

Paulo Henrique Palota

ANÁLISE EXPERIMENTAL E TEÓRICA DO
EFEITO DE UMA NACELE "PUSHER" NAS
CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE UM
AVIÃO BIMOTOR.

Serviço de Pós-Graduação EESC/USP
EXEMPLAR REVISADO
Data de entrada no Serviço.....10/10/05.....
Ass.:.....*Le...*.....

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

Orientador: Prof. Dr. Michael George Maunsell

São Carlos

2005



DEDALUS - Acervo - EESC



31100053568

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

P181a Palota, Paulo Henrique
Análise experimental e teórica do efeito de uma
Nacele "pusher" nas características aerodinâmicas de um
avião bimotor / Paulo Henrique Palota. -- São Carlos,
2005.

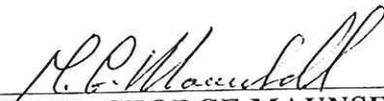
Dissertação (Mestrado) -- Escola de Engenharia de
São Carlos-Universidade de São Paulo, 2005.
Área: Engenharia Mecânica.
Orientador: Prof. Dr. Michael George Maunsell.

1. Interferência aerodinâmica. 2. Interferência
Asa-Nacele. 3. Configuração "Pusher. 4. Nacele
"Pusher". I. Título.

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **PAULO HENRIQUE PALOTA**

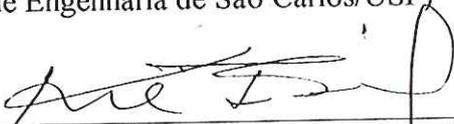
Dissertação defendida e julgada em 08-07-2005 perante a Comissão Julgadora:


Prof. Dr. **MICHAEL GEORGE MAUNSELL (Orientador)**
(Escola de Engenharia de São Carlos/USP)

APROVADO


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

Aprovado


Prof. Dr. **KAMAL ABDEL RADI ISMAIL**
(Universidade Estadual de Campinas/UNICAMP)

Aprovado


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


Prof. Associado **MARCIO ROBERTO SILVA CORREA**
Vice-Presidente da Comissão de Pós-Graduação, em Exercício

Dedico esse trabalho..

.. primeiramente ao **Senhor Deus** e a minha querida
esposa que me direcionou e me incentivou.

AGRADECIMENTOS

Ao Carlinhos do CAD que sempre me auxiliou quando precisei;

Ao Professor Fernando Catalano, ao André e ao Murillo que executaram os testes experimentais e que sem a colaboração desses não seria possível o término desse trabalho;

Ao Professor Paulo Greco, pela sua presteza;

A todos os funcionários do laboratório...;

Ao Lee que nos ajudou muito na elaboração da Nacele com a “técnica do papel”;

E, finalmente, a meu orientador e amigo Mike que sempre me ajudou na execução desse trabalho.

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS.....	iv
LISTA DE ABREVIATURA E SIGLAS.....	x
LISTA DE SÍMBOLOS.....	xi
RESUMO.....	xiv
ABSTRACT.....	xv
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Objetivos.....	2
2 MÉTODO DOS PAINÉIS.....	3
2.1 Introdução.....	3
2.2 Revisão Bibliográfica.....	3
2.2.1 Fundamentos do Escoamento Potencial.....	4
2.2.2 Descrição do Método dos Painéis.....	5
2.2.3 Evolução do Método dos Painéis.....	9
2.2.3.1 Métodos de Ordem reduzida (Primeira Ordem).....	9
2.2.4 Formulação do Método.....	10
2.2.5 Condição Kutta.....	12
2.2.6 Outros Trabalhos Publicados.....	12
2.3 Dados de Geometria e Discretização do Modelo do Sêneca.....	13
2.3.1 Fuselagem.....	13
2.3.2 Asa.....	13
2.3.3 Nacele.....	14
2.4 Descrição dos Programas BAE 1 e BAE 2.....	15
2.4.1 Cálculo dos Dados Numéricos/Teóricos – Método dos Painéis.....	16

3	DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO.....	18
3.1	Introdução.....	18
3.2	Projeto e Construção do Modelo.....	18
3.2.1	Fuselagem.....	18
3.2.2	Asa.....	19
3.2.3	Nacele.....	20
3.3	Calibração da Balança Aerodinâmica.....	22
3.4	Correções.....	23
3.4.1	Bloqueio Sólido Tridimensional.....	23
3.4.2	Correção do Ângulo de Ataque para Túnel Retangular.....	24
3.5	Aquisição de Dados Experimentais.....	25
3.5.1	Equipamentos e Instrumentação utilizados nos Experimentos.....	25
3.5.2	Condições dos Ensaios realizados.....	25
3.5.3	Forças de Sustentação e Arrasto.....	26
3.5.4	Pressões Estáticas.....	28
4	RESULTADOS E AVALIAÇÃO DOS DADOS OBTIDOS.....	31
4.1	Introdução.....	31
4.2	Dados Experimentais.....	31
4.2.1	Distribuição de C_p nas Seções da Asa.....	31
4.2.2	Distribuição de C_p nas Seções da Nacele.....	56
4.3	Avaliação dos Resultados Experimentais e Teóricos.....	67
4.3.1	Aerofólio e Nacele – Balança Aerodinâmica (Dados Experimentais) e Teóricos C_L x α – Figuras 13 à 20 - Páginas 32 à 35.....	67
4.3.2	Aerofólio – Seções 3 e 10 – Figuras de 21 à 34 – Páginas 36 à 42.....	68
4.3.3	Aerofólio – Seções 6,7 e 8 – Figuras de 35 à 38 – Páginas 43 e 44.....	68
4.3.4	Aerofólio – Seção 7 – Figuras de 39 à 58 – Páginas 45 à 54.....	69
4.3.5	Aerofólio – Coeficiente de Sustentação ao Longo da Asa – Figuras de 59 à 61 – Páginas 55 e 56.....	70
4.3.6	Nacele – Figuras 62 à 82 – Páginas 57 à 67.....	70

5 CONCLUSÕES.....72

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....74

APÊNDICE I

APÊNDICE II

APÊNDICE III

APÊNDICE IV

LISTA DE FIGURAS

FIGURA 01 - Fluxograma de entradas e saídas para os programa BAE 1 e BAE 2.....	15
FIGURA 02 - Vista frontal inferior do meio modelo em construção.....	20
FIGURA 03 - Vista em perspectiva frontal do meio modelo em construção.....	21
FIGURA 04 - Vista dos suportes que unem o “Nacelle Pusher” ao modelo.....	21
FIGURA 05 - Esquema ilustrativo da calibração da balança referente à força de arrasto.....	22
FIGURA 06 - Esquema ilustrativo da calibração da balança referente à força de sustentação.....	23
FIGURA 07 - Vista do modelo na configuração “Asa Limpa” montado no túnel.....	26
FIGURA 08 - Vista do modelo na configuração “Pusher”, posição 2, montado no túnel.....	27
FIGURA 09 - Posições das seções com tomadas de pressão estática ao longo da semi-envergadura do modelo.....	28
FIGURA 10 - Posições das tomadas de pressão estática das seções analisadas da asa.....	29
FIGURA 11 - Posições das seções com tomadas de pressão estática da Nacele.....	29
FIGURA 12 - Posições das tomadas de pressão estática das seções analisadas da Nacele.....	30
FIGURA 13 - Polar de Arrasto Experimental para as Configurações : Asa Limpa; “Nacelle Pusher” 1, 2 e 3.....	32
FIGURA 14 - Coeficiente de Sustentação em Função do Ângulo de Incidência para as Configurações : Asa Limpa; Nacele “Pusher” 1, 2 e 3.....	32
FIGURA 15 - Variação do Coeficiente de Sustentação Teórico / Experimental com relação ao Ângulo de Incidência para a Configuração “Asa Limpa”.....	33
FIGURA 16 - Variação do Coeficiente de Sustentação Teórico / Experimental com relação ao Ângulo de Incidência para a Configuração “Pusher 1”.....	33
FIGURA 17 - Variação do Coeficiente de Sustentação Teórico / Experimental com relação ao Ângulo de Incidência para a Configuração “Pusher 2”.....	34
FIGURA 18 - Coeficiente de Sustentação em Função do Ângulo de Incidência para as Configurações : Asa Limpa; Nacele “Pusher” 3.....	34
FIGURA 19 - Coeficiente de Arrasto em Função do Ângulo de Incidência para as Configurações : Asa Limpa; “Nacelle Pusher” 1, 2 e 3.....	35

FIGURA 20 - Variação da Relação CL/CD em Função do Ângulo de Incidência para as Configurações : Asa Limpa; "Nacelle Pusher" 1, 2 e 3.....	35
FIGURA 21 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4°.....	36
FIGURA 22 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8°.....	36
FIGURA 23 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração Asa Limpa.....	37
FIGURA 24 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração Asa Limpa.....	37
FIGURA 25 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração Asa Limpa.....	38
FIGURA 26 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração Asa Limpa.....	38
FIGURA 27 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para as Configurações : Asa Limpa; "Pusher" 1,2 e 3.....	39
FIGURA 28 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4°.....	39
FIGURA 29 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8°.....	40
FIGURA 30 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração Asa Limpa.....	40
FIGURA 31 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração Asa Limpa.....	41
FIGURA 32 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração Asa Limpa.....	41
FIGURA 33 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração Asa Limpa.....	42
FIGURA 34 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para as Configurações : Asa Limpa; "Pusher" 1,2 e 3.....	42

FIGURA 35 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Seções 6,7 e 8 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° na Configuração "Pusher" 1.....	43
FIGURA 36 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Seções 6,7 e 8 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° na Configuração "Pusher" 1.....	43
FIGURA 37 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Seções 6,7 e 8 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° na Configuração "Pusher" 1.....	44
FIGURA 38 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Seções 6,7 e 8 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° na Configuração "Pusher" 1.....	44
FIGURA 39 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2°.....	45
FIGURA 40 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4°.....	45
FIGURA 41 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6°.....	46
FIGURA 42 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8°.....	46
FIGURA 43 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração Asa Limpa.....	47
FIGURA 44 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração Asa Limpa.....	47
FIGURA 45 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração Asa Limpa.....	48
FIGURA 46 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração Asa Limpa.....	48
FIGURA 47 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para as Configurações : Asa Limpa; "Pusher" 1,2 e 3.....	49
FIGURA 48 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração "Pusher" 1.....	49
FIGURA 49 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração "Pusher" 1.....	50

FIGURA 50 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração "Pusher 1.....	50
FIGURA 51 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração "Pusher 1.....	51
FIGURA 52 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração "Pusher 2.....	51
FIGURA 53 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração "Pusher 2.....	52
FIGURA 54 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração "Pusher 2.....	52
FIGURA 55 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração "Pusher 3.....	53
FIGURA 56 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração "Pusher 3.....	53
FIGURA 57 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração "Pusher 3.....	54
FIGURA 58 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração "Pusher 3.....	54
FIGURA 59 - Variação do Coeficiente de Sustentação ao Longo da semi-envergadura para Ângulo de 6° e para Configuração "Pusher 1".....	55
FIGURA 60 - Variação do Coeficiente de Sustentação ao Longo da semi-envergadura para Ângulo de 4° para a Configuração "Pusher" 2.....	55
FIGURA 61 - Variação do Coeficiente de Sustentação ao Longo da semi-envergadura para Ângulo 6° e para Configuração "Pusher 3.....	56
FIGURA 62 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior das Seções da "Nacele" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 2°.....	57
FIGURA 63 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior das Seções da "Nacele" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 6°.....	57
FIGURA 64 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior das Seções da "Nacele" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 2°.....	58

FIGURA 65 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior das Seções da “Nacele” para a Configuração “Pusher” 1 e para Ângulo de 6°.....	58
FIGURA 66 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior das Seções da “Nacele” para a Configuração “Pusher” 1 e para Ângulo de 2°.....	59
FIGURA 67 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior das Seções “Nacele” para a Configuração “Pusher” 1 e para Ângulo de 6°.....	59
FIGURA 68 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior das Seções da “Nacele” para a Configuração “Pusher” 1 e para Ângulo de 2°.....	60
FIGURA 69 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior das Seções da “Nacelle” para a Configuração “Pusher” 1 e para Ângulo de 6°.....	60
FIGURA 70 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Superfícies Superior e Inferior da Seção Central da “Nacelle Pusher” nas posições 1,2 e 3 para Ângulo de 2°.....	61
FIGURA 71 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Superfícies Superior e Inferior da Seção Central da “Nacele Pusher” nas posições 1,2 e 3 para Ângulo de 4°.....	61
FIGURA 72 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Superfícies Superior e Inferior da Seção Central da “Nacele Pusher” nas posições 1,2 e 3 para Ângulo de 6°.....	62
FIGURA 73 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da Seção Central da Configuração “Nacele Pusher 1” para Ângulos de 2,4 e 6°.....	62
FIGURA 74 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da Seção Central da Configuração “Nacele Pusher 1” para Ângulos de 2,4 e 6°.....	63
FIGURA 75 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da Seção Central da Configuração “Nacele Pusher 1” para Ângulos de 2,4 e 6°.....	63
FIGURA 76 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da Seção Central da Configuração “Nacele Pusher 1” para Ângulos de 2,4 e 6°.....	64
FIGURA 77 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da “Nacele Pusher 1” para Ângulo de 2°.....	64
FIGURA 78 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da “Nacele Pusher 1” para Ângulo de 2°.....	65
FIGURA 79 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da “Nacele Pusher 1” para Ângulo de 4°.....	65

FIGURA 80 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da "Nacele Pusher 1" para Ângulo de 4°.....	66
FIGURA 81 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da "Nacele Pusher 1" para Ângulo de 6°.....	66
FIGURA 82 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da "Nacele Pusher 1" para Ângulo de 6°.....	67

LISTA DE SIGLAS

- BAE - British Aerospace
- FORTTRAN - Formula Translator
- LAE - Laboratório de Aeronaves
- NACA - National Advisory Committee for Aeronautics
- RAE - Royal Aircraft Establishment

LISTA DE SÍMBOLOS

b	Envergadura [m]
c	Corda do Aerofólio [m]
C	Área da Seção de Teste do Túnel [m ²]
C _D	Coefficiente de Arrasto
C _{Di}	Coefficiente de Arrasto Induzido
C _L	Coefficiente de Sustentação
C _P	Coefficiente de Pressão
C _{LB}	Coefficiente de Sustentação Bidimensional
C _M	Coefficiente de Momento
D	Força de Arrasto [N]
L	Força de Sustentação [N]
L	Cumprimento da Fuselagem [cm]
G	Peso [N]
GAP	Distância perpendicular entre o bordo de ataque da Nacele e a superfície superior do aerofólio medida em % da corda do mesmo.
M	Número de Mach
$\hat{n}_{,n}$	Versor normal à superfície
N	Número total de Painéis
ND	Número de painéis com distribuição de dipolos
NF	Número de painéis com distribuição de fontes
OVERLAP	Distância entre o bordo de ataque da Nacele e o de fuga do aerofólio medida em % da corda do mesmo.
P	Pressão Atmosférica [Pa]
P _{EM}	Pressão Estática na Superfície do Modelo [Pa]

$P_{E\infty}$	Pressão Estática do Fluxo Livre [Pa]
q_{∞}	Pressão Dinâmica do Fluxo Livre [Pa]
r	Distância entre um ponto P à superfície do corpo [m]
R	Distância do Centro do Vórtice ao Aerofólio [m]
Re	Número de Reynolds
s	Área de projeção máxima da fuselagem na seção de teste [m ²]
S	Área da Asa [m ²]
t/c	Espessura máxima relativa do aerofólio
T	Temperatura Ambiente [°C]
V	Velocidade do Fluido [m/s]
V	Unidade de Tensão Elétrica [Volts]
V_i	Velocidade do fluido na superfície do asa [m/s]
V_{∞}	Velocidade do fluido na seção de teste do túnel [m/s]
V_1	Velocidade equivalente ao fluxo do fluido na seção de teste [m/s]
X, Y, Z	Coordenadas do Sistema Cartesiano
X/C	Coordenada relativa ao longo da corda do aerofólio
Z/C	Coordenada relativa ao longo da direção perpendicular à corda do aerofólio
α	Ângulo de Incidência/Ataque em relação à coordenada X [Graus]
ϵ_s	A razão do incremento de velocidade no fluxo pela própria velocidade do fluxo ($\Delta V_{\infty}/V_{\infty}$)
ϵ_{FUS}	Razão do incremento de velocidade do fluxo na fuselagem
ϵ_{ASA}	Razão do incremento de velocidade no fluxo na asa
w	Velocidade induzida pelos vórtices [m/s]
Γ	Intensidade dos Vórtices [m ² /s]

ρ_{ar}	Densidade do ar [kg/m ³]
∇	Operador Nabla
γ	Intensidade da vorticidade [m ² /s]
σ	Intensidade da distribuição de fontes [m ² /s]
μ	Intensidade de distribuição de dipolos [m ² /s]
σ_j	Intensidade constante de fontes sobre o painel j [m ² /s]
λ	Fator de bloqueio
ϕ	Potencial de velocidades
τ	Fração de intensidade de dipolo ao longo do aerofólio

SUBSCRITOS

1	unitário
BF	do bordo de fuga
d	de dipolos
f	de fontes
i,j	índices
m	milésima parte de uma unidade
N	normal
w	relativo à esteira
∞	do escoamento livre

RESUMO

PALOTA, P. H. (2005). *Análise experimental e teórica do efeito de uma Nacele "Pusher" nas características aerodinâmicas de um avião bimotor*. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2005.

Esse trabalho descreve uma investigação prática e teórica de características aerodinâmicas de um modelo referente a um avião bimotor leve "Piper PA-34 SENECA III" construído em escala 1:6,5. Basicamente, duas configurações fazem parte da avaliação: "Asa Limpa" e Nacele "Pusher". O principal objetivo é o de avaliar o comportamento aerodinâmico da configuração "Pusher" em três diferentes posições através da obtenção de dados práticos e teóricos de distribuição de pressão estática no aerofólio e no próprio Nacele na condição não motorizada. A metodologia emprega testes em túnel de vento de baixa velocidade para a aquisição dos dados experimentais através da variação do ângulo de ataque para as configurações citadas. A obtenção dos dados numéricos, como comparativos aos experimentais, é através da utilização do método dos painéis aplicado à aerodinâmica. Os resultados experimentais e teóricos mostram que a presença do Nacele nas posições "Pusher" avaliadas gera interferência diminuindo a sustentação do aerofólio.

Palavras-chave: Interferência Aerodinâmica; Interferência Asa-Nacele; Configuração "Pusher"; Nacele "Pusher".

ABSTRACT

PALOTA, P. H. (2005). *Experimental and theoretical analysis of a Pusher Nacelle effect in the aerodynamic characteristics of a Twin-Engined Aircraft*. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2005.

This work describes a practical and theoretical investigation of aerodynamic characteristics of a 1:6,5 scale model of a light twin-engined Piper Seneca III aircraft. Basically, two configurations are considered in this evaluation: Clean Wing and Pusher Nacelle. The principal objective is to evaluate the aerodynamic characteristics of the Pusher configuration in three different positions, in order to obtain practical and theoretical data with reference to static pressure distribution on the surface of the aerofoil and of the Nacelle in a power-off condition. The methodology employed used low speed wind tunnel test for the acquisition of experimental data for a selection of angles of attack, as cited. The generation of numerical data, to be compared the experimental equivalent, is through the use of a low order panel method. The experimental and theoretical results show that the presence of Pusher Nacelle in the positions mentioned generated interference, reducing the local lift of the aerofoil.

Keywords: Aerodynamic Interference; Wing-Nacelle Interference; Pusher Configuration; Pusher Nacelle.

1 INTRODUÇÃO

Nos últimos tempos, com a vinda da globalização, o mercado da aviação em geral ficou mais competitivo gerando a necessidade de produtos com menor consumo de energia e menor índice de ruído possível, dando maior conforto aos passageiros, resultando em modernos e diferentes projetos, os quais variam conforme a aplicação da categoria de cada produto e da necessidade de cada cliente. Este trabalho trata do projeto de um avião bimotor leve “Piper PA-34 SENECA”, por ser esse o bimotor leve mais popular do país na atualidade.

Um modelo do avião citado acima foi construído em escala 1:6,5 na forma mais semelhante possível ao SENECA original. A fuselagem, na parte da frente, desde o “nariz” até o pára-brisa e a cabina apresentou forma semelhante ao original, enquanto que na parte traseira, a mesma foi levemente alongada no intuito de oferecer menor interferência possível entre a fuselagem e a Nacele. A asa, com perfil NACA 65₂-415, apresenta corda maior desde a sua junção dessa com a fuselagem até a 21,58 mm a partir da raiz da mesma, onde se torna constante até a sua ponta. A asa possui um ângulo de ataque de 2° na raiz tendo sua planta basicamente retangular obedecendo às dimensões originais do SENECA, as quais incluem um diedro de 7°. A única diferença da asa do modelo utilizado nos testes com referência ao avião original é que essa não possui qualquer torção geométrica. Assim foi decidido manter a geometria da asa mais simples para facilitar a construção, concentrando o estudo na comparação entre as diferentes posições das Naceles, sendo que essas utilizam o mesmo conjunto base asa e fuselagem.

Os testes experimentais foram feitos no túnel de vento de baixa velocidade de circuito fechado, com seção de testes 1,7 metro de largura por 1,3 metro de altura da Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, onde se adquiriu as pressões estáticas em 13 seções da asa, e também em três seções da Nacele “Pusher” (Direita, Central e Esquerda) para ângulos de incidência variando desde 0° até 20° nas duas configurações acima citadas, sendo que na configuração “Pusher” foram adquiridos dados em três posições

diferentes da mesma. A representação da distribuição das seções da asa e da Nacele, assim como a distribuição das tomadas de pressão estática nos perfis respectivos, podem ser encontrados nos APÊNDICES II e III. Nesses testes foram obtidos dados experimentais de sustentação e arrasto através do uso de uma balança aerodinâmica MAUNSELL (1977), e também das pressões estáticas distribuídas na superfície da asa e da Nacele "Pusher".

Os dados numéricos/teóricos foram obtidos com o objetivo de comparar com os experimentais através da execução do programa geométrico BAE 1 e do aerodinâmico BAE 2 de resolução numérica pelo uso de painéis distribuídos sobre as superfícies externas e na região de arqueamento do modelo e também na esteira da asa.

A disposição dos dados experimentais e teóricos em gráficos e a análise dos mesmos com a respectiva conclusão fazem o fechamento desse trabalho.

1.1 Objetivos

A presente pesquisa tem como objetivo principal a investigação da interferência aerodinâmica teórica e experimental na asa e na Nacele de duas configurações distintas: Asa sem Nacele ("Asa Limpa") e Asa com Nacele na posição "Pusher", sendo essa última o alvo principal da pesquisa por ser uma configuração que pretende apresentar um baixo arrasto, por isso a Nacele possui uma forma relativamente limpa, além de ser afastada da asa, evitando assim, o arrasto parasita das Naceles convencionais.

Objetiva-se, também, avaliar a relação L/D experimental da configuração "Pusher" em três posições distintas, onde espera-se obter um valor L/D maior para essa do que para a convencional, pelos motivos já citados.

2 MÉTODO DOS PAINÉIS

2.1 Introdução

Este capítulo apresenta a revisão bibliográfica que mostra os princípios teóricos de aplicação do Método dos Painéis em configurações aeronáuticas iniciando com as hipóteses para a representação potencial de um escoamento, seguido da descrição do método e mostrando a evolução do mesmo. A discretização das superfícies asa/nacele/fuselagem e a descrição dos programas “BAE 1 e BAE 2” utilizados no trabalho, assim como os procedimentos para o cálculo dos dados numéricos através da aplicação dos mesmos.

2.2 Revisão Bibliográfica

2.2.1 Fundamentos do Escoamento Potencial

O método dos painéis é uma designação genérica dada a certas técnicas numéricas utilizadas para estimar características do escoamento de um fluido ao redor de um ou mais corpos, sob a hipótese de que o escoamento seja potencial. As equações de movimento desenvolvidas por Euler LANDAU & LIFSHITZ (1959), as quais apresentam como formas reduzidas das equações de Navier Stokes, quando particularizadas para fluido invíscido, representam o início do estudo dos fundamentos do escoamento potencial.

MORINO (1985) e KATZ & PLOTKIN (1991) apresentam as hipóteses que definem um escoamento potencial:

- ❖ Fluido invíscido ou ideal;
- ❖ O escoamento subcrítico, não apresentando ondas de choque;
- ❖ Escoamento é inicialmente irrotacional.

Do cálculo vetorial, tem-se que um campo vetorial irrotacional pode ser representado pelo gradiente de um campo escalar, sendo assim, um escoamento potencial pode ter campo de velocidades representado de uma função escalar, a qual vamos notificar como ϕ (potencial de velocidades). Logo, podemos representar o campo de velocidades de um escoamento como:

$$\mathbf{V} = \nabla\phi \quad (1)$$

A aplicação de duas hipóteses adicionais de que o escoamento é invariante com o tempo (não transiente) e de que o escoamento é incompressível ($M=0$) à equação de conservação de massa para um escoamento invíscido, pode ser escrita como:

$$\nabla\cdot\mathbf{V} = 0 \quad (2)$$

Substituindo a equação (1) em (2), representa-se a conservação de massa em termos do potencial ϕ , como :

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (3)$$

A equação (3) é conhecida como equação de Laplace, a qual nos permite obter o potencial ϕ e conseqüentemente o vetor velocidade em qualquer parte do escoamento. Para resolvermos a equação (3) devemos aplicar as seguintes condições de contorno :

a) A não penetração do fluido na superfície dos corpos (Condição de Neumann), a qual podemos expressá-la pela equação:

$$\mathbf{V}\cdot\hat{\mathbf{n}} = 0 \quad (4)$$

b) A diminuição da velocidade induzida do fluido à medida que o fluido afasta do corpo, tendendo a zero a uma distância infinita do corpo. Esta condição é a de Neumann e pode ser expressa pela equação:

$$\lim_{r \rightarrow \infty} (\nabla\phi) = 0 \quad (5)$$

Uma vez obtido o campo de velocidades do escoamento, podemos calcular as pressões estáticas do escoamento através da Equação de Bernoulli para escoamento potencial incompressível.

Através da aplicação do segundo Teorema de Green, é possível demonstrar que a parcela do potencial ϕ devido à presença de um corpo pode ser representada por uma combinação linear de soluções básicas associadas apenas à superfície do corpo, sendo assim, o valor ϕ dado em qualquer ponto P do domínio do escoamento por uma integral de dois tipos de soluções básicas distribuídas na superfície:

$$\phi_{(P)} = \iint_s [1/r \sigma + \partial/\partial n (1/r)\mu] ds \quad (6)$$

onde os termos do integrando representam as singularidades potenciais fonte e dipolo respectivamente. As funções multiplicativas σ e μ definem as intensidades das respectivas singularidades. Segundo apresentado por KATZ & PLOTKIN (1991), as intensidades σ e μ correspondem as seguintes grandezas avaliadas na superfície do corpo:

$$- \mu = \phi - \phi_i \quad (6a)$$

$$- \sigma = \nabla(\phi - \phi_i)n \quad (6b)$$

onde ϕ_i é o valor do potencial de velocidade fictício na região externa ao domínio do escoamento, ou seja, interna ao corpo em análise.

É importante salientar que as incógnitas σ e μ da equação (6) estão associadas à superfície do corpo, portanto qualquer método de solução para esses valores deverá atuar apenas sobre a superfície, não sendo necessário resolver o valor de ϕ em todo o campo de escoamento, reduzindo assim, o tempo computacional na solução de problemas.

2.2.2 Descrição do Método dos Painéis

Segundo HESS (1990), o método dos painéis é um método de elementos de contorno que resolve numericamente a equação de Laplace (3) para escoamentos potenciais

incompressíveis ao redor de corpos utilizando para isso a equação (6) aplicada a um escoamento tridimensional em regime subsônico.

Soluções para as distribuições de intensidades de singularidades σ e μ da equação (6), em geral não podem ser obtidas em forma fechada, sob a condição de contorno de não-penetração na superfície, a não ser para alguns casos de geometrias simples. Sendo assim, para geometrias arbitrárias, a equação integral pode apenas ser resolvida numericamente.

No Método dos Painéis, a geometria da superfície do corpo e as funções de distribuição de singularidades são descritizadas. Para isso, a superfície do corpo é aproximada por elementos que a dividem. A geometria de cada elemento é descrita por uma função aproximadora, com base nos pontos conhecidos da superfície do corpo. Sobre a superfície de cada elemento, as distribuições das intensidades de singularidades σ e μ são aproximadas por funções de formas determinadas, onde as intensidades locais são expressas como uma combinação linear de um certo número de parâmetros. Os tipos de funções a serem adotados para representar adequadamente a geometria dos elementos e suas distribuições σ e μ são um aspecto bastante estudado e debatido entre diversos autores (HESS, 1985).

Para a apresentação inicial pertinente a esse capítulo, é desejável prosseguir com a descrição do método em uma de suas formas mais simples ou pode ser feito sem qualquer perda de generalidade. Nessa forma do método, referida usualmente como de ordem reduzida, a superfície do corpo é aproximada por elementos quadrilaterais planos, ou painéis. Os quatro vértices de cada painel são pontos pertencentes à superfície. Sobre cada painel, assume-se que as singularidades são distribuídas com intensidade constante sobre a superfície, então a integral da equação (6) pode ser expressa em forma de termos somatórios, como:

$$\phi = \sum \sigma \iint_{S_f} 1/r \, ds + \sum \mu \iint_{S_d} \partial/\partial n (1/r) \, ds \quad (7)$$

Sendo as intensidades σ e μ constantes, logo seus valores não são integrados, portanto as integrais dependem apenas da geometria de cada painel e da distância r , e tendo em vista que a condição de contorno da equação (5) é automaticamente satisfeita pelo uso de singularidades, só resta, então, satisfazer a condição de não penetração na superfície dada pela Equação (4). Aplicando essa condição e agregando a velocidade do fluxo livre, pode-se escrever a equação (7) para um escoamento completo, como:

$$\sum_{f=1}^{NF} \sigma_f (\vec{v}_{1f} \hat{n}) + \sum_{d=1}^{ND} \mu_d (\vec{v}_{1d} * \hat{n}) = -(\vec{V}_\infty \hat{n}) \quad (8)$$

Onde:

$\vec{v}_{1f} = \nabla \phi_{1f} \Rightarrow$ Velocidade induzida por um painel de fontes para $\sigma=1$;

$\vec{v}_{1d} = \nabla \phi_{1d} \Rightarrow$ Velocidade induzida por um painel de dipolos para $\mu=1$;

$\vec{V}_\infty = \nabla \phi_\infty \Rightarrow$ Velocidade do escoamento livre.

Para tornar possível a utilização do método numérico em toda a superfície, devemos determinar um certo número de pontos na superfície colocados no centro de cada painel e definidos como “Pontos de Controle”, posicionados perpendicularmente à superfície, que RUBBERT et al (1967) argumentam que o uso desses conduz a uma maior precisão nos resultados.

A Equação (8) é aplicada para cada ponto de controle de cada um dos painéis discretizados em toda a superfície, sendo que para o método utilizado, aplica-se uma distribuição de fontes σ ou uma distribuição de dipolos μ a cada superfície, ou seja, são independentes. Portanto, a somatória dos painéis de fontes NF mais dos dipolos ND dá o total de painéis N na superfície.

Desta maneira, para a superfície completa, tem-se N equações lineares da forma da equação (8), cada uma delas escritas em termos das N intensidades de singularidades σ e μ . Tem-se, portanto um sistema linear de NxN equações de forma : [A]. X=B, onde:

$$\begin{pmatrix} a_{11} & a_{11} & \dots & a_{1(NF)} & b_{1(NF+1)} & b_{1(NF+2)} & \dots & b_{1N} \\ a_{21} & a_{22} & \dots & a_{2(NF)} & b_{2(NF+1)} & b_{2(NF+2)} & \dots & b_{2N} \\ \dots & \dots \\ \dots & \dots \\ a_{N1} & a_{N2} & \dots & a_{N(NF)} & b_{N(NF+1)} & a_{N(NF+2)} & \dots & b_{NN} \end{pmatrix} = A$$

$$X = [\sigma_1 \sigma_2 \dots \sigma_{NF} \mu_{N+1} \mu_{N+2} \dots \mu_N]^T$$

$$B = -[(\vec{V}_\infty \hat{n}_1)(\vec{V}_\infty \hat{n}_2) \dots (\vec{V}_\infty \hat{n}_1)]^T$$

Os coeficientes a_{ij} e b_{ij} são chamados de coeficientes de influências que, uma vez calculados o sistema pode ser montado e resolvido para os valores de intensidades de fontes e dipolos σ ou μ . As velocidades sobre cada ponto de controle serão tangenciais à superfície e podem ser calculados por:

$$\vec{V}_i = \sum_{j=1}^{NF} \sigma_j \vec{V}_{1f(i,j)} + \sum_{j=NF+1}^N \mu_d \vec{V}_{1d(i,j)} + \vec{V}_\infty \quad (9)$$

Como a velocidade do fluxo livre V_∞ é facilmente determinada, o coeficiente adimensional de pressão C_p é obtido por toda a superfície, segundo KARTZ & PLOTKIN (1991), pela equação:

$$C_p = 1 - \left(\frac{\|\vec{V}_i - \vec{V}_\infty\|}{V_\infty} \right)^2 \quad (10)$$

As forças resultantes sobre o corpo podem ser calculadas por integração numérica dessas pressões na superfície.

Em projetos aerodinâmicos busca-se principalmente a redução do arrasto com consecutivo aumento da eficiência aerodinâmica, diminuindo assim, o consumo de combustível. Pela hipótese básica considerada no Método dos Painéis de um fluido invíscido de um escoamento potencial, faz com que o mesmo não seja capaz de prever o arrasto por tensão tangencial ou separação, ou seja o arrasto devido à fricção ou pressão do escoamento aerodinâmico.

Segundo observado em muitos testes publicados, o Método dos Painéis é capaz de prever com boa exatidão na obtenção das forças de sustentação e de arrasto induzido pela esteira para pequenos ângulos de ataque, onde não ocorre separação considerável sobre as superfícies sustentadoras KATZ & PLOTKIN (1991). Além disso, segundo HESS (1985), a grande maioria dos corpos de interesse em projetos de aeronaves são de grande alongamento e pequenas regiões de separação nas regiões posteriores, o que torna útil os resultados de velocidade e pressão local sobre a maior parte da superfície da geometria analisada.

2.2.3 Evolução do Método dos Painéis

KRAUS (1978) foi o primeiro autor que apresentou um trabalho voltado aos tipos de métodos de painéis existentes de maneira concisa e praticamente completa sobre a utilização do mesmo. Em seguida, HESS (1985 e 1990) apresentou revisões desse tipo. Agora, os primeiros autores que apresentaram diferentes tipos de modelagem descrevendo em ordem cronológica as três gerações de desenvolvimento foram KATZ&PLOTKIN (1991), as quais seguem suas características principais:

- ❖ Primeira Geração : Proposta de métodos de ordem reduzida utilizando painéis planos com distribuição constante de singularidades e com maior utilização da condição de Neumann;
- ❖ Segunda Geração: Modelagem mais sofisticada com ordem elevada no intuito de aumentar a exatidão da solução com a utilização das condições de contorno de Neumann e Dirichlet;
- ❖ Terceira Geração: Modelagem típica da primeira geração com a utilização da condição de contorno de Dirichlet.

2.2.3.1 Métodos de Ordem reduzida (Primeira Ordem)

HESS & SMITH (1964) implementaram o primeiro modelo tridimensional utilizando a condição de Neumann com a aplicação de painéis quadriláteros planos para a discretização das superfícies através de uma distribuição de fontes de intensidade constante. Já o primeiro método de painéis tridimensional que levou em conta a circulação (sustentação) foi o proposto por RUBBERT & SAARIS (1969), onde foi representado por uma esteira de vorticidades de dipolos com intensidade constante aplicados às superfícies sustentadoras. A condição de contorno aplicada foi a de Kutta (velocidade normal nula) e painéis de dipolos distribuídos na linha de arqueamento do aerofólio. KRAUS (1978) apresenta um método idêntico ao de RUBBERT com vários exemplos de aplicação em projetos obtendo resultados satisfatórios. WOODWARD (1968) desenvolveu um método que analisa escoamentos subsônicos e supersônicos com circulação, onde as superfícies sustentadoras foram modeladas como elementos planos de espessura infinitesimal tendo fontes e dipolos como singularidades, onde as perturbações lineares levaram em conta os efeitos de espessura e arqueamento dos

aerofólios conforme os métodos de malhas de vórtices de LANDAHL & STARK (1974). WOODWARD (1973) prosseguiu com uma versão mais geral que leva em consideração a geometria propriamente dita pela distribuição de painéis planos sobre a superfície real dos corpos. As superfícies sustentadoras foram modeladas por painéis com distribuições lineares de vorticidade ao longo da corda do aerofólio. HESS (1975) apresentou seu método de distribuição de fontes na superfície que tem a capacidade de simular a circulação (sustentação), onde existe a adição de painéis de dipolos nas superfícies sustentadoras, tendo como condição de contorno, a de Kutta.

