

Hernán Darío Cerón Muñoz



**ESTUDO DA INTERFERÊNCIA AERODINÂMICA DO
SISTEMA MOTOPROPULSOR EM UMA AERONAVE DO
TIPO "BLENDED WING BODY"**

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

Orientador: Prof. Tit. Fernando Martini Catalano

Serviço de Pós-Graduação EESC/USP

EXEMPLAR REVISADO

Data de entrada no Serviço...12/01/10

Ass.:.....*D*.....

São Carlos

2009

Class.	TEEE ✓
Catt.	4821
Tombo	7001-10
Syno	1799655

31100212086

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

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

C416e Cerón Muñoz, Hernán Darío
 Estudo da interferência aerodinâmica do sistema
 motopropulsor em uma aeronave do tipo "BLENDED WING
 BODY" / Hernán Darío Cerón Muñoz ; orientador Fernando
 Martini Catalano. -- São Carlos, 2009.


Tese (Doutorado-Programa de Pós-Graduação
 em Engenharia Mecânica e Área de Concentração em
 Aeronaves) -- Escola de Engenharia de São Carlos da
 Universidade de São Paulo, 2009.

1. BWB - Blended Wing Body. 2. Aeronaves - novas
 configurações. I. Título.


FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro HERNAN DARIO CERON MUÑOZ.


Tese defendida e julgada em 27/11/2009 perante a Comissão Julgadora:



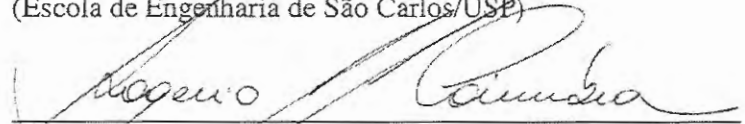
Prof. Titular **FERNANDO MARTINI CATALANO (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP) Aprovado



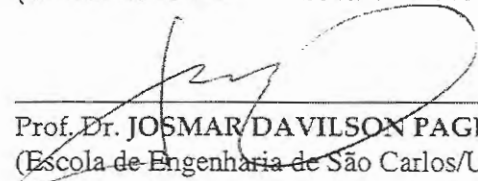
Dr. **ENDA DIMITRI VIEIRA BIGARELLA**
(Empresa Brasileira de Aeronáutica/EMBRAER) Aprovado



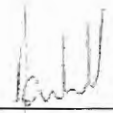
Prof. Dr. **PAULO CELSO GRECO JUNIOR**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP) Aprovado




Prof. Dr. **ROGÉRIO FRAENDORF DE FARIA COIMBRA**
(Universidade de Taubaté/UNITAU) Aprovado



Prof. Dr. **JOSMAR DAVILSON PAGLIUSO**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP) Aprovado



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



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

“Dedico este trabajo a Ana María, mi amada esposa, mi fuerza, mi luz y mi guía.”

Agradecimentos

Agradeço ao Professor Fernando Martini Catalano quem orientou a condução deste trabalho.

Assim também agradeço aos professores: Marcello Faraco, Paulo Greco pela colaboração e ajuda no esclarecimento de duvidas no desenvolvimento da presente pesquisa.

À Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - CAPES, pela bolsa de estudo concedida.

Aos caros colegas do Laboratório de Aeronaves -LAE, pelos bons momentos compartilhados e apoio nos momentos difíceis de minha estadia no Brasil.

Aos funcionários do LAE: Gisele, Carlos, Cláudio, Osnan e Otavio; pelo auxílio na construção, na instalação e consecução dos aparelhos necessários para o desenvolvimento dos experimentos.

Agradeço a Rafael de Oliveira, pela construção da placa e elaboração do programa para controle do motor de passo, e a Edson Grupioni pela ajuda na realização dos experimentos.

Sumário

Resumo	vii
Abstract	ix
LISTA DE FIGURAS	xi
LISTA DE TABELAS	xiii
1 Introdução	1
2 Revisão Bibliográfica	5
2.1 Introdução	5
2.2 Por que uma nova configuração?	6
2.3 O conceito BWB	9
2.4 Alternativas do sistema motopropulsor para a configuração BWB?	11
2.5 Problemas e decisões para o BWB	14
3 Geometria do Modelo BWB	17
3.1 Introdução	17
3.2 Considerações do Projeto do BWB	20
3.2.1 Escolha dos Perfis Aerodinâmicos	20

3.3	Torção Geométrica	21
4	Descrição do Experimento	23
4.1	Introdução	23
4.2	Seqüência Experimental	23
4.3	Aparelho Experimental	24
4.3.1	Naceles	24
4.3.2	O Túnel de Vento e Instrumentação	24
4.3.3	Procedimento Experimental para Análise do Sistema	27
	Instrumentação do Modelo	27
	Montagem Experimental	27
	Calibração da Balança Aerodinâmica	27
	Parâmetros dos Ensaios	28
4.3.4	Rugosidade para efeito da transição	29
4.3.5	Correções no Túnel de Vento	29
5	Apresentação e Discussão dos Resultados	33
5.1	Introdução	33
5.2	Discussão dos Resultados Obtidos com Balança Aerodinâmica	35
5.2.1	Resultados Obtidos para o Modelo, Configuração Limpa	36
5.2.2	Resultados Obtidos para o Modelo com Naceles	40
5.3	Experimentos de Visualização	52
5.4	Coeficientes de Pressão	55

5.4.1	Coeficientes de Pressão Obtidos para o Modelo, Configuração Limpa	57
5.4.2	Coeficientes de Pressão Obtidos para o Modelo com Naceles, $\alpha = 4,5^\circ$	68
6	Conclusões e recomendações para trabalhos futuros	89
	BIBLIOGRAFIA	93
A	Coeficientes de Pressão Obtidos para o Modelo com Naceles, para outros ângulos de ataque	97
A.1	Coeficientes de pressão, $\alpha = 6,7^\circ$	97
A.2	Coeficientes de Pressão $\alpha = 10^\circ$	108
B	Cálculo de Incertezas	113
B.1	Erro na Determinação da Velocidade do Ar	114
B.2	Resumo de Incertezas	115
C	Coordenadas dos Perfis Aerodinâmicos	117
D	Simulações computacionais	119
D.1	CosmosFloWorks®	119
D.2	Desenvolvimento das simulações	120
D.2.1	Estudo	120
	Etapa I	120
	Etapa II	122
D.3	Resultados	123
D.3.1	Etapa I	123

Etapa II 126

Resumo

CERÓN-MUÑOZ, H. D. (2008). Estudo da interferência do sistema motopropulsor numa aeronave tipo “BLENDED WING BODY”.

Tese(Doutorado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2008.

^{Antecedentes} Nas últimas décadas o sector aeronáutico tem procurado alternativas para o desenvolvimento de aeronaves que gerem custos operacionais mais baixos, com menores impactos ecológicos, climáticos e acústicos. Sendo assim, uma configuração para aeronaves subsônicas de longo alcance, conhecida como **BWB**, tem sido proposta. O **BWB** é uma aeronave sem cauda com uma combinação suave das asas com a fuselagem gerando um formato similar a uma asa voadora. Na configuração **BWB** a asa central é utilizada para a localização dos passageiros e a asa externa opera como uma asa de uma aeronave convencional. A eliminação da empenagem e redução dos vórtices da junção asa-fuselagem poderia produzir uma redução no arrasto na configuração **BWB**. A eliminação desses elementos também reduz o esforço estrutural da aeronave. Porém, existem dificuldades, na configuração **BWB**, que precisam ser resolvidas. Entre elas, a otimização da localização do sistema moto-propulsor. Diferentes estudos têm mostrado que os motores e as entradas de ar podem ser instalados perto do extradorso, no bordo de fuga da asa central sobre pilones. Esta configuração do sistema moto-propulsor produz reduções do ruído interno e aumenta a segurança da aeronave nas fases de decolagem e pouso. No presente trabalho é apresentada uma análise experimental da interferência do sistema moto-propulsor sobre uma aeronave de configuração **BWB**. Para o estudo dos efeitos aerodinâmicos das naceles sobre o **BWB**, os pilones não foram instalados com o intuito de analisar só os efeitos das naceles no extradorso do modelo.

Abstract

CERÓN-MUÑOZ, H. D. (2008). Aerodynamic interference of a power-plant system on a Blended Wing Body configuration
Tese(Doutorado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos,2008.

The aim of this research is to study the aerodynamic characteristics of a Blended Wing Body configuration (**BWB**) and effects of the arrangement of the powerplant . In the last few decades the aeronautical industry and researchers have focused their interest on the development of aircraft for long range subsonic transport in order to reduce direct operating costs per passenger, emission and noise. As a result, an alternative known as the Blended Wing Body configuration has been proposed. The **BWB** is a tailless aircraft with a smooth combination of fuselage and wings which produces a similar geometry to that of a flying wing. In the **BWB** the central wing is used to house the passengers. The external wings operate like conventional aircraft wings. The elimination of the empennage assembly and reduction of vortices formed at the wing-fuselage junction produce a drag reduction in the **BWB** configuration. The inexistence of such junctions in a **BWB** configuration also implies in a reduction of strong localized stress on the aircraft structure. There are however difficulties with the **BWB** configuration, yet to be resolved. Among them, the optimal location of the propulsion system. Different studies have shown that the engines and inlets could be placed on pylons over the upper surface near the trailing edge of the central wing section. This arrangement of the powerplant is accepted for the reduction of internal noise and increased safety of the aircraft in the takeoff and landing stages . The present work presents an experimental analysis of the engine-airframe integration on a **BWB** configuration. In order to study the interference between the nacelle and the **BWB**, the pylon was not included in order to.

LISTA DE FIGURAS

2.1	Evolução das configurações em 100 anos da aviação	8
2.2	Evolução da eficiência de consumo de combustível das aeronaves a reação (MARTÍNEZ-VAL, 2007)	8
2.3	Evolução das asas voadoras-BWB	10
2.4	“Integrated-Wing-Body” (IWB)	11
2.5	Sistema de propulsão embutida (BLI)(KAWAI <i>et al.</i> , 2006)	12
2.6	Propulsão distribuída (KO <i>et al.</i> , 2003)	14
2.7	Configuração “Integrated-Wing-Body” (IWB)	15
2.8	Configuração da fuselagem para pressurização (MUKHOPADHYAY <i>et al.</i> , 2004)	15
3.1	Vista isométrica do modelo BWB	17
3.2	Vista superior do modelo BWB	19
3.3	Moldes e instrumentação do modelo	20
3.4	Distribuição da espessura na direção da envergadura	21
3.5	Perfis aerodinâmicos das seções $y/s = 0$ e $y/s = 0,125$	22
3.6	Perfis aerodinâmicos das seções das asas externas	22
3.7	Distribuição da torsão geométrica	23
3.8	Fotografia do modelo dentro do túnel de vento	23
4.1	Esquema da nacele (unidades em mm)	27

4.2	Células de carga	26
4.3	Montagem preliminar do modelo	27
4.4	Montagem preliminar do modelo	28
4.5	Geometria da rugosidade para efeito da transição.	29
5.1	Designação das configurações para $\alpha = 4,5^\circ$	34
5.2	Parâmetros da análise	35
5.3	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para a configuração limpa	37
5.4	Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque para a configuração limpa	38
5.5	Curva polar para a configuração limpa	38
5.6	Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque para a configuração limpa	38
5.7	Razão de subida em função do ângulo de ataque para a configuração limpa . . .	39
5.8	Máximo alcance em função do ângulo de ataque para a configuração limpa . .	39
5.9	Variação do C_D em função da distancia na direção do eixo vertical	46
5.10	Variação do C_D em função da distancia na direção do eixo longitudinal	47
5.11	Variação do C_L em função da distancia na direção do eixo vertical	48
5.12	Variação do C_L em função da distancia na direção do eixo longitudinal	49
5.13	Variação da eficiência aerodinâmica em função da distancia na direção do eixo vertical	50
5.14	Variação da eficiência aerodinâmica em função da distancia na direção do eixo longitudinal	51
5.15	Visualização asa central $\alpha 4,5$	52

5.16	Visualização ponta da asa $\alpha 4,5$	54
5.17	Visualização da bolha se separação $\alpha 4,5$	54
5.18	Visualização asa central $\alpha 6,7$	54
5.19	Visualização ponta da asa $\alpha 6,7$	55
5.20	Visualização asa central $\alpha 8,8$	55
5.21	Visualização ponta da asa $\alpha 8,8$	55
5.22	Visualização junção das asas central e externa $\alpha 8,8$	55
5.23	Visualização asa central $\alpha 20$	55
5.24	Visualização ponta da asa $\alpha 20^\circ$	55
5.25	Visualização asa central com naceles $\alpha 4,5$	55
5.26	Visualização asa central com naceles $\alpha 4,5, Y/d = 0,3463, X/c_{raiz} = 0,7423$	55
5.27	Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 4,5^\circ; \alpha = 6,7^\circ$, seções $y/b =$ 0 e $y/b = 0,044$	59
5.28	Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 8,8^\circ \alpha = 10,8^\circ$, seções $y/b =$ 0 e $y/b = 0,044$	60
5.29	Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 16,4^\circ \alpha = 20^\circ$, seções $y/b =$ 0 e $y/b = 0,044$	61
5.30	Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 4,5^\circ \alpha = 6,7^\circ$, seções $y/b =$ 0,137 e $y/b = 0,169$	62
5.31	Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 8,8^\circ \alpha = 10,8^\circ$ seções $y/b =$ 0,137 e $y/b = 0,169$	63
5.32	Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 14,6^\circ \alpha = 20^\circ$, seções $y/b =$ 0,137 e $y/b = 0,169$	64

5.33	Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 4,5^\circ$ $\alpha = 6,7^\circ$	63
5.34	Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 6,7^\circ$ $\alpha = 8,8^\circ$	64
5.35	Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 10,8^\circ$ $\alpha = 20^\circ$	65
5.36	Configurações analisadas para $\alpha = 4^\circ$	66
5.37	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{14,4}$, $P_{15,4}$ seção $y/b = 0,088$.	69
5.38	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{18,4}$, $P_{21,4}$ seção $y/b = 0,088$.	70
5.39	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{14,4}$, $P_{15,4}$ seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	71
5.40	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{18,4}$, $P_{21,4}$ seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	72
5.41	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{14,4}$, $P_{15,4}$ seções $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$	73
5.42	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{18,4}$, $P_{21,4}$ seções $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$	74
5.43	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{14,4}$, $P_{15,4}$	75
5.44	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{18,4}$, $P_{21,4}$	76
5.45	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações A_{14} , B_{24} seção $y/b = 0,088$. .	77
5.46	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações A_{14} , B_{24} seções $y/b = 0$ e $y/b =$ $0,044$	78
5.47	Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações A_{14} , B_{24} seções $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$	79
5.48	Coeficientes de pressão $\alpha = 4,5^\circ$, configurações limpa e $P_{02,4}$, na região de admissão da nacele	81

5.49	Coeficientes de pressão $\alpha = 4,5^\circ$, configurações $P_{14,4}$ e $P_{26,4}$, na região de admissão da nacele	84
5.50	Coeficientes de pressão $\alpha = 4,5^\circ$, configurações limpa e $P_{13,4}$, na região de admissão da nacele	85
5.51	Coeficientes de pressão $\alpha = 4,5^\circ$, configurações $P_{15,4}$ e $P_{18,4}$, na região de admissão da nacele	86
5.52	Coeficientes de pressão para $\alpha = 4,5^\circ$, $\alpha = 6,7^\circ$, $\alpha = 10,8^\circ$ configurações B2, seção $y/b = 0,088$	87
5.53	Coeficientes de pressão para $\alpha = 4,5^\circ$, $\alpha = 6,7^\circ$, $\alpha = 10,8^\circ$ configurações A1, seção $y/b = 0,088$	88
A.1	Configurações analisadas para $\alpha = 6^\circ$	98
A.2	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A1_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	99
A.3	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A1_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$	100
A.4	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A1_6$, seção $y/b = 0,088$	100
A.5	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A3_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	101
A.6	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A3_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$	101
A.7	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A3_6$, seção $y/b = 0,088$	102
A.8	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A5_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	102
A.9	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A5_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$	103
A.10	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A5_6$, seção $y/b = 0,088$	103
A.11	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B2_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	104

A.12	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B2_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$	102
A.13	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B2_6$, seção $y/b = 0,088$	103
A.14	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B4_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	103
A.15	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B4_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$	104
A.16	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B4_6$, seção $y/b = 0,088$	104
A.17	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B5_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	105
A.18	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B5_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$	105
A.19	Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B5_6$, seção $y/b = 0,088$	106
A.20	Configurações analisadas para $\alpha = 10^\circ$	107
A.21	Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $A3_{10}$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	108
A.22	Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $A3_{10}$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$	108
A.23	Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $A3_{10}$, seção $y/b = 0,088$	109
A.24	Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $B2_{10}$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$	109
A.25	Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $B2_{10}$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$	110
A.26	Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $B2_{10}$, seção $y/b = 0,088$	110
C.1	Coordenadas dos perfis aerodinâmicos do modelo BWB	115
D.1	Malha gerada para configuração limpa	119

D.2	Malha gerada para a análise com a presença da nacele	122
D.3	$C_L \times \alpha$	124
D.4	$C_D \times \alpha$	124
D.5	Polar de arrasto	125
D.6	Eficiencia aerodinâmica	125
D.7	Razão de subida	126
D.8	C_p configuração limpa para $\alpha = 4^\circ, Re = 460.000$	127
D.9	Linhas de corrente para $\alpha = 4^\circ$	127
D.10	Linhas de corrente para $\alpha = 18^\circ$	128
D.11	Efeito da posição da nacele na direção X , sobre a distribuição de pressão para $Z/d = 0,64$ e $Y/b = 0,16$	129
D.12	Efeito da distância vertical da nacele na distribuição de pressão para $X/c_r =$ $0,97, Y/b = 0,16$	130
D.13	Efeito da propulsão para $X/c_r = 0,97, Y/b = 0,16$	130

LISTA DE TABELAS

2.1	Comparações: Projeções (KEHAYAS, 1998), configuração atual e SAX-40 . . .	11
4.1	Condições do ensaio no túnel de vento	30
4.2	Fatores de correção	33
5.1	Parâmetros aerodinâmicos, configuração limpa	39
5.2	Parâmetros aerodinâmicos para efeitos comparativos, configuração limpa . . .	42
5.3	$\Delta C_D/C_{Dl}$, para $\alpha = 4,5^\circ$	44
5.4	$\Delta C_D/C_{Dl}$, para $\alpha = 6,7^\circ$	45
5.5	$\Delta C_D/C_{Dl}$, para $\alpha = 10,8^\circ$	45
5.6	$\Delta C_L/C_{Ll}$, para $\alpha = 4,5^\circ$	45
5.7	$\Delta C_L/C_{Ll}$, para $\alpha = 6,7^\circ$	46
5.8	$\Delta C_L/C_{Ll}$, para $\alpha = 10,8^\circ$	46
5.9	$\Delta E/E_l$, para $\alpha = 4,5^\circ$	46
5.10	$\Delta E/E_l$, para $\alpha = 6,7^\circ$	47
5.11	$\Delta E/E_l$, para $\alpha = 10,8^\circ$	47
5.12	Configurações analisadas para $\alpha = 4^\circ, Y/b = 0.1127$	69
A.1	Configurações analisadas para $\alpha = 6^\circ, Y/b = 0.1127$	99
A.2	Configurações analisadas para $\alpha = 10^\circ, Y/b = 0.1127$	108

C.1	Coordenadas dos perfis aerodinâmicos P_1, P_2, P_3 e P_4	116
C.2	Coordenadas dos perfis aerodinâmicos P_5, P_6, P_7	116
D.1	Condições iniciais e de fronteira das simulações	119
D.2	Dimensões dos parâmetros da análise	121

Introdução

O presente trabalho consiste no estudo dos efeitos aerodinâmicos produzidos pelo sistema motopropulsor sobre um modelo de uma aeronave de configuração tipo “*Blended Wing Body*” (**BWB**). O **BWB** é uma aeronave sem cauda, de geometria similar a uma asa voadora. Nas últimas décadas o sector aeronáutico tem procurado alternativas para o desenvolvimento de aeronaves que gerem custos operacionais mais baixos, com menores impactos ecológicos, climáticos e acústicos. Sendo assim, têm surgido diferentes propostas para a abordagem destes desafios, entre elas uma configuração para aeronaves subsônicas de longo alcance conhecida como **BWB**.

No **BWB**, a parte central da aeronave, considerada como a fuselagem, é gerada a partir de um arranjo de perfis aerodinâmicos suficientemente espessos para permitir o alojamento da tripulação e passageiros. De fato, a utilização perfis espessos, obrigada por fatores ergonômicos, obriga que a aeronave seja projetada para o transporte de um numero elevado de passageiros. A parte externa do modelo é composta por asas enflechadas e afiladas de formato convencional, proporcionando uma combinação suave das asas com a fuselagem. Pela eliminação da empenagem e a redução dos vórtices gerados pela junção asa-fuselagem o **BWB** oferece algumas vantagens quando comparado com aeronaves convencionais da mesma capacidade. Uma maior eficiência aerodinâmica, reduções no peso de decolagem e consumo de combustível por passageiro-milha são qualidades que fazem do **BWB** uma alternativa promissora para uma nova geração de aeronaves subsônicas de longo alcance por ser aeronaves de grão capacidade de carga.

de carga.

O debate proposto em torno da filosofia do projeto **BWB** questiona aspectos como pressurização da fuselagem, distribuição e disponibilidade de janelas e saídas de emergência, sistemas de controle, arranjo e localização do sistema de propulsão, entre outros. Estes são fatores que têm que ser discutidos e resolvidos, por parte da comunidade aeronáutica, visando à implementação deste tipo de aeronaves para a segunda ou terceira década do presente século. Por outro lado, para qualquer tipo de aeronave a localização e configuração do sistema moto-propulsor são fatores relevantes na concepção de uma nova proposta aeronáutica. Por exemplo, a instalação das naceles afeta diferentes características de uma aeronave a jato. Segurança, peso estrutural, aerodinâmica, aeroelasticidade, acústica e manutenção são fatores influenciados pela posição dos motores na aeronave.

A geometria **BWB** permite que os motores sejam localizados na parte central e no extradorso da aeronave. Esta configuração apresenta algumas características positivas como a diminuição dos níveis de ruído emitidos para o solo e a redução da influência do jato dos motores nos sistemas de controle da aeronave, porém, o arrasto causado pela interferência aerodinâmica também é incrementado. Com o intuito de reduzir a interferência dos motores no **BWB** e otimizar o sistema moto-propulsor, diferentes pesquisas vêm sendo realizadas. A implementação de um sistema de propulsão distribuída ou a ingestão da camada limite por parte dos motores são propostas que têm surgido nos últimos anos como alternativas à utilização da configuração convencional Nacele/Pilone para o **BWB**.

A experiência e o amplo conhecimento da configuração Nacele/Pilone por parte da indústria aeronáutica, em relação às outras propostas, fazem desta uma alternativa válida na filosofia **BWB**. Foi este o fator de escolha desta configuração para o presente trabalho.

Foi projetado um modelo de naceles com uma geometria interna que proporciona uma força propulsiva que afetará as características aerodinâmicas do **BWB**. A análise foi realizada através da variação da posição das naceles, na direção dos eixos vertical e longitudinal do modelo, para configurações de subida e pouso da aeronave. Através de simulações computacionais

(COSMOSFloWorks[®]) e testes em túnel de vento se avaliou a interferência aerodinâmica de duas naceles, sem pilone, sobre o modelo **BWB**. Os gráficos dos coeficientes aerodinâmicos e a distribuição dos coeficientes de pressão, da região afetada pelas naceles, são apresentados para as análises das configurações.

Revisão Bibliográfica

2.1 Introdução

A pressão para reduzir os custos operacionais diretos (D.O.C) e a forte regulamentação internacional do tráfego aéreo têm reduzido as possibilidades de inovação no formato dos aviões de configuração convencional. Em vista do endurecimento das restrições ambientais dos aeroportos e a economia de mercado, a indústria aeronáutica procura alternativas para o desenvolvimento de aeronaves que gerem custos operacionais mais baixos, com menores impactos ecológicos, climáticos e acústicos. Na década dos 90 surge a proposta “*Blended wing body*” como uma configuração para aeronaves subsônicas de longo alcance. O termo “*Blended wing body*” poderia ser traduzido como a combinação da asa com a fuselagem e é conhecida como **BWB**, pelas suas iniciais em inglês. A configuração **BWB** oferece melhorias em comparação com as aeronaves convencionais que serão discutidas a seguir. Nos últimos anos a comunidade aeronáutica internacional (universidades, fabricantes de aeronaves e instituições governamentais) tem mostrado um crescente interesse no desenvolvimento deste tipo de aeronaves.

Embora o **BWB** seja considerado uma aeronave não convencional, não poderia ser afirmado que é uma configuração completamente inovadora. Existiram aeronaves sem cauda que não tiveram sucesso por diferentes fatores, entre eles, limitações de controle e estabilidade, porém, avanços tecnológicos e novos materiais têm permitido a operação de aeronaves militares com um formato de asa voadora similar ao **BWB**. Estes avanços tornam viável a implementação e

operação deste tipo de aeronaves para transporte civil em um futuro próximo.

As diferentes áreas da engenharia aeronáutica estão comprometidas com o desenvolvimento e a otimização do **BWB**. A técnica conhecida como MDO, pelas iniciais em inglês de “Multidisciplinary Design Optimization”, tem permitido progressos consideráveis para a implementação da aeronave tipo **BWB** para os próximos anos. Nesta revisão bibliográfica se apresenta um resumo geral das pesquisas relacionadas com o **BWB** no tocante a definição do conceito **BWB** e implementação de alternativas do sistema motopropulsor para esta configuração.

2.2 Por que uma nova configuração?

Uma forma de cumprir a exigência do mercado, de melhorar a rentabilidade de uma futura aeronave, seria aumentar a capacidade de transporte de passageiros o mais eficientemente possível. Isto tornaria possível reduzir os custos operacionais diretos (DOC) por passageiro e descongestionar os grandes aeroportos devido à redução da frequência de vôos. No entanto, o formato, processos de manufatura e limitações de tamanho, impostas pela infra-estrutura existente nos aeroportos, podem ter limitado a capacidade máxima de passageiros para os aviões de configuração convencional (BOLSUNOVSKY *et al.*, 2001b).

No tocante ao impacto acústico, os aviões a jato têm reduzido mais do que 20dB na emissão de ruído, tendo como referência as primeiras aeronaves a reação (GREEN, 2002). Este decréscimo, em grande medida, se deve a implementação do motor turbofan de alta derivação. Porém, nas últimas duas décadas, embora aumentando a derivação dos motores, não se tem conseguido maiores reduções na emissão de ruído (HALL; CRICHTON, 2005).

No caso da instalação do grupo moto-propulsor em aeronaves convencionais, o esforço realizado para a redução de ruído entra em conflito com a redução do consumo de combustível. Quanto maior a derivação do motor, maior será o diâmetro do fan e maior o arrasto de instalação do motor o que implicaria em um maior consumo de combustível e emissão de gases.

Nos últimos 50 anos a indústria aeronáutica tem baseado os projetos de aeronaves, de médio

e longo alcance, no que se conhece como configuração convencional. A dita configuração caracteriza-se por uma fuselagem fina e tubular acoplada a uma par de asas enflechadas, afiladas e de alto alongamento, com superfícies estabilizadoras na cauda e motores fixos no intradorso das asas (H. GHIGLIAZZA *et al.*, 2007).

Na Figura 2.1 podem ser observadas as grandes mudanças que se implementaram nas aeronaves no período compreendido entre o primeiro vôo de Santos Dumond em 1906 e o vôo do B-47 da Boeing em 1947. Assim mesmo pode ser observado como não existem diferenças significativas entre as aeronaves contemporâneas e o B-47. O B-47 foi a aeronave que serviu como base fundamental no formato das aeronaves à reação que operam na atualidade: fuselagem cilíndrica, asa enflechadas, empenagem e localização dos motores no intradorso e a montante das asas. Os dois últimos lançamentos ao mercado de aeronaves de longo alcance, Boeing 787 e Airbus 380, ainda mantêm a configuração básica do B-47.

Na década de 50, algumas variações foram introduzidas. Os motores foram localizados na parte posterior da fuselagem da aeronave, configuração utilizada em algumas aeronaves executivas e regionais atuais. Porém observa-se que a configuração convencional aproxima-se a uma assíntota em termos de produtividade e características de desempenho. Por esta razão diferentes pesquisas estão em desenvolvimento para encontrar alternativas que permitam aeronaves mais eficientes, lucrativas e mais adequadas às exigências ecológicas atuais (MARTÍNEZ-VAL, 2007).

Na Figura 2.2, por exemplo, apresenta-se a evolução da eficiência de consumo de combustível dada pela quantidade de passageiros transportados e a distância percorrida em relação à quantidade de combustível consumido. Nela pode ser observado como nos últimos 20 anos não se têm conseguido uma melhora significativa desta eficiência.

Nesse campo de trabalho, surgiram diferentes configurações não convencionais para o transporte civil. Nos últimos anos a configuração **BWB** tem despertado grande interesse por parte da indústria aeronáutica, instituições governamentais e de pesquisa (LIEBECK, 2004; SMITH, 2000; LAW; DOWLING, 2005). Esta aeronave promete redução do consumo de combustível

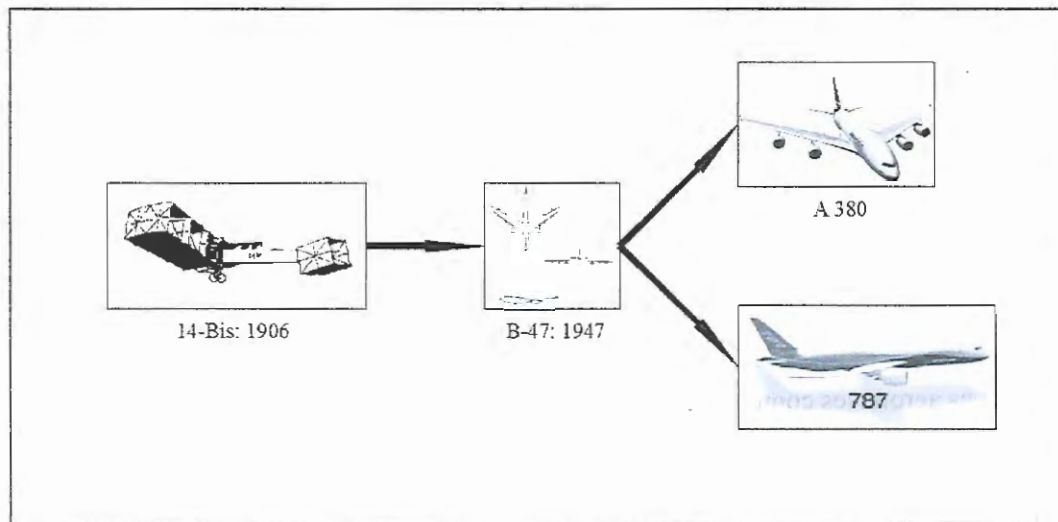


Figure 2.1: Evolução das configurações em 100 anos da aviação

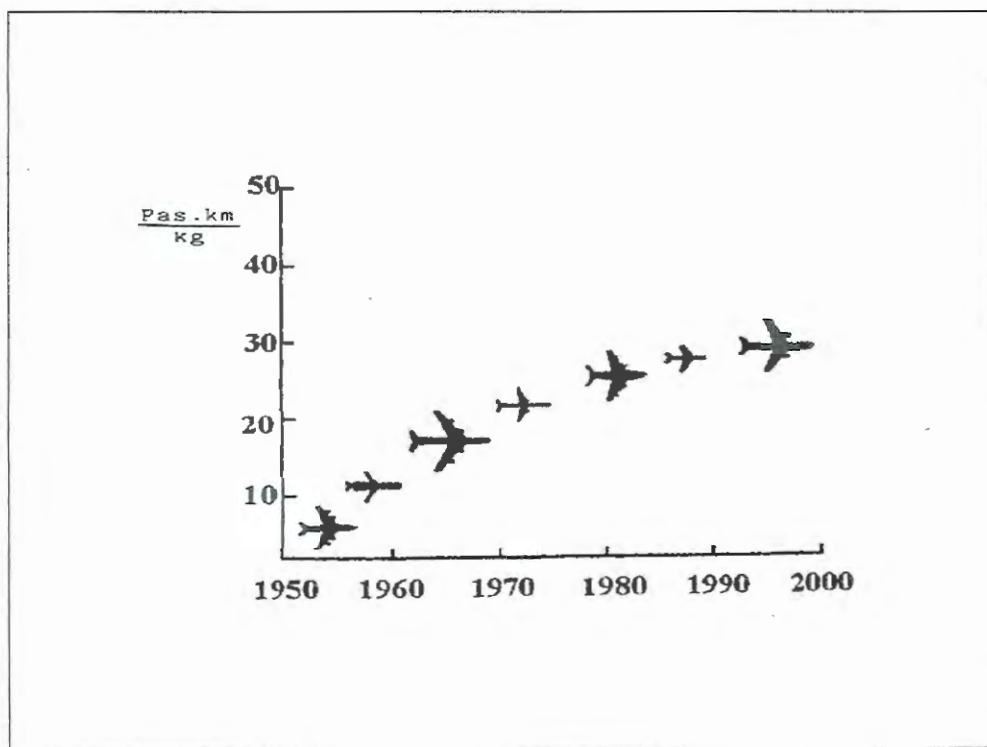


Figure 2.2: Evolução da eficiência de consumo de combustível das aeronaves a reação (MARTÍNEZ-VAL, 2007)

e baixos níveis de poluição. A eliminação dos sistemas híper-sustentadores e localização dos motores no extradorso da aeronave classificam esta configuração como uma aeronave silenciosa e de grande capacidade de transporte(MARTÍNEZ-VAL *et al.*, 2007).

2.3 O conceito BWB

Aeronaves sem cauda (“Tailless”) não são um conceito novo. Este tipo de aeronaves possui vantagens se comparado com o tipo convencional. A carga e passageiros podem ser transportados no interior de uma estrutura espaçosa com um formato de asa. A eliminação da estrutura da empenagem reduz o peso da aeronave, causa menor arrasto e maior manobrabilidade. Nas primeiras aeronaves estas vantagens, praticamente, foram anuladas pela instabilidade longitudinal e lateral da aeronave. Como qualquer aeronave, a configuração **BWB** requer que o centro de pressão (CP) esteja rigorosamente alinhado com o centro de gravidade (CG). A estabilidade é adquirida para uma única velocidade, mas qualquer mudança do CP implicaria problemas de instabilidade. Porém, no **BWB**, a distância reduzida entre CG e o profundor produz um momento pouco efetivo para nivelar a aeronave. A combinação de asas enflechadas e a localização nas pontas tanto dos profundos, para que estas fiquem a uma distância maior do CG, quanto dos ailerons corrigiu os problemas mencionados anteriormente. Estas superfícies de comando de controle são conhecidas como elevons.

Com o planador Etrich em 1907 inicia-se o desenvolvimento de uma serie de planadores e ultraleves sem cauda e em 1946 a primeira aeronave pesada, o bombardeiro Northrop XB-45, faz seu primeiro vôo. Dificuldades tecnológicas da época fizeram com que o programa bombardeiro Northrop fosse cancelado (BOWERS, 1984). A experiência adquirida no XB-45 e os avanços tecnológicos, nas décadas de oitenta e noventa, tornaram possível que, em 1998, o bombardeiro furtivo B-2 realizasse seus primeiros vôos. No entanto, já em 1989 a primeira geração do **BWB** foi apresentada como resposta a questionamentos referentes ao futuro do transporte aeronáutico(LIEBECK *et al.*, 1994). Mais tarde, em 2006, se da início ao projeto aeronave silenciosa **SAX** (“*Silence Aircraft eXperimental*”)(NICKOL, 2008). A iniciativa da

aeronave silenciosa é um projeto multidisciplinar que tem por objetivo prioritário reduzir a emissão de ruído ao ponto de ser imperceptível nas redondezas urbanizadas dos aeroportos (HALL; CRICHTON, 2007).



Figure 2.3: Evolução das asas voadoras-BWB

Tabela 2.1: Comparações: Projeções (KEHAYAS, 1998), configuração atual e SAX-40

Configuração	L/D	sfc
Proj.(KEHAYAS, 1998)	27	0,435lb/h/lb
BWB (1998)	23,2	0,439lb/h/lb
Conf. atual	19	0,5lb/h/lb
SAX-40	23,3	0,5lb/h/lb

Liebeck *et al.* (1994) comparou uma configuração asa-fuselagem convencional com o **BWB**. Os modelos foram supostos com tecnologia equivalente. As propostas visaram à colocação em operação para o ano 2020, com capacidade para 800 passageiros, alcance de 7000 milhas (12964 Km), capacidade para decolar em pistas de 3.3 Km e velocidade de cruzeiro de $Mach = 0,85$ a 35000 pés de altitude. O **BWB** apresentou uma eficiência aerodinâmica $L/D = 27,2$, 32% maior do que a configuração convencional. Os valores de TOGW (peso máximo de decolagem) e OEW (peso operacional vazio) foram 14% e 10% menores respectivamente. Liebeck (2004) faz uma breve resenha histórica da evolução das configurações dos aviões até o **BWB** e apresenta o BWB-450, com capacidade de 468 passageiros e alcance de 7750 milhas (12472,42 Km) e o compara com aeronaves convencionais, de requisitos similares como o B747, A340 e A380.

As perspectivas do desenvolvimento do **BWB** nem sempre foram encorajadoras (DENISOV *et al.*, 1998; KEHAYAS, 1998). Kehayas (1998) fez projeções para os valores de consumo específico de combustível (sfc), relação sustentação e arrasto (L/D) e reduções do peso estrutural para o ano 2005 com base nas aeronaves e tecnologia em operação durante o período compreendido entre 1993 e 1998. Kehayas (1998) conclui que a configuração convencional seria melhor que o **BWB**, porém adverte que os possíveis avanços tecnológicos não foram avaliados. Na tabela 2.1 se apresentam algumas das projeções do autor como valores atuais da configuração convencional e previsões para o SAX-40 (NICKOL, 2008). Pode-se observar que, em relação à eficiência aerodinâmica, a configuração **BWB** é uma configuração promissora.

Denisov *et al.* (1998) sugere a configuração “Integrated-Wing-Body” (IWB) (Figura 2.4) que é uma configuração intermediária entre uma asa voadora e uma aeronave de configuração

convencional. O IWB mantém as vantagens aerodinâmicas de uma asa voadora, principalmente (L/D), e apresentaria menores riscos técnicos, o formato não mudaria tão radicalmente em comparação com as aeronaves convencionais em operação e apresentaria maiores níveis de conforto e segurança para os passageiros.

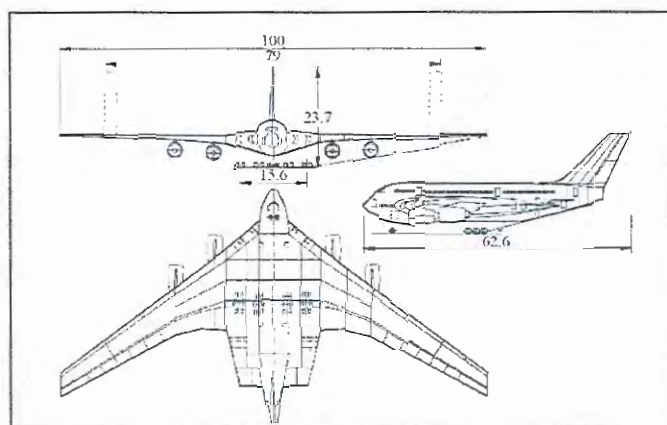


Figure 2.4: "Integrated-Wing-Body" (IWB)

2.4 Alternativas do sistema motopropulsor para a configuração BWB

A integração do sistema de propulsão tem sido uma área de vital importância nos estudos aerodinâmicos das aeronaves e realizará um papel importante no desenvolvimento de novas configurações de aeronaves. Para aeronaves convencionais, por exemplo, uma redução no arrasto devido à instalação dos motores da ordem de 1% do arrasto total implicará uma forte redução nos custos operacionais da aeronave (INGRALDI *et al.*, 1993). Com o intuito de reduzir as penalidades aerodinâmicas produzidas pela instalação dos motores nas aeronaves alguns aspectos têm sido amplamente analisados. Entre estes aspectos podem ser considerados: a proximidade das naceles dos motores às asas, a localização dos motores ao longo da envergadura, geometria do pílone e o tipo de instalação do sistema motopropulsor (se os motores estão colocados no extradorso da asa, no intradorso da asa, ou na fuselagem). Pode ser afirmado que a indústria aeronáutica possui um vasto conhecimento na estrutura "asa-pílone-nacele" ou "fuselagem-pilon-nacele" para aeronaves convencionais (HOPKO *et al.*, 1953; INGRALDI *et*

al., 1993; DIETZ *et al.*, 2008; BRODERSEN; STURMER, 2001; FUJINO; Y.KAWAMURA, 2003; RIEDEL *et al.*, 1998). Com base na experiência, por parte da comunidade aeronáutica, e com o intuito de reduzir riscos na implementação do sistema motopropulsor, este arranjo estrutural foi a primeira opção para o **BWB** (LIEBECK, 2004). No entanto outras alternativas têm surgido nos últimos anos para o **BWB**(HILL *et al.*, 2004). Entre elas encontra-se a proposta de embutir os motores, do tipo turbofan, no extradorso da fuselagem, perto do bordo de fuga. Esta configuração permite a eliminação do pilone e reduz a área molhada da nacele. Esta configuração é conhecida com BLI, pelas iniciais em inglês de Boundary Layer Ingestion, e é apresentada na Figura 2.5(CARTER *et al.*, 2006).

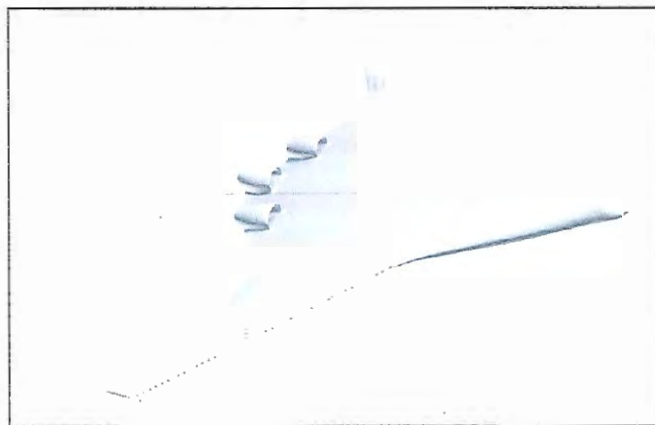


Figure 2.5: Sistema de propulsão embutida (BLI)(KAWAI *et al.*, 2006)

A ingestão da camada limite pelo motor interfere, negativamente, na eficiência e operação do mesmo. A configuração BLI incrementa a distorção do escoamento e reduz a relação de pressão na entrada do motor P_2/P_1 , onde P_1 é a pressão na entrada do motor e P_2 é a pressão na entrada do “fan”(GORTON *et al.*, 2004). A eliminação de parte do lábio da nacele reduz também parte da força aerodinâmica gerada pela carenagem do motor. No entanto, a configuração BLI também gera algumas vantagens aerodinâmicas, de controle e operacionais da aeronave. Redução da visibilidade (para aplicações militares), redução do peso estrutural e do arrasto, redução do momento de arfagem da aeronave entre outras (DAGGET *et al.*, 2003).

Diferentes estudos visam a implementação de sistemas ativos de controle na superfície da aeronave para reduzir a distorção do escoamento na entrada da nacele (DAGGET *et al.*,

2003),(GORTON *et al.*, 2004). Além do anterior, a utilização da geometria da entrada da nacele também esta sendo analisada. Os trabalhos publicados por Rodriguez (2000b, 2000a), por exemplo, apresentam um processo de otimização da entrada da nacele a partir de simulações computacionais e compara a configuração BLI com a configuração convencional nacele-pilone.

O número e tamanho dos motores também são fatores de estudo para o **BWB**. Um sistema de propulsão distribuída tem sido proposto para melhorar o desempenho do BWB (KO *et al.*, 2003; LEIFUR *et al.*, 2005). A proposta consiste na utilização de motores pequenos, em número considerável, no lugar de um número reduzido de motores de tamanhos maiores. Como pode ser observado na Figura 2.6, através de um sistema de dutos o jato dos gases da exaustão dos motores é expelido ao longo do bordo de fuga da asa. Segundo Re (2005), com a implementação deste sistema se poderia obter uma redução de 5,4% no TOGW e de 7,8% no peso do combustível.

