HERNÁN DARÍO CERÓN MUÑOZ

ANÁLISE EXPERIMENTAL DAS CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE MULTI-WINGLETS ADAPTATIVAS

Serviço de Pós-Graduação EESC/USP

EXEMPLAR REVISADO

Data de entrada no Serviço...04../..01../..05.....

Ass.:.....

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

DEDALUS - Acervo - EESC

31100050113

EESC - USP Biblioteca CAMPUS DE S. CARLOS

Orientador: Prof. Dr. Fernando Martini Catalano

São Carlos

2004

FOLHA DE JULGAMENTO

Candidato: Engenheiro **HERNAN DARIO CERON MUÑOZ**

Dissertação defendida e julgada em 18-10-2004 perante a Comissão Julgadora:

APROVADO

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

APROVADO

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

APROVADO

Prof. Dr. **ROGÉRIO FRAUENDORF DE FARIA COIMBRA**
(Centro Técnico Aeroespacial/CTA)

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

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

Dedico este trabajo a Ana María, mi amada esposa, mi dulce e incansable compañera.

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao Professor Fernando Martini Catalano quem me brindou a oportunidade de realizar o mestrado no Brasil e orientou a condução desta dissertação.

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

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

Ao Eng. Rogeiro Coimbra pela informação, dicas, e discussões que ajudaram à concepção da pesquisa.

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

Aos funcionários do LAE e Pós-graduação pela colaboração no bom desenvolvimento da pesquisa e do mestrado

Finalmente, agradeço a todo o povo Brasileiro, por que nunca fui tratado como estrangeiro, pelo abrigo e carinho dado para mim e para minha esposa.

Resumo

CERÓN-MUÑOZ, H. D. (2004). Análise Experimental das Características Aerodinâmicas de Multi-Winglets Adaptativas. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos,2004.

O objetivo desta pesquisa é o estudo do uso potencial de Multi-Winglets Adaptativas para obter reduções no arrasto induzido através da variação do diedro das winglets. Os vórtices gerados nas pontas das asas são um produto inevitável da presença da sustentação, ou seja, é um custo a pagar pela força que mantém as aeronaves no ar. Diferentes estudos têm demonstrado que o escoamento presente nas pontas das asas pode ser redirecionado usando pequenas superfícies aerodinâmicas reduzindo assim o arrasto induzido. O modelo testado era constituído por uma asa retangular construída a partir de um perfil NACA $65_3 - 018$ dotado de três winglets tipo "tip-sails", que são pequenas asas sem enflechamento ao 25% da corda. Os testes realizados foram para um regime de Número de Reynolds de 357.000. Os resultados foram analisados através do análise da sustentação, arrasto e mapeamento da esteira através da técnica de anemometria de fio quente.

Abstract

CERON-MUÑOZ, H. D. (2004). Experimental Analysis of Aerodynamics Characteristics of Adaptative Multi-Winglets. Dissertação (Mestrado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos,2004.

The aim of this research is the study of the potential use of adaptive multi-winglets to reduce induced drag through variations of winglet cant angles. The vortices generated at the wing tips are an inevitable product of the presence of lift, that is, they represent the price paid for the presence for the force that keeps the aircraft in the air. Different studies have shown that the flow over the wing-tip can be redirected using small aerodynamics surfaces, thereby reducing the induced drag. The model tested is composed of a rectangular wing using a NACA $65_3 - 018$ profile with three winglets called "tip-sails", which are small wings without sweep at 25% chord. The tests were made at a Reynolds number of 350,000. The results are analyzed in terms of lift and drag and mapping of the wake using hot wire anemometry techniques.

