INFLUÊNCIA DE DISPOSITIVOS DE PONTA DE ASA NO DESEMPENHO DE UM AVIÃO AGRÍCOLA

Eng^o. ROGÉRIO FRAUENDORF de FARIA COIMBRA

ORIENTADOR: Prof. Dr. Fernando Martini Catalano

DEDALUS - Acervo - EESC
31100111266

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

São Carlos

1997

FOLHA DE APROVAÇÃO

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

Dissertação defendida e aprovada em 24-10-1997
pela Comissão Julgadora:

Prof. Doutor **FERNANDO MARTINI CATALANO (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos - Universidade de São Paulo)

Prof. Doutor **MICHAEL GEORGE MAUNSELL**
(Escola de Engenharia de São Carlos - Universidade de São Paulo)

Prof. Doutor **MARCELLO AUGUSTO FARACO DE MEDEIROS**
(Pontifícia Universidade Católica - Belo Horizonte)

Prof. Associado **ARTHUR JOSÉ VIEIRA PORTO**
Coordenador da Área de Engenharia Mecânica

JOSÉ CARLOS A CINTRA
Presidente da Comissão de Pós-Graduação

*À Grace, Rodrigo e Rebecca,
com todo meu amor e gratidão.*

AGRADECIMENTOS:

- À minha amada esposa Grace, pela compreensão e, aos meus filhos, Rodrigo e Rebecca, por serem maravilhosos;
- Aos meus pais, pela educação recebida;
- Ao Professor Fernando Martini Catalano pela orientação e assistência;
- Aos jovens colegas Augusto e Maurício pelo companherismo, profissionalismo e dedicação, sem os quais este trabalho não seria realizado;
- Aos colegas Jackeline, Dawson, José Groce, João Soares, João Brandt e André pela amizade e espírito de equipe;
- À Coordenadoria de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior, CAPES, pela bolsa de estudo concedida;
- Aos Professores do LAE, Michael, Canale, Belo, Francisco, Dawilson pela atenção dispensada em todos os momentos;
- Aos Doutores Paulo Greco e Marcello Faraco pela co-orientação;
- Aos funcionários do LAE, Osnan, Otávio, Helenita e Carlinhos pelo grande auxílio prestado;
- Ao Professor Mário Pinotti e técnicos do Laboratório de Dinâmica, Cláudio e José Francisco pela grande ajuda fornecida;
- Ao Professor João Fernando e técnicos do LAMAFE, pelas usinagens e atenção dispensada;
- Ao Professor Durval Duarte pela contribuição, mesmo que indireta, à este trabalho;
- Aos funcionários do Serviço de Biblioteca, pelo auxílio com a busca bibliográfica;
- Aos funcionários do Departamento de Engenharia Mecânica pelo auxílio com as questões burocráticas;
- À Indústria Aeronáutica Neiva S.A.;
- E, acima de tudo, à **Deus**.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS	i
LISTA DE TABELAS	ii
LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS.....	iii
LISTA DE SÍMBOLOS	iv
RESUMO	v
<i>ABSTRACT</i>.....	vi
1. INTRODUÇÃO	1
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	3
2.1. INTRODUÇÃO	3
2.2. O AVIÃO AGRÍCOLA.....	3
2.3. A APLICAÇÃO AGRÍCOLA.....	4
2.4. O ARRASTO INDUZIDO.....	6
2.4.1. Teoria da Linha de Sustentação.....	7
2.4.2. Reduções no Arrasto induzido.....	8
2.5. OUTRAS COMPONENTES DO ARRASTO TOTAL.....	9
2.5.1. Arrasto à Fricção.....	10
2.5.2. Arrasto de Pressão.....	10
2.5.3. Arrasto por Onda de Choque.....	11
2.6. ASPECTOS GERAIS.....	16
2.7. “SHEARED TIPS”.....	17
2.8. “WINGLETS”	17

2.9. “TIP SAILS”	19
2.10. “DELTA TIPS”	20
2.11. “STRAKE TIP”	21
2.12. DIFUSORES DE VÓRTICES.....	22
2.13. TURBINAS	23
2.14. “BLOWING TIP”	24
2.15. PONTAS DE ASA DIVERSAS.....	25
2.16. ASAS SEM PONTAS.....	26
2.17. ESTUDOS COMPARATIVOS.....	27
2.18. EFEITO SOLO.....	28
2.19. POSICIONAMENTO DO TRABALHO.....	29
 3. DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO	 36
3.1. INTRODUÇÃO	36
3.2. EMBRAER EMB - 202 ‘Ipanema’	37
3.3. MODELO DE ASA UTILIZADO	40
3.3.1. Características Geométricas	40
3.3.2. Erros Construtivos	41
3.3.3. Cálculo da Rugosidade para Efeito de Transição	42
3.4. TÚNEL DE VENTO	43
3.5. INSTRUMENTAÇÃO	44
3.5.1. Monitoramento da Pressão Dinâmica	45
3.5.2. Monitoramento das Forças Aerodinâmicas	45
3.5.2.1. <i>O Eixo Extensiométrico</i>	48
3.5.2.2. <i>Dispositivos Acessórios</i>	50
3.5.2.3. <i>Instrumentos para Leitura</i>	51
3.5.2.4. <i>Calibração do Sistema</i>	52
3.6. PONTAS DE ASA ENSAIADAS	58
3.6.1. Asa Básica	58
3.6.2. Asa com “Winglets”	58
3.6.3. Asa com Ponta Tipo ‘Delta’	59

3.6.4. Ponta Atual do ‘Ipanema’	59
3.7. PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL	61
3.7.1. Preparação para Colocação do Túnel em Marcha.....	61
3.7.2. Túnel em Marcha. Aquisição de Dados	62
3.7.3. Término do Ensaio	63
3.8. EFEITO SOLO	63
3.9. VISUALIZAÇÕES DE FLUXO	64
3.9.1. Visualização de Superfície	65
3.9.2. Visualização com Fumaça	65
3.10. CORREÇÕES	66
3.10.1. Gradiente de Pressão Estática	68
3.10.2. Bloqueio Sólido Tridimensional	69
3.10.3. Efeito Devido à Interferência das Paredes	70
4. RESULTADOS	74
4.1. INTRODUÇÃO	74
4.2. RESULTADOS OBTIDOS SEM EFEITO SOLO	75
4.2.1. Asa Básica	75
4.2.2. Asa com Ponta Tipo ‘Delta’	78
4.2.3. Asa com “Winglet”	81
4.2.4. Asa com Ponta Tipo “Hoerner”	84
4.2.5. Comparação entre Pontas de Asa	87
4.2.6. Resultados dos Ensaios de Visualização de Fluxo	94
4.2.7. Discussão dos Resultados	99
4.3. RESULTADOS OBTIDOS COM EFEITO SOLO	105
4.3.1. Asa Básica	105
4.3.2. Asa com Ponta Tipo ‘Delta’	108
4.3.3. Asa com “Winglet”	111
4.3.4. Asa com Ponta Tipo “Hoerner”	114
4.3.5. Comparação entre Pontas de Asa	117
4.3.6. Discussão dos Resultados	123

5. CONCLUSÕES,COMENTÁRIOS,SUGESTÕES.....	126
---	------------

BIBLIOGRAFIA	129
---------------------------	------------

APÊNDICE I

APÊNDICE II

APÊNDICE III

APÊNDICE IV

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 - EMB-202 'Ipanema' pulverizando, na manobra chamada passagem.....	5
Figura 2.2 - Esquema de manobras sobre uma área à ser pulverizada.....	5
Figura 2.3 - Fluxo de ar ao redor de uma asa finita.....	12
Figura 2.4 - Vórtices de ponta de asa.....	12
Figura 2.5 - Visualização dos vórtices de pontas de uma asa retangular, em um túnel de fumaça	13
Figura 2.6 - Efeito do “downwash” no fluxo local ao redor de um aerofólio	14
Figura 2.7 - Substituição de uma asa finita por um vórtice colado	14
Figura 2.8 - O vórtice ferradura	15
Figura 2.9 - Ponte de asa denominada “sheared”.....	30
Figura 2.10 - Ponta de asa denominada “winglet”.....	30
Figura 2.11 - Vistas do avião agrícola Ayers “Thrush” equipado com “winglets”.....	31
Figura 2.12 - Ponta de asa denominada “tip sails”.....	32
Figura 2.13 - Ponta de asa denominada “delta tip” única.....	32
Figura 2.14 - Ponta de asa denominada “delta tip” dupla.....	33
Figura 2.15 - Ponta de asa denominada “strake tip”.....	33
Figura 2.16 - Ponta de asa denominada difusor de vórtice.....	34
Figura 2.17 - Avião PA-28 equipado com turbinas nas pontas de asa.....	34
Figura 2.18 - Asa equipada com anel tubular parcial.....	35
Figura 2.19 - ponta de asa denominada “ogee tip”.....	35
Figura 3.1 - Embraer EMB - 202 'Ipanema'.....	38
Figura 3.2 - Embraer EMB - 202 'Ipanema' - Ficha Técnica.....	39

Figura 3.3 - Esquema comparativo entre a asa do avião ‘Ipanema’ e o modelo dos ensaios	41
Figura 3.4 - Geometria e posicionamento final da rugosidade para transição	43
Figura 3.5 - Túnel de vento LAE - 1. Vista lateral.....	44
Figura 3.6 - Túnel de vento LAE - 1. Vista em planta	44
Figura 3.7 a - Manômetro “Betz” utilizado	46
Figura 3.7 b - Tubo Pitot - estático utilizado	46
Figura 3.8 - Posicionamento de uma balança extensiométrica tipo ferrão.....	47
Figura 3.9 - Posicionamento adaptado da balança tipo ferrão aos ensaios.....	47
Figura 3.10 - O eixo extensiométrico em detalhes	48
Figura 3.11 - Posição dos extensômetros em um eixo.....	50
Figura 3.12 a - Esquema funcional da balança. Alteração do ângulo de ataque	53
Figura 3.12 b - Esquema funcional da balança. Absorção dos momentos da asa pela estrutura.....	54
Figura 3.12 c - Esquema funcional da balança. Liberdade de deslocamentos sob ação dos componentes aerodinâmicos	55
Figura 3.13 a - Conjunto da balança montado.....	56
Figura 3.13 b - Detalhe do disco ‘B’, para leitura do ângulo de ataque.....	56
Figura 3.14 - Esquema do encaixe da ponta do eixo extensiométrico dentro da asa..	57
Figura 3.15 - Esquema elétrico da “Ponte de Wheatstone”.....	57
Figura 3.16 - Asa básica	60
Figura 3.17 - Asa com ponta tipo delta	60
Figura 3.18 - Ponta tipo “Hoerner”	60
Figura 3.19 - Configuração da câmara de ensaios do túnel de vento, com adição de placa plana para simulação de efeito solo	64
Figura 3.20 - Montagem do experimento com visualização com fumaça.....	67

Figura 3.21 - Montagem do experimento com visualização com fumaça.....	67
Figura 3.22 - Correção do ângulo de ataque geométrico, em função da sustentação	72
Figura 3.23 - Correção no arrasto em função da sustentação	72
Figura 4.1 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque, para asa básica.....	75
Figura 4.2 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque, para asa básica.....	75
Figura 4.3 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para asa básica	76
Figura 4.4 - Curva polar, para asa básica.....	76
Figura 4.5 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação, para asa básica	77
Figura 4.6 - Variação do parâmetro aerodinâmico responsável pela razão de subida, em função do ângulo de ataque, para asa básica.....	77
Figura 4.7 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo delta, comparativamente à asa básica.....	78
Figura 4.8 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo delta, comparativamente à asa básica.....	78
Figura 4.9 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo delta, comparativamente à asa básica.....	79
Figura 4.10 - Curva polar, para asa com ponta tipo delta, comparativamente à asa básica.....	79
Figura 4.11 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação, para asa do tipo delta, comparativamente à asa básica	80
Figura 4.12 - Variação do parâmetro aerodinâmico responsável pela razão de subida, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo delta , comparativamente à asa básica.....	80
Figura 4.13 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque, para asa com “winglet”, comparativamente à asa básica.....	81

Figura 4.14 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque, para asa com “winglet”, comparativamente à asa básica.....	81
Figura 4.15 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para asa com “winglet”, comparativamente à asa básica.....	82
Figura 4.16 - Curva polar, para asa com “winglet”, comparativamente à asa básica	82
Figura 4.17 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação, para asa com “winglet”, comparativamente à asa básica	83
Figura 4.18 - Variação do parâmetro aerodinâmico responsável pela razão de subida, em função do ângulo de ataque, para asa com “winglet”, comparativamente à asa básica.....	83
Figura 4.19 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo “Hoerner”, comparativamente à asa básica.....	84
Figura 4.20 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo “Hoerner”, comparativamente à asa básica.....	84
Figura 4.21 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo “Hoerner”, comparativamente à asa básica.....	85
Figura 4.22 - Curva polar, para asa com ponta tipo “Hoerner”, comparativamente à asa básica.....	85
Figura 4.23 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação, para asa do tipo “Hoerner”, comparativamente à asa básica	86
Figura 4.24 - Variação do parâmetro aerodinâmico responsável pela razão de subida, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo “Hoerner”, comparativamente à asa básica.....	86
Figura 4.25 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque.....	87
Figura 4.26 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque.....	87
Figura 4.27 - Curva polar.....	88
Figura 4.28 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação.....	88
Figura 4.29 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque.....	89
Figura 4.30 - Eficiência aerodinâmica em função da sustentação.....	89

Figura 4.31 - Variação do parâmetro aerodinâmico responsável pela razão de subida, em função do ângulo de ataque.....	90
Figura 4.32 - Variação do parâmetro aerodinâmico responsável pela razão de subida, em função da sustentação.....	90
Figura 4.33 - Variação do parâmetro χ em função do ângulo de ataque.....	91
Figura 4.34 - Variação do parâmetro χ em função da sustentação	91
Figura 4.35 - Posicionamento do vórtice de ponta da asa básica.....	94
Figura 4.36 - Visualização de superfície da asa básica.....	94
Figura 4.37 - Posicionamento do vórtice de ponta da asa com ponta tipo delta	95
Figura 4.38 - Visualização de superfície da asa equipada com ponta tipo delta.....	95
Figura 4.39 - Posicionamento do vórtice de ponta da asa equipada com “winglet”...	96
Figura 4.40 - Visualização de superfície da asa equipada com “winglet”.....	96
Figura 4.41 - Posicionamento do vórtice de ponta da asa com ponta tipo “Hoerner”	97
Figura 4.42 - Visualização de superfície da asa equipada com ponta tipo “Hoerner”	97
Figura 4.43 - Esquema comparativo entre posicionamentos dos vórtices, para asa equipada com as pontas ensaiadas.....	98
Figura 4.44 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque, para asa básica.....	105
Figura 4.45 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque, para asa básica.....	105
Figura 4.46 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para asa básica	106
Figura 4.47 - Curva polar, para asa básica.....	106
Figura 4.48 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação, para asa básica	107
Figura 4.49 - Eficiência aerodinâmica em função da sustentação, para asa básica	107

Figura 4.50 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo delta.....	108
Figura 4.51 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo delta.....	108
Figura 4.52 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo delta.....	109
Figura 4.53 - Curva polar, para asa com ponta tipo delta.....	109
Figura 4.54 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação, para asa do tipo delta.....	110
Figura 4.55 - Eficiência aerodinâmica em função da sustentação, para asa com ponta tipo delta.....	110
Figura 4.56 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque, para asa com “winglet”.....	111
Figura 4.57 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque, para asa com “winglet”.....	111
Figura 4.58 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para asa com “winglet”.....	112
Figura 4.59 - Curva polar, para asa com “winglet”.....	112
Figura 4.60 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação, para asa com “winglet”.....	113
Figura 4.61 - Eficiência aerodinâmica em função da sustentação para asa com “winglet”.....	113
Figura 4.62 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo “Hoerner”.....	114
Figura 4.63 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo “Hoerner”.....	114
Figura 4.64 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para asa com ponta tipo “Hoerner”.....	115
Figura 4.65 - Curva polar, para asa com ponta tipo “Hoerner”.....	115

Figura 4.66 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação, para asa do tipo “Hoerner”	116
Figura 4.67 - Eficiência aerodinâmica em função da sustentação, para asa com ponta tipo “Hoerner”	116
Figura 4.68 - Variação da sustentação, em função do ângulo de ataque.....	117
Figura 4.69 - Variação do arrasto, em função do ângulo de ataque.....	117
Figura 4.70 - Curva polar.....	118
Figura 4.71 - Variação do arrasto em função do quadrado da sustentação.....	118
Figura 4.72 - Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque.....	119
Figura 4.73 - Eficiência aerodinâmica em função da sustentação.....	119
Figura 4.74 - Variação do parâmetro χ em função do ângulo de ataque.....	120
Figura 4.75 - Variação do parâmetro χ em função da sustentação	120
Figura 5.1 - Sugestão de configuração à ser estudada para possível implementação na aeronave EMB-202 ‘Ipanema’	128

LISTA DE TABELAS

PÁG.

Tabela 3.1. - Correções devido a interferência das paredes.....73

Tabela 4.1. - Comparação dos resultados - sem efeito solo.....92

Tabela 4.2. - Comparação dos resultados - com efeito solo..... 121

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CTA	- Centro Técnico Aeroespacial
EMB	- forma abreviada de EMBRAER
EMBRAER	- Empresa Brasileira de Aeronáutica
HP	- “Horse Power”, medida de potência de motores
IPT	- Instituto de Pesquisas Tecnológicas
LAE	- Laboratório de Aeronaves
NACA	- National Advisory Committee for Aeronautics
NPL	- National Physics Laboratory
PAR	- divisão de projetos do CTA
TBO	- tempo básico de operação, após o qual, um componente aeronáutico recebe, obrigatoriamente, revisão geral.

LISTA DE SÍMBOLOS

A	volume real mais o virtual de um corpo, m^3
AR	razão de aspecto total de uma asa = $(b_W + b_T)^2 / (S_W + S_T)$
AR_W	razão de aspecto de uma asa = b_W^2 / S_W
AR_T	razão de aspecto da ponta de uma asa = b_T^2 / S_T
b	envergadura total da asa = $b_W + b_T$, m
b_W	envergadura da asa, m
b_T	envergadura da ponta de asa, m
c_{RT}	corda da raiz da ponta da asa, m
c_{RW}	corda da raiz da asa, m
c_{TT}	corda da ponta da ponta da asa, m
c_{TW}	corda da ponta da asa, m
c_W	corda média da asa, m
C_c	área da câmara de ensaios do túnel de vento, m^2
C_D	coeficiente de arrasto total
C_{Di}	coeficiente de arrasto induzido
C_{Dp}	coeficiente de arrasto de perfil
C_L	coeficiente de sustentação
$C_{Lmáx}$	coeficiente de sustentação máxima
C_M	coeficiente de momento à arfagem (“pitch”)
d	distância entre as seções de trabalho da balança, m
$dC_L/d\alpha$	variação do coeficiente de sustentação (C_L), em função do ângulo de ataque da asa (α)
$dC_L/d\alpha \infty$	variação do coeficiente de sustentação (C_L), em função do ângulo de ataque do aerofólio (asa bidimensional)
dp/dx	gradiente de pressão estática, $\%P_d$
e	índice de eficiência de Oswald
F	força resultante aplicada à asa, N
g	aceleração da gravidade, m/s^2

K	circulação em uma asa, Kg.m/s
K_{ef}	fator de eficiência = $1/e$
K_R	altura da rugosidade para efeito de transição, mm
L	sustentação, N
L/D	razão sustentação/ arrasto = eficiência aerodinâmica
$L/D_{máx}$	máxima eficiência aerodinâmica
M	número de Mach
M_1	momento fletor na seção mais distante do ponto de aplicação da força F , N.m
M_2	momento fletor na seção mais próxima do ponto de aplicação da força F , N.m
M_{IR}	momento fletor na raiz da asa, N.m
P_d	pressão dinâmica, Pa
Re	número de Reynolds
S	área total da asa = $S_T + S_w$, m^2
S_T	área da ponta da asa, m^2
S_w	área da asa, m^2
t	espessura máxima de um corpo, m
t_w	espessura máxima de um aerofólio, m
V	volume da asa, m^3
V_L	velocidade do fluxo livre, m/s
V_R	velocidade medida não corrigida, m/s
α	ângulo de ataque da asa
α_T	ângulo de ataque da ponta da asa
β_T	ângulo de enflexamento da ponta da asa
β_w	ângulo de enflexamento da asa
χ	razão $\delta E_f / \delta M_{IR}$
δ	fator de correção devido interferência das paredes do túnel de vento
δ_M	valor médio de δ
δE_f	razão $(L/D)_{asa\ com\ ponta} / (L/D)_{asa\ sem\ ponta}$
δM_{IR}	razão $M_{IR\ asa\ com\ ponta} / M_{IR\ asa\ sem\ ponta}$

ΔC_D	correção no coeficiente de arrasto da asa
ΔD	arrasto fictício devido ao confinamento do escoamento, N
$\Delta \alpha$	correção no ângulo de ataque da asa
ϵ_s	fator de correção de bloqueio
γ_T	ângulo de diedro da ponta em relação ao plano da asa
γ_w	ângulo de diedro da asa
λ	fator de correção que depende da forma do corpo
λ_T	razão de afilamento da ponta da asa = c_{TT} / c_{RT}
λ_w	razão de afilamento da asa = c_{TW} / c_{RW}
ρ	densidade do ar, Kg/m ³
τ	fator que depende da forma da seção transversal da câmara de ensaios do túnel de vento
ω	“downwash”, m/s

RESUMO

COIMBRA, R. F. F. *Influência de dispositivos de ponta de asa no desempenho de um avião agrícola*. São Carlos, 1997. 132p. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

Reduções no arrasto de uma aeronave, beneficiam a performance e, reduzem a potência necessária. A componente do arrasto que oferece grande potencial, é o arrasto induzido, que varia de 30% à 50% do arrasto total. Este pode ser diminuído através de modificações nas pontas de asa. Alguns modelos, deslocam os vórtices da ponta de asa para fora, diminuindo o arrasto induzido. Outros modelos, aproveitam o fluxo em espiral nesta região, para produzirem uma tração, reduzindo o arrasto total, como as “winglets”. Tratando-se de aviões agrícolas, que efetuam a deposição de defensivos sobre plantações em vôos rasantes, deslocamentos do vórtice são fundamentais para o aumento da eficiência do processo de pulverização. Este trabalho estudou, através de ensaios em túnel de vento, variações nas características aerodinâmicas de uma asa impostas por modificações em suas pontas. As pontas ensaiadas foram: ‘delta tip’, “winglet” e Hoerner. Para aproximar os ensaios da realidade operacional, adicionou-se uma placa plana, paralela ao fluxo, simulando o efeito solo que ocorre no vôo rasante, durante a “passagem”. Efetuou-se também, visualizações de fluxo para cada configuração. A ponta tipo “Hoerner” apresentou maior benefício aerodinâmico e estrutural, mas não é adequada ao serviço agrícola por deslocar o vórtice para baixo, prejudicando a deposição. A ‘delta tip’ possui rendimento menor porém, o vórtice melhor posicionado. Já a asa com “winglet”, proporciona benefício aerodinâmico modesto, excelente posicionamento do vórtice mas, prejuízo estrutural.