MORINO & KUO (1974), baseando-se no Teorema de Green, propuseram um modelo com distribuição de dipolos com painéis planos com a utilização das condições de contorno de Dirichlet e de Kutta estabelecendo vorticidade nula nos bordos de fuga.

HUNT (1978) apresentou um método inovador de distribuição de fontes na superfície, onde a condição de Neumann foi aplicada tendo painéis auxiliares distribuídos na linha de arqueamento do aerofólio a exemplo de RUBBERT & SAARIS (1969).

Outros modelos de método de primeira ordem, que seguiram o de malha de vórtices que foi revisado por LANDAHL & STARK (1974), foram apresentados por autores, como : ASFAR et al (1979) ; ALMOSNINO & ROM (1983 e 1985) e SRIVASTAVA & MOOK (1994).

Nota: As segunda e terceira gerações não serão apresentadas na presente revisão bibliográfica por não fazerem parte do programa BAE utilizado para a obtenção de dados numéricos, já que esse é de ordem reduzida.

2.2.4 Formulação do Método

Entende-se por formulação do Método a forma de combinação de singularidades no Método dos Painéis. Nesse trabalho, tem-se por objetivo enfatizar o método que tem sua base no programa numérico utilizado BAE tendo como condição de contorno à de Neumann.

A formulação da fuselagem segue o método de HESS & SMITH (1964) que utiliza painéis de fontes submetidos à condição de não penetração de Neumann na superfície externa, apresentando esse, bons resultados para corpos que não geram sustentação.

A asa possui algumas possíveis formulações de modelos, como seguem:

- 1) RUBBERT&SAARIS (1975) propõem em seu método que a superfície do aerofólio seja discretizada por uma distribuição de painéis de fontes e uma outra de dipolos/vórtices na superfície de arqueamento do mesmo, sendo a condição de contorno de não penetração (equação 4) imposta para resolução do problema;
- 2) Proposta feita por vários autores entre eles HUNT&SEMPLE (1978), que segue a anterior, tendo a condição de contorno de não penetração imposta somente para um painel adjacente, pelo lado interno ao aerofólio, ao bordo de fuga, sendo que a intensidade dos demais seguem a proporção ($\mu = \tau \mu_{BF}$), onde τ variaria de acordo como método de KRAUS (1978), o qual foi modificado por BUTTER (1977);
- 3) HESS (1975) apresenta em seu método uma distribuição de dipolos/vórtices somados às fontes na superfície do aerofólio, tendo a mesma proporcionalidade do método de HUNT&SEMPLE (1978) acima descrito com relação às intensidades.

Nota: O BAE segue a primeira formulação.

Conforme comentado por HUNT & SEMPLE (1978), em condições onde não ocorrem separação no aerofólio, a vorticidade gerada pela camada limite de superfícies sustentadoras é emitida pelo bordo de fuga através de uma esteira que se estende infinitamente à jusante do escoamento. Pela condição de Kutta, a esteira deixa o bordo de fuga com uma velocidade contínua e finita resultando em vorticidade nula na superfície.

HUNT & SEMPLE (1978) demonstram que a esteira deve ser modelada como uma região que não faz parte do escoamento potencial e que tenha espessura infinitesimal. Como a esteira não é sólida, mas sim uma superfície de escoamento, essa deve ser tangente à velocidade local resultando assim em velocidade normal à mesma nula, o que significa dizer $\sigma = 0$. Por outro lado, como existe uma diferença de potencial entre as superfícies inferior e superior da esteira, pode-se concluir pela equação (6a) que a esteira pode ser modelada por uma superfície de dipolos orientados na direção normal à mesma.

É importante destacar que a modelagem com superfície de dipolos e a aplicação da condição de Kutta ($Re \rightarrow \infty$) somente servem como artifício de modelagem que aproxima do escoamento real, o qual apresenta esteira e camada limite finitas.

2.2.5 Condição Kutta

A condição de Kutta aplicada na maioria de métodos de ordem reduzidas, inclusive o BAE, segue a adição de painéis dispostos à jusante na extensão da superfície de arqueamento a uma distância de 0,5% da corda do aerofólio conforme apresentado pelos trabalhos de HUNT&SEMPLE (1978) e SYSTMA et al (1978).

2.2.6 Outros Trabalhos Publicados

VERDÉRIO (1993) relatou em seu trabalho o fundamento matemático do Método dos Painéis com os tipos de singularidades por superfícies utilizadas na discretização (fontes, dipólos e vórtices), as condições de contorno de Neumann e Dirichlet e também a discretização da esteira.

MARTINS (1997) descreveu em seu trabalho uma revisão bibliográfica ampla e minuciosa a respeito do Método dos Painéis, onde a inicia com os fundamentos do escoamento potencial apresentando as características gerais dos mesmos e sua aplicação na aeronáutica. Relatou a origem do Método dos Painéis e a evolução do mesmo referenciando os trabalhos dos autores da época. Apresentou uma visão ampla da aplicação das condições de contorno de Neumann e Dirichlet, a aplicação da condição Kutta e a modelagem da esteira por vorticidade, onde ocorre sustentação (circulação).

Elaborou um trabalho voltado para o Método dos Painéis, o qual foi validado com referência a técnicas utilizadas por outros autores, tanto para a circulação nula através da utilização de formas geométricas como esfera, elipsóide, conjunto ogiva-cilindro; quanto para a circulação não nula apresentando exemplos como asas tipo RAE modelo "wing A", asa em duplo delta e asas anulares. Finalizou seu trabalho com a avaliação dos resultados obtidos nos exemplos dos testes acima citados.

Finalmente, BRANDT (2000) incrementou em sua revisão bibliográfica sobre o Método dos Painéis a divisão realizada no Euromech Colloquium Number 75 que foi relatada por KÖRNER & HIRSCHHEL (1977) e que foi realizada em 4 sessões diferentes: "Métodos de Painéis Superficiais de Primeira Ordem"; "Métodos de Painéis Superficiais de Ordem Superior"; "Métodos de Painéis de Superfície Mediana; Métodos de Malhas" e "Métodos de Painéis de Campo"; onde o autor exemplificou cada uma das sessões.

2.3 Dados de Geometria e Discretização do Modelo do Seneca

2.3.1 Fuselagem

Podemos dividir a fuselagem em duas partes para a obtenção dos dados de geometria e para a discretização dos painéis na fuselagem: Uma parte compreendida entre o “nariz” da fuselagem até uma seção que dista 2,1 cm da junção do bordo de ataque da asa com a fuselagem na direção do “nariz” da fuselagem; e outra partindo da seção descrita acima até o final da fuselagem. Na primeira parte temos uma geometria mais arredondada, enquanto que na segunda apresenta uma superfície menos arredondada e mais retangular. Os dados geométricos de entrada da fuselagem para o programa BAE1 foram definidos baseando-se nas seções de construção do modelo, sendo que foram usadas coordenadas polares na primeira parte da fuselagem em 15 pontos em cada uma das 10 seções, no intuito de obtermos uma superfície mais arredondada aproximando assim da realidade do modelo. Enquanto que, a partir da segunda parte descrita anteriormente foram usadas coordenadas retangulares em 11 seções, também no intuito de se aproximar da geometria do modelo e de garantir uma superfície plana para junção da asa na mesma. Quanto a discretização dos painéis, na primeira parte da fuselagem foram discretizados 135 painéis entre as 10 seções; enquanto que na segunda parte foram 110 painéis em 11 seções totalizando 245 painéis.

2.3.2 Asa

A asa utilizada na obtenção dos dados numéricos pelo Método dos Painéis apresenta todas as seções pertencentes ao perfil NACA 65₂415 constantes, diferentemente do avião original onde existe um prolongamento da corda a partir de uma distância de 21,58 cm da junção com a fuselagem passando de 24,62 cm para 29,1 cm de corda na direção do “nariz” do avião.

A asa foi discretizada com a utilização de 17 seções, contando com a da raiz e a da ponta, com 30 pontos distribuídos em cada perfil das mesmas, sendo que esses representam o perfil original NACA 65₂415 dados por ABBOT VON DOENHOFF (1959). O diedro de 7 graus e ângulo de 2 graus da junção da raiz da asa com a fuselagem foram obedecidos durante a discretização.

As 17 seções partindo da raiz da asa foram posicionadas de tal maneira que os centróides de cada painel coincidisse com as 13 seções do teste com o objetivo de se avaliar

as seções coincidentes entre as numéricas e as experimentais. A discretização gerou um total de 480 painéis na superfície da asa, sendo 30 painéis entre cada seção.

2.3.3 Nacele

A inserção da Nacele no programa foi definida considerando duas formas: a primeira sendo uma extensão da fuselagem e a segunda sendo uma extensão da asa. É certo que tanto em uma como na outra, a geometria da Nacele foi obedecida exatamente como a construção física da Nacele conforme descrito no item 3.2 do Capítulo 3. Essas foram aplicadas ao programa no intuito de verificarmos possíveis diferenças no comportamento dos resultados comparativos.

Os dados geométricos da Nacele “Pusher”, para a configuração asa estendida utilizada para a entrada no programa BAE 1, seguiram em percentuais relativos à corda tanto na direção do fluxo (X/C) como na perpendicular ao mesmo (Z/C), sendo que foram utilizados 14 pontos em cada perfil das 6 seções da Nacele para a discretização da mesma. As seções são paralelas ao fluxo livre partindo da extremidade esquerda da Nacele, mais próxima à fuselagem, até a direita na direção da ponta da asa. Os suportes laterais que unem a Nacele à asa não foram colocados na geometria da discretização, pois não conseguimos a inclusão dos mesmos no programa BAE.

De igual maneira como aplicado na asa, as seções partindo da lateral esquerda da Nacele foram posicionadas de tal maneira que os centróides de cada painel coincidissem com as três seções utilizadas no teste experimental (direita, central e esquerda) com o objetivo de se avaliar as seções coincidentes entre as numéricas e as experimentais. A discretização gerou um total de 80 painéis na superfície da asa, sendo 40 painéis na superfície superior da Nacele e 40 na inferior do mesmo.

A discretização da Nacele “Pusher”, para a configuração fuselagem estendida, foi executada através de 8 seções perpendiculares ao fluxo livre, sendo que a primeira é o bordo de ataque e a última o bordo de fuga da mesma. Cada seção foi definida por 6 pontos totalizando 35 painéis. Os suportes laterais que unem a Nacele à asa não foram colocados na geometria da discretização devido ao mesmo fato citado anteriormente.

2.4 Descrição dos Programas BAE 1 e BAE 2

O programa BAE 1 é basicamente geométrico que converte dados de entrada de geometria em dados de painéis, como: pontos dos nós dos painéis e geometria interna dos vórtices; e a geometria dos painéis (áreas, centróides, cosenos diretores e etc...) para servirem como dados de entrada para o programa aerodinâmico BAE 2. O BAE 1 também gera um arquivo com uma lista dos dados citados para ser usado para verificação da geometria dos painéis. Ambos programas têm como linguagem o FORTRAN.

O programa BAE 2 é um programa aerodinâmico que usa os dados geométricos gerados pelo BAE 1 mais um arquivo de dados de entrada que define o número de interações para a solução das equações, o tipo de solução interativa, o número de Mach (compressibilidade) e o ângulo de incidência desejado. O BAE 2 apresenta dois arquivos como dados de saída: um que gera para cada ângulo de incidência as velocidades, as pressões para cada painel, os coeficientes de sustentação (C_L), de arrasto induzido (C_{Di}) e de momento (C_M) de uma maneira integrada e um outro com dados geométricos dos painéis e os coeficientes de pressão (C_P).

Segue abaixo um fluxograma demonstrando as entradas e saídas para cada programa :

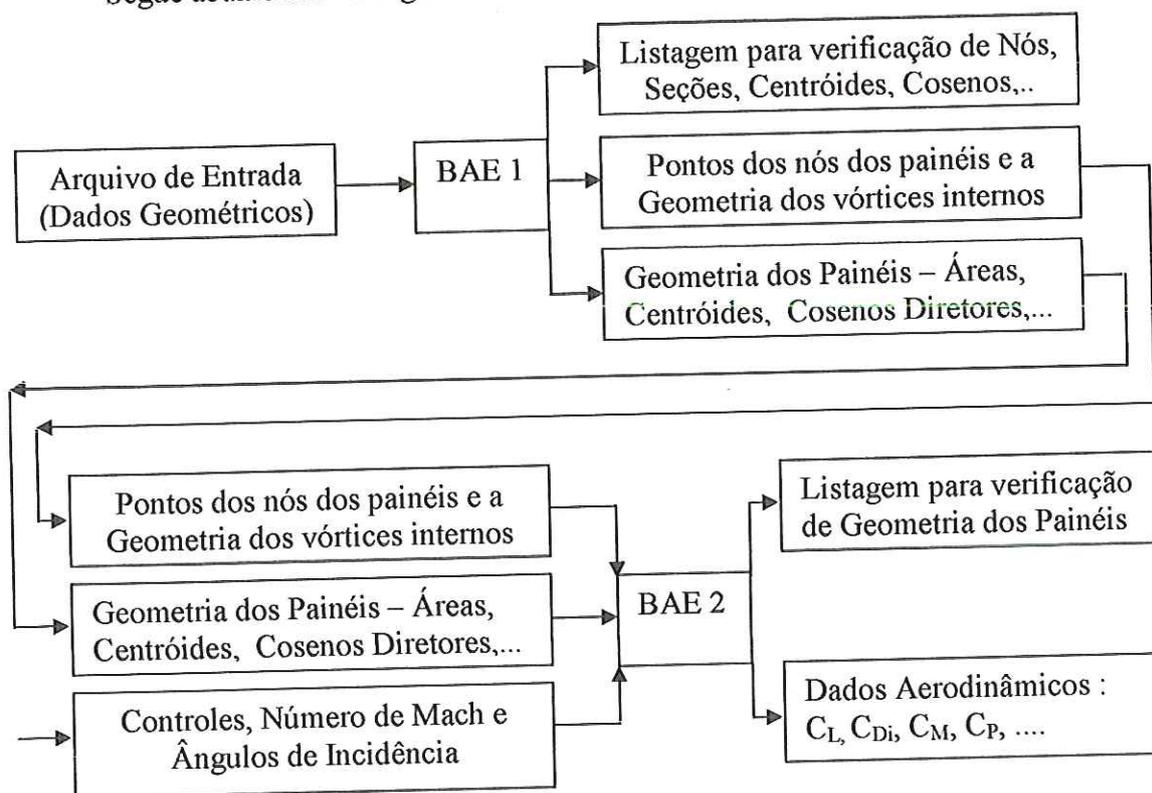


Figura 01 – Fluxograma de entradas e saídas para os programas BAE 1 e BAE 2.

O programa BAE 2 descrito no item 2.4 utiliza fontes com intensidade constante como singularidade para representar as superfícies externas sem sustentação como da asa, da fuselagem e da Nacele ; enquanto que utiliza “Doublet” de intensidade variável em termos de vorticidade na esteira com a circulação sendo fixada pela condição de Kutta, como singularidade na superfície de sustentação por distribuição de vórtices tipo ferradura dispostos sobre a linha de “arqueamento” do aerofólio, sendo estendida para o interior da fuselagem através de 2 painéis apesar que experiências indicam que esse tipo de extensão não são tão importantes e que métodos diferentes geram resultados similares para a distribuição de pressão da asa e da fuselagem HEWITT et al (1976).

As condições de fronteira de Neumann de velocidade normal nula à superfície e a de velocidade nula no ponto de Kutta após o bordo de fuga são aplicadas como condições de contorno para determinar os valores das singularidades através de solução matricial algébrica.

A distribuição de vorticidade ao longo da corda seguiu o Método de KRAUS (1978), que foi modificado por BUTTER (1977) e que apresenta resultados mais próximos das soluções analíticas, conforme segue a expressão:

$$\gamma \sim \left(\frac{1-X}{X} \right)^{\frac{1}{2}}$$

(11)

É importante notar que essa distribuição apresenta uma primeira aproximação de vorticidade ao longo das seções da asa que será modificada pelo processo iterativo de resolução matricial de Gauss Seidel.

Com a intensidade das singularidades obtidas, as velocidades na superfície e os coeficientes de pressão, assim como os coeficientes de sustentação, de arrasto induzido e de momento são calculados para cada ângulo de ataque (Ver fluxograma da Figura 01).

2.4.1 Cálculo dos Dados Numéricos/Teóricos – Método dos Painéis

A geração dos dados numéricos se procedeu através dos resultados gerados pela execução dos programas BAE1 de geometria e do aerodinâmico BAE2 conforme discretização das superfícies geométricas da fuselagem, da asa e da Nacele já apresentado no Capítulo 2 nos dois tipos de Nacele tanto para asa como para fuselagem estendida.

Nota: Os resultados obtidos com a fuselagem estendida divergiram muito dos experimentais, apresentando elevados valores de C_p quando comparados com um mesmo ângulo de incidência do que os experimentais, por isso não se seguiu com os resultados dessa configuração. Os resultados teóricos apresentados no Capítulo 4 foram aqueles com a asa estendida.

O tipo de resolução matricial aplicado foi um misto do método iterativo de Gauss Seidel com o direto, aplicado em superfícies com sustentação, limitado a 900 interações. A distância do ponto Kutta ao bordo de fuga da asa foi de 0,005mm e o tamanho da esteira foi de 5 vezes ao da corda da asa, sendo que esses valores são sugeridos pelo próprio programa. Os ângulos de incidência inseridos, como dado de entrada para o programa aerodinâmico BAE 2, foram os corrigidos conforme item 3.4.2 do Capítulo 3, os quais seguem abaixo.

Ângulos Corrigidos	2°22'	4°28'	6°34'	8°40'
--------------------	-------	-------	-------	-------

Após inserção de todos os dados descritos, iniciou-se a obtenção dos dados numéricos pela execução dos programas BAE 1 e 2 nas configurações “Asa Limpa” e “Pusher” nas posições 1, 2 e 3 sucessivamente para todos os ângulos acima. Os coeficientes de pressão das seções 3, 6, 7, 8 e 10, escolhidas para avaliação comparativa teórica / experimental, foram inseridos em gráficos conforme pode ser observado no Capítulo 4.

3 DESCRIÇÃO DO EXPERIMENTO

3.1 Introdução

Esse capítulo tem por objetivo principal descrever os procedimentos experimentais utilizados para obtenção dos dados de pressões estáticas atuantes na superfície do modelo e da Nacele, assim como do arrasto e sustentação com a utilização da balança aerodinâmica.

Descreve, também, detalhes das fases de como o modelo foi construído; assim como os procedimentos de calibração da balança aerodinâmica, no intuito de obter as forças de sustentação e arrasto total do modelo. Apresenta as correções devido ao bloqueio sólido tridimensional e ao aumento do ângulo de incidência no modelo na seção de teste do túnel de vento.

3.2 Projeto e Construção do Modelo

Deu-se início ao projeto com a definição da escala do modelo a ser testado em túnel de vento, a qual foi definida baseando-se na obtenção do maior número de Reynolds possível desde que a ponta da asa do modelo não sofresse interferência da camada limite da parede superior do túnel SCHLICHTING (1979), chegando-se a uma escala de 1:6,5 do original.

3.2.1 Fuselagem

A fuselagem foi construída partindo-se de chapas de madeira compensada de 10 mm de espessura, uma disposta no eixo de simetria do modelo e a outra colocada à 90 graus que faz parte do assoalho da mesma, sendo essas as responsáveis por dar a rigidez mecânica a fuselagem. As seções da fuselagem foram construídas com chapas de madeira compensadas de 3 mm de espessura que foram alojadas e coladas em encaixes feitos nas chapas 10 mm,

sendo que nessas seções foram feitos encaixes onde foram colocados e colados “stringers” de madeira com objetivo de dar rigidez entre as seções e apoio à superfície do modelo. O “nariz” e a parte final do modelo foram feitos através da usinagem de blocos de madeira. Por último, chapas de madeira tipo balsa de 1/8 de polegada foram coladas sobre as seções definindo a superfície da fuselagem.

3.2.2 Asa

O perfil NACA 65₂-415, original do Seneca, foi desenhado utilizando-se dos dados extraídos de ABBOT & VON DOENHOFF (1959) por um programa gráfico. As seções da asa foram confeccionadas utilizando-se de madeira compensada de 3mm de espessura, nas quais três furos foram feitos, um para passagem dos tubos de tomada de pressão estática e os outros para alojar longarinas cilíndricas, que foram engastadas em um bloco de madeira ligado à uma das chapas de madeira de 10 mm da fuselagem (Ver Fig.02). O objetivo dessas está em proporcionar a rigidez necessária para suportar os esforços aerodinâmicos. A ponta da asa foi feita através da usinagem de um bloco de madeira que foi colado à última seção da asa (tipo “Hoerner”) – HOERNER (1958). O fechamento da superfície da asa foi obtido através de chapas de madeira tipo balsa de 1/8 de polegadas de espessura que foi colocada sobre as seções. Todas as características geométricas foram consideradas na construção do modelo, como: ângulo de diedro de 7 graus; ângulo da “raiz” da asa de 2 graus, etc.. ; com exceção da torção da asa que foi desprezada devido a sua complexidade de a obtermos na construção. As tomadas de pressão estática foram definidas para 17 seções da asa, sendo três com 20 pontos cada nas seções de corda variável situadas entre a “raiz” e o início da região de seção constante da asa, e mais 14 dispostas ao longo da asa com 18 pontos cada e com corda constante (Ver Figuras 9 e 10). A distância entre as seções foi menor na região da presença da Nacele, por ser essa de maior interesse para o estudo da interferência aerodinâmica pelo proposto nesse trabalho.

O modelo foi revestido com um impermeabilizante de cor preto que tem por objetivos: a proteção da madeira e a execução futura de testes de visualização. Maiores detalhes da construção do modelo, podem ser encontrados no trabalho de iniciação científica de PELOSI, M.G. (2004).

Um fio de nylon de aproximadamente um milímetro de diâmetro foi colocado a 5% da corda na asa e a 12 cm da ponta do “nariz” na fuselagem para agir como “trip” aerodinâmico facilitando a transição para o regime turbulento.

3.2.3 Nacele

A Nacele “Pusher” foi construída partindo de uma técnica de formar geometria utilizando papel. Na superfície externa do papel foi adicionada uma massa dissolvida em água que, após secagem, foi lixada para dar o acabamento necessário para que não houvesse nenhuma interferência nos testes. A disposição das tomadas de pressão para a Nacele “Pusher” foi determinada para as regiões central, esquerda e direita das superfícies superior e inferior, ou seja aquelas que contem o bordo de ataque e de fuga nas superfícies superior e inferior, sendo que sete tomadas de pressão foram feitas na superfície superior e mais sete na inferior de cada região (Ver Figuras 11 e 12).

A ligação da Nacele “Pusher” à asa foi por intermédio de dois suportes de madeira com uma extremidade colada à Nacele e a outra fixada à asa por uma fita adesiva especial como pode ser visto pela Fig. 04.

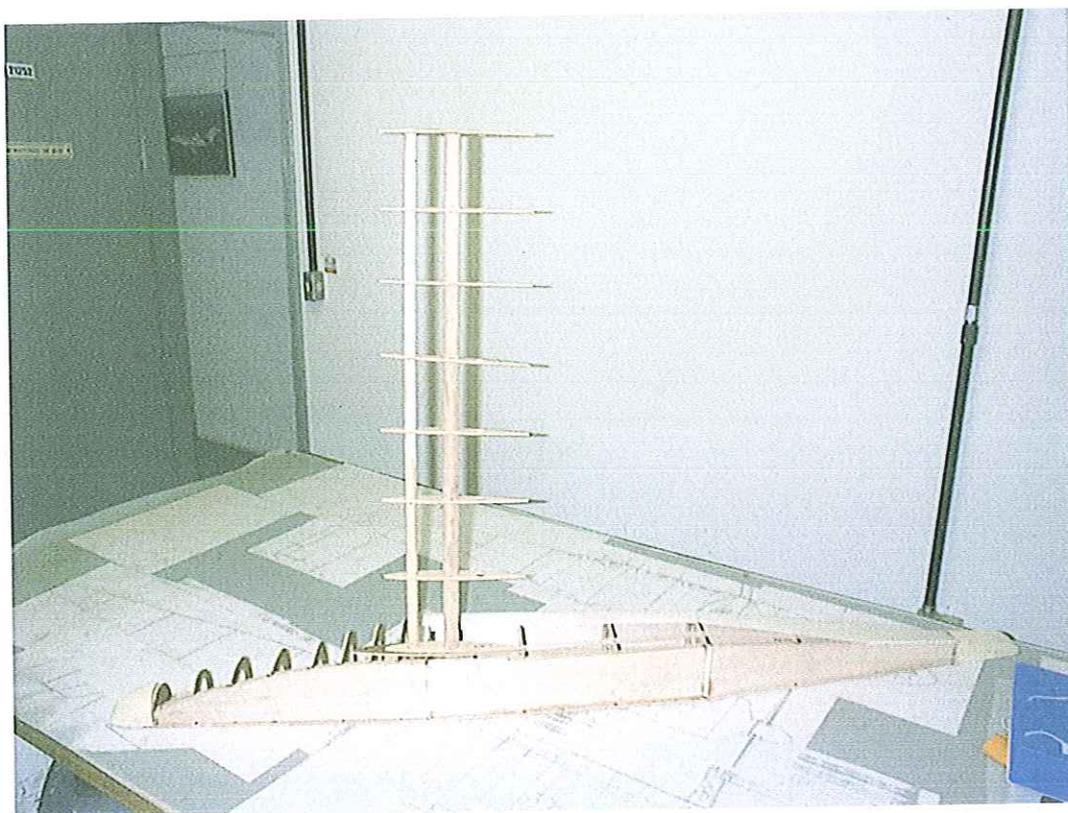


Figura 02 – Vista frontal inferior do modelo em construção.

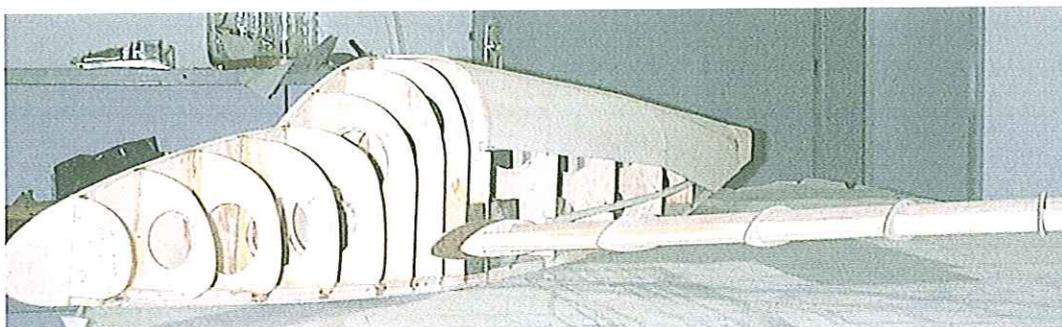


Figura 03 – Vista em perspectiva do modelo em construção.

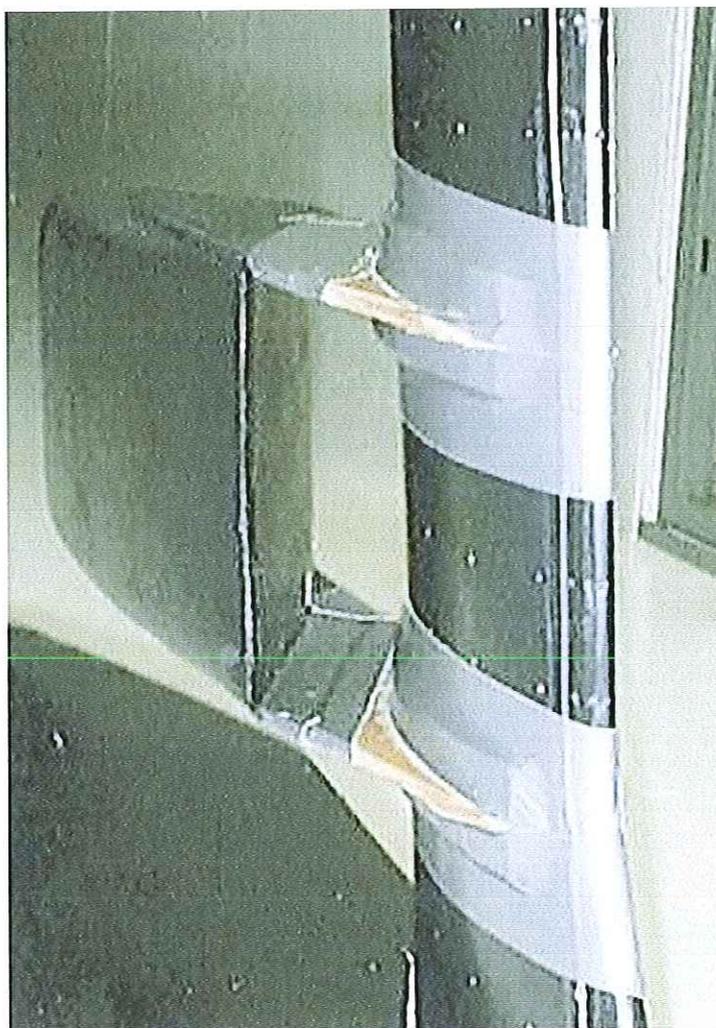


Figura 04 – Detalhe dos suportes que ligam a “Nacele Pusher” à asa.

3.3 Calibração da Balança Aerodinâmica

A obtenção de dados de arrasto e sustentação do modelo na seção de teste do túnel de vento foi feita através do uso de uma balança aerodinâmica fabricada na própria Escola de Engenharia de São Carlos, a qual foi desenvolvida na dissertação de mestrado de MAUNSELL (1977). O princípio básico de funcionamento da mesma é baseado na utilização de extensômetros formando um circuito elétrico, tipo ponte de "Wheatstone", que na aplicação, tem por objetivo obter as forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto. Faz-se necessário uma calibração para a utilização da mesma, sendo que o processo de calibragem foi aplicado tanto na direção da força de arrasto (direção do fluxo livre) como na direção da força de sustentação (direção perpendicular ao fluxo livre). O procedimento de calibração baseia-se na aplicação de pesos padrões na haste que liga a balança à $\frac{1}{4}$ da corda do modelo nas duas direções de interesse, através da utilização de um fio de aço ligando a haste e ao peso passando por uma roldana (Ver ilustração de calibração nas Figuras 05 e 06), onde para cada carga obtém-se o respectivo valor de tensão em [mV] através do aparelho amplificador HBM-AE 3407-A. Com os dados de tensão por cada peso padrão colocado, obtém-se uma reta para a força de arrasto e outra para a sustentação com suas respectivas equações, as quais podem ser vistas no Apêndice I.

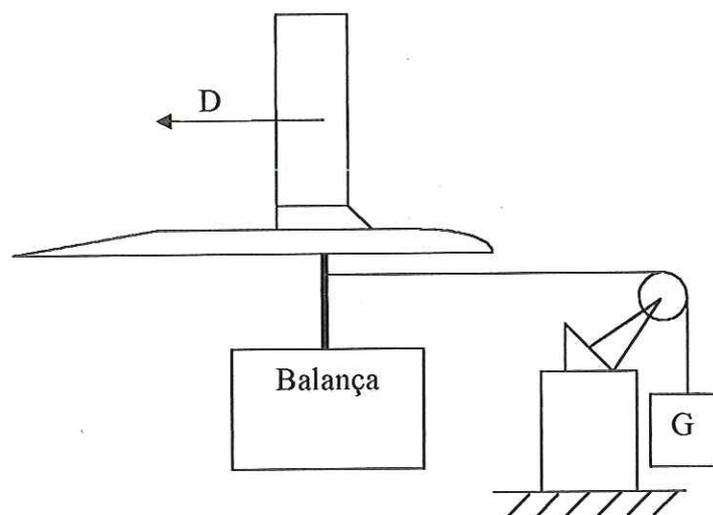


Figura 05 – Esquema ilustrativo da calibração da balança referente à força de arrasto.

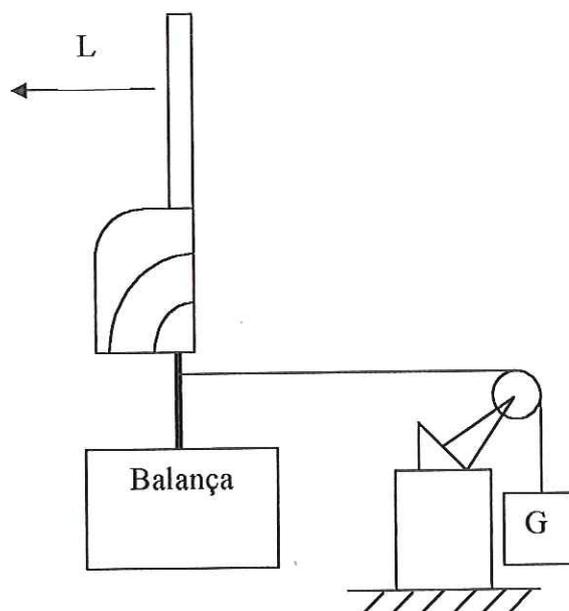


Figura 06 – Esquema ilustrativo da calibração da balança referente à força de sustentação.

3.4 Correções

3.4.1 Bloqueio Sólido Tridimensional

A velocidade do fluxo livre no túnel de vento foi corrigida levando-se em conta o efeito do aumento de velocidade no modelo devido à diminuição da área na seção de teste pelo bloqueio causado pelo mesmo.

Usando a expressão dada por PANKHURST & HOLDER (1952), $V_1 = V_\infty (1 + \varepsilon_s)$, a qual define a velocidade equivalente, onde ε_s é a razão do incremento de velocidade no fluxo pela própria velocidade do fluxo, ou seja $\varepsilon_s = \Delta V_\infty / V_\infty$. Esse incremento pode ser calculado para a fuselagem e a asa separadamente. LOCK (1929), definiu uma expressão para a semi-fuselagem, a qual contém o fator de bloqueio, λ , calculado por YOUNG (1945), como:

$$\varepsilon_{FUS} = \tau_T \lambda \left(\frac{s}{c} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (1)$$

onde, τ_T é o fator de forma do túnel de vento, que em túneis retangulares nas dimensões do da Escola de Engenharia de São Carlos e considerando as dimensões do modelo utilizado,

obtem-se através do descrito por POPE&HARPER (1966) um fator de forma de 0,97. Já o fator de bloqueio é dado pela seguinte expressão:

$$\lambda = 0,148 + 0,523 \frac{L}{t} \quad (2)$$

sendo, $\frac{L}{t}$ "fineness ratio", onde t é igual a máximo diâmetro equivalente da fuselagem.

Aplicando-se as equações acima para o modelo, vem que $\varepsilon_{FUS} = 0,006$.

Efeito de bloqueio devido à asa, THOMPSON (1948), propôs uma correção pela seguinte expressão:

$$\varepsilon_{ASA} = \left(\frac{\pi}{4}\right)^{\frac{1}{2}} \tau_T \left(1 + 1,2 \frac{t}{c}\right) \frac{Volume(Asa)}{C^{\frac{3}{2}}} \quad (3)$$

Aplicando-se as equações acima para o modelo, vem que $\varepsilon_{ASA} = 0,00074$.

Portanto, a correção total da velocidade é a somatória dos incrementos da asa mais fuselagem,

ou seja $\varepsilon_s = \varepsilon_{FUS} + \varepsilon_{ASA} = 0,0067$.