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO 1

2 ANÁLISE DO PROBLEMA 2

2.1 INTRODUÇÃO 2

2.2 ARRASTO TOTAL 2

2.3 ARRASTO PARASITA 2

2.3.1 Arrasto à fricção 3

2.3.2 Arrasto de Pressão 3

2.3.3 Arrasto por ondas de choque 3

2.4 ARRASTO INDUZIDO 4

2.4.1 Lei de Biot-Savart e teorema de Helmholtz 6

2.4.2 Teoria de Linha de Sustentação 8

2.4.3 Reduções do Arrasto Induzido 10

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA 14

3.1 INTRODUÇÃO 14

3.2 TRABALHOS SELECIONADOS 14

3.3 POSICIONAMENTO DO TRABALHO 17

3.4 FENÔMENO FÍSICO 18

4 DESCRIÇÃO DO EXPERIMENO 22

4.1 INTRODUÇÃO 22

4.2 SEQÜÊNCIA EXPERIMENTAL 22

4.3 DETERMINAÇÃO DA ENVERGADURA DAS WINGLETS 24

4.3.1 Modelo de asa utilizado 24

4.3.2 O Túnel de Vento LAE-1 e Instrumentação 25

4.3.3 Procedimento Experimental para a Obtenção da Envergadura das Winglets 27
4.3.4 Resultados obtidos 27
4.4 CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE MULTI-WINGLETS ADAPTATIVAS: ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO 32
4.4.1 Modelo Experimental 32
4.4.2 O Túnel de Vento e Instrumentação 35
4.4.3 Procedimento Experimental para a Análise do Sistema 36
4.4.4 Correções no Túnel de Vento 38
4.5 Configurações Preliminares 40
4.6 Ensaios de Anemometria a fio Quente 42

5 APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS 43
5.1 INTRODUÇÃO 43
5.2 RESULTADOS DOS ENSAIOS COM BALANÇA AERODINÂMICA 44
5.2.1 Resultados Obtidos para a Asa Básica 44
5.2.2 Resultados Obtidos para a configuração 11: $-30^o A, -15^o B, 0^o C$. 48
5.2.3 Resultados Obtidos para a configuração 19: $-30^o A, 0^o B, +30^o C$. 52
5.2.4 Resultados Obtidos para a configuração 40: $+45^o A, +30^o B, +15^o C$ 56
5.2.5 Resultados Obtidos para a configuração 44: $-15^o A, -30^o B, -45^o C$ 60
5.2.6 Resultados Obtidos para a configuração 47: $+60^o A, +30^o B, 0^o C$. 64
5.2.7 Resultados Obtidos para a configuração 48: $+45^o A, +15^o B, -15^o C$ 68
5.2.8 Curvas comparativas entre as configuraçoes 72
5.3 DISCUSSÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS OBTIDOS NOS ENSAIOS COM BALANÇA AERODINÂMICA 76
5.3.1 Sustentação 76
5.3.2 Arrasto 77
5.3.3 Eficiência Aerodinâmica 77
5.4 RESULTADOS DOS ENSAIOS COM ANEMOMETRIA A FIO QUENTE 79

5.5 DISCUSSÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS OBTIDOS NOS ENSAIOS DE ANEMOMETRIA À FIO QUENTE 87

6 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS 88

6.1 Conclusões 88

6.2 Sugestões Para Trabalhos Futuros 89

7 BIBLIOGRAFIA 91

A CÁLCULO DE INCERTEZAS 94

A.1 Erro na determinação da velocidade do ar 94

A.2 Determinação das Incertezas para os Coefcientes de Sustentação (C_L) e Arrasto (C_D) 95

A.2.1 Cálculo da propagação das incertezas para o coeficiente de sustentação 95

A.2.2 Cálculo da propagação das incertezas para o coeficiente de arrasto 96

A.3 Determinação das Incertezas para o Cálculo do Número de Reynolds . 97

A.3.1 Erro na determinação da viscocidade dinâmica do ar 97

A.3.2 Erro na determinação do Número de Reynolds 97

B CALIBRAÇÃO DA BALANÇA AERODINÂMICA 98

B.1 Calibrção para leitura da sustentação 98

B.2 Calibrção para leitura do arrasto 99

C COORDENADAS DAS SEÇÕES DAS WINGLETS 100

LISTA DE FIGURAS

2.1 Visualização dos vórtices de pontas de uma asa rectangular.(*De Van Dyke, Milton(1982),* An Album of Fluid Motion, *Parabolic Press, Standford.*) 4

2.2 Visualização do upwash e downwash 5

2.3 Influencia do donwash no ângulo de ataque 5

2.4 Sistema de forças 6

2.5 Filamento de Vórtices (*De Anderson, John D.* (2001), Fundamental of Aerodynamics, Mc-Hill, 3ed., p.357) 7

2.6 Velocidade induzida no ponto P por um filamento infinito de vórtices (*De Anderson, John D.* (2001), Fundamental of Aerodynamics, Mc-Hill, 3ed., p.358) 7

2.7 Vórtices ferradura superpostos numa linha de sustentação (*De Anderson, John D.* (2001), Fundamental of Aerodynamics, Mc-Hill, 3ed., p.363) 8

2.8 Fator do arrasto induzido para asas linearmente afiladas (*De Anderson, John D.* (2001), Fundamental of Aerodynamics, Mc-Hill, 3ed., p.376) 11