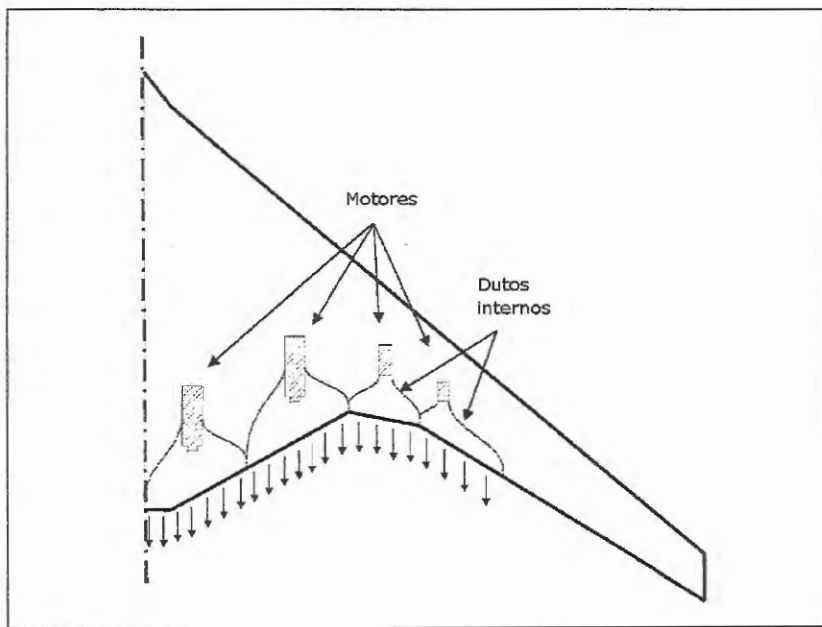


Figure 2.6: Propulsão distribuída (KO *et al.*, 2003)

2.5 Problemas e decisões para o BWB

Nos parágrafos anteriores se fez uma apresentação geral do BWB no que se refere às características externas da aeronave. Porém, existe um contínuo debate alusivo às limitações e restrições que implicaria na implementação desta aeronave. Dois trabalhos, em especial, recompilam e avaliam as dificuldades e riscos no desenvolvimento desta filosofia (NICKOL, 2008; BOLSUNOVSKY *et al.*, 2001a).

Nickol (2008) classifica como fatores de alto risco três áreas do projeto da aeronave: Estrutura do BWB (estrutura, peso, materiais, custo, fatores humanos), Propulsão (BLI/inlet, projeto das naceles) e operabilidade da aeronave.

Bolsunovsky *et al.* (2001a) analisa diferentes configurações para a distribuição dos passageiros em uma aeronave IWB. Esta configuração facilita a implementação de saídas de emergência e instalação de janelas na fuselagem. Um esquema da proposta de distribuição da carga paga e saída de emergência pode ser visto na Figura 2.7. O autor propõe uma configuração do alojamento da carga paga para um BWB, porém pressupõe a resolução das dificuldades referentes à pressurização da asa central do modelo e não implementa saídas de emergência para a dita configuração.

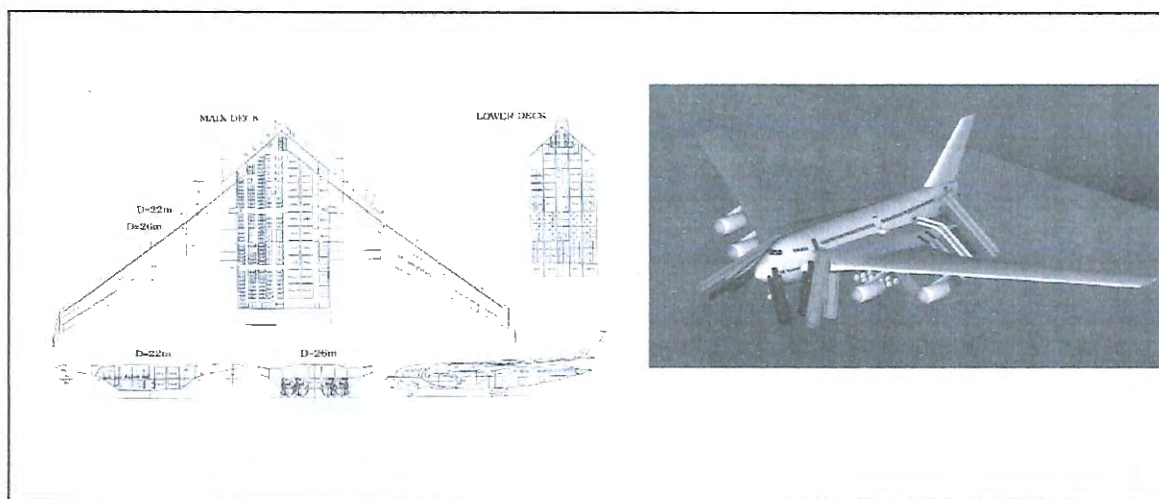


Figure 2.7: Configuração "Integrated-Wing-Body" (IWB)

Quanto ao processo de pressurização da fuselagem, não cilíndrica, do BWB se têm proposto

a utilização de materiais compostos que permitam a fabricação de múltiplas seções semi-ovais, arranjadas dentro do corpo central (MUKHOPADHYAY *et al.*, 2004). Na Figura 2.8 pode ser observada a configuração para pressurização da fuselagem.

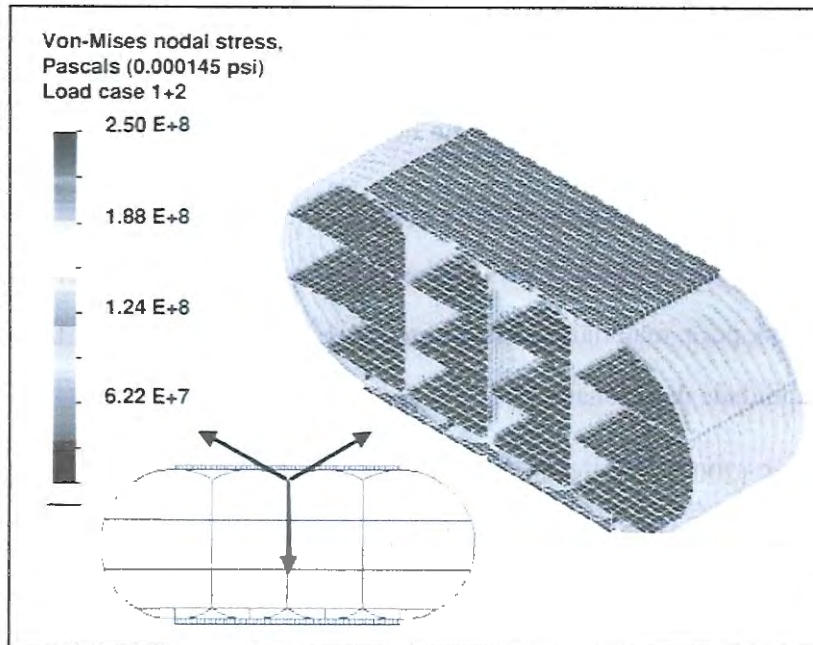


Figure 2.8: Configuração da fuselagem para pressurização (MUKHOPADHYAY *et al.*, 2004)

Outra dificuldade que está sendo resolvida é a falta de informações para préver possíveis valores do peso estrutural da aeronave. Esta informação é importante no processo do desenvolvimento e projeto de qualquer aeronave. Metodologias que permitam prever estes valores estão sendo desenvolvidas, assim como técnicas que permitam a integração de materiais aeronáuticos convencionais como materiais compostos (HOWE, ; HANSEN *et al.*, 2008). O resultado final do B787 e a utilização de programas computacionais (elementos finitos) serão um ponto de partida para a estimativa do peso estrutural de uma aeronave BWB.

Bradley (2004) apresenta uma metodologia para o dimensionamento de um projeto conceitual de uma aeronave BWB. O autor apresenta uma informação detalhada quanto a estrutura, pressurização, materiais, distribuição da carga paga, sistema de propulsão etc. Porém, o problema das saídas de emergência, janelas e respostas autônomas em determinadas manobras de vôo ainda precisam ser resolvidas.

Geometria do Modelo **BWB**

3.1 Introdução

O modelo **BWB** utilizado nesta análise se baseia em configurações propostas no trabalho multidisciplinar que vem sendo desenvolvido pela Boeing, junto com a NASA e diferentes instituições acadêmicas (RE, 2005; QIN *et al.*, 2004). O acesso a informações detalhadas quanto às dimensões e características aerodinâmicas específicas é limitado, porém se conseguiu determinar uma geometria baseada nos trabalhos de Liebeck (2004), Qin *et al.* (2004) e Ikeda (2006). Como ponto de partida, foi determinado que se utilizaria um modelo completo, na posição horizontal com uma relação entre a envergadura e a largura da câmara de ensaios do túnel de 0,75 (b/w_T) o que corresponde a uma envergadura de 1,24m. Na Figura 3.1 pode ser observado um desenho isométrico do modelo.

O modelo **BWB** está constituído por uma parte central e duas asas enflechadas e afiladas que proporcionam uma combinação suave dos elementos que o compõem. Adotando as proporções sugeridas por Qin *et al.* (2004), o modelo é composto pelas seguintes seções:

- Seção espessa do corpo, parte central, 0 a 0,21m (Carga Paga).
- Seção interna da asa 0,21m a 0,38m (combustível).
- Seção externa da asa 0,38m a 0,624m.

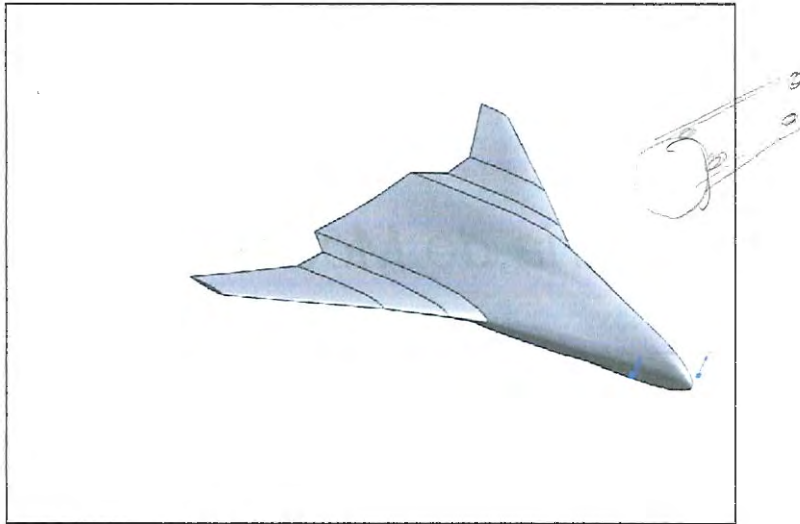


Figure 3.1: Vista isometrica do modelo **BWB**

Um desenho da planta do meio modelo pode ser observado na Figura 3.2.

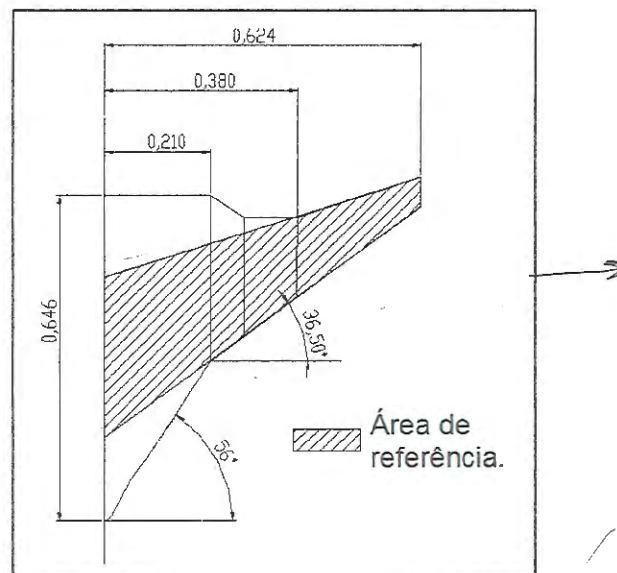


Figure 3.2: Vista superior do modelo **BWB**

O ângulo de enfechamento, em relação ao bordo de ataque, é de 56° na asa central e de $36,5^\circ$ na asa externa. O alongamento do modelo é $AR = 6,68$ e a relação de asa molhada é de $S_w/A_{ref} = 3,06$. A área de referência (vide Figura 3.2) e a corda média aerodinâmica utilizadas para o calculo dos coeficientes aerodinâmicos são $A_{ref} = 0,23m^2$ e $C_{ref} = 0,20m$ respectivamente.

O programa de desenho utilizado (SolidWorks [®]) pode gerar interpolações não lineares

(“Spline”) a partir de um arranjo de contornos, sendo assim, o corpo central da aeronave consiste em cinco perfis aerodinâmicos, a partir do plano de simetria da aeronave, em direção à envergadura, localizados a: $y/b = 0; 0,32; 0,64; 0,125$ e $0,17$ respectivamente.

O modelo foi construído em fibra de vidro, reforçado com fibra de carbono, utilizando a técnica *hand lay-up* para a processo de laminação das fibras. Todo o processo construtivo foi realizado, pelo autor e colaboradores, nas instalações do Laboratório de Aerodinâmica da Escola de Engenharia de São Carlos. Na Figura 3.3 pode ser observado os moldes do modelo, construídos em madeira, e parte do **BWB** em processo de instrumentação.

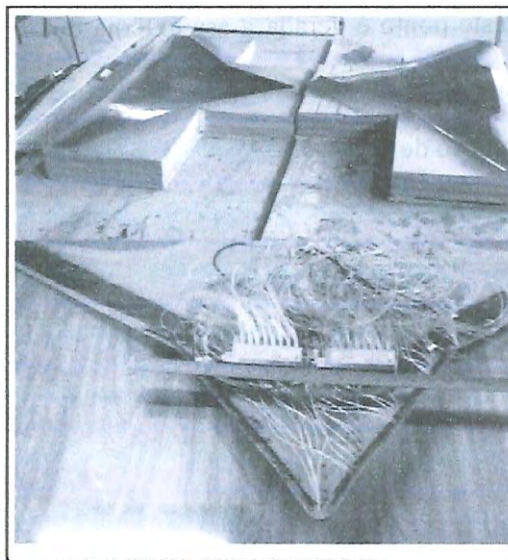


Figure 3.3: Moldes e instrumentação do modelo

3.2 Considerações do Projeto do **BWB**

Não é o objetivo deste trabalho propor um projeto conceitual de uma aeronave **BWB** onde fatores importantes, como estimativas de pesos; relações aerodinâmicas; logísticas; entre outros, são de suma importância no projeto de qualquer aeronave. O intuito desta pesquisa é o de conhecer e explorar experimentalmente os possíveis pros e contras aerodinâmicos deste tipo de configuração. Sendo assim a geometria final do modelo se baseia nos conceitos apresentados nas seções seguintes:

3.2.1 Escolha dos Perfis Aerodinâmicos

Dois fatores foram relevantes na escolha dos perfis aerodinâmicos, a espessura dos mesmos e desempenho aerodinâmico em baixos números de Reynolds (a geometria do modelo e as capacidades do túnel limitam o número de Reynolds, vide Tabela 5.1, página 37). Na Figura 3.4 apresenta-se a distribuição de espessura (QIN *et al.*, 2004). O modelo tem uma relação de espessura/corda (t/c) de 0,17 na parte central do corpo e de 0,18 na posição $y/s = 0,17$ correspondente a uma distância ao eixo longitudinal, na direção da envergadura, de 0,1m. Na asa interna se apresenta uma redução da relação de espessura 0,12 ($y/s = 0,33$) a 0,08 ($y/s = 0,62$). A partir deste ponto é gerada a asa externa que tem uma relação de espessura constante de 0,08. Por este motivo foram procurados perfis Eppler que obedecam, aproximadamente, a esta distribuição de espessura.

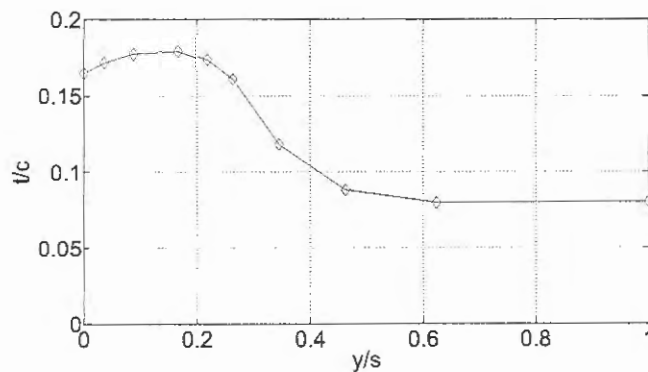


Figure 3.4: Distribuição da espessura na direção da envergadura

Por outro lado, aeronaves sem cauda (“*Tailless*”) são instáveis longitudinalmente. Visando esta dificuldade neste tipo de aeronaves se torna essencial a utilização de perfis aerodinâmicos com camber refletido para melhorar a sua estabilidade longitudinal (BOWERS, 1984). Sendo assim, todas as seções têm um camber máximo de $(z/c)_{max} = 0,01$ localizado a $x/c = 0,21$ com um ponto de inflexão a $x/c = 0,58$ e camber negativo de $(z/c)_{min} = -0,0028$ correspondente a $x/c = 0,78$ (LIEBECK, 2004).

Na Figura 3.5 se apresentam os perfis aerodinâmicos para a seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,125$ e na Figura 3.6 os perfis aerodinâmicos para as asas externas. As Coordenadas dos perfis resul-

tantes são apresentados no Apêndice C.

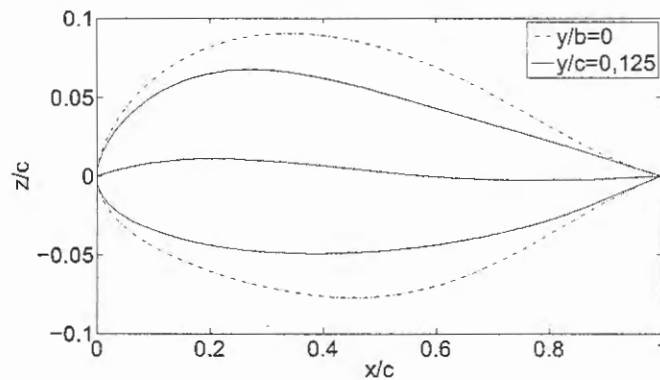


Figure 3.5: Perfis aerodinâmicos das seções $y/s = 0$ e $y/s = 0,125$

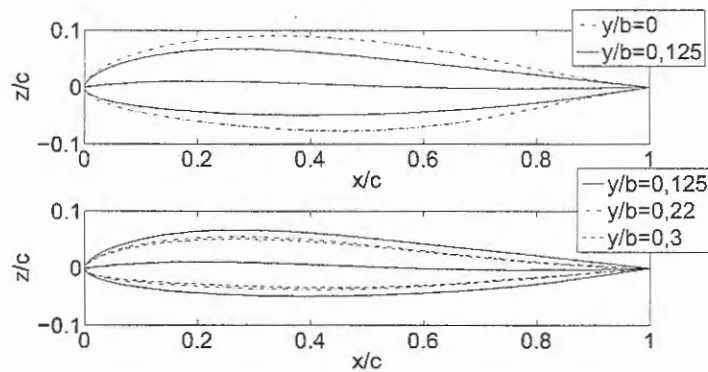


Figure 3.6: Perfis aerodinâmicos das seções das asas externas

3.3 Torção Geométrica

No projeto de aeronaves com asas com torção geométrica procura-se atingir dois objetivos: uma torção do tipo washout e um carregamento alar aproximadamente elíptico (DEMANN, 2007). Uma torção “washout” proporciona melhores características de estol. Além disso, a torção “washout”, em asas enflechadas, contribui na estabilidade longitudinal da aeronave.

Na Figura 3.7 apresenta-se a distribuição de torção do modelo. Foi escolhido o bordo de fuga como ponto de giro para a torção. A fuselagem e a asa externa têm torção negativa (Bordo de ataque para baixo do bordo de fuga) e a asa central torção positiva. Com esta distribuição pretende-se evitar desprendimento do escoamento nas pontas das asas, embora, o enflechamento

e afilamento das asas dificultam a consecução deste objetivo.

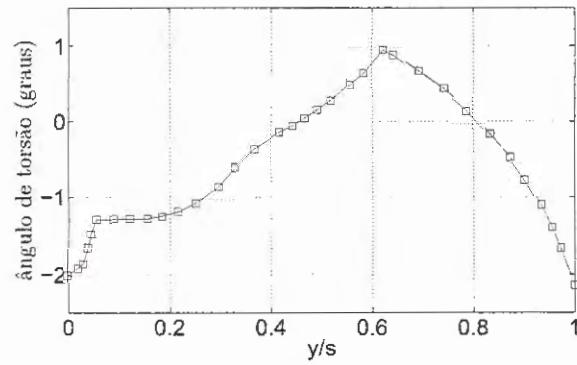


Figure 3.7: Distribuição da torsão geométrica

Finalmente, na Figura 3.8 pode ser observado o modelo experimental posicionado no túnel de vento.



Figure 3.8: Fotografia do modelo dentro do túnel de vento

Descrição do Experimento

4.1 Introdução

No presente trabalho foram realizados ensaios em túnel de vento para analisar a influência do sistema moto-propulsor num modelo **BWB**. Duas naceles, vazantes, foram construídas para analisar os efeitos aerodinâmicos no modelo. As naceles, sem pilone, foram fixadas num posicionador de três eixos de liberdade e não diretamente ao modelo. A localização das naceles foi modificada nas direções vertical e longitudinal do modelo.

Nos ensaios foi realizada uma coleta de dados referentes aos coeficientes aerodinâmicos de sustentação e arrasto assim como os coeficientes de pressão da região sob influência do sistema motopropulsor. Além do anterior, técnicas de visualização, “oil flow” e “tufts” também foram realizadas.

4.2 Seqüência Experimental

Os experimentos foram realizados seguindo a seguinte metodologia:

1. Obtenção das medidas das forças de sustentação, arrasto e coeficientes de pressão para o modelo sem as naceles (configuracao limpa).
2. Obtenção das medidas das forças de sustentação, arrasto e coeficientes para o modelo com a presença das naceles.

3. visualização do escoamento no extradorso do modelo.
4. determinação dos valores de correção para as forças de aerodinâmicas pela interferência da haste que suporta o modelo.

4.3 Aparelho Experimental

Nesta seção se apresentam as características geométricas do sistema motopropulsor proposto. Também se faz uma breve descrição da instrumentação e do aparelho experimental que foi utilizado no projeto.

4.3.1 Naceles

Duas naceles foram projetadas e construídas. Cada nacele está constituída por três seções fabricadas em alumínio e que são designadas como seção anterior, seção central e seção posterior. Na seção central foi usinada uma câmara que permite a distribuição de ar comprimido em três tubos de $6mm$ para a geração do jato de ar na saída da nacele (experimentos com jato de ar comprimido não foram realizados). A nacele é gerada a partir da revolução de um perfil aerodinâmico com o intradorso modificado para gerar um bocal convergente na parte interna da mesma. Algumas características geométricas podem ser observadas na Figura 4.1

4.3.2 O Túnel de Vento e Instrumentação

O túnel de vento utilizado é de circuito fechado. Possui uma seção transversal da câmara de ensaios de $1,29m \times 1,67m$ e $3m$ de comprimento. O escoamento é induzido por um ventilador de 8 pás acionado por um motor elétrico de $150Hp$. A velocidade máxima atingida pelo túnel é de $50m/s$ e a intensidade de turbulência gerada é de $0,25\%$. Este túnel pertence ao Laboratório de Aerodinâmica da EESC-USP e maiores informações podem ser encontradas em Catalano (2001).

A instrumentação e equipamentos utilizados são descritos a seguir:

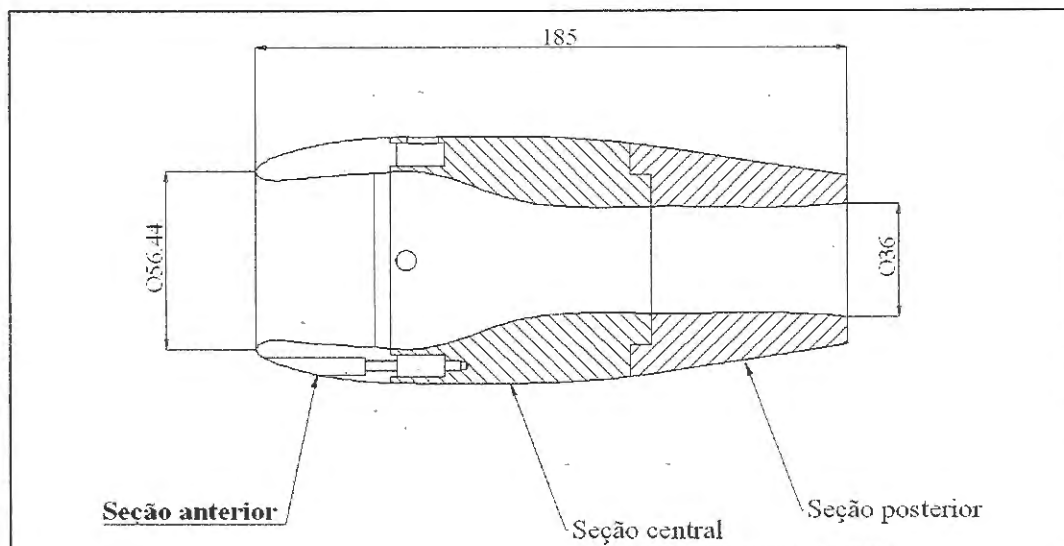


Figure 4.1: Esquema da nacele (unidades em mm)

1. Micromanômetro:

Um micromânometro digital PD-CAL modelo 8705 foi utilizado para a medição da pressão dinâmica. O instrumento tem uma resolução de $1 Pa$ e uma precisão de $\pm 1\%$

2. Balança aerodinâmica:

A balança aerodinâmica utilizada pertence ao Laboratório de Aerodinâmica da EESC-USP (MAUNSELL, 1977). Esta balança só permite a obtenção das forças aerodinâmicas de modelos posicionados verticalmente dentro da câmara de ensaios do túnel de vento, por isto foi projetado e construído um dispositivo composto por duas células de carga que permitiram a obtenção da força de sustentação para o modelo na posição horizontal. Na Figura 4.2 são apresentados um esquema de uma célula de carga e uma fotografia do dispositivo montado.

A balança e o dispositivo possuem 2 lâminas metálicas nas quais são colados extensômetros arranjados em uma Ponte de Wheatstone, transformando as deformações sentidas nas lâminas em sinais elétricos de ordem de miliVolts. Depois de um processo de amplificação, os sinais são registrados num computador através de uma placa de aquisição de dados.

Para o processo de aquisição de dados, foi utilizado um condicionador amplificador

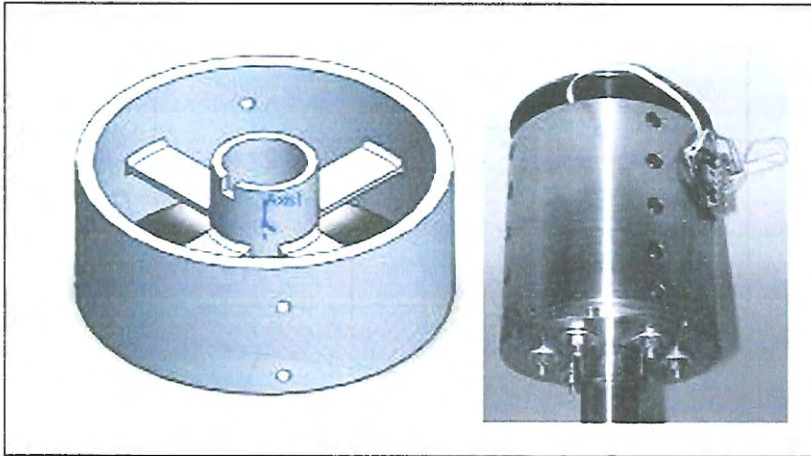


Figure 4.2: Células de carga

(100Khz, 16 bits) instalada num micro computador. A leitura dos dados é obtida através da utilização de uma programa computacional desenvolvido no aplicativo “Lab Veiw” (*National Instruments*)

3. “Scanivalves”:

Duas “Scanivalves” modelo ZOC33/64Px foram utilizadas. Cada “Scanivalve” tem capacidade para 128 tomadas de pressão, com sistema de amplificação incorporado, que permite medir pressões de $\pm 2.5 P.S.I$ como uma precisão de $\pm 0,15\%FS$. A coleta de dados das “scanivalves” é realizado junto a um módulo digital DSM3200 fabricado pela mesma empresa .

4. Posicionador:

Foi utilizado um sistema modular de posicionamento com precisão de $\pm 0,1 \text{ mm}$ fabricado por “DANTEC MEASUREMENTS TECHNOLOGY”

5. Motor de passo:

Um motor de passo, KALATEC Nema 23, de precisão 200 PPR foi empregado para variar o ângulo de ataque do modelo. A placa controladora do motor e o programa de comando permitem uma precisão de $\pm 0,1^\circ$

4.3.3 Procedimento Experimental para Análise do Sistema

Instrumentação do Modelo

O BWB possui um total de 245 tomadas de pressão distribuídas na asa central. Na Figura 4.3 pode ser observada a localização das respectivas seções instrumentadas.

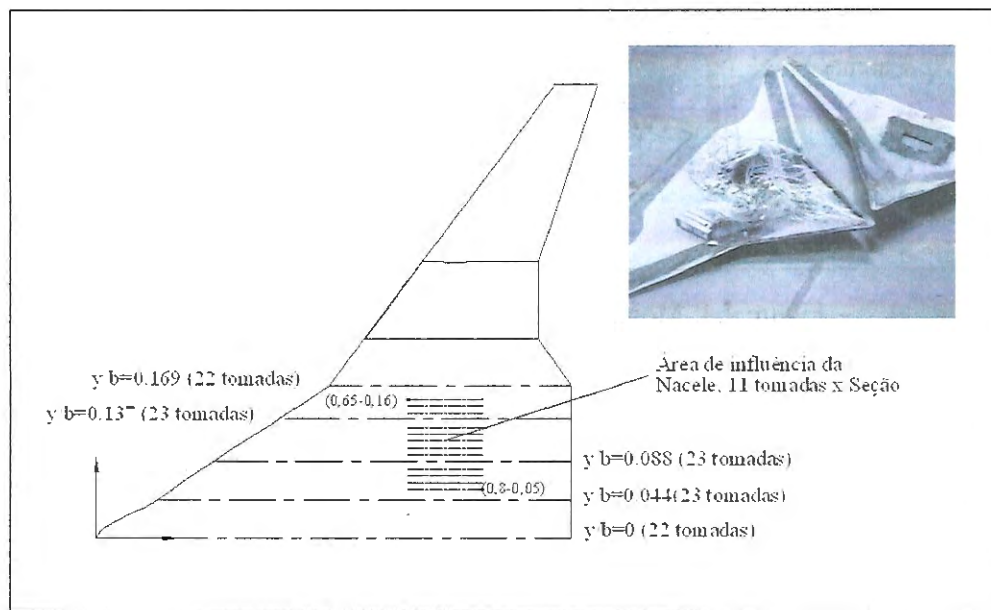


Figure 4.3: Montagem preliminar do modelo

Montagem Experimental

Um dispositivo para a localização do modelo na câmara de ensaio foi projetado e construído. O dispositivo permite a instalação horizontal e a variação do ângulo de ataque do modelo. Este aparelho está constituído basicamente por um motor de passo de $1,8^{\circ}$ e torque de $1,5N * m$, uma barra roscada $NC 4 - 32$, uma base de aço de $3mm$ para a fixação da haste na balança e uma chapa de apoio para o modelo. Na Figura 4.4 é apresentado, esquematicamente, a instalação do modelo no túnel de vento.

Calibração da Balança Aerodinâmica

Para a calibração da balança aerodinâmica foi utilizado o sistema de obtenção de dados mencionado anteriormente. Com o modelo acoplado a balança e o túnel de vento desligado, foi

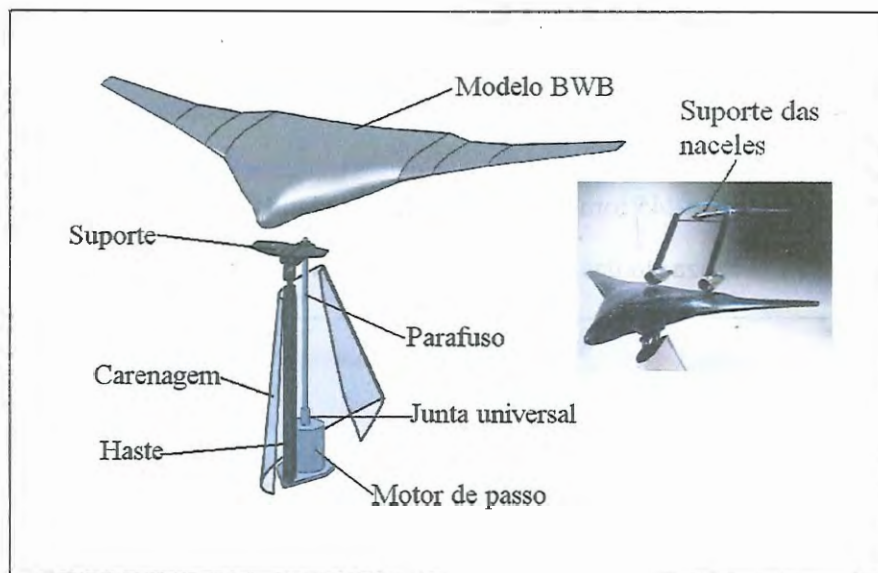


Figure 4.4: Montagem preliminar do modelo

gado, foi procedido a variar progresivamente o carregamento da balança simulando os efeitos da sustentação e arrasto. A força de sustentação foi simulada com cargas que foram de 0 a $8,2\text{kg} - f$ e a força de arrasto foi simulada com a variação de carga de 0 a $4,3\text{Kg} - f$.

Parâmetros dos Ensaios

Na Tabela 5.2 se relacionam os parâmetros envolvidos durante os ensaios.

Tabela 4.1: Condições do ensaio no túnel de vento

Parâmetros medios do escoamento (nivel de confiança 90%)	Valor
Temperatura (K)	294,8 a 295,42
Densidade ρ (Kg/m^3)	1,092 a 1,095
Pressão dinâmica q_∞ (Pa)	586,96 a 587,34
Viscosidade μ ($\text{Kg}/\text{m} \cdot \text{s}$)	$1,804 \cdot 10^{-5}$ a $1,807 \cdot 10^{-5}$
Velocidade do escoamento V_0 (m/s)	32,1 a 32,6
Ângulo de ataque	-2° até 20°
Número de Reynolds	389107 a 395187

4.3.4 **Rugosidade para efeito da transição**

Uma faixa de rugosidade do tipo zig-zag foi utilizada para promover a transição da camada limite para turbulenta. A transição foi fixada à 5% da corda das asas externas colando uma fita de 0,6 mm de altura no extradorso da asa, garantindo assim um escoamento turbulento. Na Figura 4.5 observa-se a faixa de rugosidade no modelo.

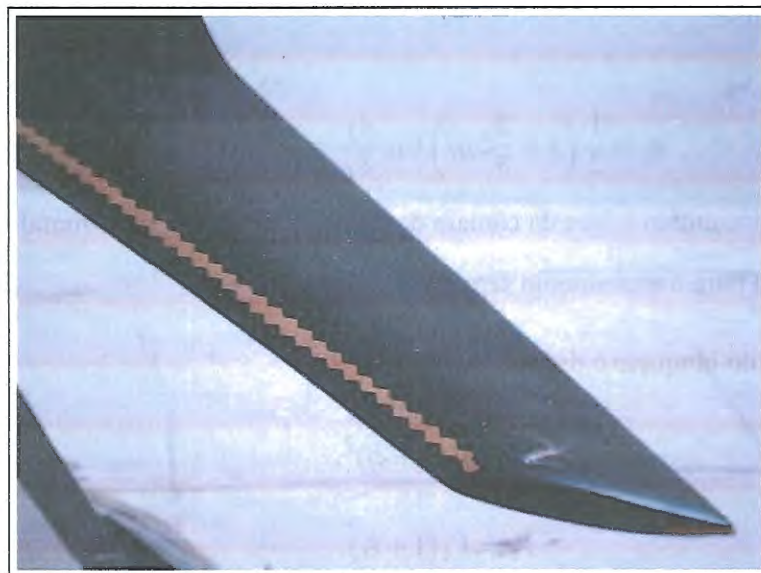


Figure 4.5: Geometria da rugosidade para efeito da transição.

4.3.5 **Correções no Túnel de Vento**

Quando um corpo desloca-se em uma massa de ar, existe uma expansão do escoamento. Num túnel de vento, as paredes e geometria da câmara de ensaio geram limitações ao escoamento de ar impedindo a expansão do mesmo ao passar pelo modelo. Como resultado desta limitação obtém-se alterações na velocidade do escoamento, no arrasto e no ângulo de ataque efetivo do modelo. Existe então a necessidade de realizar correções para que os resultados obtidos no túnel de vento possam ser representativos à realidade.

O bloqueio tridimensional se deve à que a área de passagem existente na câmara de ensaio é reduzida pela presença do modelo e de sua esteira. Esta redução produz uma aceleração do escoamento na câmara de ensaios. Para determinar o fator de correção do bloqueio foi utilizada

a metodologia sugerida por Barlow *et al.* (1999) e Kang *et al.* (2005). Para uma geometria não convencional, como o caso do **BWB**, o fator de correção de bloqueio pode ser determinado a partir da Equação 4.1 (BARLOW *et al.*, 1999, p.193–198). A Equação 4.2 determina o fator de correção de bloqueio para escoamentos separados num tunel subsônico (KANG *et al.*, 2005).

$$\varepsilon_t = \frac{1 A_T}{4 S_f} = 0,011 \quad (4.1)$$

$$\varepsilon_t = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{2}{3} C_{D_s} \right) C_{D_s} \frac{A_T}{S_f} = 0,0114, \quad (4.2)$$

onde A_T, S_f e C_{D_s} representam a área da câmara de ensaios do túnel, a área frontal do modelo e coeficiente de arrasto para o escoamento separado respectivamente.

A correção final do bloqueio é dada por:

$$q_c = q_A (1 + \varepsilon_t)^2, \quad (4.3)$$

$$V_c = V_A (1 + \varepsilon_t), \quad (4.4)$$

onde q_A e V_A são os valores da pressão aerodinâmica e velocidade medida.

Com o valor da pressão dinâmica encontrada pode-se calcular o coeficiente de sustentação já corrigido. Para o coeficiente de arrasto e do ângulo de ataque é necessário determinar os fatores de correção pela interferência das paredes do túnel. Os fatores de correção do ângulo de ataque e do coeficiente de arrasto podem ser calculados resolvendo as seguintes equações.

$$\Delta\alpha_w = \delta \left(\frac{AR}{C} \right) (57.3) C_{LW}, \quad (4.5)$$

$$\Delta C_{Dw} = \delta \left(\frac{AR}{C} \right) C_{LW}^2, \quad (4.6)$$

onde δ é o fator de correção pelas paredes do túnel (BARLOW *et al.*, 1999); AR é o alongamento do modelo; C é a área transversal da câmara de ensaios do túnel; C_{LW} é o coeficiente de sustentação corrigido.

Na Tabela 4.3.5, apresentam-se os fatores de correção para os ângulo de ataque $\alpha = 4^\circ$ e $\alpha = 10^\circ$

Tabela 4.2: Fatores de correção

α_g	δ	ε	q_c (Pa)	V_c (m/s)	C_{Lc}	$\Delta\alpha_w$	α_T	ΔC_{Dw}	C_{Dc}
4°	0,125	0,011	592,93	32,98	0,69	0,56	4,5623	0,0068	0.0310
10°	0,125	0,011	576,57	32,52	1,07	0,86	10,863	0,0061	0.1328

Apresentação e Discussão dos Resultados

5.1 Introdução

Neste capítulo são apresentados e discutidos os resultados obtidos nos ensaios em túnel de vento do modelo **BWB** com e sem naceles. Foi realizada uma coleta de dados de medidas das forças de sustentação e arrasto através de uma balança aerodinâmica. Além do anterior, obtiveram-se medidas dos coeficientes de pressão no extradorso da parte central do modelo. Os resultados são apresentados nas curvas características que oferecem a informação necessária para a análise da aerodinâmica do modelo. Para a configuração sem naceles (limpa) os resultados correspondem a uma variação do ângulo de ataque geométricos na faixa $-2^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$, enquanto que para as configurações com naceles os resultados apresentados correspondem aos ângulos de ataque geométricos $\alpha = 4^\circ, \alpha = 6^\circ$ e $\alpha = 10^\circ$.

A nomenclatura utilizada para a designação das configurações é a seguinte: $P_{n,m}$, onde o subíndice n, m indica o número da posição das naceles e o ângulo de ataque do modelo. As configurações obedecem a um arranjo matricial de 5 colunas e 6 filas designadas como $A_{1,2,\dots,5}$ e $B_{1,2,\dots,6}$ respectivamente. Sendo assim, a configuração $P_{15,4}$, por exemplo, corresponde à posição 15 (A3B3) para um ângulo de ataque $\alpha = 4^\circ$ como pode ser observado na Figura 5.1.

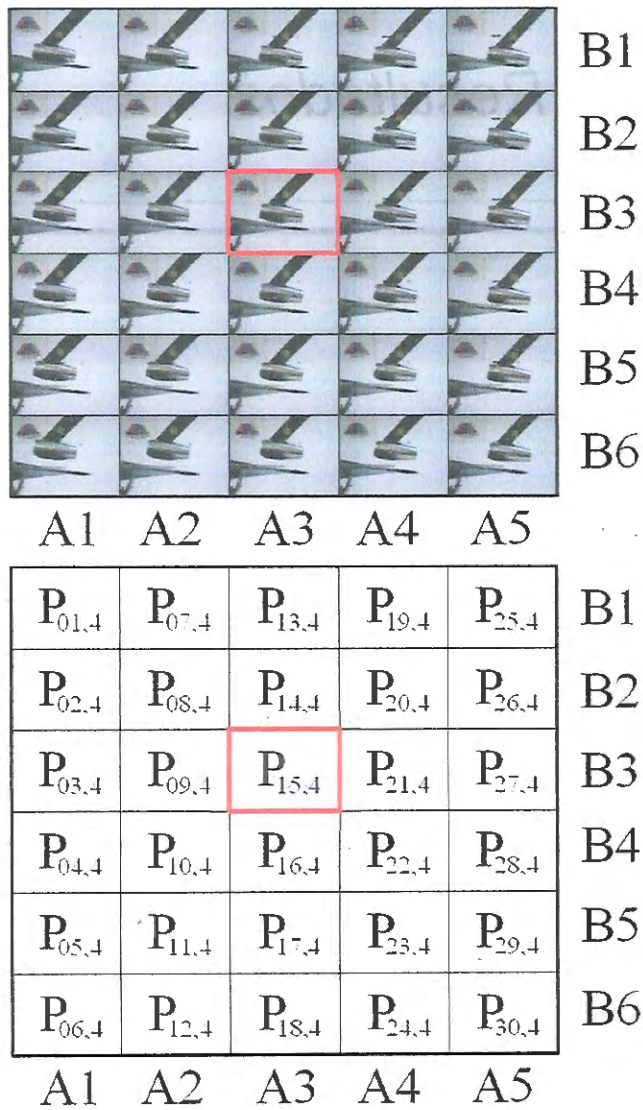


Figure 5.1: Designação das configurações para $\alpha = 4,5^\circ$

Na Figura 5.2 apresenta-se o sistema de referência para a identificação das configurações analisadas. As distâncias da nacele, na direção do eixo vertical; em relação ao modelo, não são iguais para os ângulos de ataque estudados, pelo qual os valores são apresentados nas seções correspondentes a cada ângulo.