3.4.2 Correção do Ângulo de Ataque para Túnel Retangular

A correção do ângulo de ataque devido ao efeito das paredes do túnel sobre o modelo foi baseada na equação proposta por POPE & HARPER (1966), pela utilização do método de imagens, conforme segue:

$$\Delta\alpha_i = \frac{w}{V_\infty} = \frac{SC_L}{8\pi Rb} \quad (4)$$

Sendo que a equação acima advém da combinação das expressões da velocidade induzida por um vórtice de intensidade Γ a uma distância R e da relação entre a sustentação e a circulação para um carregamento uniformemente distribuído sobre a asa. O sistema de imagens utilizado foi de um arranjo de par de vórtices "colados" em forma de imagens com 46 pares distribuídos proporcionalmente acima, abaixo, esquerda e direita do modelo representado de maneira inteira no túnel.

3.5 Aquisição de Dados Experimentais

3.5.1 Equipamentos e Instrumentação utilizados nos Experimentos

Os equipamentos e instrumentos utilizados no experimento para a aquisição dos dados experimentais foram:

- Túnel de vento de baixa velocidade, circuito fechado, com seção de teste de 1,7 metro de largura por 1,3 metro de altura da Escola de Engenharia de São Carlos;
- Balança Aerodinâmica desenvolvida pela Escola de Engenharia de São Carlos por MAUNSELL (1977);
- Manômetro BETZ com precisão de 0,1 mm de coluna da água;
- Micro Computador;
- Válvula “Scanivalve”- Tipo: PDCR23D (“Mechanical Multiplexers”);
- Tubo de Pitot.

3.5.2 Condições dos Ensaios realizados

Os dados técnicos a seguir representam uma média geral de todas os experimentos executados no túnel de vento do LAE, pois sempre ocorre variação de temperatura e pressão atmosférica e da pressão dinâmica lida pelo manômetro BETZ de um ensaio para outro. Essas médias foram utilizadas em toda a geração dos resultados apresentados no Capítulo 4. Segue as condições do experimento:

- Temperatura Atmosférica : $T=20^{\circ}\text{C}$ (293°K);
- Pressão Atmosférica : $P= 91000 \text{ N/m}^2$;
- Densidade do ar : $\rho=1,08 \text{ kg/m}^3$;
- Número de Reynolds : $Re= 3 \times 10^5$;
- Velocidade do fluxo livre : $V_{\infty}= 20 \text{ m/s}$;
- Número de Mach : $M=0,058$

3.5.3 Forças de Sustentação e Arrasto

Os primeiros testes foram executados utilizando a balança aerodinâmica mencionada na seção 3.3 sobre a qual foi montado o modelo alinhado à $\frac{1}{4}$ da corda da parte retangular da asa, utilizando esse ponto de referência pela simplicidade de montagem apresentada, sendo que essa parte da asa representa a maior área e é a base da mesma. Os testes foram executados basicamente em duas configurações, como segue:

a) O modelo limpo, ou seja, tendo apenas a asa e fuselagem, como visto na Fig. 07;

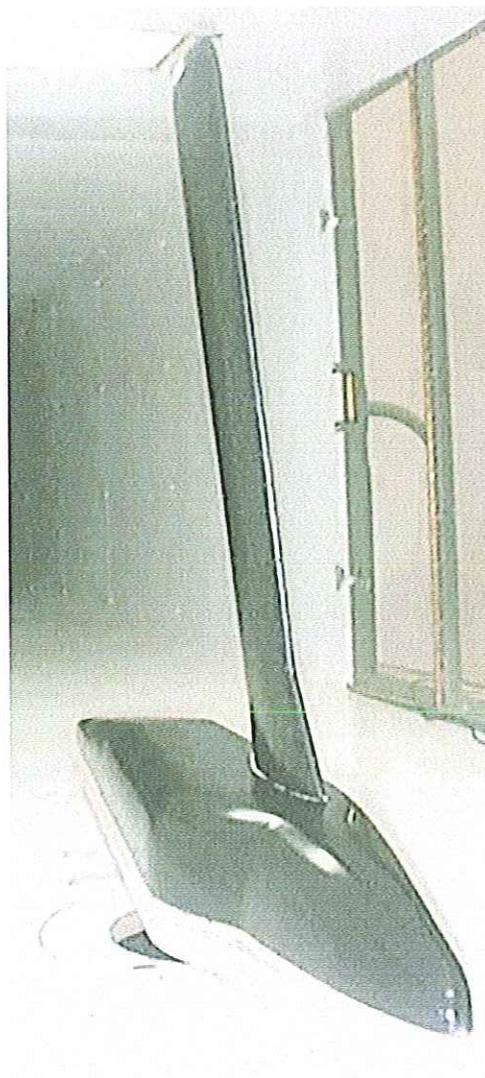


Figura 07 - Vista do modelo na configuração "Asa Limpa" montado no túnel.

b) A Nacele “Pusher” montada no modelo em 3 posições diferentes, sendo que a primeira apresenta o menor “GAP” e o maior “OVERLAP”; já a terceira é o oposto da primeira, enquanto que a segunda está em uma posição intermediária (Ver disposição da Nacele “Pusher” no Apêndice III).

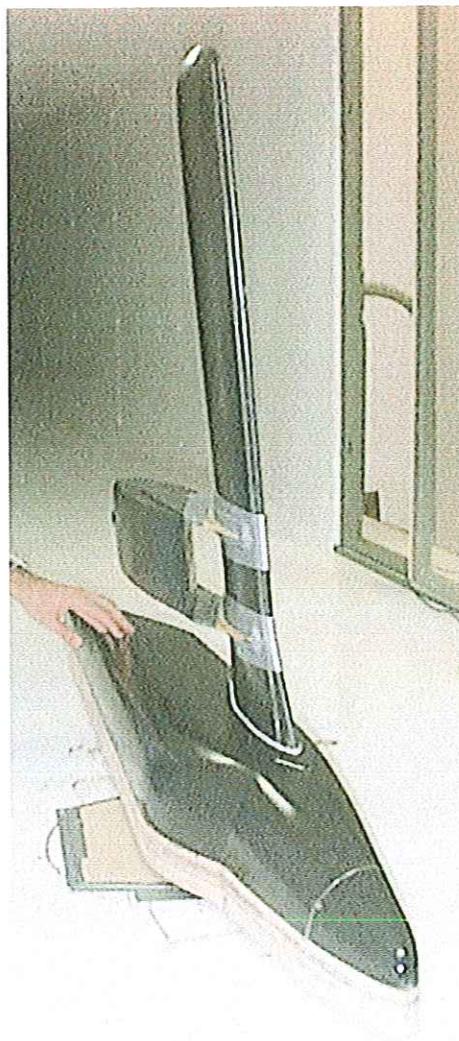


Figura 08 - Vista do modelo na configuração “Pusher”, posição 2, montado no túnel.

Os valores dos canais que representaram o arrasto e a sustentação, ou seja Canal 0 e Canal 1 respectivamente, foram adquiridos para cada teste realizado no túnel, ou seja para cada ângulo de incidência utilizado desde 0° a até 20° e para cada posição da Nacele “Pusher” e também para a configuração “Asa Limpa”. A partir desses, foram calculados os esforços

aerodinâmicos através da relação estabelecida na calibração da balança conforme pode ser visto no Apêndice I. É válido relatar que as forças de arrasto medidas são puramente do modelo, pois foi excluído o arrasto da haste principal que fixa o modelo.

A partir dos valores das cargas obtidas, calculou-se os coeficientes aerodinâmicos de sustentação e arrasto, através das fórmulas:

$$C_L = \frac{L}{0,5\rho V_\infty^2 S} \quad \text{e} \quad C_D = \frac{D}{0,5\rho V_\infty^2 S}$$

3.5.4 Pressões Estáticas

A obtenção da distribuição das pressões estáticas na superfície do modelo deu-se através de tomadas de pressão estática em diversos pontos distribuídos nas seções da asa e da Nacelle "Pusher" conforme pode ser observado nas figuras 9,10,11 e 12 a seguir.

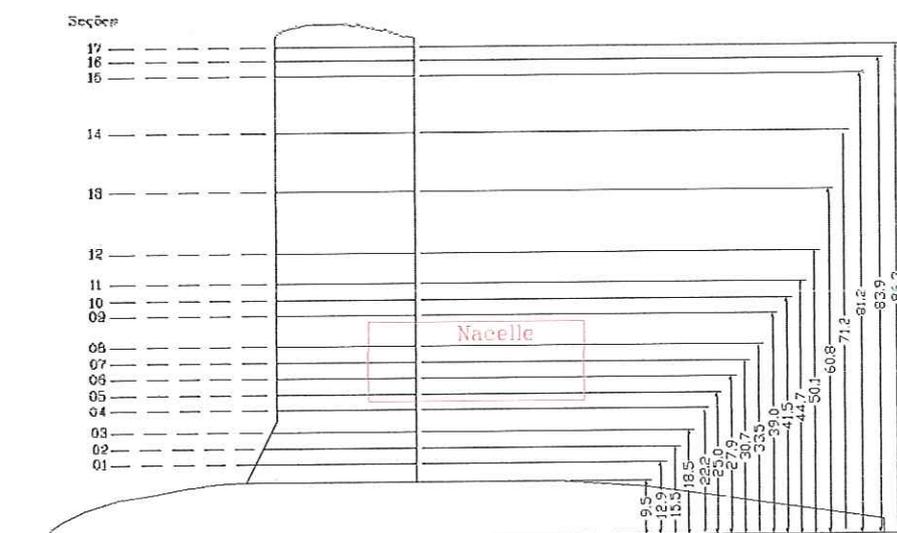


Figura 09 - Posições das seções com tomadas de pressão estática ao longo da semi-envergadura do modelo.

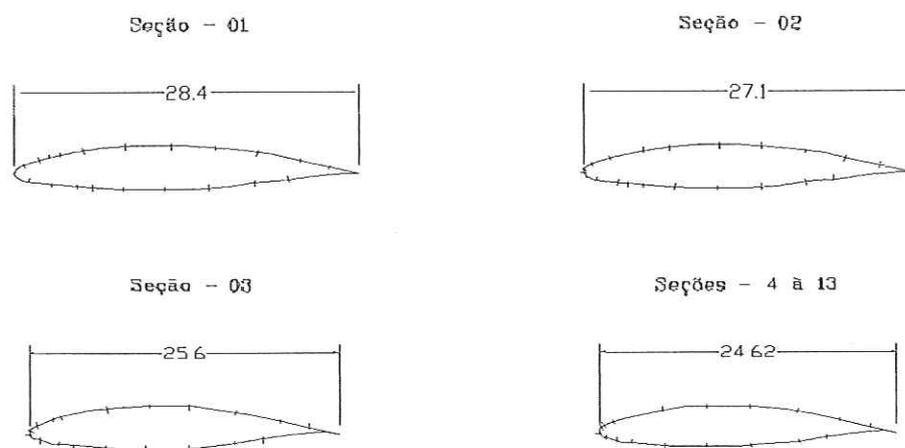


Figura 10 - Posições das tomadas de pressão estática das seções analisadas da asa.

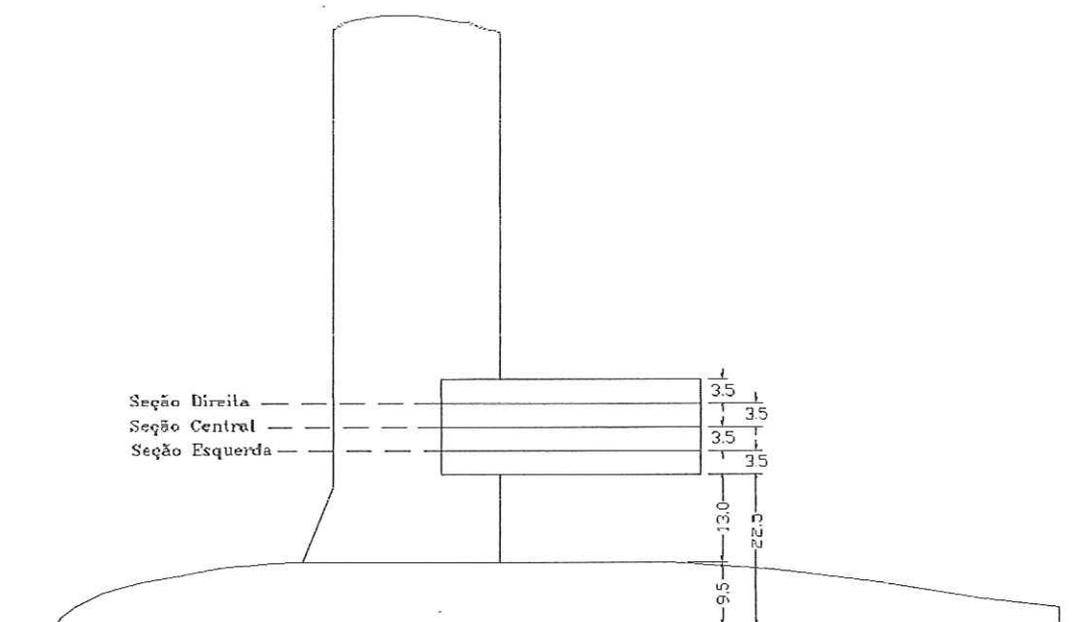


Figura 11 - Posições das seções com tomadas de pressão estática da Nacele.

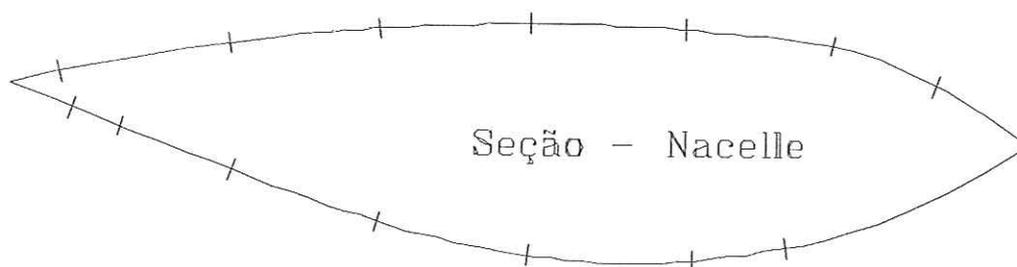


Figura 12 - Posições das tomadas de pressão estática das seções analisadas da Nacele.

Somente as 13 primeiras seções da asa, partindo de sua raiz, são as que possuem tomadas de pressão estática conforme distribuição dos pontos de tomada mostrada na Fig. 10 de um total de 17 seções construídas (Ver posições das seções na Fig. 09), isso por apresentar a região de maior interesse no estudo proposto por esse trabalho.

Na Nacele "Pusher" as tomadas de pressão estão localizadas nas superfícies superior e inferior. Os pontos de tomada de pressão das superfícies foram dispostos em três seções (Esquerda; Central e Direita) como pode ser visto na Fig. 11 possuindo 14 pontos de tomada de pressão em cada uma das seções, sendo 7 em cada superfície (Fig. 12), totalizando 42 no total. A construção do modelo foi pensada de maneira abrangente, ou seja, para execução de trabalhos futuros, onde as seções restantes de 14 à 17 poderão ser úteis.

A aquisição de dados deu-se primeiramente para a configuração "Asa Limpa" com o modelo montado tendo sua área de simetria voltada, mas sem apoiar, para o assoalho do túnel na seção de teste (Ver Fig. 07). Ajustou-se o modelo para um ângulo de incidência de 0° e iniciou-se o experimento, em seguida ajustou-se para 2° e assim sucessivamente de 2 em 2° até o último ângulo de 20° . Esse procedimento foi realizado, também, para as configurações "Pusher" – Posição 1, 2 e 3 sucessivamente, finalizando assim a aquisição dos dados experimentais.

4 RESULTADOS E AVALIAÇÃO DOS DADOS OBTIDOS

4.1 Introdução

Os resultados experimentais obtidos nos ensaios aerodinâmicos como descritos no Capítulo 3 são apresentados nesse capítulo, assim como os obtidos teoricamente pela aplicação do método numérico que foi descrito no Capítulo 2. Os dados comparativos teóricos / experimentais também são mostrados.

Todos os resultados de interesse adquiridos foram apresentados em forma de gráfico para melhor visualização do comportamento dos dados aerodinâmicos, facilitando assim, a avaliação dos resultados.

4.2 Dados Experimentais

4.2.1 Distribuição de C_p nas Seções da Asa

Os ângulos 2, 4, 6 e 8 graus foram escolhidos para serem apresentados como resultados pelo fato desses representarem as maiores relações de C_L/C_D . Somente as seções 3, 6, 7, 8 e 10 foram avaliadas nesse trabalho por apresentarem as regiões da asa de maior interesse no estudo da interferência aerodinâmica, sendo que as seções 3 e 10 foram verificadas por ser uma região de possível interferência devido à proximidade das mesmas com a Nacele e as estruturas laterais em forma de nervuras de apoio a mesma.

Os dados apresentados possuem os valores de C_p e ângulos de incidência corrigidos conforme itens 3.4.1 e 3.4.2 do Capítulo 3 respectivamente. O ponto $X/C=1$ foi projetado através do $X/C=0,9$ para os gráficos experimentais apresentados por curvas fechadas/contínuas para representar a distribuição do coeficiente de pressão C_p em função da relação X/C nos perfis de aerofólio. Isso foi feito por não termos esse ponto de tomada de pressão no modelo devido a dificuldade de inclusão no bordo de fuga do aerofólio.

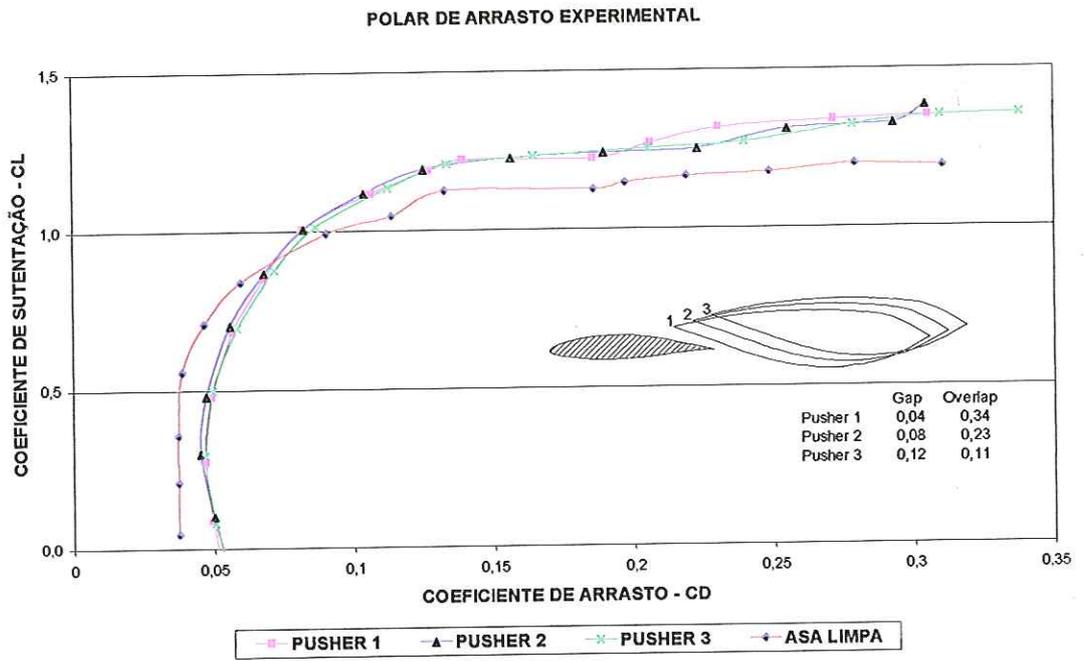


Figura 13 - Polar de Arrasto Experimental para as Configurações : Asa Limpa; “Nacelle Pusher” 1, 2 e 3.

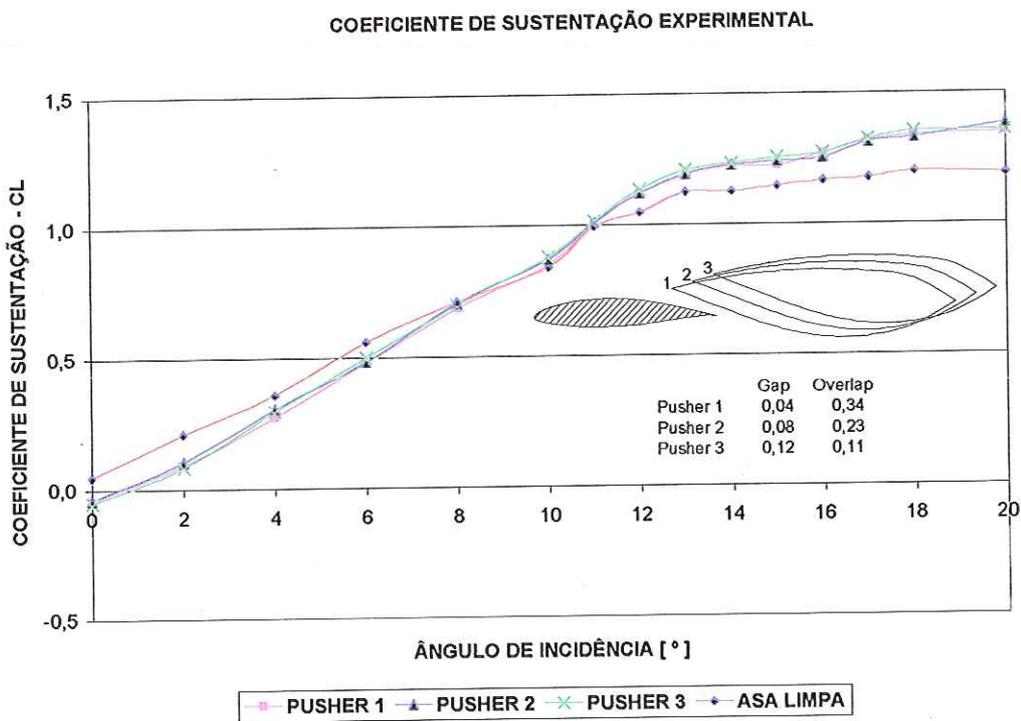


Figura 14 - Coeficiente de Sustentação em Função do Ângulo de Incidência para as Configurações : Asa Limpa; Nacelle “Pusher” 1, 2 e 3.

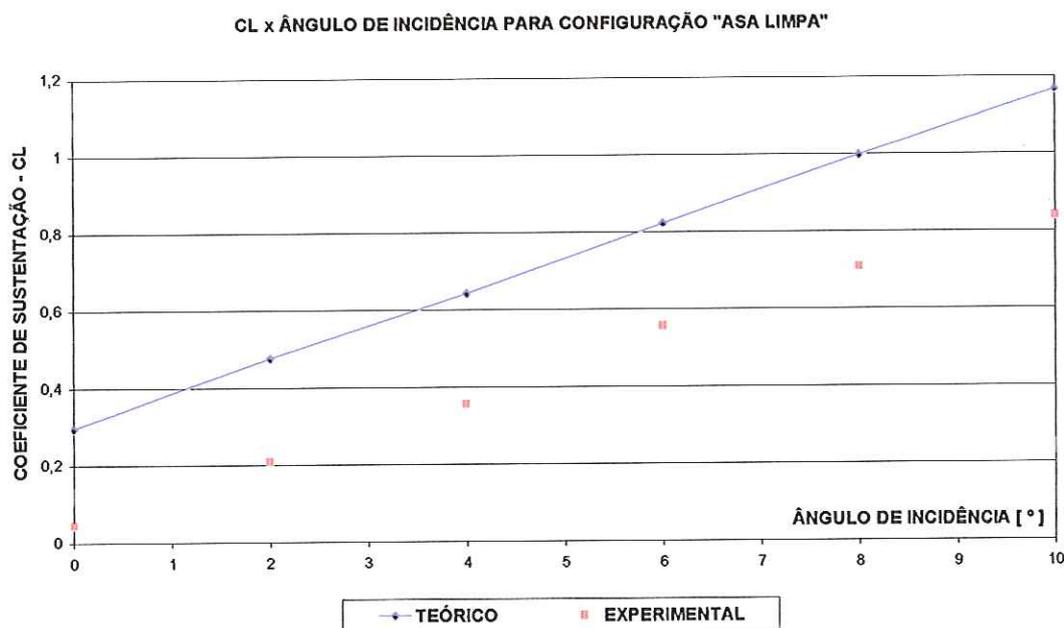


Figura 15 - Variação do Coeficiente de Sustentação Teórico / Experimental com relação ao Ângulo de Incidência para a Configuração "Asa Limpa".

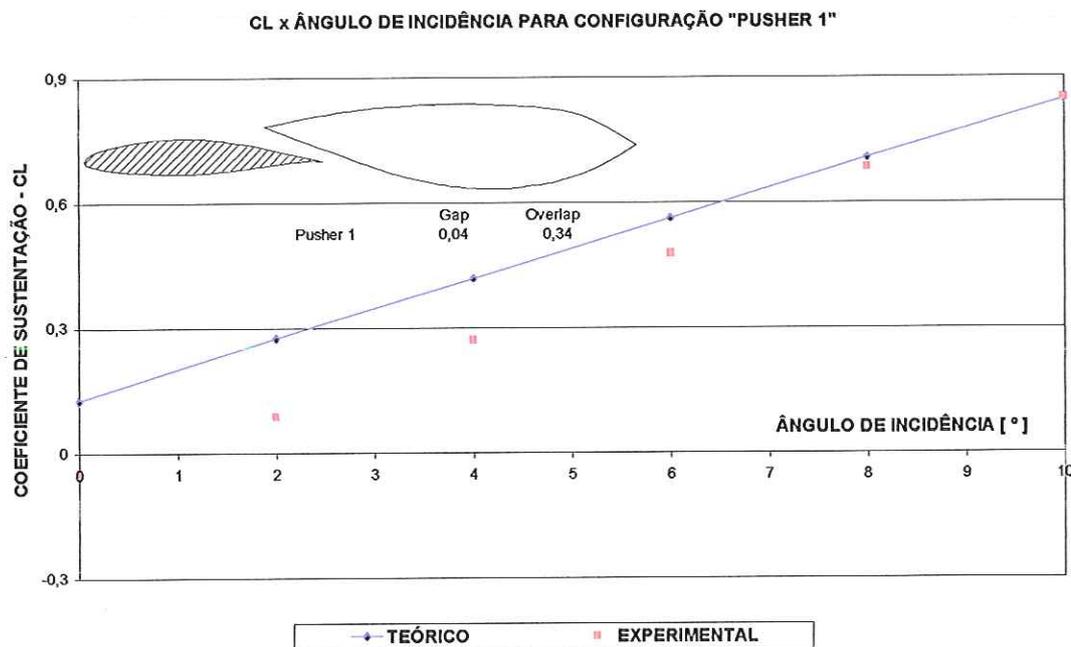


Figura 16 - Variação do Coeficiente de Sustentação Teórico / Experimental com relação ao Ângulo de Incidência para a Configuração "Pusher 1".

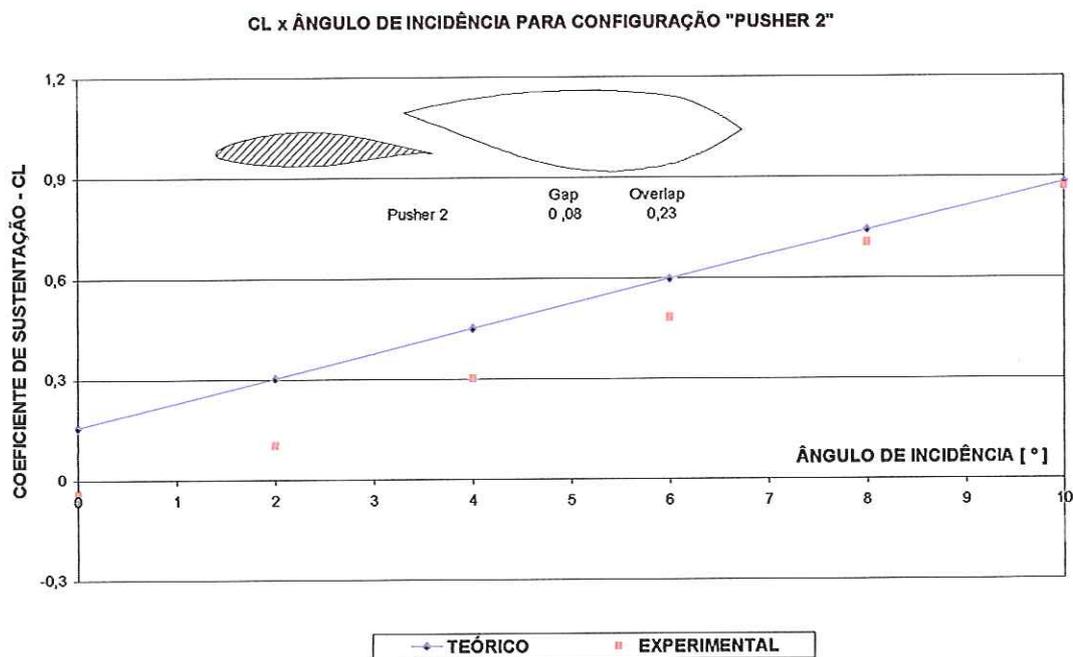


Figura 17 - Variação do Coeficiente de Sustentação Teórico / Experimental com relação ao Ângulo de Incidência para a Configuração "Pusher 2".

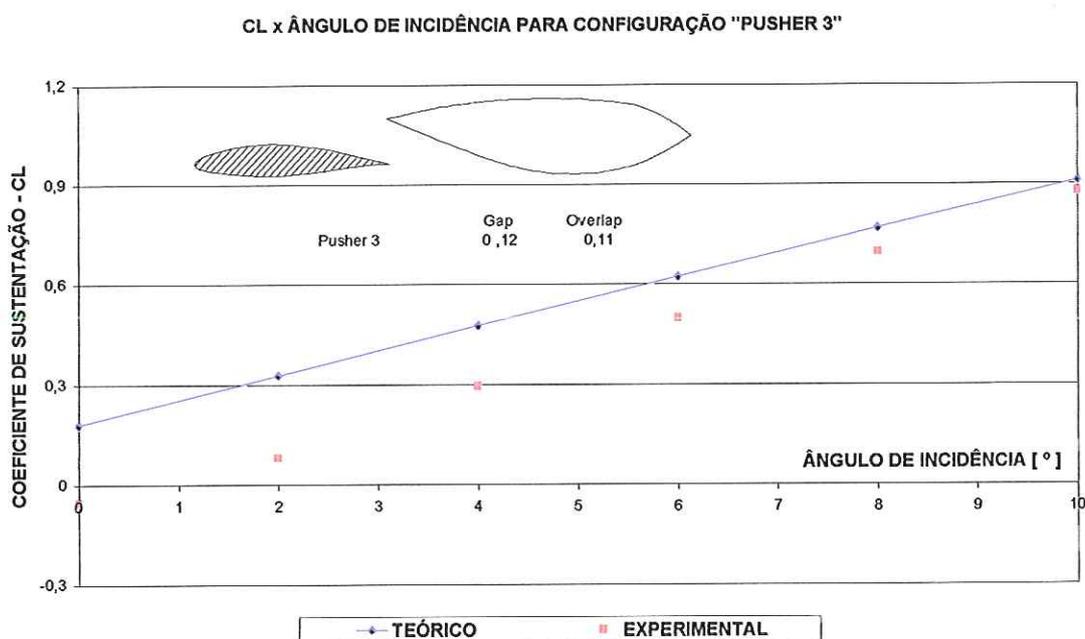


Figura 18 - Coeficiente de Sustentação em Função do Ângulo de Incidência para as Configurações : Asa Limpa; Nacele "Pusher" 3.

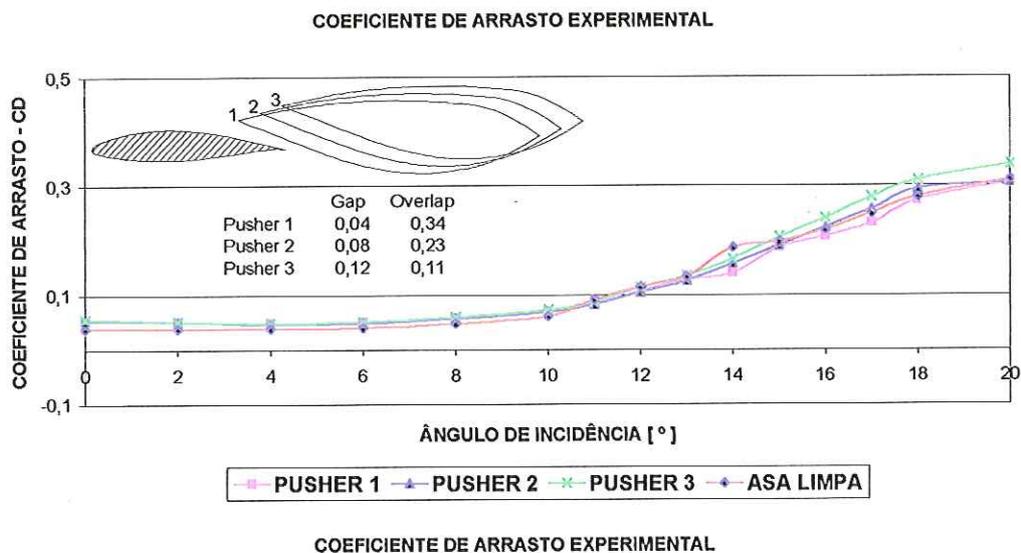


Figura 19 - Coeficiente de Arrasto em Função do Ângulo de Incidência para as Configurações : Asa Limpa; “Nacelle Pusher” 1, 2 e 3.