Palavras - chave: arrasto induzido, pontas de asa, efeito solo

ABSTRACT

COIMBRA, R. F. F. *The influence of wing tip devices on the performance of an agricultural aircraft*. São Carlos, 1997. 132p. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

An airplane's drag reductions can improve performance and reduce the required power. The induced drag is the component which, if reduced, offers better results, because it is responsible from 30% to 50% of total drag. Such reductions in drag can be achieved through modifications of the wing tips. Some models displace wing tip vortices outwards diminishing the induced drag. Others, like the "winglets", make good use of the spiral draught on this portion of the wing, producing traction and reducing the total drag. Concerning agricultural airplanes, wing tip vortex position is really important while spreading products over a plantation. In this work, wind tunnel tests were made in order to find a better wing tip among the following types for this use: the delta tip, "winglet" and "Hoerner". The "Hoerner" tip was better for total drag reduction, but not good with reference to vortex position. The delta tip gave low improvement on aerodynamic characteristics, but a good vortex position. The "winglet" tip had a better vortex position, but caused an undesirable result with reference to the wing root bending moment.

KEYWORDS: Induced Drag, Wing Tip, Ground Effect.

1. INTRODUÇÃO

A crescente necessidade de reduções no consumo de combustível e o aumento de performance de aeronaves carregando uma maior carga útil, utilizando menor potência, mostraram a necessidade de pesquisar-se a redução de todas as formas de arrasto.

Uma forma que oferece considerável potencial para redução, é o arrasto induzido que, para a maioria das aeronaves de transporte, é responsável por aproximadamente 30% do valor total do arrasto em voo de cruzeiro, podendo alcançar 50% em condições de alta sustentação.

Em se tratando de aeronaves para uso agrícola, o estudo da redução do arrasto induzido está relacionado com a eficiência do processo de deposição de defensivos em lavouras, uma vez que os vórtices das pontas da asa, influenciam muito esta operação, restringindo a largura útil da faixa de deposição (comprimento total do dispositivo de pulverização, em relação à envergadura da asa), obrigando à um maior número de operações (passagens em voo rasante), numa mesma área. Logo, fica evidente que, reduções na intensidade destes vórtices e/ou seu afastamento (implicando numa redução do arrasto induzido), promovem menor influência do vórtices no processo de deposição, aumentando a largura da faixa e diminuindo o número de passagens.

O meio mais eficiente de reduzir o arrasto induzido numa aeronave existente, é a modificação das pontas de sua asa. Mas, em se tratando do projeto de uma nova asa, formato em planta e torção geométrica apropriados trazem benefícios que, se forem empregados em conjunto com um modelo de ponta de asa adequado, permitirá à esta aeronave possuir menor área alar e peso vazio; portanto, maior rendimento aerodinâmico (razão L/D) em todas as condições de voo.

Modificações nas pontas de uma asa, podem reduzir o arrasto induzido através do afastamento dos vórtices das pontas, em relação ao eixo longitudinal da aeronave (aumento do alongamento efetivo da asa), e/ou através da redução de intensidade

destes vórtices. Alguns modelos de pontas, aproveitam o fluxo de ar espiralado nesta região, para gerar uma tração adicional, reduzindo o arrasto total.

O presente trabalho estudou, através de ensaios experimentais em túnel de vento, as modificações nas características aerodinâmicas de uma asa, para avião agrícola, impostas por vários tipos de ponta pesquisados. Para tal, utilizou-se um modelo de asa (semi-envergadura) em escala 1:12.5, do avião agrícola EMB-202 'Ipanema', projetado, desenvolvido e produzido no Brasil. Para aproximar-se da realidade de operação desta aeronave, todas as configurações de pontas foram reensaiadas na proximidade de uma placa plana, à 0,20m, simulando o efeito devido à presença do solo, que ocorre durante a passagem em vôo rasante.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. INTRODUÇÃO

Esta revisão bibliográfica apresenta um apanhado geral de diversos estudos desenvolvidos, sobre modificações em pontas de asa, cujo objetivo principal era reduzir o arrasto induzido e, portanto aumentar a performance. No caso de aviões para o uso agrícola, modificações nas pontas da asa que trazem melhoria na performance aerodinâmica, são desejáveis mas, o posicionamento dos vórtices devido às estas pontas é fundamental. O objetivo deste trabalho foi estudar o desempenho de algumas pontas de asa, para o uso em aviões agrícolas.

2.2. O AVIÃO AGRÍCOLA

Um avião agrícola possui características singulares. Projetado para ser um ‘trator alado’, pois são utilizados para efetuarem a deposição de defensivos agrícolas sobre grandes áreas, estas aeronaves são estruturalmente robustas e aerodinamicamente pouco sofisticadas.

Além de operarem em pistas rudimentares, e quase sempre muito carregado, as condições de voo são muito exigentes. Durante a manobra de aplicação de defensivos, chamada ‘passagem’, o avião voa à uma altura do solo local, entre 3m e 5m. Após, efetua uma manobra chamada ‘balão’, que consiste em subir acentuadamente, fazer uma curva bem inclinada (girando 180°), e mergulhando para nova passagem à baixa altura.

Sua estrutura deve suportar as severas condições de operação e seu projeto aerodinâmico deve, além de garantir performance adequada, permitir que, em caso de avarias, a aeronave possa ser reparada e colocada em condições de vôo, fácil e rapidamente, em centros de manutenção pouco equipados. Maiores detalhes sobre o avião agrícola, podem ser encontrados em MORETTI (1997).

2.3. A APLICAÇÃO AGRÍCOLA

O sistema para a aplicação de defensivos, utiliza bicos injetores, dispostos ao longo da envergadura da asa, posicionados logo abaixo do bordo de fuga. Portanto, ao efetuar a aplicação dos defensivos durante a ‘passagem’, o avião deixa atrás de si uma faixa de deposição.

Os vórtices gerados nas pontas da asa, influenciam muito a uniformidade da faixa de deposição do defensivo. Estes vórtices, devido à sua natureza, dispersam uma considerável parte do produto que é deixado pelos bicos injetores localizados na parte mais externa da asa. Neste caso, a envergadura aproveitável para instalação dos bicos injetores, fica reduzida, diminuindo a largura da faixa útil de deposição, obrigando á um maior número de passagens, numa determinada área. Observa-se, portanto, maiores perdas de produto, gastos de combustível, tempo, perda de eficiência do processo, etc.

Modificando-se as pontas de uma asa, pode-se aumentar o alongamento efetivo desta, através do afastamento dos vórtices do eixo longitudinal da aeronave e/ou reduzir-se a intensidade destes vórtices (beneficiando a redução do arrasto induzido em ambos os casos), e isto traduz-se em aumento da envergadura útil para a instalação dos injetores. Portanto, ter-se-á aumento da largura da faixa de deposição, redução do número de passagens, etc. A Figura 2.1 na página 5, apresenta o avião agrícola EMB-202 ‘Ipanema’ durante uma pulverização. A Figura 2.2 (pág. 5) apresenta o esquema das manobras (‘passagens’ e ‘balões’) sobre uma área agrícola.

FIGURA 2.1. EMB-202 'Ipanema' pulverizando, na manobra chamada 'passagem'.

FIGURA 2.2. Esquema de manobras sobre uma área à ser pulverizada.

2.4. O ARRASTO INDUZIDO

Um corpo que se desloca numa massa fluida, está sujeito à uma força que contraria seu movimento. Esta força é denominada arrasto. O arrasto é composto por vários componentes, cada qual contribuindo para o valor total desta força. Conforme a forma do corpo em questão, as características do fluido, e o regime de escoamento, cada componente pode contribuir de modo diferente.

O arrasto induzido é uma componente do arrasto, intimamente ligada com o mecanismo físico de geração de sustentação em corpos (principalmente asas) tridimensionais.

Ao estudar-se as características de uma asa de envergadura finita, verifica-se que estas são um pouco diferentes das propriedades do perfil que a compõem. Na verdade, o fluxo ao redor de um perfil é bidimensional e, numa asa, é tridimensional. Portanto, numa asa, existe uma componente do fluxo, na direção de sua envergadura .

O mecanismo físico de geração de sustentação está baseado nas diferenças de pressão entre o intradorso e o extradorso da asa. No intradorso, tem-se uma pressão mais alta que no extradorso. Na região das pontas da asa, o ar sob maior pressão tende à escapar para a região superior (menor pressão), gerando aí, uma circulação de ar. Logo, o ar sob a asa, possui uma componente de velocidade transversal (direção da envergadura), dirigida para a ponta. Na região superior, esta componente é dirigida para a raiz da asa. A Figura 2.3, na página 12, apresenta este mecanismo.

A circulação de ar criada na ponta da asa, ao ser somada com a velocidade do fluxo livre (ou velocidade de vôo), gera um vórtice nesta região, prolongando-se para trás. Estes vórtices, apresentados esquematicamente na Figura 2.4, página 12, e ilustrados na Figura 2.5, página 13, induzem à um componente de velocidade no ar, dirigido para baixo, nas vizinhanças da asa. Este componente é chamado “downwash”.

O ângulo de ataque é formado entre a corda do aerofólio e a velocidade do fluxo livre. Sendo este componente de velocidade do ar, dirigido para baixo, então a soma destas resultará numa velocidade levemente descendente, diminuindo portanto,

o ângulo de ataque do aerofólio. A força de sustentação deve ser sempre perpendicular à velocidade resultante. Logo, para manter esta propriedade, esta força sofrerá uma inclinação para trás, de mesmo ângulo do de ataque efetivo.

A força de sustentação apresentará agora, uma componente de direção contrária ao deslocamento da asa, portanto arrasto. À este, denomina-se arrasto induzido. A Figura 2.6, na página 14, demonstra este mecanismo.

2.4.1. TEORIA DA LINHA DE SUSTENTAÇÃO

A primeira teoria para prever, de forma prática, as características aerodinâmicas de uma asa finita, foi desenvolvido por Ludwig PRANDTL (1921), em Göttingen, Alemanha. A utilidade desta teoria é tão grande, que até hoje é utilizada para cálculos preliminares das características de asas finitas.

Na análise das propriedades de sustentação, uma asa pode ser considerada equivalente à um vórtice ao longo da envergadura, posicionado na linha de quarta corda. Ou seja, a asa pode ser substituída por um “vórtice colado”, ou “linha de sustentação”. Pelo teorema de Kutta-Joukowski:

$$L = \rho \cdot V \cdot K \quad (2.1)$$

Portanto, este “vórtice colado”, produzirá sustentação uniforme ao longo da envergadura. Mas, em concordância com o teorema de Helmholtz, este vórtice não pode terminar nas pontas da asa; ele deve continuar, como dois vórtices livres, à partir das pontas, para trás, em direção ao infinito. Esta configuração é denominada “vórtice ferradura” e é apresentada na Figura 2.7, página 14.

No entanto ao redor de uma asa real, a sustentação e a intensidade do “vórtice colado” correspondente, não é uniforme ao longo da envergadura. Satisfazendo o teorema de Helmholtz, pequenos filamentos de vórtice, são extraídos do “vórtice colado”, diminuindo sua intensidade, portanto a correspondente sustentação da asa, à partir do plano central desta, em direção às pontas. A Figura

2.8, página 15, demonstra este sistema. O efeito integrado, é a produção de uma componente de velocidade do ar, direcionado para baixo na região entre as pontas, ao longo, e atrás da asa (“downwash”).

Pode-se demonstrar que o arrasto induzido, pode ser equacionado como:

$$C_{Di} = C_L^2 / (\pi \cdot AR_w \cdot e) \quad (2.2)$$

onde ‘e’ é denominado índice de eficiência de Oswald. O maior valor para ‘e’, é a unidade ($e = 1$), sendo, neste caso, encontrado para carregamento elíptico. Nota-se que, sem sustentação, não há arrasto induzido. Daí sua denominação. Nota-se ainda que, o arrasto induzido reduz com o aumento do alongamento (AR_w) da asa, e vice-versa.

2.4.2. REDUÇÕES NO ARRASTO INDUZIDO

Muito tem-se pesquisado, para reduzir-se o arrasto induzido. Reduções no arrasto induzido, sempre foram perseguidas, pois reduzem a potência necessária do grupo moto-propulsor (portanto, maior economia de combustível), aumentam a performance da aeronave em cruzeiro, e na fase mais crítica, que é a decolagem e a subida para o nível de vôo. O arrasto induzido contribui entre 30% e 50% do arrasto total da aeronave.

Analisando-se a equação (2.2) acima, que define o arrasto induzido, verifica-se que, para uma dada sustentação, pode-se reduzi-lo através do aumento do índice de eficiência de Oswald (‘e’), ou do alongamento da asa (AR_w). Melhorar o índice de Oswald, implica no reprojeto da asa, alterando seu formato em planta e/ou torção geométrica, para aproximar seu carregamento, ao do elíptico. Entretanto, aumentando-se a AR_w de uma asa, verifica-se sensível redução no arrasto induzido, com melhoria no índice de eficiência. Isto pode ser observado, simplesmente aumentando a envergadura da asa. Mas, esta solução esbarra em problemas

estruturais, principalmente no momento fletor na raiz da asa (M_{fr}), que exigiriam reforços em sua estrutura.

Reduções no arrasto induzido, podem também ser obtidos através de modificações nas pontas da asa. Algumas modificações, deslocam os vórtices das pontas para fora, afastando-os do eixo longitudinal da aeronave, aumentando, portanto, o alongamento efetivo da asa e reduzindo o “downwash”. Outros modelos, além de deslocarem os vórtices para fora (em alguns casos, para cima), aproveitam o escoamento de ar espiralado, que ocorre nas pontas, para criarem uma força de tração adicional, que pode reduzir o arrasto total, em uma determinada condição de voo, para o qual foi projetada. O maior exemplo é o modelo de ponta de asa conhecido como “winglet”, que obteve sucesso nos modernos jatos de transporte comercial.

No caso de um avião em operação agrícola, durante a passagem, devido à baixa altura, a asa sofre ação do efeito solo. Este efeito, por si só, beneficia as características aerodinâmicas da asa, oferecendo maior sustentação, pois aumenta o ângulo de ataque efetivo da asa (“upwash”), e reduz o arrasto induzido, porque a imagem refletida do vórtice pelo solo, induz à uma componente de velocidade do ar, para cima, reduzindo a intensidade da componente direcionada para baixo (“downwash”).

2.5. OUTRAS COMPONENTES DO ARRASTO TOTAL

Tendo este trabalho o objetivo de estudar as alterações no arrasto induzido impostos por modificações nas pontas de uma asa, os resultados experimentais apresentados, na realidade, referem-se ao arrasto total. Portanto, apresenta-se aqui, uma idéia sobre as demais componentes do arrasto.

2.5.1. ARRASTO À FRICÇÃO

Está relacionado com a tensão de cisalhamento, existente nas camadas do fluido, na proximidade da superfície do corpo. A camada adjacente à superfície, não desliza em relação à esta (condição de não deslizamento); portanto sua velocidade é a mesma do corpo. A camada imediatamente adjacente à esta, sofre algum deslizamento em relação à primeira. Portanto, sua velocidade é ligeiramente menor. As camadas sucessivas vão sofrendo decréscimos no valor de suas velocidades, até não mais ocorrerem deslizamentos entre si, ou seja a diferença de velocidades é zero. Estas diferenças de velocidade, são as responsáveis pela criação de tensões de cisalhamento (atrito) nestas camadas, na direção tangencial à superfície, no sentido contrário ao deslocamento do corpo, dificultando seu avanço.

Para reduzir-se este componente, pode-se diminuir a área do corpo exposta ao escoamento, tornar sua superfície extremamente lisa, e/ou projetar a forma do corpo de maneira à, sua camada limite, permanecer laminar na maior parte da superfície.

2.5.2. ARRASTO DE PRESSÃO

O arrasto de pressão está relacionado com a distribuição de pressão à que está sujeita a superfície do corpo. Conforme seu formato, uma partícula fluida deslocando-se nas proximidades da superfície, encontra velocidades diferentes, portanto diferenças de pressão entre pontos (gradiente de pressão). Estando essa partícula sujeita ao gradiente de pressões adverso (variação positiva da pressão ao longo da superfície, no sentido do escoamento), e à tensão tangencial, ela irá diminuindo sua velocidade até perder sua aderência à superfície, quando então ‘descolará’. À partir deste ponto, ocorre a formação da esteira, que é uma região de baixa pressão. A diferença entre as pressões na partes anterior e posterior do corpo, produz uma força contrária ao deslocamento, que é o arrasto de pressão.

Uma forma de reduzir-se este componente, é promover-se, ao longo da superfície, camada limite turbulenta pois, por possuir maior energia cinética que a laminar, será mais resistente ao descolamento.

2.5.3. ARRASTO POR ONDA DE CHOQUE

Este componente da força de arrasto está relacionado com as altas velocidades do escoamento, onde os efeitos da compressibilidade do ar não podem ser ignorados. Geralmente são considerados em regimes de escoamento à partir do número de Mach 0,35. Em regime transônico (velocidades próximas à do som), seus efeitos são mais acentuados, e um dos meios de minimizá-lo é através da regra das áreas, pesquisado por R. T. Whitcomb. Esta regra diz que, a distribuição de área da secção transversal, ao longo do eixo longitudinal da aeronave, deve ser suave (melhor se constante). Desta forma, previne-se a formação de grandes ondas de choque, favorecendo a existência de ondas de choque suaves. Este favorecimento se traduz em queda do valor do coeficiente de arrasto em regime transônico, à metade.

FIGURA 2.3. Fluxo de ar ao redor de uma asa finita. (*De Anderson, John D. (1991), Fundamentals of Aerodynamics, McGraw - Hill, 2 ed., p. 316*)

FIGURA 2.4. Vórtices de pontas de asa (*De Anderson, John D. (1991), Fundamentals of Aerodynamics, McGraw - Hill, 2 ed., p. 317*)

FIGURA 2.5. Visualização dos vórtices de pontas de uma asa retangular, em um túnel de fumaça. (*De Van Dyke, Milton (1982), An Album of Fluid Motion, Parabolic Press, Stanford*).

FIGURA 2.6. Efeito do “downwash” no fluxo local ao redor de um aerofólio.

(De Anderson, John D. (1991), Fundamentals of Aerodynamics, McGraw - Hill, 2 ed., p. 318)

FIGURA 2.7. Substituição de uma asa finita por um vórtice colado. (De Anderson, J.D. (1991), Fundamentals of Aerodynamics, McGraw - Hill, p. 325).