2.9 Classificação de Pontas de Asa 13

3.1 Esquema da configuração experimental 18

3.2 Forças sobre uma superfície auxiliar montada na ponta da asa. 19

3.3 Efeito de uma winglet fixa no arrasto da eronave (*De* Spillman (1978)) 20

4.1 Esquema do modelo reduzido. 25

4.2 Modelo de asa reduzido 25

4.3 Túnel LAE-1 26

4.4 Sonda 26

4.5 Localização dos pontos para medir a direção do escoamento local . . . 27
4.6 Esquema da montagem para obtençao da direção do escoamento local 28
4.7 Direção do escoamento local $\alpha = 4$ 28
4.8 Direção do escoamento local $\alpha = 6$ 29
4.9 Direção do escoamento local $\alpha = 8$ 29
4.10 Direção do escoamento local $\alpha = 10$ 30
4.11 Média da direção do escoamento local 31
4.12 Média da média da direção do escoamento local 31
4.13 Direção do escoamento local 0.687c 32
4.14 Esquema do dispositivo de ponta de asa. 33
4.15 Esquema da geometria das winglets 34
4.16 Túnel de vento LAE-2 (CATALANO, 2001). 35
4.17 Balança aerodinâmica 36
4.18 Esquema da montagem do modelo experimental 37
4.19 Fotografia do modelo dentro do túnel de vento 38
4.20 Resultados das configurações testadas com $\alpha = 8^o$ 40
4.21 Esquema ilustrativo da área do mapeamento 42

5.1 Designação das winglets 44
5.2 Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a asa básica 44
5.3 Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, para a asa básica 45
5.4 Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a asa básica 45
5.5 Curva polar, para a asa básica 46
5.6 Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a asa básica 46
5.7 Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a asa básica . . 47
5.8 Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a asa básica . . 47
5.9 Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 11 48
5.10 Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 11 49

5.11 Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 11 49
5.12 Curva polar, para a configuração 11 50
5.13 Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 11 50
5.14 Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 11 51
5.15 Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 11 51
5.16 Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 19 52
5.17 Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 19 53
5.18 Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 19 53
5.19 Curva polar, para a configuração 19 54
5.20 Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 19 54
5.21 Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 19 55
5.22 Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 19 55
5.23 Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 40 56
5.24 Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 40 57
5.25 Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 40 57
5.26 Curva polar, para a configuração 40 58
5.27 Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 40 58
5.28 Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 40 59

5.29 Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 40 59
5.30 Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 44 60
5.31 Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 44 61
5.32 Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 44 61
5.33 Curva polar, para a configuração 44 62
5.34 Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 44 62
5.35 Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 44 63
5.36 Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 44 63
5.37 Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 47 64
5.38 Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 47 65
5.39 Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 47 65
5.40 Curva polar, para a configuração 47 66
5.41 Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 47 66
5.42 Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 47 67
5.43 Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 47 67
5.44 Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 48 68
5.45 Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 48 69

5.46 Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 48 69
5.47 Curva polar, para a configuração 48 70
5.48 Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 48 70
5.49 Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 48 71
5.50 Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 48 71
5.51 Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas 72
5.52 Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas 73
5.53 Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas 73
5.54 Curva polar, para as configurações testadas 74
5.55 Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para as configurações testadas 74
5.56 Razão de subida em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas 75
5.57 Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas 75
5.58 Intensidade da turbulência , para a asa básica à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a) . . . 79
5.59 Intensidade da turbulência , para a asa básica à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b) . . . 79
5.60 Intensidade da turbulência $45^oA, 30^oB, 15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a) 80
5.61 Intensidade da turbulência $45^oA, 30^oB, 15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b) 80
5.62 Intensidade da turbulência $60^oA, 30^oB, 0^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a) 81
5.63 Intensidade da turbulência $60^oA, 30^oB, 0^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b) 81
5.64 Intensidade da turbulência $45^oA, 15^oB, -15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a) . . . 82
5.65 Intensidade da turbulência $45^oA, 15^oB, -15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b) . . . 82
5.66 Distribuição da velocidade axial, para a asa básica à $2.5c$ $\alpha = 8^o$ (a) 83
5.67 Distribuição da velocidade axial, para a asa básica à $2.5c$ $\alpha = 8^o$ (b) 83
5.68 Distribuição da velocidade axial $45^ob, 30^oB, 15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a) . . 84