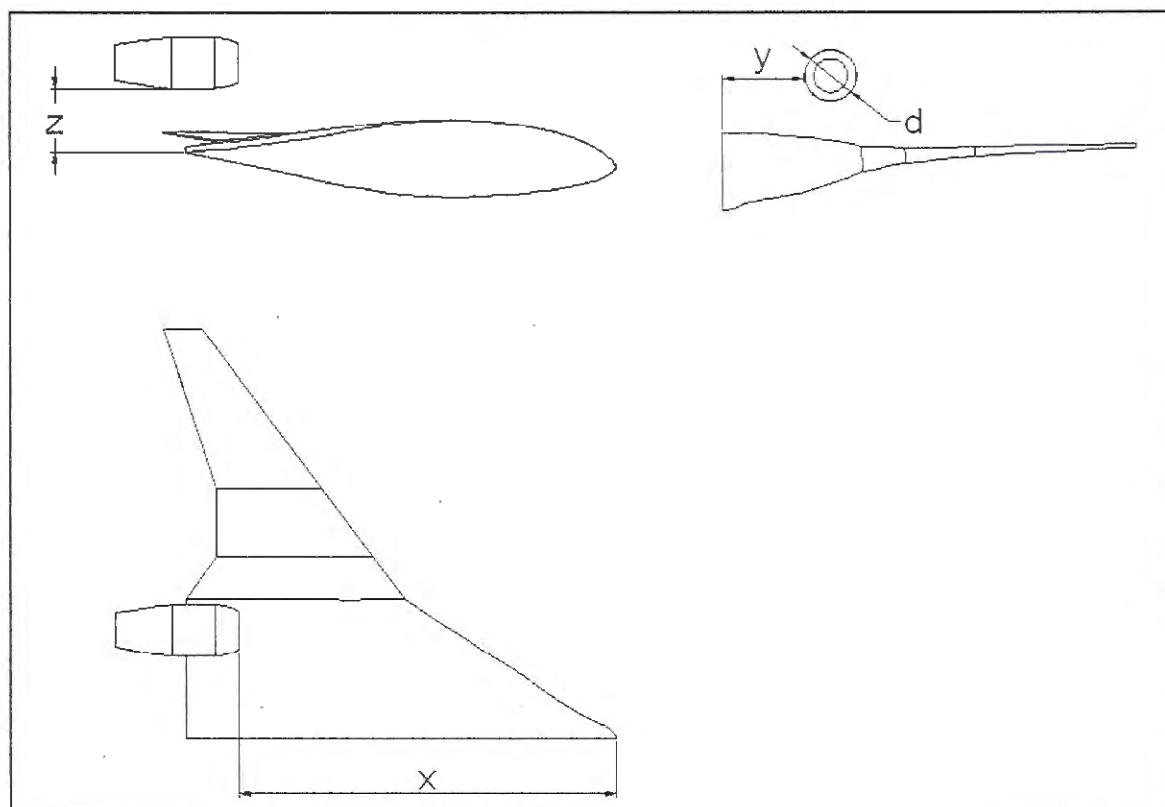


Figure 5.2: Parâmetros da análise

5.2 Discussão dos Resultados Obtidos com Balança Aerodinâmica

Todos os resultados apresentados a seguir foram corrigidos conforme discutido no Capítulo 4, página 33. No item 5.2.1 apresentam-se as curvas correspondentes ao coeficiente de sustentação, $C_L \times \alpha$; coeficiente de arrasto, $C_D \times \alpha$; eficiência aerodinâmica, $\frac{C_L}{C_D} \times \alpha$; polar de arrasto, $C_D \times C_L$; razão de subida $\frac{C_L^{1.5}}{C_D} \times \alpha$ e maior alcance, $\frac{C_L^{0.5}}{C_D} \times \alpha$ para a configuração limpa.

5.2.1 Resultados Obtidos para o Modelo, Configuração Limpa

A Figura 5.3 (página 37), corresponde à variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, pode-se observar que existe uma diminuição na inclinação da curva para ângulos de ataque maiores a 8° . Segundo experimentos de visualização (5.22, página 53) a partir de $\alpha = 8^\circ$ a asa externa do modelo entra em estol evitando que a curva mantenha a inclinação inicial. Assim mesmo, o modelo **BWB** atinge o $C_{L_{Max}}$ quando o ângulo de ataque é aproximadamente igual a $\alpha = 19^\circ$ e tem um valor de 1,26.

Na Figura 5.4 pode-se observar a variação do C_D em função do ângulo de ataque. Ângulos de ataque na faixa $-2^\circ \leq \alpha \leq 4,5^\circ$ apresentam coeficientes de arrasto entre $C_D = 0,031$ e $C_D = 0,036$. Para ângulos de ataque maiores a 6° se registram maiores acréscimos nos valores do C_D . Na curva polar de arrasto, Figura 5.5, observa-se que os maiores acrescentamentos de C_D apresentam-se para coeficientes de sustentação superiores a $C_L = 0,85$. Para esta configuração o $C_{D_{min}}$, em função do C_L , corresponde a uma ângulo de ataque de $4,5^\circ$ que seria o ângulo de ataque para vôo de cruzeiro desta aeronave.

A eficiência aerodinâmica é analisada a partir da curva $C_L/C_D \times \alpha$, a qual é ilustrada na Figura 5.6 (página 38). O modelo BWB atinge a maior eficiência aerodinâmica para $\alpha = 4,5^\circ$ com um valor de 20,71. Para ângulos de ataque maiores que 6° a diminuição da eficiência aerodinâmica é bastante acentuada, limitando a máxima autonomia de vôo a uma faixa de ângulos de ataque reduzida.

A razão de subida de uma aeronave está determinada pelo coeficiente $C_L^{1,5}/C_D$. Na Figura 5.7, (página 39) pode-se observar a curva $C_L^{1,5}/C_D \times \alpha$. O seu valor máximo representa a máxima razão de subida (ROC). A ROC é alcançada para o ângulo de ataque $\alpha = 4,5^\circ$.

O coeficiente $C_L^{0,5}/C_D$ é o parâmetro que determina o máximo alcance de uma aeronave. A curva $C_L^{0,5}/C_D \times \alpha$ é apresentada na Figura 5.8 (página 39). Pode ser observado que o ângulo de ataque para maior alcance desta aeronave seria de $\alpha = 4,5$.

Na Tabela 5.1, são apresentados os parâmetros obtidos na análise dos resultados.

Tabela 5.1: Parâmetros aerodinâmicos, configuração limpa

$\partial C_L / \partial \alpha$ ($\alpha \leq 8^\circ$)	0,0746
$\partial C_L / \partial \alpha$ ($8^\circ < \alpha \leq 18^\circ$)	0,0255
$C_{L_{Max}}$	1,26 \rightarrow 1,27
$(C_L/C_D)_{Max}$	20,76 \rightarrow 12,58
$(C_L^{1,5}/C_D)_{Max}$	17,26 \rightarrow 10,53
$(C_L^{0,5}/C_D)_{Max}$	24,79 \rightarrow 17
$\alpha_{C_{L_{Max}}}$	19°
$\alpha_{(C_L/C_D)_{Max}}$	$\approx 4,5^\circ$
$\alpha_{(C_L^{1,5}/C_D)_{Max}}$	$\approx 4,5^\circ$
$\alpha_{(C_L^{0,5}/C_D)_{Max}}$	$\approx 4,5^\circ$

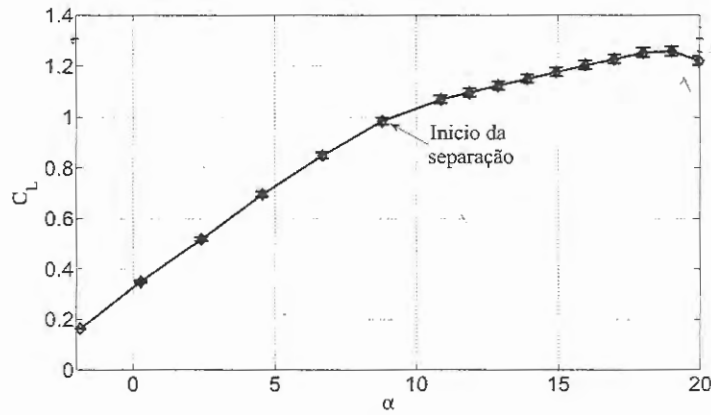


Figure 5.3: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para a configuração limpa

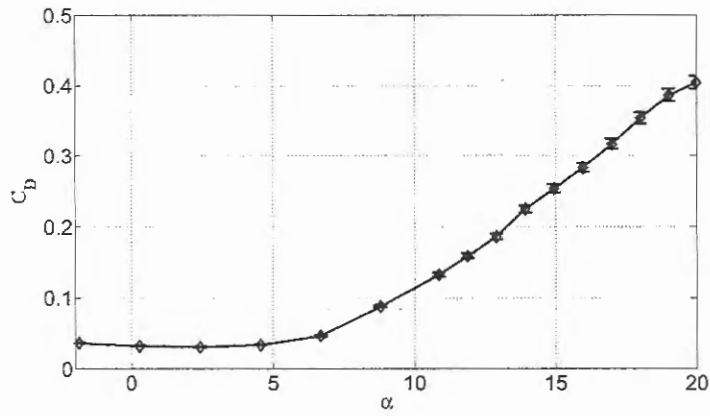


Figure 5.4: Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque para a configuração limpa

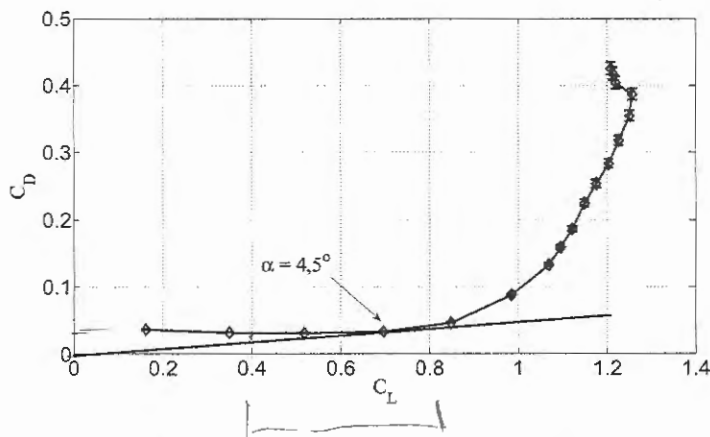


Figure 5.5: Curva polar para a configuração limpa

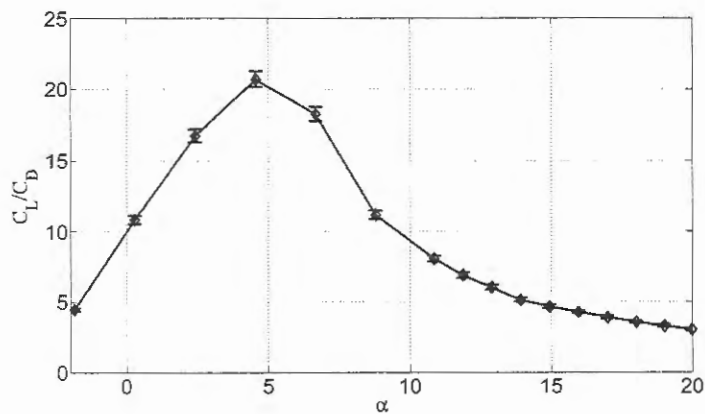


Figure 5.6: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque para a configuração limpa

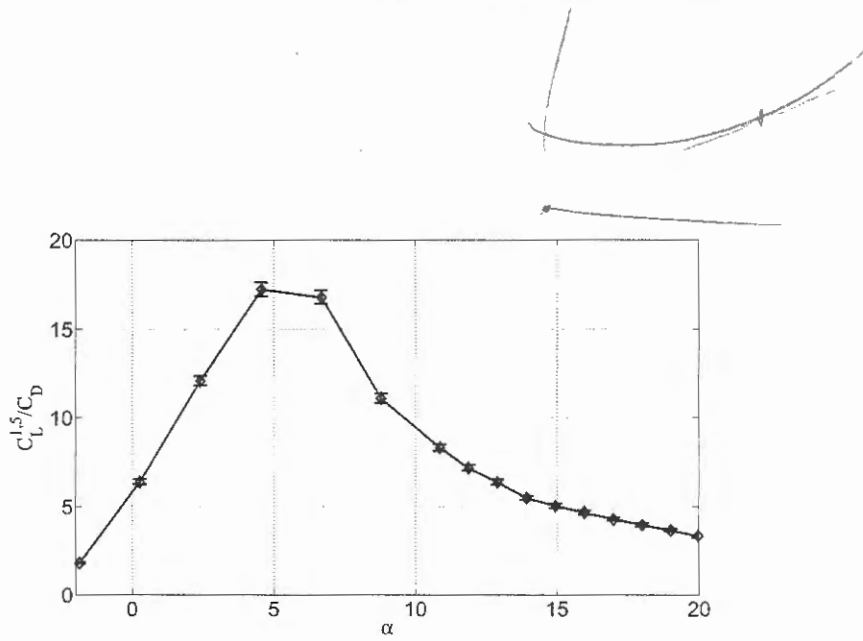


Figure 5.7: Razão de subida em função do ângulo de ataque para a configuração limpa

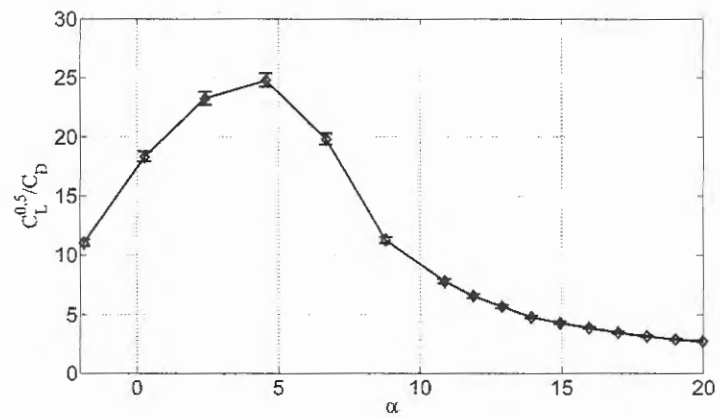


Figure 5.8: Máximo alcance em função do ângulo de ataque para a configuração limpa

5.2.2 Resultados Obtidos para o Modelo com Naceles

Nas Figuras 5.9 a 5.14 são apresentados os efeitos nos coeficientes de arrasto, sustentação e eficiência aerodinâmica, gerados pela instalação das naceles, para os ângulos de ataque $\alpha = 4,5^\circ$, $\alpha = 6,7^\circ$, e $\alpha = 10,8^\circ$. As configurações correspondentes à linha B1, $z/d = 0$, não são analisadas nesta etapa. Encostando as naceles no **BWB**, a estrutura que as suporta o travava interferindo nas leituras da balança.

Analisam-se as relações $\frac{\Delta C_D}{C_{Dl}}$, $\frac{\Delta C_L}{C_{Ll}}$ e $\frac{\Delta C_E}{E_l}$, onde:

$$\Delta C_D = C_{Di} - C_{Dl};$$

$$\Delta C_L = C_{Li} - C_{Ll};$$

$$\Delta C_E = E_i - E_l;$$

C_{Di} , C_{Li} e E_i são os valores obtidos para a configuração limpa.

Na Tabela 5.2 são apresentados os valores dos coeficientes de arrasto, sustentação e eficiência aerodinâmica do modelo na configuração limpa para os efeitos comparativos.

Tabela 5.2: Parâmetros aerodinâmicos para efeitos comparativos, configuração limpa

Ângulo de ataque	C_D	C_L	Eficiência aerodinâmica
$\alpha = 4,5^\circ$	0,033	0,69	20,76
$\alpha = 6,7^\circ$	0,04	0,84	18,24
$\alpha = 10,8^\circ$	0,133	1,07	8,06

Nas Figuras 5.9 (página 46) e 5.10 (página 47) pode ser observado que as configurações têm uma tendência a incrementar o coeficiente de arrasto. As configurações correspondentes as colunas A5, localizadas mais a jusante do modelo, são as que apresentaram menores variações no coeficiente de arrasto, em quanto que as posições A1 foram as que maiores efeitos causaram. Também pode ser observado que as variações foram menores para um ângulo de ataque de $10,8^\circ$.

Na Tabela 5.3, página 42, são apresentados os resultados obtidos para $\alpha = 4,5^\circ$ para cada posição testada. O maior variação corresponde a posição $P_{02,4}$ com um incremento de 34%. As posições correspondentes à coluna A5 estão dentro das incertezas experimentais (vide Apêndice

B, página 113), sendo assim o valor mínimo que pode ser considerado é de uma variação de 6% para a posição $P_{20,4}$.

Na Tabela 5.4, página 45, são apresentados os resultados obtidos para $\alpha = 6,7^\circ$ para cada posição testada. Para este ângulo de ataque a posição $P_{02,6}$ apresenta o maior variação do coeficiente de arrasto com um incremento de 33%. A exceção das posições $P_{26,6}$ e $P_{28,6}$, as colunas A4 e A5 estão dentro das incertezas experimentais. O menor incremento do coeficiente de arrasto é para a posição $P_{18,6}$ com um valor de 7%.

Na Tabela 5.5, página 45, são apresentados os resultados obtidos para $\alpha = 10,8^\circ$ para cada posição testada. As configurações das colunas A4 e A5, encontram-se dentro das incertezas. A $P_{02,10}$ apresenta o maior variação do coeficiente de arrasto com um incremento de 17%. O menor incremento do coeficiente de arrasto é para a posição $P_{18,10}$ com um valor de 6%.

Nas Figuras 5.11 (página 50) e 5.12 (página 51) pode ser observado que as configurações têm uma tendência a diminuir o coeficiente de sustentação. As configurações correspondentes as colunas A4, para $\alpha = 4,5^\circ$, apresentam maiores decréscimos do C_L . Também pode ser observado que as variações foram menores para os ângulos de ataque de $6,7^\circ$ e $10,8^\circ$.

Na Tabela 5.6, página 45, são apresentados os resultados obtidos para $\alpha = 4,5^\circ$ para cada posição testada. O maior variação corresponde a posição $P_{21,4}$ com um decréscimo de 16%. As posições correspondentes $P_{29,4}$ e $P_{30,4}$ estão dentro das incertezas experimentais. O valor mínima diminuição é de 3% para a posição $P_{28,4}$.

Na Tabela 5.7, página 46, são apresentados os resultados obtidos para $\alpha = 6,7^\circ$ para cada posição testada. Para este ângulo de ataque a posição $P_{26,6}$ apresenta o maior variação do coeficiente de sustentação com um aumento de 9%. O menor decréscimo do coeficiente de sustentação é para a posição $P_{02,6}$ com um valor de 4,2%.

Na Tabela 5.8, página 46, são apresentados os resultados obtidos para $\alpha = 10,8^\circ$ para cada posição testada. As configurações das colunas A5, encontram-se fora das incertezas experimentais. Para as configurações da coluna A5 o decréscimo do C_L está entorno de 3,5%. Pode-se afirmar que para $\alpha = 10,8^\circ$ não existe interferência das naceles na sustentação do modelo.

Nas Figuras 5.13 (página 50) e 5.14 (página 51) são apresentadas as variações na eficiência aerodinâmica para as configurações testadas.

Nas Tabelas 5.9, 5.10, 5.11 são apresentados os resultados das eficiências aerodinâmicas obtidos para os respectivos ângulos de ataque. Para todos eles as configurações correspondentes à coluna A5 estão dentro das incertezas experimentais. Os maiores decréscimos da eficiência aerodinâmica apresentam-se nas configurações $P_{08,4}$, $P_{02,6}$ e $P_{02,10}$. Para as configurações $P_{24,4}$, $P_{23,6}$ e $P_{24,10}$, configurações de maior eficiência para cada ângulo de ataque, os valores obtidos foram 16,3; 16,8 e 7,62 respectivamente. A configuração $P_{23,6}$ foi a que apresentou a maior eficiência aerodinâmica.

Os efeitos produzidos pelo sistema moto-propulsor são mais sensíveis para deslocamentos das naceles a jusante do modelo do que na direção do eixo vertical da aeronave, como pode ser observado nas Figuras 5.9, 5.10, 5.11, 5.12, 5.13 e 5.14.

Tabela 5.3: $\Delta C_D/C_{Dl}$, para $\alpha = 4,5^\circ$

0,3408	0,3029	0,1937	0,0628	-0,0506
0,3068	0,2698	0,1777	0,0714	-0,0283
0,2866	0,2645	0,1841	0,0851	-0,0215
0,2700	0,2403	0,1827	0,0960	0,0099
0,2498	0,2288	0,1889	0,1095	0,0324
$P_{02,4}$	$P_{08,4}$	$P_{14,4}$	$P_{20,4}$	$P_{26,4}$
$P_{03,4}$	$P_{09,4}$	$P_{15,4}$	$P_{21,4}$	$P_{27,4}$
$P_{04,4}$	$P_{10,4}$	$P_{16,4}$	$P_{22,4}$	$P_{28,4}$
$P_{05,4}$	$P_{11,4}$	$P_{17,4}$	$P_{23,4}$	$P_{29,4}$
$P_{06,4}$	$P_{12,4}$	$P_{18,4}$	$P_{24,4}$	$P_{30,4}$

Tabela 5.4: $\Delta C_D/C_{Dl}$, para $\alpha = 6,7^\circ$

0,3315	0,2232	0,1452	0,0324	-0,0778
0,2829	0,1929	0,1489	0,0166	-0,0393
0,2563	0,1884	0,1191	0,0402	-0,0551
0,2425	0,1789	0,0786	0,0216	-0,0407
0,2029	0,1502	0,0757	0,0297	0,0053
$P_{02,6}$	$P_{08,6}$	$P_{14,6}$	$P_{20,6}$	$P_{26,6}$
$P_{03,6}$	$P_{09,6}$	$P_{15,6}$	$P_{21,6}$	$P_{27,6}$
$P_{04,6}$	$P_{10,6}$	$P_{16,6}$	$P_{22,6}$	$P_{28,6}$
$P_{05,6}$	$P_{11,6}$	$P_{17,6}$	$P_{23,6}$	$P_{29,6}$
$P_{06,6}$	$P_{12,6}$	$P_{18,6}$	$P_{24,6}$	$P_{30,6}$

Tabela 5.5: $\Delta C_D/C_{Dl}$, para $\alpha = 10,8^\circ$

0,1714	0,1270	0,0842	0,0396	-0,0087
0,1559	0,1169	0,0720	0,0445	0,0083
0,1298	0,1046	0,0707	0,0347	0,0021
0,1253	0,0903	0,0659	0,0465	-0,0006
0,1139	0,0997	0,0636	0,0347	0,0062
$P_{02,10}$	$P_{08,10}$	$P_{14,10}$	$P_{20,10}$	$P_{26,10}$
$P_{03,10}$	$P_{09,10}$	$P_{15,10}$	$P_{21,10}$	$P_{27,10}$
$P_{04,10}$	$P_{10,10}$	$P_{16,10}$	$P_{22,10}$	$P_{28,10}$
$P_{05,10}$	$P_{11,10}$	$P_{17,10}$	$P_{23,10}$	$P_{29,10}$
$P_{06,10}$	$P_{12,10}$	$P_{18,10}$	$P_{24,10}$	$P_{30,10}$

Tabela 5.6: $\Delta C_L/C_{Ll}$, para $\alpha = 4,5^\circ$

-0,0665	-0,1012	-0,1350	-0,1638	-0,0668
-0,0730	-0,0993	-0,1172	-0,1565	-0,0521
-0,0777	-0,0952	-0,1170	-0,1505	-0,0336
-0,0739	-0,0930	-0,1142	-0,1376	-0,0244
-0,0773	-0,0919	-0,1098	-0,1260	-0,0153
$P_{02,4}$	$P_{08,4}$	$P_{14,4}$	$P_{20,4}$	$P_{26,4}$
$P_{03,4}$	$P_{09,4}$	$P_{15,4}$	$P_{21,4}$	$P_{27,4}$
$P_{04,4}$	$P_{10,4}$	$P_{16,4}$	$P_{22,4}$	$P_{28,4}$
$P_{05,4}$	$P_{11,4}$	$P_{17,4}$	$P_{23,4}$	$P_{29,4}$
$P_{06,4}$	$P_{12,4}$	$P_{18,4}$	$P_{24,4}$	$P_{30,4}$

Tabela 5.7: $\Delta C_L/C_{Ll}$, para $\alpha = 6, 7^\circ$

-0,0423	-0,0536	-0,0629	-0,0789	-0,0891
-0,0484	-0,0580	-0,0651	-0,0736	-0,0845
-0,0527	-0,0593	-0,0567	-0,0648	-0,0792
-0,0531	-0,0526	-0,0567	-0,0596	-0,0706
-0,0542	-0,0500	-0,0533	-0,0547	-0,0681
$P_{02,6}$	$P_{08,6}$	$P_{14,6}$	$P_{20,6}$	$P_{26,6}$
$P_{03,6}$	$P_{09,6}$	$P_{15,6}$	$P_{21,6}$	$P_{27,6}$
$P_{04,6}$	$P_{10,6}$	$P_{16,6}$	$P_{22,6}$	$P_{28,6}$
$P_{05,6}$	$P_{11,6}$	$P_{17,6}$	$P_{23,6}$	$P_{29,6}$
$P_{06,6}$	$P_{12,6}$	$P_{18,6}$	$P_{24,6}$	$P_{30,6}$

Tabela 5.8: $\Delta C_L/C_{Ll}$, para $\alpha = 10, 8^\circ$

0,0137	-0,0004	0,0005	-0,0219	-0,0363
0,0034	-0,0020	-0,0077	-0,0198	-0,0370
0,0017	-0,0065	-0,0069	-0,0204	-0,0374
0,0014	-0,0084	-0,0118	-0,0206	-0,0339
-0,0022	-0,0096	-0,0120	-0,0204	-0,0325
$P_{02,10}$	$P_{08,10}$	$P_{14,10}$	$P_{20,10}$	$P_{26,10}$
$P_{03,10}$	$P_{09,10}$	$P_{15,10}$	$P_{21,10}$	$P_{27,10}$
$P_{04,10}$	$P_{10,10}$	$P_{16,10}$	$P_{22,10}$	$P_{28,10}$
$P_{05,10}$	$P_{11,10}$	$P_{17,10}$	$P_{23,10}$	$P_{29,10}$
$P_{06,10}$	$P_{12,10}$	$P_{18,10}$	$P_{24,10}$	$P_{30,10}$

Tabela 5.9: $\Delta E/E_l$, para $\alpha = 4, 5^\circ$

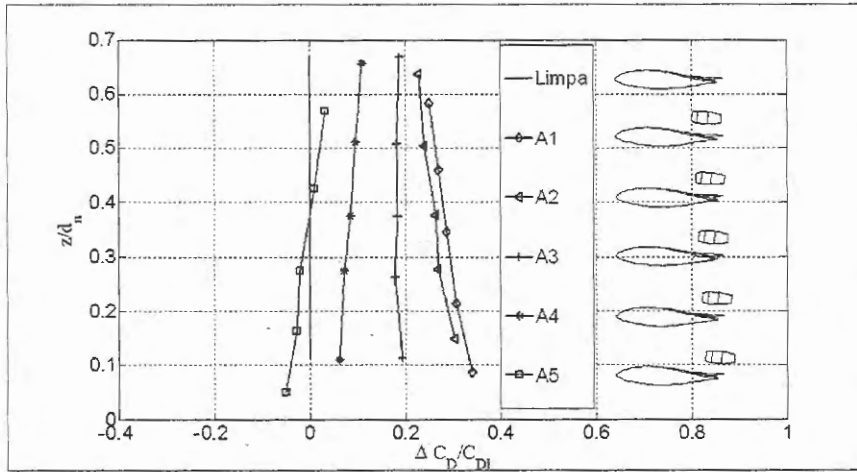
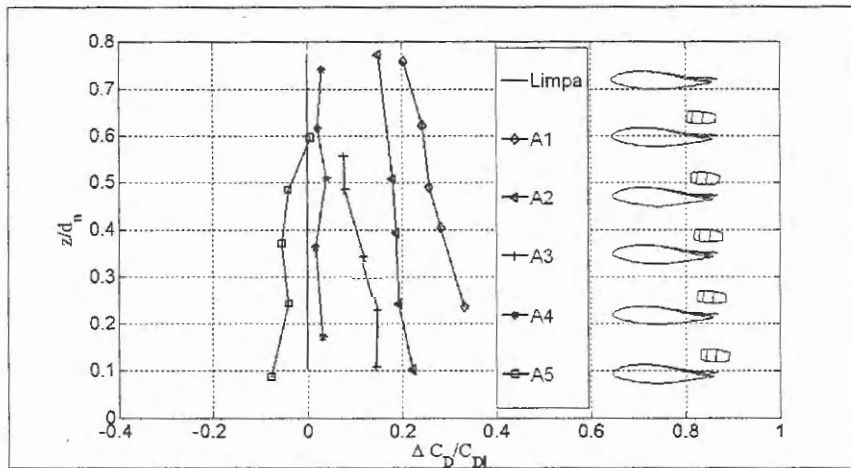
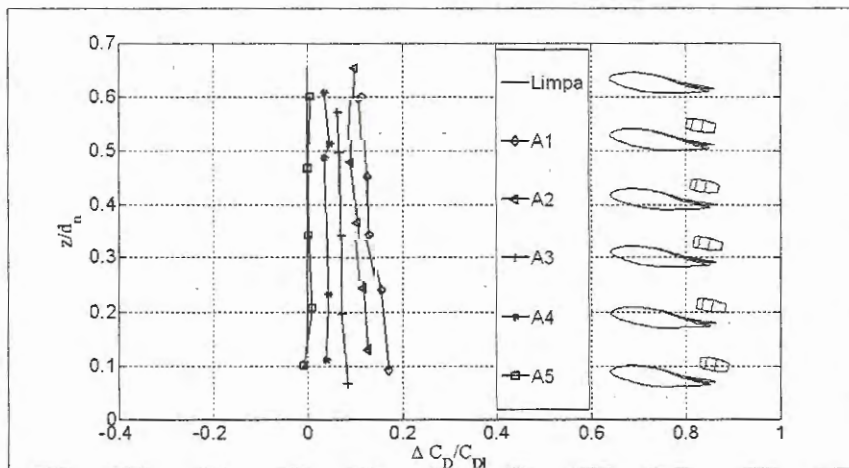
-0,3038	-0,3102	-0,2754	-0,2132	-0,0171
-0,2906	-0,2906	-0,2504	-0,2127	-0,0245
-0,2832	-0,2845	-0,2543	-0,2172	-0,0124
-0,2708	-0,2687	-0,2510	-0,2131	-0,0340
-0,2617	-0,2610	-0,2512	-0,2122	-0,0463
$P_{02,4}$	$P_{08,4}$	$P_{14,4}$	$P_{20,4}$	$P_{26,4}$
$P_{03,4}$	$P_{09,4}$	$P_{15,4}$	$P_{21,4}$	$P_{27,4}$
$P_{04,4}$	$P_{10,4}$	$P_{16,4}$	$P_{22,4}$	$P_{28,4}$
$P_{05,4}$	$P_{11,4}$	$P_{17,4}$	$P_{23,4}$	$P_{29,4}$
$P_{06,4}$	$P_{12,4}$	$P_{18,4}$	$P_{24,4}$	$P_{30,4}$

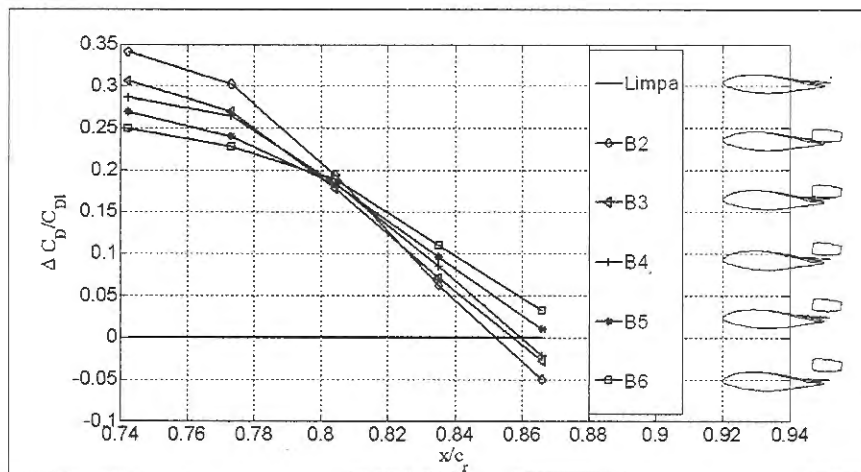
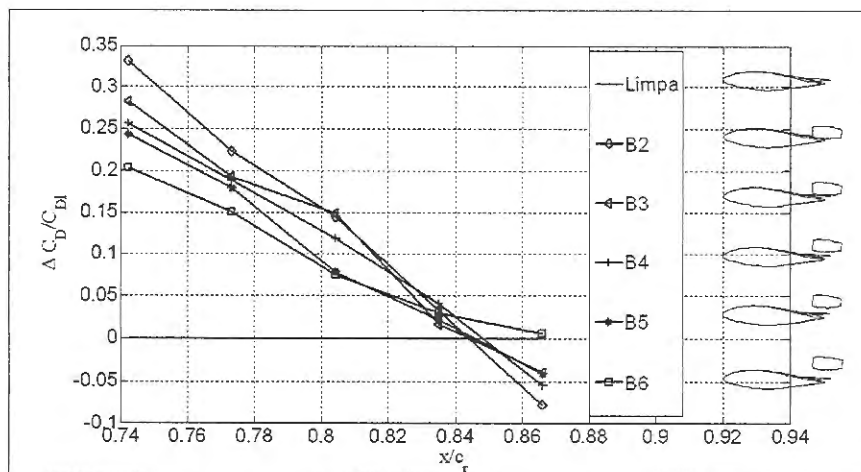
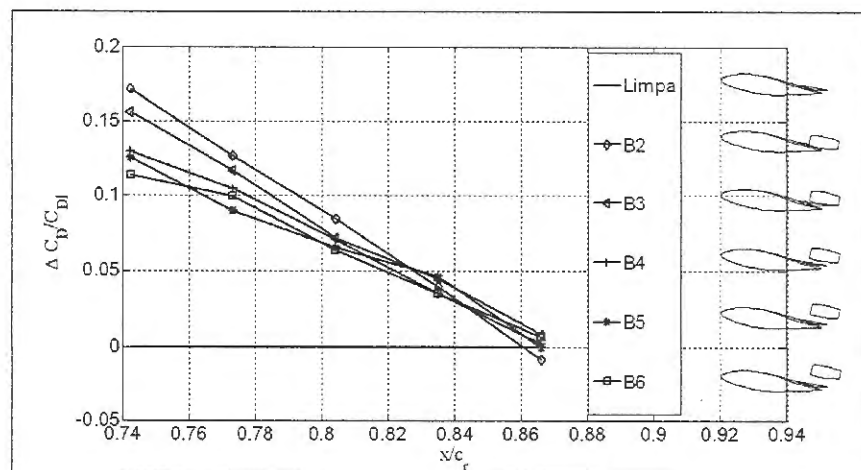
Tabela 5.10: $\Delta E/E_l$, para $\alpha = 6, 7^\circ$

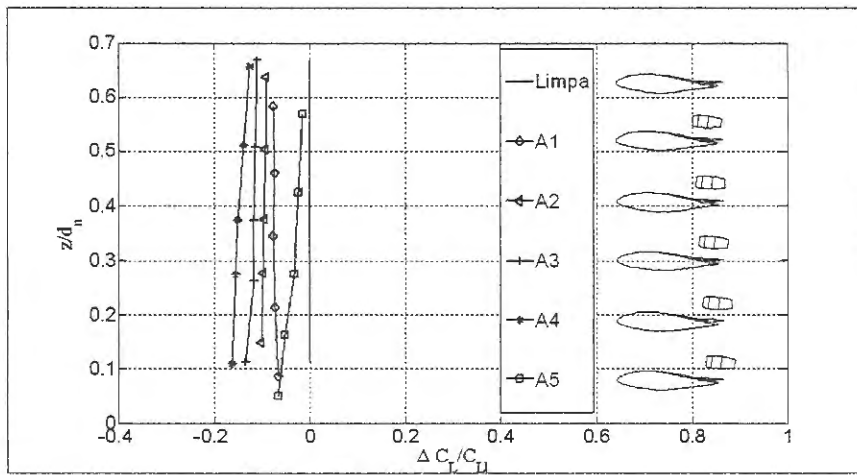
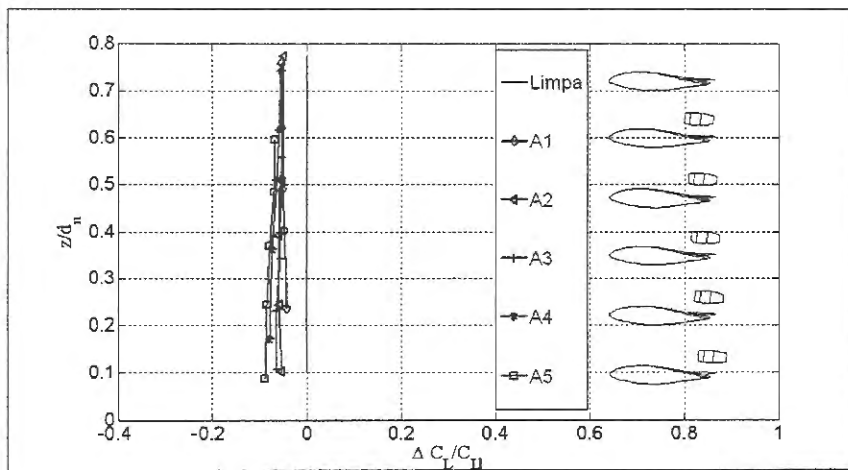
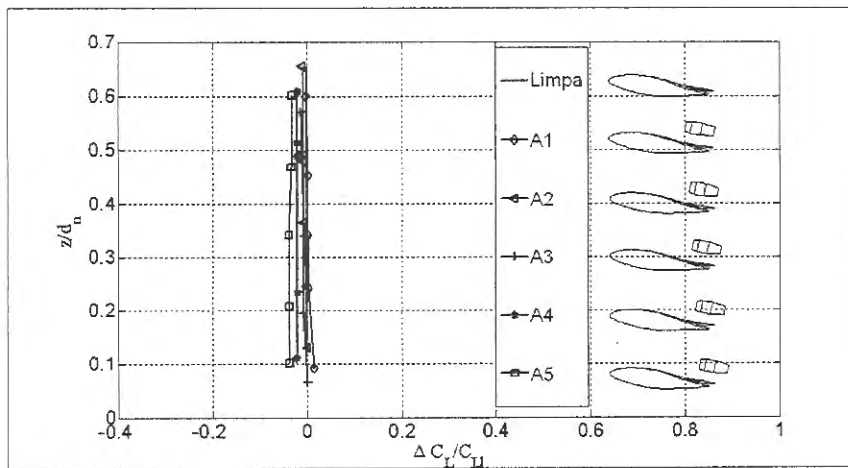
-0,2808	-0,2263	-0,1817	-0,1078	-0,0123
-0,2582	-0,2103	-0,1863	-0,0887	-0,0471
-0,2459	-0,2084	-0,1571	-0,1009	-0,0255
-0,2379	-0,1964	-0,1255	-0,0794	-0,0312
-0,2138	-0,1741	-0,1200	-0,0819	-0,0730
$P_{02,6}$	$P_{08,6}$	$P_{14,6}$	$P_{20,6}$	$P_{26,6}$
$P_{03,6}$	$P_{09,6}$	$P_{15,6}$	$P_{21,6}$	$P_{27,6}$
$P_{04,6}$	$P_{10,6}$	$P_{16,6}$	$P_{22,6}$	$P_{28,6}$
$P_{05,6}$	$P_{11,6}$	$P_{17,6}$	$P_{23,6}$	$P_{29,6}$
$P_{06,6}$	$P_{12,6}$	$P_{18,6}$	$P_{24,6}$	$P_{30,6}$

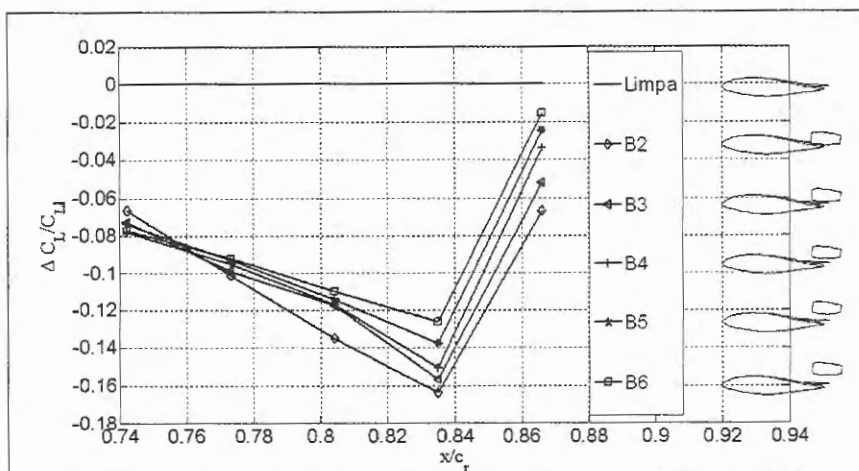
Tabela 5.11: $\Delta E/E_l$, para $\alpha = 10, 8^\circ$

-0,1346	-0,1130	-0,0772	-0,0592	-0,0278
-0,1319	-0,1064	-0,0744	-0,0615	-0,0449
-0,1134	-0,1005	-0,0724	-0,0533	-0,0394
-0,1101	-0,0905	-0,0729	-0,0640	-0,0333
-0,1042	-0,0994	-0,0711	-0,0533	-0,0385
$P_{02,10}$	$P_{08,10}$	$P_{14,10}$	$P_{20,10}$	$P_{26,10}$
$P_{03,10}$	$P_{09,10}$	$P_{15,10}$	$P_{21,10}$	$P_{27,10}$
$P_{04,10}$	$P_{10,10}$	$P_{16,10}$	$P_{22,10}$	$P_{28,10}$
$P_{05,10}$	$P_{11,10}$	$P_{17,10}$	$P_{23,10}$	$P_{29,10}$
$P_{06,10}$	$P_{12,10}$	$P_{18,10}$	$P_{24,10}$	$P_{30,10}$

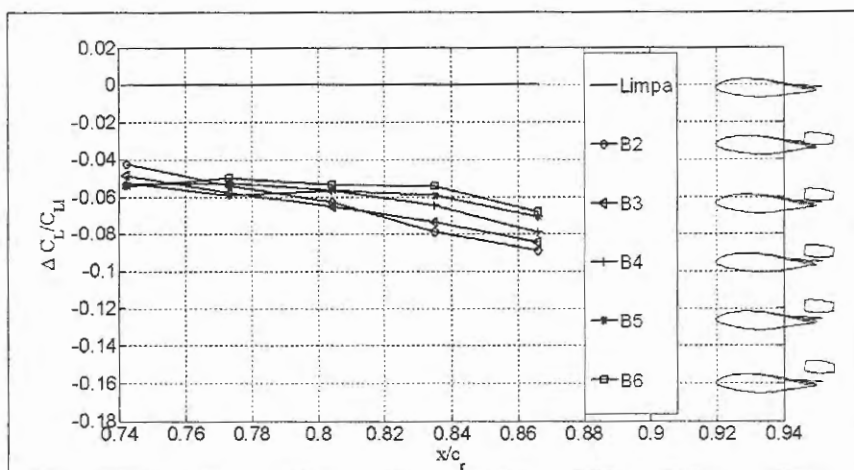
(a) $\alpha = 4,5^\circ$ (b) $\alpha = 6,7^\circ$ (c) $\alpha = 10,8^\circ$ Figure 5.9: Variação do C_D em função da distancia na direção do eixo vertical

(a) $\alpha = 4,5^\circ$ (b) $\alpha = 6,7^\circ$ (c) $\alpha = 10,8^\circ$ Figure 5.10: Variação do C_D em função da distancia na direção do eixo longitudinal