FIGURA 2.8. O vórtice ferradura (*De Houghton & Carpenter (1993) Aerodynamics for Engineering Students, Halsted Press, N.Y., 4 ed., p. 269*)

2.6. ASPECTOS GERAIS

HENDERSON E HOLMES (1989), apresentam uma perspectiva histórica dos trabalhos de pesquisa desenvolvidos sobre arrasto induzido, desde os primórdios da aviação até o presente. Este "passeio" pela história, inicia-se nas teorias formuladas por Lanchester, Prandtl, Munk e Jones, que fazem parte da teoria aerodinâmica clássica. Com a evolução dos métodos computacionais, a teoria clássica pôde ser mais amplamente utilizada, através do método dos painéis, "vórtice lattice", etc. Entretanto, para serem mais exatas, precisam levar em consideração a deformação sofrida pela esteira. Portanto, tornou-se necessário, em algumas situações, teorias mais coerentes com os fenômenos observados e, é neste caso que se emprega a teoria de esteiras não-planas. Baseados nesta teoria, pesquisas tem sido feitas com o objetivo de reduzir-se o arrasto induzido e, Henderson e Holmes destacam os trabalhos de VIJGEM (1989a) et al. Com as pontas de asa chamadas "sheared", que procuram aproximar o formato em planta de uma asa curvada para trás (lua crescente), indicada por VAM DAM (1987) como sendo capaz de produzir arrasto induzido menor que a asa elíptica, conforme a teoria clássica. Destacam também, o trabalho efetuado pelo mesmo VIJGEM (1989b) et al., com bordos de fuga de formato serrilhado. Esta configuração apresentou menor arrasto que a asa básica (portanto maior L/D), sendo que as maiores reduções no arrasto, foram à pequenos ângulos de ataque (menores C_L). A razão $L/D_{\max}$ foi aumentada em 5%. Este dispositivo parece afetar o arrasto de perfil variável com a sustentação (C_{Dp}), ou seja, o arrasto induzido 'com a forma'. Muitas pesquisas concentram-se na redução do arrasto induzido através de modificações nas pontas de asa. Nesta região, os vórtices de esteira possuem intensidade máxima. Portanto, são os que mais influenciam o arrasto induzido, cuja resultante encontra-se nas proximidades da linha central da asa. Logo, se estes vórtices forem afastados do eixo longitudinal ou tiverem sua intensidade reduzida, menor será a velocidade induzida para baixo ("downwash"), reduzindo-o e, portanto, reduzindo também o arrasto induzido. Vários destes dispositivos pesquisados são apresentados à seguir, pois são a base desta revisão bibliográfica.

2.7. "SHEARED TIPS"

(ponta de asa com formato semelhante à lâmina de um estilete)

VIJGEM (1989) et al. apresentam resultados experimentais para validação de dados computacionais de pontas denominadas "sheared tips". Estas pontas possuem formato triangular, com grande enflechamento (β_T) e afilamento (λ_T); a corda de sua raiz (c_{Rt}) coincide com a da ponta da asa (c_{Tw}), e sua extremidade está posicionada atrás do bordo de fuga desta. São superfícies espessas e colocadas no mesmo plano da asa. A Figura 2.9 (pág. 30) apresenta esta configuração. O objetivo da "sheared tip" é aproximar o formato em planta, de uma asa geometricamente retilínea, com a de uma asa curvada para trás, (forma de lua crescente) que, conforme mostrado por VAM DAM (1987), pode apresentar arrasto induzido menor do que a asa de formato elíptico (conhecida por apresentar o menor C_{Di} , de acordo com a teoria clássica). Os resultados apresentados mostraram um aumento na razão L/D_{max} de 4.6%, correspondendo à um acréscimo de 3.3% na eficiência aerodinâmica. Não sofreram alteração significativa C_{Lmax} , α_{Wmax} e comportamento no estol. Esta configuração apresentou ainda, aumento nos coeficientes de estabilidade longitudinal e lateral de 12% e 20%, respectivamente.

2.8. "WINGLETS"

(ponta de asa formada por pequena asa, colocada próxima à posição vertical)

WHITCOMB (1976) descreve uma metodologia para projeto de "winglets", e apresenta resultados experimentais de ensaios em túnel de vento de um meio modelo em escala equipado com "winglet", projetada para Mach 0.78 e C_L 0.44 (condições de voo de cruzeiro de jatos comerciais). Comparou-se estes resultados com o modelo equipado com extensão na ponta da asa, calculada para fornecer o mesmo momento fletor na raiz (M_{Rt}), daquela equipada com "winglet". Os dados mostraram que a adição da "winglet", reduziu em 20% o arrasto induzido e aumentou a eficiência

(L/D) da asa em 9%. O ganho de eficiência na asa com extensão, fora de 4%. O aumento no momento de arfagem (C_M) foi menor que o produzido pela asa com extensão. A adição de "winglet" na porção frontal e inferior da ponta da asa, pouco altera a performance medida sem este dispositivo, em pequenos ângulos de ataque. Entretanto melhoram a razão L/D em altos ângulos de ataque pois, nesta situação, direcionam melhor o escoamento para a "winglet" superior. A Figura 2.10 (pág. 30) apresenta esta configuração.

HOLMES (1980) et al. apresentam resultados de investigações em vôo, do efeito de "winglets" em uma aeronave leve, mono motora, de uso geral. A "winglet" possuía uma razão de aspecto (AR_T) de 1.65, razão de afilamento (λ_T) 0.5 e ângulo de enflechamento à um quarto da corda (β_T) 30° . Os resultados obtidos demonstraram que, com a adição das "winglets", o fator de eficiência de Oswald (e) aumentou 13% e a razão L/D_{max} 11%. Os testes mostraram também, os benefícios patrocinados pelas "winglets" na qualidade de manejo à altos ângulos de ataque.

JOHNSON JR. (1979) et al. apresentam resultados experimentais efetuados em túneis de vento, com modelos de aeronave agrícola em escala real e reduzida, equipadas com "winglets" e difusores de vórtice. Estes ensaios visaram a alteração do posicionamento dos vórtices de ponta de asa, para que estes reduzissem seus efeitos sobre a faixa de deposição. Os dados obtidos mostraram que a utilização de difusores, reduziu o C_{Lmax} e incrementou o arrasto proporcionalmente ao tamanho deste. Para alcançar-se o objetivo proposto, os difusores devem ser defletidos perpendicularmente à direção do vôo; entretanto, a potência necessária para equilibrar este aumento no arrasto, condena seu uso. Para exemplificar tal situação, os dados mostraram que a aeronave equipada com difusores de vórtice de área equivalente à 2% da área da asa (S_w), voando com C_L 0.7, necessita aproximadamente 80 HP adicionais. Os ensaios com "winglets", demonstraram que este dispositivo é mais efetivo para reduzir a influência dos vórtices na faixa de deposição de defensivos, deixados pelo avião agrícola. A "winglet" desloca para cima o posicionamento dos vórtices de ponta de asa. Os dados mostraram que as "winglets" incrementam o C_L em qualquer ângulo de

ataque, porém o C_D sofre aumento para pequenos ângulos de ataque e redução para α maiores. Verificou-se também a estabilidade e qualidade de manejo da aeronave equipada com "winglets", e constatou-se que apesar do aumento do diedro efetivo da asa pela adição destes, houve uma deterioração no comportamento estável do avião, principalmente nas proximidades do ângulo de ataque utilizado na passagem. Para reduzir estes efeitos, vários métodos foram sugeridos e ensaiados, destacando-se a instalação do "winglet" inclinado para dentro da asa, que não prejudica a melhoria das características aerodinâmicas, nem o posicionamento benéfico obtido com a "winglet" inclinada para fora. A Figura 2.11 (pág. 31) apresenta o desenho em três vistas do avião Ayers "Thrush" equipado com "winglets".

2.9. "TIP SAILS"

(pontas de asa que desempenham papel semelhante às velas de um barco veleiro)

SPILLMAN (1978) (1987) apresenta resultados referentes à ensaios em túnel de vento e em vôo, de pequenos aerofólios instalados nas pontas de uma asa, chamados "sails". Estes dispositivos aproveitam o fluxo de ar inclinado para cima e para trás nas pontas da asa, para gerar uma resultante aerodinâmica cuja componente horizontal está orientada na direção de deslocamento da asa, ou seja uma tração. O ângulo de inclinação do fluxo de ar nas pontas da asa, diminui com o distanciamento radial à partir desta; portanto, para um melhor aproveitamento do fluxo, a geometria do "sail", deve ser torcido e afilado ao longo de sua envergadura, sendo na raiz altamente curvado e na ponta, plano. Sendo este projetado para um determinado ângulo de ataque da asa, descolamentos do fluxo podem ocorrer em pequenos ângulos. Para prevenir tal situação, instalam-se vários "sails" em cascata, dispostos em espiral inversa ao do fluxo de ar na ponta, onde o aerofólio à frente e à cima, direciona o escoamento para o "sail" seguinte, através dos efeitos do "downwash" (ω). Este posicionamento evita também, que o "sail" permaneça dentro da esteira dos que estão à sua frente. A Figura 2.12 (pág. 32) apresenta esta configuração. O fator

K_{ef} (1/e) apresentou reduções de 12% para um único "sail" e, até 29% para três "sails" em cascata. Estas reduções foram confirmadas por ensaios em vôo. Testes em túneis de vento com diversas configurações mostraram que o melhor arranjo é: três "sails" em cascata, instalados na metade posterior da corda da ponta da asa, sendo o aerófolio central posicionado horizontalmente, e o ângulo diedral (γ_T) dos demais, variando entre 15° e 20°. Nesta posição, os efeitos do "downwash" se mostraram minimizados. Geometricamente, estes dispositivos devem ser bastante curvados na raiz (câmber aproximado 20°), simétricos na ponta, corda da raiz (c_{Rt}) aproximadamente 16% da corda da ponta da asa (c_{Tw}) e envergadura entre 25% e 30% do c_{Tw} . Ensaios em vôo foram feitos especificamente para a aplicação agrícola, onde mediu-se a quantidade de 'spray' depositado acima da altura de vôo da aeronave, como meio de determinar-se a intensidade do vórtice e seu efeito sob a faixa de deposição. Reduções de até 60% na quantidade de 'spray' disperso pelos vórtices foram observadas para a aeronave equipada com três "sails" em cascata, comparativamente à outros tipos de pontas, demonstrando grande redução na intensidade do vórtice, e suas conseqüências.

2.10. "DELTA TIP"

(ponta de asa semelhante à uma asa em delta)

TRAUB (1994) (1995) apresenta resultados referentes à uma investigação experimental, em túnel de vento, sobre pontas chamadas "delta sails". Este tipo de ponta de asa é uma pequena asa em delta e, sendo posicionada à pequenos ângulos de ataque, produz sustentação ou seja, forma em seu extradorso vórtices intensos gerando menor pressão que no intradorso. Este tipo de asa independe do número de Reynolds (Re), pois não requer a aderência do escoamento sobre a superfície. Primeiramente efetuaram-se ensaios para "delta sails" alocadas na porção posterior da ponta da asa, em posição horizontal, coincidente à linha de corda, conforme Figura 2.13 (pág. 32). Nesta etapa comparou-se o desempenho entre pontas com ângulos de enflechamento (β_T) diferentes (60°, 65°, 70°) e razão de afilamento (λ_T) para o

maior enflechamento (0, 0.2, 0.4), comparando-se os resultados com os apresentados para uma asa básica de mesma razão de aspecto (AR_w). Os dados mostraram um aumento na performance e eficiência com a aplicação de "delta sails" à uma asa. O maior incremento na sustentação, fora obtido com a ponta mais enflechada (70°), onde o aumento na razão $dC_L/d\alpha$ e no C_{Lmax} , foram respectivamente 7.94% e 4.94% sobre a asa básica. A "delta sail" com maior razão de afilamento ($70^\circ, 0.4$), apresentou um incremento de 7.6% no fator de eficiência de Oswald (e). Verificou-se também, um incremento no momento de arfagem (C_M). Posteriormente, Traub verificou os efeitos da aplicação de duas pontas, alocadas na linha de corda da asa, horizontalmente, em tandem, como na Figura 2.14 (pág. 33), variando-se seus ângulos de incidência (α_T em $0^\circ, 6^\circ, 9^\circ$) por igual, e os comparando com os dados obtidos para uma asa básica de mesma razão de aspecto (AR_w). Comparou-se também com os resultados de uma única "delta sail" colocada na porção traseira, com ângulo de incidência (α_T) fixado em 9° . Verificou-se portanto, aumento no C_{Lmax} , mas não houve alteração sensível na razão $dC_L/d\alpha$, em relação à asa básica. Reduções no arrasto, foram observados para baixos C_L 's (0 à 0.37) para "delta sails" incidindo à 6° e 9° . A utilização de um único "delta sail" resultou em uma queda na performance em relação à asa básica. Os efeitos sobre o momento de arfagem (C_M) são pequenos para baixos C_L 's, entretanto para valores maiores, o momento aumenta.

2.11. "STRAKE TIP"

(pontas de asa com formato semelhante à uma pequena navalha)

MA (1987) apresenta resultados experimentais onde verificou-se os efeitos de pontas chamadas "strakes". Estas possuem forma semelhante à "delta sails", mas as semelhanças cessam aí. "Strakes" são aerófolios espessos e Ma os instalou com ângulo diedral elevado (γ_T variando de 47° à 53°). O ângulo de enflechamento (β_T) foi fixado em 75° . Esta configuração é apresentada na Figura 2.15 (pág. 33). Os ensaios foram realizados com nove asas diferentes, sendo quatro retangulares (AR_w entre 2 e 5) e cinco afiladas (razão de afilamento λ_w variando entre 0.33 e 0.66); todas

sem torção. Os resultados demonstraram incremento na sustentação (C_L) e na razão $dC_L/d\alpha$. "Strakes" deslocam o posicionamento do vórtice para fora, aumentando a razão de aspecto efetiva da asa. Consequentemente reduzem o arrasto induzido. A razão L/D incrementou, pois uma asa com maior razão $dC_L/d\alpha$, necessita de menor ângulo de ataque para um dado C_L , reduzindo portanto o arrasto de pressão. O aumento percentual na razão L/D, relativo à asa básica, foi 7% para asa retangular de AR_w 5 e 9% para asa de AR_w 2, para pequenos C_L 's. Para C_L 's maiores, o incremento fora de 14.4% na asa de AR_w 5 e 26.7% para a asa de AR_w 2. Este resultado favorável à asa de menor razão de aspecto, deve-se ao fato que a intensidade do vórtice gerado pelo "strake", é constante, e independe da razão de aspecto da asa; mas, sua influência é proporcionalmente maior em asas de AR_w reduzidas, pois influenciam maior área relativa no extradorso da asa. Asas afiladas, apresentam os mesmos benefícios. Mas considerou ainda, variações no alcance de uma aeronave, levando-se em conta aumentos no peso desta, devido ao reforço estrutural exigido na instalação de "strakes", e concluiu que aviões de transporte com asas retangulares, com razão de aspecto 5 ou 2, obteriam um aumento em seu alcance de 8.1% e 15.2%, respectivamente.

2.12. DIFUSORES DE VÓRTICE

HACKETT (1980) apresenta resultados experimentais, obtidos com a instalação de difusores de vórtice, atrás do bordo de fuga da ponta da asa. A idéia central deste modelo, consiste em aproveitar o fluxo diagonal existente na ponta da asa, para gerar tração, como nas "winglets" e "sails". Entretanto, seu deslocamento para trás da asa, deve-se à menor influência entre eles, não afetando a atuação do aileron, no caso de glissadas. Além disso, difusores grandes, podem ser usados efetivamente, onde aproveitam o maior diâmetro do vórtice. A Figura 2.16 (pág. 34) apresenta estes difusores. Os ensaios foram realizados para diferentes configurações de difusores, individuais ou em conjunto. Mas, o melhor resultado foi obtido para um único difusor, posicionado para cima à 110° , à partir do plano da asa. Difusores

apresentam reduções no arrasto induzido semelhantes à "winglets" entretanto, diminuem o momento fletor na raiz da asa (M_{IR}), enquanto "winglets" o aumentam. Nas mesmas condições de ensaio, a redução no arrasto fora de 8% em relação às "winglets", e maiores que 8%, em se tratando de asa básica.

2.13. TURBINAS

ABEYOUNIS (1990) et al. apresentam resultados experimentais para turbinas montadas nas pontas da asa de um avião PA-28, para ensaios em vôo. Os testes foram efetuados com turbinas equipadas com quatro pás, onde estas podiam sofrer alteração em seu ângulo de ataque (Figura 2.17, pág. 34). Dois tipos de pás foram ensaiadas: com e sem torção geométrica ("washin"), sendo no primeiro caso adotado 15° . Este tipo de ponta tem por objetivo, reduzir o arrasto induzido e, aproveitar parte da energia dissipada no vórtice para gerar potência. A rotação da turbina foi controlada através de uma bomba hidráulica, que permitia rotacioná-la em várias velocidades, desde totalmente livre até completamente travada. Por motivos estruturais, somente a turbina sem torção fora ensaiada fixa. Neste teste, para o avião ajustado em cruzeiro, a maior redução no arrasto foi observado para o ângulo de ataque das pás posicionado em -4° . Aumentando-se este ângulo, este benefício vai reduzindo-se até 2.5° , onde o arrasto iguala-se ao da ponta básica do avião. Para a turbina em rotação, verificou-se que a maior redução no arrasto, devido à tração gerada em cada pá, seria com rotação zero (travada); já com a rotação máxima (livre), a redução no arrasto iguala o arrasto gerado por todo o conjunto, ou seja, não traz benefício algum. Este comportamento deve-se ao fato que, em rotação, o ângulo de ataque efetivo da pá diminui, reduzindo a componente aerodinâmica por ela gerada e, portanto, a tração. Verificou-se que a maior potência gerada, seria com a metade da rotação máxima. Nesta situação, a maior redução no arrasto, fora observado para o ângulo de ataque da pá ajustado à -4° , gerando 2 HP. Já para o ângulo à 2.5° , onde o arrasto iguala-se ao da ponta básica, a potência gerada pela rotação da turbina, foi de 6 HP. Os ensaios

mostraram também, redução no "downwash", devido ao parcelamento do vórtice da ponta da asa, pelas pás.

PATTERSON E BARTLETT (1987) apresentam resultados experimentais dos efeitos da instalação de um motor turbohélice, em configuração "pusher", na ponta da asa. Utilizaram um modelo, em escala, com asa de perfil simétrico, retangular e sem enflechamento. O ângulo de ataque (α) fora variado de -2° à 4° , à um numero de Mach 0.70. Os resultados indicam uma significativa redução no arrasto induzido, devido à interação do vórtice com o turbohélice, pois o núcleo do vórtice é interrompido pela esteira da hélice, dissipando-o. Portanto, reduz o "downwash", logo o arrasto induzido. O fato da hélice estar girando imersa em um vórtice, pode melhorar sua eficiência.

2.14. "BLOWING TIP"

(pontas de asa sopradas)

LEE (1988) et al. apresentam resultados experimentais sobre alterações no fluxo na área da ponta da asa, pela introdução de um jato de ar nesta região. Efetuou-se a introdução de um plano de ar, com diversas angularidades e posicionamentos. Observou-se aumento proporcional na distribuição de sustentação ao longo da envergadura, pois a presença do sopro de ar, desloca o vórtice para fora e para cima, independente da configuração, aumentando a razão de aspecto efetiva da asa. Excetuando-se o caso do jato saindo num plano horizontal, todas as demais configurações apresentaram a formação de um vórtice secundário, que aumentam sua intensidade à pequenos ângulos de ataque. Estes retém, parcialmente, a quantidade de movimento do jato de ar, diminuindo-lhe a capacidade de penetrar no fluxo livre. Portanto, alteram o carregamento da asa e ocasionam modificações no "downwash". Para altos ângulos de ataque, o vórtice secundário diminui sua intensidade e, é engolido pelo vórtice primário.

MINECK (1989) apresenta resultados de pesquisas relativas ao efeito ocasionado no fluxo sobre a asa, devido ao sopro de pequenos jatos de ar na região das pontas da asa. Verificou-se que, o vórtice da ponta é deslocado para fora, devido a sua interação com o jato de ar, aumentando a razão de aspecto efetiva da asa, reduzindo o arrasto induzido. Este conceito oferece flexibilidade suficiente para atuar de acordo com as várias condições de voo, podendo ser utilizado ou não.

2.15. PONTAS DE ASA DIVERSAS

DUAN (1992) et al. apresentam resultados experimentais de ensaios em túnel de vento para dois tipos de ponta ensaiadas. O primeiro tipo, trata-se de um anel tubular cujo comprimento variou entre 100% e 65% da corda da ponta da asa (c_{Tw}). O segundo, traz dois pequenos aerofólios colocados um sobre o outro, unidos por duas placas verticais e então, fixados à ponta da asa, de modo que os planos de cada aerofólio são paralelos entre si e ao plano da asa. Dos resultados obtidos, somente a asa equipada com anel tubular parcial (65% da corda), apresentou resultados satisfatórios. Esta configuração é apresentada na Figura 2.18 (pág. 35). A razão $dC_L/d\alpha$ não sofreu alteração, mas o C_{Lmax} reduziu-se. Reduções no arrasto, somente foram notadas, para altos ângulos de ataque (α), onde o autor apresenta um decréscimo de 4% à 8°. Com o ângulo de ataque à 11°, C_D reduziu em 9%. O autor acredita que, tal equipamento, possuiria maior aplicação às pontas de hélices de embarcações, como meio de evitar-se a cavitação presente nesta região aumentando, deste modo, o empuxo.

NICKS (1983) apresenta resultados experimentais de pontas planas que equiparam um modelo completo em escala 1:7, monoplane, asa alta. Ensaiou-se seis tipos diferentes, incluindo a ponta básica arredondada e a curvada para baixo. As demais eram extensões com pequenos detalhes que as diferenciavam entre si, como bordo de ataque enflechado positivamente à 6°, ou o bordo de ataque da porção externa da asa, na região dos ailerons, curvado para baixo (dropping leading edge).