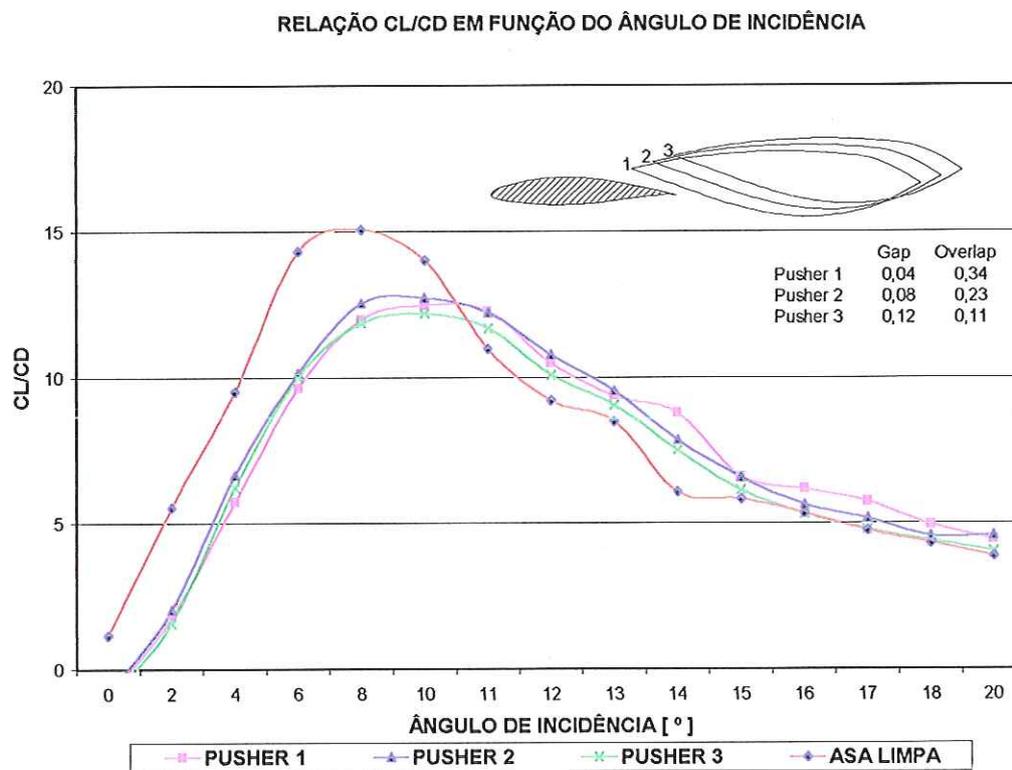


Figura 20 - Variação da Relação CL/CD em Função do Ângulo de Incidência para as Configurações : Asa Limpa; “Nacelle Pusher” 1, 2 e 3.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

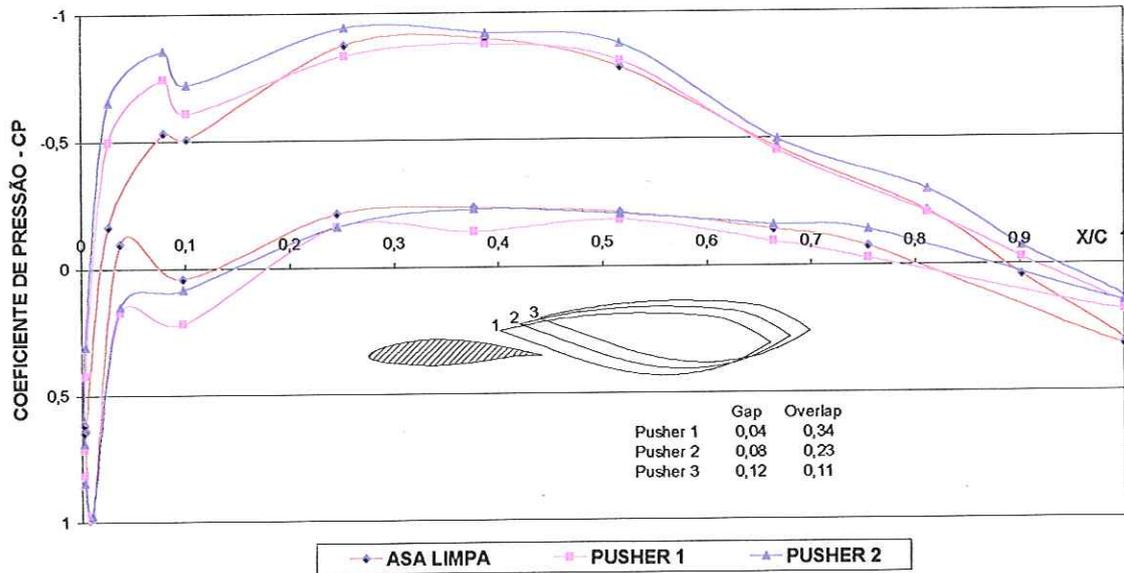


Figura 21 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

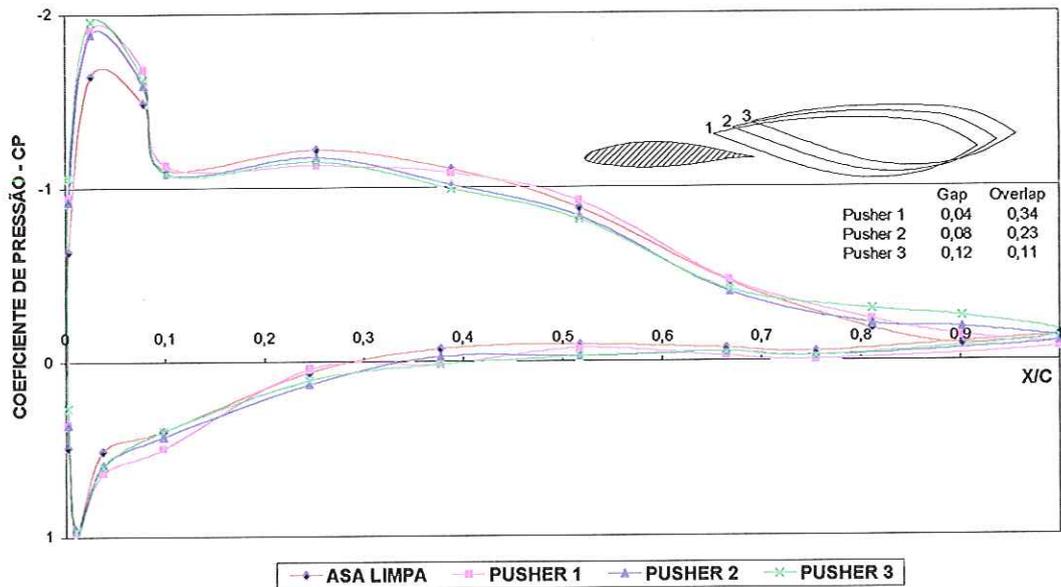


Figura 22 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8°.

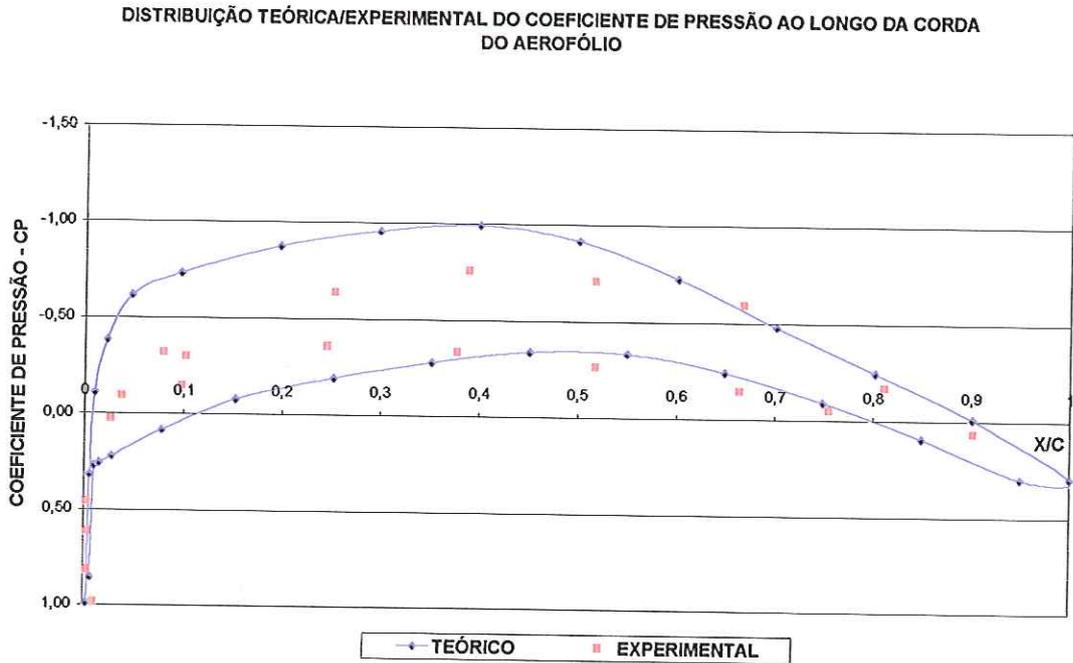


Figura 23 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração Asa Limpa.

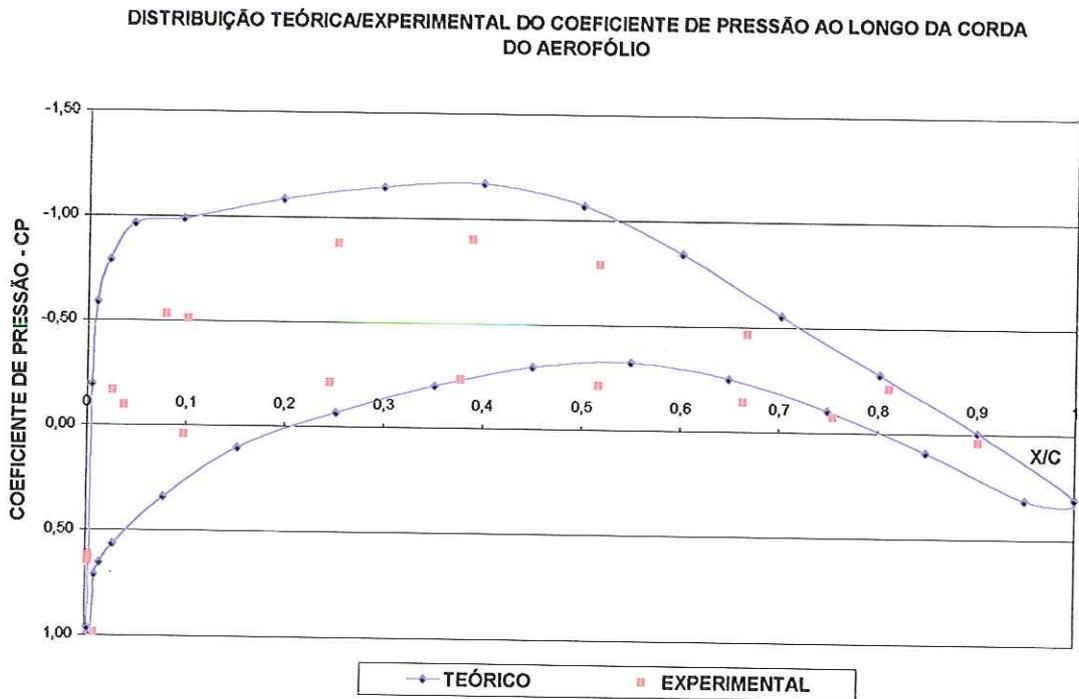


Figura 24 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração Asa Limpa.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA/EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

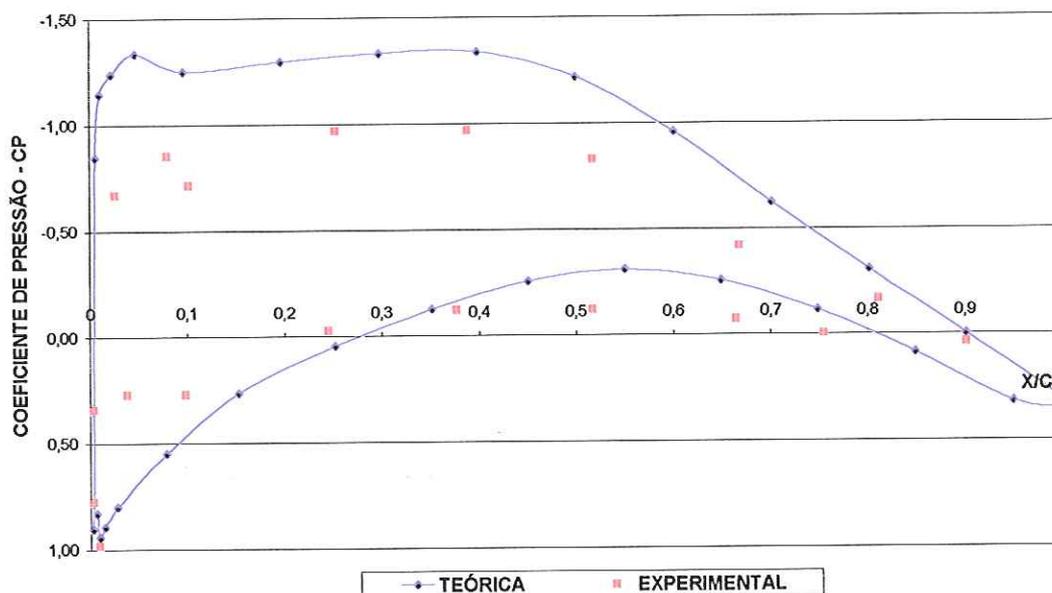


Figura 25 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração Asa Limpa.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA/EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

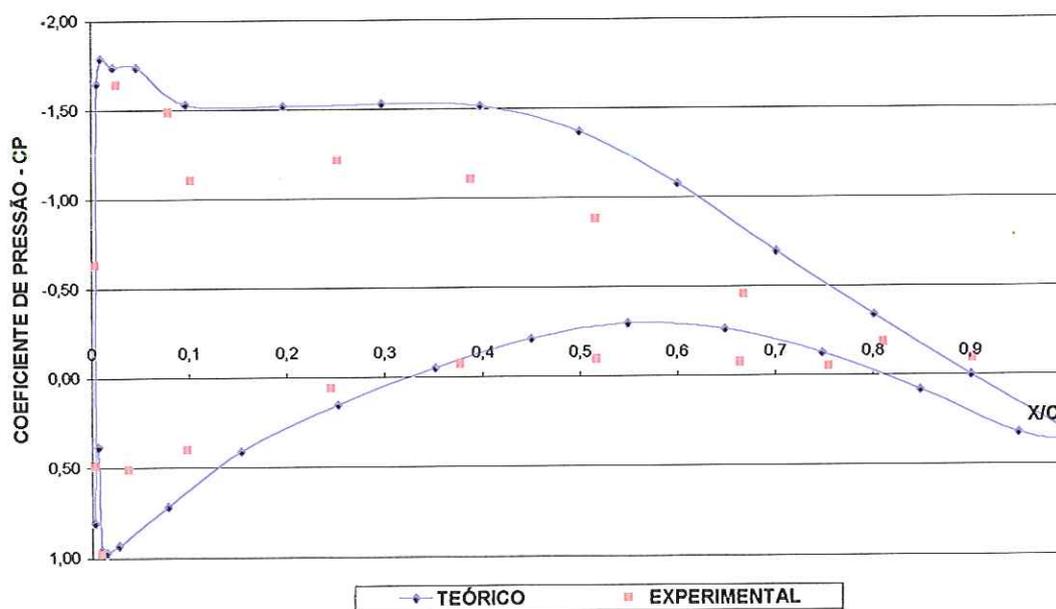


Figura 26 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração Asa Limpa.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

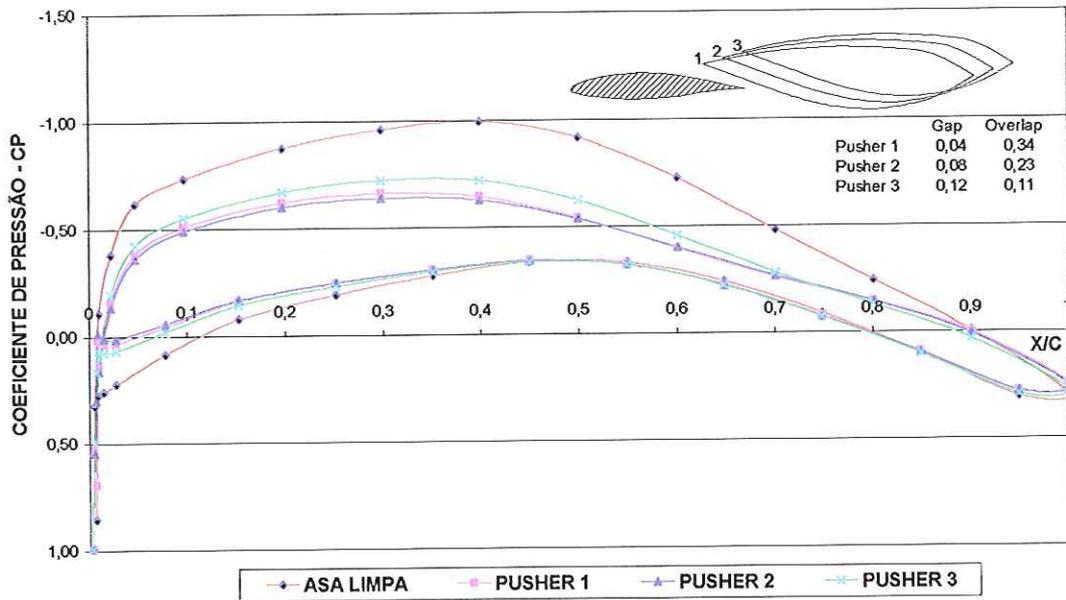


Figura 27 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 3 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para as Configurações : Asa Limpa; “Pusher” 1,2 e 3.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

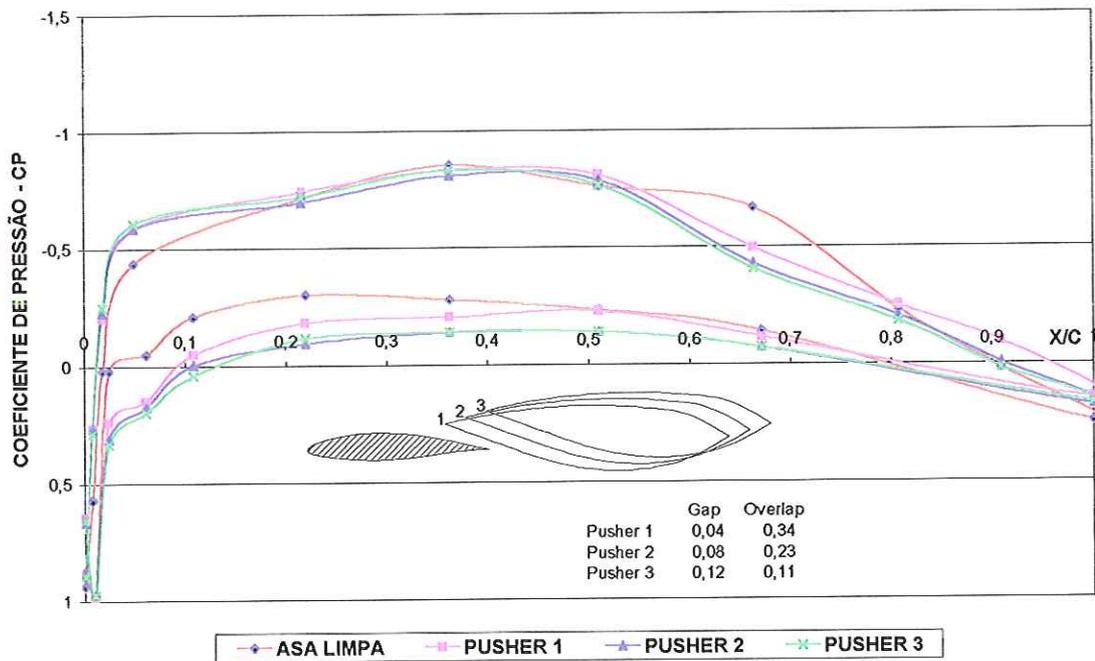


Figura 28 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

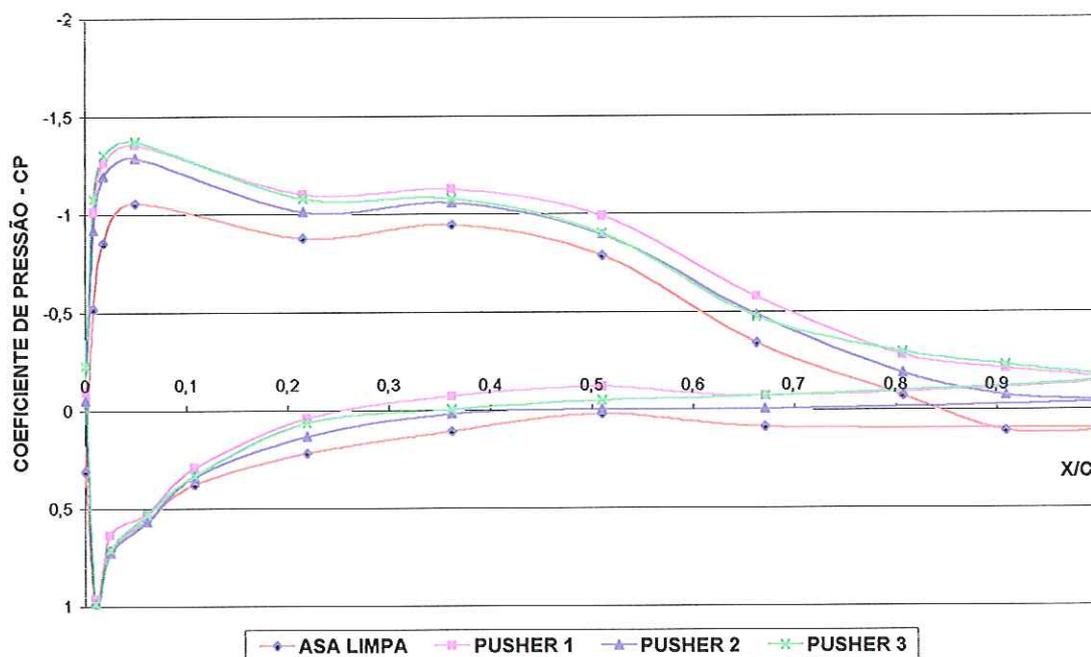


Figura 29 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8°.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA/EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

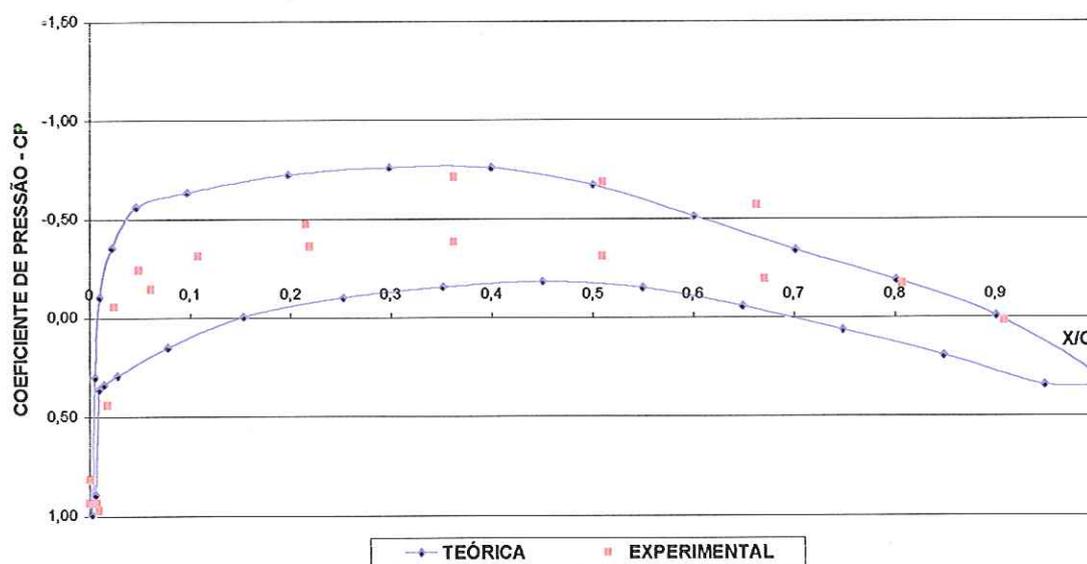


Figura 30 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração Asa Limpa.

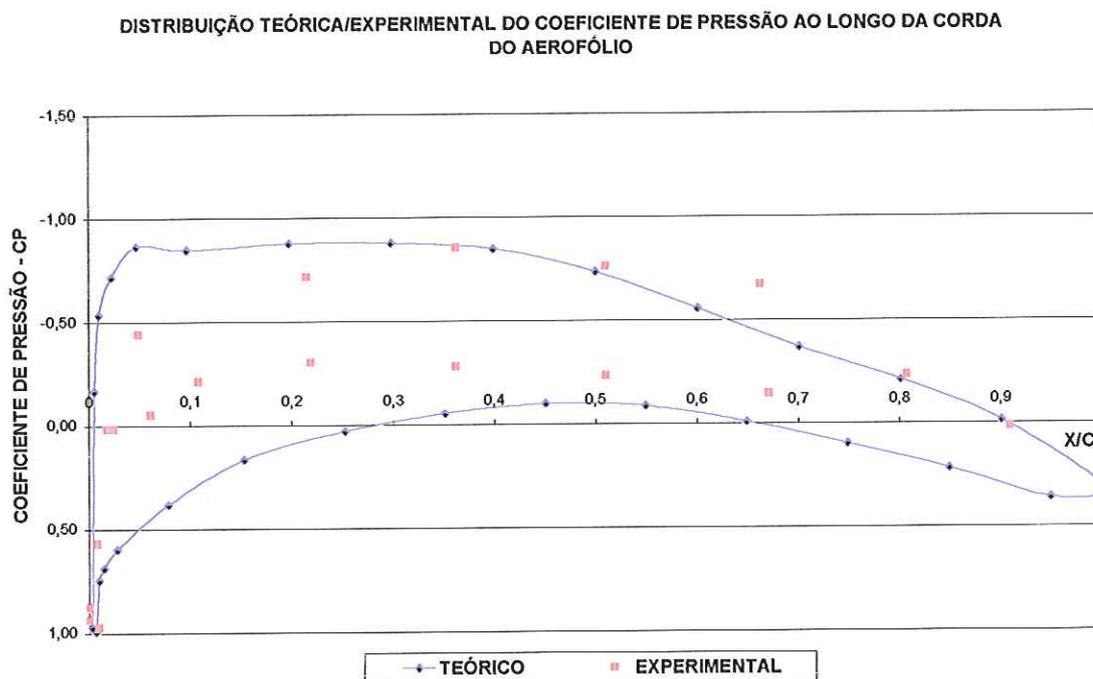


Figura 31 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração Asa Limpa.

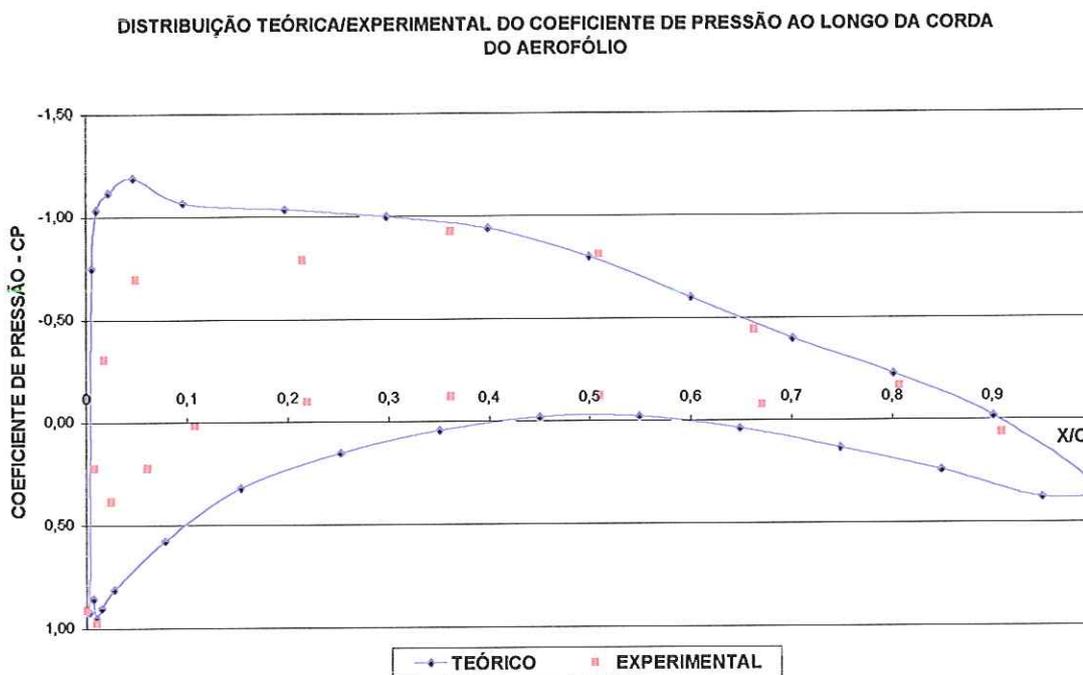


Figura 32 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração Asa Limpa.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA/EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

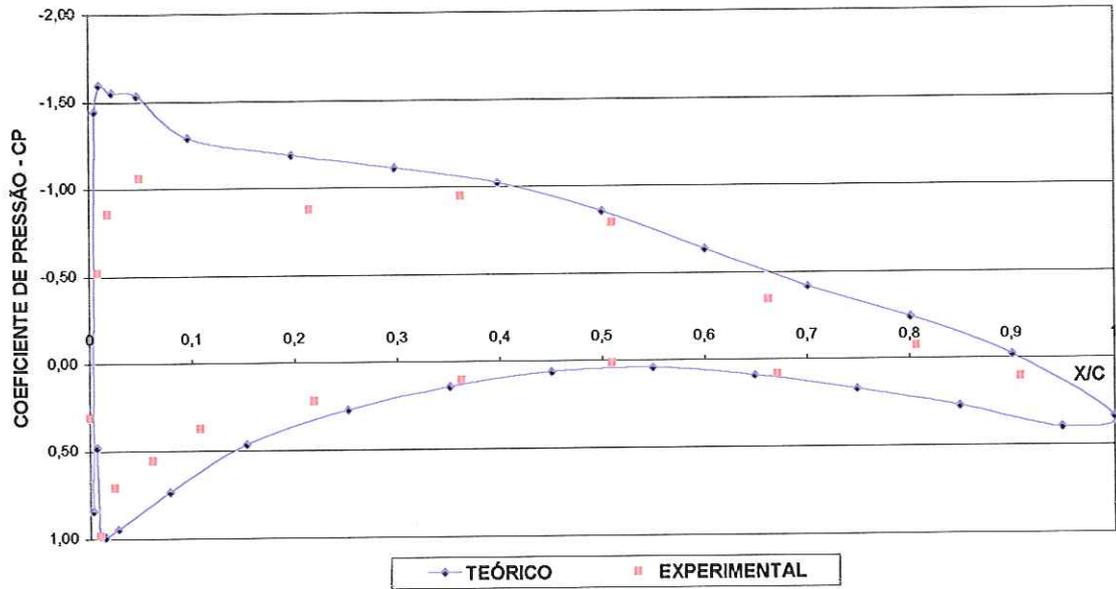


Figura 33 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração Asa Limpa.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

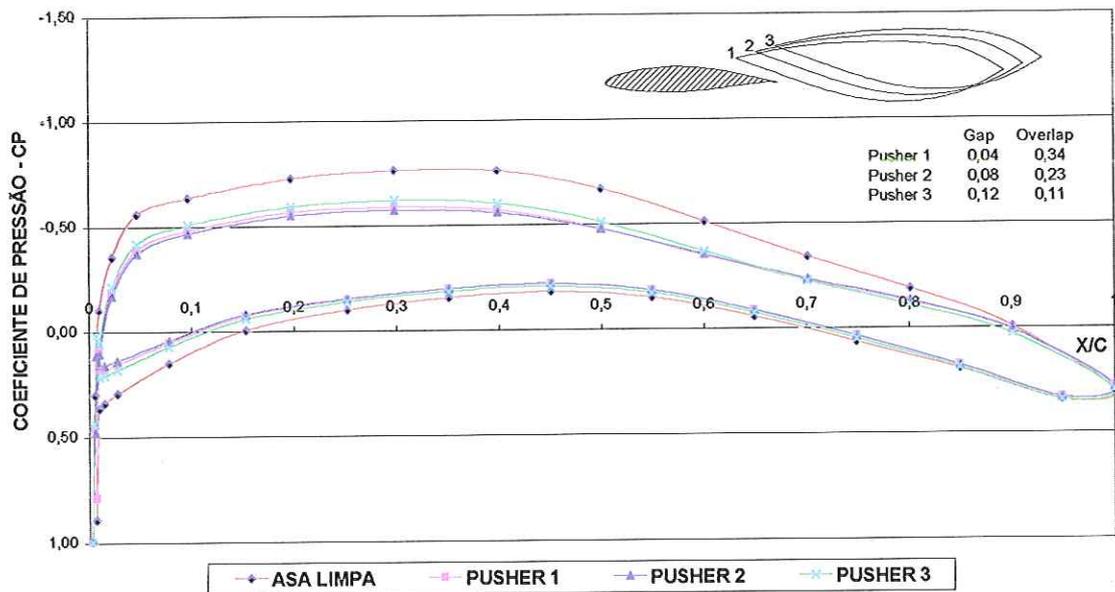


Figura 34 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 10 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para as Configurações : Asa Limpa; "Pusher" 1,2 e 3.

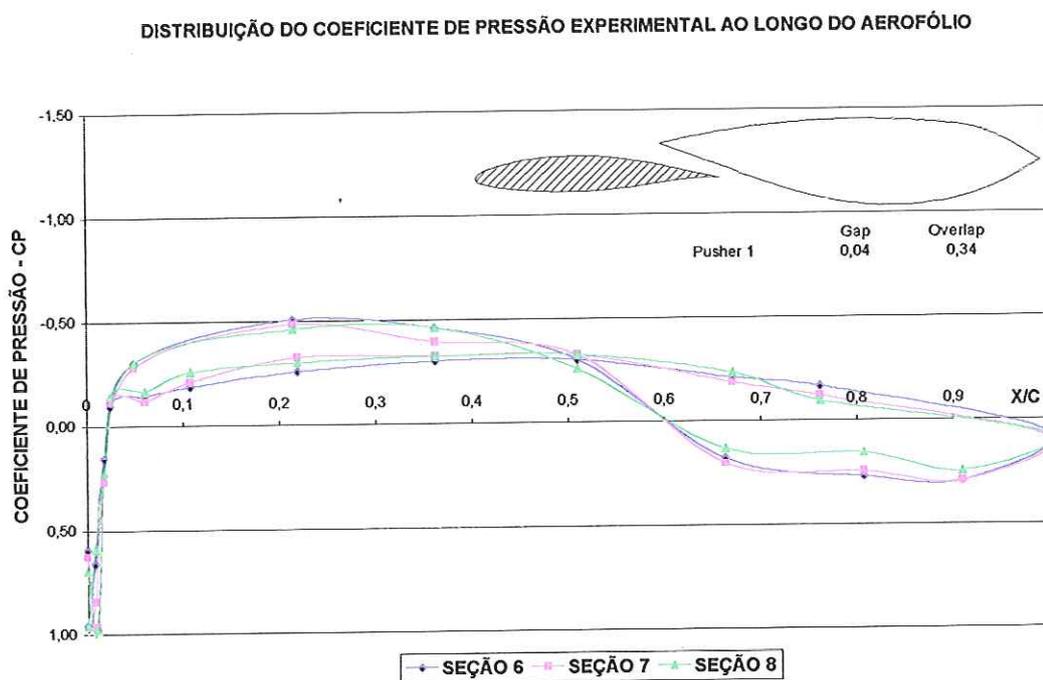


Figura 35 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Seções 6,7 e 8 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° na Configuração "Pusher" 1.

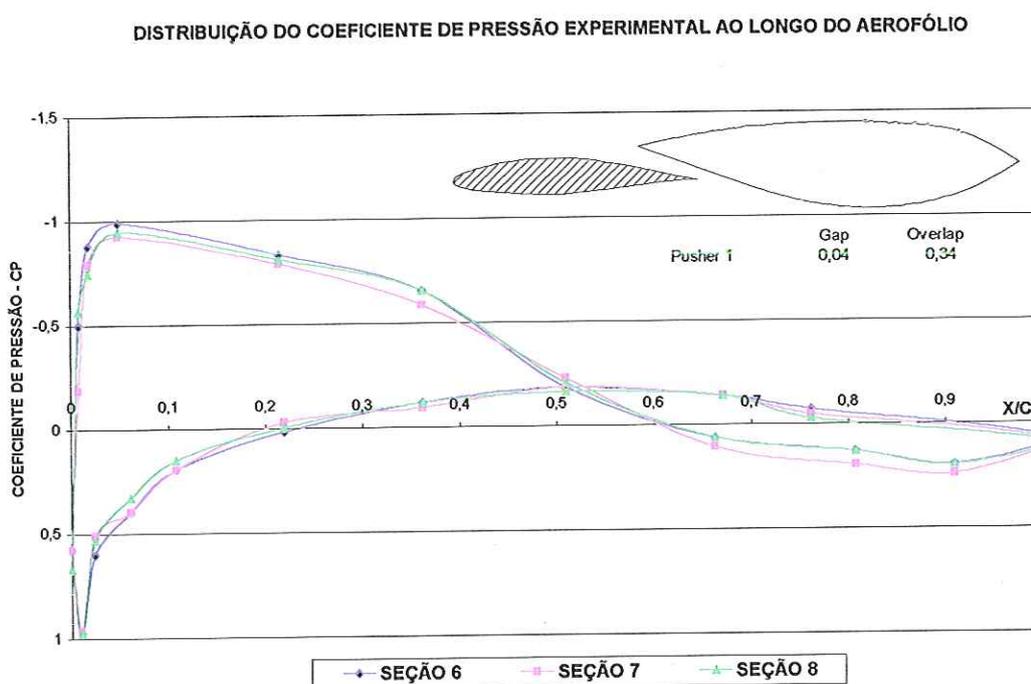


Figura 36 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Seções 6,7 e 8 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° na Configuração "Pusher" 1.