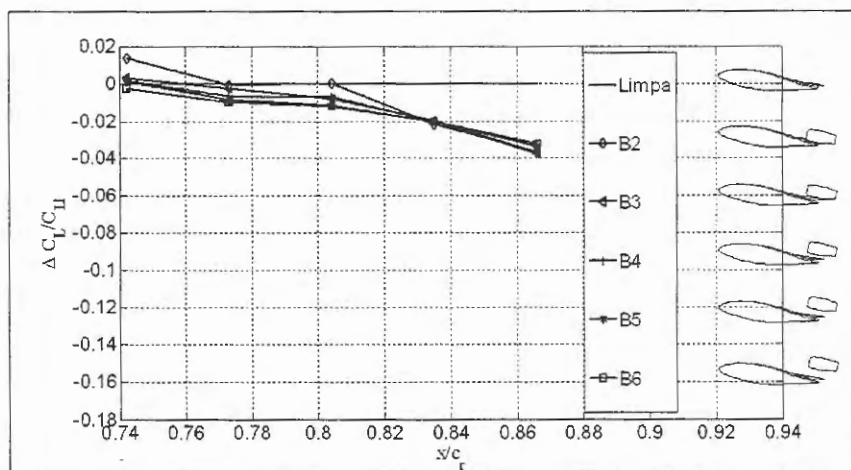
(a) $\alpha = 4,5^\circ$ (b) $\alpha = 6,7^\circ$ (c) $\alpha = 10,8^\circ$ Figure 5.11: Variação do C_L em função da distancia na direção do eixo vertical



(a) $\alpha = 4,5^\circ$



(b) $\alpha = 6,7^\circ$



(c) $\alpha = 10,8^\circ$

Figure 5.12: Variação do C_L em função da distancia na direção do eixo longitudinal

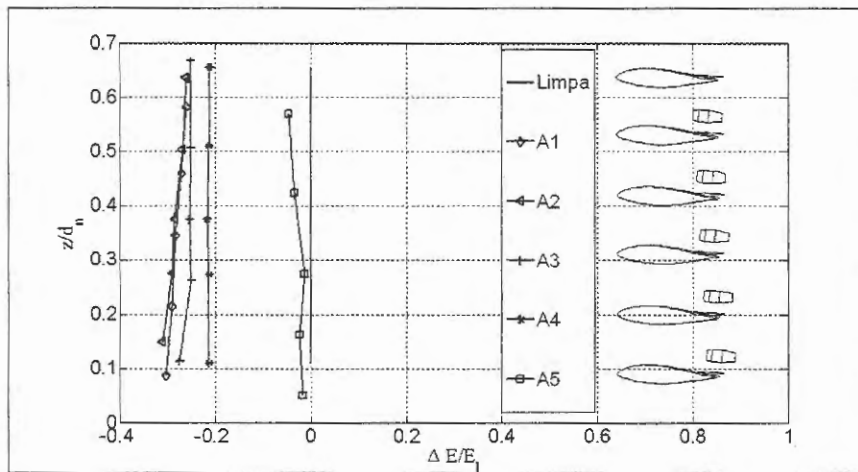
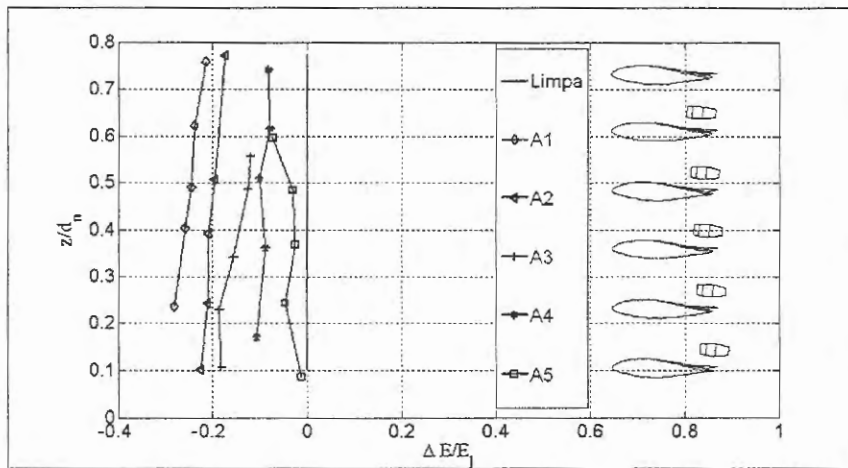
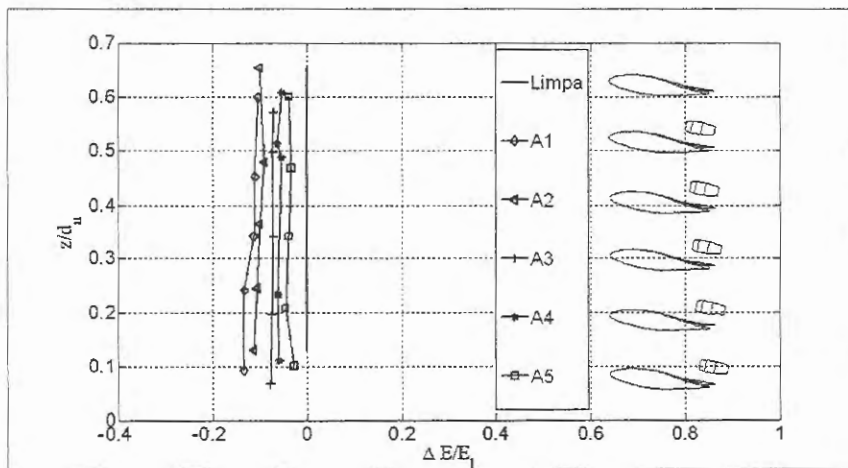
(a) $\alpha = 4,5^\circ$ (b) $\alpha = 6,7^\circ$ (c) $\alpha = 10,8^\circ$

Figure 5.13: Variação da eficiência aerodinâmica em função da distancia na direção do eixo vertical

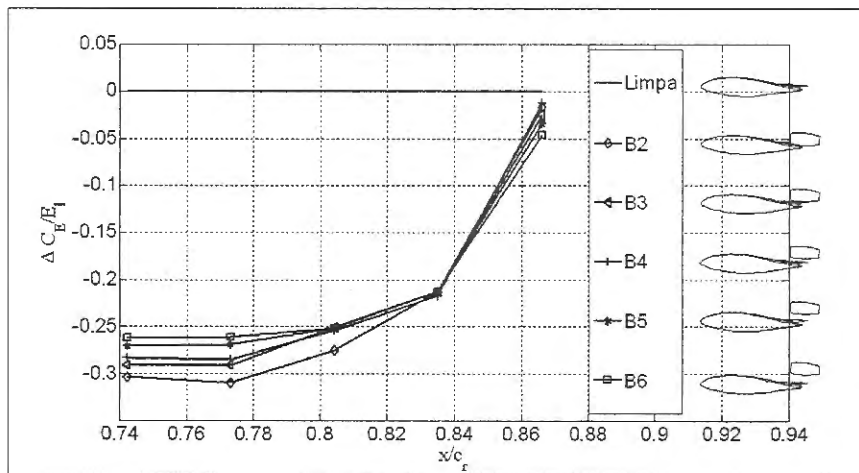
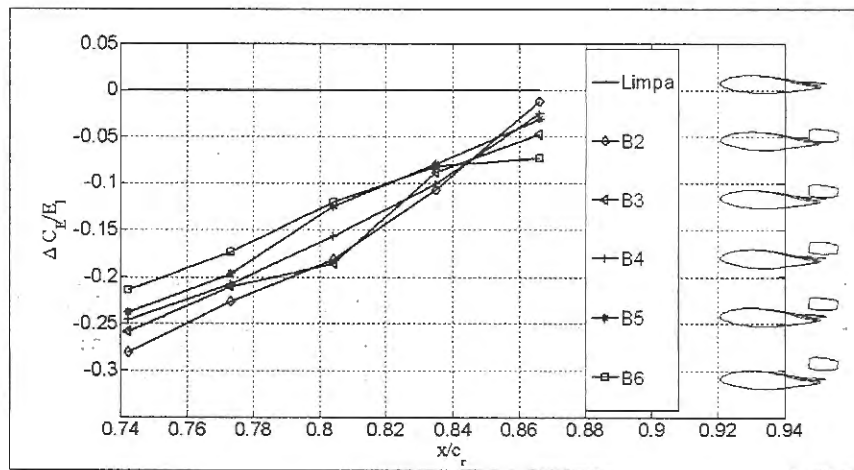
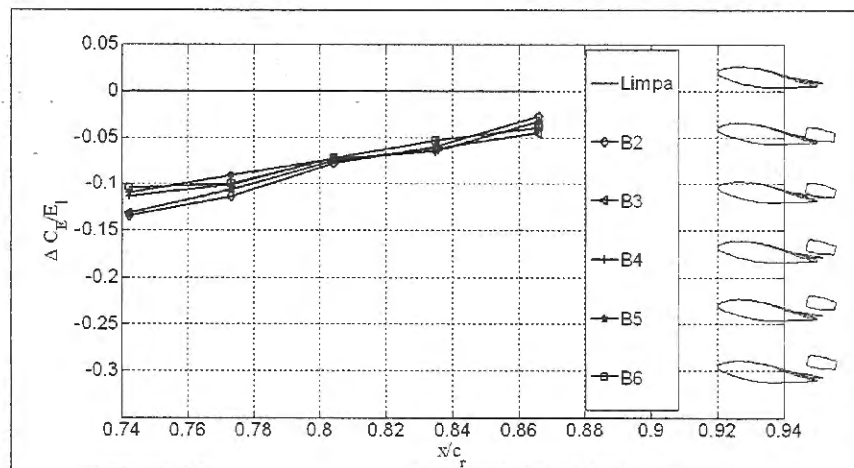
(a) $\alpha = 4,5^\circ$ (b) $\alpha = 6,7^\circ$ (c) $\alpha = 10,8^\circ$

Figure 5.14: Variação da eficiência aerodinâmica em função da distancia na direção do eixo longitudinal

5.3 Experimentos de Visualização

Dióxido de titânio, suspenso em uma mistura de óleo vegetal e parafina, foi utilizado para a visualização do escoamento na superfície do **BWB**. Esta mistura foi aplicada na superfície do modelo por pulverização convencional.



Figure 5.15: Visualização asa central $\alpha_{4,5}$



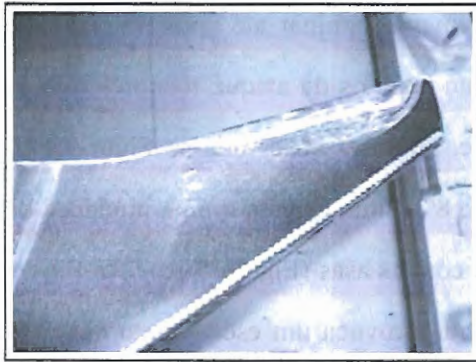
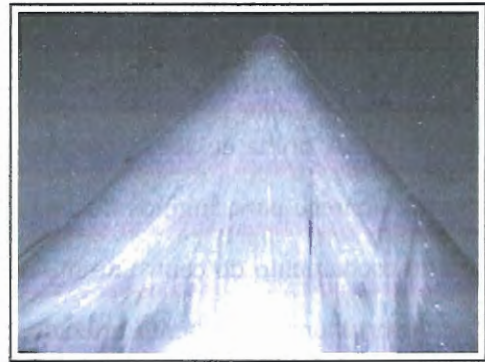
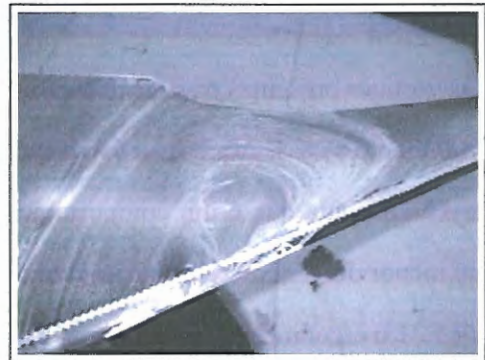
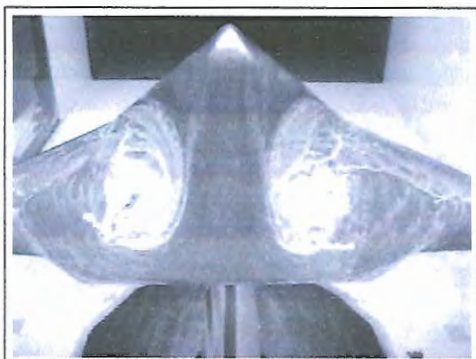
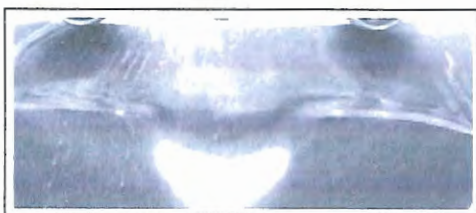
Figure 5.16: Visualização ponta da asa $\alpha_{4,5}$



Figure 5.17: Visualização da bolha de separação $\alpha_{4,5}$



Figure 5.18: Visualização asa central $\alpha_{6,7}$

Figure 5.19: Visualização ponta da asa $\alpha 6,7$ Figure 5.20: Visualização asa central $\alpha 8,8$ Figure 5.21: Visualização ponta da asa $\alpha 8,8$ Figure 5.22: Visualização junção das asas central e externa $\alpha 8,8$ Figure 5.23: Visualização asa central $\alpha 20$ Figure 5.24: Visualização ponta da asa $\alpha 20^\circ$ Figure 5.25: Visualização asa central com naceles $\alpha 4,5$ Figure 5.26: Visualização asa central com naceles $\alpha 4,5, Y/d = 0,3463, X/c_{raiz} = 0,7423$

Na Figura 5.15 observa-se a presença de um escoamento laminar até aproximadamente $x_{raiz} = c_{raiz} = 50\%$. Este comportamento se mantém até ângulos de ataque menores que 8° (Figura 5.18). A bolha de separação, em maior detalhe, pode ser observada na Figura 5.17. A bolha desaparece para ângulos de ataque maiores que 8° dando origem a uma mudança da direção do escoamento do centro do modelo às junções com as asas (Figura 5.20). Na Figura 5.22 se observa um escoamento cruzado e turbulento que provoca um escoamento nas asas externas na direção bordo de fuga ao bordo de ataque produzindo a perda de sustentação nesta área do modelo.

Os vórtices presentes na junção asas central-asas externas ficou registrada nas Figuras 5.23 e 5.24. Quanto as asas externas o escoamento tem a tendência a ficar paralelo ao bordo de fuga na direção à ponta que é um comportamento típico de uma asa enflechada até um angulo de ataque menor de 8° . Na Figura 5.19 evidencia-se a presença de separação na ponta da asa e na Figura 5.21 o escoamento reverso para ângulos de ataque $\alpha = 6,7^\circ$ e $\alpha = 8,8^\circ$ respectivamente. Finalmente, os efeitos produzidos pelas naceles pode ser observado nas Figuras 5.25 e 5.26, onde se nota o aumento no comprimento da bolha de separação no centro do modelo quando a nacele se afasta da superfície.

5.4 Coeficientes de Pressão

Nesta seção são analisados os coeficientes de pressão obtidos nos experimentos. As possíveis existências de separação laminar (S_L), separação turbulenta (S_T), recolamento (R) são analisadas através destes resultados. As seções analisadas correspondem a $y = 0\text{mm}$ ($y/b = 0$), $y = 55\text{mm}$ ($y/b = 0,044$), $y = 110\text{mm}$ ($y/b = 0,088$), $y = 170\text{mm}$ ($y/b = 0,137$) e $y = 210\text{mm}$ ($y/b = 0,162$) (Figura 4.3, página 29). Em primeiro lugar são apresentados os resultados obtidos na configuração limpa para os ângulos de ataque $\alpha = 4,5^\circ$, $\alpha = 6,7^\circ$, $\alpha = 8,8^\circ$, $\alpha = 10,8^\circ$, $\alpha = 20^\circ$. Nos itens subseqüentes apresentam-se os resultados para diferentes configurações com a presença das naceles.

5.4.1 Coeficientes de Pressão Obtidos para o Modelo, Configuração Limpa

Na Figura 5.27, página 59, apresenta-se a distribuição do coeficiente de pressão para $\alpha = 4,5^\circ$ e $\alpha = 6,7^\circ$ das seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$. Pode-se observar que a seção no eixo de simetria do modelo possui um gradiente de pressão favorável até aproximadamente, $x/c_{local} = 0,45$. O coeficiente de pressão neste ponto tem um valor de $-0,77$. Este comportamento se mantém até ângulos de ataque menores que 16° com aumentos no pico de sucção (vide Figuras 5.27 (b), 5.28 (a) e 5.28 (b)). Nesta seção, com $\alpha = 16,4^\circ$, apresenta-se uma bolha de separação a $x/c_{local} = 0,2$ recolando novamente em $x/c_{local} = 0,45$ (Figura 5.29 (a)).

Na seção $y/b = 0,04$ observa-se a existência de uma bolha de separação para os ângulos de ataque analisados, acontecendo o recolamento a $x/c_{local} = 0,65$ aproximadamente (Figuras 5.27, 5.28). A bolha de separação pode ser observada na Figura 5.29.

Nas Figuras 5.30 - 5.32 (páginas 62 - 64) são apresentados os gráficos de C_p para as seções correspondentes a $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$. Nota-se a existência de uma bolha de separação nas respectivas seções. A partir de $\alpha = 6,7^\circ$ esta bolha se movimenta a montante, caracterizando uma separação do escoamento na direção bordo de fuga ao bordo de ataque. Para $\alpha > 10^\circ$ se registra uma separação turbulenta (Figuras 5.31, 5.32).

Finalmente, é apresentada a distribuição dos gráficos de C_p ao longo da envergadura do modelo. Nas Figuras 5.33 a 5.35, podem ser observados os efeitos tridimensionais do escoamento no **BWB**. A bolha de separação está localizada aproximadamente a $x/c_{raiz} = 0,45$. Os valores de C_p mínimos são incrementados e o pico de sucção desloca-se à montante, assim, para a seção $y/b = 0$ o $C_{p_{min}}$ tem um valor de $-0,77$ localizado a $x/c_{local} = 0,45$ e para a seção $y/b = 0,169$ o pico de sucção se localiza a $x/c = 0,02$ para uma valor de $C_p = -1,5$. Na Figura 5.33, página 63, pode ser observado que na seção $y/b = 0,169$ existe um alto gradiente adverso que motiva a separação. Adverte-se, na Figura 5.35 (página 65), que a aeronave está entrando em estol na direção da ponta à raiz. Esta situação não é desejável e evidencia-se assim uma falha no projeto da aeronave.

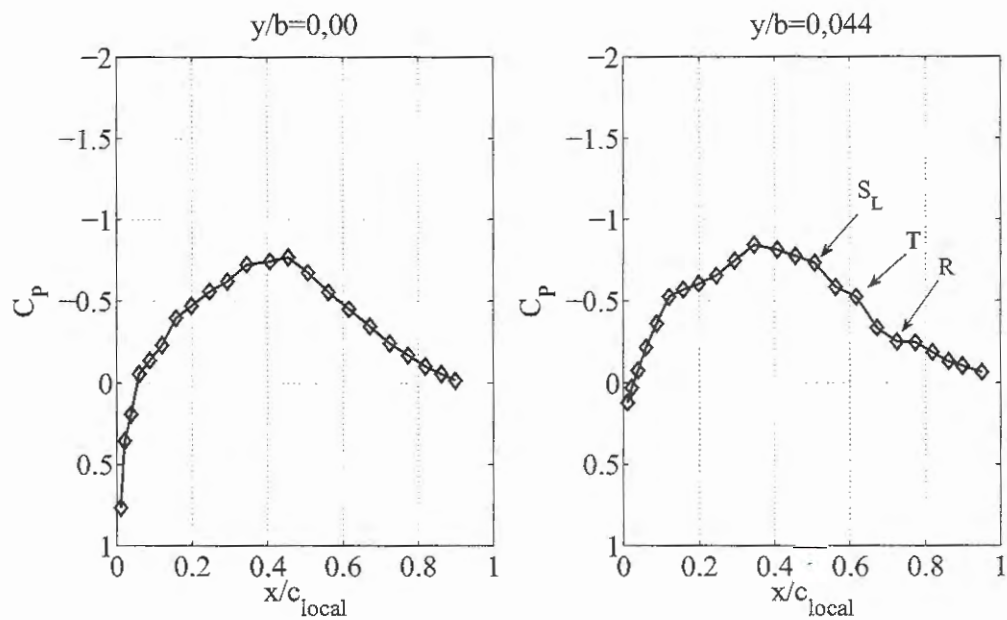
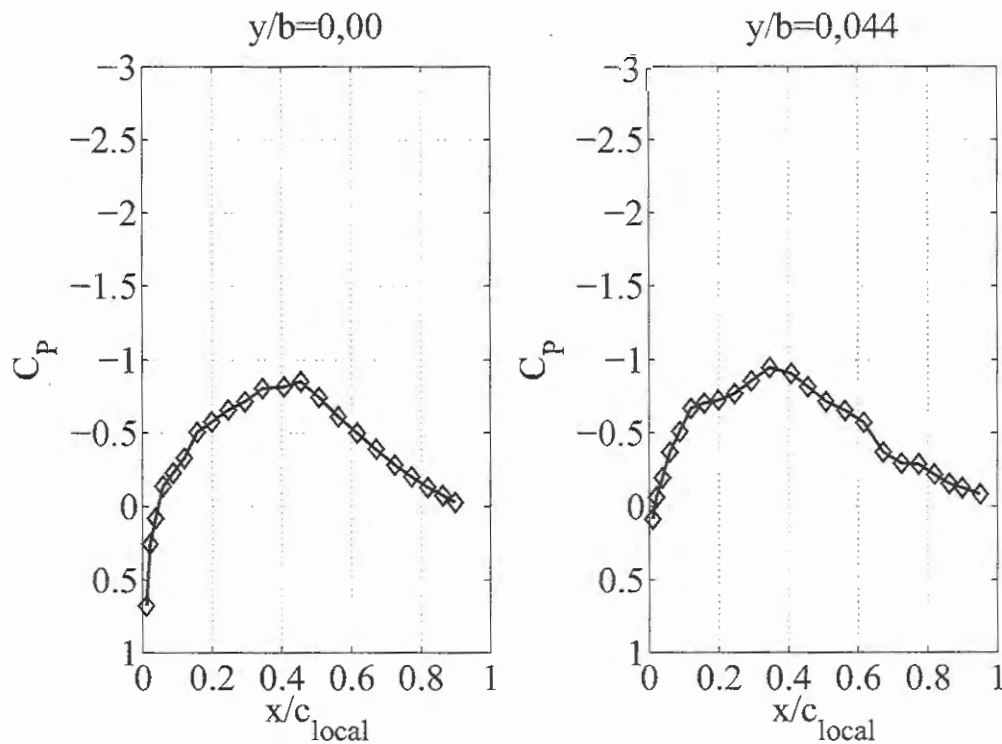
(a) $\alpha = 4,5^\circ$ (b) $\alpha = 6,7^\circ$

Figure 5.27: Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 4,5^\circ$; $\alpha = 6,7^\circ$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

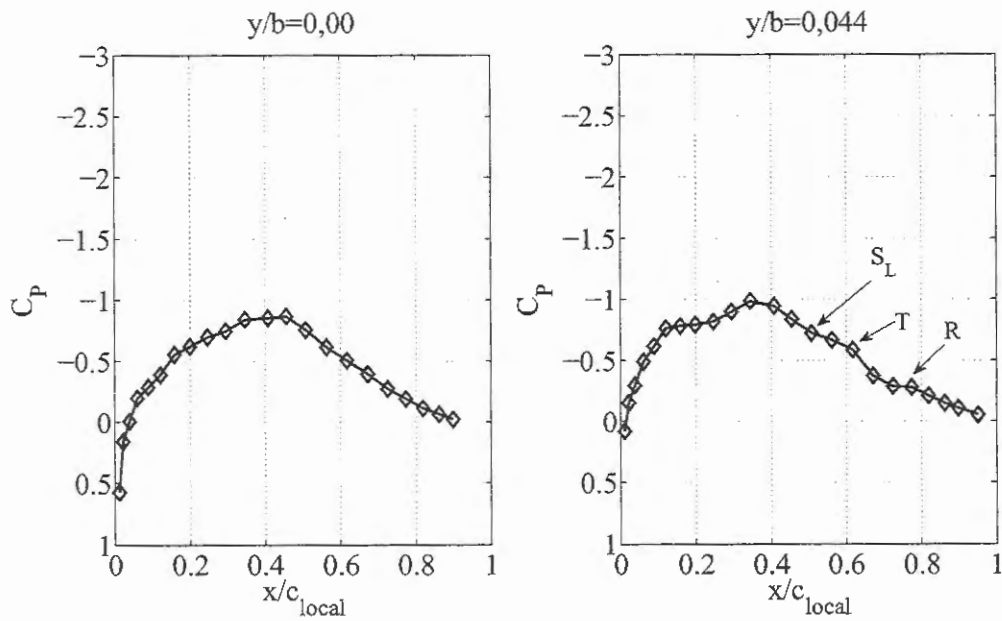
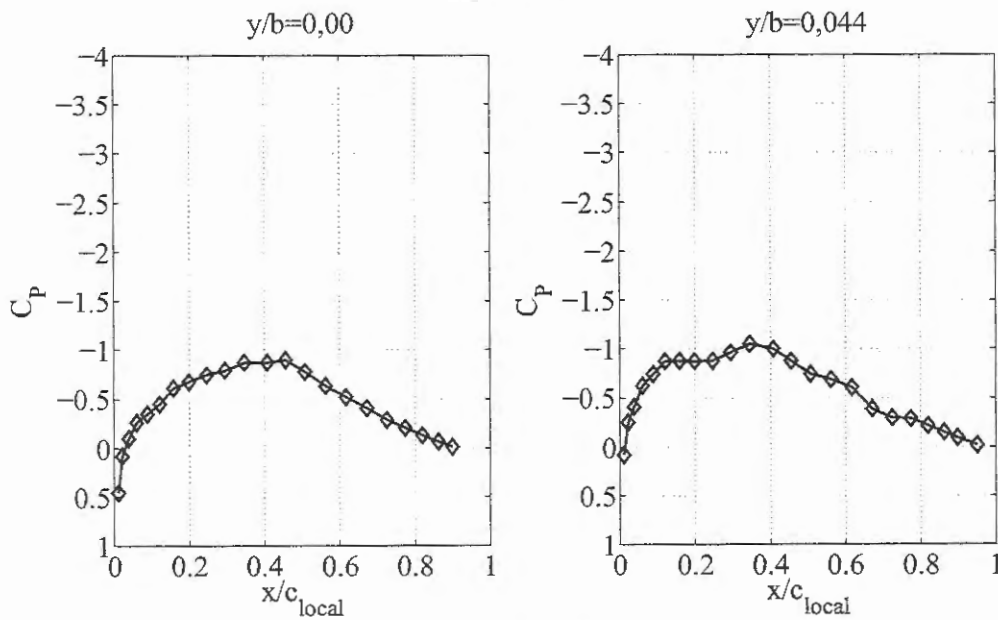
(a) $\alpha = 8,8^\circ$ (b) $\alpha = 10,8^\circ$

Figure 5.28: Coeficientes de pressão, configuração limpa, $\alpha = 8,8^\circ$ e $\alpha = 10,8^\circ$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

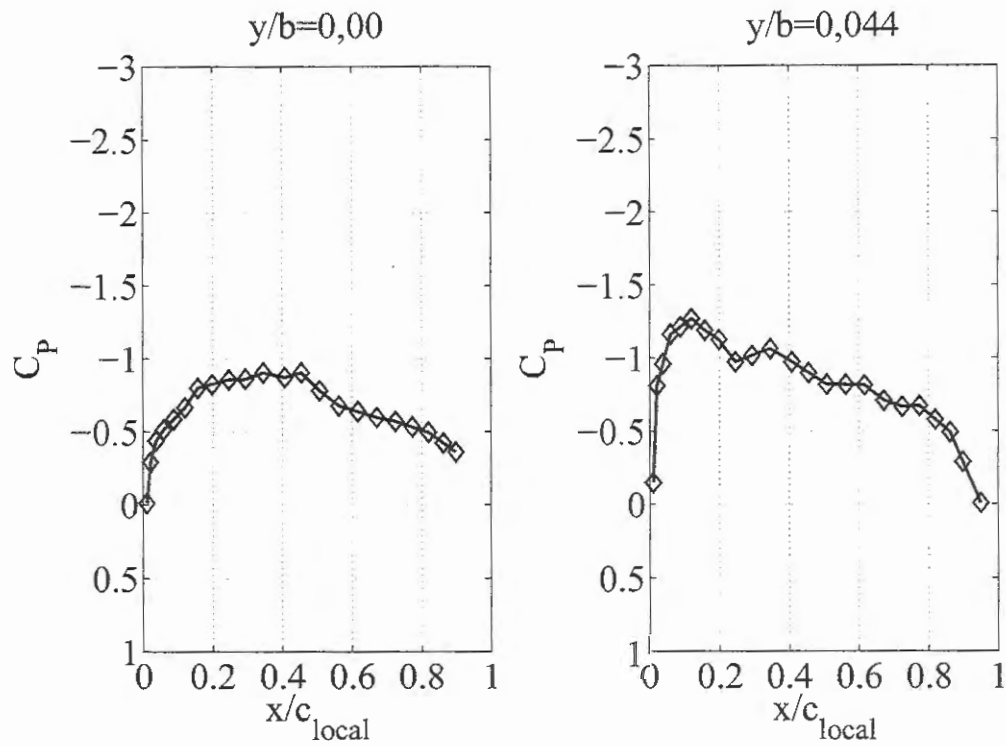
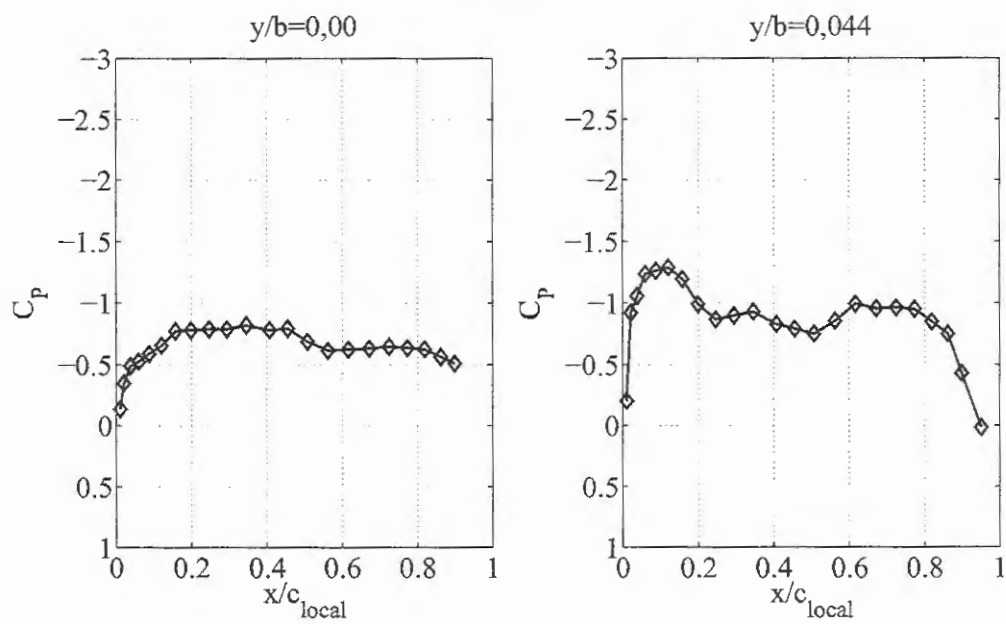
(a) $\alpha = 16,4^\circ$ (b) $\alpha = 20^\circ$

Figure 5.29: Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 16,4^\circ$ $\alpha = 20^\circ$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

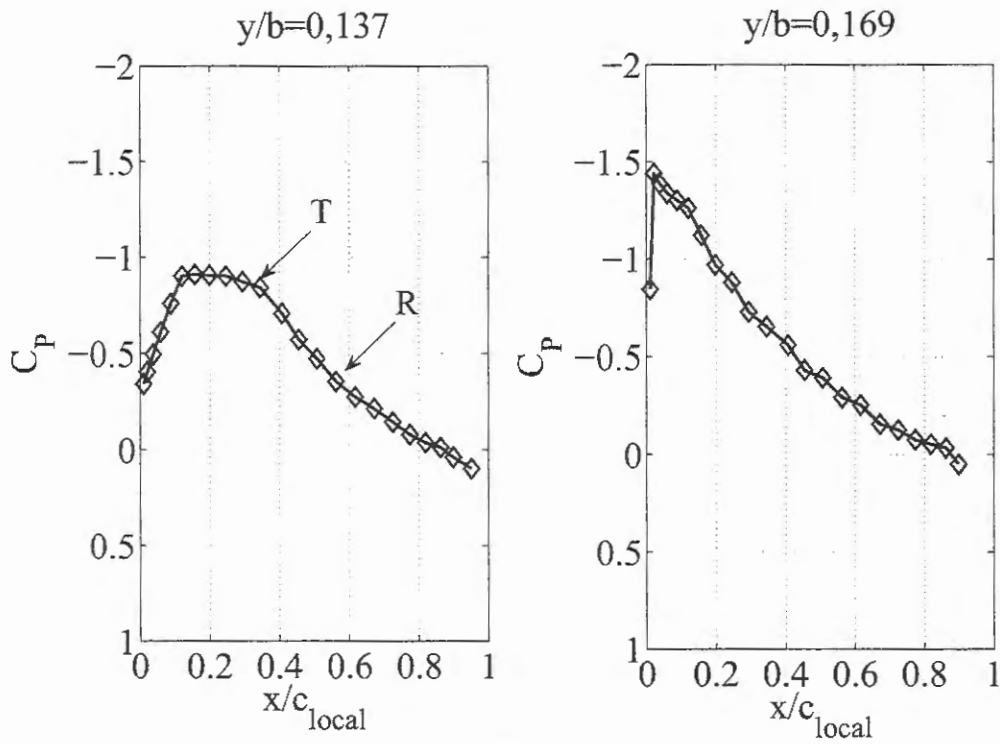
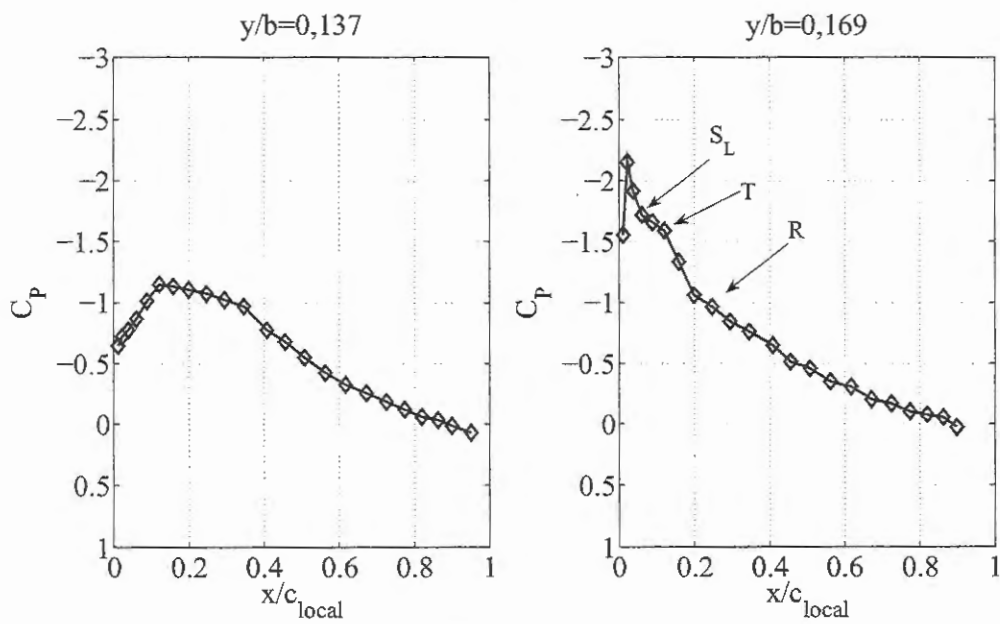
(a) $\alpha = 4,5^\circ$ (b) $\alpha = 6,7^\circ$

Figure 5.30: Coeficientes de pressão, configuração limpa, $\alpha = 4,5^\circ$ $\alpha = 6,7^\circ$, seções $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$

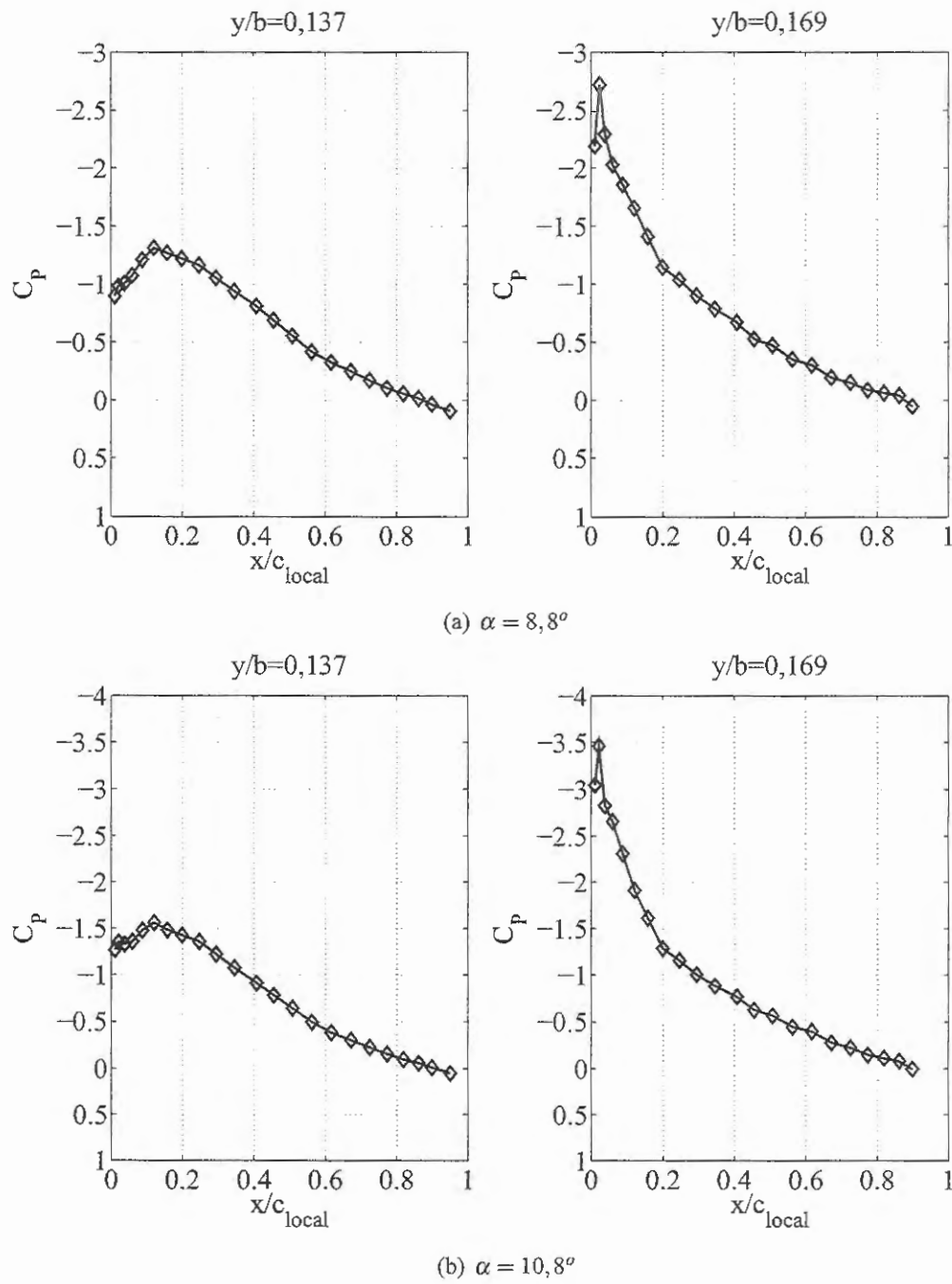


Figure 5.31: Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 8,8^\circ$ $\alpha = 10,8^\circ$ seções $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$

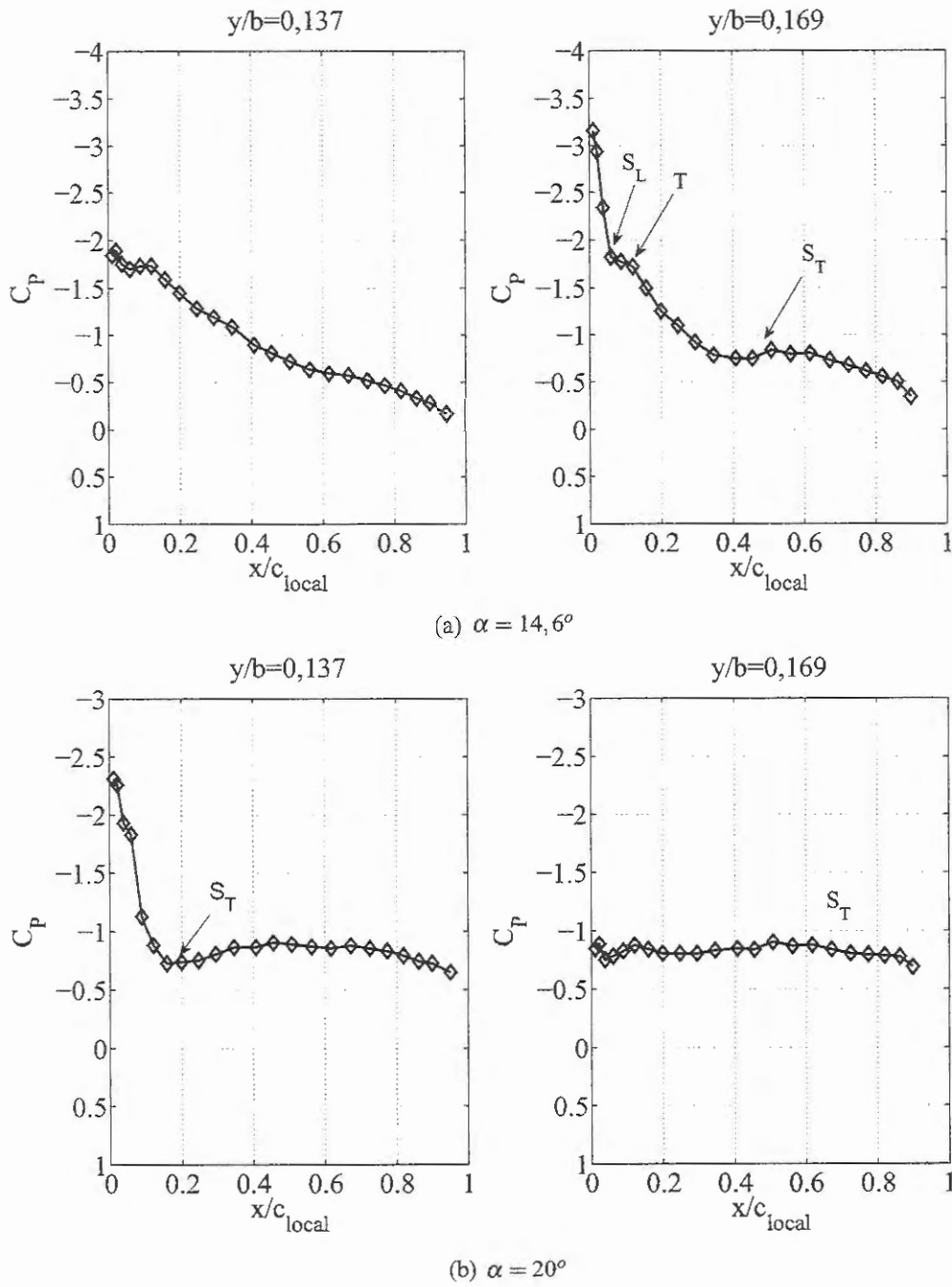


Figure 5.32: Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 14,6^\circ$ $\alpha = 20^\circ$, seções $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$