Entretanto, estas tinham em comum, o intradorso cortado por um plano ascendente, com ângularidades entre 15° e 30° , à partir da horizontal, fazendo que a extremidade da ponta terminasse em forma de cunha ("sharp"). O objetivo de Nicks era de implementar a razão de subida, com o aumento do peso total da aeronave. Entretanto seus estudos foram além, onde ele observou também velocidade de estol, alcance, diedro efetivo, e visualizações do fluxo. Os resultados obtidos mostraram que as pontas "sharpeadas" aumentam a eficiência (índice "e" de Oswald), a razão de subida (parâmetro $C_L^{1.5}/C_D$), e a razão $L/D_{\max}$ e reduzem a velocidade de estol. Melhores benefícios foram obtidos para a ponta "sharpeada" à 15° . Tal comportamento deve-se ao fato que, o ar sob pressão no intradorso ao deslocar-se para fora, não consegue efetuar o contorno da ponta em direção ao extradorso, devido à alta angularidade. Portanto, favorece a formação do vórtice em posição mais externa, aumentando a razão de aspecto efetivo da asa, reduzindo o arrasto induzido.

RORKE e MOFFITT (1973) analisaram a performance de pontas denominadas "ogee", apresentadas na Figura 2.19 (pág. 35), bem como as características da esteira atrás de uma asa, com e sem estes dispositivos. Os resultados mostraram um aumento na razão $dC_L/d\alpha$ para a asa equipada com "ogee tip", e pequeno aumento no arrasto, mas melhoria na razão L/D . Esta ponta apresentou também, o vórtice mais difuso, quando comparado à asa básica. A maior velocidade tangencial medida neste vórtice, era somente 25% do valor encontrado nas medições da asa retangular.

2.16. ASA SEM PONTAS

HENDERSON (1975) et al. apresentaram resultados analíticos e experimentais para o conceito de asas unidas. Trata-se de transformar uma asa tridimensional, em bidimensional. Isto é feito através do uso de duas asas colocadas em tandem (a primeira à frente e abaixo da segunda) cujas pontas estão unidas por superfícies verticais. O princípio desta configuração é eliminar os vórtices das pontas,

deixando o "downwash" somente sob efeito da circulação da asa, reduzindo-o. Portanto, reduz o arrasto induzido. Os ensaios realizados à Mach 0.30, mostraram que, comparando-se o desempenho desta, com uma asa simples, tendo a mesma área em envergadura, o conceito em estudo possui menor arrasto induzido, portanto maior fator de eficiência de Oswald (e).

2.17. ESTUDOS COMPARATIVOS

KRAVCHENKO (1996) apresenta resultados experimentais comparativos entre "winglets", "sails", e pontas com formas complexas (como "sheared" e "strakes"). Estas configurações podem ser revistas nas Figuras 2.9, 2.10, 2.11, 2.12, 2.15. Seus estudos levam em consideração variações no regime de escoamento (número de Mach), ângulo de enflechamento da asa, além de características estruturais. Suas conclusões mostraram que a instalação de "winglets", apresentam maiores benefícios (razão L/D) para Mach até 1.0, pois acima deste valor, o arrasto de perfil aumenta, prejudicando a razão L/D_{max} . Algum benefício, mesmo que modesto, poderia ser obtido para regimes supersônicos, através da utilização de aerofólios finos para as "winglets"; entretanto, prejudicaria a razão L/D_{max} ao passar-se pelo regime transônico. "Winglets" aumentam moderadamente o valor do $C_{L,max}$, incrementam a estabilidade lateral, entretanto, aumentam o peso da aeronave, o momento de arfagem (C_M) e o momento fletor na raiz da asa (M_{fr}), além de serem praticamente impossíveis de serem instalados nos aviões de enflechamento variável e nas pás dos rotores de helicópteros. Pontas da asa com formas complexas, apresentam o benefício de reduzirem o arrasto de perfil (C_{Dp}), pois diminuem a área exposta ao escoamento; apresentam maior razão L/D_{max} quando comparada com uma asa de AR_w equivalente. Sua eficiência aerodinâmica (L/D) aumenta diretamente com o ângulo de enflechamento da ponta (β_T) para números de Mach subcríticos ($M < 0.6$). Mesmo para regimes supercríticos ($M = 0.85$), a eficiência é mantida, desde que o valor de enflechamento da ponta não exceda a faixa de valor ótimo (entre 50° e 60°). Sua instalação resulta, não somente no incremento da razão L/D , mas na diminuição

do momento fletor na raiz da asa, se bem que aumenta o momento de arfagem. Aplicação de "sails" nas pontas da asa, resultaram num aumento no momento fletor proporcional ao número de "sails" e à envergadura destes. Entretanto, este aumento foi substancialmente menor que o apresentado por uma asa básica de mesma envergadura. Ao comparar-se "sails" e "winglets", estes apresentaram mesmo nível de incremento na razão $L/D_{\max}$; entretanto, para altos C_L 's, "winglets" obtiveram maior eficiência, quando comparado à "sails" com ângulo de ataque (α_T) variável. "Winglets" demonstram maior $C_{L_{\max}}$ e razão $dC_L/d\alpha$, mas também, maior momento fletor na raiz da asa e momento de arfagem, fatores muito importantes em se tratando de asas enflechadas. Comparando-se "sails" com uma asa de mesma envergadura, verificou-se similaridade no $C_{L_{\max}}$ e na razão $dC_L/d\alpha$, mesmo para regimes supercríticos, com maior eficiência aerodinâmica (L/D) para asa equipada com "sails", em qualquer regime de escoamento (número de Mach) e, em variações no enflechamento da asa, demonstrando grande potencial do conceito utilizado.

2.18. EFEITO SOLO

STEINBACH e JACOB (1991) apresentam resultados de investigações experimentais e teóricas de asas sob efeito solo. Utilizou-se para tal, vários aerofólios, equipados ou não com "flap" e/ou "slat". Seus estudos demonstraram que uma asa na proximidade do solo, tem o $C_{L_{\max}}$ e $dC_L/d\alpha$ aumentados. Entretanto, em ângulos de ataque elevados e "flaps" estendidos, observou-se uma redução na sustentação, diretamente proporcional à aproximação do solo, devido às separações do fluxo no "flap" e, portanto, queda de sua efetiva atuação (efeito "decamber"). Já a asa equipada com "slats", apresentou ganhos na sustentação, melhores que os observados na asa básica, sob efeito solo. O centro de pressão sofreu deslocamento para frente ao aproximar-se do solo, estando a asa com "flap" e/ou "slat" estendidos; para asa básica, o deslocamento ocorre para trás. A presença do efeito solo, avança o ponto de separação da camada limite cada vez mais, ao reduzir-se a altura do vôo, promovendo aumento da esteira e, portanto aumento no arrasto de forma (C_{Dp}). O arrasto

induzido sofre redução ao aproximar-se do solo, contribuindo para queda no arrasto total, melhorando a razão L/D . Mas, para altos ângulos de ataque, o aumento no arrasto de forma sobrepõem o benefício apresentado pelo arrasto induzido, aumentando o valor total. Asas com grande razão de aspecto (AR_w), apresentaram queda no C_L , à medida que se aproximam do solo. Já asas de pequeno AR_w , mostraram ganho no C_L . Estas variações podem ser explicadas pelo efeito da imagem dos vórtices da esteira, refletidos pelo solo. Estes induzem à uma componente vertical para cima, contrariando o "downwash", aumentando o ângulo de ataque efetivo da asa. Portanto, maior será o efeito, à medida que reduz-se a altura de vôo e a razão de aspecto da asa, levando à reduções no arrasto induzido, beneficiando L/D , mesmo para asas de grandes AR_w .

SUH e OSTOWARI (1988) apresentam uma fórmula teórica aplicada às características aerodinâmicas de uma asa sob efeito solo. A equação apresentada, concorda com resultados experimentais, uma vez que leva em consideração, o fator de eficiência de Oswald (e). Tal concordância é verificada para valores de altura mínima à partir de $1/15$ do valor da envergadura da asa (b_w).

2.19. POSICIONAMENTO DO TRABALHO

Este trabalho é um estudo experimental, em túnel de vento, que estudou as variações nas características aerodinâmicas na asa de um avião agrícola, impostas por modificações em suas pontas. Os ensaios foram também efetuados, com o modelo próximo à uma placa plana, para simular o efeito solo. O perfil de asa utilizado é o mesmo perfil que equipa a aeronave 'Ipanema'. Entre as pontas apresentadas, foram selecionadas as que demonstraram simplicidade e boa performance e as bem testadas. Estas pontas de asa são: "winglet", "delta sail", e a ponta que atualmente (1997) equipa o avião 'Ipanema', que é curvada para baixo e denominada por ALMEIDA (1995) como tipo "Hoerner" (neste trabalho manteve-se esta nomenclatura). Esta ponta de asa pode ser observada nas Figuras 2.1 (pág. 5) e 3.1 (pág. 39).

FIGURA 2.9. Ponta de asa denominada “sheared”.

FIGURA 2.10. Ponta de asa denominada “winglet”.

FIGURA 2.11. Vistas do avião agrícola Ayers “Thrush” equipado com “winglets”.

FIGURA 2.12. Ponta de asa denominada “tip sails”.

FIGURA 2.13. Ponta de asa denominada “delta tip” única.

FIGURA 2.14. Ponta de asa denominada "delta tip" dupla.

FIGURA 2.15. Ponta de asa denominada "strake tip".

FIGURA 2.16. Ponta de asa denominada difusores de vórtice.

FIGURA 2.17. Avião PA-28 equipado com turbinas nas pontas da asa.

FIGURA 2.18. Asa equipada com anel tubular parcial.

FIGURA 2.19. Ponta de asa denominada “ogee tip”.

3. DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO

TIPO DE TÚNEL DE VENTO UTILIZADO	aberto, tipo N.P.L., propulsionado por motor de combustão interna.
SEÇÃO DE ENSAIOS	hexagonal, fechada, seção transversal $0,526 \text{ m}^2$, comprimento 1,63 m
VELOCIDADE DO FLUXO	30 m/s
FATOR DE ESCALA DO MODELO	1:12,5 proporcionando corda do aerofólio de 0,138 m.
ALONGAMENTO DO MODELO	2,82
NÚMERO DE REYNOLDS	270.000 (baseado na corda do aerofólio)
VARIAÇÃO DO ÂNGULO DE ATAQUE NOS ENSAIOS	de 0° à 15° .

3.1. INTRODUÇÃO

O presente trabalho analisou os efeitos nas características aerodinâmicas numa asa, ocasionados por diversos tipos de pontas fixas. Para este propósito, utilizou-se uma asa (semi-envergadura) em escala 12,5:1, com perfil semelhante ao empregado no avião agrícola EMB-202 'Ipanema'. O modelo reserva a mesma relação geométrica entre corda (c_w) e envergadura (b_w), presente nesta aeronave (alongamento). As pontas de asa ensaiadas, basearam-se em modelos exaustivamente pesquisados nas ultimas décadas, e que provaram produzir benefícios consideráveis.

Os esforços aerodinâmicos (sustentação e arrasto), foram medidos através de uma balança extensiométrica do tipo ferrão ("sting"), reformada e adaptada para as necessidades dos ensaios. Efetuou-se também, ensaios de visualização com o intuito de determinar-se o posicionamento dos vórtices de pontas de asa. Utilizou-se o túnel de vento LAE-1, de circuito aberto, pertencente ao Laboratório de Aeronaves do Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de São Paulo, campus de São Carlos.

3.2. EMBRAER EMB-202 'Ipanema'

Desenvolvido inicialmente pela Divisão de Projetos (PAR) do CTA e posteriormente pela então nascente EMBRAER, seguindo especificações do Ministério da Agricultura, o primeiro Ipanema realizou seu vôo inaugural em 30 de julho de 1970. Utilizava um motor Lycoming carburado, de 260 HP, com Hélice de passo fixo. Homologado pelo CTA em dezembro de 1971, o avião passou à ser fabricado pela EMBRAER sob a designação EMB-200. Logo em seguida (fevereiro de 1974) veio o modelo EMB-200A, com hélice de velocidade constante e rodas maiores. Com as asas e a empenagem fabricadas na vizinha AEROTEC, e a fuselagem tubular produzida pela Neiva, em Botucatu, o Ipanema continuou ser montado pela EMBRAER em São José dos Campos até 1981, passando por um processo de aperfeiçoamento contínuo mas lento demais, segundo os clientes deste mercado especializado. Surgiu assim o EMB-201 em fins de 1974, dotado de motor Lycoming à injeção IO-540, de 300 HP, com capacidade de carga aumentada de 500 kg para 750 kg, mantendo o mesmo "hopper" original de 680 litros. Em 1977, o modelo EMB-201A, incorporou uma asa com perfil modificado: *a aerofólio original da série NACA 23015, pouco apropriado para este tipo de aplicação, recebeu um bordo de ataque com uma concavidade no intradorso, visando melhorar as características de sustentação à baixa velocidade. E, as pontas de asa tornaram-se cônicas (defletidas*

para baixo, tipo Hoerner), tornando o avião mais competitivo contra os importados Cessna A-188 AgWagon e AgTruck, e Piper (Chincul) PA-25 Pawnee e PA-36 Brave. De 1981 em diante, o Ipanema passou gradualmente a ser fabricado pela Indústria Aeronáutica Neiva, em Botucatu. Foi porém o modelo EMB-202, introduzido no mercado em 1994 e já com sua engenharia totalmente concentrada na Neiva, que trouxe o maior número de soluções para as reclamações dos usuários do Ipanema: Cabina com novo sistema de ventilação filtrada, pressurização da fuselagem (para evitar entrada de produtos tóxicos) por tomada de ar na cauda, maior volume do "hopper" - 950 litros - mantendo-se a capacidade de carga (750 kg). Além disso o avião veio com dois tipos de motorização opcional: o tradicional Lycoming IO-540 e o novo Continental IO-550E, também com 300 HP a 2700 rpm, com fama de ser mais robusto e econômico (consumo e peças de reposição) apesar de possuir um TBO de 1600 horas contra 1800 horas do Lycoming, em trabalho agrícola. As Figuras 3.1 e 3.2 (pág. 39) apresentam o 'Ipanema' em vôo e sua respectiva ficha técnica.

FIGURA 3.1. Embraer EMB - 202 'Ipanema' (*Cortesia da Indústria Aeronáutica Neiva S.A.).*

MOTOR

Lycoming IO-540-K1J5D, 300 HP, 2700 rpm, 6 cilindros

TBO recomendado 1500 horas

Teledyne Continental IO-550E, 300 HP, 2700 rpm, 6 cilindros

TBO recomendado1600 horas

HÉLICE

Hartzel, velocidade constante (motor Lycoming).

McCauley, velocidade constante (motor Continental).

DIMENSÕES

Comprimento total7,43 m

Altura2,22 m

Envergadura11,69 m

PESOS

Máximo de decolagem, categoria restrita1800 kgf

Máximo de decolagem, categoria normal1550 kgf

Vazio básico1040 kgf

CAPACIDADE DOS TANQUES

Combustível utilizável 292 L

Produtos químicos (Hopper)950 L

VELOCIDADE (altitude à 5000 pés)*

	1550 kgf	1800 kgf
Cruzeiro, 75% PMC (VA)	209 km/h	204 km/h
Cruzeiro, 65% PMC (VA)	191 km/h	186 km/h
Estol, flape à 30° (VI)	80 km/h	88 km/h

ALCANCE (altitude à 5000 pés)

Regime de 65% PMC, sem reservas832 km

DISTÂNCIA DE DECOLAGEM

Nível do mar, pista pavimentada, com obstáculo de 15m, 1800 kgf.....564 m

DISTÂNCIA DE ATERRISAGEM

Nível do mar, pista pavimentada, com obstáculo de 15m, 1800 kgf.....476 m

PMC: Potência Máxima Contínua;

VA: Velocidade Aerodinâmica;

VI: Velocidade Indicada.

FIGURA 3.2. EMB - 202 'Ipanema' - FICHA TÉCNICA
(Cortesia da Indústria Aeronáutica Neiva S.A.)

3.3. MODELO DE ASA UTILIZADO

O modelo de asa empregado nos ensaios, é um perfil tipo NACA 23015 modificado no seu bordo de ataque (inclusão de "drooping leading edge"), que equipa o avião EMB-202 Ipanema. A escolha deste perfil recai no desejo de obter-se resultados aplicáveis especificamente à esta aeronave, visando melhorar seu rendimento durante o uso agrícola. O modelo de asa foi fabricado no próprio Laboratório de Aeronaves em madeira maciça, seguindo o desenho original do perfil, cedido pela Indústria Aeronáutica Neiva. O desenho deste, comparativamente ao perfil NACA 23015 original, as respectivas curvas $C_L \times \alpha$, bem como suas coordenadas, estão no Apêndice I.

3.3.1. CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS

Visando sempre a semelhança com a aeronave, o formato em planta também manteve as mesmas proporções da asa do avião (relação entre corda ' c_w ' e semi-envergadura ' b_w '). O fator de escala escolhido foi 12,5:1, para que a ponta da asa do modelo permanecesse no centro geométrico da seção de ensaio hexagonal do túnel de vento LAE-1, onde as correções, devido a influência das paredes do túnel, são pequenas (tais correções são detalhadas no item 3.10). Trata-se portanto, de um modelo de asa com corda (c_w) de 0,138m e semi-envergadura (b_w) de 0,389m, totalizando uma área em planta de 0,053682m². Ambos, asa e modelo, são retangulares sem torção geométrica ao longo da envergadura. Entretanto, na asa do avião, existe um aumento da corda na região da raiz. Este detalhe foi desprezado na confecção do modelo, em virtude do fator de escala e, por acreditar-se que isto não influenciaria os resultados. A Figura 3.3 (pág. 41) apresenta desenhos em escala da asa da aeronave e do modelo (notar a mesma proporção geométrica e a diferença na região da raiz).

FIGURA 3.3. Esquema comparativo entre a asa do avião 'Ipanema' e o modelo dos ensaios (notar a mesma AR_w entre eles)

3.3.2. ERROS CONSTRUTIVOS

Em se tratando de um modelo em escala reduzida (12,5:1), e feito artesanalmente nas instalações do Laboratório de Aeronaves, o perfil do modelo apresentou diferenças geométricas em relação ao perfil de asa do avião. Estas diferenças podem ser visualizadas no Apêndice I, onde encontram-se também as coordenadas reais do perfil do modelo.

3.3.3. CÁLCULO DA RUGOSIDADE PARA EFEITO DE TRANSIÇÃO

Para obter-se maior proximidade com as condições aerodinâmicas da asa do avião, colocou-se uma faixa de rugosidade na região do bordo de ataque da asa do modelo, ao longo de toda semi-envergadura, tanto no extradorso como no intradorso, à aproximadamente 5% da corda do aerofólio, conforme POPE e HARPER (1966).

O objetivo desta rugosidade é promover a transição da camada limite para turbulenta. A altura da rugosidade requerida para causar transição é fornecido por SCHLICHTING (1979) no seguinte critério:

$$(K_R / c_w) > (900 / Re) \quad (3.1)$$

onde:

- K_R : altura da rugosidade, em mm;
- c_w : corda do aerofólio, em mm;
- Re : número de Reynolds do aerofólio.

A asa do modelo possui corda (c_w) de 138 mm. O número de Reynolds deste nos ensaios fora de 270.000. Portanto, aplicando o critério acima, a mínima altura da rugosidade é obtida:

$$K_R > 0,46 \text{ mm}$$

A rugosidade foi feita com areia de média granulometria, colada à superfície da asa com cola branca comum. No esquema que pode ser observado na Figura 3.4 (pág. 43) apresenta-se a geometria final da rugosidade no perfil do modelo.

3.4. TÚNEL DE VENTO

O túnel de vento utilizado fora o túnel LAE-1, pertencente ao Laboratório de Aeronaves, na Escola de Engenharia de São Carlos, USP. Este túnel é de circuito aberto, tipo N.P.L., com câmara de ensaios hexagonal, fechada, com área de seção transversal de $0,526 \text{ m}^2$ e comprimento de 1,63 m. Pode atingir velocidades de até 60 m/s mas, durante os ensaios preferiu-se não ultrapassar a velocidade de 30 m/s, para evitar-se excesso de vibrações. Originalmente concebido pelo I.P.T. (Instituto de Pesquisas Tecnológicas), na extinta seção de aeronáutica, foi transferido para o Laboratório de Aeronaves somente suas partes principais (efusor, câmara de ensaio, difusor e ventilador). Fora então reprojetoado e reconstruído nas dependências do laboratório, e calibrado por CATALANO (1988). As Figuras 3.5 e 3.6 (pág. 44) apresentam a vista em planta e lateral, respectivamente, do túnel LAE-1.

FIGURA. 3.4. Geometria e posicionamento final da rugosidade para efeito de transição.

FIGURAS 3.5 e 3.6. Túnel de vento LAE-1. Vista lateral e em planta. (*De Catalano, F. M. (1988) Projeto, Construção e Calibração de um Túnel de Vento Aerodinâmico de circuito aberto, tipo NPL, de seção transversal hexagonal. São Carlos, Dissertação - EESC, Universidade de São Paulo, p. 51*).