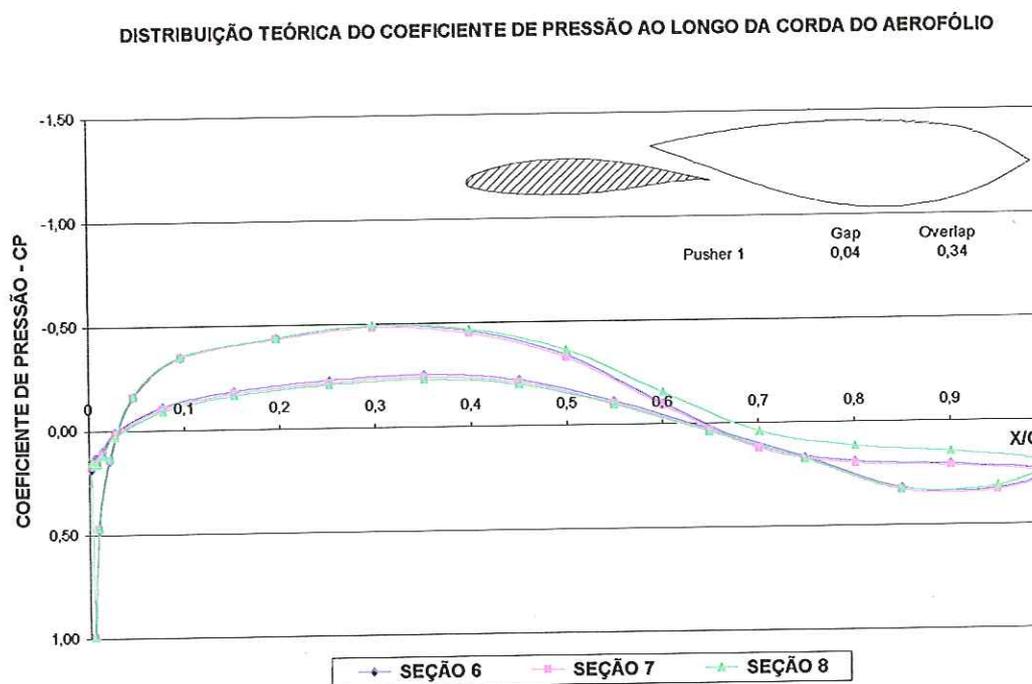


Figura 37 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Seções 6,7 e 8 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° na Configuração "Pusher" 1.

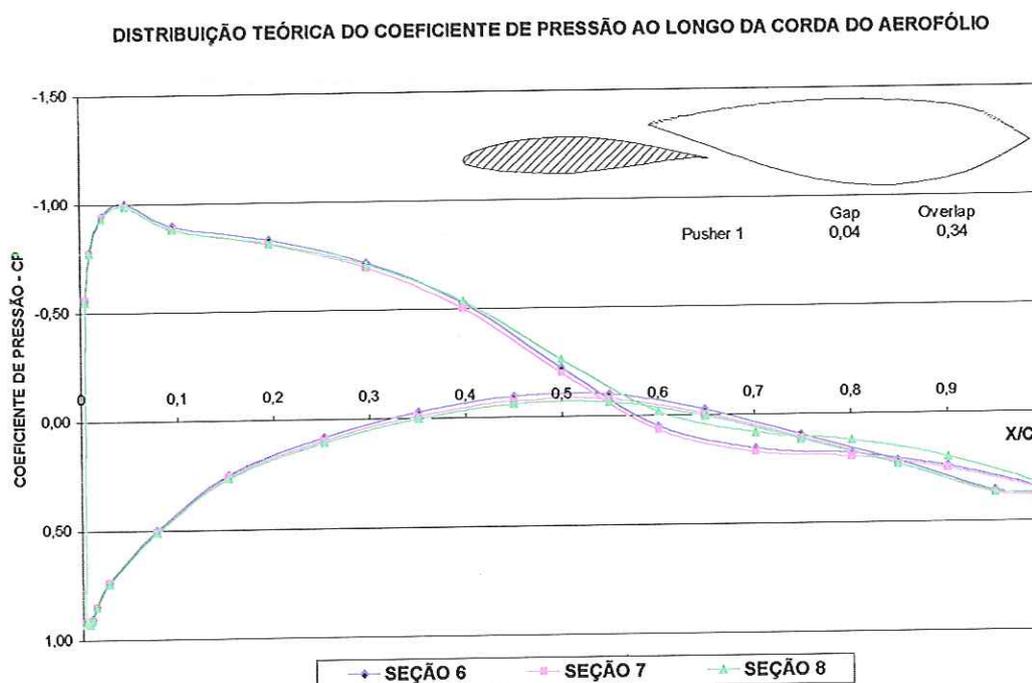


Figura 38 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Seções 6,7 e 8 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° na Configuração "Pusher" 1.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

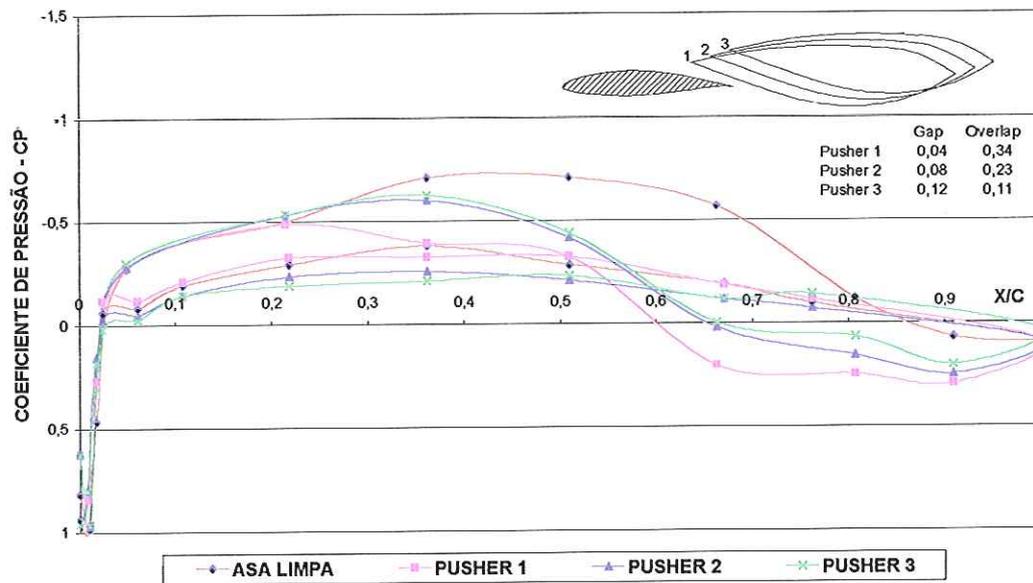


Figura 39 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

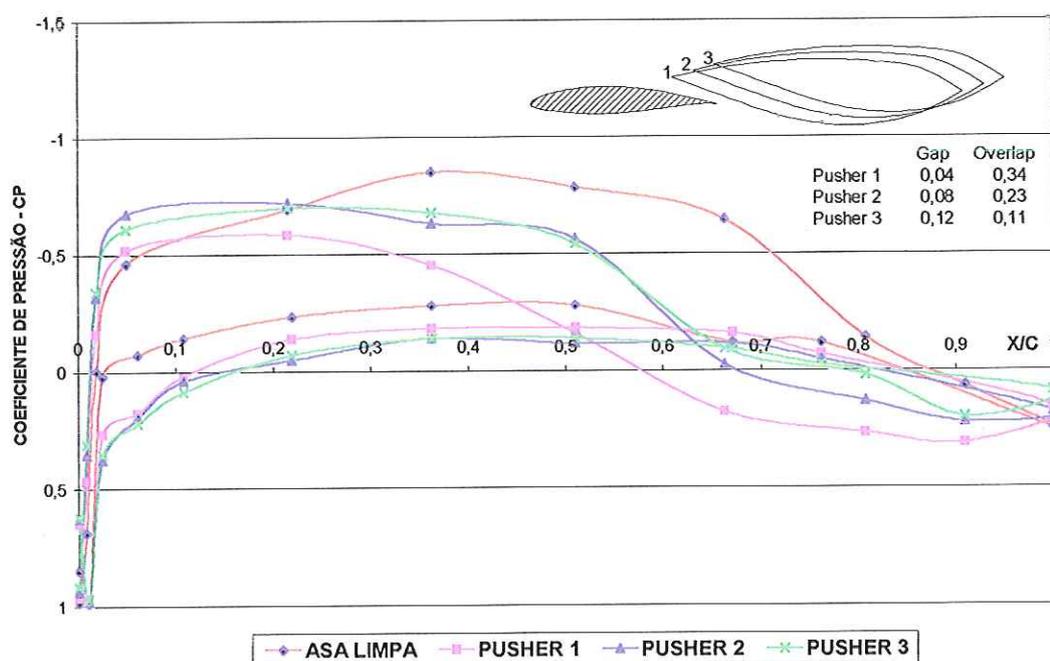


Figura 40 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

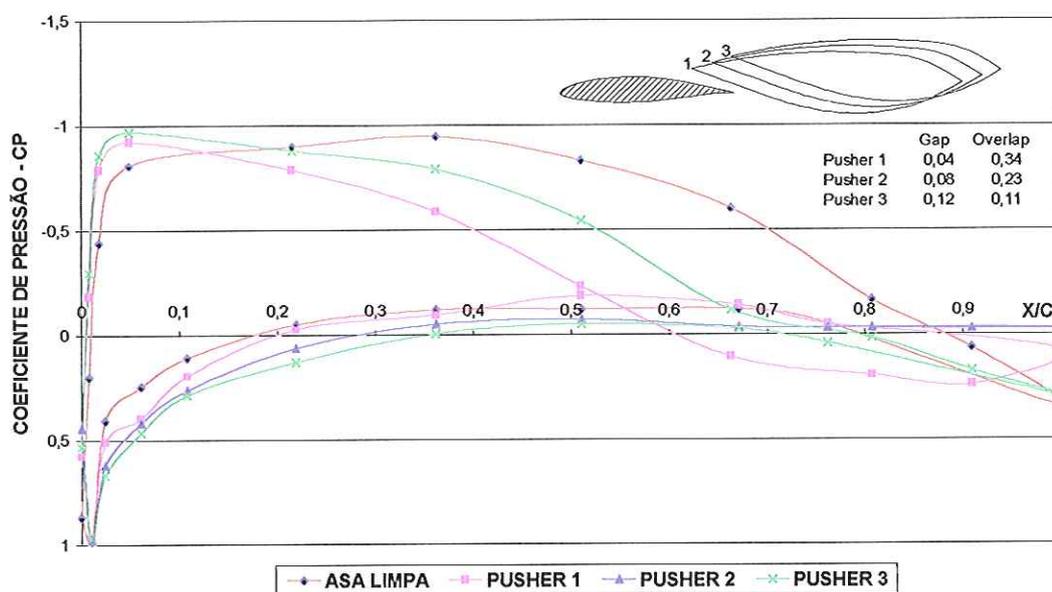


Figura 41 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DA CORDA DO AEROFÓLIO

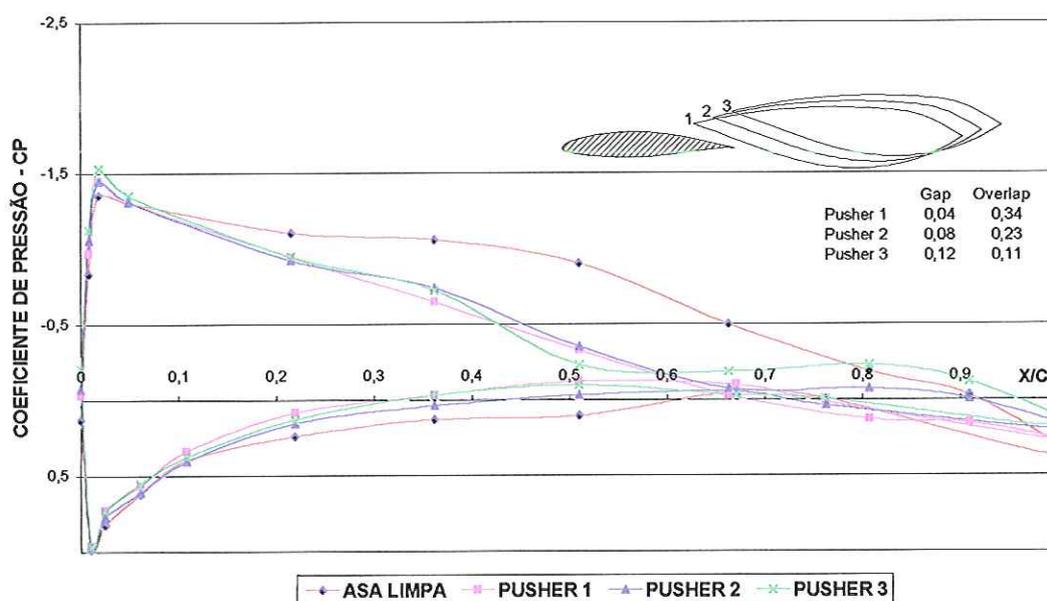


Figura 42 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8°.

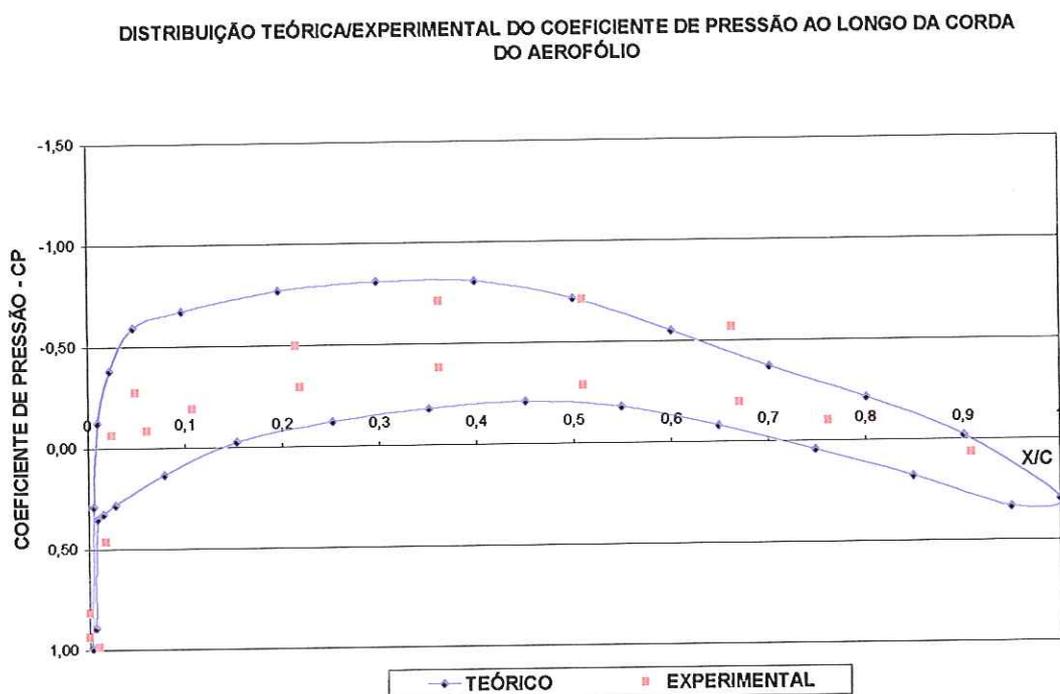


Figura 43 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração Asa Limpa.

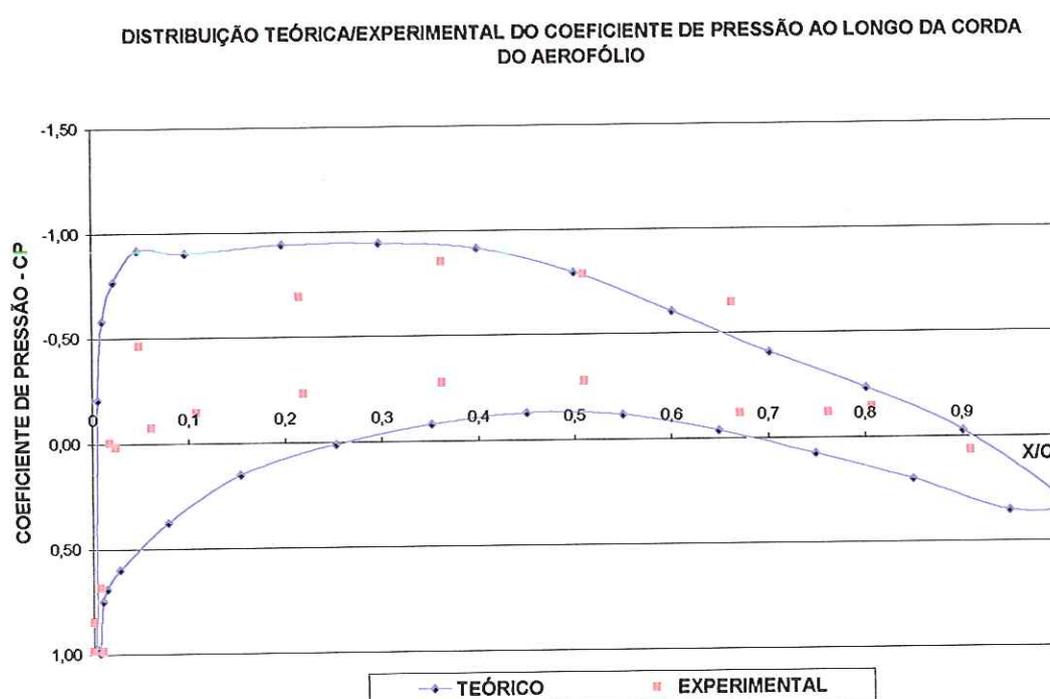


Figura 44 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração Asa Limpa.

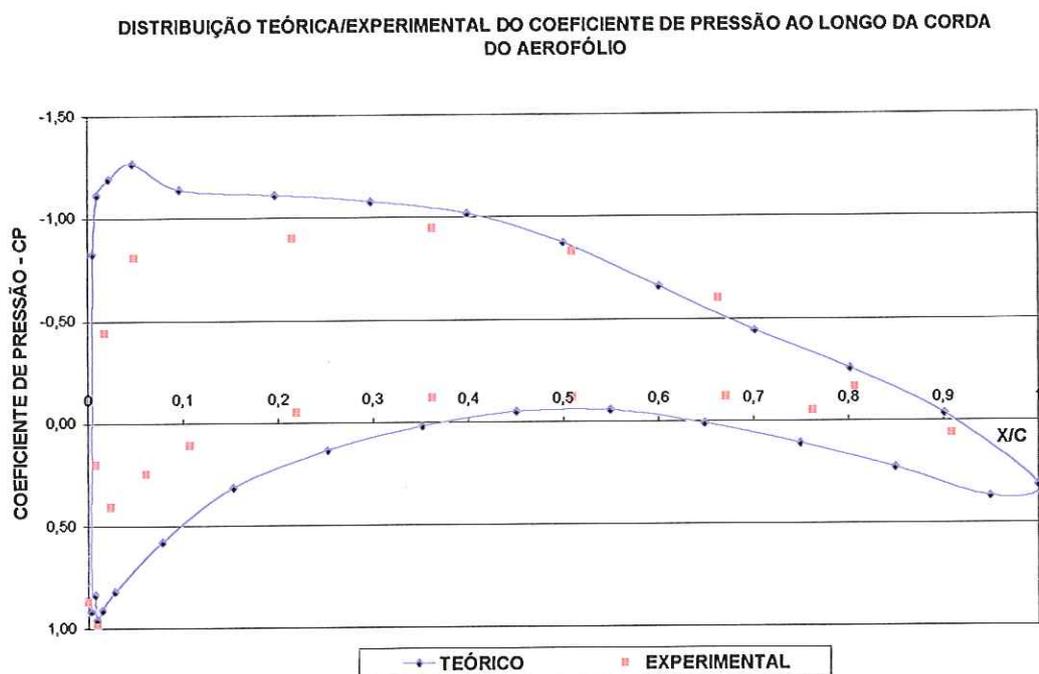


Figura 45 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração Asa Limpa.

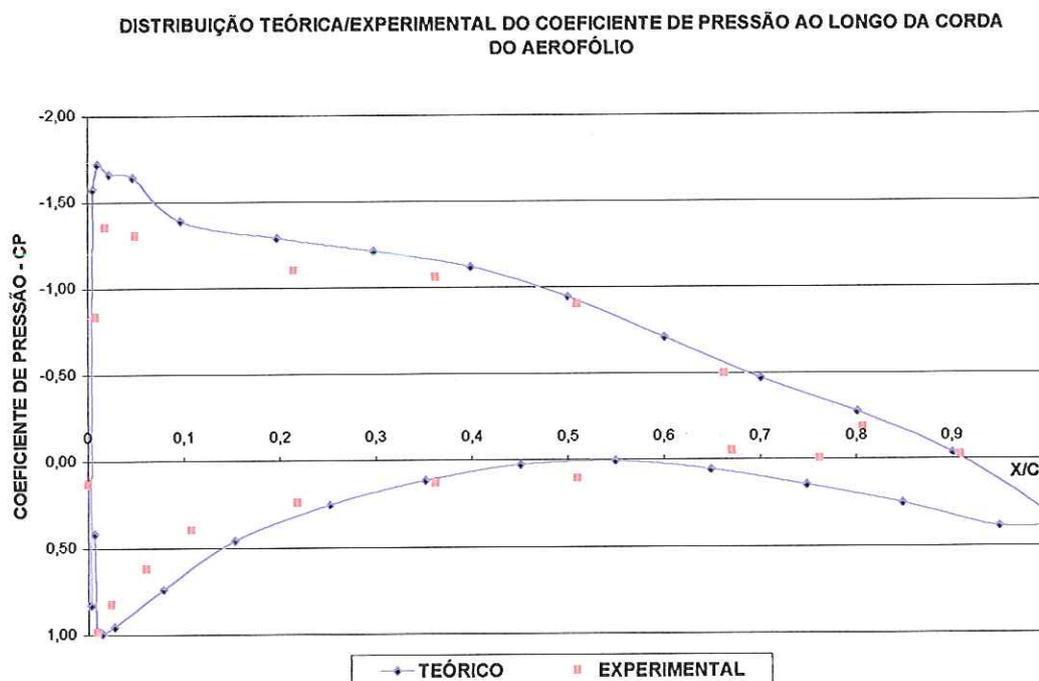


Figura 46 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração Asa Limpa.

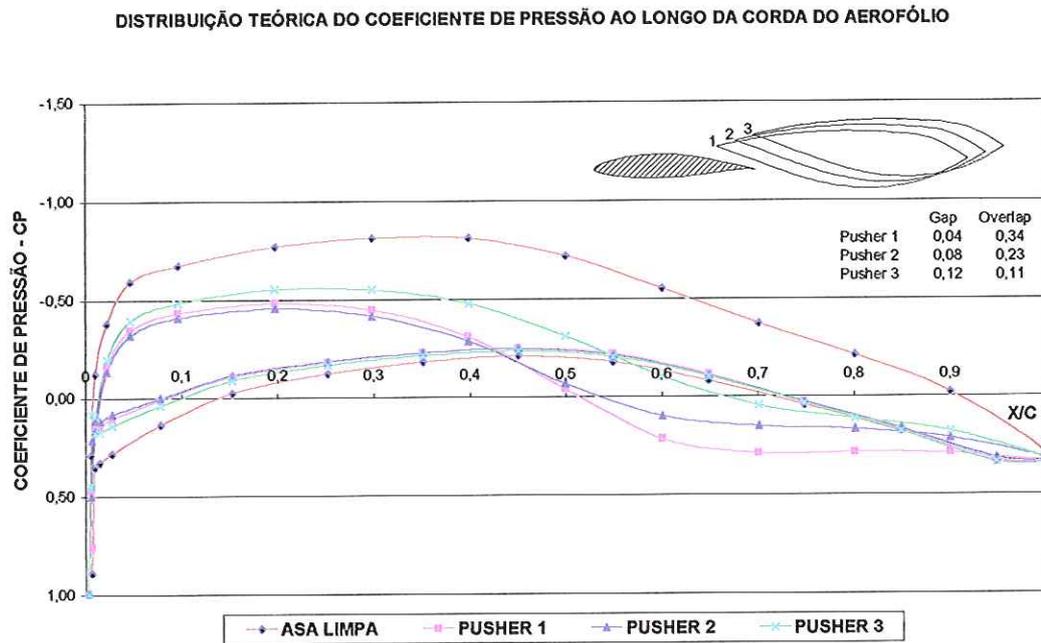


Figura 47 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para as Configurações : Asa Limpa; “Pusher” 1,2 e 3.

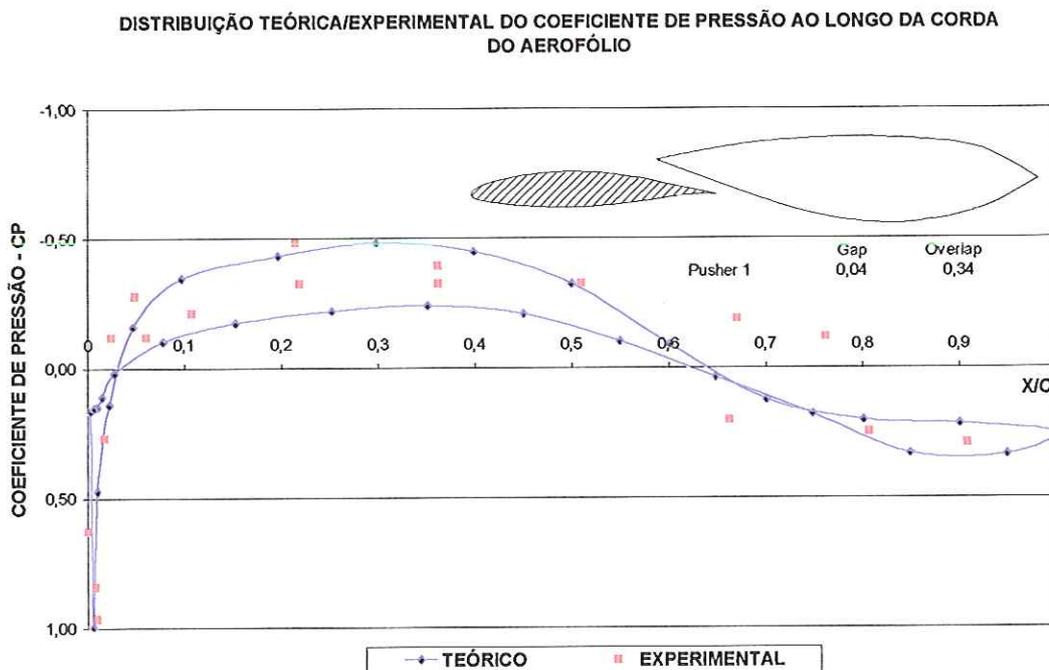


Figura 48 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração “Pusher 1”.

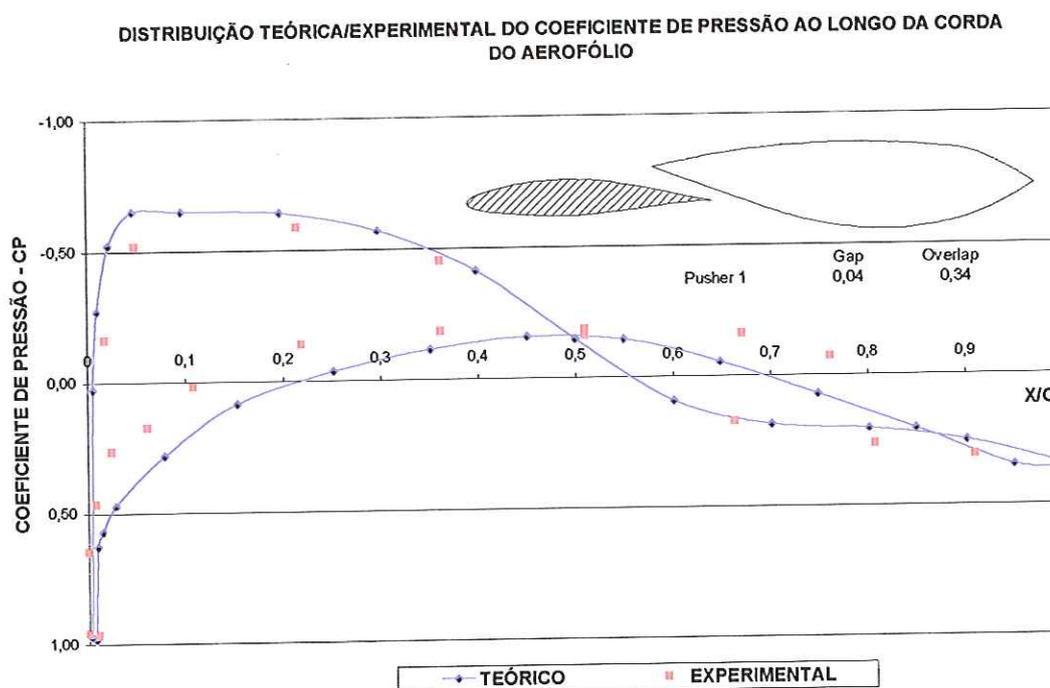


Figura 49 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração "Pusher 1.

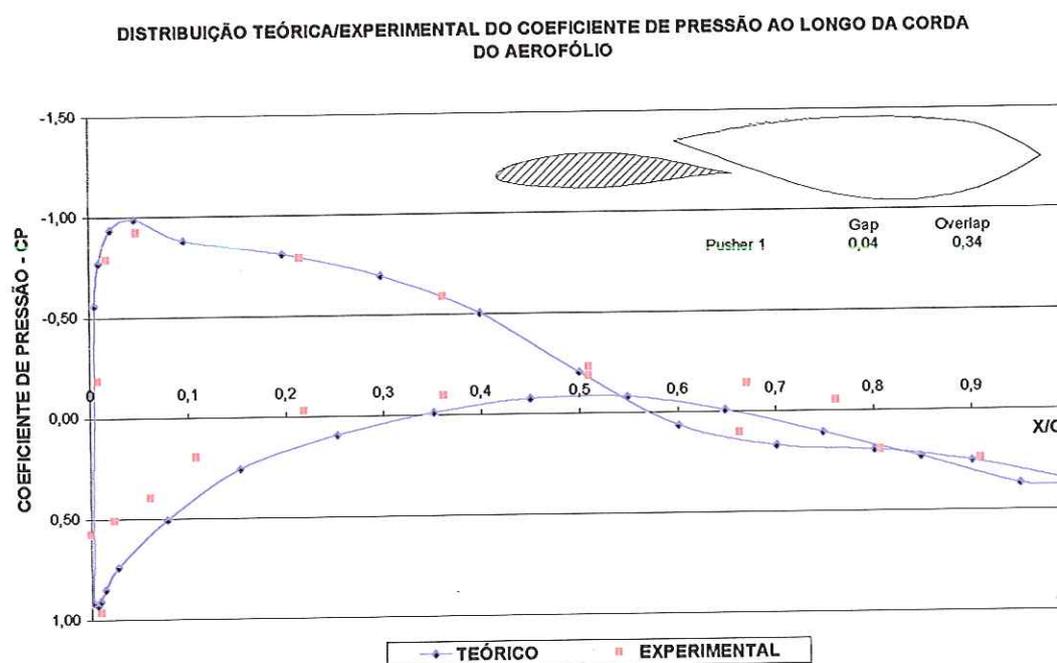


Figura 50 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração "Pusher 1.



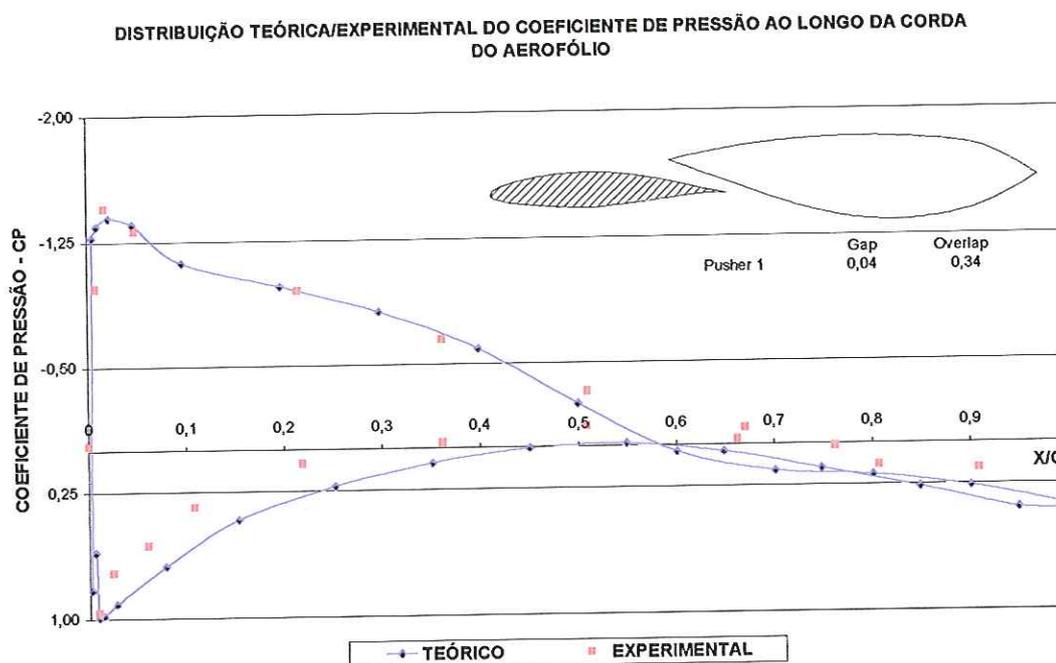


Figura 51 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração "Pusher 1.

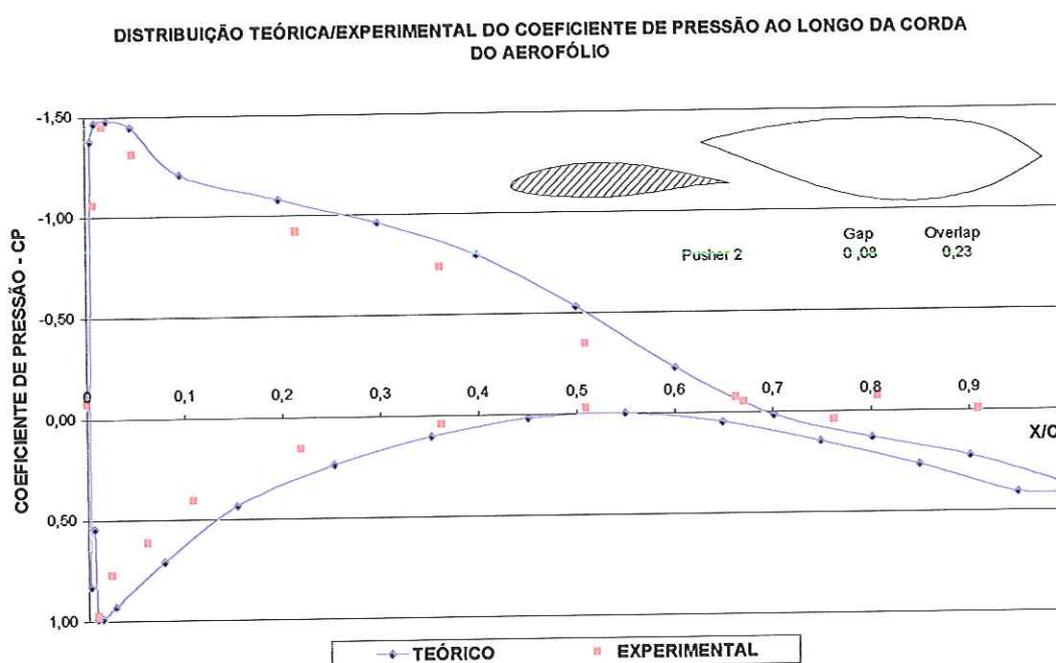


Figura 52 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração "Pusher 2.

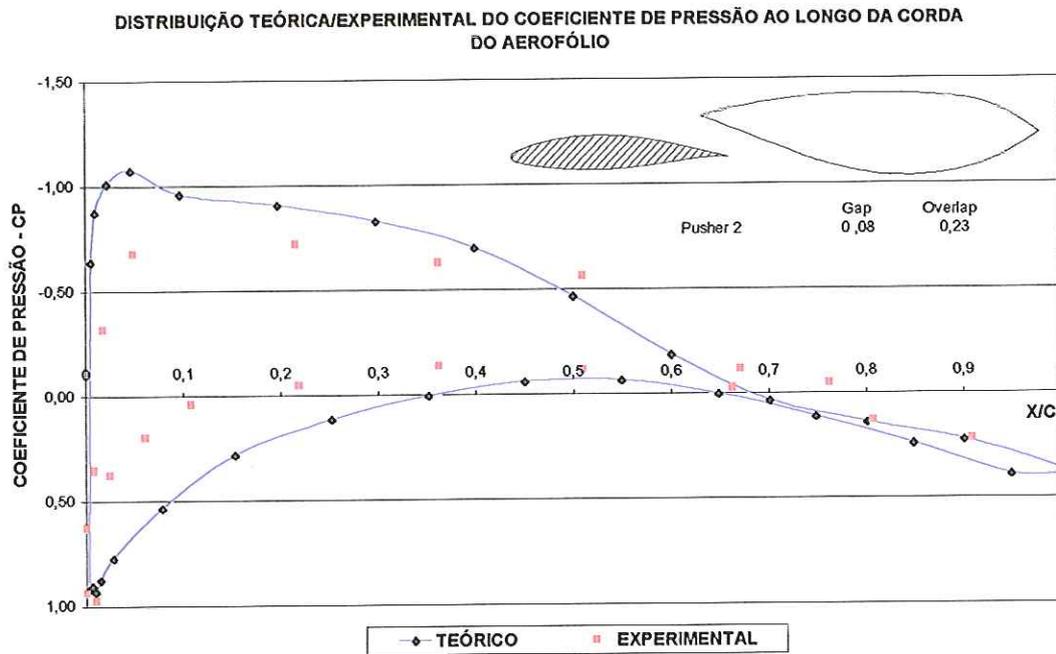


Figura 53 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração "Pusher 2.