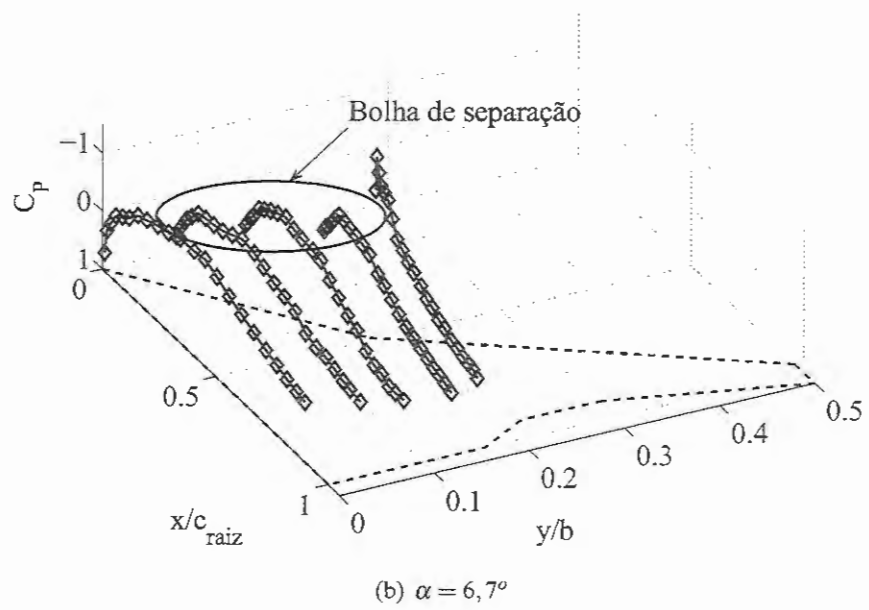
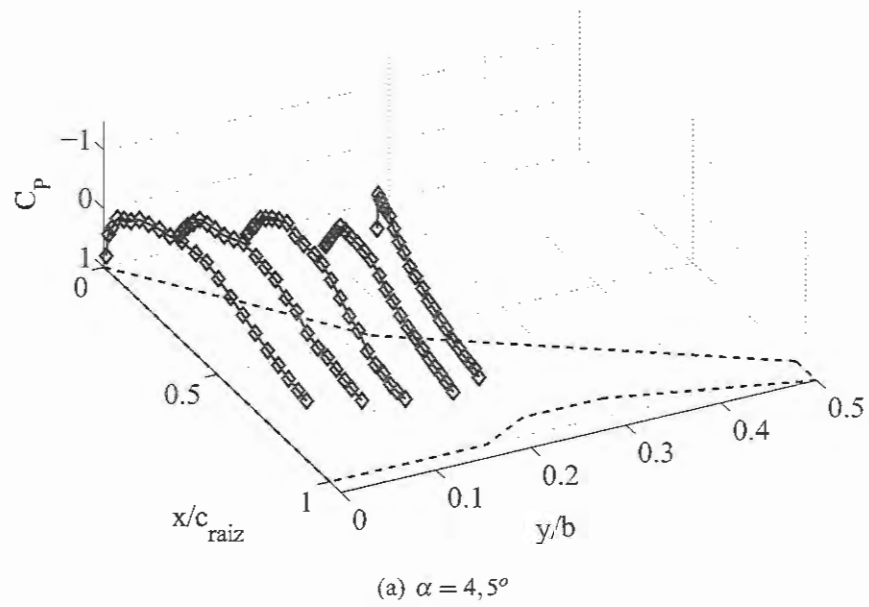


Figure 5.33: Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 4,5^\circ$ $\alpha = 6,7^\circ$

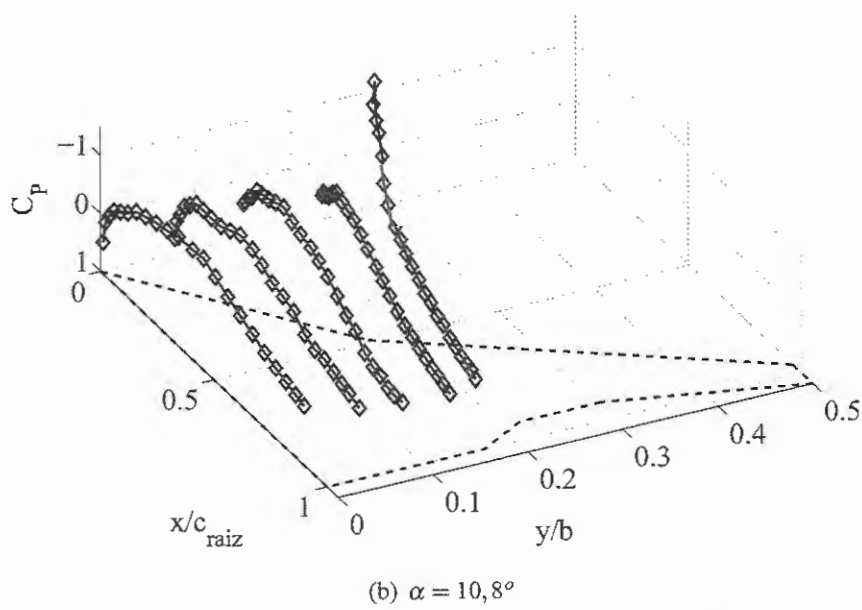
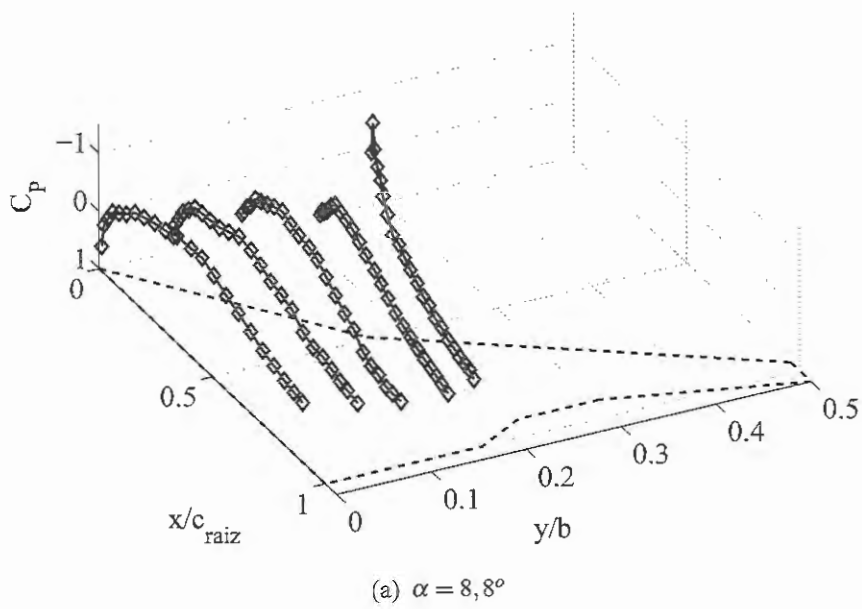


Figure 5.34: Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 6,7^\circ$ $\alpha = 8,8^\circ$

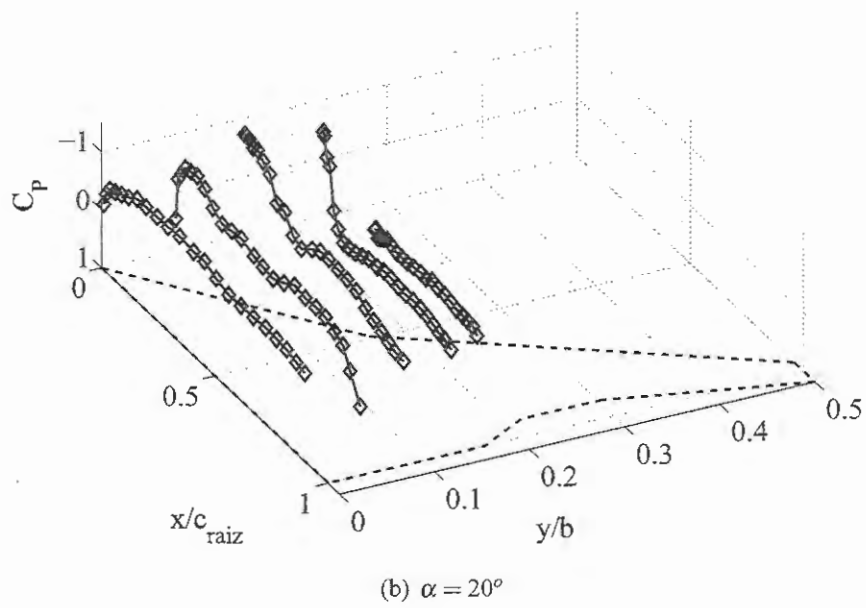
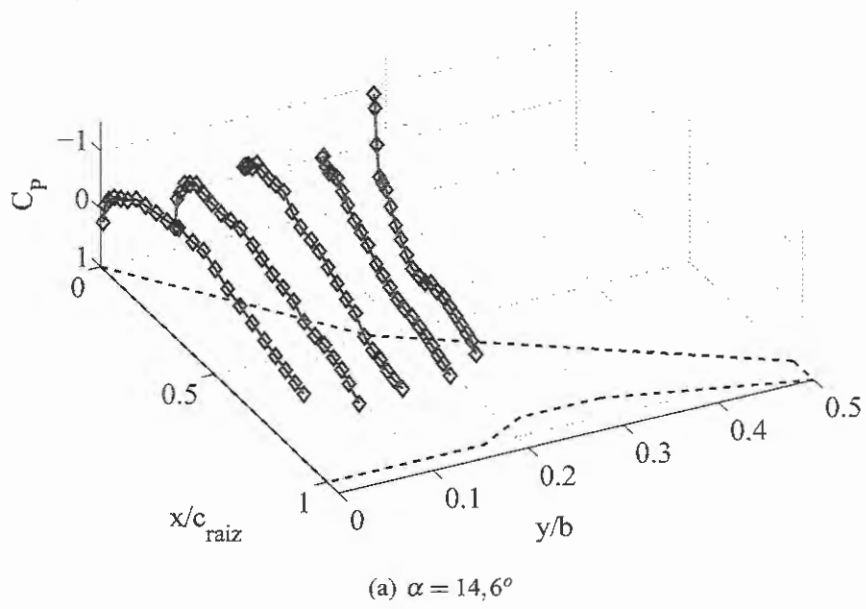


Figure 5.35: Coeficientes de pressão , configuração limpa, $\alpha = 10,8^\circ$ $\alpha = 20^\circ$

5.4.2 Coeficientes de Pressão Obtidos para o Modelo com Naceles, $\alpha = 4,5^\circ$

Na Figura 5.36 e na Tabela 5.12 apresentam as configurações analisadas para o ângulo de ataque $\alpha = 4,5^\circ$. Os coeficientes de pressão apresentados nesta subseção correspondem às configurações $P_{03,4}$; $P_{09,4}$; $P_{13,4}$; $P_{14,4}$; $P_{15,4}$; $P_{16,4}$; $P_{18,4}$; $P_{21,4}$ e $P_{27,4}$.

$P_{01,4}$	$P_{07,4}$	$P_{13,4}$	$P_{19,4}$	$P_{25,4}$	B1
$P_{02,4}$	$P_{08,4}$	$P_{14,4}$	$P_{20,4}$	$P_{26,4}$	B2
$P_{03,4}$	$P_{09,4}$	$P_{15,4}$	$P_{21,4}$	$P_{27,4}$	B3
$P_{04,4}$	$P_{10,4}$	$P_{16,4}$	$P_{22,4}$	$P_{28,4}$	B4
$P_{05,4}$	$P_{11,4}$	$P_{17,4}$	$P_{23,4}$	$P_{29,4}$	B5
$P_{06,4}$	$P_{12,4}$	$P_{18,4}$	$P_{24,4}$	$P_{30,4}$	B6
A1	A2	A3	A4	A5	































					B1
					B2
					B3
					B4
					B5
					B6
A1	A2	A3	A4	A5	

Figure 5.36: Configurações analisadas para $\alpha = 4^\circ$

Tabela 5.12: Configurações analisadas para $\alpha = 4^\circ$, $Y/b = 0.1127$

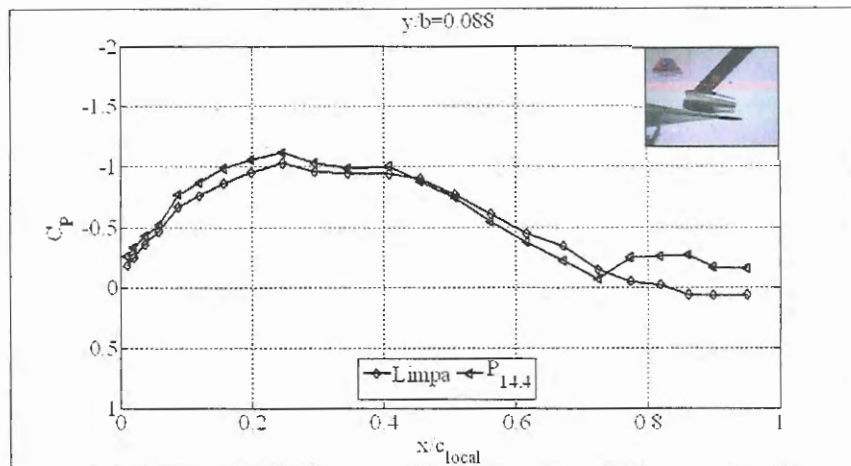
Configuração	Localização	X/c_{raiz}	Z/d
$P_{01,4}$	A1B1	0,7423	0
$P_{02,4}$	A1B2	0,7423	0,0863
$P_{03,4}$	A1B3	0,7423	0,2138
$P_{04,4}$	A1B4	0,7423	0,3463
$P_{05,4}$	A1B5	0,7423	0,46
$P_{06,4}$	A1B6	0,7423	0,5825
$P_{07,4}$	A2B1	0,7732	0
$P_{08,4}$	A2B2	0,7732	0,1487
$P_{09,4}$	A2B3	0,7732	0,2775
$P_{10,4}$	A2B4	0,7732	0,3763
$P_{11,4}$	A2B5	0,7732	0,5037
$P_{12,4}$	A2B6	0,7732	0,6362
$P_{13,4}$	A3B1	0,8042	0
$P_{14,4}$	A3B2	0,8042	0,11376
$P_{15,4}$	A3B3	0,8042	0,2638
$P_{16,4}$	A3B4	0,8042	0,3750
$P_{17,4}$	A3B5	0,8042	0,5100
$P_{18,4}$	A3B6	0,8042	0,6675
$P_{19,4}$	A4B1	0,8351	0
$P_{20,4}$	A4B2	0,8351	0,1137
$P_{21,4}$	A4B3	0,8351	0,2638
$P_{22,4}$	A4B4	0,8351	0,3750
$P_{23,4}$	A4B5	0,8351	0,5075
$P_{24,4}$	A4B6	0,8351	0,6675
$P_{25,4}$	A5B1	0,8661	0
$P_{26,4}$	A5B2	0,8661	0,05
$P_{27,4}$	A5B3	0,8661	0,1625
$P_{28,4}$	A5B4	0,8661	0,2763
$P_{29,4}$	A5B5	0,8661	0,4237
$P_{30,4}$	A5B6	0,8661	0,5687

Nas Figuras 5.45 - 5.38 são apresentados os coeficientes de pressão para a seção $y/b = 0,088$ para as configurações $P_{14,4}$, $P_{15,4}$, $P_{18,4}$ e $P_{21,4}$. A configuração $P_{14,4}$, onde a posição relativa da nacele é de $X/C_{raiz} = 0,75$, apresenta os maiores efeitos para esta seção, aumentando a sucção a partir de $x/c_{local} = 0,7$ (Figura 5.37(a)). Aumentando a distância vertical, na mesma posição horizontal, o aumento de sucção decresce, como pode ser observado nas Figuras 5.37(b), 5.38(a). Na posição $P_{18,4}$, onde a posição vertical relativa é $Z/d = 0,66$, pode ser considerado que a nacele não perturba o escoamento do extradorso do modelo pela eliminação do afunilamento produzido pelas superfícies. Na Figura 5.38(b) observa-se que o aumento de sucção começa aproximadamente a $x/c_{local} = 0,8$, mas seus efeitos são menores se comparados com a configuração $P_{15,4}$ (Figura 5.37(b)). As duas configurações estão a mesmas altura relativa, mas, a configuração $P_{21,4}$ encontra-se a jusante, $X/C_{raiz} = 0,75$.

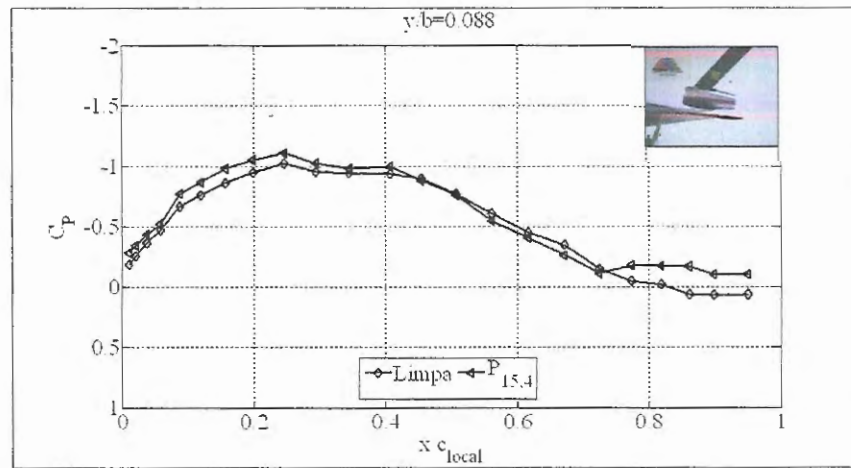
Na seção $y/b = 0$ não existe um pico de sucção produzido pelas naceles, mas pode se afirmar que existe uma aceleração do escoamento sobre o extradorso aumentando os coeficientes de pressão e suavizado levemente a região do gradiente de pressão adverso do perfil (Figuras 5.46 e 5.40). As seções mais afetadas pela presença das naceles são $y/b = 0,044$, $y/b = 0,088$ e $y/b = 0,0137$. A junção asa externa-asa central, $y/b = 0,0169$, os efeitos não se tornam tão evidentes (Figuras 5.41 e 5.47).

As Figuras 5.43 e 5.44 ilustram a distribuição dos coeficientes de pressão ao longo da envergadura do modelo, na asa central. Na Figura 5.43(a) pode-se observar que a configuração $P_{14,4}$ apresenta maior interferência das naceles no modelo. Assim mesmo a configuração $P_{21,4}$ é a que apresenta menor interferência (Figura 5.44(b)) por razões anteriormente expostas.

Nas Figuras 5.45 e 5.38 (páginas 77 - 70) são comparadas diferentes configurações. Para todas as seções pode ser observado que os valores de C_P são mais sensíveis as variações na distância horizontal das naceles do que na direção vertical das mesmas.

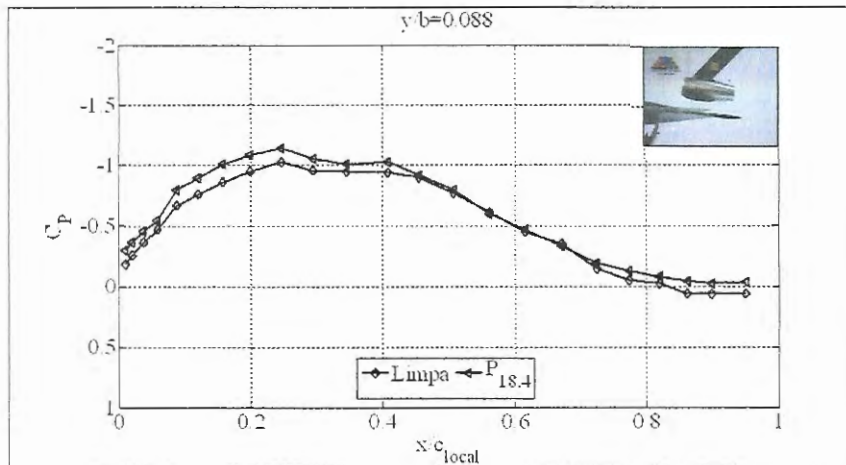


(a)
Configuração
 $P_{14,4}$

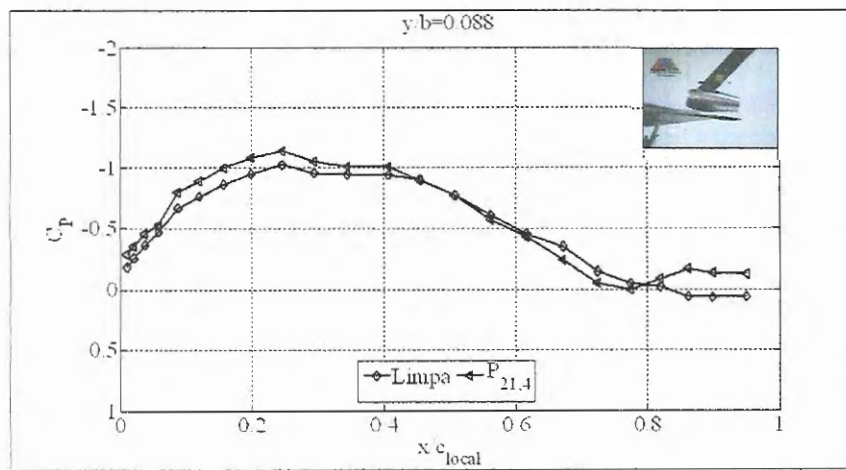


(b)
Configuração
 $P_{15,4}$

Figure 5.37: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{14,4}$, $P_{15,4}$ seção $y/b = 0,088$

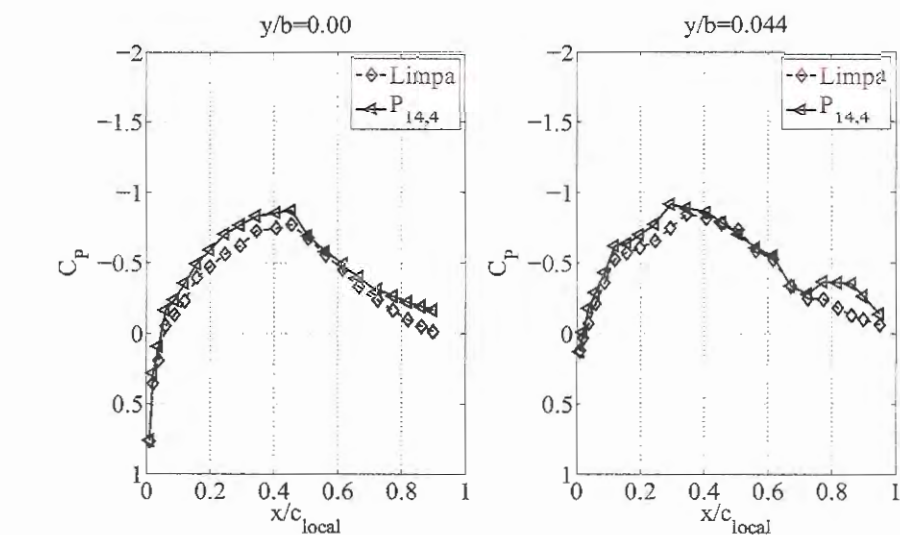


(a)
Configuração
 $P_{18.4}$

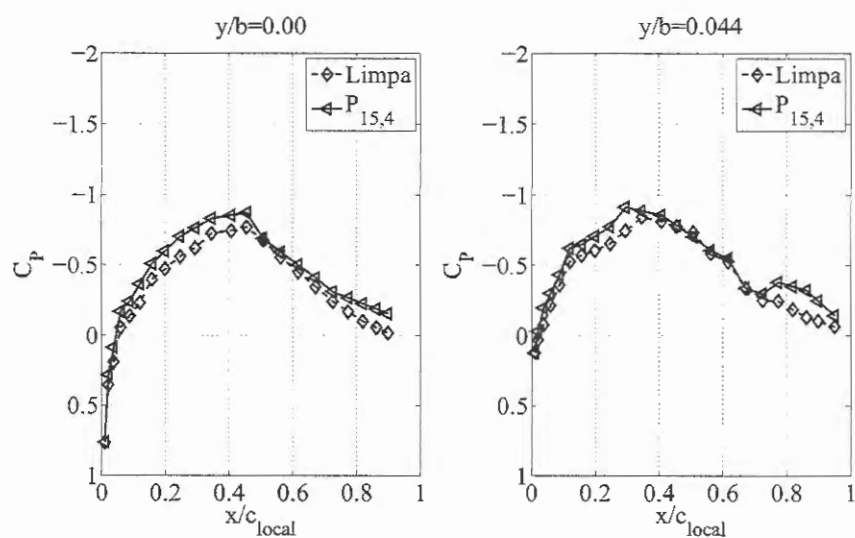


(b)
Configuração
 $P_{21.4}$

Figure 5.38: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{18.4}$, $P_{21.4}$ seção $y/b = 0,088$



(a)
Configuração
 $P_{14,4}$



(b)
Configuração
 $P_{15,4}$

Figure 5.39: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{14,4}$, $P_{15,4}$ seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

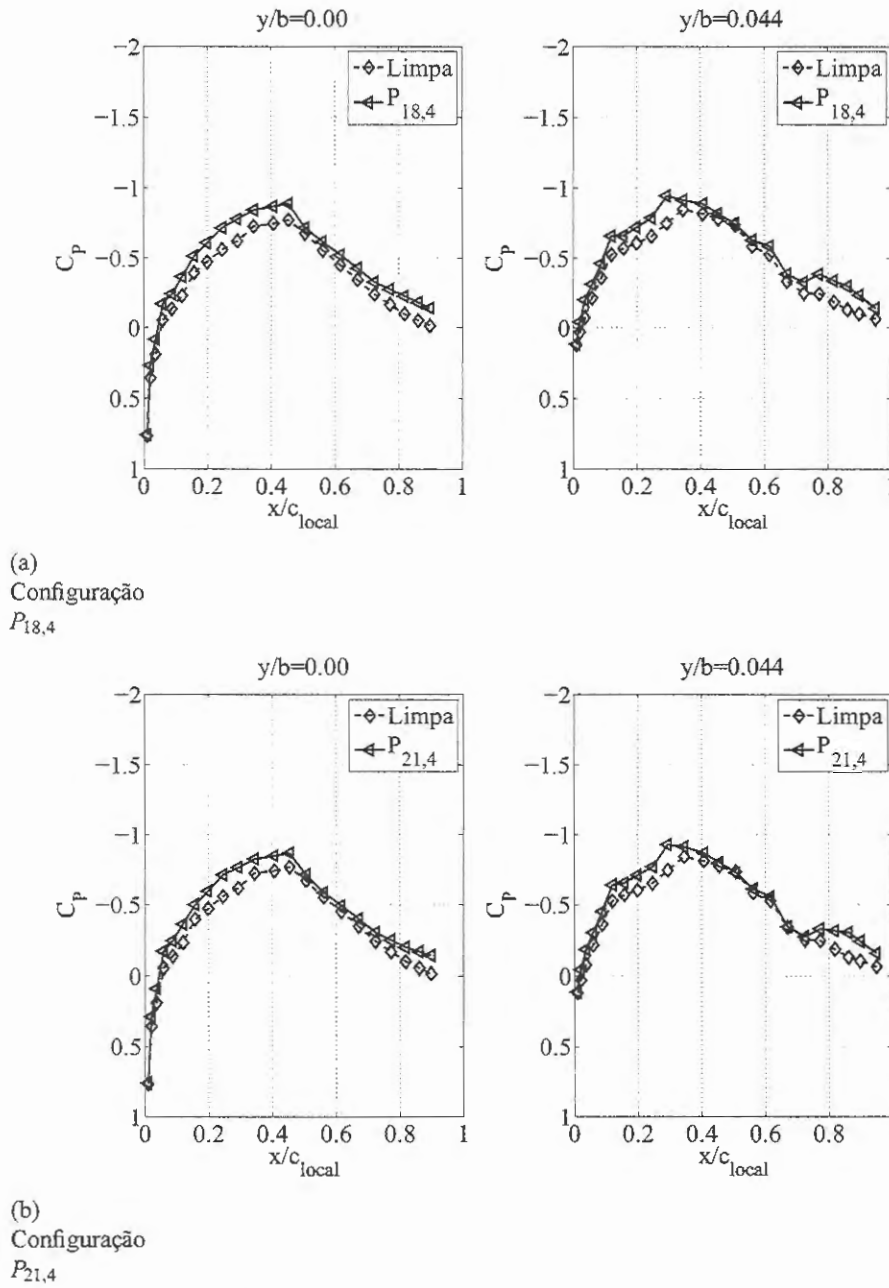
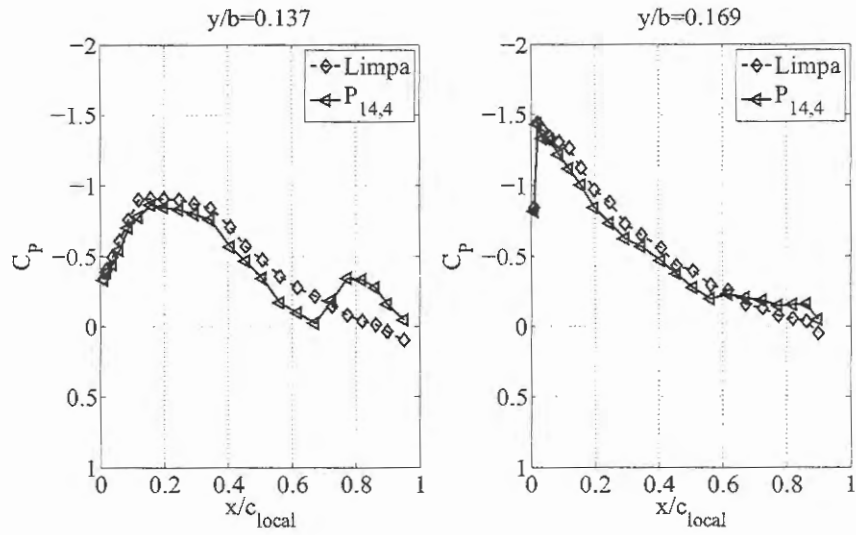
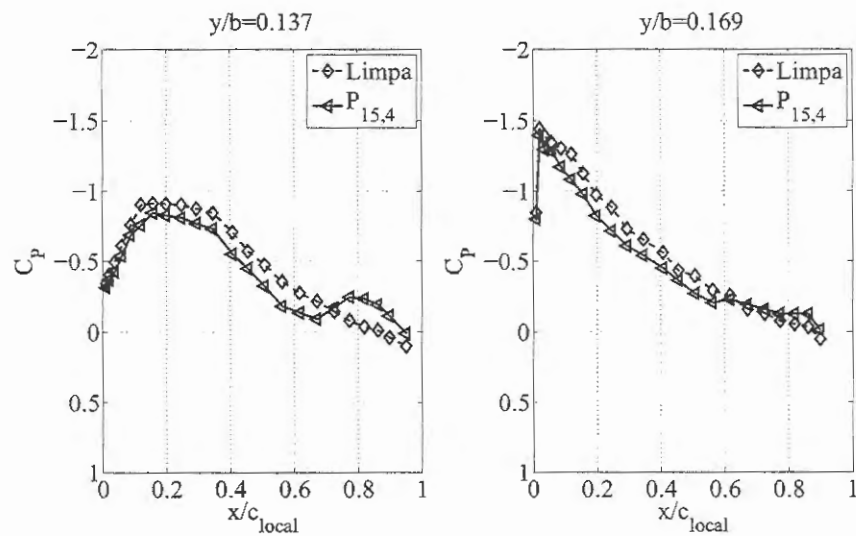


Figure 5.40: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{18,4}$, $P_{21,4}$ seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

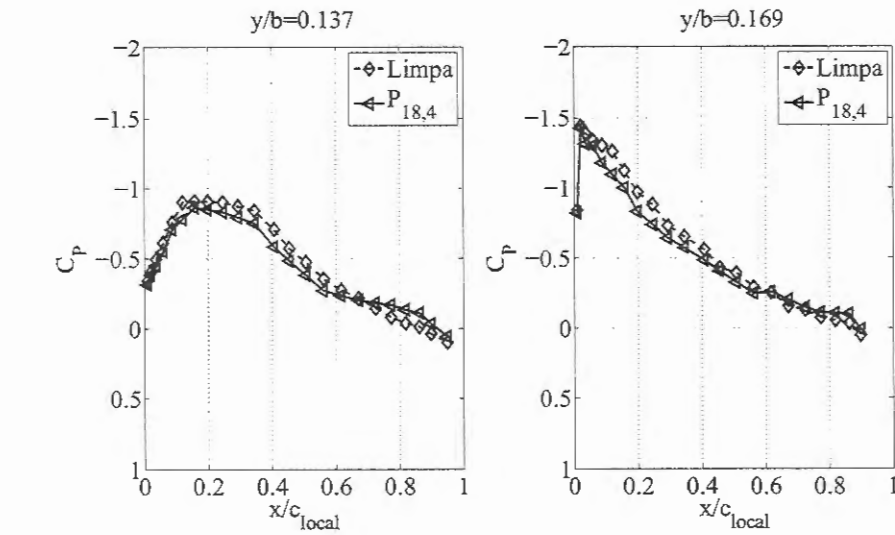


(a)
Configuração
 $P_{14.4}$

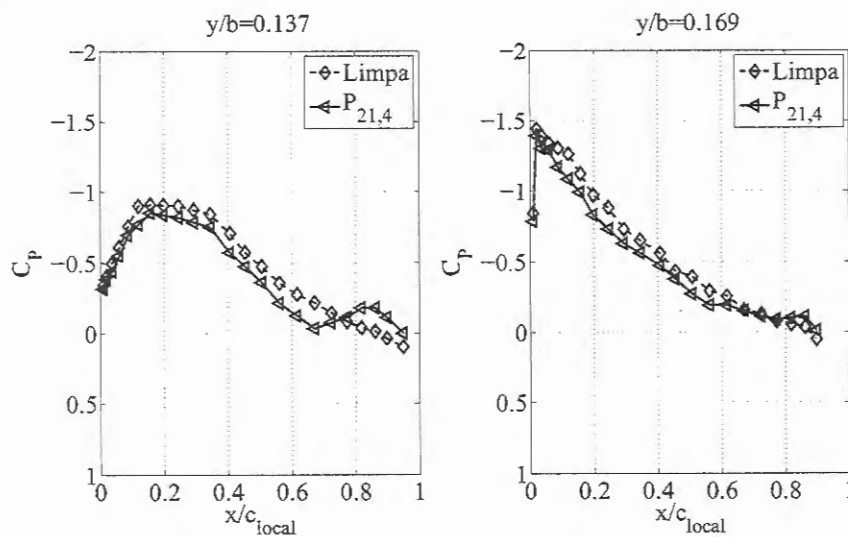


(b)
Configuração
 $P_{15.4}$

Figure 5.41: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{14.4}$, $P_{15.4}$ seções $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$

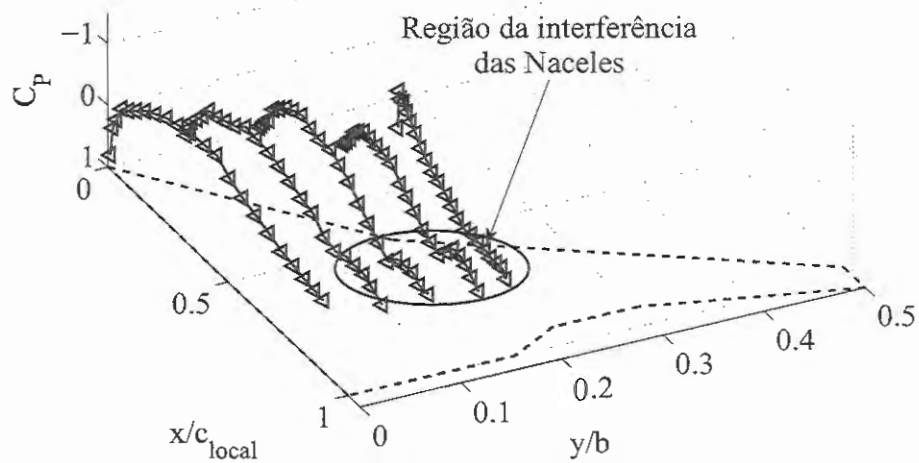


(a)
Configuração
 $P_{18,4}$

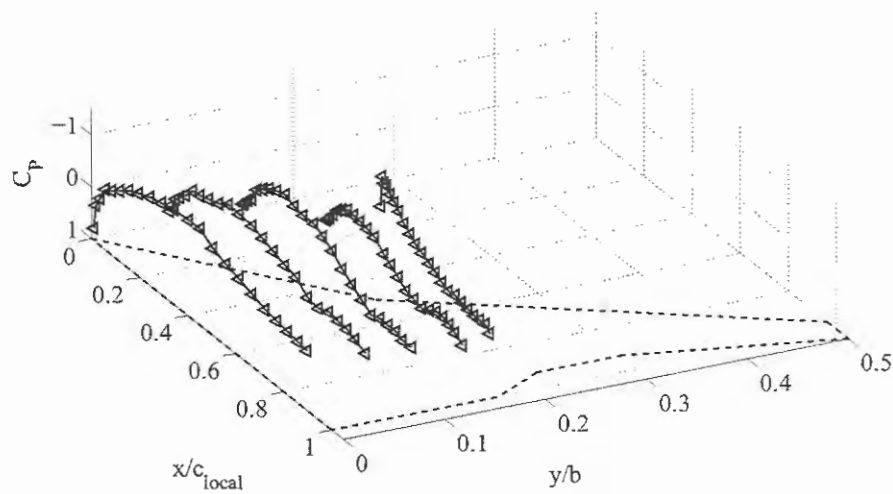


(b)
Configuração
 $P_{21,4}$

Figure 5.42: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{18,4}$, $P_{21,4}$ seções $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$

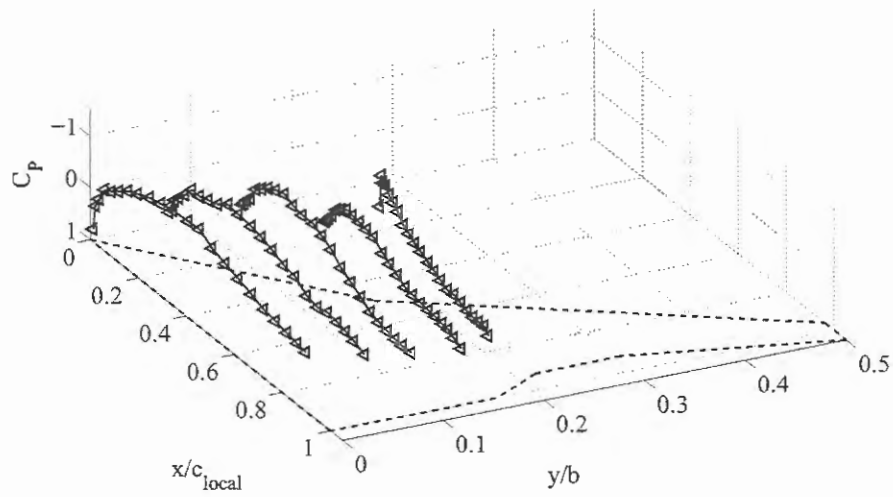


(a)
Configuração
 $P_{14.4}$

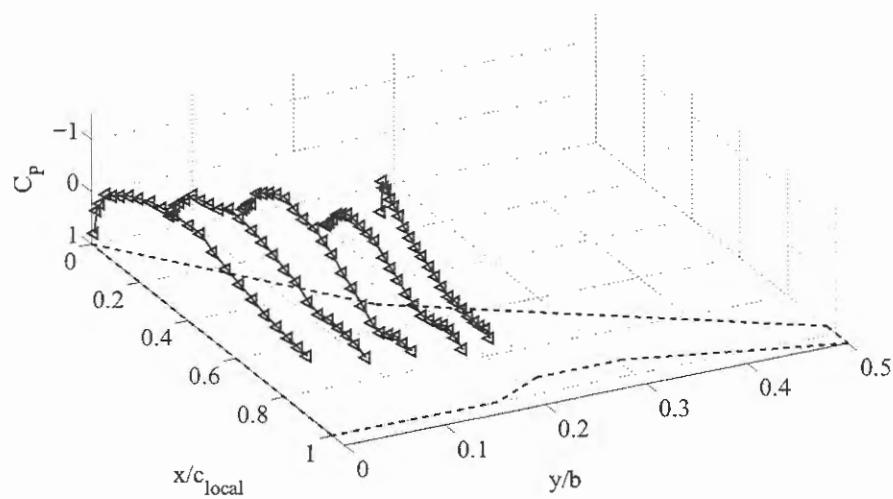


(b)
Configuração
 $P_{15.4}$

Figure 5.43: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{14.4}$, $P_{15.4}$

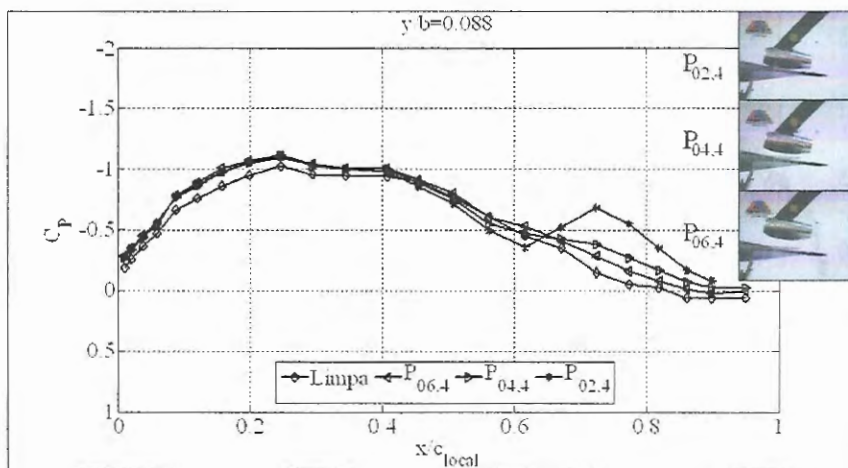


(a)
Configuração
 $P_{18,4}$

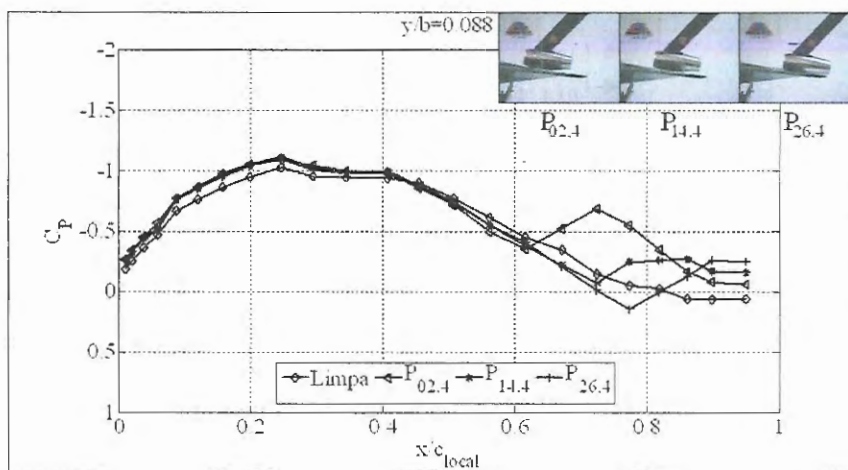


(b)
Configuração
 $P_{21,4}$

Figure 5.44: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações $P_{18,4}$, $P_{21,4}$



(a)
Configurações
A14



(b)
Configurações
B24

Figure 5.45: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações A14, B24 seção $y/b = 0,088$

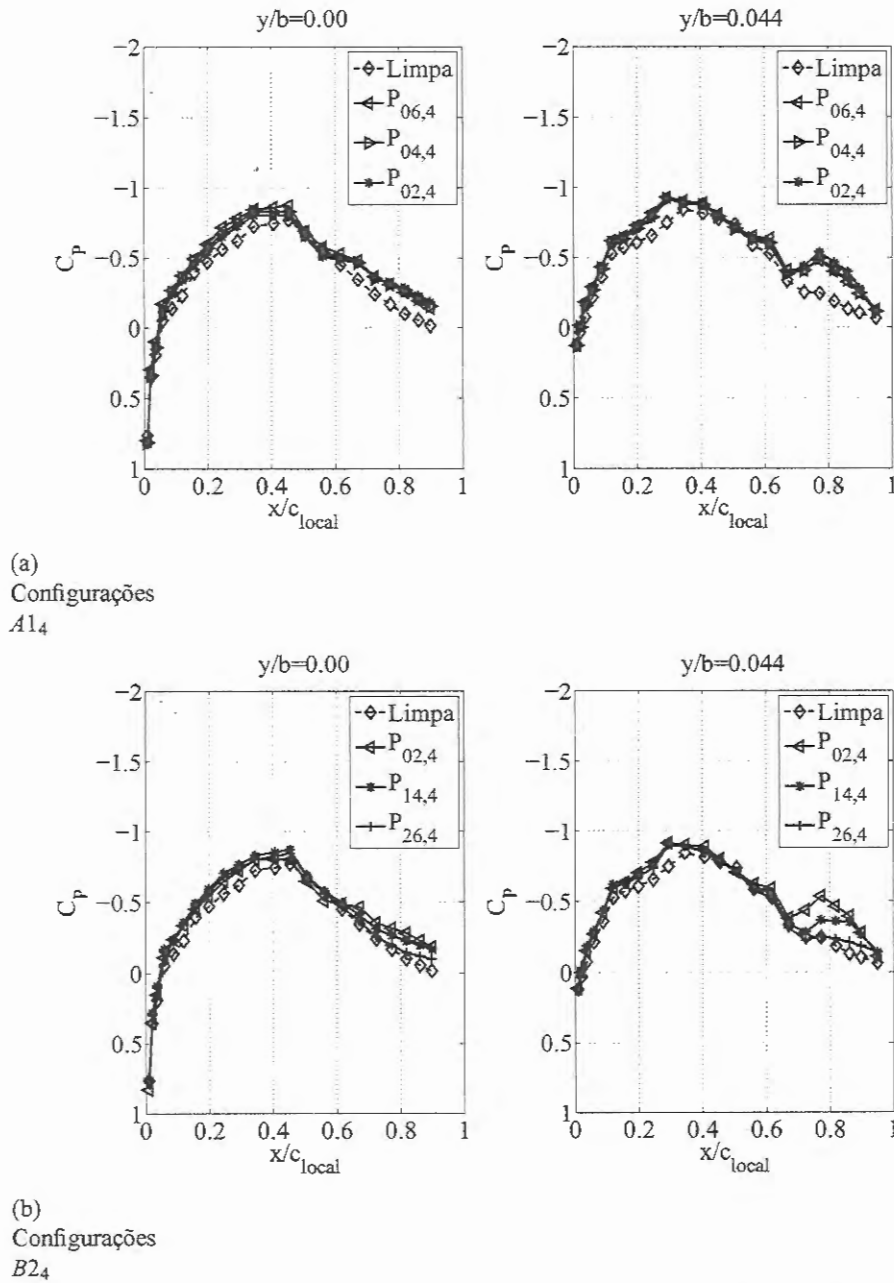
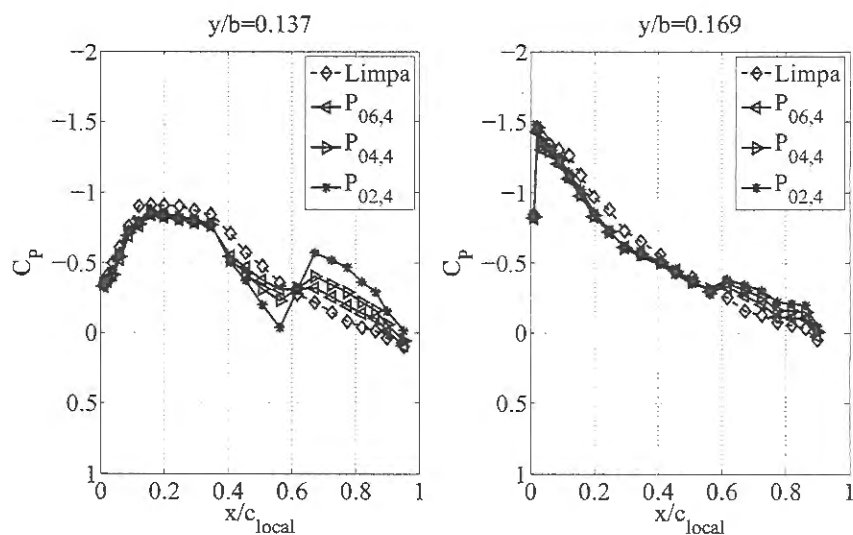
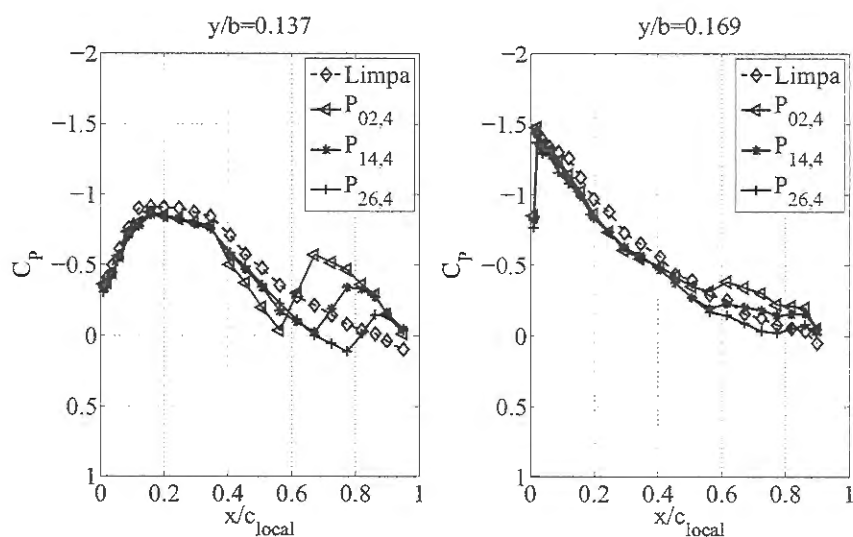


Figure 5.46: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações A14, B24 seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$



(a)
Configurações
 A_{14}



(b)
Configurações
 B_{24}

Figure 5.47: Coeficientes de pressão $\alpha = 4^\circ$, configurações A_{14} , B_{24} seções $y/b = 0,137$ e $y/b = 0,169$

Os efeitos produzidos pelo sistema de moto propulsão na área sob a influência da admissão das naceles são apresentados nas Figuras 5.48 a 5.51. Pode-se verificar a sensibilidade dos coeficientes de pressão quando as naceles se movimentam na direção do eixo longitudinal da aeronave (Figuras 5.48, 5.49). Quanto a variação na direção do eixo vertical os efeitos produzidos diminuem de intensidade rapidamente no ascenso das naceles como pode ser observado nas Figuras 5.50 e 5.51.