3.5. INSTRUMENTAÇÃO

Para obter-se os dados desejados, foi necessário uma balança para aquisição dos valores de sustentação e arrasto, e um manômetro para leitura da pressão dinâmica.

3.5.1. MONITORAMENTO DA PRESSÃO DINÂMICA

Para monitorar-se o valor da pressão dinâmica a cada instante do ensaio (um túnel de vento de circuito aberto, é muito sensível à ventos externos, daí a necessidade de acompanhar-se constantemente a pressão dinâmica durante o ensaio), utilizou-se um manômetro do tipo "Betz", que oferece precisão de até 0,05 mm de água. Acoplado ao manômetro, encontrava-se um tubo 'Pitot-estático', localizado à entrada da câmara de ensaio, próximo ao teto, distante 135 mm deste. As Figuras 3.7a e 3.7b (pág. 46) apresentam o manômetro "Betz" e o tubo Pitot-estático, respectivamente.

3.5.2. MONITORAMENTO DAS FORÇAS AERODINÂMICAS

Para obter-se os valores das forças aerodinâmicas (sustentação e arrasto), utilizou-se uma balança, cuja peça principal é um eixo extensiométrico, originalmente desenvolvido por PASTORE (1995) como balança extensiométrica tipo 'ferrão' ("sting"). Em seu projeto original, este eixo seria capaz de medir forças e momentos aerodinâmicos tridimensionais. A Figura 3.8 (pág. 47) apresenta o posicionamento original de uma balança do tipo "sting". Entretanto, para um modelo de semi-envergadura, o posicionamento original deste tipo de balança é inconveniente. Foi então, modificada sua posição original: o eixo da balança foi posicionado na linha da envergadura, à 25% da corda do aerofólio (como se fosse a longarina da asa). Deste modo seus extensômetros estariam registrando momentos devidos à sustentação e ao arrasto. A Figura 3.9 (pág. 47) mostra este posicionamento. Mas a asa também possui momento ao "pitch" e seu ângulo de ataque deveria ser modificado durante os ensaios. Para tal, desenvolveu-se um conjunto de peças acessórias tais que permitissem a livre rotação da asa em torno do eixo, para alteração do ângulo de ataque e que garantissem que o momento ao "pitch", não influenciaria na leitura das forças aerodinâmicas.

FIGURA 3.7 a) Manômetro "Betz" utilizado.

FIGURA 3.7.b) Tubo Pitot - estático utilizado.

FIGURA 3.8. Posicionamento original de uma balança extensiométrica tipo ferrão ("sting"). (*De Pope & Harper (1966), Low Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, N.Y., 1 ed., p. 152.*)

FIGURA 3.9. Posicionamento adaptado da balança tipo ferrão aos ensaios.

3.5.2.1. O EIXO EXTENSIONOMÉTRICO

O eixo extensionométrico é a alma da nova balança concebida. Todas as peças acessórias foram desenvolvidas em torno dela. A Figura 3.10 apresenta este eixo em detalhes. Seus entalhes foram dimensionados de modo à permitir que pequenas cargas gerassem deformações suficientes para tracionar ou comprimir os extensômetros ali colados.

FIGURA 3.10. O eixo extensionométrico em detalhes. (De Pastore, Paulo L. (1995), Desenvolvimento de uma Balança Tipo Ferrão, para Medições de Forças e Momentos Aerodinâmicos, São Carlos, Dissertação-EESC

Conforme a Figura 3.10, o eixo extensionométrico possui quatro seções (ou entalhes), sendo dois no plano horizontal e dois no plano vertical. Cada seção possui dois extensômetros colados (um em cada face da seção). Esta disposição garante que, quando um está sendo tracionado , o outro estará sendo comprimido. Este par de extensômetros, junto com o equipamento para leitura (ver item 3.5.2.3.), formam uma ponte de "Wheatstone", que dotada de um galvanômetro em seu circuito, lê a

variação da tensão elétrica, em volts (V) ou milivolts (mV), conforme o equipamento de leitura utilizado. Cada par de seções (no mesmo plano), recebe as variações de momento, devido a aplicação de uma força (F) perpendicular ao plano destas, na extremidade do eixo. Portanto, pode-se relacionar a leitura na ponte de "Wheatstone" com o momento à que está sujeita a seção em questão. Para obter-se o valor da força, independente do ponto de aplicação, procede-se ao seguinte cálculo:

$$F = (M1 - M2) / d \quad (3.2)$$

onde:

- M1: momento fletor na seção distante do ponto de aplicação de F;
- M2: momento fletor na seção próxima ao ponto de aplicação de F;
- d: distância entre as seções.

Deste modo, as forças aerodinâmicas (sustentação e arrasto) são facilmente determinadas. Cada uma delas será medida através de um par de seções no mesmo plano. A Figura 3.11 (pág. 50) apresenta o princípio acima descrito. As seções que medem o momento devido ao arrasto, são as seções II e VIII mostradas na figura 3.10, por estarem mais afastadas do ponto de aplicação da força, garantindo deste modo maior sensibilidade, devido ao maior braço. As seções IV e X medem o momento devido à sustentação.

Ao surgimento da idéia de aproveitar-se uma balança 'ferrão' já existente, procedeu-se à uma verificação da capacidade desta, tanto em carga máxima à que estaria sujeita, quanto à sensibilidade que esta proporcionaria. O resultado demonstrou que, além de alguns extensômetros descolados, as seções que mediriam a componente arrasto eram rígidas demais. Em virtude destes fatos, procedeu-se à uma reforma onde as seções sensíveis ao arrasto, tiveram sua espessura reduzida de 4mm para 3mm. Os extensômetros originais foram substituídos por novos (KIOWA, modelo KFG - 5 - 120 - C1 - 11). Novas verificações, mostraram que a reforma fora satisfatória.

FIGURA 3.11. Posição dos extensômetros em um eixo. (De Pope & Harper (1966), Low Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley & Sons, 1 ed., p. 152).

3.5.2.2. DISPOSITIVOS ACESSÓRIOS

O objetivo dos dispositivos acessórios é, permitir a mudança do ângulo de ataque da asa e absorver o momento de arfagem desta, sem limitar a liberdade do eixo extensiométrico e sem influenciar as leituras deste.

Para atingir tal meta, desenvolveu-se um sistema semelhante à um 'copiador mecânico', capaz de transmitir rotação à asa e absorver momentos provenientes desta, sem reter a liberdade de deslocamentos do eixo. As Figuras 3.12 a), b) e c) apresentam um esquema simplificado do princípio do 'copiador mecânico'.

Na Figura 3.12 a), ao soltar-se a trava 'T', pode-se imprimir rotação ao disco 'B', que transmitirá esta mesma rotação ao disco 'A', através do eixo articulado 'E'. Este procedimento permite a mudança do ângulo de ataque da asa.

A Figura 3.12 b) mostra que, estando o disco 'B' travado, através de 'T', qualquer momento imposto ao eixo do disco 'A' (no caso, momento de arfagem da asa) será absorvido pela estrutura e não pelo eixo (no caso, o eixo extensiométrico), uma vez que, eixo e disco não são solidários.

Na Figura 3.12 c) observa-se a liberdade de movimento que possui o eixo extensiométrico, concêntrico ao disco 'A', pois pequenos deslocamentos impostos à este, são garantidos pelo eixo articulado 'E'. Nota-se que o sistema não induz à deslocamentos angulares no eixo extensiométrico, desde que este sofra 'pequenos

deslocamentos'. Portanto, o 'copiador mecânico' atende satisfatoriamente às necessidades de projeto. As Figuras 3.13 a), b) e c) apresentam o sistema montado.

Para garantir a liberdade de movimento entre o eixo extensiométrico e o disco 'A', montou-se o esquema apresentado na Figura 3.14. Observa-se que a asa e o disco 'A', são solidários através de dois parafusos. A ponta do eixo extensiométrico penetra no interior da asa e possui uma ponteira de latão que encaixa-se com pequena folga na peça, também de latão, engastada no interior da asa. Esta pequena folga é preenchida com graxa lubrificante para reduzir o atrito entre estas, ao mínimo possível. Portanto, o conjunto asa e disco, 'vestem' o eixo extensiométrico onde o único contato, se dá através da graxa entre as peças de latão. Deste modo, a liberdade de rotação da asa em torno do eixo extensiométrico é total. Observa-se também, que a transmissão dos esforços aerodinâmicos na asa para o eixo, se dá através do contato entre as peças de latão.

3.5.2.3. INSTRUMENTOS PARA LEITURA

Extensômetros são dispositivos elétricos que oferecem grande precisão nas medidas de esforços. Seu princípio de funcionamento baseia-se na característica que condutores metálicos possuem de alterarem sua resistência ao serem comprimidos ou tracionados, ocasionando variações na corrente elétrica que passa por eles, dada uma tensão elétrica fixa. Portanto, um extensômetro colado à uma superfície metálica, que sofre tração ou compressão, sofrerá o mesmo esforço, alterando a corrente do circuito, que é medida através de um galvanômetro. Entretanto, variações na temperatura podem provocar variações na leitura (o fio metálico também se dilata ou contrai com a variação da temperatura). Portanto, emprega-se os extensômetros aos pares, em lados opostos na mesma seção, conforme descrito anteriormente.

Para efetivar o princípio acima é necessário um circuito elétrico particular, chamado de ponte de "Wheatstone", apresentado na Figura 3.15. Os extensômetros 1 e 2 estão aderidos ao eixo principal e, os extensômetros 3 e 4, o galvanômetro 'G' e a fonte 'V', são fornecidos pelo instrumento (HBM, modelo KWS 3073), que permite

a montagem da ponte de “Wheatstone” e assim, obter variações de momento na(s) seção(ões) do eixo extensiométrico, proporcionais à tensão elétrica.

3.5.2.4. CALIBRAÇÃO DO SISTEMA

Após todos os componentes do sistema (eixo extensiométrico, dispositivos acessórios e instrumentos) serem testados individualmente, procedeu-se a montagem do conjunto, formando assim, a balança extensiométrica. Completada a montagem, primeiramente ajustou-se o ângulo de ataque da asa geometricamente, ou seja, a linha de corda do aerofólio foi posicionada paralelamente ao eixo axial do túnel de vento. Esta posição foi marcada como zero ângulo de ataque, no transferidor colado ao disco ‘B’. Em seguida, efetuou-se a calibração da balança.

O procedimento de calibração, consistiu em aplicar-se uma força na direção e sentido de cada componente aerodinâmica (sustentação e arrasto) individualmente. Esta força teve sua intensidade aumentada gradualmente, e para cada aumento efetuou-se a leitura nos extensômetros posicionados para aquela componente.

Simultaneamente, verificou-se a influência nas leituras devido à alterações no ângulo de ataque e, se o carregamento de uma componente proporcionava modificações na leitura dos extensômetros posicionados para a outra componente. No primeiro caso, para cada carga aplicada na direção da componente que se está calibrando, alterou-se o ângulo de ataque (em 0° , 5° , 10° e 15°) e verificou-se a ocorrência de variações nas leituras. Observou-se pequenas variações, que foram consideradas no cálculo da reta de calibração da componente. O Apêndice II apresenta as retas de calibração e suas respectivas equações.

No segundo caso, à cada carga aplicada, verificou-se se os extensômetros da outra componente estavam ou não apresentando algum tipo de leitura. O resultado apresentado mostrou que, somente os extensômetros do arrasto sofrem influência ao aplicar-se uma carga na componente sustentação. O inverso não se observou. O motivo para tal característica deve-se ao fato que, a seção que mede o arrasto é mais fina que a sustentação e ainda, está mais afastada do ponto de aplicação da força.

Logo, esta seção é mais sensível, propositadamente. Além disso, a magnitude da componente sustentação é, dentro da faixa deste estudo, maior que a do arrasto.

Não deve-se desprezar o fato que, pequenas variações na colagem dos extensômetros (estes podem não estar exatamente sobre a linha neutra da seção) e na usinagem do eixo, podem também ser responsáveis pela característica apresentada. Portanto, levou-se em conta esta influência nas leituras dos extensômetros do arrasto, para a determinação deste componente.

Ao término da calibração, verificou-se a não existência de 'histerese', ou seja, as leituras obtidas durante o carregamento, foram as mesmas obtidas no descarregamento, incluindo o retorno à zero, após cessar a aplicação da força.

3.12.a) Esquema funcional da balança. Alteração do ângulo de ataque.

3.12.b) Esquema funcional da balança.

Absorção dos momentos da asa pela estrutura

3.12.c. Esquema funcional da balança.

Liberdade de deslocamentos sob
ação dos componentes aerodinâmicos

FIGURA 3.13 a) Conjunto da balança montado.

FIGURA 3.13 b) Detalhe do disco 'B', para leitura do ângulo de ataque.

FIGURA 3.14 Esquema do encaixe da ponta do eixo extensiométrico dentro da asa.

FIGURA 3.15. Esquema elétrico da 'Ponte de Wheatstone' (De Pope & Harper (1966) Low Speed Wind Tunnel Testing, John Wiley, p. 152).

3.6. PONTAS DE ASA ENSAIADAS

O selecionamento das pontas ensaiadas, foi baseado em modelos comprovadamente testados e largamente empregados na aviação atual, extraídos da bibliografia existente. Os modelos selecionados foram a winglet e a delta, além do modelo que equipa atualmente o avião 'Ipanema' (curvada para baixo, tipo "Hoerner") e da asa sem ponta alguma.

3.6.1. ASA BÁSICA

O primeiro ensaio foi dedicado à levantar-se as características da asa sem ponta alguma, chamada de asa 'básica'. A asa termina num chanfro perpendicular ao plano desta. A Figura 3.16 (pág. 60) apresenta o esquema da asa 'básica'.

3.6.2. ASA COM "WINGLET"

No modelo de asa equipado com "winglet", utilizou-se a ponta apresentada por JOHNSON JR. et al. (1979) que a empregou nos ensaios do avião agrícola "Ayers Trush", em escala real. Esta configuração é apresentada na Figura 2.11, na página 31. Como este avião apresenta grandes semelhanças geométricas em sua asa com a do 'Ipanema', copiou-se fielmente as dimensões da "winglet" ensaiada, incluindo o perfil utilizado (GAW-2), o ângulo de ataque e o diedro desta em relação à asa. Entretanto, devido ao tamanho do modelo, este não foi dotado de torção geométrica ao longo de sua envergadura.

Para a fixação da "winglet" à asa, utilizou-se uma ponta arredondada na qual fixou-se a "winglet", através de um parafuso. O conjunto fora então fixado à ponta da asa, também por meio de parafuso. Tanto a "winglet" quanto a ponta arredondada, foram feitas de madeira maciça.

Para evitar-se possíveis fendas entre asa e ponta, o local de sua união foi coberto com fita adesiva lisa. Já entre “winglet” e ponta, utilizou-se massa de modelar, cuidadosamente colocada de modo a preencher toda e qualquer fenda e deixar um acabamento liso e suave entre eles.

3.6.3. ASA COM PONTA TIPO ‘DELTA’

O modelo de asa com ponta do tipo ‘delta’, foi exaustivamente ensaiado por TRAUB (1994) em diversas configurações e, a que apresentou melhores resultados foi fielmente copiada (veja a Figura 2.13, pág. 32) e ensaiada. Sua fixação à asa, foi feita através de uma fenda localizada no chanfro da ponta da asa, no qual uma aba do ‘delta’ penetrava com interferência. O acabamento fora feito com massa de modelar. A ponta em ‘delta’ foi feita à partir de uma chapa de alumínio com 1/32 pol. (0,8mm) de espessura, e teve seu bordo de ataque, no intradorso, afiado para auxiliar na produção do vórtice. A Figura 3.17 (pág. 60) apresenta um esquema desta ponta.

3.6.4. PONTA ATUAL DO ‘IPANEMA’

A ponta de asa que equipa atualmente o avião ‘Ipanema’ é do tipo curvada para baixo e denominada por ALMEIDA (1995) como tipo “Hoerner”, pois combina com as características das pontas de asa idealizadas por S. HOERNER (1975). Este modelo de ponta foi copiado de forma aproximada (devido à sua geometria complexa) para os ensaios. Esta ponta foi esculpida em espuma rígida de poliestireno estrudado (“Styrofoam”® - Dow Chemicals) e então, fixada à asa por meio de parafuso. Na junção asa-ponta, utilizou-se uma fita adesiva lisa para cobrir qualquer fenda existente. A Figura 3.19 (pág. 60) apresenta esquematicamente esta ponta de asa. O Apêndice III apresenta os esquemas e as geometrias das pontas de asa ensaiadas.

FIGURA 3.16. Asa básica.

FIGURA 3.17. Asa com ponta tipo delta

FIGURA 3.18. Ponta tipo "Hoerner".

3.7. PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

A extração de dados experimentais, seguiu um padrão definido, com o objetivo de reduzir erros. Para sua obtenção, os ensaios foram sempre efetuados por dois operadores, pois todas as leituras foram feitas manualmente, impossibilitando o emprego de um único operador. Isto, decorre do fato de não ter-se empregado um sistema informatizado de aquisição de dados (não disponível durante os ensaios no Laboratório de Aeronaves). Procurou-se empregar os mesmos operadores de equipamentos, evitando-se assim, erros desta natureza.

3.7.1. PREPARAÇÃO PARA COLOCAÇÃO DO TÚNEL EM MARCHA

O túnel era aberto e as luzes da câmara de ensaio, eram ligadas. Quando tratava-se do primeiro ensaio do dia, o motor que aciona o “fan” do túnel de vento (motor à combustão interna , ‘V8’, movido à álcool), era ligado para o prévio aquecimento.

O disco ‘A’ (solidário à raiz da asa) é calçado por cunhas de isopor, de modo à travar todo o conjunto. Então, fixava-se à asa, a ponta à ser ensaiada com adição de fita adesiva ou massa de modelar na junção asa-ponta, conforme o caso. Após a instalação da ponta, retiram-se os calços de isopor e zera-se o disco ‘B’ (marcador de ângulo de ataque). Em todos os ensaios, a variação do ângulo de ataque foi de 0° à 15°.

O equipamento de leitura era ligado e zerado. Um leve toque manual na asa, na direção da sustentação e do arrasto, era aplicado; verificou-se portanto, a coerência na leitura fornecida pelo equipamento (lembrando que o sistema fora previamente calibrado, como explicado no item 3.5.2.4.).Verificou-se a não ocorrência de ‘histerese’ da balança, e ajustou-se cada canal de leitura, para a menor sensibilidade.

O manômetro “Betz” também era ligado e zerado, e suas conexões ao tubo de “Pitot” e tomadas de pressão estática eram verificadas.

Obtém-se os valores de temperatura e pressão ambientes. Verificava-se a não existência de qualquer corpo estranho (ferragens, ferramentas, etc.) no interior do túnel de vento e, procedia-se ao seu fechamento. Com planilha para anotação de dados em mãos, estava-se pronto para iniciar a colocação do túnel em marcha.

3.7.2. TÚNEL EM MARCHA. AQUISIÇÃO DE DADOS

Entre o motor e o sistema que aciona o “fan”, existe uma caixa de engrenagens automotiva (4 velocidades) que é engrenada de acordo com a velocidade desejada para o túnel de vento (nos ensaios empregou-se a segunda marcha).

Posto o túnel à rodar, acelerava-se gradualmente o motor, através de acelerador manual até a velocidade desejada. Esta velocidade é, aproximadamente ajustada através do manômetro “Betz”. A pressão dinâmica selecionada foi próxima à 50mm de água, que corresponde à uma velocidade de 28m/s ou 100Km/h.

Estes ensaios necessitavam de dois operadores, sendo o primeiro (no caso o autor) coletava dados das componentes sustentação e arrasto, e o segundo, monitorava a pressão dinâmica e efetuava a alteração do ângulo de ataque da asa.

Iniciava-se a retirada de dados fornecida pela leitura da ponte de “Wheatstone”. Estas leituras seguiam o seguinte procedimento:

- Aguardar a estabilização do fluxo. Um túnel de vento aberto é muito ruidoso e sensível à ventos externos. Portanto, nota-se nitidamente variações em sua velocidade através do seu ruído, comprovadas pelas leituras do manômetro “Betz” e da balança.
- Estabilizado o fluxo, inicia-se a aquisição de dados fornecidos pela balança, para a sustentação e o arrasto: são duas leituras para cada componente, pois são duas seções para cada um. Solicita-se simultaneamente ao outro operador, a leitura média da pressão dinâmica durante a extração dos dados da balança.
- Anotados todos os dados, solicita-se ao outro operador a alteração do ângulo de ataque da asa, e então, reinicia-se a coleta de dados.

3.7.3. TÉRMINO DO ENSAIO. PLOTAGEM DOS RESULTADOS

Ao efetuar-se a ultima aquisição de dados referente ao último ângulo de ataque ensaiado, retornava-se este à zero, desacelerava-se o túnel de vento, desengrenando-se o motor e então, efetua-se seu desligamento. Após, desligam-se todos os instrumentos, desconectando-os também da tomada de eletricidade, e apaga-se as luzes da câmara de ensaio.

Os dados obtidos são colocados em uma planilha eletrônica previamente preparada, que fornece os dados apresentados no capítulo 4. O apêndice IV apresenta a planilha utilizada, preenchida com dados de um dos ensaios.

Para um novo ensaio, retomava-se o item 3.7.1.