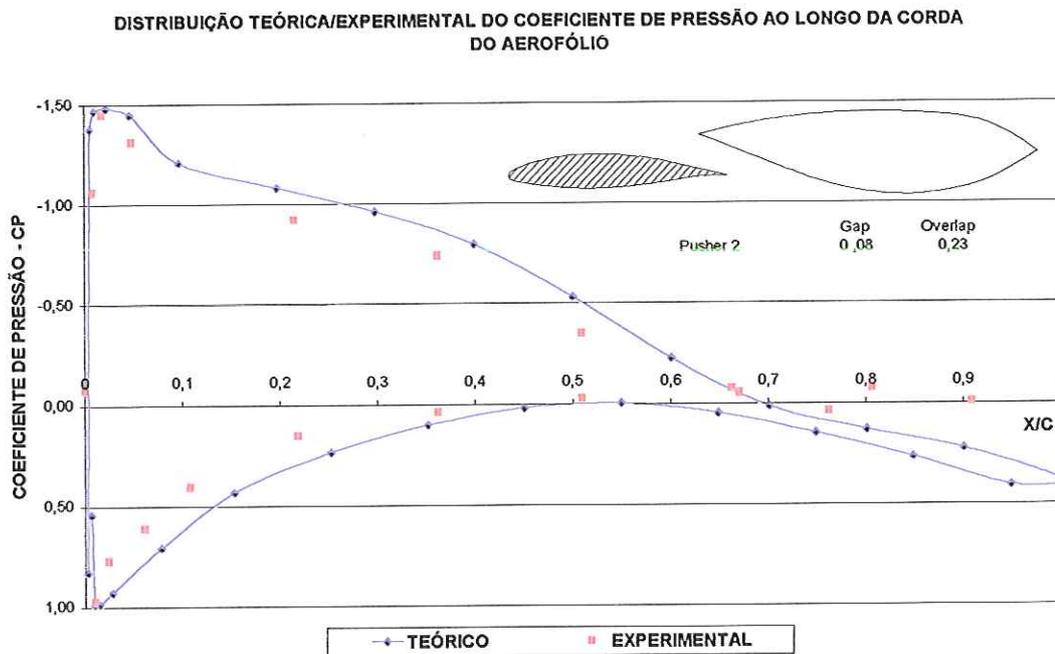


Figura 54 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração "Pusher 2.

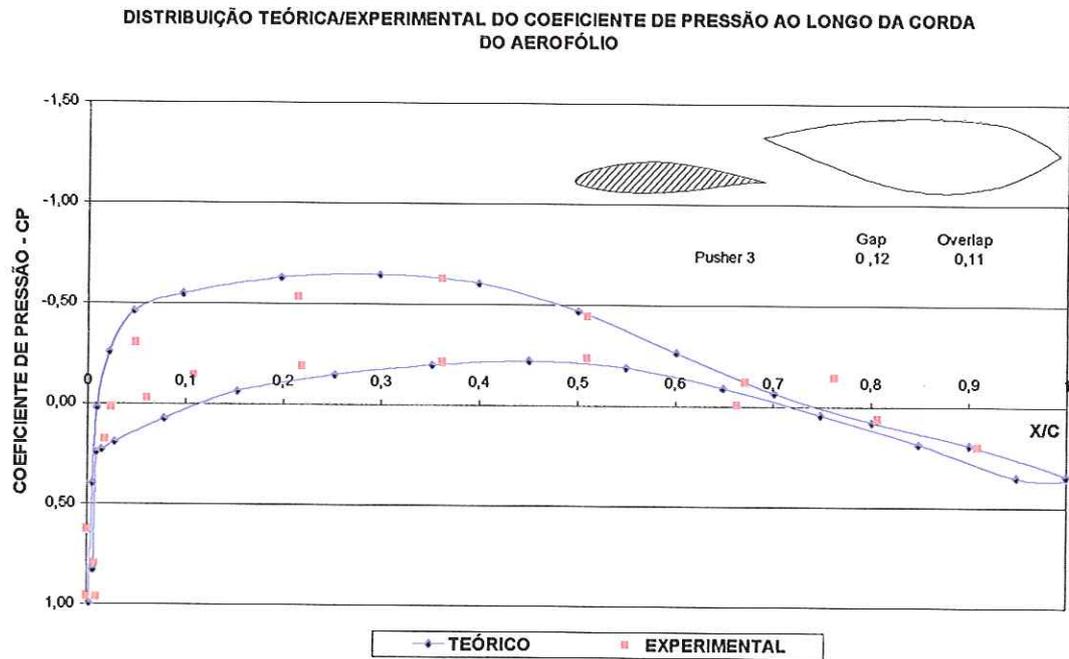


Figura 55 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 2° para Configuração “Pusher 3.

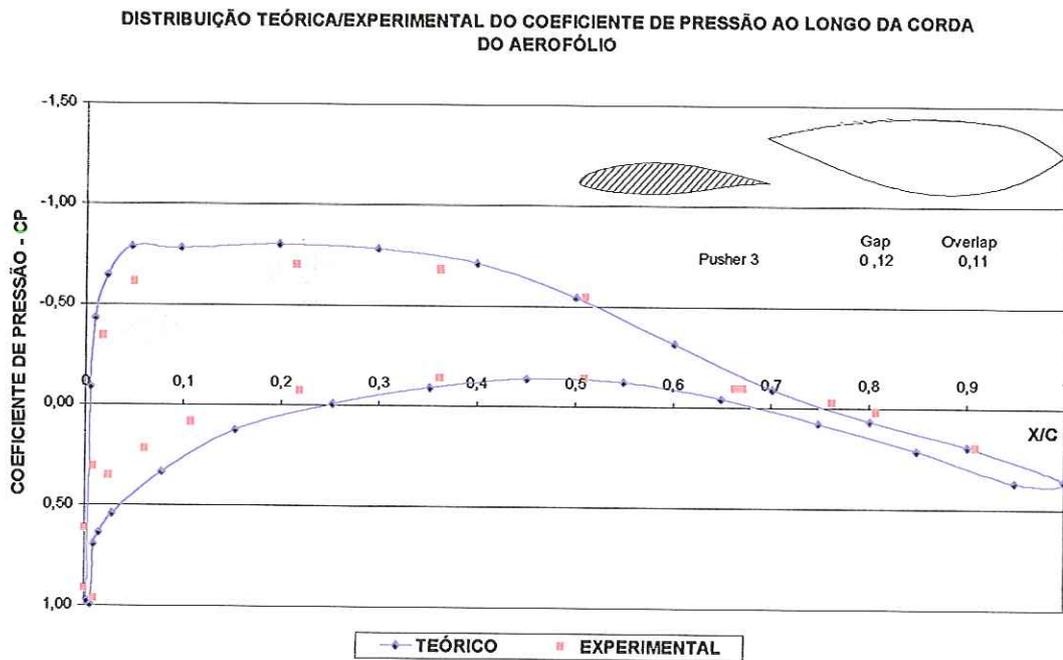


Figura 56 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 4° para Configuração “Pusher 3.

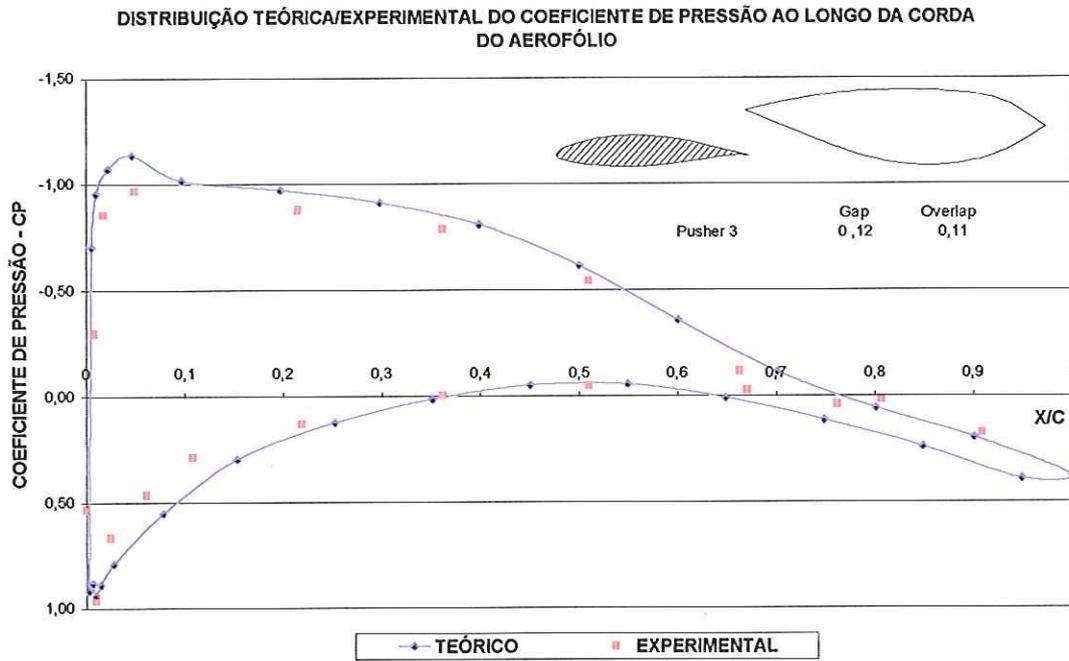


Figura 57 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 6° para Configuração “Pusher 3”.

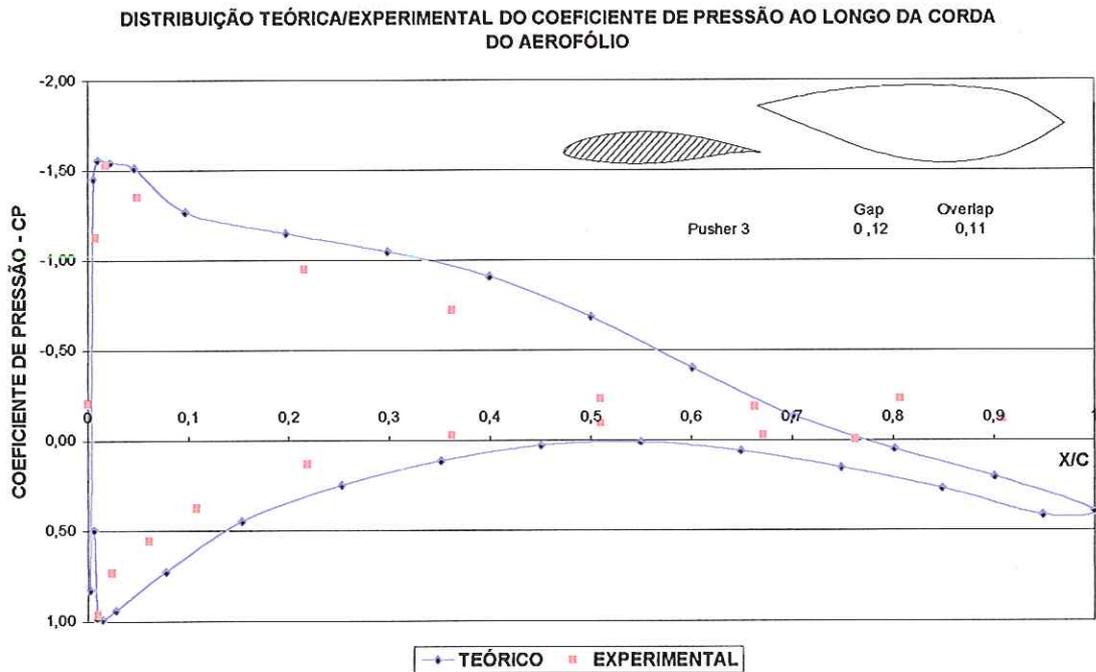


Figura 58 - Variação do Coeficiente de Pressão na Seção 7 do Aerofólio para Ângulo de Incidência de 8° para Configuração “Pusher 3”.

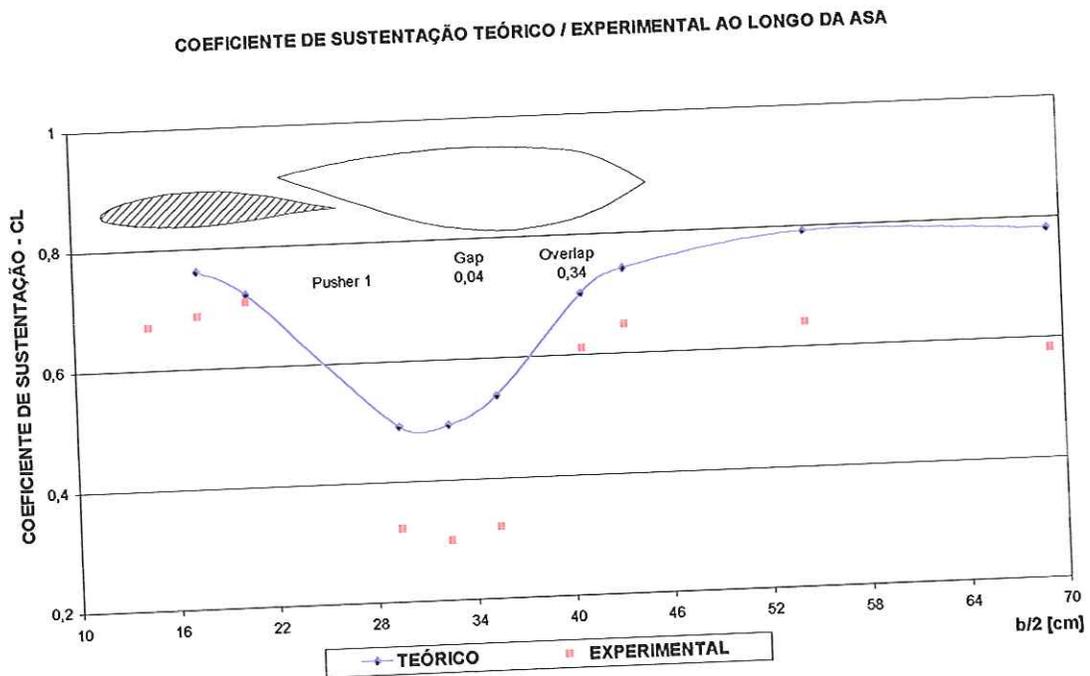


Figura 59 - Variação do Coeficiente de Sustentação ao Longo da semi-envergadura para Ângulo 6° e para Configuração "Pusher 1".

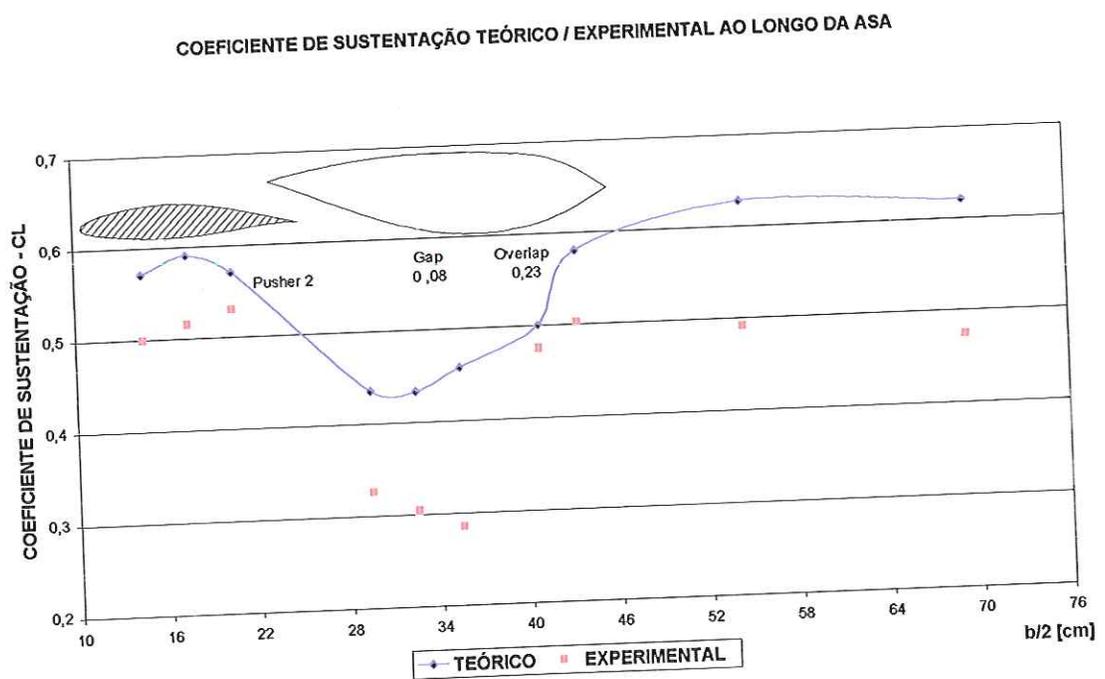


Figura 60 - Variação do Coeficiente de Sustentação ao Longo da semi-envergadura para Ângulo de 4° para a Configuração "Pusher" 2.

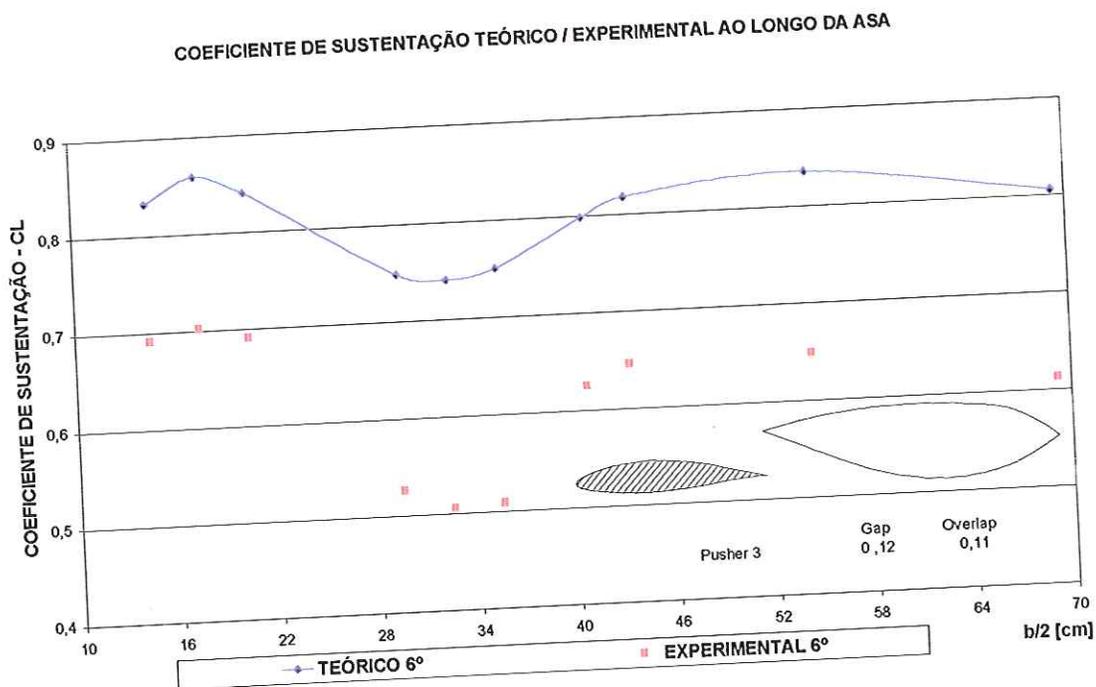


Figura 61 - Variação do Coeficiente de Sustentação ao Longo da semi-envergadura para Ângulo 6° e para Configuração "Pusher 3".

4.2.2 Distribuição de C_p nas Seções da Nacele

Seguem gráficos contendo a distribuição do coeficiente de pressão experimental em três seções da Nacele "Pusher" (Esquerda-Próxima à fuselagem; Central; Direita-Lado da direção da ponta da asa) nas posições 1, 2 e 3. Os gráficos apresentam curvas que representam a superfície superior, descritas na legenda dos mesmos com a sigla S.(Superior); e também curvas da superfície inferior, descritas com a sigla I. (Inferior), a qual representa as tomadas de pressões entre a asa e a Nacele, enquanto que a superior representa o lado oposto ao vão. As curvas superior e inferior não se unem, pois não havia tomada de pressão estática tanto no bordo de ataque da Nacele "Pusher" como no de fuga devido à dificuldade geométrica de colocação das mesmas. Também foram escolhidos os ângulos 2, 4 e 6 graus para avaliação nesse trabalho, pois o comportamento nos ângulos acima de 8° até 20° apresentou uma tendência crescente de separação nas superfícies inferiores. As correções descritas no item 4.2.1 anterior também já estão inclusas nos resultados apresentados.

Segue os gráficos de $C_p \times (X/C)$ começando pela seção lado esquerdo passando pela central e finalizando com a do lado direito.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DAS SEÇÕES DA "NACELE"

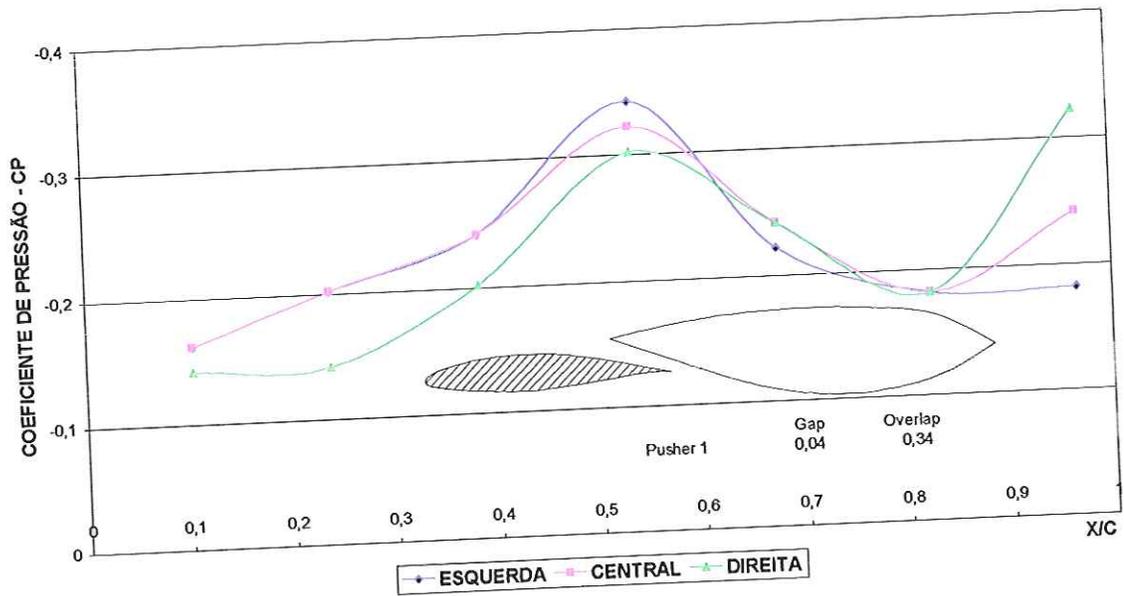


Figura 62 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior das Seções da "Nacelle" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 2°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DAS SEÇÕES DA NACELE

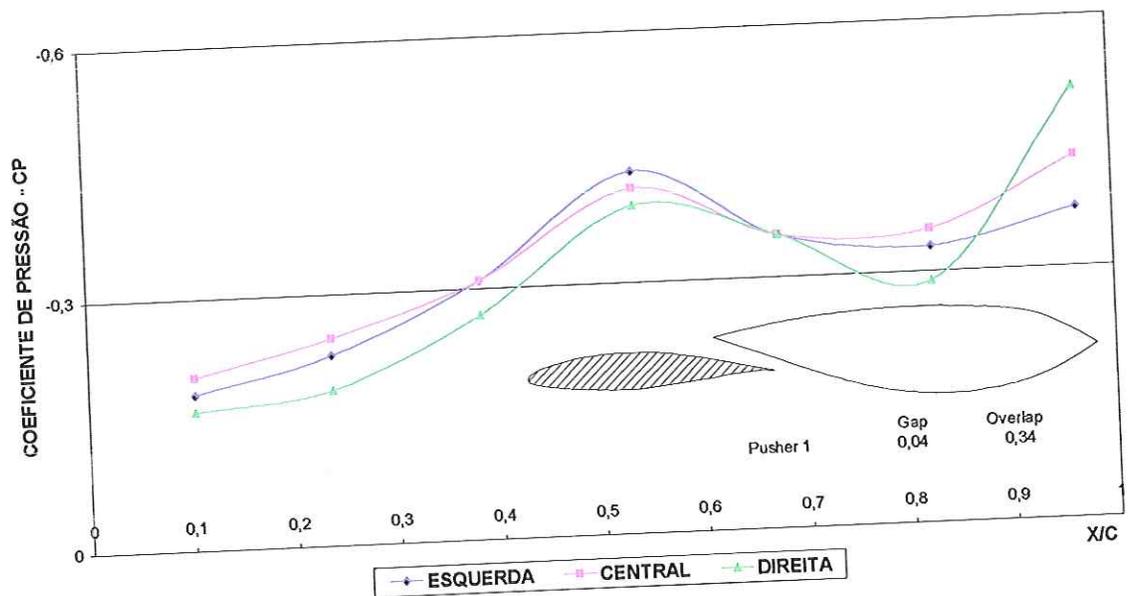


Figura 63 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior das Seções da "Nacelle" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 6°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DAS SEÇÕES DA NACELE

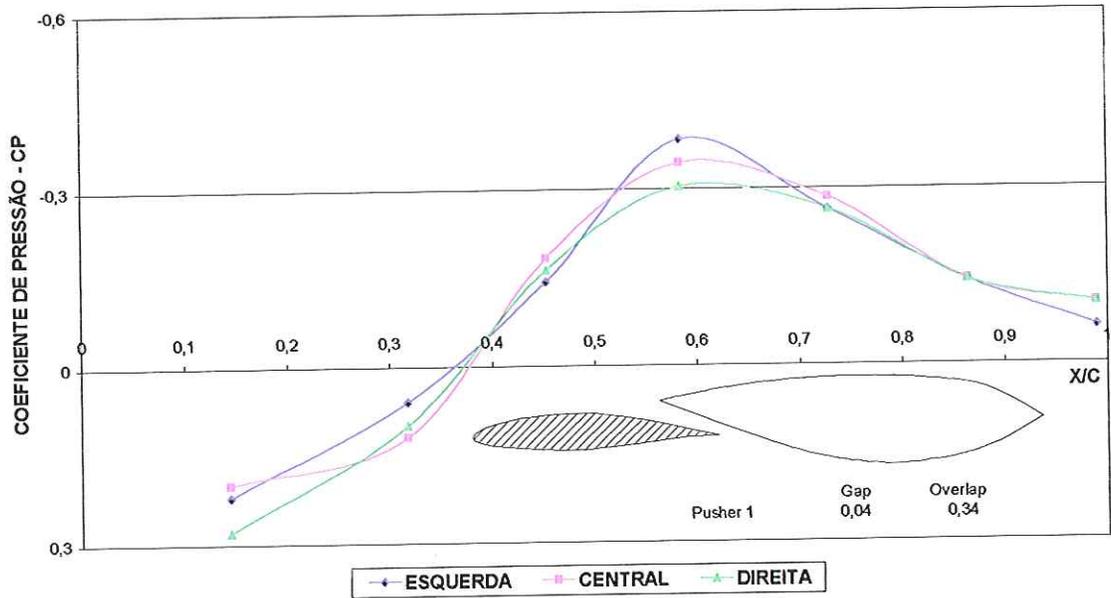


Figura 64 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior das Seções da "Nacele" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 2°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DAS SEÇÕES DA NACELE

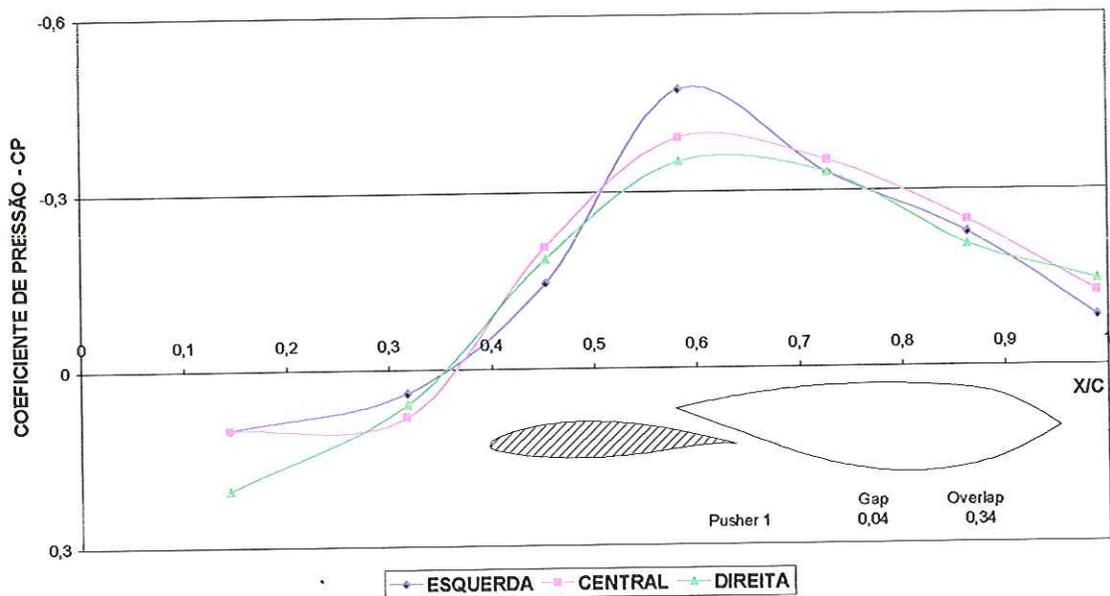


Figura 65 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior das Seções da "Nacele" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 6°.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DAS SEÇÕES DA NACELE

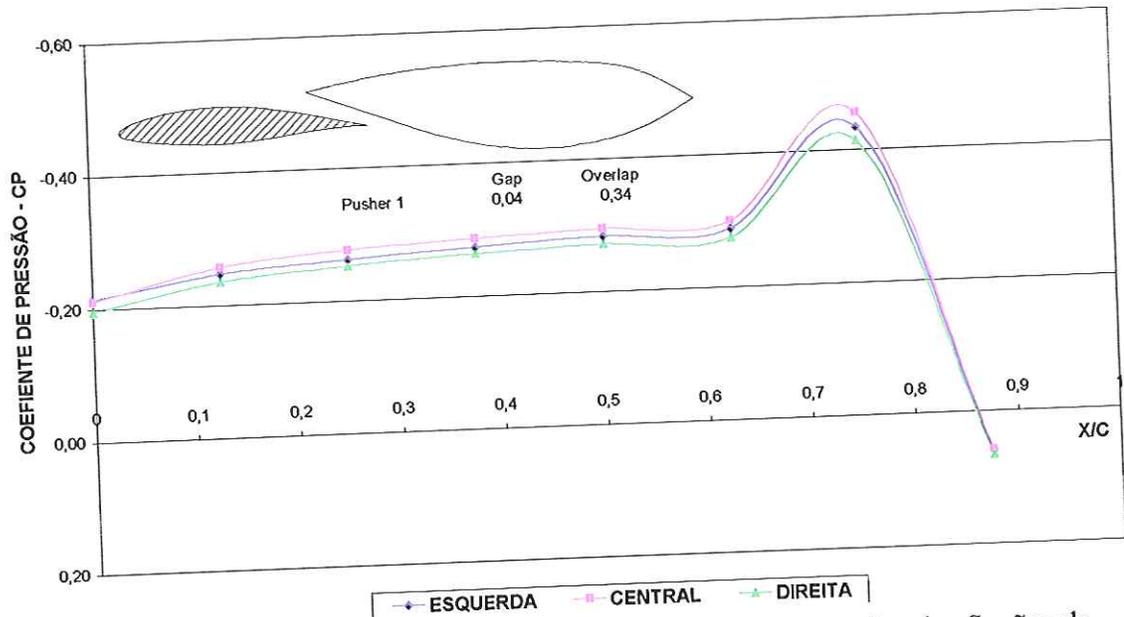


Figura 66 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior das Seções da "Nacele" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 2°.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DAS SEÇÕES DA NACELE

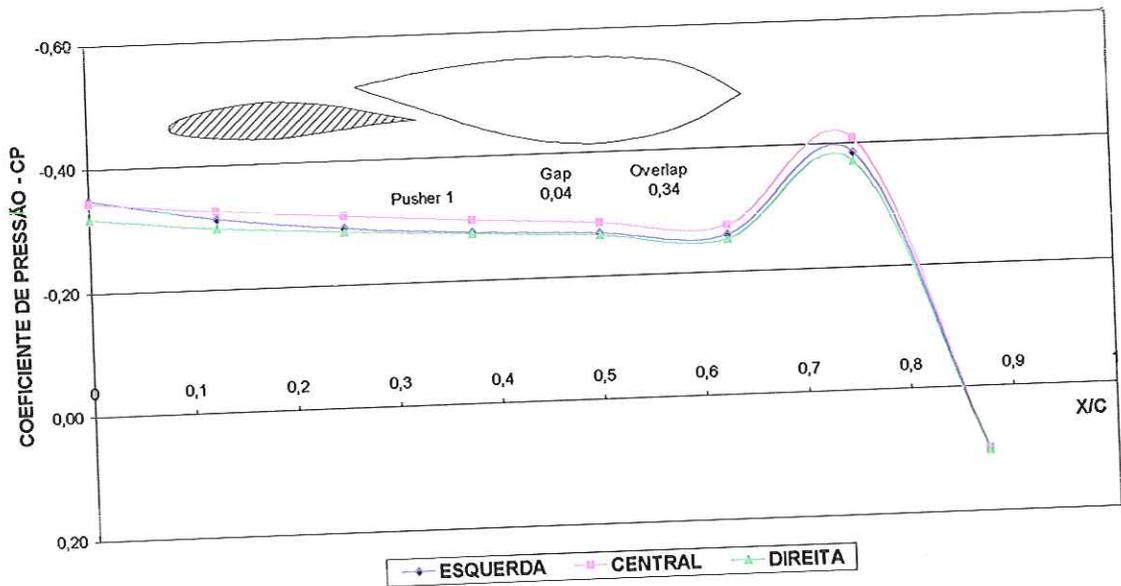


Figura 67 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior das Seções da "Nacele" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 6°.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DAS SEÇÕES DA NACELE