5.69 Distribuição da velocidade axial $45^oA, 30^oB, 15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b) . 84
5.70 Distribuição da velocidade axial $60^ob, 30^oB, 0^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a) . . 85
5.71 Distribuição da velocidade axial $60^oA, 30^oB, 0^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b) . . 85
5.72 Distribuição da velocidade axial $45^ob, 15^oB, -15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a) . 86
5.73 Distribuição da velocidade axial $45^oA, 15^oB, -15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b) 86

B.1 Curva de calibração da sustentação 98
B.2 Curva de calibração do arrasto 99

C.1 Configuração da winglet 100

LISTA DE TABELAS

4.1 Condições do ensaio no tunel LAE-1 30
4.2 Condições do ensaio no túnel LAE-2 39
4.3 Configuracões preliminares 41
4.4 Configurações Selecionadas 42

5.1 Comparação dos resultados obtidos com balança aerodinâmica 76
5.2 Variaçao em porcentagem dos parâmetros referentes à asa básica . . . 76

C.1 Coordanadas das seções S1-S4 das Winglets 101
C.2 Coordanadas das seções S5-S8 das Winglets 102

LISTA DE SÍMBOLOS

a_0:	Derivada da curva c_l x α
AR:	Razão de aspecto da asa;
c:	Corda do modelo;
c_w:	Corda da seção da winglet;
C_D:	Coeficiente de arrasto;
C_{D_i}:	Coeficiente de arrasto induzido;
c_l:	Coeficiente de sustentação do perfil;
C_L:	Coeficiente de sustentação;
C_L/C_D:	Eficiência aerodinâmica;
C_X:	Coeficiente de empuxo;
$dC_L/d\alpha$:	Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque;
e:	Indice de eficiência de "Oswald";
k_1:	Fator efetivo do arrasto induzido da seção da winglet;
q_∞:	Pressão dinâmica do escoamento no túnel de vento;
Re:	Número de Reynolds;
S:	Área da asa;
V_0:	Velocidade do fluxo livre;
w:	Downwash;
α:	Ângulo de ataque da asa;
α_{ef}:	Ângulo de ataque efetivo da asa;
α_i:	Ângulo de ataque induzido da asa;
ϕ:	Ângulo de ataque local;
Γ:	Circulação;
μ:	Viscosidade do ar;
ρ:	densidade do ar;

Capítulo 1

INTRODUÇÃO

A indústria aeronáutica procura constantemente uma maior economia de combustível e um melhor desempenho das aeronaves. Dito propósito é abordado através da busca da redução do arrasto total presente em qualquer aeronave. O arrasto total é a somatória de fatores que opõem resistência ao deslocamento da aeronave no ar. Entre eles, encontra-se o arrasto induzido, que em algumas situações de vôo pode alcançar 30% do valor do arrasto total, em condições de cruzeiro e até 50% em condições de alta sustentação. Com a finalidade de reduzir o arrasto induzido tem-se realizado uma extensiva investigação de métodos e dispositivos que possam produzir efeitos favoráveis no escoamento presente nas pontas das asas.

Modificações nas pontas de uma asa podem afastar os vórtices das extremidades em relação ao eixo longitudinal da aeronave e/ou reduzir a sua intensidade. Alguns dispositivos nas pontas, como multi-winglets , aproveitam o fluxo de ar espiralado nesta região para gerar uma tração adicional, reduzindo assim o arrasto induzido

No presente projeto foram realizados uma serie de ensaios em túnel de vento para coleta de dados que posibilitam a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos C_L, C_D de uma asa dotada por três winglets adaptativas. O dispositvo de ponta de asa permite a cada winglets ter a posibilidade de variar o ângulo do diedro. Para tal fim utilizou-se um modelo de asa retangular, semi-envergadura, com perfil NACA 65_3018. Três winglets (pequenas asas afiadas) sem emflechamento ao 25% da corda foram projetadas. Um mecanismo constituído por três módulos cilindricos acoplados em um "tip-tank" na extremidade da asa permite o ajuste independente do ângulo do diedro das winglets sobre a ponta da asa.

Capítulo 2

ANÁLISE DO PROBLEMA

2.1 INTRODUÇÃO

Em este capítulo se faz uma recopilação de conceitos básicos necessários para a compressão do fenômeno físico a estudar, pelo qual trata-se brevemente os conceitos de arrasto e seus componentes.

2.2 ARRASTO TOTAL

Para poder obter um deslocamento de um veículo através do ar precisa-se aplicar uma potência capaz de vencer a força aerodinâmica que se opõem ao seu movimento. Qualquer diminuição desta força produz uma economia de combustível e melhora a performance do veículo. O arrasto total ("drag") é a somatória de diferentes arrastos, no entanto, ao considerar o arrasto de um avião em função da velocidade e da altitude pode-se expor que as duas componentes do arrasto total são: o arrasto induzido e o arrasto parasita.

