

$$\delta Re = \sqrt{\left(\frac{\partial Re}{\partial P_{amb}} * \delta P_{amb}\right)^2 + \left(\frac{\partial Re}{\partial q_{\infty}} * \delta q_{\infty}\right)^2 + \left(\frac{\partial Re}{\partial T} * \delta T\right)^2} \quad (B.20)$$

onde :

- δq_{∞} é o desvio padrão para a pressão dinâmica obtida no procedimento de calibração;

- δP_{amb} refere-se ao intervalo de incerteza da pressão ambiente lida no barômetro do laboratório cujo valor é 0,05mbar = 5Pa;

- δT_{amb} refere-se ao valor da incerteza da temperatura ambiente lida no termômetro onde o valor é a metade da menor divisão ($\delta T_{amb} = 0,25^{\circ}\text{F} = 0,139$).

As derivadas da equação (B.20) são apresentadas a seguir:

$$\frac{\partial Re}{\partial P_{amb}} = \frac{570,88 \cdot \sqrt{q_{\infty}}}{\sqrt{T} \cdot \sqrt{P_{amb}}}$$

$$\frac{\partial Re}{\partial q_{\infty}} = \frac{570,88 \cdot \sqrt{P_{amb}}}{\sqrt{T} \cdot \sqrt{q_{\infty}}}$$

$$\frac{\partial Re}{\partial T} = \frac{570,88 \cdot \sqrt{P_{amb}} \cdot \sqrt{q_{\infty}}}{\sqrt{(T)^3}}$$

Substituindo as derivadas na equação obtém-se o valor do número de Reynolds:

$$Re \pm \delta Re = 4 \times 10^5 \pm 382$$

3 – Determinação das Incertezas para o Coeficiente de Sopro (Cj)

A equação matemática que define o coeficiente de sopro é dada por:

$$C_j = 2 \cdot \frac{q_e \cdot S_F}{q_{\infty} \cdot S_W} \quad (B.21)$$

A equação (B.21) pode ser escrita:

$$C_j = \frac{h_e \cdot S_F}{h_{\infty} \cdot S_W} \quad (B.22)$$

Assim, tem-se que a incerteza para Cj será dada por:

$$\delta C_j = \sqrt{\left(\frac{\partial C_j}{\partial h_e} * \delta h_e\right)^2 + \left(\frac{\partial C_j}{\partial h_{\infty}} * \delta h_{\infty}\right)^2 + \left(\frac{\partial C_j}{\partial S_W} * \delta S_W\right)^2 + \left(\frac{\partial C_j}{\partial S_F} * \delta S_F\right)^2} \quad (B.23)$$

onde:

Cj – coeficiente de sopro;

δh_e – incerteza para a altura de coluna d'água medida no manômetro Betz que corresponde a metade da menor divisão ($2 \cdot \sigma = 0,1 \text{ mmH}_2\text{O}$);

δh_{∞} – incerteza para a altura de coluna d'água medida no manômetro Betz que corresponde a metade da menor divisão ($2 \cdot \sigma = 0,1 \text{ mmH}_2\text{O}$);

S_W – área alar adotada como referência ($0,0625 \text{ m}^2$)

δS_W – incerteza para a área alar (o instrumento utilizado foi um paquímetro)

S_F – área da fenda adotada como referência ($0,0625 \text{ m}^2$)

δS_F – incerteza para a área da fenda (o instrumento utilizado foi um paquímetro)

Os termos das derivadas são:

$$\frac{\partial C_j}{\partial h_e} = \frac{2.S_F}{h_\omega.S_W}$$

$$\frac{\partial C_j}{\partial h_\omega} = \frac{-2.h_e.S_F}{h_\omega^2.S_W}$$

$$\frac{\partial C_j}{\partial S_W} = \frac{-2.h_e.S_F}{h_\omega.S_W^2}$$

$$\frac{\partial C_j}{\partial S_F} = \frac{2.h_e}{h_\omega.S_W}$$

A incerteza para a área (δS_W) já foi calculada anteriormente. A incerteza para a área da fenda (δS_F) segue processo análogo portanto, segundo equação B.24, tem-se:

$$\delta S_F = \sqrt{(h * \Delta l)^2 + (l * \Delta h)^2} \quad (B.24)$$

onde:

$\Delta h = 0,025$ mm - incerteza do paquímetro utilizado para a medição da altura da fenda ($h = 2$ mm);

$\Delta l = 0,025$ mm - incerteza do paquímetro para a medição do comprimento da fenda ($l = 53$ mm).

Assim, o intervalo de incerteza para o coeficiente de sopro é:

$$\delta C_j = \pm 0,0047$$

APÊNDICE V

Coordenadas do perfil NACA 65₃-018 e suas curvas aerodinâmicas

(Extraídas de Abbott and Doenhoff (1959) Theory of Wing Sections, New York, Dover, p. 365, 632 e 633.)

x (per cent c)	y (per cent c)	$(v/V)^2$	v/V	$\Delta v_a/V$
0	0	0	0	1.746
0.5	1.337	0.625	0.791	1.437
0.75	1.608	0.702	0.838	1.302
1.25	2.014	0.817	0.904	1.123
2.5	2.751	1.020	1.010	0.858
5.0	3.866	1.192	1.092	0.650
7.5	4.733	1.275	1.129	0.542
10	5.457	1.329	1.153	0.474
15	6.606	1.402	1.184	0.385
20	7.476	1.452	1.205	0.327
25	8.129	1.488	1.220	0.285
30	8.595	1.515	1.231	0.251
35	8.886	1.539	1.241	0.225
40	8.999	1.561	1.249	0.203
45	8.901	1.578	1.256	0.182
50	8.508	1.520	1.235	0.157
55	8.008	1.440	1.200	0.137
60	7.267	1.353	1.163	0.118
65	6.395	1.262	1.123	0.104
70	5.426	1.170	1.082	0.087
75	4.396	1.076	1.037	0.074
80	3.338	0.985	0.992	0.062
85	2.295	0.896	0.947	0.050
90	1.319	0.813	0.902	0.039
95	0.490	0.730	0.854	0.026
100	0	0.657	0.811	0

L.E. radius: 1.96 per cent c