No Apêndice A são apresentados os coeficientes de pressão para os ângulos de ataque $\alpha = 6,7^\circ$ e $\alpha = 10,8^\circ$. Nas Figuras 5.52 e 5.53 comparam-se configurações similares das naceles para estes ângulos de ataque. Note-se que as características qualitativas do comportamento do C_p , em função da posição das naceles, se mantém.

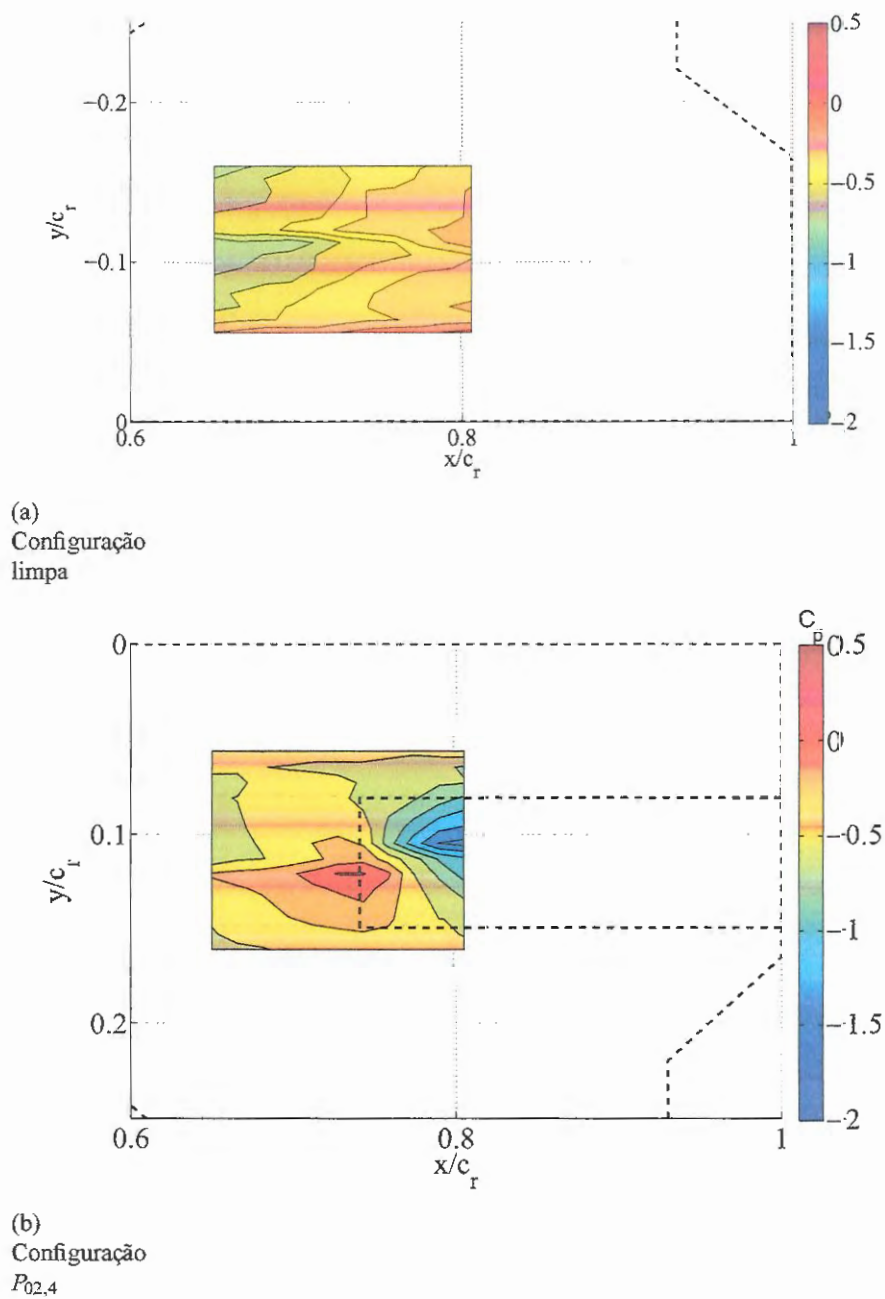
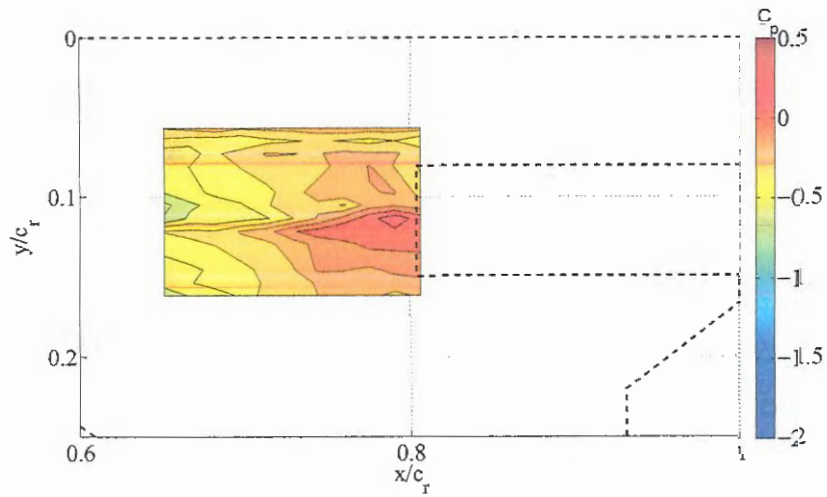
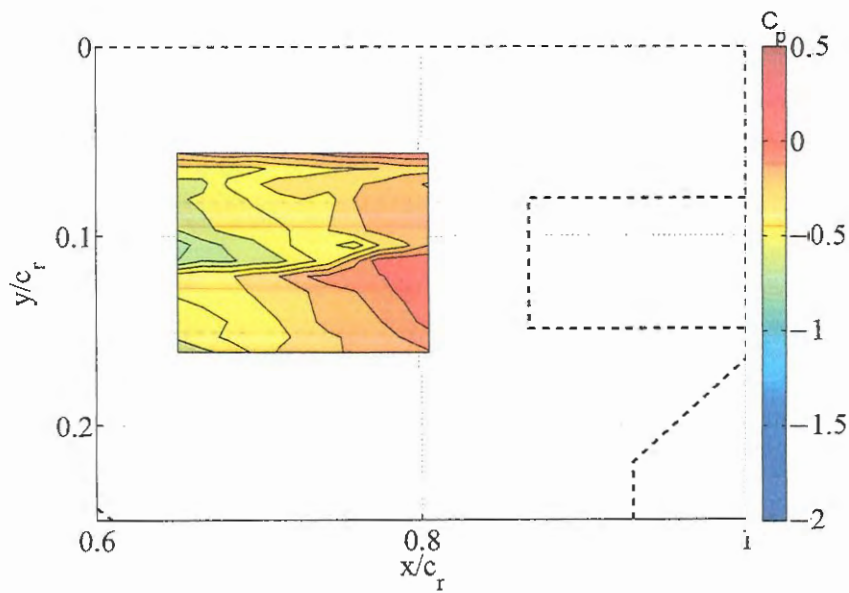


Figure 5.48: Coeficientes de pressão $\alpha = 4,5^\circ$, configurações limpa e $P_{02,4}$, na região de admissão da nacele

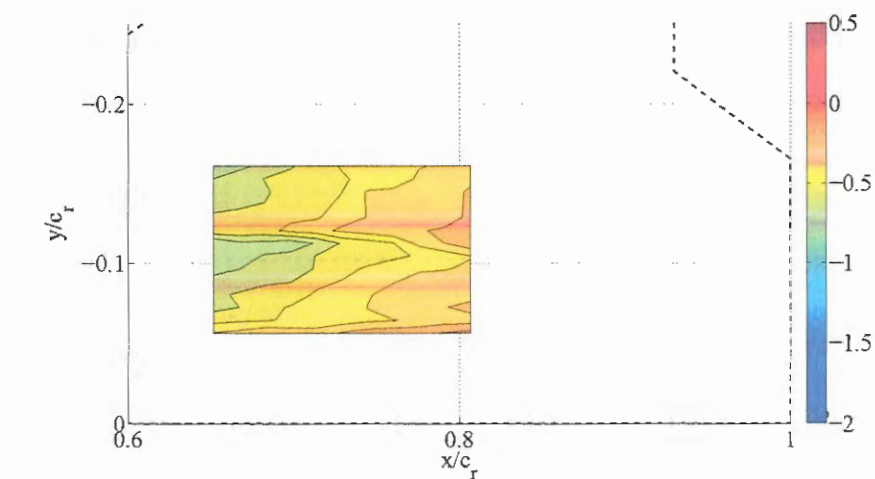


(a)
Configuração
 $P_{14,4}$

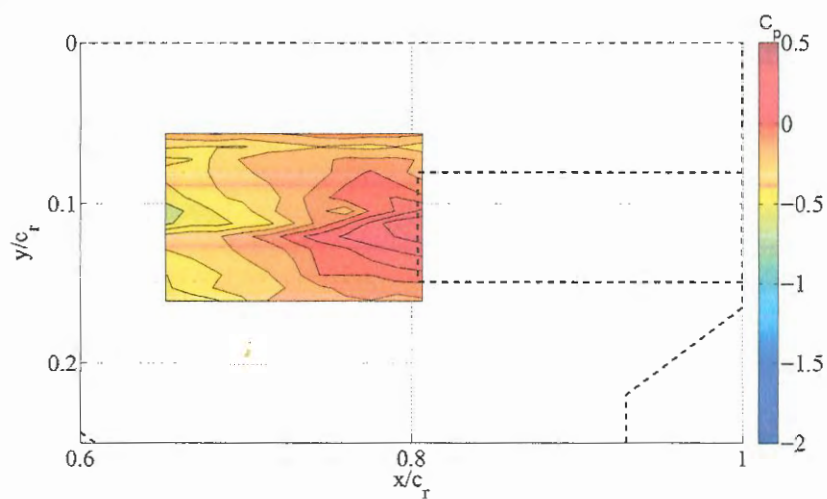


(b)
Configuração
 $P_{26,4}$

Figure 5.49: Coeficientes de pressão $\alpha = 4, 5^\circ$, configurações $P_{14,4}$ e $P_{26,4}$, na região de admissão da nacelle

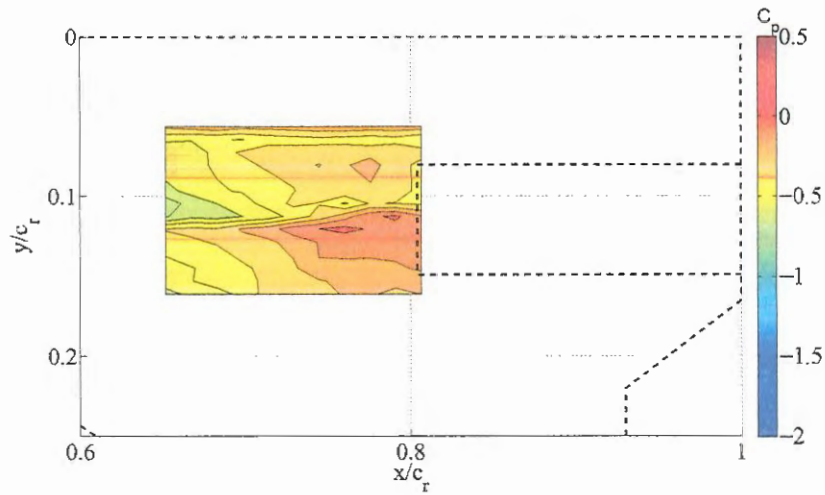


(a)
Configuração
limpa

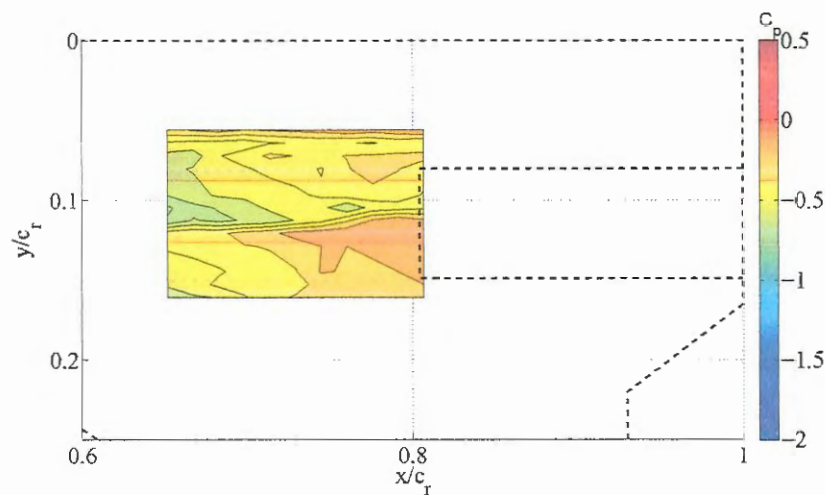


(b)
Configuração
 $P_{13,4}$

Figure 5.50: Coeficientes de pressão $\alpha = 4,5^\circ$, configurações limpa e $P_{13,4}$, na região de admissão da nacele

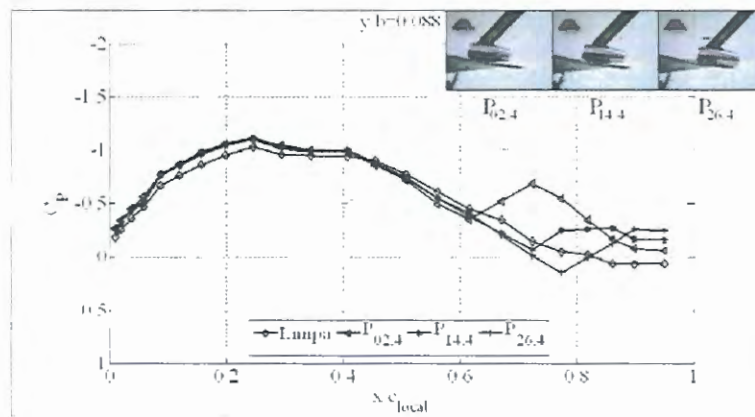


(a)
Configuração
 $P_{15,4}$

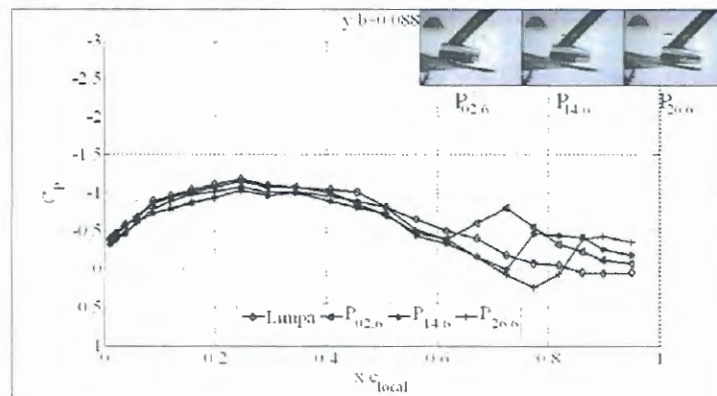


(b)
Configuração
 $P_{18,4}$

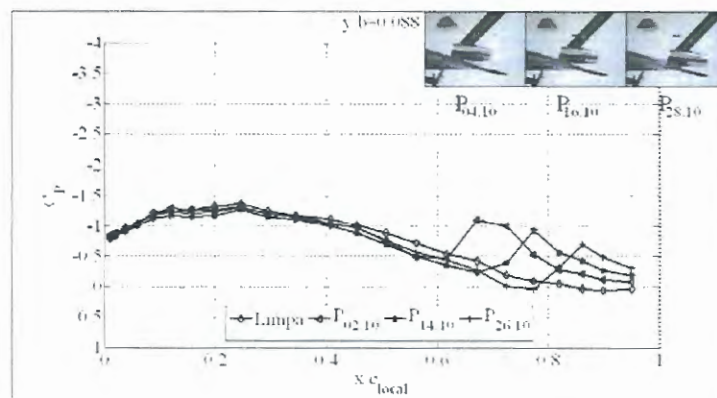
Figure 5.51: Coeficientes de pressão $\alpha = 4, 5^\circ$, configurações $P_{15,4}$ e $P_{18,4}$, na região de admissão da nacele



(a)
Configurações
B2₄

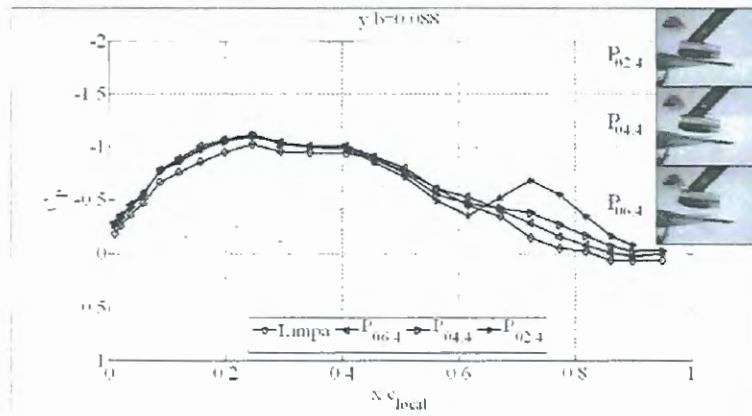


(b)
Configurações
B2₆

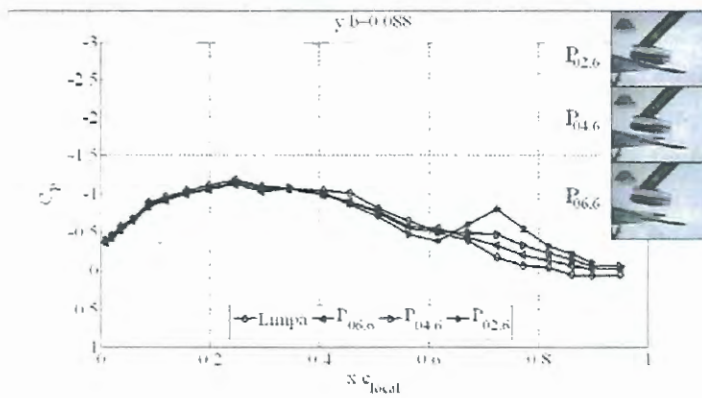


(c)
Configurações
B2₁₀

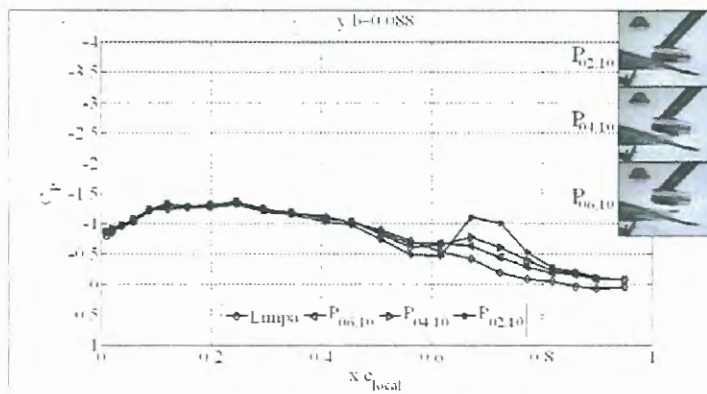
Figure 5.52: Coeficientes de pressão para $\alpha = 4,5^\circ$, $\alpha = 6,7^\circ$, $\alpha = 10,8^\circ$ configurações B2, seção $y/b = 0,088$



(a)
Configurações
A14



(b)
Configurações
A16



(c)
Configurações
A10

Figure 5.53: Coeficientes de pressão para $\alpha = 4,5^\circ$, $\alpha = 6,7^\circ$, $\alpha = 10,8^\circ$ configurações A1, seção $y/b = 0,088$

Conclusões e recomendações para trabalhos futuros

O objetivo deste trabalho foi pesquisar as características aerodinâmicas de um modelo de aeronave do tipo **BWB** e os efeitos produzidos pelo sistema motopropulsor. Nos últimos anos tem crescido o interesse da indústria aeronáutica em desenvolver aeronaves com uma eficiência aerodinâmica maior, com menores emissões de ruído e poluentes, maior capacidade de carga útil por distancia de vôo com o menor consumo de combustível possível; visando reduzir os custos operacionais diretos, menores impactos ecológicos, climáticos e acústicos. Como uma resposta a esse desafio surgiu a proposta “Blended Wing Body” como uma configuração subsônica de longo alcance. Esta configuração tem como característica possuir um formato similar a uma asa voadora cuja parte central, considerada a fuselagem, é o suficientemente espessa para permitir o arranjo da tripulação e passageiros. A parte externa da aeronave está composta por asas enflechadas e afiladas, de formato convencional, proporcionando assim uma combinação suave das asas com a fuselagem.

Diferentes países têm realizado uma abrangente pesquisa neste tipo de aeronaves. O Reino Unido, por exemplo, tem feito estudos envolvendo entorno de 76000 horas de engenharia realizadas por estudantes de pós-graduação num período de três anos a partir de 2002. Os Estados Unidos e a Rússia estão desenvolvendo esta configuração desde começos da década do 80. O trabalho realizado de projetar, construir, analisar numérica e experimentalmente um modelo de

uma aeronave BWB é de caráter inédito no Brasil e tem a finalidade de colocar um ponto de partida no desenvolvimento desta configuração no país para os próximos anos.

Uma das vantagens que esta configuração oferece é a de produzir uma eficiência aerodinâmica 25% maior à produzida por aeronaves convencionais, desde esta perspectiva o modelo BWB cumpriu com as expectativas atingindo um valor de L/D_{max} 20,7 para uma relação $b^2/S_{weatted} = 2.18$. Estes valores estão dentro do envelope existente na literatura para aeronaves convencionais (RAYMER, 1999), e estudos referentes a este tipo de aeronaves (IKEDA, 2006). Porém, como é normal no processo de desenvolvimento de um novo produto ou tecnologia, existem algumas modificações que têm que ser feitas no modelo para obter um melhor comportamento aerodinâmico. A torção das asas externas não foi satisfatória na sua função de retardar o descolamento da camada limite nas pontas das asas, onde se instalariam as superfícies de controle da aeronave. Surge então, a primeira recomendação para futuros trabalhos. Realizar uma otimização aerodinâmica que permita melhorar este comportamento é fundamental para continuar no desenvolvimento desta aeronave.

X
Quanto à interferência do sistema motopropulsor na aeronave, não foi pretendido encontrar a melhor arranjo de instalação das naceles mas sim conseguir identificar os fatores que poderiam levar a tomar essa direção. Foi observado que deslocamentos das naceles na direção do eixo longitudinal são mais influentes no comportamento aerodinâmico que modificações na posição vertical. As posições mais a jusante do ponto de referencia do modelo foram as que apresentaram menor aumento de arrasto e redução da sustentação. Cabe ressaltar que a instalação dos pilones levariam a outros resultados. As naceles projetadas possuem instalações que permitem a injeção de ar pressurizados para a produção de jatos nas saída para simular experimentalmente efeitos da propulsão para trabalhos subseqüentes. Se sugere estudar os efeitos que produziria a instalação das naceles com jatos de ar pressurizados.

As superfícies de controle e estabilidade direcional do modelo não foram instaladas. Um par de “winglets” (pequenas asas verticais instaladas nas pontas das asas) seriam as encarregadas de produzir estabilidade direcional e fixariam as superfícies de controle direcional da

O estudo da instalação destes dispositivos é de extrema importância no desenvolvimento desta configuração e oferece uma número de variáveis para futuras análises. Entre elas, novas configurações de dispositivos de ponta de asa, como as “C-WING”, (wingletes com uma extensão de uma asa invertida na direção ponta-fuselagem) auxiliaria também na consecução de estabilidade longitudinal e controle do movimento de arfagem. Nas **asas voadoras** as superfícies hipersustentadoras estão diretamente ligadas ao sistema de controle da aeronave. O desenvolvimento de estas superfícies, voltadas ao **BWB**, são de sumo interesse para trabalhos futuros.

O sucesso no projeto deste tipo de aeronaves só pode ser atingido pela otimização na integração de disciplinas como a aerodinâmica, controle de vôo e estruturas aeronáuticas. Nos parágrafos anteriores, algumas pesquisas no tocante a aerodinâmica e controle foram sugeridas pela viabilidade da obtenção de resultados e soluções. A estimativa de pesos e resistências estruturais desta configuração é bastante limitada pelo alto número de incertezas que existem na implementação de uma nova configuração. A utilização de ferramentas, como por exemplo modelagem por elementos finitos, são uma fonte de pesquisa na obtenção de informação visando a implementação futura desta configuração.

Em resumo, existe um amplo campo de ação para futuros trabalhos: instalação de janelas, saídas de emergência, aerodinâmica, controle e estrutura no BWB são temas que podem ser abordados a partir da culminação deste trabalho.

BIBLIOGRAFIA

BARLOW, J. B.; RAE, W. H.; POPE, A. *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. [S.l.]: John Wiley & Sons., 1999.

BOLSUNOVSKY, A.; BUZOVERYA, N.; GUREVICH, B.; DENISOV, V.; DUNAEVSKY, A.; SHKADOV, L.; SONIN, O.; UDZHUU, A.; ZHURIHIN, J. Flying wing problems and decisions. *Aircraft Design*, v. 4, n. 4, p. 193–219, 2001.

BOLSUNOVSKY, A. L.; BUZOVERYA, N. P.; GUREVICH, B.; DENISOV, V.; DUNAEVSKY, A.; SHKADOV, L.; SONIN, O.; UDZHUU, A.; ZHURIHIN, J. Flying wing problems and decisions. *Aircraft Design*, v. 4, n. 1, p. 193–219, 2001.

BOWERS, P. M. *Aeronaves não-comiencionais*. [S.l.]: Lutécia, 1984.

*BRADLEY, K. *A sizing methodology for the conceptual design of blended-wing-body transports*. [S.l.], 2004.

BRODERSEN, O.; STURMER, A. *Drag prediction of engine-airframe interference effects using unstructured Navier-Stokes calculations*. [S.l.], 2001.

CARTER, M.; CAMPBELL, R.; JR, O. P.; FRIEDMAN, D.; SERRANO, L. Designing and testing a blended wing body with boundary-layer ingestion nacelles. *Journal of Aircraft*, v. 43, n. 5, p. 1479–1489, 2006.

CATALANO, F. M. The new closed circuit wind tunnel of the aircraft laboratory of university of são paulo. In: *Brazilian congress of mechanical engineering*. [S.l.: s.n.], 2001.

*DAGGET, D.; KAWAI, R.; FIEDMAN, D. *Blended wing body system studies: boundary layer ingestion inlets with active flow control*. [S.l.], 2003.

*DEMANN, M. B. *A Feasibility study of high lift devices on blended wing body large transport aircraft*. [S.l.], 2007.

DENISOV, V. E.; BOLSUNOVSKY, A. L.; BUZOVERYA, N. P.; GUREVICH, B. I. Recent investigations of the very large passenger blended-wing-body aircraft. In: *International council of the aeronautical science (ICAS) and the American institute of aernautics and astronautics (AIAA), Inc.* [S.l.: s.n.], 1998.

DIETZ, G.; MAIL, H.; A.SCHRODER; KLEIN, C. Unsteady wing-pylon-nacelle interference in transonic flow. *Journal of Aircraft*, v. 45, n. 3, p. 934–944, 2008.

FUJINO, M.; Y.KAWAMURA. Wave-drag characteristics of an over-the-wing nacelle business-jet configuration. *Journal of Aircraft*, v. 40, n. 6, p. 1177–1184, 2003.

- GORTON, S. A.; OWENS, L. R.; JENKINS, L. N.; ALLAN, B. G.; SCHUSTER, E. *Blended wing body (BWB) boundary layer ingestion (BLI) inlet configuration and system studies*. [S.l.], 2004.
- GREEN, J. E. Greener by design - the technology challenge. v. 106, n. 1056, p. 57–113, 2002.
- HALL, C.; CRICHTON, D. Engine and installation configurations for a silent aircraft. In: . [S.l.: s.n.], 2005.
- HALL, C. A.; CRICHTON, D. Engine design studies for a silent aircraft. *Journal of Turbomachinery*, v. 129, n. 3, p. 479–487, 2007.
- HANSEN, L. U.; HEINZE, W.; HORST, P. Blended wing body structures in multidisciplinary pre-design. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, v. 36, n. 1, p. 93–106, 2008.
- H.GHIGLIAZZA, H.; MARTINEZ-VAL, R.; PEREZ, E. Wake of transport flying wings. *Journal of Aircraft*, v. 44, n. 2, p. 558–652, 2007.
- HILL, G. A.; BROWN, S. A.; GEISELHART, K. A.; BURG, C. M. *Integration of propulsion-airframe-aeroacoustic technologies and design concepts for a quiet blended-wing-body transport*. [S.l.], 2004.
- HOPKO, N. R.; PILAND, R. O.; HALL, J. R. *Drag measurements at low lift of a four-nacelle airplane configuration having a longitudinal distribution of cross-sectional area conducive to low transonic drag rise*. [S.l.], 1953.
- * HOWE, D. Blended wing body airframe mass prediction. *Proc Instn Mech Engrs Part G*, v. 215, number =.
- * IKEDA, T. *Aerodynamic analysis of a Blended-Wing-Body aircraft configuration*. Dissertação (Mestrado) — School of Aerospace, Mechanical and Manufacturing Engineering Science, Engineering and Technology Portfolio RMIT University, 2006.
- INGRALDI, A. M.; NAIK, D. A.; PENDERGRAFT, J. O. C. *Effect of pylon cross-sectional geometries on propulsion integration for a low-wing transport*. [S.l.], 1993.
- KANG, S.-H.; AHN, S. ki; KWON, O. J. New blockage-correction method for separated flows in a subsonic wind tunnel. *Journal of Aircraft*, v. 42, n. 5, p. 1352–1354, 2005.
- KAWAI, R. T.; FRIEDMAN, D. M.; SERRANO, L. *Blended wing body (BWB) boundary layer ingestion (BLI) inlet configuration and system studies*. [S.l.], 2006.
- KEHAYAS, N. The blended wing-body configuration as an alternative to conventional subsonic civil transport aircraft design. In: *International council of the aeronautical science (ICAS) and the American institute of aeronautics and astronautics (AIAA), Inc.* [S.l.: s.n.], 1998.
- KLINE, S. J.; MCCLINTOCK, F. A. Describing uncertainties in single sample experiments. *Mechanical Engineering*, v. 4, n. 4, p. 3–8, 1953.
- KO, A.; LEIFSSON, L.; SCHETZ, J. A.; MASON, W.; GROSMAN, B.; HAFTKA, R. Multidisciplinary design optimization of a blended-wing-body transport aircraft with distributed propulsion. In: *AIAA 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Technical Forum*. [S.l.: s.n.], 2003.

- LAW, T.; DOWLING, A. Optimization of traditional and blown liners for a silent aircraft. In: *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference)*. [S.l.: s.n.], 2005.
- LEIFUR, T.; KO, A.; H., H. W.; MASON, J.; SCHETZ, J.; HAFTKA, R.; GROSSMAN, B. *Multidisciplinary Design Optimization of a Blended-Wing-Body Transport Aircraft with Distributed Propulsion*. [S.l.], 2005.
- *LIEBECK, R. H. Design of the blended wing body subsonic transport. *Journal of Aircraft*, v. 41, n. 1, p. 10–25, 2004.
- LIEBECK, R. H.; PAGE, M.; RAWDON, B. K. *Concepts for Advanced Subsonic Transports*. [S.l.], 1994.
- MARTÍNEZ-VAL, R. Flying wings. a new paradigm for civil aviation? *Acta Polytechnica*, v. 47, n. 1, p. 32–43, 2007.
- *MARTÍNEZ-VAL, R.; PÉREZ, E.; ALFARO, P.; PÉREZ, J. Conceptual design of a medium size flying wing. *Journal of Aerospace Engineering*, v. 221, n. G1, p. 57–66, 2007.
- MATSSON, J. E. *An Introduction to COSMOSFloWorks 2008*. [S.l.]: Schroff Development Corporation, 2008.
- /MAUNSELL, M. G. *Desenvolvimento, construção e ensaios de uma balança aerodinâmica*. Dissertação (Mestrado) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, 1977.
- MORENO, L. A.; PALMA, R. S.; PASCUAL, L. P. Aerodynamic study of a blended wing body; comparison with a conventional transport airplane. In: *International conference of aeronautical sciences*. [S.l.: s.n.], 2001.
- *MUKHOPADHYAY, V.; SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J.; KOSAKA, I.; QUINN, G.; ; VANDERPLAATS, G. N. Analysis, design, and optimization of noncylindrical fuselage for blended-wing-body vehicle. *Journal of Aircraft*, v. 41, n. 4, p. 925–930, 2004.
- NICKOL, C. L. *Silent aircraft initiative concept risk assessment*. [S.l.], 2008.
- *QIN, N.; VAVALLE, A.; MOIGNE, A. L. Spanwise lift distribution for blended wing body aircraft. *Journal of Aircraft*, v. 42, n. 2, p. 356–365, 2005.
- *QIN, N.; VAVALLE, A.; MOIGNE, L.; LABAN, M.; HACKETT, K.; WEINERFELT, P. Aerodynamic considerations of blended wing body aircraft. *Progress in Aerospace Sciences*, v. 40, n. 6, p. 321–343, 2004.
- *RAYMER, D. P. *Aircraft design: A conceptual Approach*. [S.l.]: AAIA education series, 1999.
- *RE, R. J. *Longitudinal aerodynamic characteristics and wing pressure distribution of a blended-wing-body configuration at low and high Reynolds numbers*. [S.l.], 2005.
- RIEDEL, H.; HORSTMANN, K.; RONZHEIMER, A.; SITZMANN, M. Aerodynamic design of a natural laminar flow nacelle and the design validation by flight testing. *Aerospace Science and Technology*, v. 2, n. 1, p. 1–12, 1998.

RODRIGUEZ, D. *A 3D multidisciplinary optimization method for boundary layer ingesting inlets*. [S.l.], 2000.

RODRIGUEZ, D. *A multidisciplinary optimization method for designin inlets using complex variables*. [S.l.], 2000.

SMITH, H. College of aeronautics blended wing bosity development programme. In: *International council of the aeronautical science (ICAS)*. [S.l.: s.n.], 2000.

*Coeficientes de Pressão Obtidos para o
Modelo com Naceles, para outros
ângulos de ataque*

A.1 Coeficientes de pressão, $\alpha = 6, 7^\circ$

Na Tabela A.1 e na Figura A.1 apresentam-se as configurações analisadas para o ângulo de ataque $\alpha = 6^\circ$. Os coeficientes de pressão apresentados nesta subseção correspondem às configurações $P_{02,6}$; $P_{04,6}$; $P_{05,6}$; $P_{06,6}$; $P_{14,6}$; $P_{16,6}$; $P_{17,6}$; $P_{18,6}$; $P_{26,6}$; $P_{28,6}$; $P_{29,6}$ e $P_{30,6}$.