2.3 ARRASTO PARASITA

O arrasto parasita não esta diretamente associado com a produção de sustentação. Em este tipo de resistência ao movimento da aeronave estão envolvidos os arrastes devidos à fricção, à distribuição de pressão do escoamento sobre o corpo, à interação entre os corpos e, no caso supersônico, o arrasto devido às ondas de choque.

2.3.1 Arrasto à fricção

É a força contraria ao deslocamento que se gera pelo movimento do ar ao redor da superfície. Depende da tensão de cizalhamento existente nas camadas do fluido perto da superfície do corpo. A velocidade relativa da camada adjacente à superfície com relação à mesma é nula cumprindo a condição de não deslizamento. Mas a camada imediatamente adjacente a esta, sofre algum deslizamento em relação à primeira. As camadas sucessivas vão sofrendo decréscimos no valor de suas velocidades relativas, até não mais ocorrerem deslizamentos entre si. Estas diferenças de velocidades são as responsáveis pela criação de tensões de cizalhamento em estas camadas na direção tangencial à superfície no sentido contrario ao deslocamento do corpo.

2.3.2 Arrasto de Pressão

O arrasto de pressão depende diretamente da forma dos corpos. Este tipo de arrasto está relacionado com a distribuição de pressão à que está sujeito o corpo. Segundo o formato do corpo, o escoamento nas proximidades da superfície encontra diferença de pressão entre pontos. O escoamento submetido a um gradiente de pressão adverso e à tensão tangencial irá diminuindo sua velocidade até perder aderência à superfície produzindo um descolamento. A partir deste ponto, ocorre a formação da esteira, que é uma região de baixa pressão. A diferença entre as pressões existente entre a parte anterior e posterior do corpo produz uma força contrária ao deslocamento, que é o arrasto de pressão.

2.3.3 Arrasto por ondas de choque

Geralmente, este tipo de arrasto se produz só quando a aeronave voa a velocidades maiores à velocidade do som. O arrasto por ondas de choque é causado pela interação desenvolvida entre as ondas de choque na superfície e pela perda de pressão produzida pelas ondas de choque. O arrasto por ondas de choque também pode acontecer durante as velocidades trans-sônicas nas regiões onde, localmente, a velocidade do ar é de fato supersônica. Como na atualidade a maioria dos jatos comerciais voam a velocidades trans-sônicas, o arrasto por ondas de choque é parte importante do arrasto total do avião.

2.4 ARRASTO INDUZIDO

A sustentação gerada em uma asa se produz porque se tem uma pressão no extradorso diferente e menor do que a pressão no intradorso. A existência desta diferença de pressões nas pontas da asa ocasiona um escoamento de ar transversal desde o intradorso ao extradorso. Este efeito em combinação com a velocidade do escoamento livre gera um movimento giratório de ar que se desloca fluxo abaixo da asa, como é ilustrado na Figura 2.1, produzindo o que se conhece como sistema de vórtices de uma asa finita.

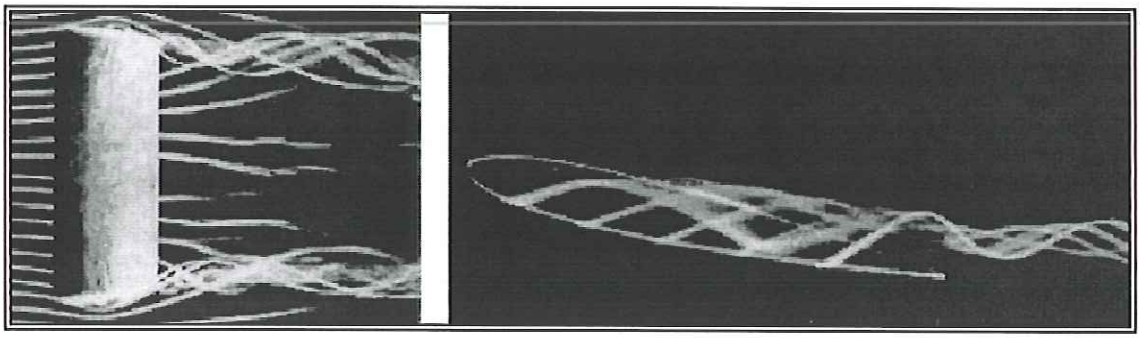


Figura 2.1: Visualização dos vórtices de pontas de uma asa rectangular.(*De Van Dyke, Milton(1982),* An Album of Fluid Motion, *Parabolic Press, Standford.*)

A intensidade dos vórtices será maior quanto maior for a diferença de pressões entre o extradorso e intradorso. Em outras palavras, quanto maior seja o coeficiente de sustentação C_L.