3.8. EFEITO SOLO

O desejo de estudar-se o efeito de pontas de asa nas características aerodinâmicas de um avião para uso agrícola, levou à pesquisar-se também, os modelos sob efeito solo, simulando a passagem em vôo rasante do avião, durante a aplicação dos defensivos na lavoura.

Para alcançar este objetivo, colocou-se na seção de ensaios do túnel de vento, uma placa plana de madeira, paralela ao fluxo. O bordo de ataque da placa, foi afilado, para favorecer o escoamento sobre esta. A Figura 3.19 (pág. 64) apresenta esta configuração e sua geometria.

O procedimento experimental apresentado em 3.7, é efetuado integralmente para esta configuração. Seus resultados são apresentados no capítulo 4.

FIGURA 3.19. Configuração da câmara de ensaios do túnel de vento, com adição de placa plana para simulação do efeito solo.

3.9. VISUALIZAÇÕES DO FLUXO

Conforme descrito na introdução deste trabalho, reduções no arrasto induzido são desejáveis mas, para a aviação agrícola, o posicionamento dos vórtices de ponta de asa, são fundamentais. Portanto, para que este trabalho atendesse esta necessidade efetuou-se ensaios de visualização com diversos tipos de pontas de asa, e não somente com as previamente selecionadas. Estes ensaios foram separados em dois tipos:

- visualização de superfície;
- visualização com fumaça.

3.9.1. VISUALIZAÇÃO DE SUPERFÍCIE

O objetivo deste ensaio é visualizar o escoamento sobre a superfície da asa (somente o extradorso), observando descolamentos da camada limite, efeito da rugosidade, e eixo do vórtice por sobre a asa. Para tal, posicionou-se a asa no ângulo de ataque à 12° (próximo ao $C_{Lmáx}$, portanto alta intensidade do vórtice) e aplicou-se à asa, equipada com a ponta, a mistura de querosene e óxido de titânio. O túnel de vento foi então acelerado de modo que o fluxo de ar mantivesse a película fluida sobre a asa, sem escorrer (a asa estava posicionada na vertical). À seguir, procedeu-se ao registro fotográfico do fluxo. Os resultados são apresentados no capítulo 4.

3.9.2. VISUALIZAÇÃO COM FUMAÇA

O objetivo deste ensaio é registrar o posicionamento do vórtice de cada ponta de asa, num plano perpendicular ao escoamento, atrás e distante do bordo de fuga.

Para efetuar-se esta visualização, utilizou-se um gerador de fumaça que, para produzi-la, vaporiza glicerina. Adaptou-se à saída do equipamento, um tubo de alumínio, que conduzia a fumaça até seu ponto de injeção na câmara de ensaio, à frente do bordo de ataque da asa, na região da ponta.

Empregou-se um projetor de “slides” que recebeu em seu interior, um “slide” especialmente preparado: coberto totalmente com fita adesiva negra e opaca, o “slide” recebeu uma pequena fenda com 1mm de largura. Ao colocar-se este “slide” no projetor, o resultado era um plano de luz intensa, distante 0,30m do bordo de fuga, e apesar de possuir espessura, mostrou-se suficiente para os objetivos do ensaio. As Figuras 3.20 e 3.21 (pág. 67) apresentam esta montagem experimental.

Para o registro fotográfico, instalou-se a câmara na lateral superior do difusor do túnel, na sua porção final, à frente do “fan”, externamente, de maneira que esta não tivesse contato algum com o túnel, não sofrendo problemas de vibração, inerentes ao funcionamento deste. A câmara fotográfica focalizava o plano de luz através de um pequeno pára-brisa de acrílico, que a protegia de quaisquer danos ou efeitos provenientes do fluxo de ar no interior do túnel.

Os ensaios foram realizados à noite, com as luzes da câmara de ensaio e do laboratório apagadas. A asa foi posicionada à 12° em termos de ângulo de ataque, para garantir grande intensidade do vórtice. A velocidade do túnel foi mantida baixa, à aproximadamente 10 m/s, para evitar-se a dispersão da fumaça, que prejudicaria o ensaio. Os resultados são apresentados no capítulo 4.

3.10. CORREÇÕES

Uma asa escoando em um ambiente confinado, necessita de correções para aproximar-se das condições de escoamento de uma asa real. As correções necessárias aos ensaios deste trabalho foram:

- Gradiente de pressão estática;
- Bloqueio sólido tridimensional;
- Efeito de interferência das paredes.

FIGURA 3.20. Montagem do experimento de visualização com fumaça.

FIGURA 3.21. Montagem do experimento com visualização com fumaça.

3.10.1. GRADIENTE DE PRESSÃO ESTÁTICA

O aumento de espessura da camada limite na câmara de ensaios ao longo de seu comprimento, provoca uma diminuição na área efetiva do escoamento. Consequentemente, acarreta um aumento de velocidade axial, e um decréscimo gradual da pressão estática (gradiente de pressão). Esta variação da pressão estática, aparece na forma de um arrasto fictício do modelo dado por:

$$\Delta D = - A (dp/dx) \quad (3.3)$$

onde 'A' é o volume do corpo, mais seu volume virtual, e é dado por:

$$A = (\pi \lambda t^3)/4 \quad (3.4)$$

onde:

- λ = fator que depende da forma do corpo que, segundo CATALANO (1988), para este túnel com um aerofólio, $\lambda = 3,3$.
- t = espessura máxima do corpo, $t = 0,152c_{Tw} = 0,021m$.

Segundo CATALANO (1988), o gradiente de pressão para o túnel LAE-1, é 1,5% do valor da pressão dinâmica (P_d). Portanto:

$$dp/dx = 0,015 P_d = 7,35 \text{ Pa}$$

e

$$A = 2,4 \times 10^{-5} \text{ m}^3$$

Logo,

$$\Delta D = 17,66 \times 10^{-5} \text{ N} = 0,0176 \text{ gr.f.}$$

que pode ser considerado desprezível, por estar muito aquém da sensibilidade dos equipamentos e das grandezas obtidas nos ensaios.

3.10.2. BLOQUEIO SÓLIDO TRIDIMENSIONAL

O aumento de velocidade observado, devido a presença do modelo e da estrutura da câmara de ensaios, é chamado ‘bloqueio sólido’. Seu efeito é função da espessura e dimensões do modelo. O ‘bloqueio sólido’ pode ser, convenientemente, expresso em termos de um fator, chamado ε_s , definido por:

$$V_L = V_R (1 + \varepsilon_s) \quad (3.5)$$

onde V_L é a velocidade do fluxo livre e, V_R é a velocidade medida não corrigida.

O fator ε_s pode ser determinado, segundo CATALANO (1988), pela seguinte equação:

$$\varepsilon_s = \{ (\pi)^{0,5} \cdot 0,5 \cdot \tau \cdot [1 + 0,4 \cdot (t/c_w)] \cdot V \cdot (C_c)^{-1,5} \} \quad (3.6)$$

onde:

- V = volume da asa = $1,127 \times 10^{-3} \text{ m}^3$
- C_c = área da câmara de ensaio = $0,526 \text{ m}^2$
- t_w = espessura máxima do aerofólio = $0,152 \text{ c}_{Tw} = 0,021 \text{ m}$
- c_w = corda média da asa = $0,138 \text{ m}$
- τ = depende da forma da seção de ensaios, e segundo CATALANO (1988), para túnel de seção hexagonal, vale 0,771.

Portanto, efetuando-se o cálculo acima, obtém-se:

$$\varepsilon_s = 0,00214$$

e

$$V_L = 1,00214 V_R$$

ou seja, o erro na velocidade, devido ao bloqueio sólido tridimensional é de 0,214%; logo, desprezível.

3.10.3. EFEITO DEVIDO À INTERFERÊNCIA DAS PAREDES

A força aerodinâmica à que está sujeito um corpo, pode ser seriamente modificada pela presença de outro corpo. Além das restrições referentes ao fator de escala, nível de turbulência, estabilidade do escoamento, etc., a interferência no fluxo provocada pelo confinamento do escoamento pelos contornos da câmara de ensaio, impede que este possa se expandir, e seja livre para se acomodar em posição normalmente adotada, como ocorre em condições reais de vôo. Consequentemente, a velocidade do escoamento ao redor do corpo, é aumentada, intensificando as forças que nele agem.

Para corrigir tal interferência, pode-se empregar o método do sistema de imagens, ou método dos painéis. Em ambos, determina-se ' δ ' que é a grandeza representativa da restrição imposta pelas paredes. Conhecendo-se seu valor, pode-se corrigir o ângulo de ataque da asa e o valor do seu arrasto. Entretanto, ' δ ' varia ao longo da envergadura da asa; emprega-se então, seu valor médio, ' δ_M '.

A correção do ângulo de ataque implica numa torsão da asa ao longo de sua envergadura (b), mantendo-se desta forma, a distribuição de sustentação ao longo de ' b ', igual à da asa em condições reais de vôo. No presente trabalho, utilizou-se o método dos painéis, desenvolvido computacionalmente, apresentado por CATALANO (1988) para o túnel LAE-1, de seção hexagonal, e modificado para a configuração do ensaio.

As equações empregadas na correção do ângulo de ataque e do arrasto, são:

a) correção do ângulo de ataque

$$\Delta\alpha = \delta_M \cdot S_w \cdot C^{-1} \cdot C_L \quad (3.7)$$

b) correção do arrasto

$$\Delta C_D = \delta_M \cdot S_w \cdot C^{-1} \cdot C_L^2 \quad (3.8)$$

Onde:

- δ_M = fator médio de correção = 0,04265
- S_w = área da asa em planta = 0,053682m²
- C_c = área da seção transversal da câmara de ensaio = 0,526m²
- C_L = coeficiente de sustentação da asa

Somente para ter-se idéia dos valores de correções empregados, calculando-se $\Delta\alpha$ e ΔC_D para C_L 0,5 (valor aproximado para vôo de cruzeiro), tem-se:

$$\Delta\alpha = 0,002176 \text{ rad} = 0,1246^\circ$$

e

$$\Delta C_D = 0,001088$$

As correções $\Delta\alpha$ e ΔC_D em função de C_L (variando de 0 à 1), são apresentados nas Figuras 3.22 e 3.23 respectivamente (pág. 72), e a Tabela 3.1 mostra estes valores (pág. 73).

FIGURA 3.22. Correção do ângulo de ataque geométrico ($\Delta\alpha$), em função da sustentação (C_L).

FIGURA 3.23 Correção no arrasto (ΔC_D), em função da sustentação (C_L).

TABELA 3.1. - CORREÇÕES DEVIDO INTERFERÊNCIA DAS PAREDES

C_L	$\Delta\alpha$	ΔC_D
0,05	0,00021764	1,0882E-05
0,1	0,00043527	4,3527E-05
0,15	0,00065291	9,7936E-05
0,2	0,00087055	0,00017411
0,25	0,00108818	0,00027205
0,3	0,00130582	0,00039175
0,35	0,00152346	0,00053321
0,4	0,00174109	0,00069644
0,45	0,00195873	0,00088143
0,5	0,00217637	0,00108818
0,55	0,002394	0,0013167
0,6	0,00261164	0,00156698
0,65	0,00282928	0,00183903
0,7	0,00304691	0,00213284
0,75	0,00326455	0,00244841
0,8	0,00348219	0,00278575
0,85	0,00369982	0,00314485
0,9	0,00391746	0,00352571
0,95	0,0041351	0,00392834
1	0,00435273	0,00435273

4. RESULTADOS

4.1. INTRODUÇÃO

O presente capítulo, apresenta e discute os resultados obtidos nos ensaios. A apresentação destes dividem-se em dois grupos: resultados obtidos sem o efeito solo e os obtidos com o efeito solo.

Em cada grupo são mostrados os resultados apresentados por cada ponta onde, no primeiro grupo (sem efeito solo) estes são comparados à da asa sem ponta alguma, e no segundo grupo (com efeito solo) os resultados são comparados à mesma ponta sem efeito solo.

Cada ponta possui seus parâmetros aerodinâmicos analisados em conjunto com a apresentação e, em alguns casos, estudo dos resultados dos ensaios de visualização.

Ao término de cada grupo, os resultados obtidos para cada ponta são apresentados em conjunto para a comparação entre estas. Os resultados foram trabalhados e são apresentados de forma à permitir ao leitor uma ampla visão das características aerodinâmicas impostas pelas modificações nas pontas de asa. Tais resultados procuram caracterizar as diversas fases de vôo de uma aeronave, em operação agrícola.

4.2. RESULTADOS OBTIDOS SEM EFEITO SOLO

4.2.1. ASA BÁSICA

FIGURA 4.1. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), para asa básica.

FIGURA 4.2. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa básica.

FIGURA 4.3. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa básica.

FIGURA 4.4. Curva polar ($C_L \times C_D$), para asa básica.

FIGURA 4.5. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2), para asa básica.

FIGURA 4.6. Variação do parâmetro aerodinâmico ($C_L^{1,5}/C_D$) responsável pela razão de subida (“rate of climb”), em função do ângulo de ataque (α), para asa básica.

4.2.2. ASA COM PONTA TIPO 'DELTA'

FIGURA 4.7. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo 'delta', comparativamente à asa básica.

FIGURA 4.8. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo 'delta', comparativamente à asa básica.

LEGENDA: ■ Asa com ponta tipo 'delta'
 ■ Asa básica

FIGURA 4.9. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo 'delta', comparativamente à asa básica.

FIGURA 4.10. Curva polar ($C_L \times C_D$), para asa com ponta tipo 'delta', comparativamente à asa básica.

LEGENDA: ■ Asa com ponta tipo 'delta'
 ■ Asa básica

FIGURA 4.11. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2), para asa do tipo 'delta', comparativamente à asa básica.

FIGURA 4.12. Variação do parâmetro aerodinâmico ($C_L^{1,5}/C_D$) responsável pela razão de subida ("rate of climb"), em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo 'delta', comparativamente à asa básica.

LEGENDA: ■ Asa com ponta tipo 'delta'
 ■ Asa básica

4.2.3. ASA COM “WINGLET”

FIGURA 4.13. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), para asa com “winglet”, comparativamente à asa básica.

FIGURA 4.14. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com “winglet”, comparativamente à asa básica.

LEGENDA: ■ Asa com “winglet”
 ■ Asa básica

FIGURA 4.15. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com "winglet", comparativamente à asa básica.

FIGURA 4.16. Curva polar ($C_L \times C_D$), para asa com "winglet", comparativamente à asa básica.

LEGENDA: ■ Asa com "winglet"
 ■ Asa básica

FIGURA 4.17. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2), para asa com "winglet", comparativamente à asa básica.

FIGURA 4.18. Variação do parâmetro aerodinâmico ($C_L^{1,5}/C_D$) responsável pela razão de subida ("rate of climb"), em função do ângulo de ataque (α), para asa com "winglet", comparativamente à asa básica.

LEGENDA: ■ Asa com "winglet"
 ■ Asa básica

4.2.4. ASA COM PONTA TIPO “HOERNER”

FIGURA 4.19. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo “Hoerner”, comparativamente à asa básica.

FIGURA 4.20. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo “Hoerner”, comparativamente à asa básica.

LEGENDA: ■ Asa com ponta tipo “Hoerner”
 ■ Asa básica

FIGURA 4.21. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo "Hoerner", comparativamente à asa básica.

FIGURA 4.22. Curva polar ($C_L \times C_D$), para asa com ponta tipo "Hoerner", comparativamente à asa básica.

LEGENDA: ■ Asa com ponta tipo "Hoerner"
 ■ Asa básica

FIGURA 4.23. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2), para asa com ponta tipo "Hoerner", comparativamente à asa básica.

FIGURA 4.24. Variação do parâmetro aerodinâmico ($C_L^{1,5}/C_D$) responsável pela razão de subida ("rate of climb"), em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo "Hoerner", comparativamente à asa básica.

LEGENDA: ■ Asa com ponta tipo "Hoerner"
 ■ Asa básica

4.2.5. COMPARAÇÃO ENTRE PONTAS DE ASA

FIGURA 4.25. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α).

FIGURA 4.26. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α).

FIGURA 4.27. Curva polar ($C_L \times C_D$).

FIGURA 4.28. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2).

FIGURA 4.29. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α).

FIGURA 4.30. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função da sustentação (C_L).

FIGURA 4.31. Variação do parâmetro aerodinâmico ($C_L^{1,5}/C_D$) responsável pela razão de subida (“rate of climb”), em função do ângulo de ataque (α).

FIGURA 4.32. Variação do parâmetro aerodinâmico ($C_L^{1,5}/C_D$) responsável pela razão de subida (“rate of climb”), em função da sustentação (C_L).

FIGURA 4.33. Variação do parâmetro χ (razão $\delta E_f / \delta M_{IR}$) em função do ângulo de ataque (α).

FIGURA 4.34. Variação do parâmetro χ (razão $\delta E_f / \delta M_{IR}$) em função da sustentação (C_L).

TABELA 4.1. - COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS

PARÂMETROS	ASA BÁSICA	DELTA	HOERNER	WINGLET
$dC_L/d\alpha$	0,06467	0,06410	0,07085	0,06988
$C_{L\text{ máx}}$	0,82146	0,83150	0,86292	0,86557
$C_L/C_{D\text{ máx}}$	10,8435	13,4627	16,3501	13,1976
$C_L^{1,5}/C_{D\text{ máx}}$	9,2753	11,1884	13,6606	11,2843
AR_w	5,637	6,1409	6,4636	6,250
Índice 'e' (Oswald)*	0,56703	0,50836	0,64769	0,64087

* O índice 'e' de Oswald é calculado utilizando-se o $dC_L/d\alpha_{00}$ do perfil bidimensional, que vale 0,1025.

TABELA 4.1. - COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS (Cont.)

PARÂMETROS	ASA BÁSICA	DELTA	HOERNER	WINGLET
Ângulo de Ataque (α) do C_L máx	13°	14°	13°	13°
Angulo de Ataque (α) do C_L/C_D máx	10°	10°	9°	9°
Angulo de Ataque (α) do $C_L^{1,5}/C_D$ máx	11°	12°	10°	10°
Variação % $dC_L/d\alpha$ ref. asa básica	--	- 0,872	+ 9,561	+ 8,055
Variação % C_L máx ref. asa básica	--	+ 1,222	+ 5,048	+ 5,369
Variação % C_L/C_D máx ref. asa básica	--	+ 24,15	+ 50,78	+ 21,71
Variação % $C_L^{1,5}/C_D$ máx ref. asa básica	--	+ 20,62	+ 47,27	+ 21,66
Variação % 'e' (Oswald) ref. asa básica	--	- 10,34	+ 14,22	+ 13,02

FIGURA 4.35. Posicionamento do vórtice de ponta da asa básica.

FIGURA 4.36. Visualização de superfície da asa básica.

FIGURA 4.37. Posicionamento do vórtice da ponta de asa com ponta tipo delta.

FIGURA 4.38. Visualização de superfície da asa equipada com ponta tipo delta.

FIGURA 4.39. Posicionamento do vórtice de ponta de asa equipada com “winglet”.

FIGURA 4.40. Visualização de superfície da asa equipada com “winglet”.

FIGURA 4.41. Posicionamento do vórtice da asa equipada com ponta tipo “Hoerner”

FIGURA 4.42. Visualização de superfície da asa equipada com ponta tipo “Hoerner”.

FIGURA 4.43. Esquema comparativo entre posicionamentos dos vórtices, para asa equipada com as pontas ensaiadas.

LEGENDA:	■	Asa Básica
	■	Ponta tipo Delta
	■	Ponta tipo "Hoerner"
	■	Asa com "winglet"

4.2.7. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Para buscar-se a ‘melhor’ ponta de asa, vários parâmetros necessitam serem analisados. Entretanto, estudar todos os parâmetros necessários (por ex. “flutter”), não é o objetivo deste trabalho, apesar deste proporcionar uma visão ampla dos parâmetros principais.

O primeiro parâmetro à ser estudado é a sustentação, através de seu coeficiente (C_L). A curva ‘ C_L ’ em função do ângulo de ataque (α), Figura 4.25., apresenta três características principais:

a) Ângulo de ataque da asa quando a sustentação é nula ($\alpha_{L=0}$).

Conforme o Apêndice I, o aerofólio NACA 23015 modificado empregado no avião EMB-202 ‘Ipanema’, apresenta ângulo de ataque zero ($\alpha=0$) quando a sustentação é nula ($C_L=0$). Os resultados experimentais obtidos, Figura 4.1, demonstraram que este comportamento não sofreu alteração, independente das modificações nas pontas da asa, e do erro construtivo referenciado no item 3.3.2.

b) Variação da sustentação com ângulo de ataque ($dC_L/d\alpha$).

A variação linear $dC_L/d\alpha$ do aerofólio bidimensional (asa infinita) conforme Apêndice I, vale 0,1025. Portanto, são esperados reduções neste valor, em se tratando de asa finita (tridimensional), que pode ser observado na Tabela 4.1. Comparando-se os resultados experimentais, nota-se o aumento no $dC_L/d\alpha$ da asa equipada com “winglet” e com ponta tipo “Hoerner”, em comparação à asa básica (sem ponta alguma). Este aumento é de 9,5% para a asa equipada com ponta tipo “Hoerner” e, 8,0% para a asa com “winglet”. Já a ponta de asa tipo delta, não altera a razão $dC_L/d\alpha$ apresentada pela asa básica. (Vide Figura 4.25)

c) Sustentação máxima ($C_{L\text{ máx}}$).