$P_{01,6}$	$P_{07,6}$	$P_{13,6}$	$P_{19,6}$	$P_{25,6}$	B1
$P_{02,6}$	$P_{08,6}$	$P_{14,6}$	$P_{20,6}$	$P_{26,6}$	B2
$P_{03,6}$	$P_{09,6}$	$P_{15,6}$	$P_{21,6}$	$P_{27,6}$	B3
$P_{04,6}$	$P_{10,6}$	$P_{16,6}$	$P_{22,6}$	$P_{28,6}$	B4
$P_{05,6}$	$P_{11,6}$	$P_{17,6}$	$P_{23,6}$	$P_{29,6}$	B5
$P_{06,6}$	$P_{12,6}$	$P_{18,6}$	$P_{24,6}$	$P_{30,6}$	B6
A1	A2	A3	A4	A5	

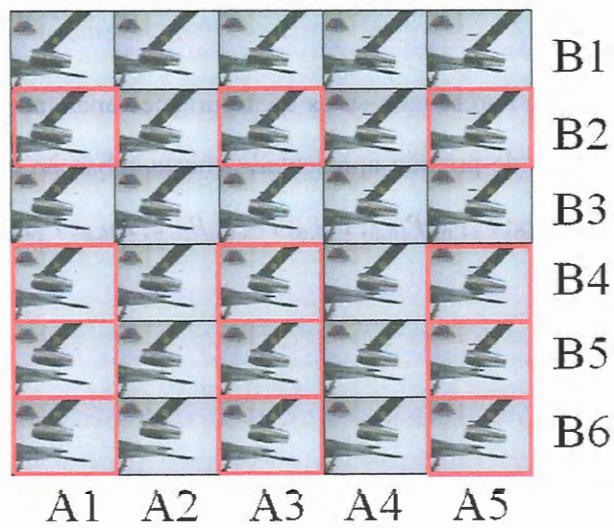
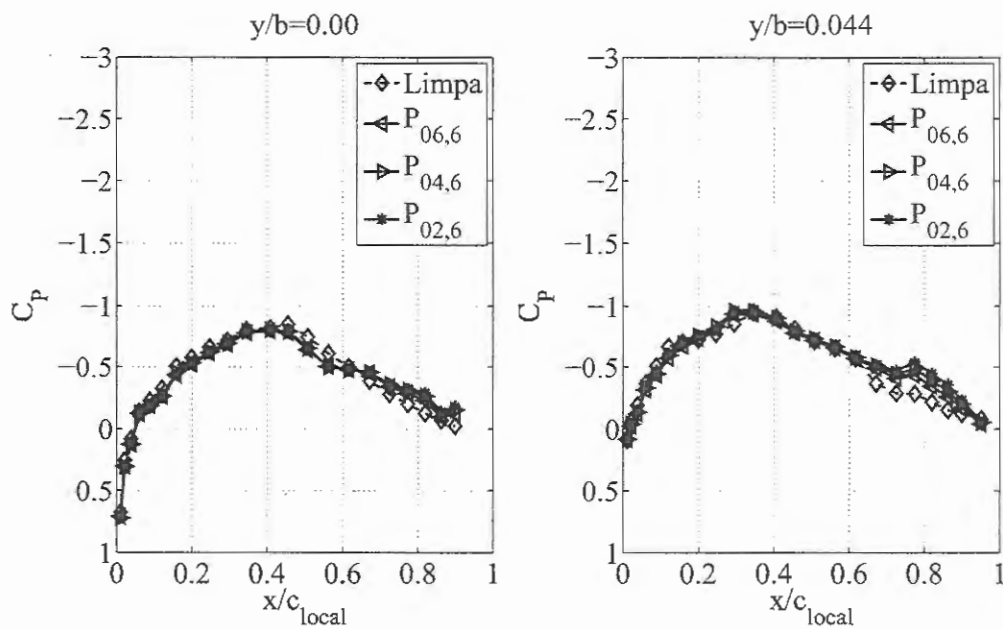


Figure A.1: Configurações analisadas para $\alpha = 6^\circ$

Tabela A.1: Configurações analisadas para $\alpha = 6^\circ$, $Y/b = 0.1127$

Configuração	Localização	X/c_r	Z/d_n
$P_{02,6}$	A1B2	0,7423	0,2362
$P_{04,6}$	A1B4	0,7423	0,4901
$P_{05,6}$	A1B5	0,7423	0,6226
$P_{06,6}$	A1B6	0,7423	0,7584
$P_{14,6}$	A3B2	0,8042	0,1094
$P_{16,6}$	A3B4	0,8042	0,3430
$P_{17,6}$	A3B5	0,8042	0,4854
$P_{18,6}$	A3B6	0,8042	0,5565
$P_{26,6}$	A5B2	0,8661	0,0873
$P_{28,6}$	A5B4	0,8661	0,3694
$P_{29,6}$	A5B5	0,8661	0,4850
$P_{30,6}$	A5B6	0,8661	0,5863

Figure A.2: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações A16, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

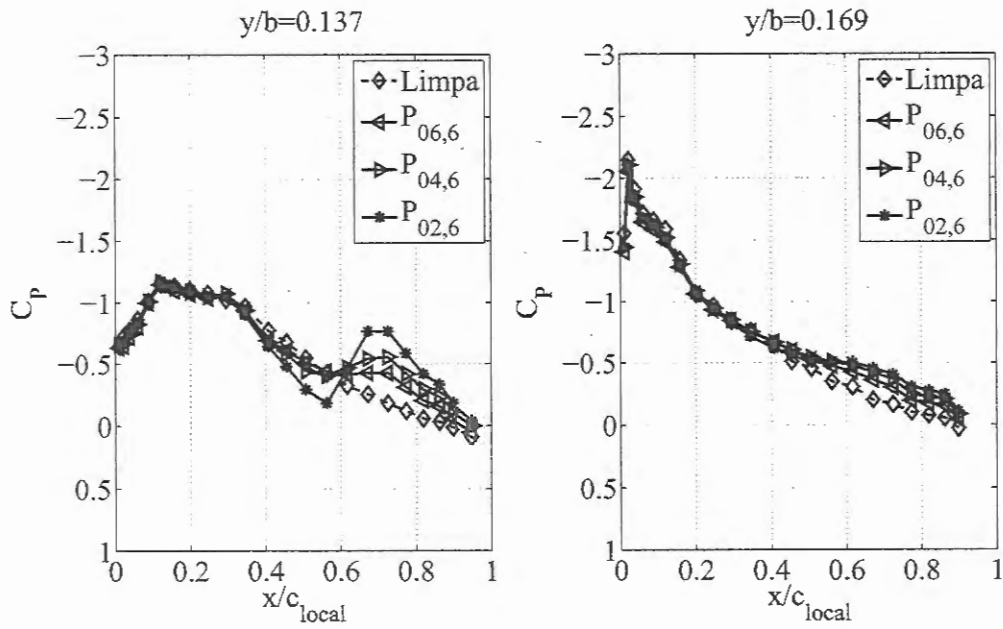


Figure A.3: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A1_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$

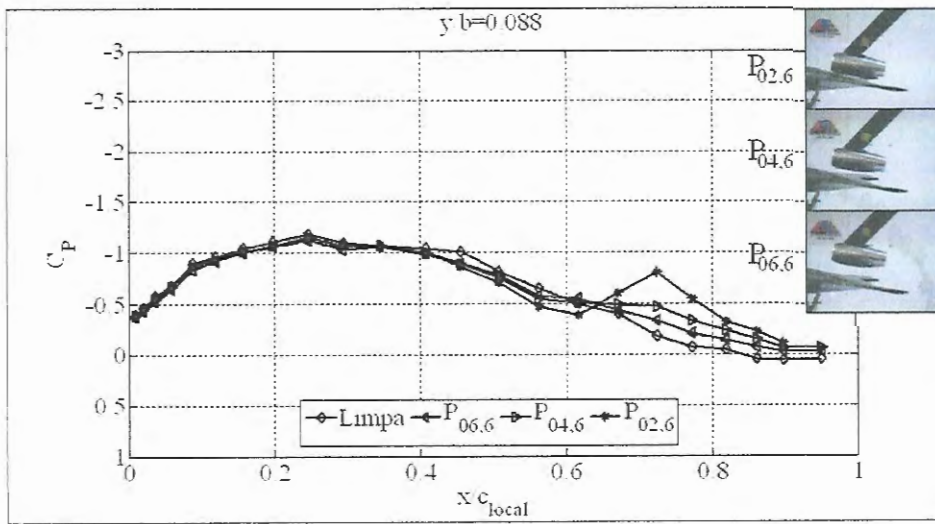


Figure A.4: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A1_6$, seção $y/b = 0,088$

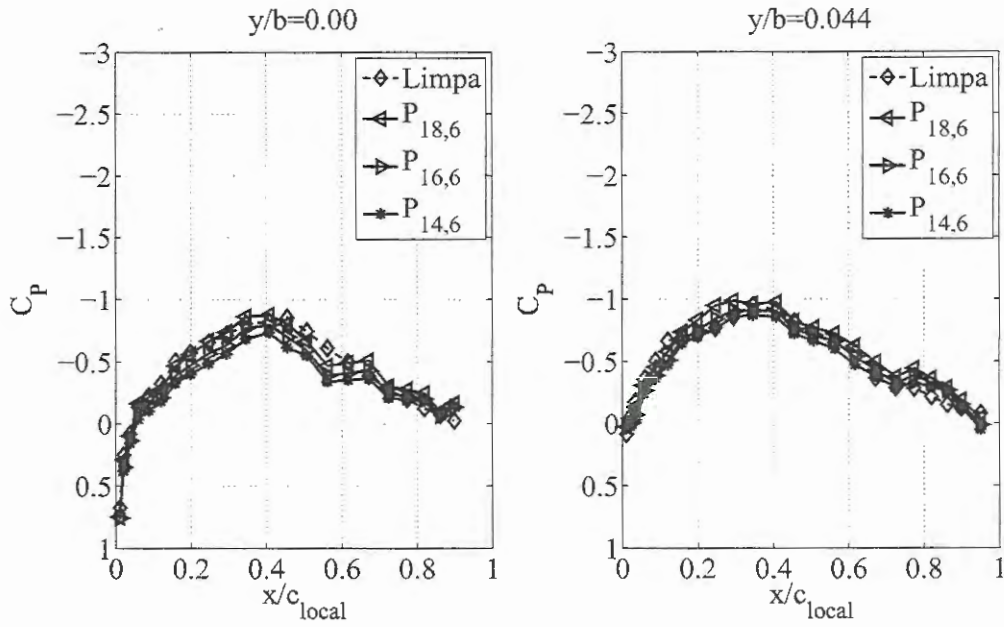


Figure A.5: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A3_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

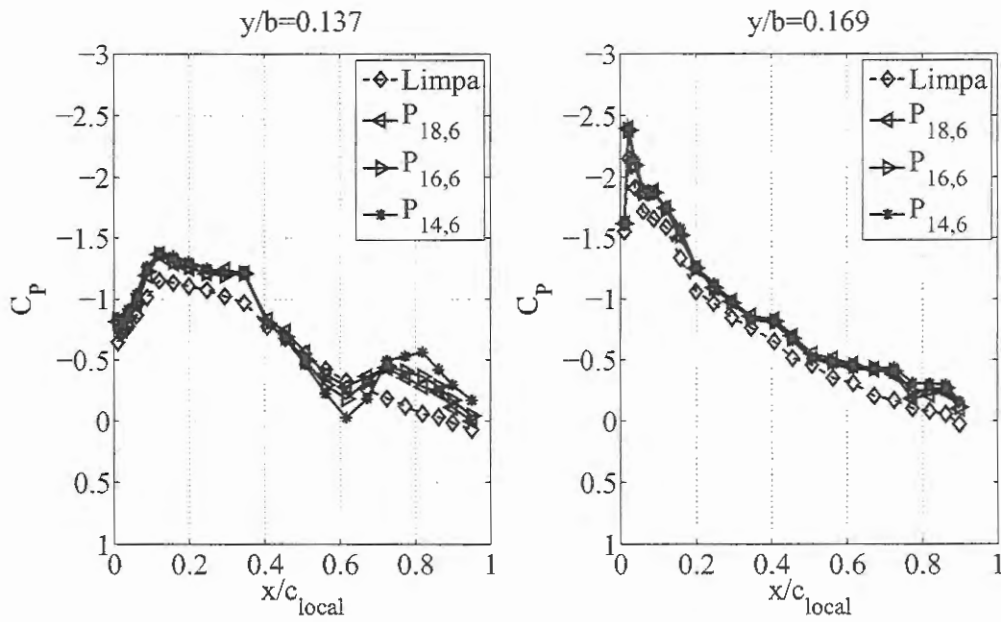


Figure A.6: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A3_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$

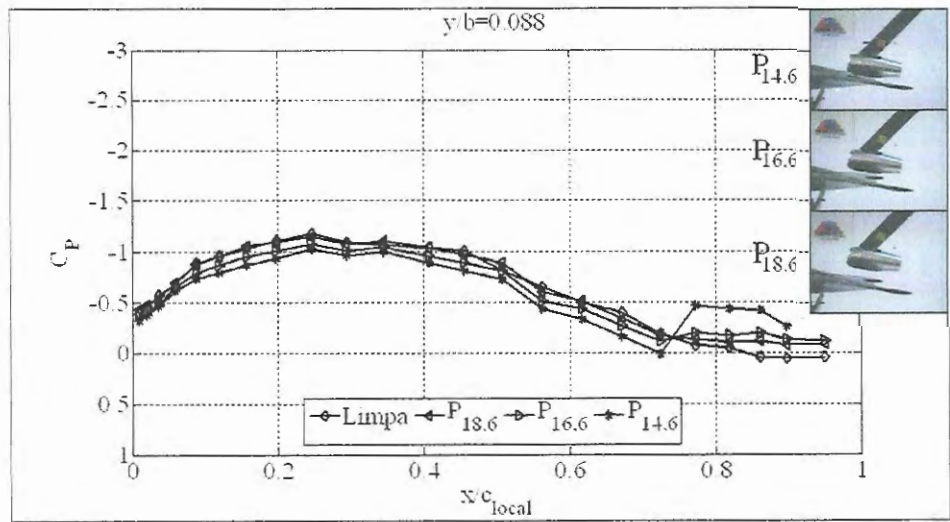


Figure A.7: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A3_6$, seção $y/b = 0,088$

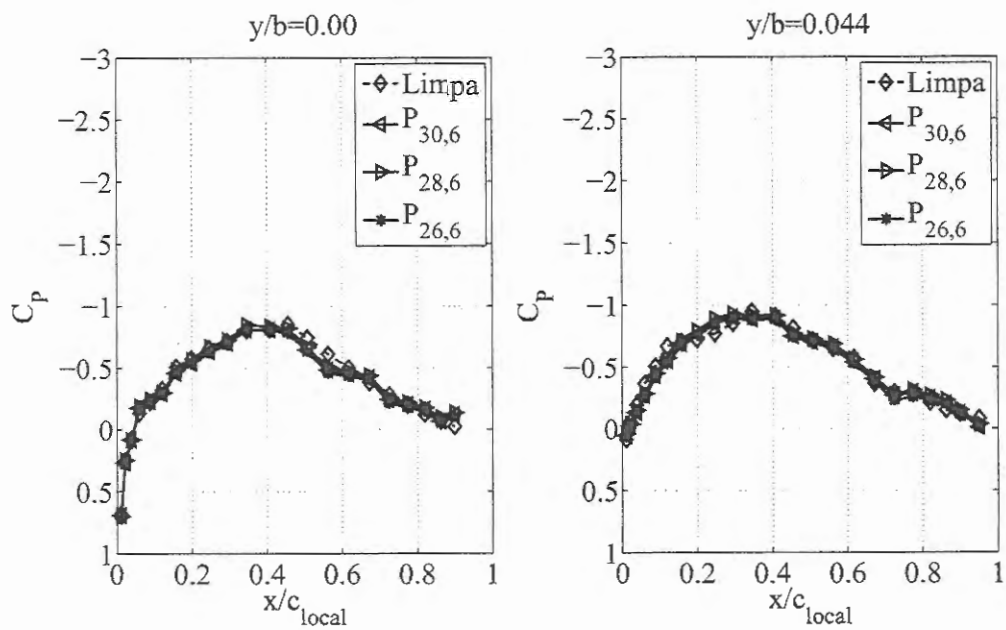


Figure A.8: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A5_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$



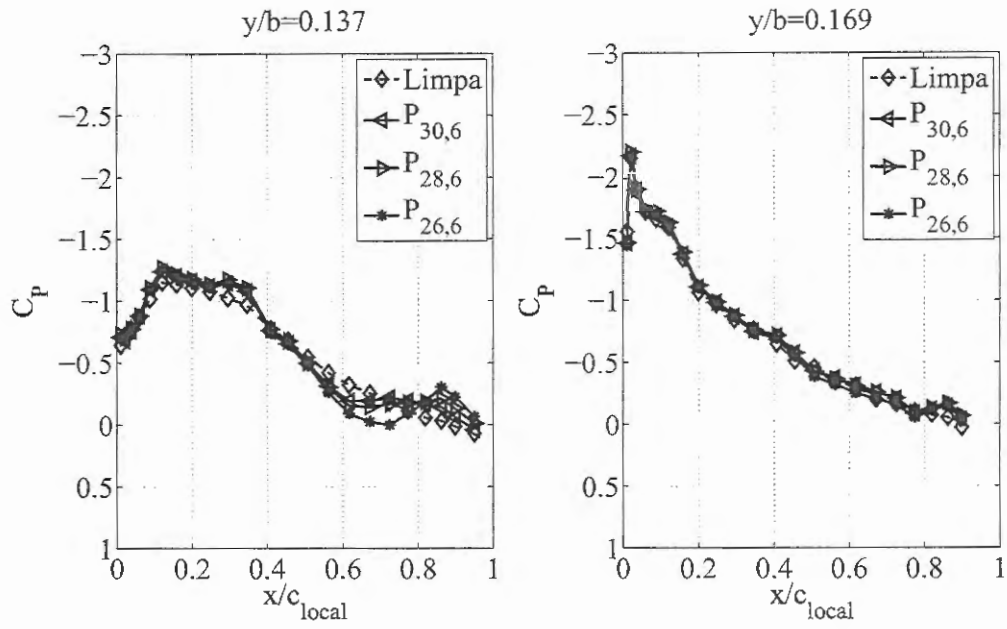


Figure A.9: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A5_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$

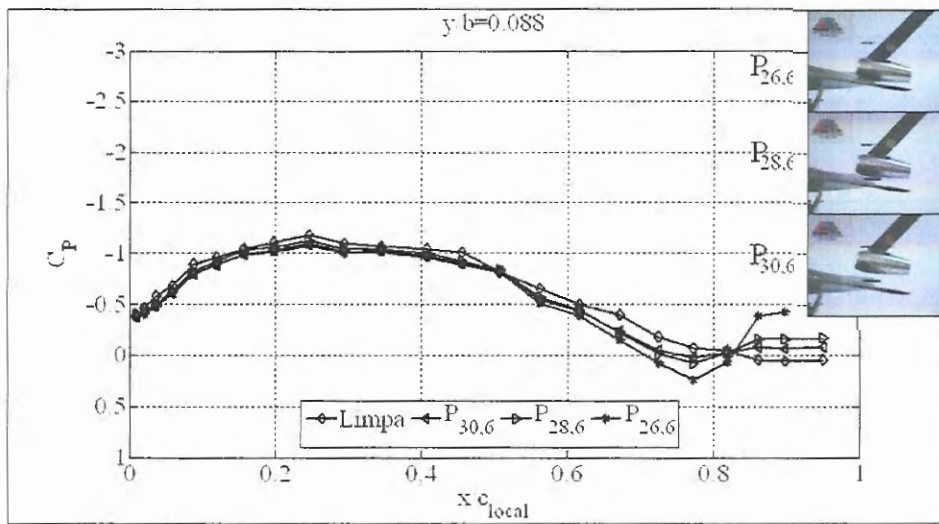


Figure A.10: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $A5_6$, seção $y/b = 0,088$

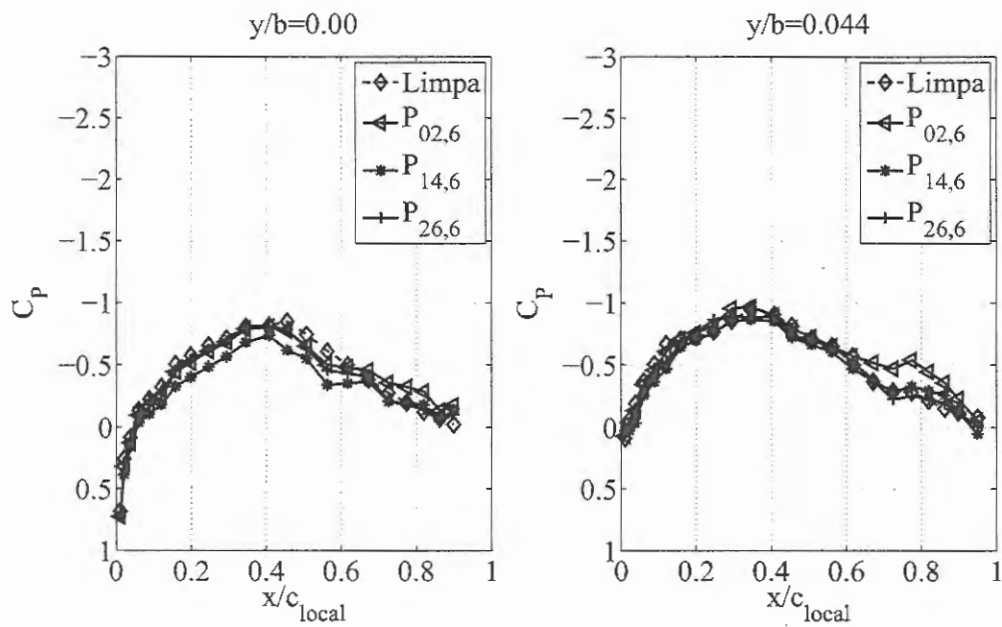


Figure A.11: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações B_{26} , seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

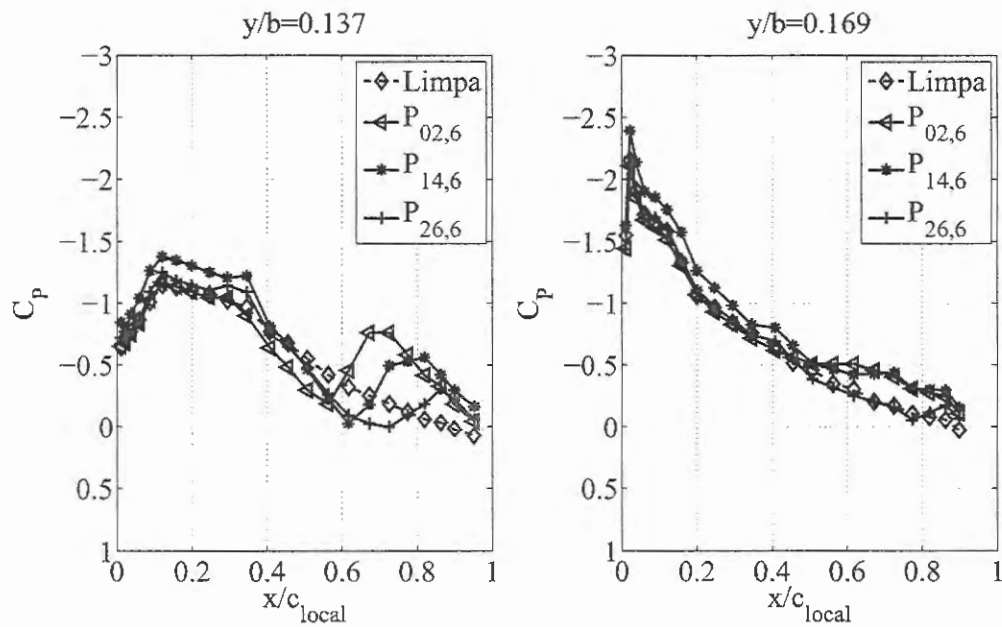


Figure A.12: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações B_{26} , seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$

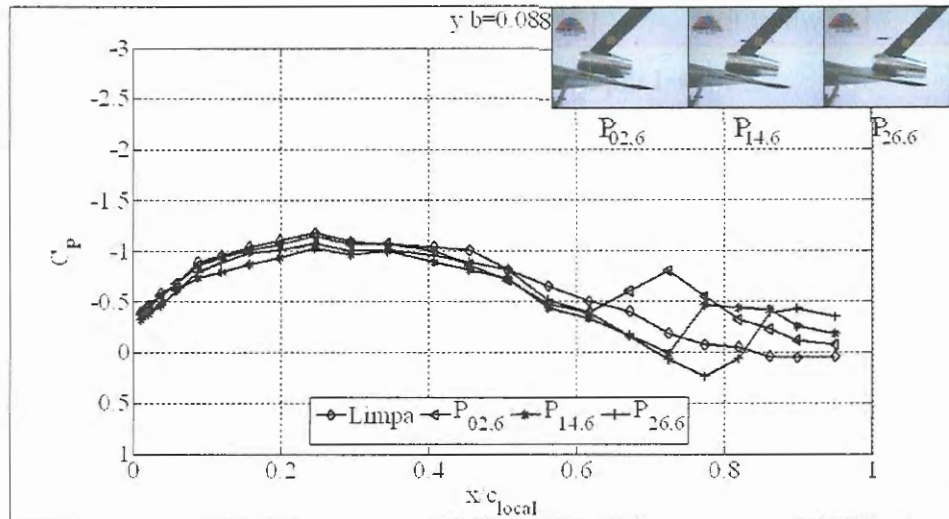


Figure A.13: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B2_6$, seção $y/b = 0,088$

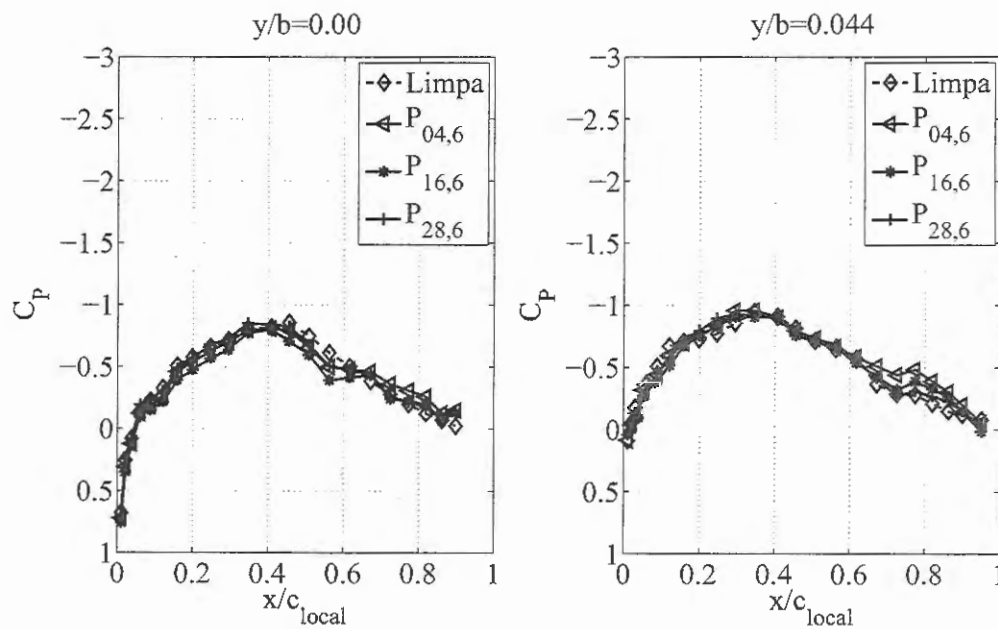


Figure A.14: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B4_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

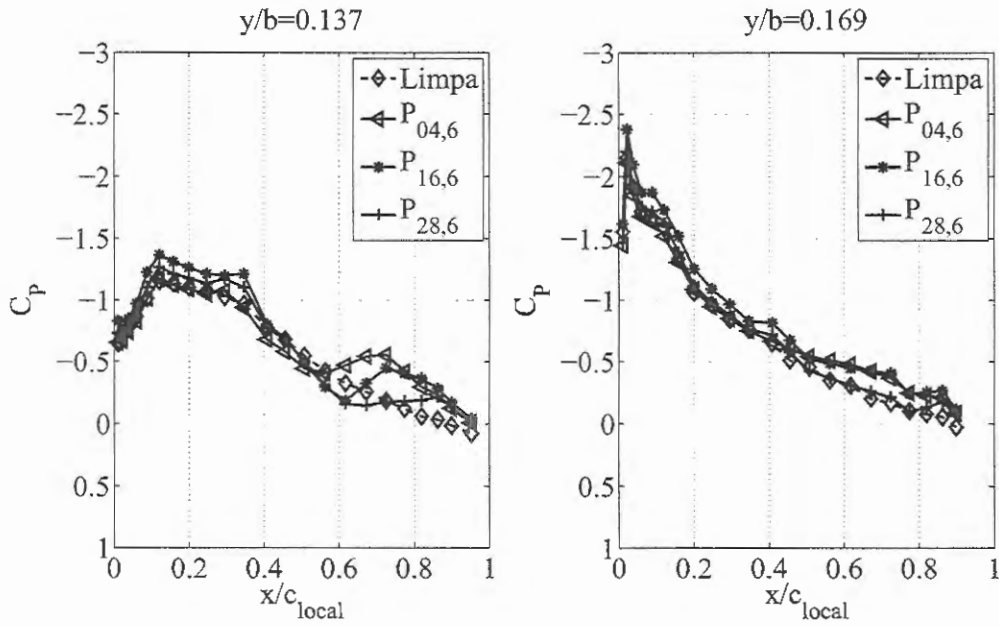


Figure A.15: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B4_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$

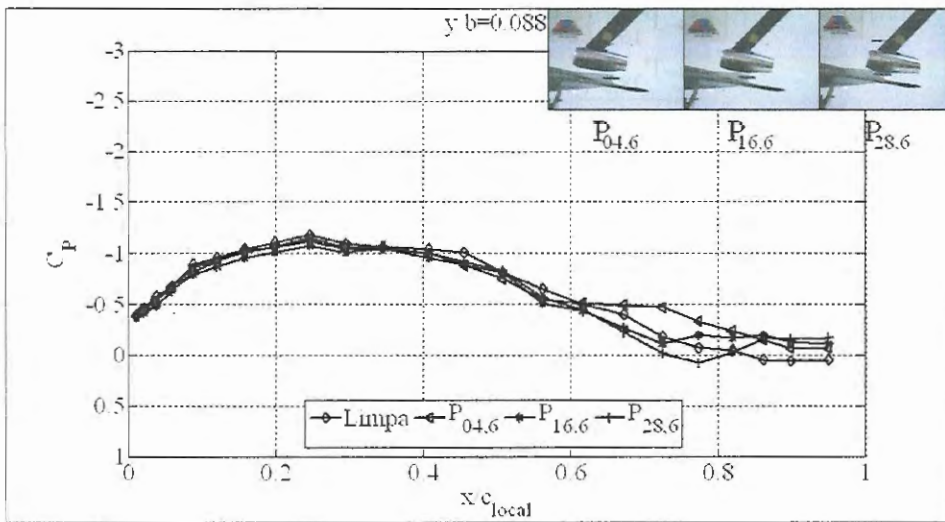


Figure A.16: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B4_6$, seção $y/b = 0,088$

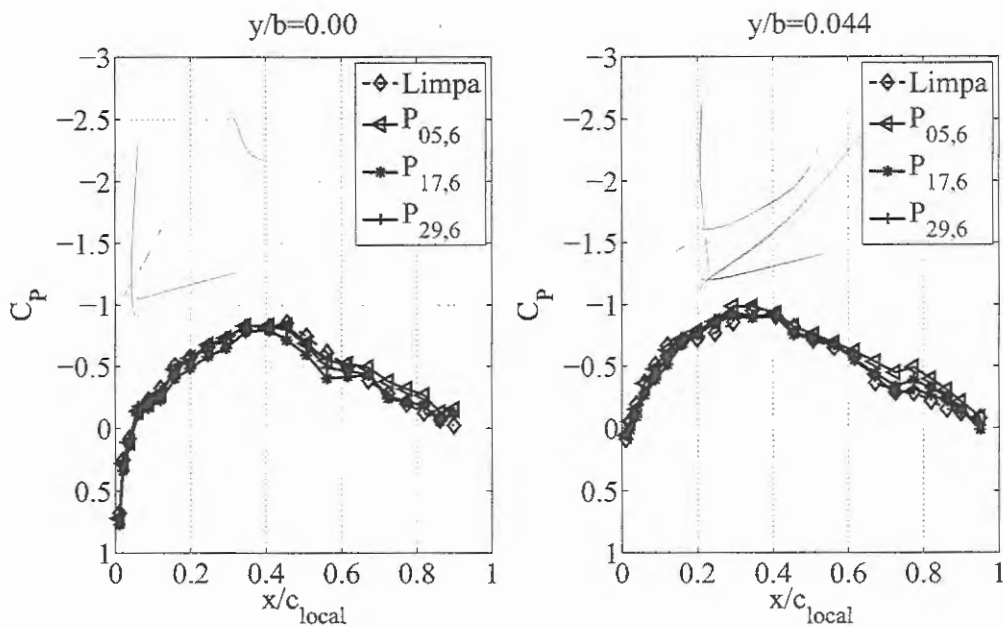


Figure A.17: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B5_6$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

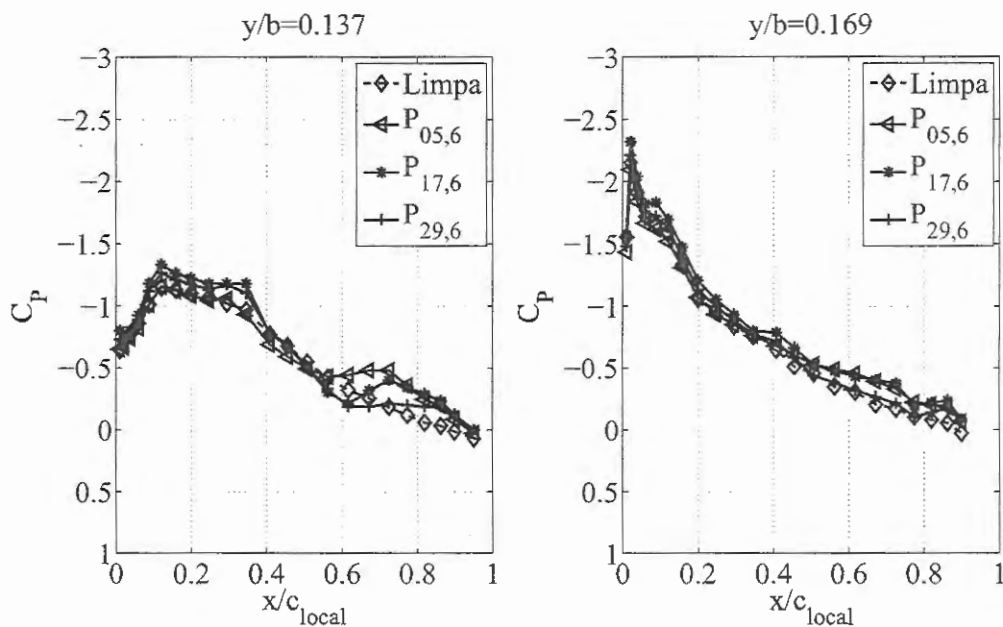


Figure A.18: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B5_6$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$

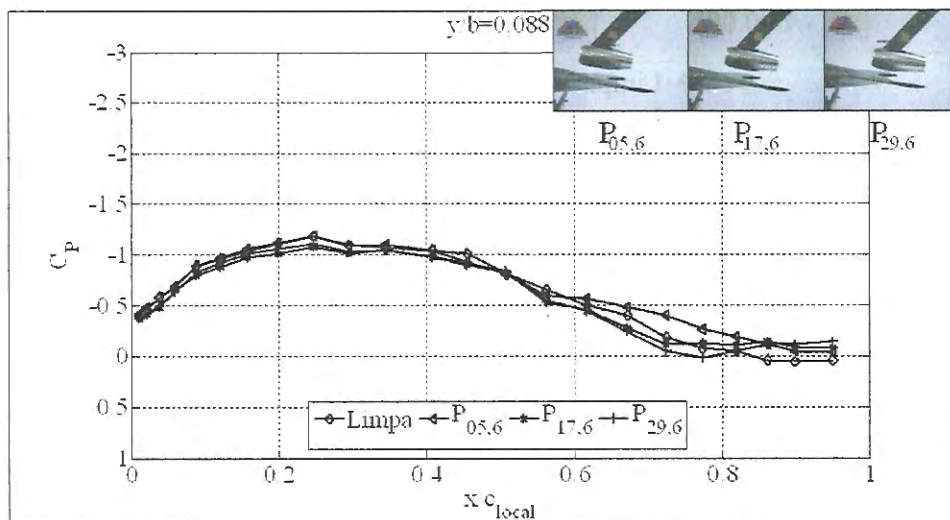


Figure A.19: Coeficientes de pressão $\alpha = 6^\circ$, configurações $B5_6$, seção $y/b = 0,088$

A.2 Coeficientes de Pressão $\alpha = 10^\circ$

Na Tabela A.2 e na Figura A.20 apresentam-se as configurações analisadas para o ângulo de ataque $\alpha = 10^\circ$. Os coeficientes de pressão apresentados nesta subseção correspondem às configurações $P_{02,10}$; $P_{14,10}$; $P_{16,10}$; $P_{18,10}$; $P_{26,10}$.

Tabela A.2: Configurações analisadas para $\alpha = 10^\circ$, $Y/b = 0.1127$

Configuração	Localização	X/c_r	Z/d_n
$P_{02,10}$	A1B2	0,7423	0,0927
$P_{14,10}$	A3B2	0,8042	0,0671
$P_{16,10}$	A3B4	0,8042	0,3408
$P_{18,10}$	A3B6	0,8042	0,5719
$P_{26,10}$	A5B2	0,8661	0,1014

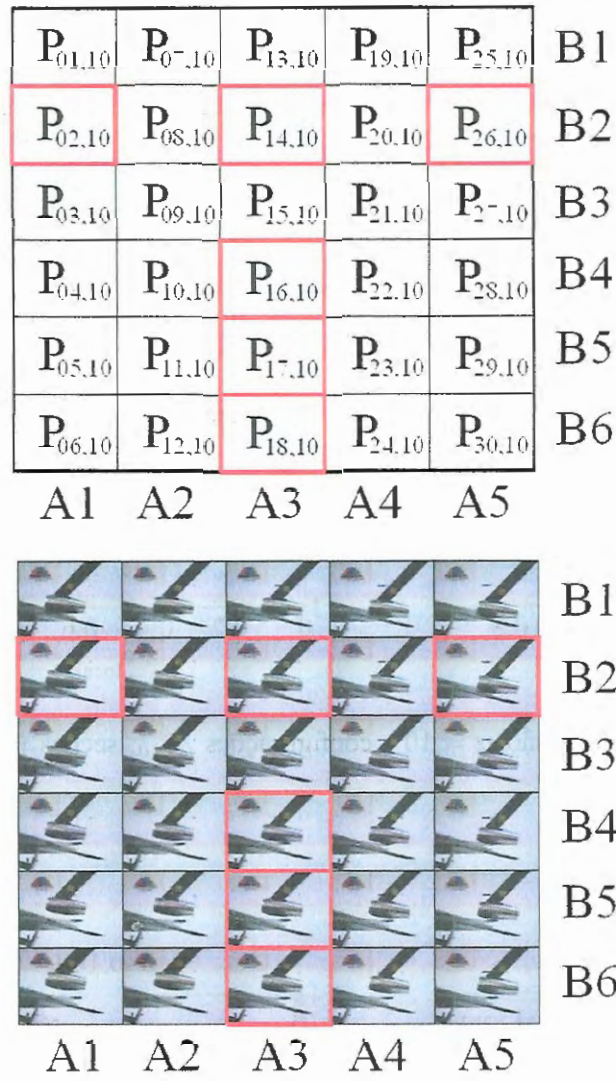


Figure A.20: Configurações analisadas para $\alpha = 10^\circ$

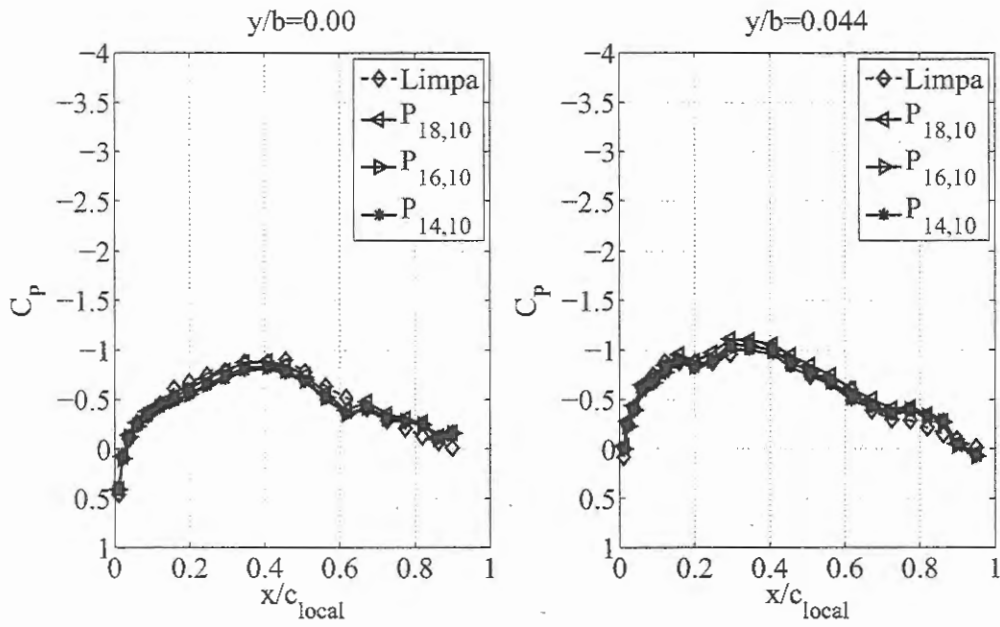


Figure A.21: Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $A3_{10}$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

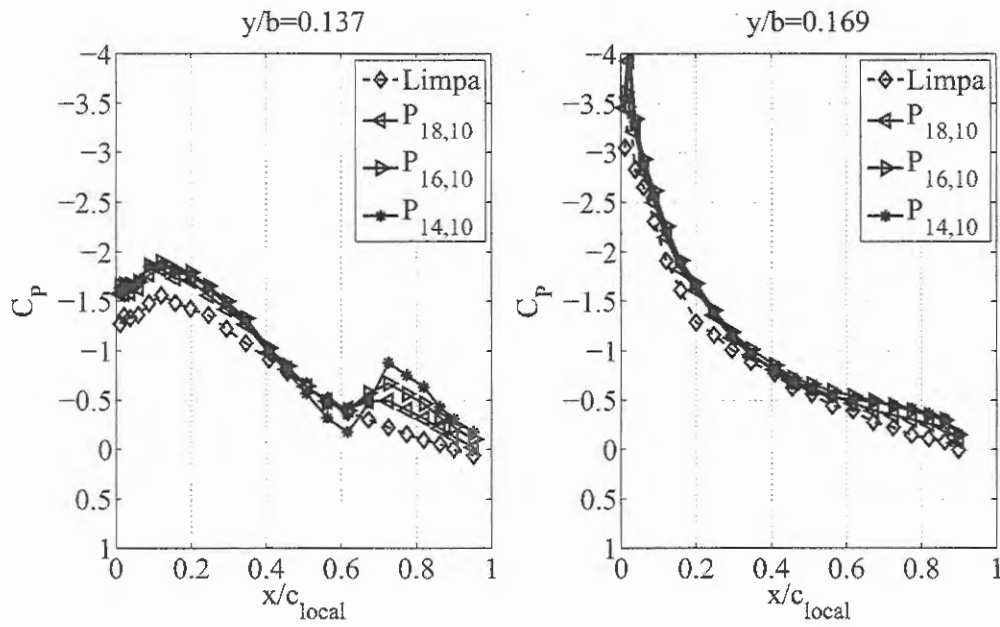


Figure A.22: Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $A3_{10}$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$

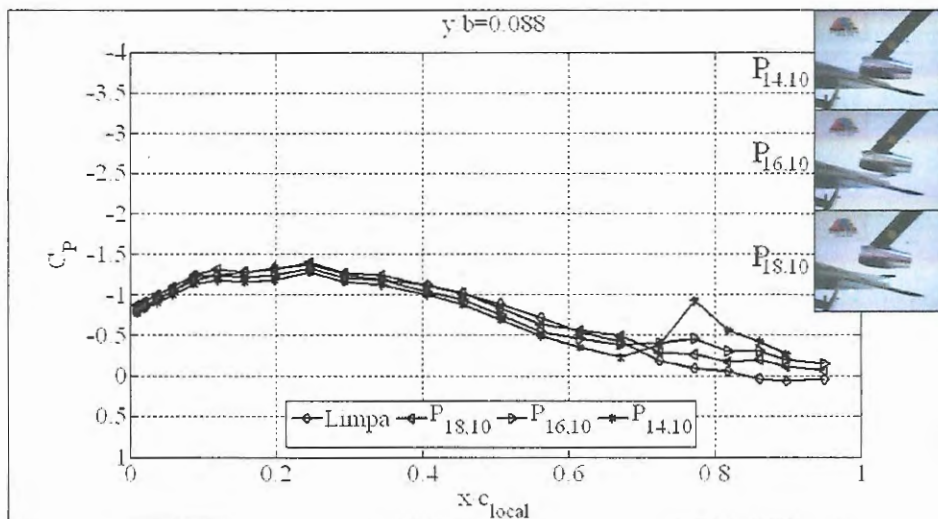


Figure A.23: Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $A3_{10}$, seção $y/b = 0,088$

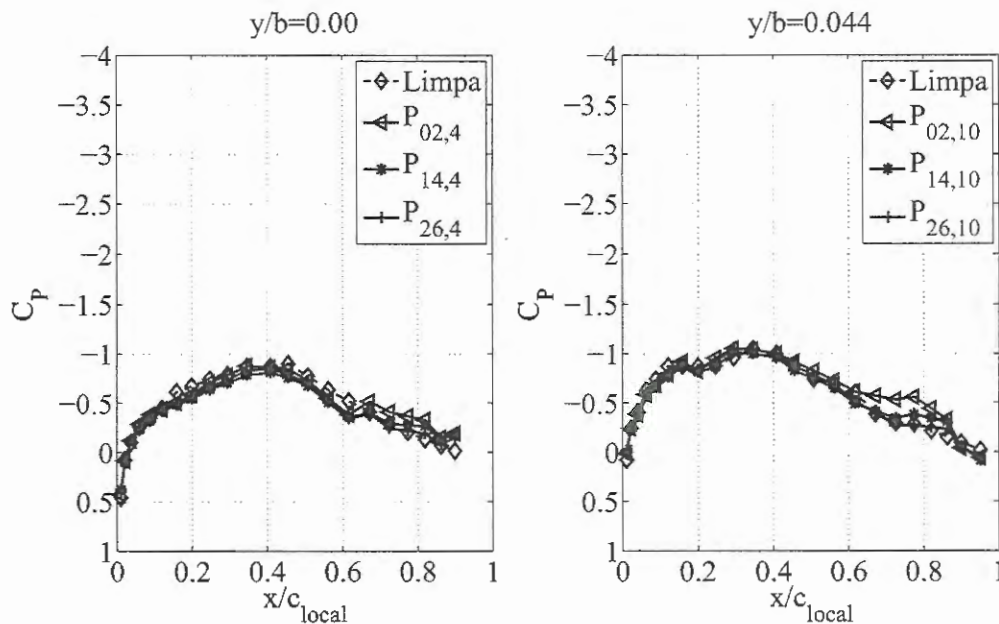


Figure A.24: Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $B2_{10}$, seções $y/b = 0$ e $y/b = 0,044$

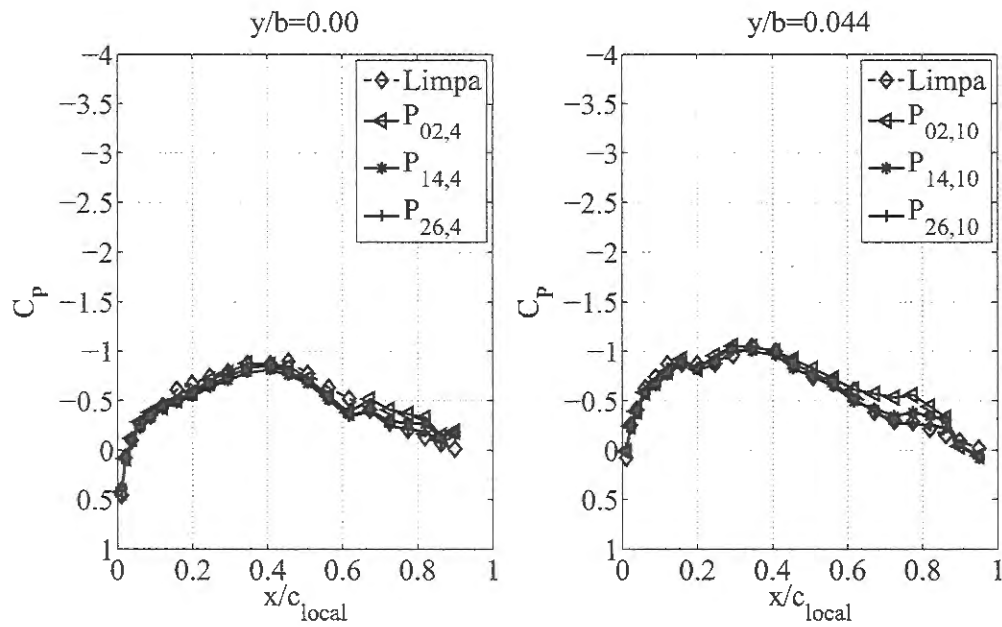


Figure A.25: Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $B2_{10}$, seções $y/b = 0,157$ e $y/b = 0,169$

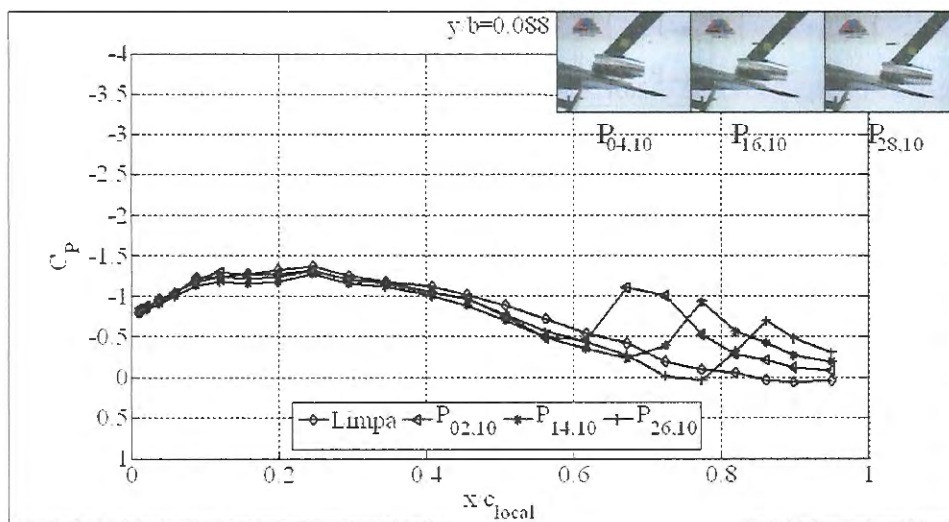


Figure A.26: Coeficientes de pressão $\alpha = 10^\circ$, configurações $B2_{10}$, seção $y/b = 0,088$

Cálculo de Incertezas

Neste apêndice são mostrados os cálculos dos valores das incertezas presentes na medição da velocidade média, das forças de sustentação, arrasto e número de Reynolds. Segundo (KLINE; MCCLINTOCK, 1953) a estimativa dos erros nas medidas experimentais são determinados a partir de seguinte relação.

$$w_R = \left[\left(\frac{\partial R}{\partial v_1} w_1 \right)^2 + \left(\frac{\partial R}{\partial v_2} w_2 \right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial R}{\partial v_n} w_n \right)^2 \right]^{1/2}, \quad (\text{B.1})$$

Onde R é uma função de n variáveis independentes, $v_1, v_2 \dots v_n$. Nos cálculos de propagação das incertezas, foi utilizado o critério da distribuição de Gauss para um valor de (20 a 1).