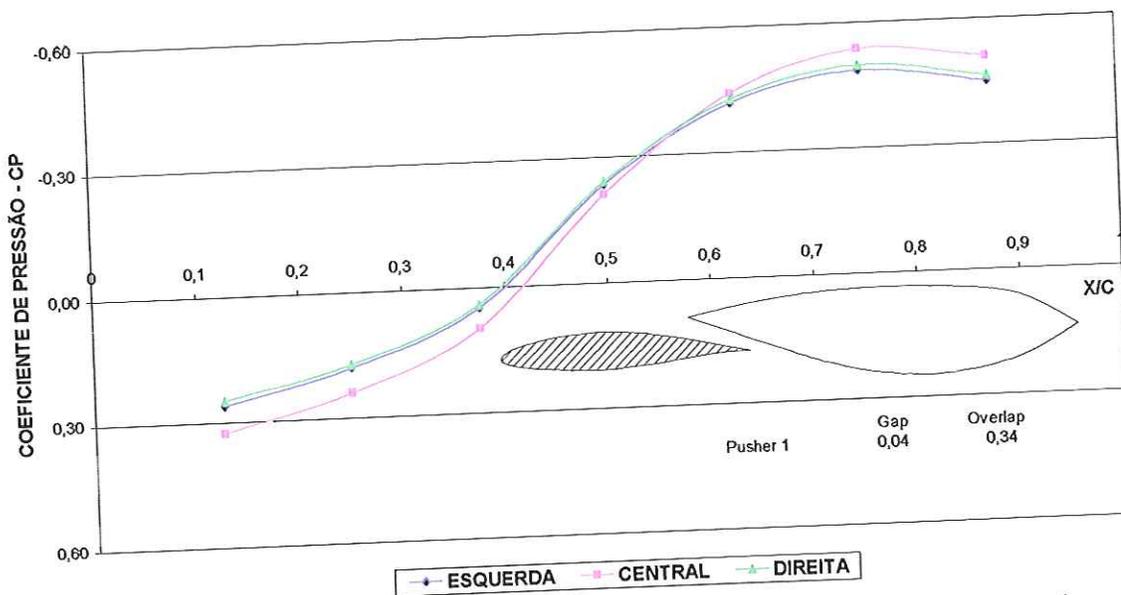


Figura 68 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior das Seções da "Nacelle" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 2°.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA DO COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DAS SEÇÕES DA NACELE

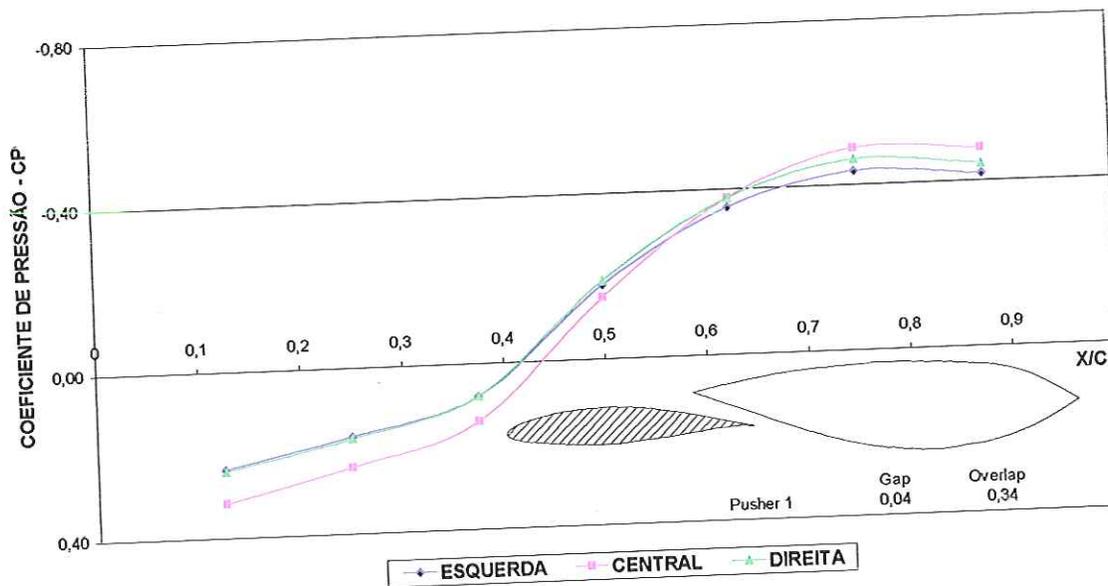


Figura 69 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior das Seções da "Nacelle" para a Configuração "Pusher" 1 e para Ângulo de 6°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO PARA DIFERENTES POSIÇÕES DA NACELE

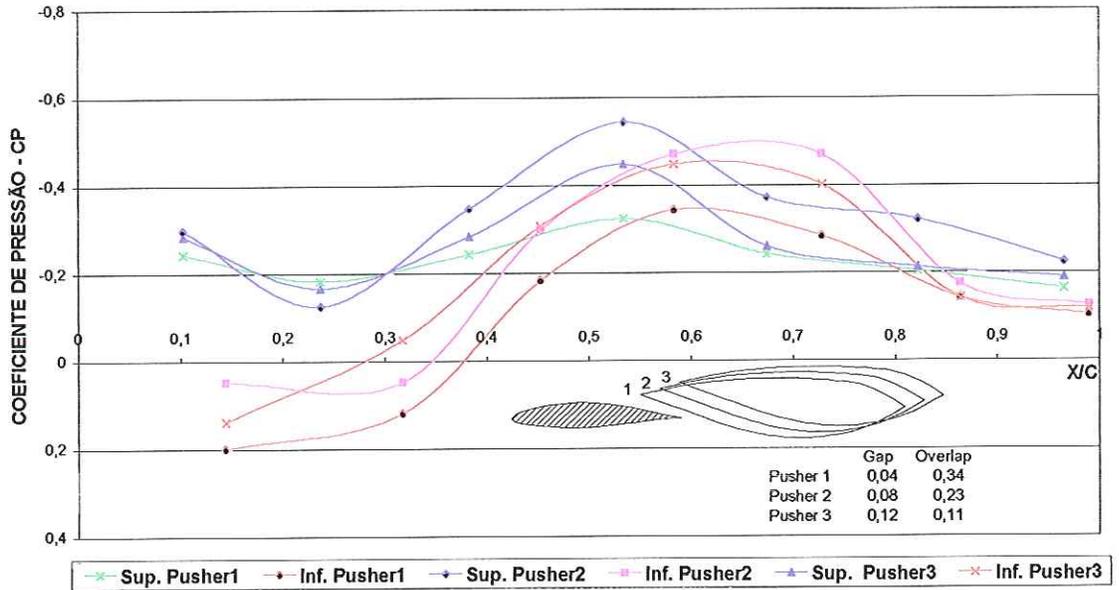


Figura 70 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Superfícies Superior e Inferior da Seção Central da "Nacelle Pusher" nas posições 1,2 e 3 para Ângulo de 2°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO PARA DIFERENTES POSIÇÕES DA NACELE

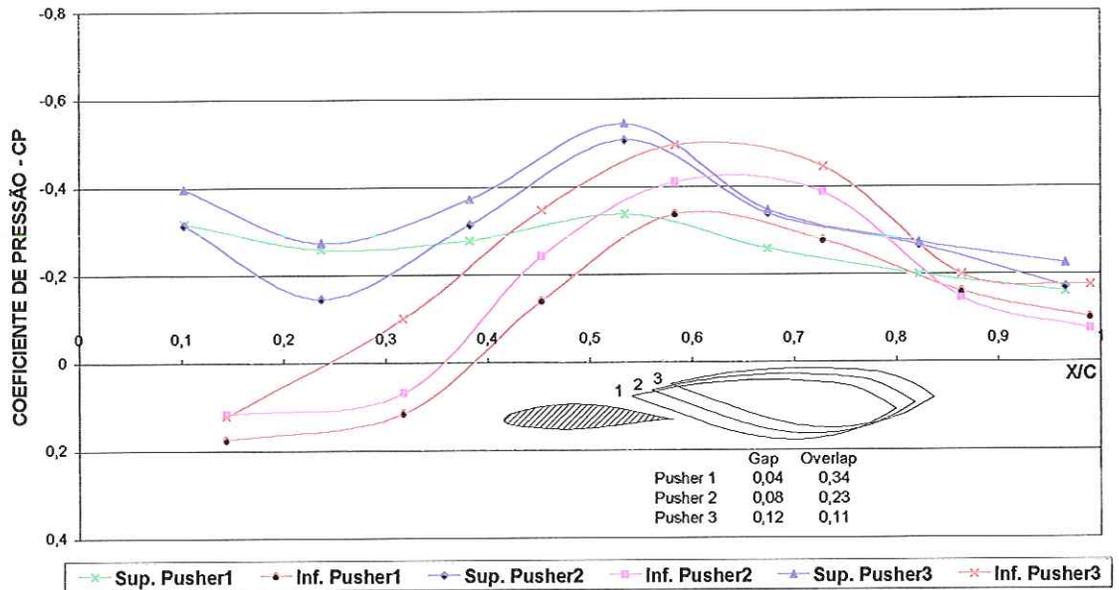


Figura 71 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Superfícies Superior e Inferior da Seção Central da "Nacelle Pusher" nas posições 1,2 e 3 para Ângulo de 4°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO PARA DIFERENTES POSIÇÕES DA NACELE

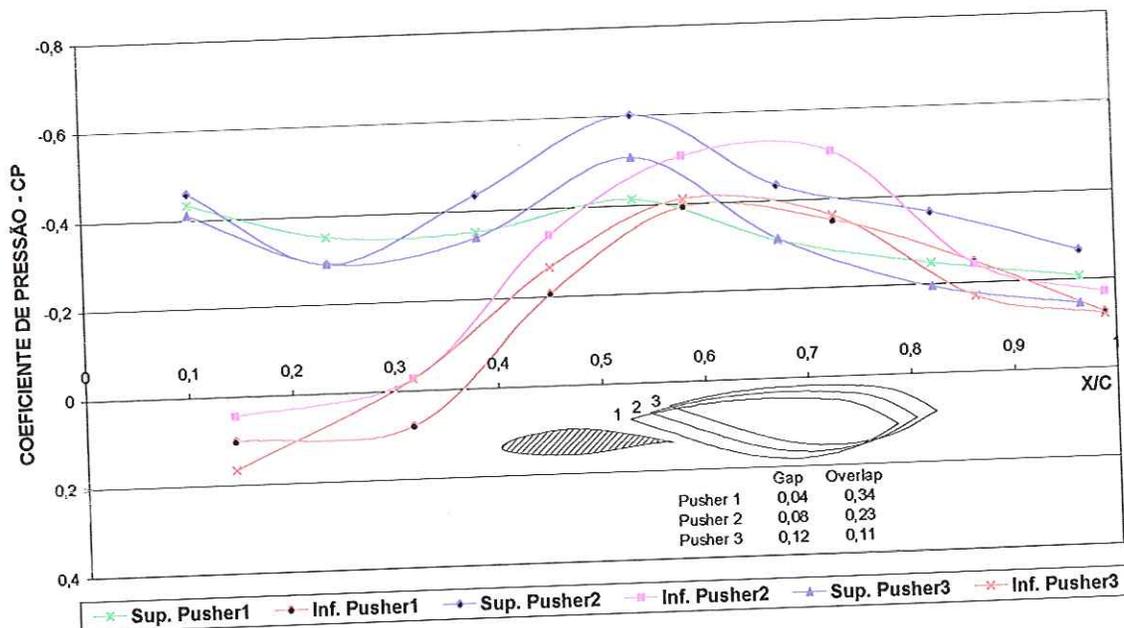


Figura 72 - Variação do Coeficiente de Pressão nas Superfícies Superior e Inferior da Seção Central da "Nacele Pusher" nas posições 1,2 e 3 para Ângulo de 6°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO NA SEÇÃO CENTRAL DA NACELE

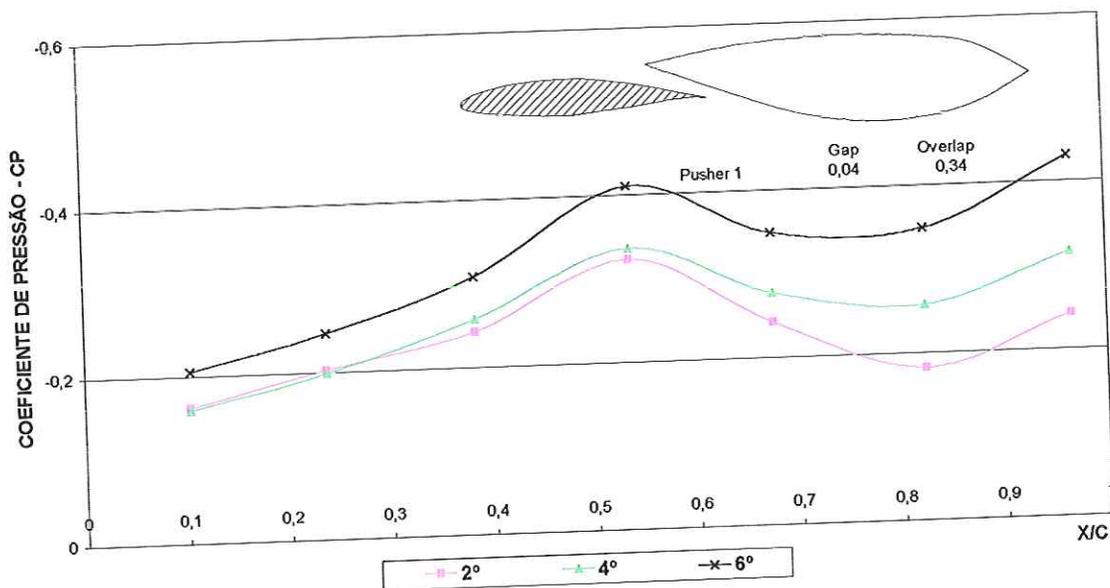


Figura 73 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da Seção Central da Configuração "Nacele Pusher 1" para Ângulos de 2,4 e 6°.

DISTRIBUIÇÃO EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO NA SEÇÃO CENTRAL DA NACELE

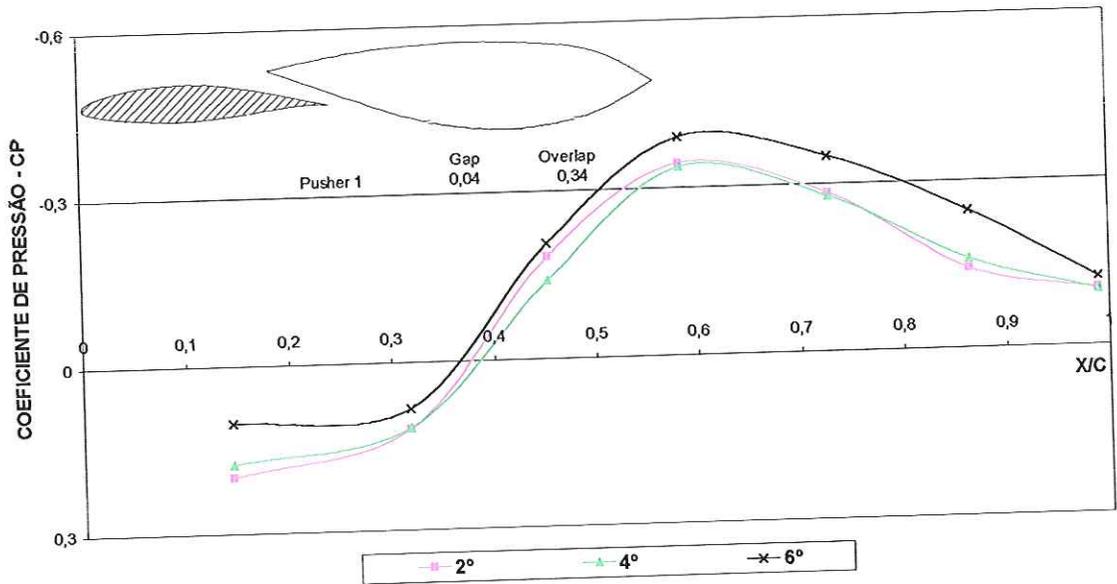


Figura 74 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da Seção Central da Configuração "Nacele Pusher 1" para Ângulos de 2,4 e 6°.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA DO COEFICIENTE DE PRESSÃO NA SEÇÃO CENTRAL DA NACELE

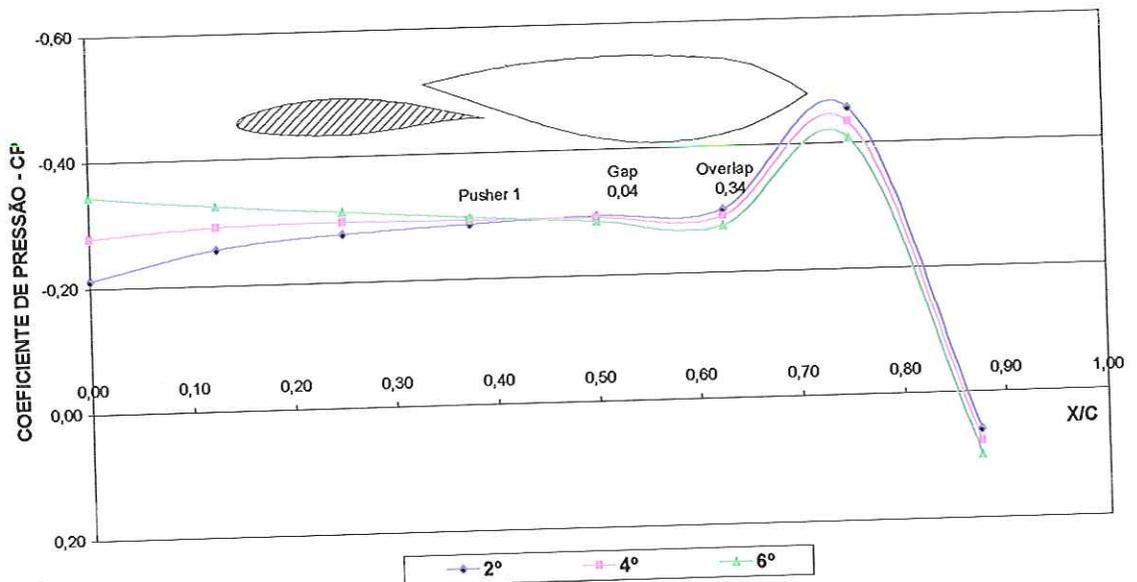


Figura 75 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da Seção Central da Configuração "Nacele Pusher 1" para Ângulos de 2,4 e 6°.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA DO COEFICIENTE DE PRESSÃO NA SEÇÃO CENTRAL DA NACELE

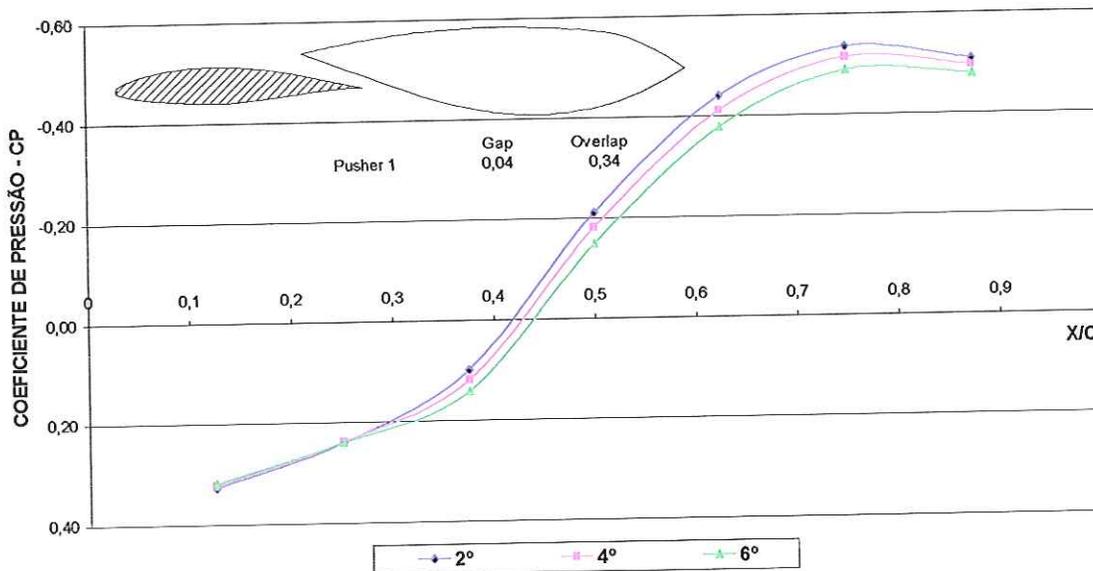


Figura 76 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da Seção Central da Configuração "Nacele Pusher 1" para Ângulos de 2,4 e 6°.

DISTRIBUIÇÃO TEÓRICA/EXPERIMENTAL DO COEFICIENTE DE PRESSÃO NA SEÇÃO CENTRAL DA NACELE

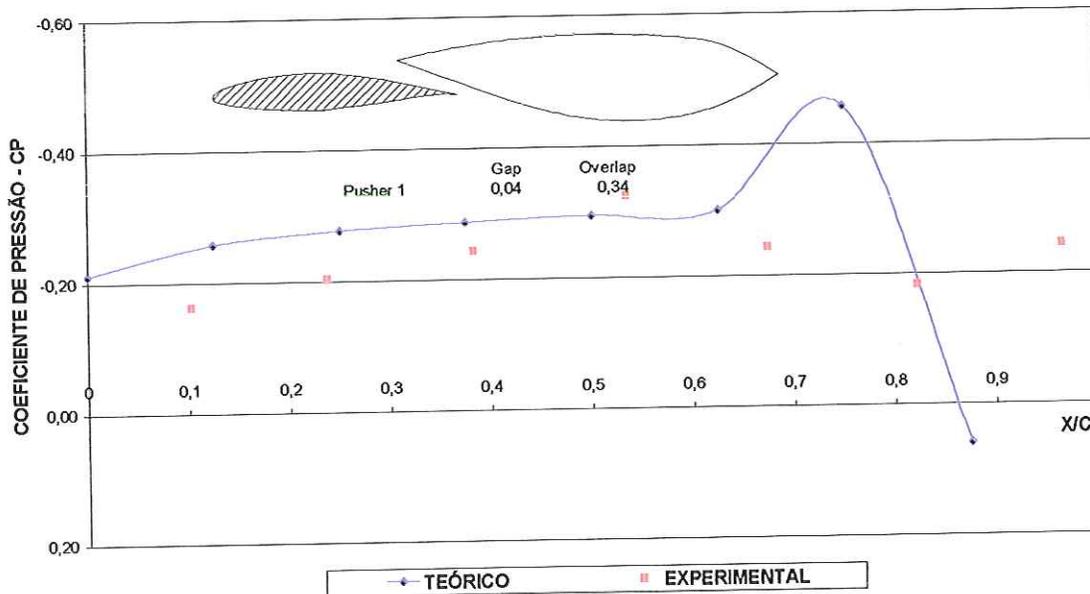


Figura 77 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da "Nacele Pusher 1" para Ângulo de 2°.

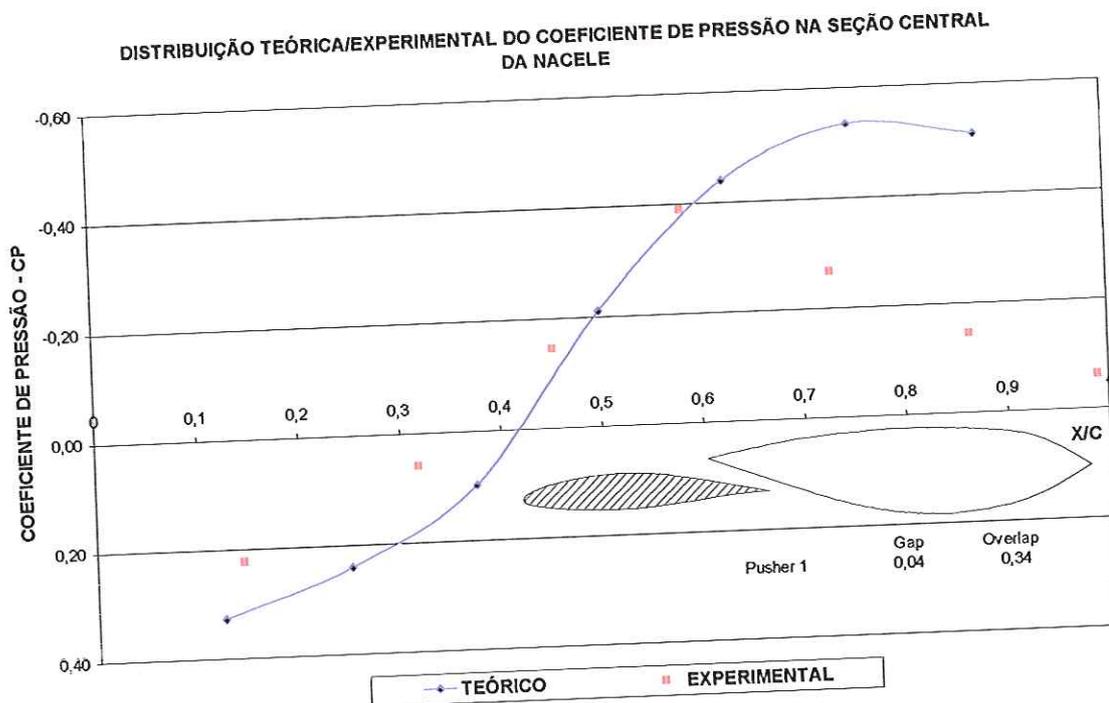


Figura 78 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da "Nacele Pusher 1" para Ângulo de 2°.

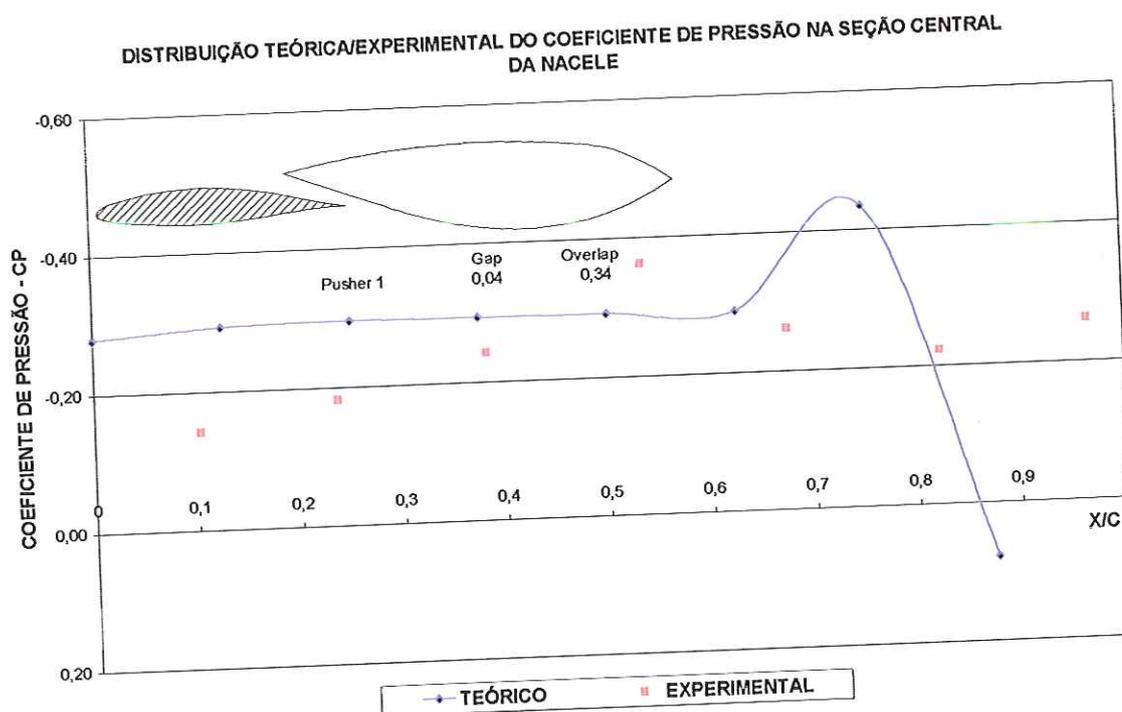


Figura 79 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da "Nacele Pusher 1" para Ângulo de 4°.

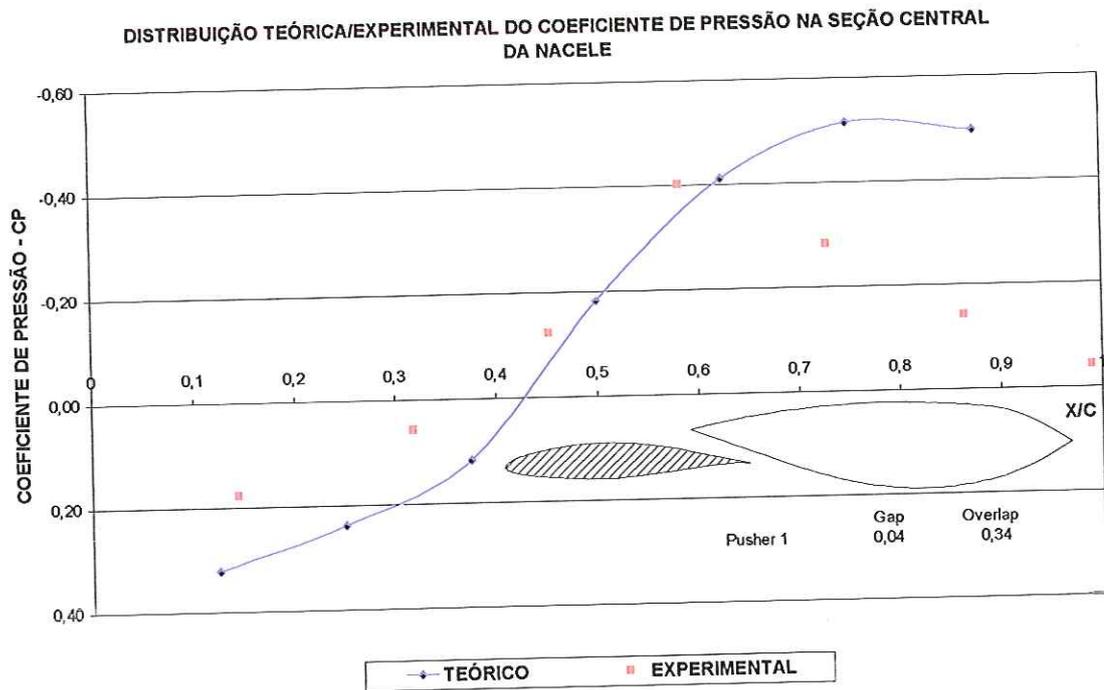


Figura 80 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da “Nacele Pusher 1” para Ângulo de 4°.

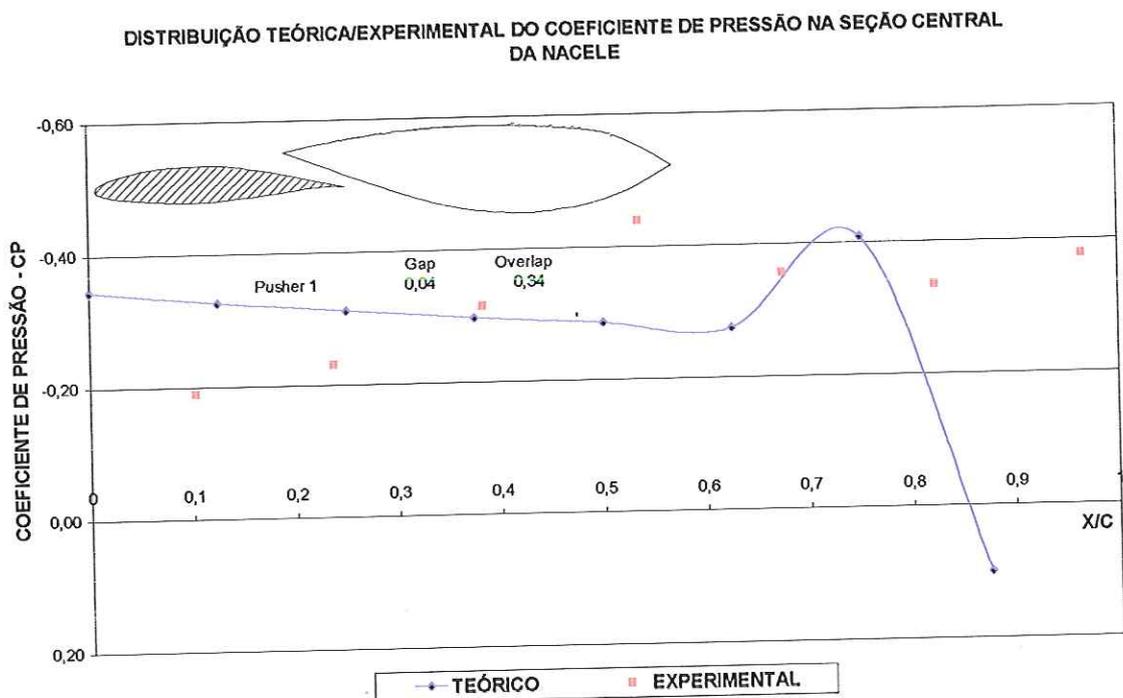


Figura 81 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Superior da “Nacele Pusher 1” para Ângulo de 6°.

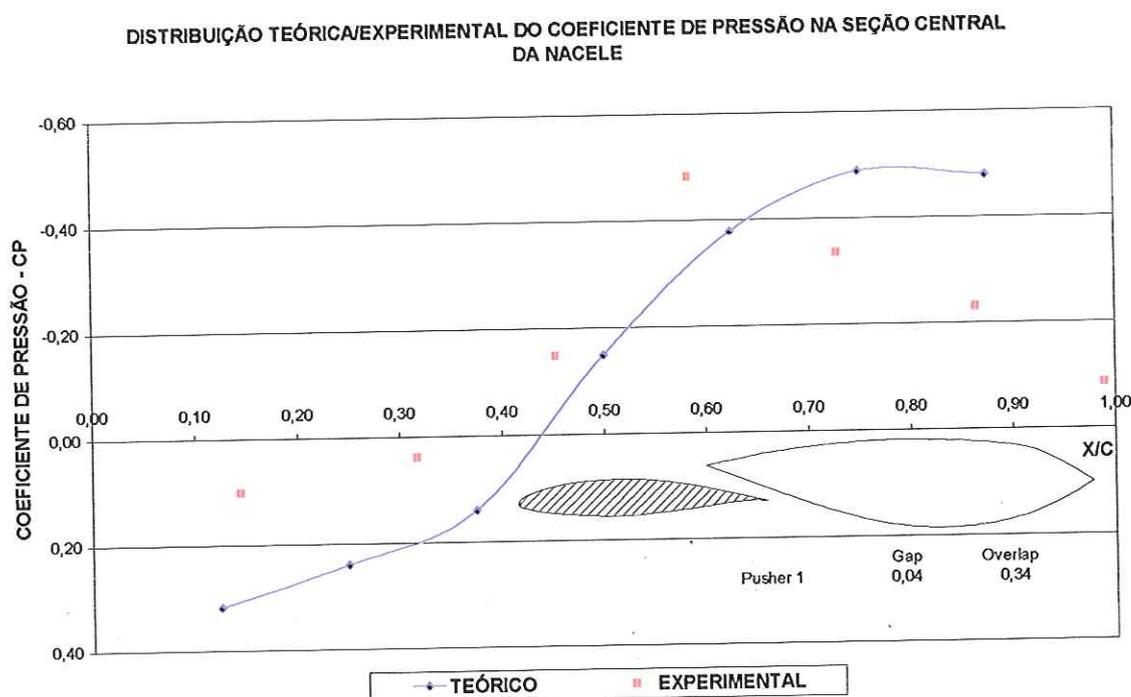


Figura 82 - Variação do Coeficiente de Pressão na Superfície Inferior da “Nacele Pusher 1” para Ângulo de 6°.

4.3 Avaliação dos Resultados Experimentais e Teóricos

4.3.1 Aerofólio e Nacele – Balança Aerodinâmica (Dados Experimentais) e Teóricos $C_L \times \alpha$ – Figuras 13 à 20 - Páginas 32 à 35

As Figuras 13, 14, 19 e 20 mostram uma situação onde a partir de 10° de ângulo de ataque ocorre um aumento na relação C_L/C_D (Fig.20) na configuração “Pusher” quando comparada à “Asa Limpa”. Esse fato pode ser explicado pelo efeito da Nacele de redução da separação na superfície superior da asa; enquanto que para ângulos menores que 10°, a configuração “Asa Limpa” apresenta menor C_D (Fig.19), por não apresentar o arrasto da Nacele, e maior C_L (Fig.14) com conseqüente maior relação C_L/C_D (Fig.20); e também fica evidente que a Nacele modificou a relação $dC_L/d\alpha$ experimental, fato que pode ser constatado pela análise da distribuição de pressão ao redor da Nacele (Figuras 70, 71 e 72), onde nota-se que a mesma gera sustentação desde o seu bordo de ataque até cerca de 50% de sua corda,

região essa, que apresenta diferença de pressão considerável entre as superfícies superior e inferior para as três posições analisadas.