A instalação de dispositivos de ponta de asa, aumentaram o valor do $C_{L\text{ máx}}$ em relação à asa básica. Este aumento fora de 1,2%, 5% e 5,3% respectivamente para pontas tipo delta, “Hoerner” e “winglet”. A ponta tipo delta

apresentou o $C_{L \text{ máx}}$ à 14° de ângulo de ataque, diferentemente das demais, que não modificaram o ângulo de máxima sustentação apresentado pela asa básica (13°).

O segundo parâmetro à ser estudado e, principal alvo deste trabalho, é o arrasto. A inclusão de pontas de asa, alteram todos os componentes do arrasto, mas o que sofre maior influência é, sem dúvida, o arrasto induzido, pois estes dispositivos modificam os vórtices das pontas. Os resultados apresentados referem-se ao arrasto total, não diferenciando suas componentes.

O arrasto, em conjunto com a sustentação, representam a eficiência e a performance que uma asa pode proporcionar. A eficiência aerodinâmica pode ser representada pela razão C_L/C_D , que relaciona a desejada sustentação e o indesejável arrasto. Esta característica é apresentada em função do ângulo de ataque (α) e da sustentação (C_L).

O parâmetro aerodinâmico $C_L^{1,5}/C_D$ é a chave na determinação da razão de subida de uma aeronave que, segundo NICKS (1983), é calculada pela seguinte equação:

$$\text{Razão de Subida} = 33000 \{ \eta \cdot P \cdot (W)^{-1} - 0,0526 \cdot (W)^{0,5} \cdot (S_w \cdot \sigma)^{-0,5} \cdot (C_L^{1,5}/C_D)^{-1} \}$$

onde:

- P : potência;
- S_w : área alar;
- W : peso da aeronave;
- η : eficiência da hélice;
- σ : razão de densidade atmosférica.

Portanto, observa-se que o maior valor de $C_L^{1,5}/C_D$, oferecerá uma maior razão de subida. Este parâmetro, em conjunto com o $C_{L \text{ máx}}$, são responsáveis pela performance em decolagens, arremetidas e nas operações agrícolas chamadas ‘balão’.

d) Modificações no arrasto devido à presença de dispositivos de ponta de asa.

A curva $C_D \times \alpha$ (Figura 4.26.) apresenta claramente reduções no arrasto devido a presença de qualquer das pontas ensaiadas, apesar de promoverem um aumento na área exposta ao escoamento. A ponta de asa que apresenta maior benefício é a do tipo “Hoerner”, seguida pelo tipo delta, e por fim a “winglet”.

Observando-se a curva polar ($C_L \times C_D$), na Figura 4.27, encontra-se o mesmo comportamento da curva anterior; um detalhe interessante é a proximidade das curvas relativas às pontas tipo delta e “winglet”, onde o benefício do tipo delta sobre a outra, apresenta-se em baixas sustentações ($C_L \leq 0,4$), equiparando-se à médios C_L 's ($0,4 \leq C_L \leq 0,75$) e sendo inferior à “winglet” para $C_L \geq 0,8$.

e) Eficiência aerodinâmica.

A razão C_L/C_D em função do ângulo de ataque (α), Fig. 4.29, apresenta um aumento de eficiência ocasionado pela instalação dos dispositivos de ponta de asa. O maior benefício foi apresentado pela ponta tipo “Hoerner” à um ângulo de ataque de 9° . As pontas do tipo delta e “winglet” apresentam benefícios semelhantes até ângulo (α) de 9° onde, à partir daí, a eficiência da ponta tipo delta se torna superior.

Assim como na curva polar, a superioridade da ponta tipo delta sobre a “winglet” até $C_L \leq 0,75$, também se faz presente na curva da eficiência em função da sustentação (Figura 4.30 - $C_L/C_D \times C_L$).

O fator ‘e’, índice de eficiência de “Oswald”, pode ser determinado, segundo NICKS [1983], através da seguinte equação:

$$e = 57,3. (dC_L/d\alpha)_{\alpha_0} \{ [\varphi - 1]. \pi . AR_w \}^{-1}$$

onde:

- φ = razão ($dC_L/d\alpha$) _{α_0} / $dC_L/d\alpha$;

A inclusão da ponta tipo delta, ocasionou uma redução de 10,3% no fator de “Oswald”. Já as pontas tipo “Hoerner” e “winglet”, aumentaram em 14,22% e 13,02%, respectivamente o índice ‘e’.

f) Razão de Subida (“Rate of Climb”)

Para garantir-se uma maior razão de subida, é necessário que o valor do parâmetro $(C_L^{1,5}/C_D)_{\max}$ seja alto. Na Figura 4.31 e 4.32, os valores máximos apresentados pelas pontas de asa tipo delta e “winglet” são semelhantes, aumentando em 20,6% e 21,6% respectivamente o parâmetro, em relação à asa básica. Já a ponta tipo “Hoerner”, atingiu um valor máximo 47,2% maior que a asa sem pontas.

O terceiro parâmetro à ser analisado, é o prejuízo estrutural na raiz da asa, causado pelo maior carregamento desta. Na verdade, estudou-se o malefício estrutural em função do benefício aerodinâmico. Para tal determinou-se o momento fletor na raiz da asa, resultante da ação combinada entre a sustentação e o arrasto. Dividiu-se estes valores pelo momento fletor calculado para a asa básica, determinando-se assim, a razão momento fletor resultante (δM_{IR}). Dividiu-se também, a eficiência apresentada pela asa equipada com pontas, pela eficiência calculada para a asa básica (razão C_L/C_D), obtendo-se assim, a razão eficiência aerodinâmica (δE_f). Procedeu-se ao cálculo da razão $\delta E_f / \delta M_{IR}$; esta é apresentada em função do ângulo de ataque (α) e da sustentação (C_L).

Nas Figuras 4.33 e 4.34, nota-se que somente a asa equipada com a ponta tipo “winglet” apresenta maior prejuízo estrutural do que benefício aerodinâmico, para ângulos de ataque maiores que 8° e $CL > 0,6$. As demais pontas de asa apresentaram saldo positivo, destacando-se a superioridade da ponta tipo “Hoerner”.

COMENTÁRIOS:

Qualquer que fosse a ponta de asa utilizada, notar-se-ia benefícios no arrasto pois, como pode ser observado na Tabela 4.1, as pontas ensaiadas aumentaram a razão de aspecto da asa (AR_w). Através da equação 2.2, observa-se que aumentos na razão de aspecto, reduzem o arrasto induzido (C_{Di}).

À seguir, alguns comentários a respeito dos resultados obtidos.

I) PONTA DE ASA TIPO DELTA

A ponta de asa tipo delta retarda o “stall” da asa, pois sua geometria garante a formação de um vórtice no seu extradorso. Sendo este vórtice de baixa pressão, favorece a diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso da asa, aumentando o carregamento desta na região da ponta.

Este tipo de ponta, puxa para cima de si, o núcleo do vórtice da ponta da asa, aumentando a razão de aspecto efetiva desta, proporcionando a redução de arrasto observada nos resultados. As visualizações de fluxo (superfície e fumaça), alicercem estas considerações.

II) PONTA DE ASA TIPO “WINGLET”

A ponta de asa tipo “winglet”, funciona como uma “end plate”, diminuindo a circulação de ar nesta região da asa. Deste modo, esta ponta proporciona aumento no carregamento da asa, logo, na sustentação ($dC_l/d\alpha$ e $C_{L\text{máx}}$), como fora observado.

Já a redução do arrasto está também relacionado com a geometria deste. Além de funcionar como “end plate”, seu perfil aerodinâmico, formato em planta e posicionamento (é uma asinha colocada na ponta da asa, quase na vertical, imersa num escoamento que circunda esta região) prevê a produção de uma componente aerodinâmica na direção de deslocamento da aeronave, que reduziria o valor total do arrasto. Além disso, tende a deslocar o vórtice da asa, para a região de sua própria ponta, afastando-o do plano longitudinal do avião, como mostra a visualização com fumaça. Deste modo, reduz o arrasto induzido (C_{Di}).

Entretanto, estes benefícios não são observados para pequenos e grandes ângulos de ataque, pois no primeiro caso, o arrasto de perfil, aumentado devido a adição da “winglet”, é maior que o benefício ocasionado (a circulação na ponta da asa, não é intensa o suficiente para que a “winglet” seja efetiva); no segundo caso, esta perde eficiência, por estar parcialmente mergulhada na esteira da asa, como pode ser observado na visualização de superfície.

A “winglet” apresenta outra desvantagem: a outra componente produzida por ela está direcionada para o plano longitudinal do avião, com seu ponto de aplicação acima do plano da asa. O resultado final é um aumento do momento fletor na raiz da asa.

III) PONTA DE ASA TIPO “HOERNER”

A ponta de asa tipo “Hoerner”, apresenta seus benefícios baseados na razão de aspecto efetiva da asa. Além de apresentar a maior AR_w dentre as pontas ensaiadas, seu formato curvado para baixo, promove o deslocamento do vórtice da ponta da asa para sua porção mais externa. O fluxo de ar no intradorso que se desloca para a ponta, ao chegar nesta região, tenta contornar este ‘canto’ de grande angulosidade. Não conseguindo, descola-se e promove a formação do vórtice da asa ali mesmo. Desta forma, o vórtice é afastado do plano longitudinal da aeronave, reduzindo o arrasto induzido (C_{Di}) e, ampliando a área útil da asa (AR_w efetiva).

Tal comportamento se traduz em redução de arrasto total e aumento da sustentação. As visualizações de superfície e fumaça, fundamentam o acima descrito.

4.3. RESULTADOS OBTIDOS COM EFEITO SOLO

4.3.1. ASA BÁSICA

FIGURA 4.44. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), para asa básica.

FIGURA 4.45. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa básica.

FIGURA 4.46. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa básica.

FIGURA 4.47. Curva polar ($C_L \times C_D$), para asa básica.

FIGURA 4.48. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2), para asa básica.

FIGURA 4.49. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função da sustentação (C_L), para asa básica.

4.3.2. ASA COM PONTA TIPO DELTA

FIGURA 4.50. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo delta.

FIGURA 4.51. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo delta.

FIGURA 4.52. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo delta.

FIGURA 4.53. Curva polar ($C_L \times C_D$), para asa com ponta tipo delta.

FIGURA 4.54. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2), para asa com ponta tipo delta.

FIGURA 4.55. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função da sustentação (C_L), para asa com ponta tipo delta.

4.3.3. ASA COM “WINGLET”

FIGURA 4.56. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), para asa com “winglet”.

FIGURA 4.57. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com “winglet”.

FIGURA 4.58. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com “winglet”.

FIGURA 4.59. Curva polar ($C_L \times C_D$), para asa com “winglet”.

FIGURA 4.60. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2), para asa com “winglet”.

FIGURA 4.61. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função da sustentação (C_L), para asa com “winglet”.

4.3.4. ASA COM PONTA TIPO “HOERNER”

FIGURA 4.62. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo “Hoerner”.

FIGURA 4.63. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo “Hoerner”.

FIGURA 4.64. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α), para asa com ponta tipo “Hoerner”.

FIGURA 4.65. Curva polar ($C_L \times C_D$), para asa com ponta tipo “Hoerner”.

FIGURA 4.66. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2), para asa com ponta tipo “Hoerner”.

FIGURA 4.67. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função da sustentação (C_L), para asa com ponta tipo “Hoerner”.

4.3.5. COMPARAÇÃO ENTRE PONTAS DE ASA

FIGURA 4.68. Variação da sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque. FIGURA 4.69. Variação do arrasto (C_D) em função do ângulo de ataque (α).

FIGURA 4.70. Curva polar ($C_L \times C_D$). FIGURA 4.71. Variação do arrasto (C_D) em função do quadrado da sustentação (C_L^2).

FIGURA 4.72. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função do ângulo de ataque (α).

FIGURA 4.73. Eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D) em função da sustentação (C_L).

FIGURA 4.74. Variação do parâmetro χ (razão $\delta E_f / \delta M_{FR}$) em função do ângulo de ataque (α).

FIGURA 4.75. Variação do parâmetro χ (razão $\delta E_f / \delta M_{FR}$) em função da sustentação (C_L).

TABELA 4.2. - COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS - EFEITO SOLO

PARÂMETROS	ASA BÁSICA	DELTA	HOERNER	WINGLET
$dC_L/d\alpha$	0,07025	0,06738	0,073833	0,07459
$C_{L\text{ máx}}$	0,85918	0,88613	0,90004	0,91752
$C_L/C_{D\text{ máx}}$	15,5909	17,2587	20,7720	16,5877
AR_w	5,637	6,1409	6,4636	6,250
Índice 'e' (Oswald)*	0,72247	0,58419	0,74495	0,79940

* O índice 'e' de Oswald é calculado utilizando-se o $dC_L/d\alpha_{\infty}$ do perfil bidimensional, que vale 0,1025.

TABELA 4.2. - COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS - EFEITO SOLO
(Cont.)

PARÂMETROS	ASA BÁSICA	DELTA	HOERNER	WINGLET
Ângulo de Ataque (α) do $C_{L\text{ máx}}$	13°	13°	13°	12°
Angulo de Ataque (α) do $C_L/C_{D\text{ máx}}$	9°	7°	8°	8°
Variação % $dC_L/d\alpha$ ref. asa básica	--	- 4,081	+ 5,098	+ 6,176
Variação % $C_{L\text{ máx}}$ ref. asa básica	--	+ 3,134	+ 4,755	+ 6,789
Variação % $C_L/C_{D\text{ máx}}$ ref. asa básica	--	+ 10,697	+ 33,232	+ 6,394
Variação % 'e' (Oswald) ref. asa básica	--	- 19,14	+ 3,11	+ 10,64

TABELA 4.2. - COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS - EFEITO SOLO
(Cont.)

PARÂMETROS	ASA BÁSICA	DELTA	HOERNER	WINGLET
Variação % $dC_L/d\alpha$ ref. a própria asa	+ 8,624	+ 5,109	+ 4,200	+ 6,735
Variação % $C_{L\text{ máx}}$ ref. a própria asa	+ 4,592	+ 10,657	+ 4,301	+ 6,002
Variação % $C_L/C_{D\text{ máx}}$ ref. a própria asa	+ 43,78	+ 28,19	+ 27,04	+ 25,68
Variação % 'e' (Oswald) ref. a própria asa	+ 27,41	+ 14,91	+ 15,01	+ 23,40

4.3.6. DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

A proximidade do voo com o solo, altera as características aerodinâmicas de uma asa. Para qualquer aeronave, deve-se conhecer estas alterações para garantir-se, principalmente, a segurança das operações de pouso. No caso de uma aeronave agrícola, que opera maior parte do tempo próxima ao solo, a importância deste estudo é multiplicado.

Observando-se o parâmetro sustentação (Fig. 4.44), verifica-se uma alteração no C_L quando $\alpha=0$. Esta alteração é devida a presença da placa plana (que simula a proximidade do solo), pois esta altera a direção do escoamento, fazendo com que a asa esteja com ângulo de ataque positivo, apesar de ajustado à zero. Esta alteração

poderia ter sido evitada se o ângulo de ataque fosse reajustado, para este caso. Tal explicação se aplica somente no caso deste perfil no qual para $\alpha=0$, $C_L=0$.

A asa básica apresentou maior aumento no $dC_L/d\alpha$ quando comparado com a asa equipada com outras pontas (8,62%). Provavelmente, este comportamento deve-se à sua menor razão de aspecto que, segundo STEIBACH & JACOB [1991], asas com menor AR_w sofrem maiores benefícios sob efeito solo, uma vez que seus vórtices possuem maior intensidade quando comparado às asas de alongamento maior (na mesma sustentação). Portanto, a influência das imagens refletidas pelo solo, nas características aerodinâmicas desta asa, serão maiores.

As demais configurações também apresentam os mesmos benefícios, entretanto em menor intensidade, pois possuem maior razão de aspecto.

Comparando-se as curvas $C_L \times \alpha$ (Fig. 4.68) de todas as configurações sob efeito solo, observa-se maior proximidade das curvas quando comparado com o resultado apresentado sem proximidade do solo.

Todas as configurações tiveram seu “stall” antecipado na presença do efeito solo. Este fenômeno é esperado pois, com a proximidade do solo, o ponto de descolamento da camada limite é avançado, aumentando a esteira viscosa.

A Tabela 4.2 apresenta as variações no $C_{L_{máx}}$ e $dC_L/d\alpha$ de cada configuração em relação à mesma sem o efeito solo, e também em relação à asa básica.

Observando-se o parâmetro arrasto, nota-se redução do arrasto total, quando comparado à mesma configuração asa-ponta, sem efeito solo (Fig. 4.69). A asa básica apresentou maiores reduções no arrasto total. Já a asa equipada com ponta tipo “Hoerner”, apresentou pequena redução no arrasto em relação à si mesma, sem o efeito solo.

Conforme comentado no item 4.2.5., a asa com ponta tipo “Hoerner” apresenta o maior deslocamento do vórtice em relação ao plano longitudinal da aeronave ou seja, a maior razão de aspecto efetiva dentre as pontas ensaiadas. Portanto, quanto maior a AR_w efetiva da asa, menor o benefício ocasionado devido a proximidade com o solo. No caso da asa básica, o mecanismo é o inverso.

Comparando-se o arrasto entre as configurações (Fig. 4.70), notou-se maior proximidade entre as curvas. A que apresenta maior redução é a do tipo “Hoerner”, seguida da ponta tipo delta e, finalmente, a asa com “winglet”, que equipara-se à asa básica. Aliás, para baixos C_L 's (até 0,35) a asa com “winglet” apresenta maior arrasto que a asa sem pontas. Para C_L 's maiores, a “winglet” apresenta maiores benefícios (menor arrasto) que a asa básica. No caso da asa com “winglet”, os benefícios são menores pois, como o vórtice é deslocado para a ponta da “winglet”, este é afastado do solo; portanto, pelo princípio das imagens, o vórtice influenciará menos.

A eficiência aerodinâmica (razão C_L/C_D), nas Figuras 4.72 e 4.73, foi melhorada em todas as configurações, destacando-se a asa básica que sofreu aumento em 43,78% no $C_L/C_{Dmáx}$.

O índice ‘e’ de Oswald sofreu melhoria em todas as configurações. A asa básica apresentou o maior aumento (27,41%), seguido pela “winglet” (23,40%). Já a asa com ponta tipo “Hoerner” e delta, foram equivalentes (15%). A asa com “winglet” apresenta bom aumento no índice de Oswald, devido à sua melhoria no rendimento da sustentação, onde o $dC_L/d\alpha$ aumentou 6,73% e o $C_{Lmáx}$ 6%.

Ao estudar-se o benefício aerodinâmico *versus* prejuízo estrutural, (Figs. 4.74 e 4.75) as pontas do tipo delta e “Hoerner” apresentam um saldo positivo em relação à asa básica. Entretanto, a asa com “winglet” apresentou predominância do prejuízo estrutural em detrimento do benefício aerodinâmico. Este comportamento pode causar sérios problemas, como torção nas asas além dos limites estipulados no projeto.

5. CONCLUSÕES, COMENTÁRIOS E SUGESTÕES

O presente trabalho estudou as características aerodinâmicas de uma asa, modificadas pela colocação de alguns dispositivos de ponta de asa. Sendo este estudo direcionado para a aviação agrícola, verificou-se também o comportamento desta asa na proximidade de uma placa plana, simulando o efeito solo. Verificou-se ainda, o posicionamento dos vórtices de ponta de asa, para cada configuração ‘asa & ponta’ e por fim, o comportamento estrutural alar devido à estes dispositivos.

Investigações com pontas de asa tem por objetivo melhorar a eficiência aerodinâmica e, continuarão à serem feitas em todo mundo por muitos anos.

O desafio consiste em desenvolver-se pontas de asa específicas para a missão da aeronave (como a “winglet” na aviação comercial moderna). No caso da aviação agrícola, as condições operacionais são diversas e exigentes. Uma ponta de asa otimizada para este uso é aquela que satisfaz todas estas condições. Portanto, pesquisas mais amplas envolvendo ensaios de vôo, manobrabilidade, estabilidade, etc. são fundamentais. Não se deve desprezar o fato que, aviões agrícolas, geralmente operam longe de centros de manutenção sofisticados. Portanto, deve-se em princípio, evitar-se dispositivos de ponta de asa muito elaborados, como por exemplo “turbine tips”. Além disso, no caso de condições brasileiras, é comum utilizarem-se estradas improvisadas como pistas de pouso para estas aeronaves, por estarem próximas da área à ser pulverizada, acarretando segundo muitos operadores nacionais, economia no processo, mesmo que em detrimento da segurança operacional.

Conforme os resultados apresentados no capítulo anterior, qualquer dos dispositivos de ponta de asa ensaiados, trazem benefícios aerodinâmicos em relação à asa básica, mesmo quando estudadas sob a ação do efeito solo.

A ponta de asa do tipo delta, traz benefícios aerodinâmicos consideráveis sobre a asa básica, além de possuir uma configuração simples, que pode ser facilmente adaptada à qualquer asa, não trazendo malefícios estruturais. Desloca o vórtice de ponta de asa, um pouco para cima e para fora, o que começa a torná-la interessante para a aviação agrícola.