Os vórtices presentes absorvem uma parte da energia, ligada à sustentação, que dá lugar a uma resistência que se denomina induzida. O efeito dos vórtices é criar uma deflexão do escoamento para acima, diante do bordo de ataque, e uma deflexão para baixo, detrás do bordo de fuga, isso é ilustrado na Figura 2.2.

A deflexão vertical e descendente, no centro aerodinâmico, dá origem a que os ângulos formados entre a corda com o escoamento relativo e o escoamento livre não sejam coincidentes, como pode ser observado na Figura 2.3. A variação que sofre o ângulo de ataque denomina-se *ângulo de ataque induzido* α_i.

A força resultante será perpendicular à direção do escoamento relativo. decompondo a força resultante como é ilustrado na Figura 2.4. Pode se observar, que a sustentação tem um valor menor do que a força resultante, e girada um ângulo α_i,

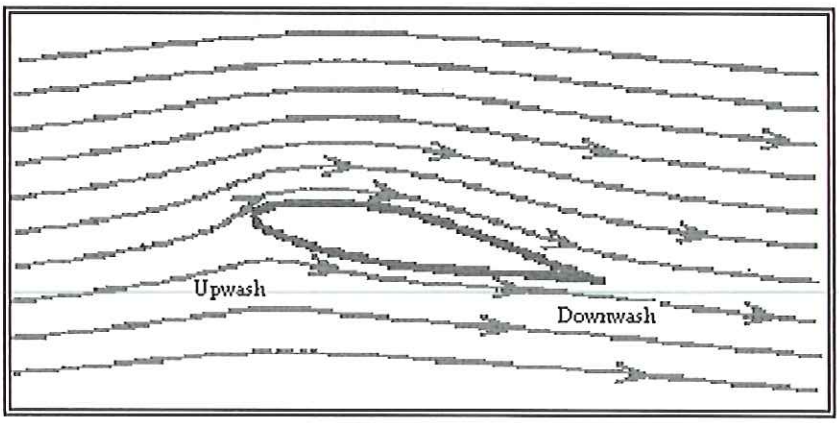


Figura 2.2: Visualização do upwash e downwash

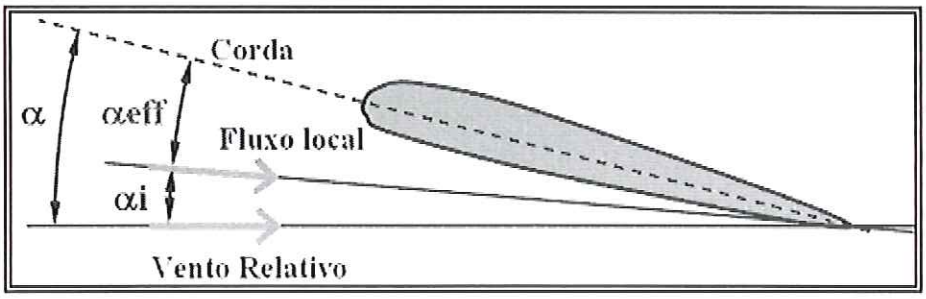


Figura 2.3: Influencia do donwash no ângulo de ataque

e que a outra componente na direção do vôo será uma força que se opõe ao avanço. Esta componente denomina-se arrasto induzido D_i.