Na Fig. 15 constata-se que $dC_l/d\alpha$ teórico é maior que o experimental na configuração “Asa Limpa” o que é de se esperar por ser o teórico potencial. No entanto, o comparativo $dC_l/d\alpha$ teórico / experimental para a configuração “Pusher” nas três posições graficadas (Figuras 16, 17 e 18) apresenta o efeito de maior $dC_l/d\alpha$ no experimental conforme mencionado anteriormente e que o mesmo fato não ocorre com a condição teórica. Isso pode ser explicado pelo fato de que os dados teóricos não consideram os efeitos viscosos como de separação da camada limite.

4.3.2 Aerofólio – Seções 3 e 10 – Figuras de 21 à 34 – Páginas 36 à 42

As seções 3 e 10 por não pertencerem ao vão entre a Nacele e a asa não apresentam tanto interferência. Os perfis das curvas das configurações são semelhantes tanto nas experimentais quanto nas teóricas, sendo que nas experimentais a configuração “Pusher” apresenta maior área contida do que a “Asa Limpa”, enquanto que para as teóricas ocorre o oposto (Ver Figuras 21, 22, 27, 28, 29 e 34).

O comparativo teórico / experimental para a configuração “Asa Limpa”, como pode ser observado pelas Figuras de 23 à 26 (Seção 3) e 30 à 33 (Seção 10), demonstra que a área contida pelas teóricas é maior do que as experimentais para todos os ângulos de incidência, sendo mais acentuado no bordo de ataque. Pode-se assumir que tais diferenças se devem aos efeitos viscosos não considerados pela teoria potencial e pela incerteza na obtenção dos dados experimentais e do ângulo de incidência da construção do modelo conforme pode ser observado no APÊNDICE IV.

4.3.3 Aerofólio – Seções 6,7 e 8 – Figuras de 35 à 38 – Páginas 43 e 44

As curvas representativas, tanto experimentais quanto teóricas, das seções 6,7 e 8 apresentam perfis e diferença de C_p muito semelhantes, por esse motivo foi escolhido apresentar apenas os dados pertinentes à seção 7, a qual representa geometricamente a seção da asa mais coincidente com o plano central da Nacele.

Fazendo-se uma comparação entre os dados experimentais e teóricos para ambos os ângulos de incidência, observam-se perfis das curvas semelhantes, ou seja uma mudança de

sinal do C_p de negativo para positivo à aproximadamente 55% da corda para incidência de 2° (Figuras 35 e 37); e também diferenças de C_p bem próximas de zero a partir dos mesmos 55% da corda para incidência de 6° (Figuras 36 e 38).

4.3.4 Aerofólio – Seção 7 – Figuras de 39 à 58 – Páginas 45 à 54

A seção 7 se localiza embaixo da linha central da Nacele “Pusher” e pode ser considerada aquela que representa melhor o efeito da Nacele na distribuição de pressão da asa. Nota-se, pelos dados experimentais representados pelas Figuras (39 à 42), que a interferência pelo efeito da Nacele sobre a superfície superior da asa consiste em aumentar a pressão estática local resultando em valores maiores de C_p , é notória para todos os ângulos de incidência na configuração “Pusher”, quando comparada com a configuração “Asa Limpa”, resultando em menor sustentação na região de interferência da Nacele na asa ao longo da semi-envergadura, o que pode ser observado pelas Figuras (59, 60, e 61). Verifica-se que quanto menor o “GAP” e maior o “OVERLAP” (“Pusher 1”), a interferência pela presença da Nacele é intensificada na asa e vice-versa.

A distribuição teórica de C_p (Fig. 47) para todas as posições da configuração “Pusher” analisadas segue a mesma tendência de aumento da pressão estática com conseqüente aumento do C_p dos dados experimentais (Fig. 39), quando comparados aos da “Asa Limpa”. *Nota: Infelizmente, como pode ser visto na Fig. 41, os valores experimentais do C_p na superfície superior do aerofólio para a Nacele “Pusher 2” não foram obtidos por falha nas tomadas de pressão estática nos pontos referentes ao local citado.*

O comparativo teórico experimental para a configuração “Asa Limpa”, como pode ser observado pelas Figuras de 43 à 46, demonstra que a área contida pelas teóricas é maior do que as experimentais para todos os ângulo de incidência, sendo mais acentuado no bordo de ataque.

Nota-se em todas as posições da configuração “Pusher” e em todos os ângulos de incidência que a área contida nas curvas experimentais é menor do que nas teóricas, resultando assim, menor sustentação, sendo que o aumento maior de área se encontra nas proximidades do bordo de ataque (Ver Figuras de 48 à 58). Pode-se assumir que tais diferenças se devem aos efeitos viscosos não considerados pela teoria potencial e pela

incerteza na obtenção dos dados experimentais e do ângulo de incidência da construção do modelo conforme pode ser observado no APÊNDICE IV.

Verifica-se, também, que o aumento do C_p devido ao efeito da Nacele na asa é mais acentuado para a posição 1 da Nacele (menor "GAP" e maior "OVERLAP"). Isso pode ser explicado pelo fato de que as linhas de fluxo contornam mais o aerofólio nas posições mais afastadas da Nacele (Posições 2 e 3), resultando em menor interferência no aerofólio.

Observa-se que para ângulo de incidência de 8° ocorre separação do fluxo na superfície superior do aerofólio nas proximidades do bordo de fuga.

4.3.5 Aerofólio – Coeficiente de Sustentação ao Longo da Asa – Figuras de 59 à 61 – Páginas 55 e 56

Observam-se, basicamente, três situações nessas Figuras: 1) O coeficiente de sustentação teórico é maior do que o experimental nas três posições analisadas da Nacele ao longo do aerofólio; 2) O C_L diminui consideravelmente a partir de 20 cm de semi-envergadura atingindo um valor mínimo a aproximadamente 33 cm, quando volta a aumentar até atingir valores normais a partir de 44 cm; 3) Quanto menor o "GAP" e maior o "OVERLAP" menor é o coeficiente de sustentação ao longo da asa.

Nota: Apresentou-se o gráfico de C_L para ângulo de 4° para "Pusher" 2 pelo fato de não termos dados de C_p para 6° , nessa posição, devido à falha de tomada de pressão para esse ângulo.

4.3.6 Nacele – Figuras 62 à 82 – Páginas 57 à 67

Analisando-se as Figuras 62 e 63, verifica-se que distribuição experimental de C_p na superfície superior da Nacele apresenta valores negativos e com pequena diferença entre as seções direita, central e esquerda da mesma.

Quanto para a superfície inferior tanto para os dados experimentais (Figuras 64 e 65) quanto para os teóricos (Figuras 68 e 69), as curvas das seções apresentam perfis similares tendo valores de C_p negativos acima de 40% da corda e positivos em sua maioria abaixo de 40%.

Os perfis das curvas teóricas das seções direita, esquerda e central são muito semelhantes para a superfície superior da Nacele com valores de C_p negativos até 85% da

corda, tornando-se positivo no último ponto analisado da superfície superior (Figuras 66 e 67).

As Figuras de 70 à 72 mostram que a diferença no coeficiente de pressão entre as superfícies superior e inferior é menor entre 60 à 100% da corda, região onde existe uma grande similaridade geométrica da Nacele "Pusher"; já entre o bordo de ataque a até aproximadamente 60% da corda ocorre diferenças consideráveis que se explica pela própria geometria da superfície inferior nas proximidades do bordo de ataque que propicia valores de pressão estática maior que a do fluxo livre, tornado maior o C_p e adicionando sustentação ao modelo.

A distribuição de pressão teórica e experimental ao longo da superfície superior da Nacele "Pusher" 1 é negativa e apresenta pouca diferença de pressão entre os ângulos de 2,4 e 6° analisados, sendo que o C_p é positivo somente a aproximadamente 90% da corda na condição teórica (Figuras 73 e 75), enquanto que para a superfície inferior da mesma, o C_p é positivo a até aproximadamente 40% da corda e negativo para o restante da corda, tanto na distribuição teórica quanto na experimental (Figuras 74 e 76).

Nota-se uma diferença considerável do C_p entre o teórico e o experimental em toda a superfície superior da Nacele analisada, sendo que a mesma é alternada, pois de 10 a até 40% da corda o experimental apresenta menos negativo C_p , já para o intervalo de 40 à 80% o teórico é mais negativo e nas proximidades do bordo de fuga ocorre a maior diferença, onde o teórico chega a ser positivo (Figuras 77,79 e 81). Na superfície inferior, observa-se pequena diferença no C_p entre 35 a aproximadamente 70% da corda, região essa que apresenta geometria mais arredondada ; já para os intervalos restantes da corda, a diferença é mais considerável tendo na faixa de 15 à 40% o experimental mais negativo e de 70% em diante o teórico (Figuras 78,80 e 82).

5 CONCLUSÕES

As curvas teóricas de distribuição de C_P seguem tendência semelhante às experimentais em todas as seções e configurações analisadas, evidenciando assim, uma correlação entre os dados teóricos e experimentais.

As áreas contidas nas distribuições de C_P ao longo da corda mostraram ser menores nas experimentais do que nas teóricas em praticamente todas as configurações e ângulos analisados. Essa ocorrência pode ser explicada pelo fato dos dados teóricos serem potenciais e pela incerteza obtida na obtenção dos dados experimentais bidimensionais, principalmente pelo erro de ângulo de ataque na construção do modelo (Ver APÊNDICE IV).

A distribuição experimental de pressão ao longo da Nacele foi negativa em praticamente todas as superfícies superior e inferior, caracterizando assim, baixa pressão estática ao redor da mesma, tendo como exceção a superfície inferior nas proximidades do bordo de ataque onde a distribuição é positiva, fazendo com que ocorra um adicional de sustentação à configuração "Pusher". É evidente que a Nacele modificou a relação dC_l/da experimental, fato que pode ser constatado pela análise da distribuição de pressão ao redor da Nacele (Figuras 70, 71 e 72), onde ocorre uma diferença de pressão considerável entre as superfícies superior e inferior nas proximidades do bordo de ataque da mesma.

Os resultados experimentais e teóricos mostraram que a presença da Nacele "Pusher" causa um efeito de aumentar a pressão estática na superfície superior do aerofólio, diminuindo, como consequência a sustentação na região logo abaixo da Nacele, sendo esse efeito tão maior quanto menor o "GAP" e maior o "OVERLAP", ou seja a "Pusher" 1 apresenta maior efeito e a 3 o menor.

O objetivo de obtermos um melhor rendimento aerodinâmico experimental (L/D) para a configuração "Pusher" não foi alcançado para baixos ângulos de incidência nos testes realizados na condição não motorizada, pois a configuração "Asa Limpa" obteve maior relação C_L/C_D do que a "Pusher" e suas três posições analisadas. Contudo, verifica-se pelos dados obtidos pela balança (Fig.20) que ocorre uma maior relação C_L/C_D para ângulos acima de 10° , fato esse devido ao retardamento da ocorrência de fenômenos de natureza viscosa como o de separação da camada limite causado pela influência da Nacelle no aerofólio.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABBOT, I.H. ; VON DOENHOFF, A.E. (1959). *Theory of Wing Sections*, New York, Dover.

ALMOSNINO, D. (1985). High angle-of-attach calculations of the subsonic vortex flow on slender bodies. *AIAA Journal*,v.23,n.8,p.1150-1156.

ALMOSNINO, D. ; ROM, J. (1983). Calculation of symmetric vortex separation affecting subsonic bodies at high incidence. *AIAA Journal*,v.23,n.8,p.1150-1156.

ASFAR, K.R. et al (1979). Application of the vortex-lattice technique to arbitrary bodies. *Journal of Aircraft*,v16,n.7,p.421-424.

BRANDT, J.H.P. (2000). Análise Numérica do Carregamento de uma Hélice em um Modelo Aerodinâmico. São Carlos, 2000. 90p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 20.03.2000.

BUTTER, D.J. (1977). *Program Specification for The MBB Panel Method*, Hawker Siddeley Aviation Ltda. Report N° HAS-MAE-R-CMP-0007.

CATALANO, F.M. (1988). Projeto, construção e calibração de um túnel aerodinâmico de circuito aberto Tipo N.P.L. de seção transversal hexagonal

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

HESS, J.L. ; SMITH, A.M.O. (1964). Calculation of thr non-lifting potencial flow about arbitrary theree-dimensional bodies. *Journal of Ship Research*, v.8,n.2,p.22-24.

HESS, J.L. (1975) Review of Integral-Equation Techniques for solving Potential Flow Problems with Emphasis on the Surface-Source Method. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, n. 5, p. 145-196.

HESS, J.L. (1985). Review of The Historical Development of Surface Source Methods. In: MORINO, L., ed. *Computational Methods in Potencial Aerodynamics*. Berlin, Springer-Verlag, 1985. Cap. 2 p.21-37. (Computational Mechanics Publications).

HESS, J.L. (1990). Linear potential schemes. In: HENNE, P.A., ed. *Applied computational aerodynamics*. Washington, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. Cap. 2 p.21-37. (Progress in Astronautics and Aeronautics).

HEWITT, B.L.; et al (1976). *Computational Methods and Problems in Aeronautical Fluid Dynamics*, Academic Press.

HOERNER, S.F. (1958). *Fluid Dynamic Drag*, 2nd Edition, Publ. the Author.

HUNT, B.; SEMPLE, W.G. (1978). *The Panel Method for Subsonic Aerodynamic Flows: a Survey of Mathematical Formulations and Numerical Models and an Outline of The New British Aerospace Scheme*. Belgium, Von Kármán Institute for Fluid Dynamics. (Lectures Series 1978-4).

LANDAHL, M.T. ; STARK, V.J.E. (1974). Numerical lifting surface theory: problems and progress. *AAIA Journal*, v.6, n.11, p.2049-2060, Nov.

LANDAU, L. ; LIFSHITZ, E. (1959). *Fluid Mechanics*. London, Pergamon Press. (Course of Theoretical Physics, 6).

LOCK, C.N.H. (1929). *The Interference of a Wind Tunnel on a Symmetrical Body*, A.R.C. R&M 1275.

KATZ, J.; PLOTKIN, A. (1991). *Low Speed Aerodynamics: from Wing Theory to The panel Methods*. New York, McGraw-Hill. (Aeronautical and Aerospace Engineering Series).

KÖRNER, H.; HIRSCHL, E.H. (1977). The Calculation of Flow Fields by Panel Methods: A Report on Euromech 75. *Journals of Fluid Mechanic*, v.79, part 1, p. 181-189.

- KRAUS, W. (1978). Panel Methods in Aerodynamics. In Wirz, H. J., ed. *Numerical Methods in Fluid Dynamics*. Cap.1 , p.237-297. New York, McGraw-Hill.
- MAUNSELL, M. G. (1977). *Desenvolvimento, Construção e Ensaios de uma Balança Aerodinâmica*. São Carlos. p.290 Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.
- MARTINS, A.L. (1997). Estudo de revisão, implementação e aplicação de métodos de painéis em aerodinâmica. São Carlos, 1997.224p. Dissertação (Mestrado). Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo.
- MORINO, L. (1985). Foundations of Potential Flows. In: MORINO, L., ed. *Computational Methods in Potential Aerodynamics*. Cap. 1, p. 3-17. Berlin, Springer-Verlag. (Computational Mechanics Publications).
- MORINO, L. ; KUO, C.C. (1974). Subsonic potential aerodynamics for complex configurations: a general theory. *AIAA Journal*, v.12,n.2,p.191-197.
- PANKHURST, R.C. and HOLDER, D.W. (1952). *Wind Tunnel Technique*, Publ. Sir Isaac Pitman & Son Ltd.
- PELOSI, M.G., (2004). *Projeto, Construção e Testes em Túnel de Vento de uma Aeronave Bimotor Leve*, Rel. Final de Iniciação Científica. Processo: 02/06904-4, 2004.
- POPE & HARPER (1966). *Low Speed Wind tunnel Testing*, John Wiley & Sons, New York, London, Sidney; 2nd edition, 1984;
- RUBBERT, P.E. et al (1967). A General Method for determining The Aerodynamic Characteristic of Fan-in-Wing Configuration. Vol. 1 Theory and Application USAAVLABS Technical Report 67-61A.
- RUBBERT, P.E. ; SAARIS, G.R. (1969). A General Three-Dimensional Potential Flow Method applied to V/STOL Aerodynamics. *Society of Automotive Engineers Journal*, v.77, p.44-51.
- THOMPSON, J.S. (1948). *Present Methods of applying Blockage Corrections in a Closed Rectangular High Speed Wind Tunnel*, A.R.C. 11385 (Unpublished).

SCHLICHTING, H. (1979). *Boundary Layer Theory*, New York, McGraw Hill.

SRIVASTAVA, A. ; MOOK, D. T. (1994). Redundancy in the discrete-vortex method for closed bodies. *Journal of Aircraft*, v.31, n.6, p.1436-1437.

SYTMA, H.S. ; HEWITT, B.L. ; RUBBERT, P.E. (1978). *A comparison of panel methods for subsonic flow computation*. NATO AGARD-AG-241.

VERDÉRIO, L.A. (1993). Análise da Interação entre Asa e Esteira da Hélice por meio do Método dos Painéis. São Carlos, 1993.230p. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 05.08.93.

YOUNG, A.D. (1945) *Blockage Corrections for a Closed Rectangular Tunnel: Part II – Note on the Blockage Correction for Streamline Bodies of Revolution*, A.R.C. R&M 1984.

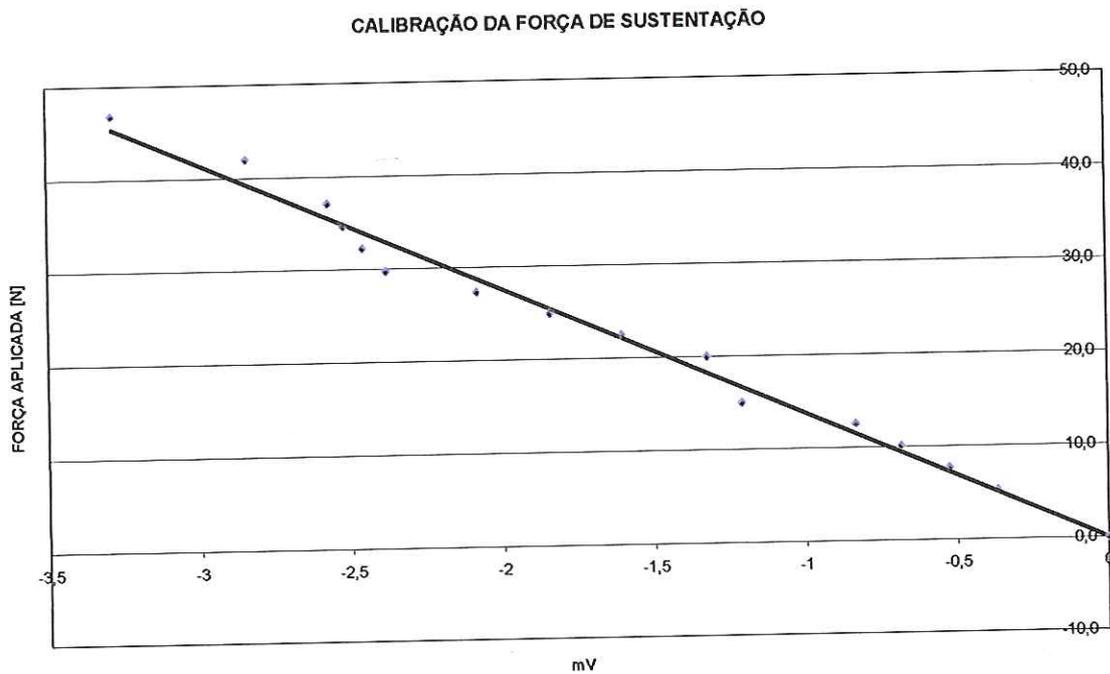
WOODWARD, F.A. (1968). Analysis and design of wing-body configurations at subsonic and supersonic speeds. *Journal of Aircraft*, v. n.6, p.53-59, nov-Dec.

WOODWARD, F.A. (1973). *An improved method for the aerodynamic analysis of wing-body-tail configurations in subsonic and supersonic flow. Part I – Theory and application*. NASA CR-2228.

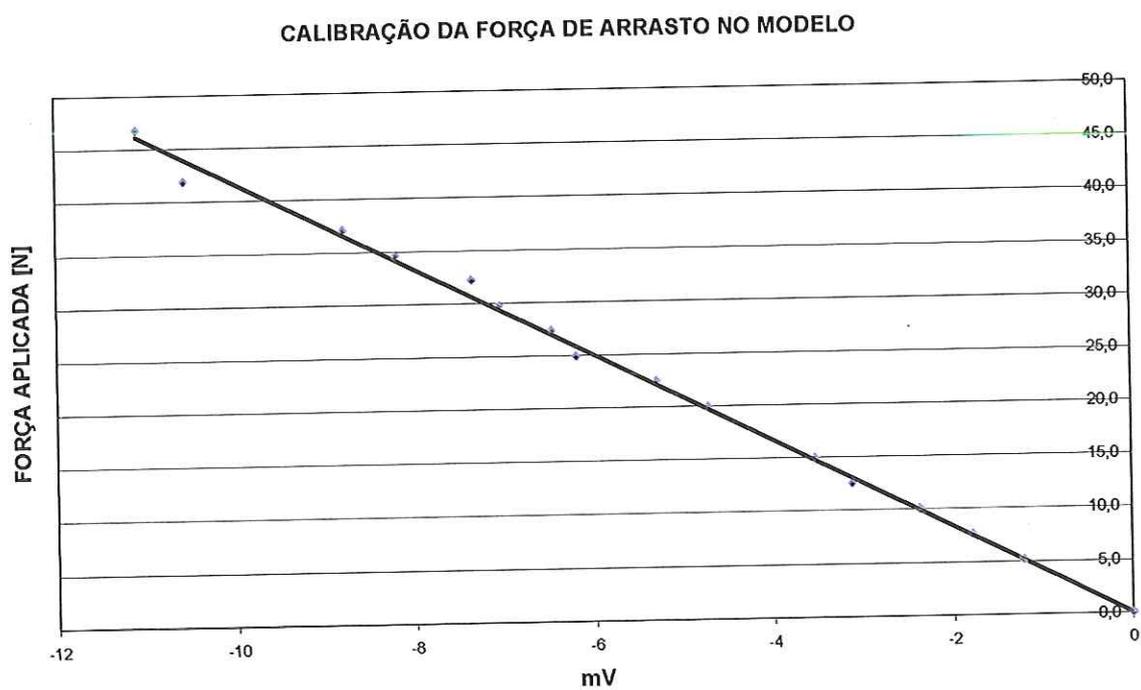
APÊNDICE I

CURVAS E EQUAÇÕES OBTIDAS DA CALIBRAÇÃO DA BALANÇA
AERODINÂMICA

1) Curva de Calibração da Força de Sustentação da Balança. Equação: $y = -1,179.X$



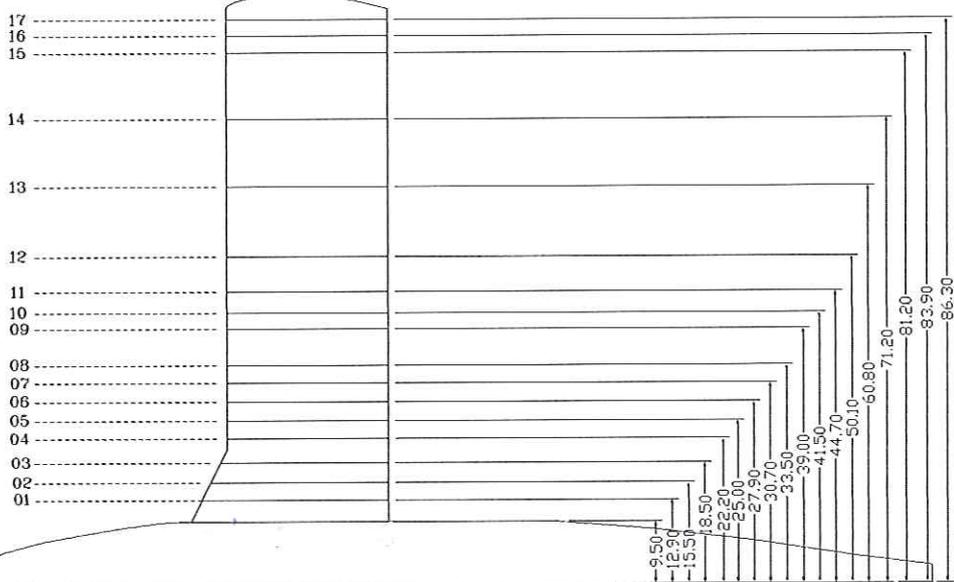
2) Curva de Calibração da Força de Arrasto da Balança. Equação: $y = -0,429.X$



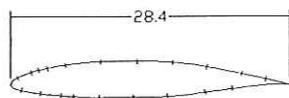
APÊNDICE II

DISTRIBUIÇÃO DOS PONTOS DE TOMADA DE PRESSÃO ESTÁTICA
NAS SEÇÕES DO AEROFÓLIO E O POSICIONAMENTO DAS MESMAS
AO LONGO DA SEMI-ENVERGADURA DA ASA

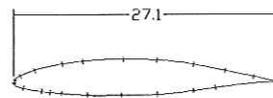
Seções



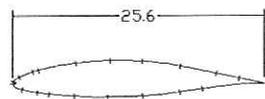
Seção - 01



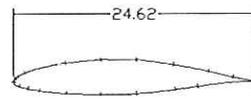
Seção - 02



Seção - 03

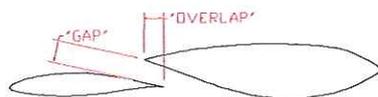
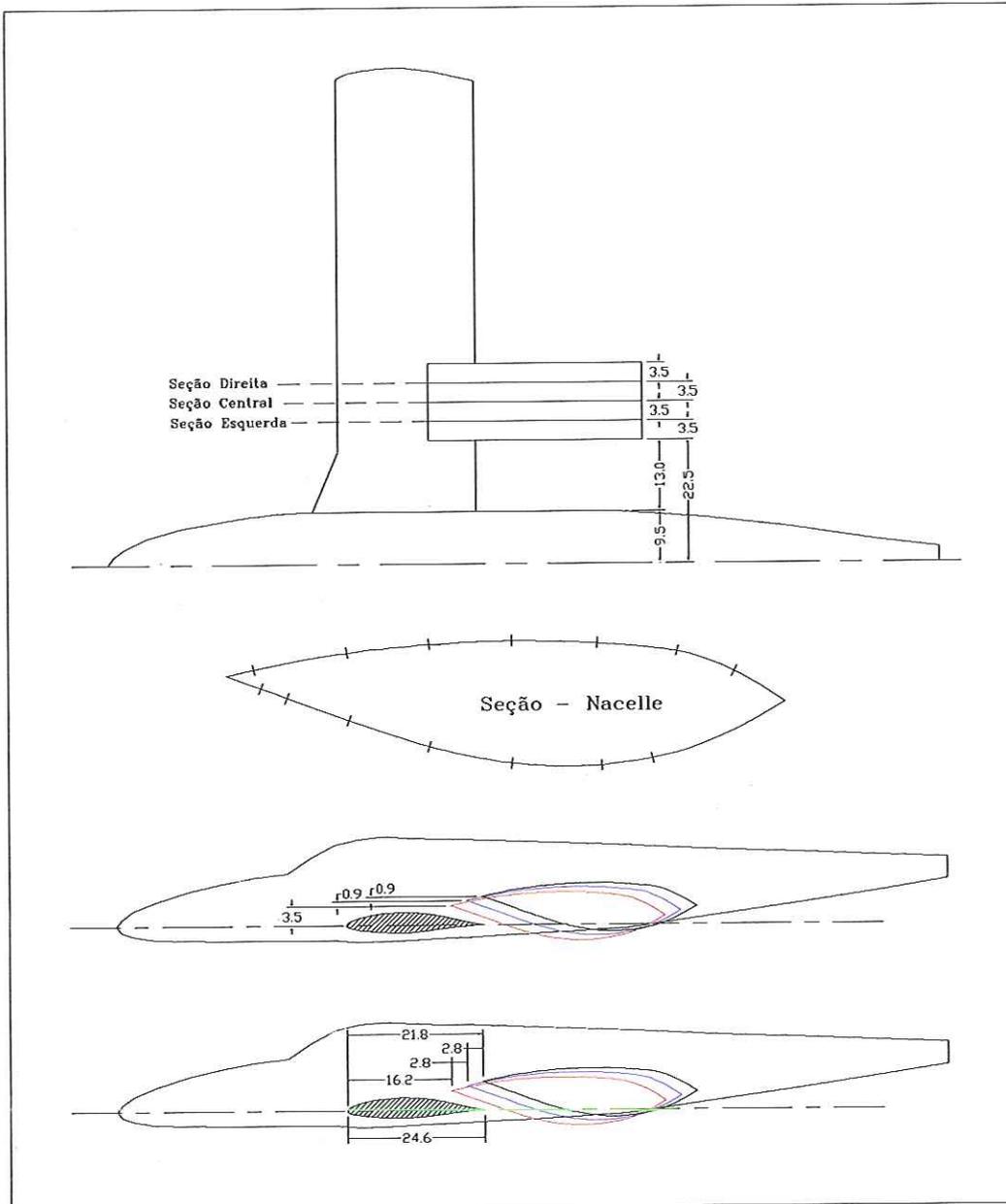


Seções - 4 à 13



APÊNDICE III

DISTRIBUIÇÃO DOS PONTOS DE TOMADA DE PRESSÃO ESTÁTICA
NAS SEÇÕES DO NACELE E O POSICIONAMENTO DAS MESMAS AO
LONGO DA DIREÇÃO DA SEMI-ENVERGADURA DA ASA



	"GAP"	"OVERLAP"
Pusher 1	0,04	0,34
Pusher 2	0,08	0,23
Pusher 3	0,12	0,11

APÊNDICE IV

CÁLCULO DE INCERTEZAS

Nesse apêndice são demonstrados como são calculados os valores de incertezas presentes na obtenção da velocidade média, das forças de sustentação e arrasto utilizadas na obtenção dos dados experimentais. CATALANO (1988) descreve que os erros nas medidas experimentais seguem a seguinte expressão:

$$\Delta P(X, Y, \dots, N) = \sqrt{\left(\frac{\partial P}{\partial X} \Delta X\right)^2 + \left(\frac{\partial P}{\partial Y} \Delta Y\right)^2 + \dots + \left(\frac{\partial P}{\partial N} \Delta N\right)^2};$$

sendo que ΔX , ΔY , ΔN , representam os erros das propriedades X, Y, N onde P é função. O desvio padrão utilizado provem da distribuição normal de Gauss da estatística utilizando o desvio de 2σ que representa 95% de probabilidade de ocorrência segundo COIMBRA (2002).

Aplicando a equação acima para característica obtida nos ensaios, temos:

A.1 Incerteza na obtenção da velocidade do ar

Sabe-se que a velocidade obtida na seção de testes de túnel de vento é em função da densidade do ar e da pressão dinâmica, ou seja, $\Delta V_\infty (\rho_{ar}, q_\infty)$, logo:

$$\Delta V_\infty = \sqrt{\left(\frac{\partial V_\infty}{\partial \rho_{ar}} \Delta \rho_{ar}\right)^2 + \left(\frac{\partial V_\infty}{\partial q_\infty} \Delta q_\infty\right)^2}; \quad (A.1)$$

sendo que Δq_∞ é o erro do Manômetro Betz utilizado no ensaio ($2\sigma = 0,1$ mmHg). Já a incerteza na medição da densidade do ar é em função da pressão e da temperatura ambiente, ou seja $\Delta\rho_{ar}$ (P, T), logo:

$$\Delta\rho_{ar} = \sqrt{\left(\frac{\partial\rho_{ar}}{\partial P} \Delta P\right)^2 + \left(\frac{\partial\rho_{ar}}{\partial T} \Delta T\right)^2};$$

Sendo que: $\frac{\partial\rho_{ar}}{\partial P} = \frac{1}{RT}$ e $\frac{\partial\rho_{ar}}{\partial T} = -\frac{P}{RT^2}$

Temos os seguintes valores médios do ensaio:

$P = 91000$ (N/m²) ; $\rho_{ar} = 1,08$ (kg/m³) ; $q_\infty = 216$ Pa ; $T = 293$ (°K), sendo a constante universal dos gases: $R = 287,24$ (m²/s²°K)

Os erros dos instrumentos de medição são:

$\Delta P = 66$ Pa (0,5mmHg) ; $\Delta T = 0,5$ °C ; $\Delta q_\infty = 1$ Pa (0,1mmH₂O)

Aplicando os valores na equação A.2 e após na A.1, obtem-se:

$\Delta\rho_{ar} = \pm 0,002$ kg / m³ ; $\Delta V_\infty = \pm 0,1$ m / s

A.2 Incerteza na obtenção do coeficiente de sustentação (C_L)

A.2.1 Tridimensional (Balança)

O coeficiente de sustentação é calculado pela seguinte expressão:

$C_L = \frac{L}{q_\infty S}$, portanto:

$$\Delta C_L = \sqrt{\left(\frac{\partial C_L}{\partial L} \Delta L\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial P} \Delta P\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial S} \Delta S\right)^2} \quad (A.2)$$

As precisões da balança aerodinâmica, do paquímetro e da trena utilizados na experiência são:

$\Delta L = 0,1 \text{ mV}$ que representa o valor de 0,1179 (N) através da equação de calibração da força de sustentação do APÊNDICE I;

$\Delta c = 0,05 \text{ mm}$ (Paquímetro para obtenção da corda do modelo);

$\Delta b = 1 \text{ mm}$ (Trena para medição da envergadura).

Logo, podemos calcular o erro do cálculo da área da asa:

$$\Delta S = \sqrt{\left(\frac{\partial S}{\partial c} \Delta c\right)^2 + \left(\frac{\partial S}{\partial b} \Delta b\right)^2} \Rightarrow \Delta S = \pm 1,2 * 10^{-2} \text{ m}^2$$

e a incerteza do coeficiente de sustentação pela equação (A.2), resultando:

$$\Delta C_L = \pm 0,049$$

A.2.2 Bidimensional (Seções do aerofólio)

O coeficiente de sustentação bidimensional é dado pela integração numérica do coeficiente de pressão ao longo da corda, portanto:

$$\Delta C_{LB} = \int_0^c C_p \delta\left(\frac{x}{c}\right) \text{ onde, } C_p = \frac{P_{EM} - P_{E\infty}}{q_\infty} \text{ e sendo que } C_L \text{ é função do ângulo de}$$

ataque, o qual a incerteza se dá na medição do mesmo e na construção do modelo , portanto:

$$\Delta C_{LB} = \sqrt{\left(\frac{\partial C_L}{\partial P_{EM}} \Delta P_{EM}\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial P} \Delta P\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \Delta \alpha\right)^2} \quad (\text{A.3})$$

sendo, $\Delta P_{EM}=0,0012$; $\Delta P=0,1 \text{ mmH}_2\text{O}$; $\Delta\alpha=1^\circ$ (Regulagem no Túnel) + $0,5^\circ$ (erro de construção)= $1,5^\circ$; $\frac{\partial C_L}{\partial P_{EM}} = -0,0345$; $\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 0,094$; utilizando a equação (A.3), obtemos:

$$\Delta C_L = \pm 0,141$$

A.3 Incerteza na obtenção do coeficiente de arrasto (C_D)

O coeficiente de arrasto é calculado pela seguinte expressão:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \text{ , portanto:}$$

$$\Delta C_D = \sqrt{\left(\frac{\partial C_D}{\partial D} \Delta D\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial P} \Delta P\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial S} \Delta S\right)^2} \quad (\text{A.4})$$

As precisões da balança aerodinâmica, do paquímetro e da trena utilizados na experiência são:

$\Delta D=0,1\text{mV}$ que representa o valor de $0,0429 \text{ (N)}$ através da equação de calibração da força de arrasto do APÊNDICE I;

$\Delta c=0,05\text{mm}$ (Paquímetro para obtenção da corda do modelo);

$\Delta b=0,5\text{mm}$ (Trena para medição da envergadura).

Logo, podemos calcular o erro do cálculo da área da asa:

$$\Delta S = \sqrt{\left(\frac{\partial S}{\partial c} \Delta c\right)^2 + \left(\frac{\partial S}{\partial b} \Delta b\right)^2} \Rightarrow \Delta S = \pm 1,2 * 10^{-2} \text{ m}^2$$

e a incerteza do coeficiente de arrasto pela equação (A.4), resultando:

$$\Delta C_D = \pm 0,043$$