A asa com “winglet”, apresenta maiores benefícios aerodinâmicos, sem o efeito devido a proximidade com o solo. Além disso, a “winglet” é realmente eficiente na faixa intermediária de sustentação (médios C_L 's), onde também é benéfica estruturalmente. Por estas características, a “winglet” obteve sucesso nos aviões comerciais modernos que permanecem 90% do tempo de voo, dentro desta faixa.

Em voo rasante, a asa equipada com “winglet”, pouco altera (ou melhora) as características aerodinâmicas da asa sem ponta alguma. Posicionam o vórtice bem acima do plano da asa, o que beneficiaria muito a faixa de deposição dos defensivos. Entretanto, sob efeito solo, os esforços estruturais na asa tornam-se perigosos.

A ponta de asa tipo “Hoerner”, apresentou os maiores benefícios aerodinâmicos e estruturais quando comparado às demais configurações. Apesar deste comportamento ‘nota 10’, para a aplicação agrícola não seria indicada pois, esta ponta, desloca o vórtice para fora e para baixo, posicionando-o muito próximo da faixa de deposição, prejudicando-a.

Portanto, dentre as pontas ensaiadas, nenhuma apresentou capacidade *otimizada* para emprego na aviação agrícola, apesar da ponta tipo delta mostrar características interessantes. Entretanto cabe ressaltar que, substituir pura e simplesmente a atual ponta de asa do avião EMB-202 ‘Ipanema’ pela ponta tipo delta, seria desaconselhável uma vez que isto acarretaria queda em seu rendimento aerodinâmico. Pode-se estudar a possibilidade de equipar o ‘Ipanema’ com esta ponta, desde que se utilize uma extensão da asa para igualar ao alongamento existente no atual modelo (com ponta tipo “Hoerner”) e então, dar continuidade à este estudo,

comparando-se as duas configurações. A Figura 5.1 apresenta um esquema desta idéia.

Outro conceito interessante que pode ser estudado, são as pontas de asa denominadas “strake tips” (apresentadas nos itens 2.11). Além de apresentar benefícios aerodinâmicos, seu posicionamento com diedro positivo pode proporcionar bom posicionamento do vórtice e ainda, possui configuração simples (ao comparar-se com a tipo “Hoerner”).

FIGURA 5.1. Sugestão de configuração à ser estudada para possível implementação na aeronave EMB-202 'Ipanema'.

BIBLIOGRAFIA

ABBOTT, I. H.; VON DOENHOFF, A. E. (1959) Theory of wing sections. 2 ed.
New York, Dover

ABEYOUNIS, W. K. et al. (1990) Wing vortex turbine investigation for vortex energy recovery. SAE Technical Paper n. 901936 . SAE TRANSACTIONS, v. 99, n. Sect 1, p. 1902 - 1907.

ALMEIDA, F. (1994) EMB-202 Ipanema: o tratorzinho alado da Neiva. SKYDIVE, AIR & SPORTS, n.6, p.22-27.

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.

CATALANO, F. M. (1988) Projeto, construção e calibração de um túnel aerodinâmico de circuito aberto, tipo N.P.L., de seção transversal hexagonal. São Carlos. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

DUAN, S. Z. et al. (1992) Lift / drag performance of conventional and ducted - tip wings In: CAVITATION AND MULTIPHASE FLOW FORUM ASME, Los Angeles, 1992. Anais. p. 189 - 194.

HACKETT, J. E. (1980) Vortex drag reduction by aft - mounted diffusing vanes. ICAS Paper n. 80 - 13.4, p. 542 - 553.

✓ HENDERSON, W. P.; HOLMES, B. J. (1989) Induced drag: historical perspective. SAE Paper n. 892341.

HENDERSON, W. P.; HUFFMAN, J. K. (1975) Aerodynamic characteristics of a tandem wing configuration at a Mach number of 0,30. NASA TMX - 72779.

HOERNER, S. F. (1975) Fluid Dynamic Lift. Publicado pelo autor, Brick Town.

HOLMES, B. J. et al. (1980) Flight evaluation of the effects of winglets on performance and handling qualities of a single engine general aviation airplane. NASA TM - 81892.

HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W. (1993) Aerodynamics for engineering students. 4 ed. New York, Halsted Press.

JOHNSON Jr., J. L. et al. (1979) Full scale wind tunnel investigation of an 'Ayres S2R - 800 Thrush' agricultural airplane. SAE Paper n. 790618 Apresentado no BUSINESS AIRCRAFT MEETING AND EXPOSITION, Wichita, apr., 1979.

KRAVCHENKO, S. A. (1996) The application of the wing tip lifting surfaces for practical aerodynamics. ICAS Paper n. 96 - 4.6.4, p. 1338 - 1349.

LEE, C. S. et al. (1989) Flow structure and scaling laws in lateral wing tip blowing. AIAA Journal, v. 27, n. 8, p. 1002 - 1007, Aug.

MA, E.-C. (1989) Effect of wing tip strakes on wing lift and drag ratio. Journal of Aircraft, v. 26, n. 5, p. 410 - 416, May.

MINECK, R. E. (1989) Induced drag reduction by blowing at the wing tip In: SAE AEROTECH'89 CONFERENCE, Anaheim, sept, 1989. Anais.

MORETTI, A. O. B. (1997) Aeronaves agrícolas. Sorocaba, s. ed.

✓ NICKS, O. W. (1983) Wing extension for improving climb performance. AIAA Paper n. 83 - 2556.

PASTORE, P. L. (1995) Desenvolvimento de uma balança tipo 'ferrão', para medições de forças e momentos aerodinâmicos. São Carlos. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.

PATERSON, J. C.; BARTLETT, G. R. (1987) Evaluation of installed performance of a wing tip mounted pusher turboprop on a semispan wing. NASA TP - 2739.

POPE, A.; HARPER, J. J. (1966) Low speed wind tunnel testing. New York, John Wiley

PRANDTL, L. (1921) Application of modern hydrodynamics for aeronautics, NACA Report N° 116.

RORKE, J. B.; MOFFITT, R. C. (1973) Wind tunnel simulation of full scale vortices. NASA CR - 2180.

SCHLICHTING, H., Boundary Layer Theory. 7 ed., New York, McGraw-Hill.

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, dez.

- STEINBACH, S. A.; JACOB, K. (1991) Some aerodynamic aspects of wings near ground. Transactions of Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, v. 34, n. 104, p. 56 - 70, Aug.
- SUH, Y. B.; OSTOWARI, C. (1988) Drag reduction factor due to ground effect. Journal of Aircraft, v. 25, n. 11, p. 1071 - 1072, Nov.
- TRAUB, L. W. (1994) Aerodynamics effects of delta planform tip sails on wing performance. Journal of Aircraft, v. 31, n. 5, p. 1156-1159, Sept./Oct.
- TRAUB, L. W. (1995) Effects of delta planform tip sails incidence and arrangement on wing performance. Journal of Aircraft, v. 32, n. 5, p. 1160 - 1162, Sept./Oct.
- VAN DAM, C. P. (1987) Induced drag characteristics of crescent moon shaped wings Journal of Aircraft. v. 24, p. 115 - 119, Feb.
- VIJGEN, P.M.H.W. et al. (1989) Sheared wing tip aerodynamics: wind tunnel and computational investigation. Journal of Aircraft, v. 26, n. 3, p. 207-213, Mar.
- VIJGEN, P.M.H.W. et al. (1989) Wind tunnel investigations of wings with serrated sharp trailing edges. In: CONFERENCE ON LOW REYNOLDS NUMBER AERODYNAMICS, University of Notre Dame, jun, 1989. Anais.
- WHITCOMB, R. T. (1976) A design approach and select wind tunnel results at high subsonic speeds for wing tip mounted winglets. NASA TN D - 8260.

APÊNDICE I

CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS DO PERFIL ENSAIADO

APÊNDICE I - CARACTERÍSTICAS DOS PERFIS

COORDENADAS DO PERFIL NACA 23015

Ordenadas X/C	Abcissa Superior Y_s/C	Abcissa Inferior Y_i/C
0	0	0
1,25	3,34	-1,54
2,5	4,44	-2,25
5	5,89	-3,04
7,5	6,9	-3,61
10	7,64	-4,09
15	8,52	-4,84
20	8,92	-5,41
25	9,08	-5,78
30	9,05	-5,96
40	8,59	-5,92
50	7,74	-5,5
60	6,61	-4,81
70	5,25	-3,91
80	3,73	-2,83
90	2,04	-1,59
95	1,12	-0,9
100	0,16	-0,16

COORDENADAS DO PERFIL NACA 23015 MODIFICADO		
Ordenadas X/C	Abcissa Superior Y _s /C	Abcissa Inferior Y _i /C
0	0	0
0,11	0,636	-1,115
0,23	0,955	-1,476
0,34	1,244	-1,767
0,46	1,476	-1,997
0,57	1,678	-2,199
0,75	1,939	-2,46
0,92	2,17	-2,662
1,09	2,373	-2,865
1,27	2,575	-3,039
1,44	2,749	-3,183
1,67	2,981	-3,357
1,91	3,183	-3,502
2,14	3,386	-3,646
2,37	3,56	-3,791
2,6	3,762	-3,878
2,89	3,965	-3,994
3,18	4,167	-4,081
3,47	4,341	-4,138
3,76	4,515	-4,196
4,05	4,688	-4,225
4,39	4,862	-4,254
4,74	5,036	-4,283
5,09	5,209	-4,283
5,44	5,354	-4,283
4,78	5,528	-4,254
6,13	5,672	-4,254
7,29	6,078	-4,167
8,45	6,425	-4,081
9,6	6,743	-3,994
10,79	7,033	-3,936
11,95	7,235	-3,936
13,11	7,409	-3,965
15,42	7,698	-4,109
17,74	7,901	-4,312
19,19	8,017	-4,457
20,92	8,133	-4,659
22,4	8,219	-4,833
24,13	8,306	-5,007
25,58	8,393	-5,151
27,03	8,422	-5,238
28,45	8,451	-5,354
29,89	8,48	-5,441
31,34	8,509	-5,499

32,79	8,48	-5,557
34,03	8,451	-5,586
36,06	8,393	-5,615
38,08	8,306	-5,615
40,4	8,191	-5,586
42,43	8,075	-5,557
44,45	7,93	-5,499
46,48	7,785	-5,441
48,79	7,583	-5,325
50,76	7,409	-5,238
53,08	7,178	-5,094
55,05	6,975	-4,978
57,07	6,743	-4,862
59,1	6,512	-4,688
61,41	6,222	-4,515
63,44	5,962	-4,37
65,47	5,701	-4,196
67,49	5,441	-3,994
69,52	5,151	-3,82
71,37	4,862	-3,617
73,4	4,573	-3,415
75,42	4,283	-3,212
77,16	3,994	-3,01
79,16	3,704	-2,778
81,3	3,473	-2,633
83,21	3,039	-2,315
85,23	2,72	-2,083
86,97	2,431	-1,852
89	2,054	-1,591
90,73	1,736	-1,331
93,05	1,331	-1,041
95,36	0,868	-0,694
97,68	0,434	-0,347
100	0	0

LEGENDA:

NACA 23015 MODIFICADO

NACA 23015

COORDENADAS REAIS DO MODELO UTILIZADO NOS ENSAIOS		
Ordenadas X/C	Abcissa Superior Y_S/C	Abcissa Inferior Y_I/C
0	0	0
0,247	1,477	-1,724
0,493	2,216	-2,463
0,986	2,955	-2,955
1,725	3,94	-3,694
2,71	4,679	-4,088
3,202	5,172	-4,334
4,434	5,911	-4,532
5,912	6,65	-4,532
7,045	7,044	-4,433
8,867	7,389	-4,285
10,838	7,881	-4,285
12,808	8,226	-4,334
15,271	8,472	-4,679
19,212	8,62	-5,172
23,646	8,62	-5,665
27,833	8,62	-6,157
33,005	8,62	-6,403
38,178	8,62	-6,551
41,626	8,472	-6,502
45,074	8,374	-6,403
47,784	8,128	-6,403
50	8,128	-6,157
52,119	7,881	-6,157
55,419	7,635	-6,009
57,39	7,389	-5,911
60,345	6,995	-5,665
64,286	6,65	-5,418
67,242	6,157	-5,172
71,429	5,665	-4,679
77,094	4,926	-3,94
86,454	3,054	-2,709
92,611	1,724	-1,724
100	0	0

LEGENDA:

- NACA 23015 MODIFICADO
- NACA 23015
- PERFIL REAL DO MODELO

Curva C_L x α comparativa entre NACA 23015 e NACA 23015 modificado

APÊNDICE II

CURVAS E EQUAÇÕES DE CALIBRAÇÃO DA BALANÇA EXTENSIMÉTRICA

APÊNDICE II - CALIBRAÇÃO DA BALANÇA

I. CALIBRAÇÃO DAS SEÇÕES PARA LEITURA DA SUSTENTAÇÃO.

- 1.1. *SEÇÃO EXTENSIMÉTRICA POSICIONADA PERPENDICULAR À DIREÇÃO, E MAIS AFASTADA DO PONTO DE APLICAÇÃO, DA FORÇA DE SUSTENTAÇÃO.*

EQUAÇÃO : $M_{Li} = 0,0125875 \cdot L_{Li}$

1.2. *SEÇÃO EXTENSIMÉTRICA POSICIONADA PERPENDICULAR À DIREÇÃO, E MAIS PRÓXIMA DO PONTO DE APLICAÇÃO, DA FORÇA DE SUSTENTAÇÃO.*

EQUAÇÃO : $M_{Ls} = 0,1435 \cdot L_{Ls}$

2. CALIBRAÇÃO DAS SEÇÕES PARA A LEITURA DO ARRASTO

2.1. SEÇÃO EXTENSIMÉTRICA POSICIONADA PERPENDICULAR À DIREÇÃO E MAIS AFASTADA DO PONTO DE APLICAÇÃO DA FORÇA DE ARRASTO.

EQUAÇÃO: $M_{Di} = 0,0108389 \cdot L_{Di}$

2.2. SEÇÃO EXTENSIMÉTRICA POSICIONADA PERPENDICULAR À DIREÇÃO E MAIS PRÓXIMA DO PONTO DE APLICAÇÃO DA FORÇA DE ARRASTO.

EQUAÇÃO : $M_{Ds} = 0,100982 \cdot L_{Ds}$

3. CALIBRAÇÃO DAS SEÇÕES DO ARRASTO DEVIDO AO CARREGAMENTO APLICADO À SUSTENTAÇÃO.

(Leitura fictícia influenciada somente pela presença de carga na sustentação)

3.1. *SEÇÃO DE ARRASTO MAIS DISTÂNTE DO PONTO DE APLICAÇÃO DA* *FORÇA DE SUSTENTAÇÃO.*

EQUAÇÃO : $D_{I\text{ ind}} = 0,800721 \cdot M_{DI\text{ ind}}$

3.2. SEÇÃO DE ARRASTO MAIS PRÓXIMA DO PONTO DE APLICAÇÃO DA FORÇA DE SUSTENTAÇÃO.

EQUAÇÃO : $D_{s \text{ ind}} = 0,102928 \cdot M_{DS \text{ ind}}$

APÊNDICE IV

PLANILHA ELETRÔNICA UTILIZADA

APÊNDICE IV- PLANILHA ELETRÔNICA EMPREGADA

Alfa	Pd (mmH2O)	leitura L inf (n sens. L inf	L inf (mV)	M L inf (Kgf.n
0	51,2	15	0,1	1,5 0,01888125
1	47,5	52	0,1	5,2 0,065455
2	47,3	78	0,1	7,8 0,0981825
3	47,2	59	0,2	11,8 0,1485325
4	47,5	77	0,2	15,4 0,1938475
5	47,7	98	0,2	19,6 0,246715
6	47,5	46	0,5	23 0,2895125
7	47,5	54,5	0,5	27,25 0,34300938
8	47,8	62	0,5	31 0,3902125
9	47,6	69	0,5	34,5 0,43426875
10	48	75	0,5	37,5 0,47203125
11	47,6	82	0,5	41 0,5160875
12	47,6	87	0,5	43,5 0,54755625
13	47,7	94	0,5	47 0,5916125
14	47,7	48	1	48 0,6042
15	47,6	43	1	43 0,5412625

Área= 0,053682 m2

leitura L sup (sens. L sup	L sup (mV)	M L sup (Kgf. L (Kgf)	CL bas
10 0,1	1	0,01434993 0,04769811	0,01735412
32 0,1	3,2	0,04591978 0,20563394	0,08064408
45 0,1	4,5	0,06457469 0,35376647	0,13932429
70 0,1	7	0,10044951 0,50613674	0,19975478
90 0,1	9	0,12914937 0,68103295	0,26708274
58 0,2	11,6	0,16645919 0,84479802	0,32991786
67 0,2	13,4	0,19228906 1,02340461	0,40135167
80 0,2	16	0,22959888 1,19379468	0,46817406
90 0,2	18	0,25829874 1,38856589	0,54114034
40 0,5	20	0,2869986 1,55021211	0,60667414
43 0,5	21,5	0,3085235 1,72113426	0,66795134
47 0,5	23,5	0,33722336 1,88278047	0,73682448
50 0,5	25	0,35874825 1,98745263	0,77778783
55 0,5	27,5	0,39462308 2,07357289	0,80978968
57 0,5	28,5	0,40897301 2,055021	0,80254464
55 0,5	27,5	0,39462308 1,54357289	0,60407589

braço L sup (r	leitura D inf i	leitura D sup i	leitura D inf (r sens. D inf	D inf (mV)	
0,30084906	0,01511861	0,00194341	54	0,1	5,4
0,22330835	0,05241119	0,00673715	46	0,1	4,6
0,18253478	0,07861679	0,01010573	44	0,1	4,4
0,19846319	-0,57203124	-0,04937331	43	0,1	4,3
0,18963748	-0,52375073	-0,04359388	42	0,1	4,2
0,19704022	-0,46742348	-0,03685122	42	0,1	4,2
0,18789153	-0,42182522	-0,03139287	43	0,1	4,3
0,19232694	-0,36482741	-0,02456993	46	0,1	4,6
0,18601835	-0,4827634	-0,03812082	50	0,1	5
0,18513505	-0,41892898	-0,03046856	53	0,1	5,3
0,17925591	-0,36421376	-0,02390948	56	0,1	5,6
0,17910923	-0,30037934	-0,01625721	61	0,1	6,1
0,18050657	-0,25478332	-0,01079131	65	0,1	6,5
0,19031068	-0,28369249	-0,01143422	70	0,1	7
0,19901159	-0,26212395	-0,0088385	79	0,1	7,9
0,25565561	-0,36996666	-0,02181709	44	0,2	8,8

D inf real (mV M D inf (Kgf.r	leitura D sup i sens. D sup	D sup (V)	D sup real (V)		
5,38488139	0,05836646	4,2	0,1	0,42	0,41805659
4,54758881	0,04929109	3,65	0,1	0,365	0,35826285
4,32138321	0,04683926	3,5	0,1	0,35	0,33989427
4,87203124	0,0528077	3,52	0,1	0,352	0,40137331
4,72375073	0,0512005	3,4	0,1	0,34	0,38359388
4,66742348	0,05058997	3,37	0,1	0,337	0,37385122
4,72182522	0,05117963	3,46	0,1	0,346	0,37739287
4,96482741	0,05381352	3,75	0,1	0,375	0,39956993
5,4827634	0,0594274	4,08	0,1	0,408	0,44612082
5,71892898	0,06198719	4,32	0,1	0,432	0,46246856
5,96421376	0,06464581	4,5	0,1	0,45	0,47390948
6,40037934	0,06937339	4,92	0,1	0,492	0,50825721
6,75478332	0,07321476	5,2	0,1	0,52	0,53079131
7,28369249	0,07894758	5,55	0,1	0,555	0,56643422
8,16212395	0,08846885	6,3	0,1	0,63	0,6388385
9,16996666	0,09939281	6,9	0,1	0,69	0,71181709

M D sup (Kgf. D (Kgf)	CD bas	CL/CD bas	Braço L inf (n	Braço D inf (n
0,04221624	0,15381157	0,05596163	0,31010739	0,39584906
0,03617815	0,12488516	0,04897659	1,64658419	0,31830835
0,03432325	0,11920009	0,04694472	2,9678374	0,27753478
0,04053153	0,11691591	0,04614269	4,32906629	0,29346319
0,03873613	0,11870829	0,04655419	5,73702933	0,28463748
0,03775229	0,1222636	0,04774744	6,90964477	0,29204022
0,03810994	0,12447326	0,04881505	8,22188336	0,28289153
0,04034942	0,12822946	0,05028813	9,30983139	0,28732694
0,04505023	0,13692541	0,05336143	10,141039	0,28101835
0,04670106	0,14558214	0,05697344	10,648367	0,28013505
0,04785639	0,1598993	0,06205498	10,7638637	0,27425591
0,0513249	0,17189043	0,06726917	10,9533755	0,27410923
0,05360044	0,18680306	0,07310521	10,6392937	0,27550657
0,05719973	0,20712233	0,08088721	10,011344	0,28531068
0,06451127	0,22816744	0,08910593	9,00663582	0,29401159
0,07188081	0,26201908	0,10254094	5,89107051	0,35065561