Os erros de medição dos instrumentos utilizados foram:

a	Erro na medição da temperatura	$\Delta T = \pm 0,1^\circ C$
b	Erro na medição da pressão atmosférica local	$\Delta p_a = \pm 1 \text{ mmHg}$
c	Erro na medição da pressão dinâmica	$P_\infty = 1\%$
d	Erro na medição das dimensões geométricas	$\Delta l = \pm 0,001 \text{ m}$
e	Erro na medição da força de sustentação	2%
f	Erro na medição da força de arrasto	3,35%
g	Erro na medição do ângulo de ataque	$\Delta \alpha = \pm 0,1^\circ$

B.1 Erro na Determinação da Velocidade do Ar

Da equação de Bernoulli e da equação dos gases perfeitos determina-se o valor da velocidade na seguinte equação:

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

onde, q_{∞} é a pressão dinâmica, R é a constante universal dos gases, T_a é a temperatura na câmara de ensaio e p_a é a pressão atmosférica.

Avaliando os termos de $\partial R/\partial v_n$ e substituindo na Equação B.1

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

A equação B.3 pode ser simplificada e adimensionalizada dividindo-a pela equação B.2

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

Substituindo os valores, com as unidades consistentes, obtêm-se:

$$\frac{w_c}{V} = 1/2 \left[1 \times 10^{-4} + 2,07 \times 10^{-6} + 1,147 \times 10^{-7} \right]^{1/2} \quad (\text{B.5})$$

$$w_c = 0,5\% \quad (\text{B.6})$$

B.2 Resumo de Incertezas

Usando a metodologia anterior foram calculados os erros na tererminação das incertezas dos resultados obtidos

Erro na determinação da viscosidade dinâmica do ar	0,23%
Erro na determinação da densidade do ar	0,15%
Erro na determinação do Número de Reynolds	0,72%
Erro na determinação do coeficiente de sustentação	2,82%
Erro na determinação do coeficiente de arrasto	4,5%

Coordenadas dos Perfis Aerodinâmicos

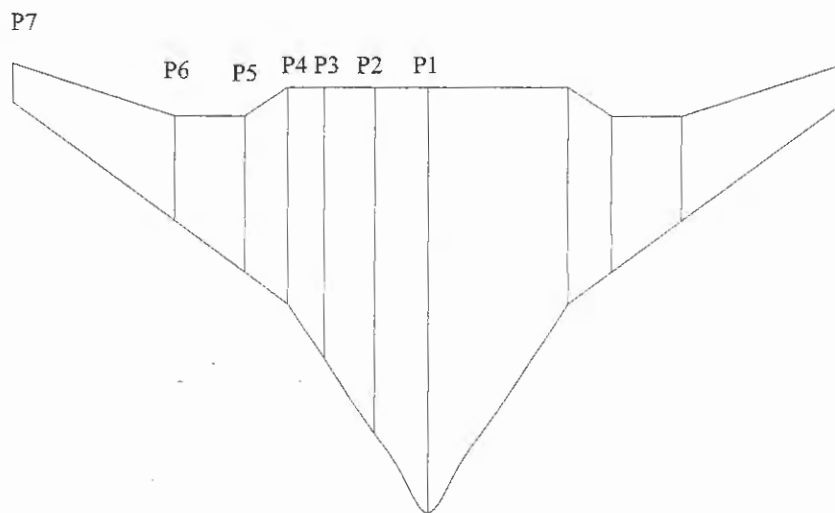


Figure C.1: Coordenadas dos perfis aerodinâmicos do modelo **BWB**

Tabela C.1: Coordenadas dos perfis aerodinâmicos P_1, P_2, P_3 e P_4

Perfil 1		Perfil 2		Perfil 3		Perfil 4	
1	0	1	0	1	0	1	0
0,9089	-0,015	0,9152	-0,0131	0,9152	-0,0127	0,9152	-0,0131
0,8004	-0,037	0,81	-0,0318	0,81	-0,0311	0,81	-0,0318
0,6628	-0,062	0,6751	-0,0549	0,6751	-0,0557	0,6751	-0,0549
0,5094	-0,076	0,5233	-0,0713	0,5233	-0,0778	0,5233	-0,0713
0,355	-0,0741	0,3693	-0,0758	0,3693	-0,0832	0,3693	-0,0758
0,2148	-0,062	0,2279	-0,0688	0,2279	-0,071	0,2279	-0,0688
0,1022	-0,0451	0,1126	-0,053	0,1126	-0,0515	0,1126	-0,053
0,0283	-0,0247	0,0344	-0,0304	0,0344	-0,0285	0,0344	-0,0304
0,0002	-0,0022	0,001	-0,0043	0,001	-0,0044	0,001	-0,0043
0,0206	0,0258	0,0154	0,0234	0,0154	0,0221	0,0154	0,0234
0,0876	0,0576	0,0763	0,0587	0,0763	0,0567	0,0763	0,0587
0,1946	0,0812	0,1779	0,0847	0,1779	0,0851	0,1779	0,0847
0,3313	0,0902	0,3105	0,0929	0,3105	0,0983	0,3105	0,0929
0,4844	0,0834	0,4612	0,083	0,4612	0,0911	0,4612	0,083
0,639	0,0626	0,6156	0,0612	0,6156	0,0641	0,6156	0,0612
0,7801	0,0356	0,7589	0,0354	0,7589	0,035	0,7589	0,0354
0,894	0,0139	0,8774	0,0152	0,8774	0,0146	0,8774	0,0152
0,9696	0,003	0,9597	0,0041	0,9597	0,0041	0,9597	0,0041
1	0	1	0	1	0	1	0

Tabela C.2: Coordenadas dos perfis aerodinâmicos P_5, P_6, P_7

Perfil 5		Perfil 6		Perfil 7	
1	0	1	0	1	0
0,9152	-0,0126	0,9152	-0,0071	0,9152	-0,0063
0,81	-0,0269	0,81	-0,0164	0,81	-0,015
0,6751	-0,039	0,6751	-0,0269	0,6751	-0,0252
0,5233	-0,0469	0,5233	-0,0351	0,5233	-0,0328
0,3693	-0,0492	0,3693	-0,0371	0,3693	-0,0337
0,2279	-0,0453	0,2279	-0,0331	0,2279	-0,0293
0,1126	-0,0357	0,1126	-0,0265	0,1126	-0,0235
0,0344	-0,0221	0,0344	-0,0172	0,0344	-0,0152
0,001	-0,0046	0,001	-0,0039	0,001	-0,0019
0,0154	0,0188	0,0154	0,0156	0,0154	0,014
0,0763	0,0447	0,0763	0,0373	0,0763	0,0345
0,1779	0,0632	0,1779	0,0519	0,1779	0,0484
0,3105	0,0671	0,3105	0,0547	0,3105	0,0509
0,4612	0,0569	0,4612	0,0452	0,4612	0,0424
0,6156	0,0412	0,6156	0,0292	0,6156	0,0273
0,7589	0,0265	0,7589	0,015	0,7589	0,0134
0,8774	0,0137	0,8774	0,006	0,8774	0,0049
0,9597	0,0041	0,9597	0,0014	0,9597	0,0012
1	0	1	0	1	0

Simulações computacionais

No presente Apêndice se apresentam alguns resultados obtidos nas simulações computacionais. A influência aerodinâmica de uma nacele foi analisada, sem pilone, em diferentes posições sobre um meio modelo do **BWB** que foi analisado no túnel de vento. O domínio computacional utilizado tem dimensões similares às do túnel de vento do Laboratório de Aeronaves da Escola de Engenharia de São Carlos (CATALANO, 2001).

D.1 CosmosFloWorks®

CosmosFloWorks (CFW) é um programa de simulação de escoamento de fluidos e análises térmica totalmente integrado ao programas de desenho mecânico SolidWorks®. Permite entender, validar e melhorar conceitos dos produtos a serem desenvolvidos durante a fase de projeto conceitual. Como o CFW está integrado ao programa de desenho, elimina-se a necessidade de modificações nos desenhos dos elementos que serão analisados, como acontece em outras aplicações de diferentes programas de dinâmica dos fluidos computacional (CFD).

O CFW soluciona as equações de Navier-Stokes (NS) para a realização das análises. O método utilizado é o de volumes finitos em um domínio retangular com malhas refinadas localmente nas interfaces sólido-fluido e no fluido durante os cálculos. As malhas são geradas a partir do refinamento de células cúbicas no fluido, no sólido e nas interfaces. As equações foram discretizadas nos elementos da malha, derivadas espaciais foram aproximadas através de diferenças implícitas de segunda ordem e as derivadas no tempo foram aproximadas com a

resolução das equações de Euler de primeira ordem (MATSSON, 2008).

Com referência às condições de fronteira, o CFW permite gerar as diferentes condições de entrada e saída do fluido em um sistema. Assim pode-se configurar as condições das paredes que estão em contato com o fluido, com as opções de parede real, parede externa e parede ideal.

Finalmente o CFW permite simulações de escoamentos laminares, turbulentos ou escoamentos laminares e turbulentos. Para a predição de um escoamento turbulento o programa usa as equações de NS e Favre, onde os efeitos de um fluido turbulento afetam os parâmetros a considerar.

D.2 Desenvolvimento das simulações

D.2.1 Estudo

O objetivo das simulações foi conseguir informações dos possíveis resultados que serão obtidos nos ensaios do túnel de vento. Para isso se analisou a configuração **BWB** limpa (sem nacele) variando-se o ângulo de ataque na faixa de $0^\circ < \alpha < 20^\circ$. Obtiveram-se resultados das forças aerodinâmicas resultantes e distribuição dos coeficientes de pressão na região que será influenciada pela nacele. Baseado nos resultados anteriores analisou-se a influencia aerodinâmica da nacele oca e da nacele com condições de fronteira na entrada e na saída que permitem a simulação de um jato para fornecer propulsão. Na Figura 5.2 35 apresenta-se o sistema de referência para a identificação das configurações analisadas. Os coeficientes de pressão foram obtidos a: $y = 50mm$, $y = 100mm$ e $y = 150mm$.

Etapa I

A primeira etapa do estudo consistiu na análise da configuração **BWB** sem nacele. As forças de sustentação, arrasto e coeficientes de pressão correspondem à variação do ângulo de ataque na faixa $0^\circ < \alpha < 20^\circ$. Para todos os ângulos de ataque a malha foi gerada no nível 4 do

Domínio Computacional	$x = (-1500mm \text{ a } 1800mm)$ $y = (-600mm \text{ a } 600mm)$ $z = (0 \text{ a } 900mm)$
Plano de simetria	Plano $yx, z = 0$
Corda de referência (C_{ref})	0,2 m
Número de Reynolds	460.000
Tipo do escoamento	Laminar e turbulento
Condições das superfícies	Superfícies adiabáticas e reais Valor da rugosidade por defeito
Parâmetros termodinâmicos	$P_{est} = 101320Pa, T = 293,2K, \rho = 1,2Kg/m^3$
Parâmetros de velocidade	$u = 35m/s, v = 0m/s, w = 0m/s$
Parâmetros de turbulência	Intensidade: 0.1% Comprimento: 0,0015m Valores por defeito

Tabela D.1: Condições iniciais e de fronteira das simulações

CFW¹. Refinaram-se os bordos de ataque, de fuga, intradorso e extradorso das partes central, porções média e externa da asa do **BWB**. A malha para a configuração limpa pode ser vista na Figura D.1. Assim o domínio computacional, para $\alpha = 4^\circ$, esta composto por 385887 células sendo que 181824 células são de fluido, 86016 células são sólidas e 118047 células s ao parciais (fronteira sólido-líquido). Para todas as simulações, o número de células e a distribuição são equivalentes.

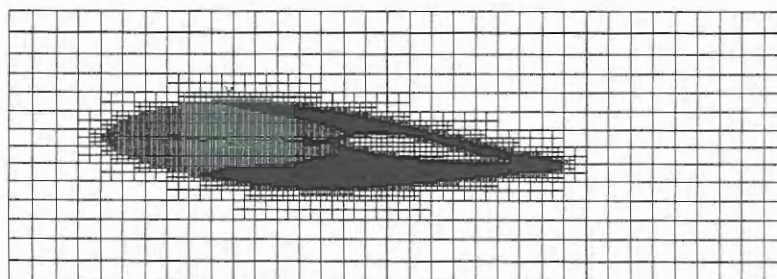


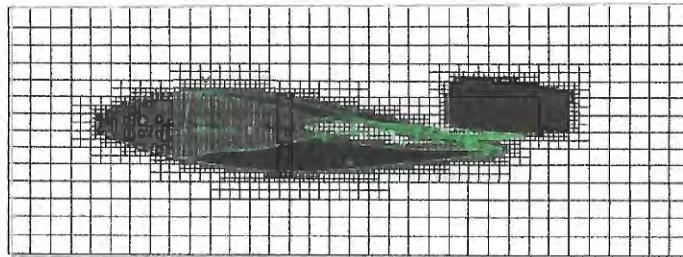
Figure D.1: Malha gerada para configuração limpa

As condições iniciais e de fronteira são apresentadas na tabela D.1.

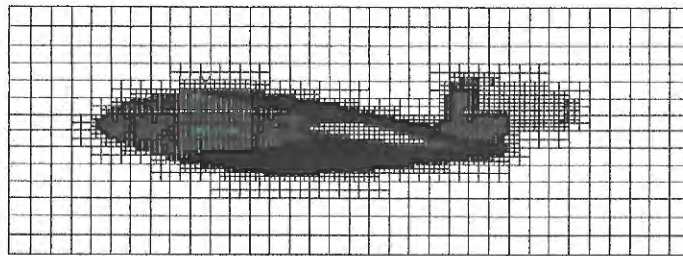
¹CSW possui níveis de refinamento, na faixa de valores de 0 até 8, que determinara a densidade da malha inicial. A seleção deste valor faz parte da configuração nos valores de entrada do programa para o desenvolvimento da simulação

Etapa II

A segunda etapa do estudo consistiu em simular o **BWB** com a presença de uma nacele. As análises para cada configuração foram realizadas com e sem a simulação do jato de saída da nacelle.



a) Malha gerada sem propulsão



b) Malha gerada com propulsão

Figure D.2: Malha gerada para a análise com a presença da nacele

As simulações foram realizadas para os ângulos de ataque: $\alpha = 4^\circ$ e $\alpha = 8^\circ$. Na tabela D.2 apresenta-se as algumas configurações analisadas. Na Figura D.2 apresenta-se as malhas respectivas. Cada configuração foi simulada com e sem a presença do jato.

Configuração	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)
C1	560	100	25
C2	560	100	50
C3	560	150	25
C4	560	150	50
C5	610	100	25
C6	610	100	50
C7	610	150	25
C8	610	150	50

Tabela D.2: Dimensões dos parâmetros da análise

D.3 Resultados

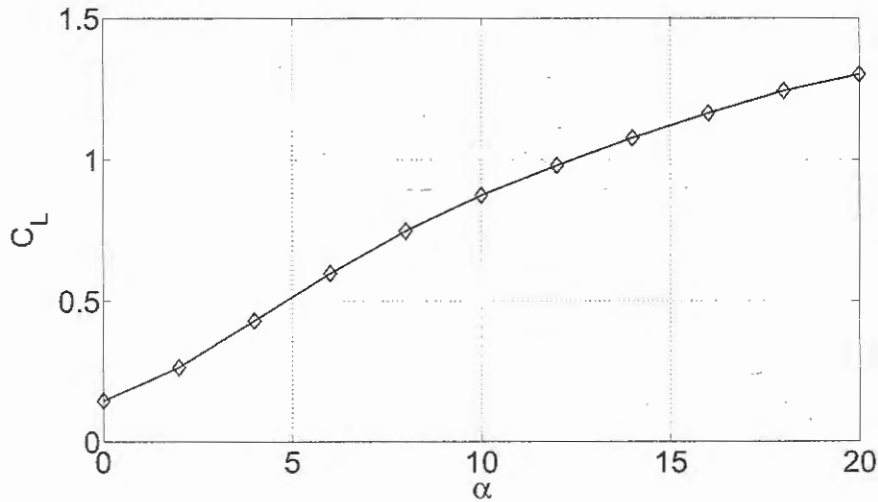
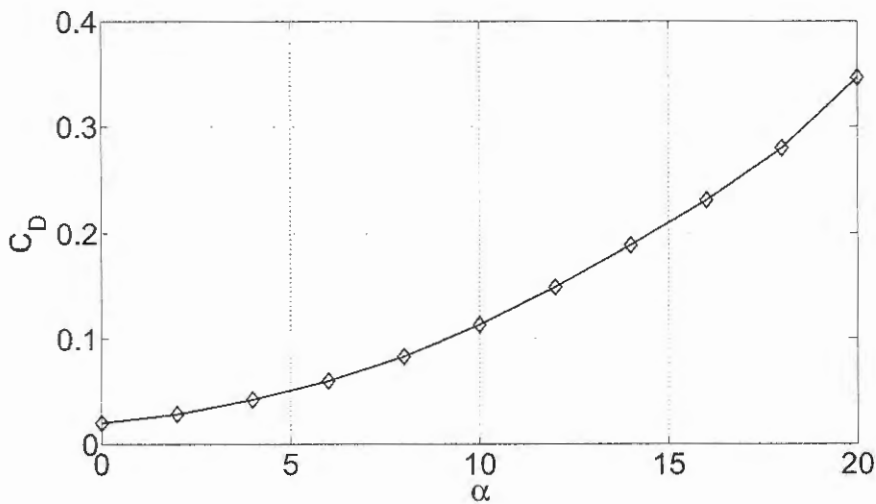
D.3.1 Etapa I

Nesta seção se apresentam os resultados obtidos nas simulações para o **BWB** sem nacele. Os resultados são apresentados nas curvas características que oferecem a informação necessária para análise aerodinâmica da aeronave.

A Figura D.3 corresponde à variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque. Pode-se observar que, nesta faixa, o $C_{L_{max}}$ tem um valor de 1,3 para o ângulo de ataque $\alpha = 20^\circ$ e que a curva $C_L \times \alpha$ apresenta um gradiente aproximado de $\partial C_L / \partial \alpha = 0,0596$

Nas Figuras D.4 e D.5 apresentam-se a variação do coeficiente de arrasto para diferentes ângulos de ataque e valores de C_L , respectivamente. O incremento do C_D em função destas duas variáveis corresponde a um comportamento típico deste tipo de curvas.

A eficiência aerodinâmica é analisada a partir da curva $C_L/C_D \times \alpha$ a qual é ilustrada na Figura D.6. O valor máximo da eficiência aerodinâmica, para o ângulo de ataque $\alpha = 4^\circ$, é igual a 10,33. Para $\alpha = 5$ apresenta-se uma perda considerável da eficiência aerodinâmica.

Figure D.3: $C_L \times \alpha$ Figure D.4: $C_D \times \alpha$

A razão de subida de uma aeronave está determinada pelo coeficiente $C_L^{1,5}/C_D \times \alpha$. Na Figura D.7 pode-se observar a curva $C_L^{1,5}/C_D \times \alpha$. O seu valor máximo representa a máxima razão de subida (ROC). A ROC é alcançada para o ângulo de ataque $\alpha = 8^\circ$.

Moreno *et al.* (2001) e Qin *et al.* (2005) encontraram valores dos coeficientes aerodinâmicos da mesma ordem de grandeza aos resultados atingidos nas simulações apresentadas

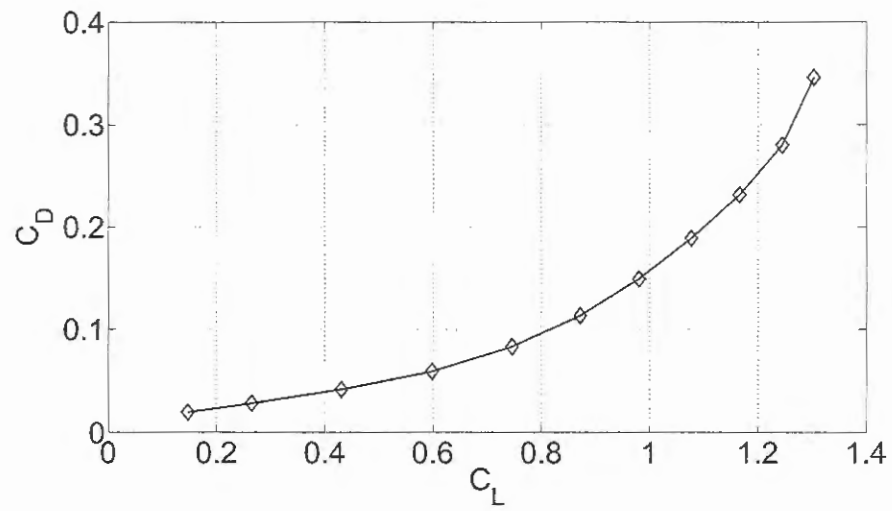


Figure D.5: Polar de arrasto

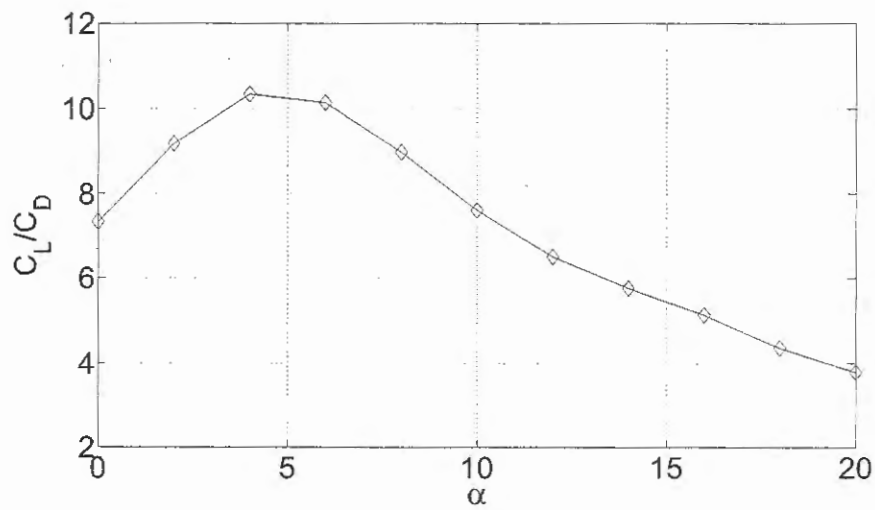


Figure D.6: Eficiência aerodinâmica

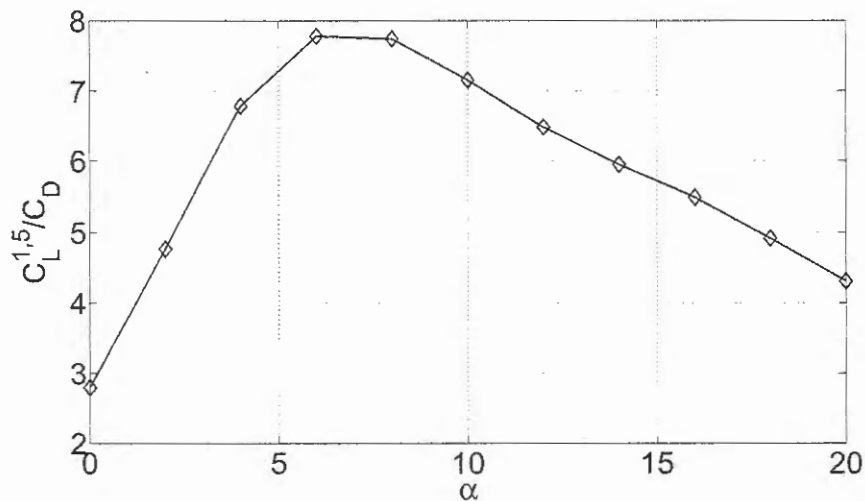


Figure D.7: Razão de subida

Os coeficientes de pressão, para $\alpha = 4^\circ$, são ilustrados na Figura D.8. As seções analisadas correspondem a $y = 50\text{mm}$ ($y/b = 0,08$), $y = 100\text{mm}$ ($y/b = 0,16$) e $y = 150\text{mm}$ ($y/b = 0,24$). Para $y/b = 0,08$ o pico de sucção está localizado a $x/c = 0,35$ e corresponde a um valor de $C_p = -0,54$. Na direção de envergadura os valores de C_p mínimos são incrementados e o pico de sucção desloca-se à montante, assim, para a seção $y/b = 0,16$ o $C_{p_{min}}$ tem um valor de $-0,6$ localizado a $x/c = 0,3$ e para a seção $y/b = 0,24$ o pico de sucção se localiza a $x/c = 0,2$ para um valor de $C_p = -0,67$. A distribuição de C_p no intradorso tem um comportamento típico para um perfil com camber refletido. Para as três seções, no intradorso, apresentou-se sucção com valores de C_p em torno de $-0,2$ e localizado a $x/c = 0,5$ aproximadamente.

Nas Figuras D.9 e D.10 se apresentam a visualização das linhas de corrente para os ângulos de ataque $\alpha = 4^\circ$ e $\alpha = 18^\circ$. Na Figura D.10 pode ser observado uma marcante presença de vórtices e escoamento cruzado na junção das asas internas com o corpo central, fenômeno que não acontece para ângulos de ataque reduzido. Isto poderia explicar a perda de eficiência aerodinâmica para ângulos de ataque maiores a $\alpha = 4^\circ$.

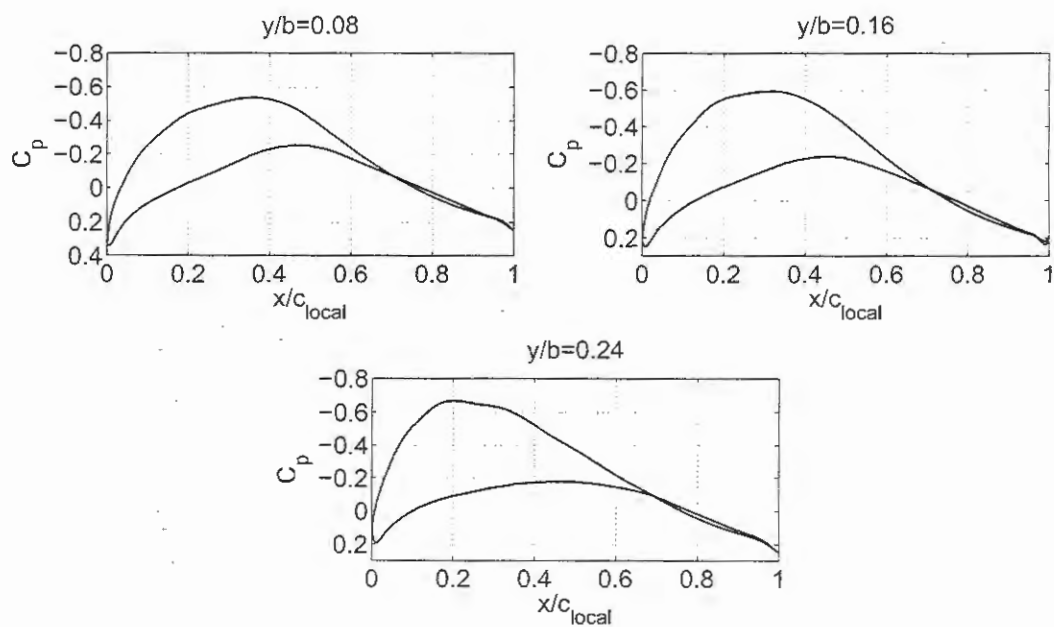


Figure D.8: C_p configuração limpa para $\alpha = 4^\circ, Re = 460.000$

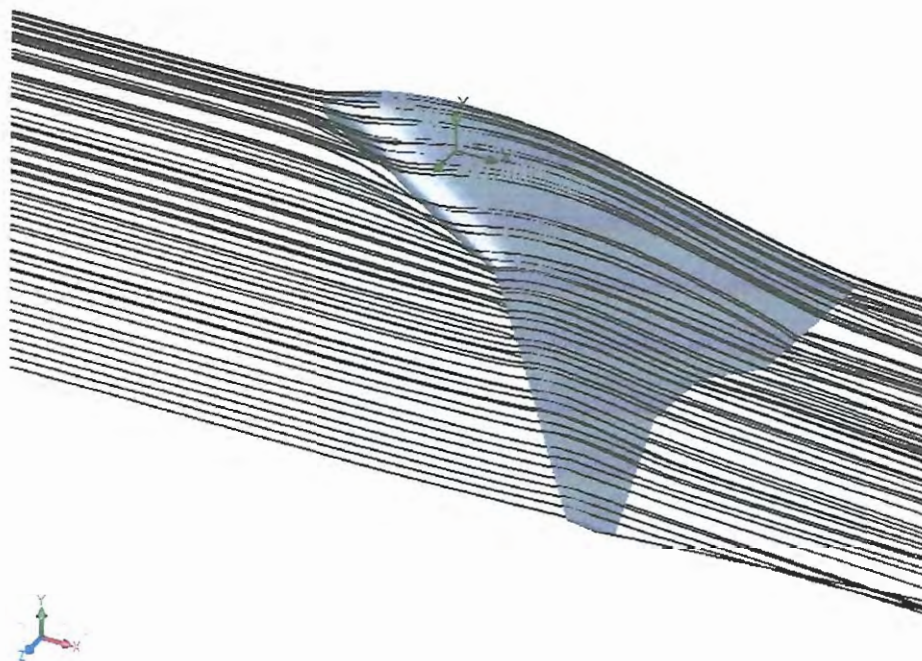


Figure D.9: Linhas de corrente para $\alpha = 4^\circ$

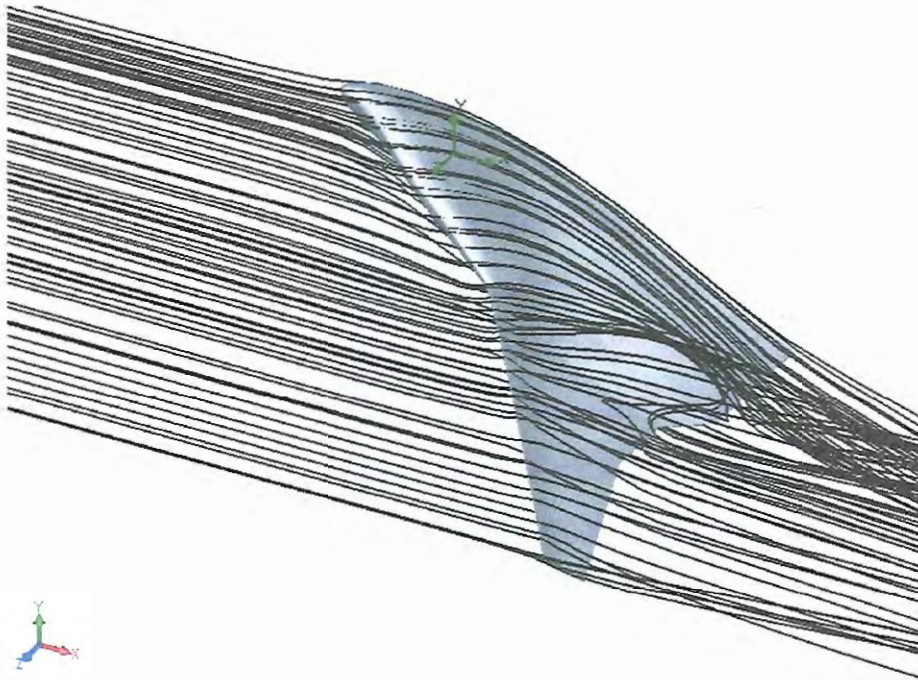


Figure D.10: Linhas de corrente para $\alpha = 18^\circ$

Etapa II

Na etapa anterior encontrou-se que a máxima eficiência aerodinâmica para o **BWB**, sem nacele, corresponde ao ângulo de ataque $\alpha = 4^\circ$ e a máxima razão de subida corresponde a $\alpha = 8^\circ$. Assim, nesta etapa foram realizadas simulações computacionais para estes ângulos e diferentes posições da nacele conforme é relacionado na Tabela D.2. No presente documento somente são apresentados os resultados para as simulações correspondentes a $\alpha = 4^\circ$.

Os efeitos da posição da nacele, com jato, na distribuição de pressão do **BWB** a jusante do bordo de ataque do modelo pode ser observado na Figura D.11. Observa-se que a distribuição de pressão no intradorso permaneceu invariante com relação à posição da nacele na direção X . Na seção $y/b = 0,08$ se observa que, no extradorso, se apresenta uma leve redução do pico de sucção e um acréscimo no gradiente de desaceleração do escoamento a jusante do ponto de máxima sucção. Um ponto de inflexão também é observado na distribuição de pressão, localizado a $x/c_{local} = 0,7$ seguido de uma aparente separação do escoamento. A partir deste ponto, para $X/C_r = 0,97$, apresenta valores de C_p maiores. O mesmo comportamento se observa

na seção $y/b = 0,24$, mas, com o ponto de inflexão a $x/c_{local} = 0,65$.

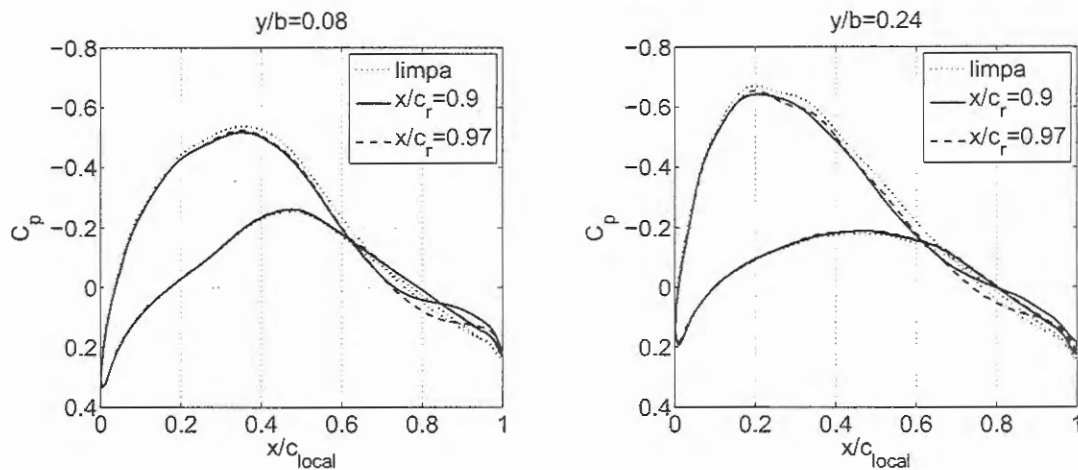


Figure D.11: Efeito da posição da nacele na direção X , sobre a distribuição de pressão para $Z/d = 0,64$ e $Y/b = 0,16$

O efeito da variação da distância vertical da nacele em relação ao extradorso do **BWB** é mostrado na Figura D.12. Novamente, existe uma leve redução do $C_{p_{min}}$ e aumento na desaceleração do escoamento a partir do ponto de máxima sucção. Para $Z/d = 0,32$ se apresenta uma aceleração do escoamento entre $x/c_{local} = 0,85$ e $x/c_{local} = 0,95$. Para $Z/d = 0,64$ o gradiente de pressão, a partir de $x/c_{local} = 0,62$, é menor que o caso anterior e existe uma separação a jusante de $x/c_{local} = 0,82$. Outras simulações, não apresentadas no documento, mostraram que para $Z/d > 1,5$ a distribuição de pressão não é influenciada significativamente.

Finalmente, para avaliar estes efeitos fixaram-se condições de fronteira na entrada e na saída da nacele. Uma eficiência de propulsão típica é de $0,8$ ($\eta = \frac{2}{V_{\infty} + V_j}$) o que corresponde a uma velocidade na saída de 50 m/s, que foi a condição outorgada. Com este valor como referência determinou-se que na entrada da nacele teria um fluxo mássico de $\dot{m} = 0,062$ kg/s. Na Figura D.13 ilustram-se os efeitos da propulsão na distribuição dos coeficientes de pressão. Pode ser observado que os efeitos da propulsão são mais significativos quando a nacele encontra-se nas proximidades da superfície. A sucção gerada pela simulação do jato produz uma diminuição do gradiente da distribuição dos coeficientes de pressão assim como a redução do bloqueio gerado

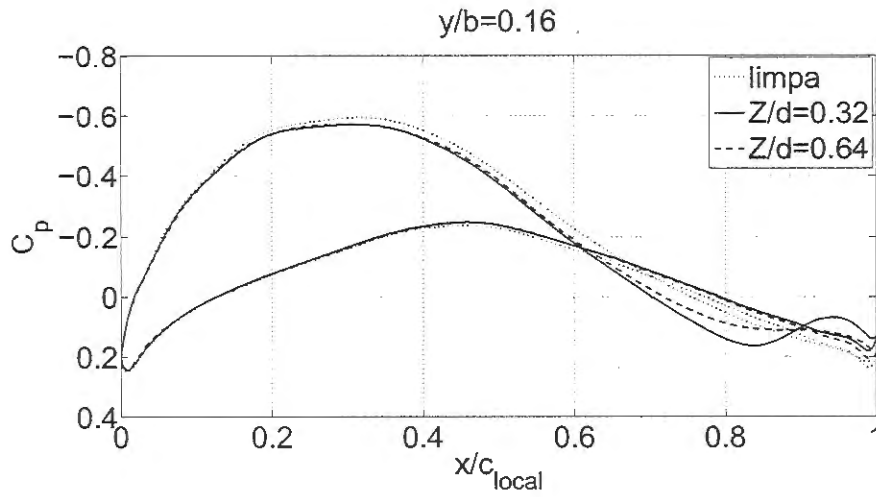


Figure D.12: Efeito da distância vertical da nacele na distribuição de pressão para $X/c_r = 0,97$, $Y/b = 0,16$

pela presença da nacele.

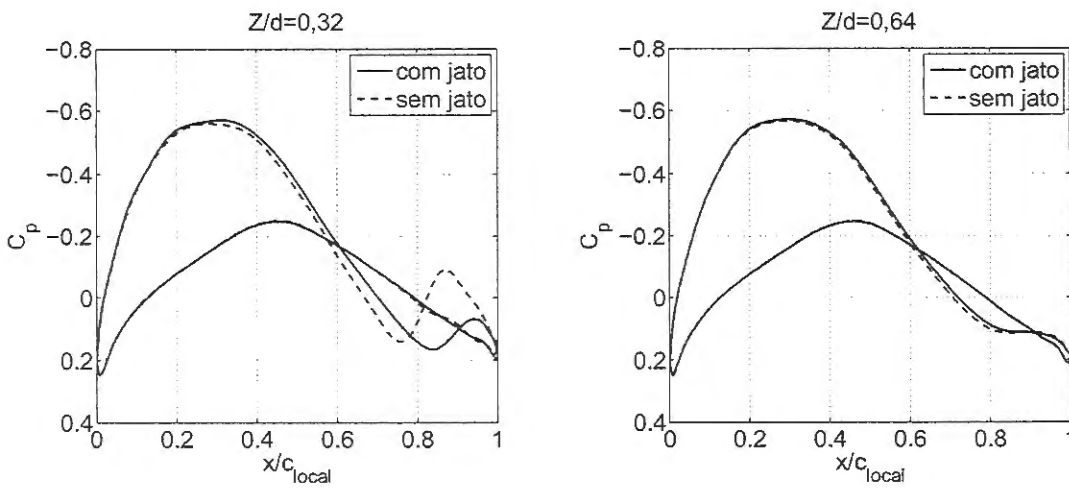


Figure D.13: Efeito da propulsão para $X/c_r = 0,97$, $Y/b = 0,16$