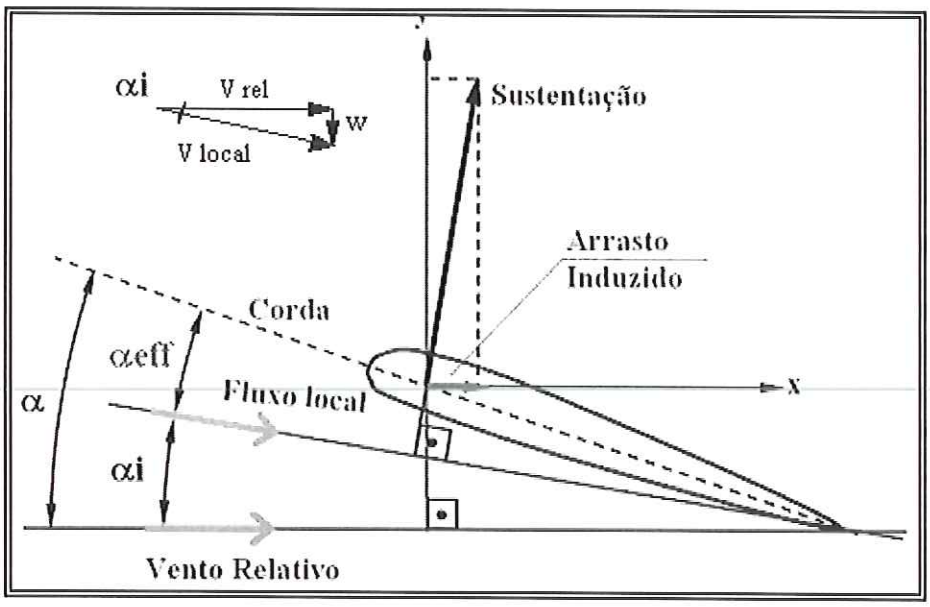


Figura 2.4: Sistema de forças

2.4.1 Lei de Biot-Savart e teorema de Helmholtz

Em Anderson (2001), encontra-se que o uso de lâminas de vórtices e de fios de vórtices é muito útil para a modelagem de asas finitas. Na Figura 2.5 se apresenta um segmento de um filamento de vórtices para o qual a circulação Γ é constante em cada ponto. Considerando um segmento dl como é mostrado na Figura 2.6, sendo r o vetor distancia entre dl e um ponto P, tem-se que a velocidade induzida por dl, no ponto P está dada pela lei de Biot-Savart, que estabelece:

$$d\vec{V} = \frac{\Gamma}{4\pi}\frac{d\vec{l} \times \vec{r}}{\vec{r}^{\,3}}, \tag{2.1}$$

onde:

Γ é a circulação

$d\vec{l}$ é um segmento do filamento de vórtices

$\vec{r}$ é a distancia entre $d\vec{l}$ e o ponto P.

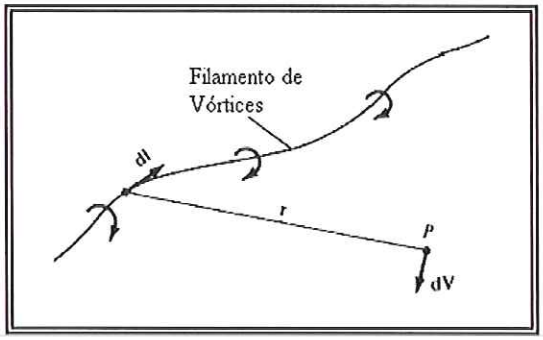


Figura 2.5: Filamento de Vórtices (*De Anderson, John D.* (2001), Fundamental of Aerodynamics, Mc-Hill, 3ed., p.357)

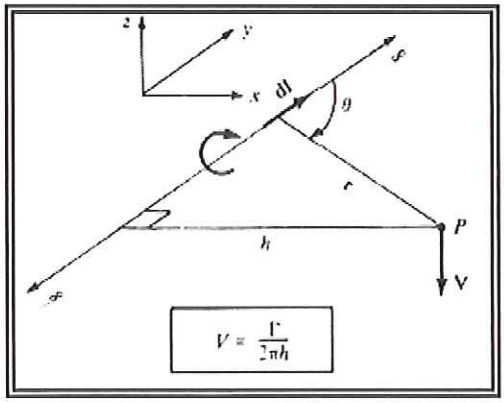


Figura 2.6: Velocidade induzida no ponto P por um filamento infinito de vórtices (*De Anderson, John D.* (2001), Fundamental of Aerodynamics, Mc-Hill, 3ed., p.358)

Hermann Von Helmholtz, utilizou o conceito de fios de vórtice para analisar escoamento incompressível não viscoso. Helmhotz estabeleceu alguns princípios acerca do comportamento dos vórtices conhecidos como os teoremas de Helmholtz, que são:

- A intensidade de um fio de vórtices é constante em todo o seu comprimento.
- Um fio de vórtices não pode ter extremos dentro de um fluido, deve-se estender até as fronteiras do fluido ou deve ter uma trajetória cerrada.

2.4.2 Teoria de Linha de Sustentação

Segundo Anderson (2001), em uma asa finita, o principal efeito do sistema de vórtices é reduzir o ângulo de ataque num pequeno valor conhecido como ângulo de ataque induzido α_i. Na Figura 2.7, a asa é substituída por uma linha de sustentação formada por uma distribuição de vórtices de ferradura. A variação da circulação na linha sustentadora depende da contribuição de cada ferradura. Se a linha sustenta-

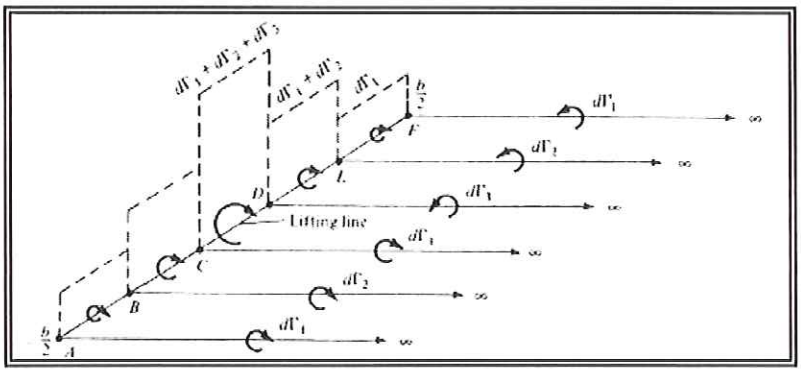


Figura 2.7: Vórtices ferradura superpostos numa linha de sustentação (*De Anderson, John D.* (2001), Fundamental of Aerodynamics, Mc-Hill, 3ed., p.363)

dora está conformada pela superposição de um número infinito de vórtices ferradura, vai-se gerar uma lâmina de vórtices fluxo baixo até o infinito. Anderson (2001), faz a seguiente análise:

Ao considerar um ponto y_0 sobre a linha sustentadora e aplicando a lei de Biot-Savart, pode-se demonstrar que a velocidade para baixo (downwash) produzida por toda a lâmina de vórtices neste ponto é:

$$w\left(y_0\right) = -\frac{1}{4\pi}\int_{-b/2}^{b/2}\frac{\left(d\Gamma/dy\right)}{y_0 - y}dy, \tag{2.2}$$

onde:

$w(y_0)$ é o "downwash" local

b é a envergadura

$(d\Gamma/dy)\,dy$ é a variação da circulação no segmento dy

Pode-se observar na Figura 2.4 que o ângulo de ataque induzido está dado por:

$$\alpha_i\left(y_0\right) = \arctan\left(-\frac{w\left(y_0\right)}{V_\infty}\right), \tag{2.3}$$

onde V_∞ é a velocidade do escoamento livre. A relação $\frac{w(y_0)}{V_\infty}$ é muito pequena, então pode-se escrever:

$$\alpha_i\left(y_0\right) = -\frac{w\left(y_0\right)}{V_\infty} \tag{2.4}$$

Substituindo eq.(2.2) na eq.(2.4), tem-se:

$$\alpha_i\left(y_0\right) = \frac{1}{4\pi V_\infty}\int_{-b/2}^{b/2}\frac{(d\Gamma/dy)}{y_0 - y}dy \tag{2.5}$$

Considerando o ângulo de ataque efetivo α_{ef} e segundo a teoria de perfil fino, obtém-se:

$$c_l = a_0\left[\alpha_{ef}\left(y_0\right) - \alpha_{L=0}\right] = 2\pi\left[\alpha_{ef}\left(y_0\right) - \alpha_{L=0}\right],$$

onde:

c_l é o coeficiente de sustentação da seção

a_o é a derivada da curva $c_l x \alpha$ do perfil da seção

α_{ef} é o ângulo de ataque efetivo

$\alpha_{L=o}$ é o ângulo de ataque do perfil para sustentação zero

Pelo teorema de Kutta-Joukowski (ANDERSON, 2001, p.224), pode-se determinar c_l como uma função da circulação e assim pode-se determinar o ângulo de ataque efetivo a partir da equação anterior, então:

$$\alpha_{ef} = \frac{\Gamma\left(y_0\right)}{\pi V_\infty c\left(y_0\right)} + \alpha_{L=0},$$

onde $c\left(y_0\right)$ e $\Gamma\left(y_0\right)$ são a corda e a circulação local.

Como o ângulo de ataque geométrico é a soma dos ângulos efetivo e induzido, pode-se estabelecer então que o ângulo de ataque geométrico é igual a:

$$\alpha\left(y_0\right) = \frac{\Gamma\left(y_0\right)}{\pi V_\infty c\left(y_0\right)} + \alpha_{L=0} + \frac{1}{4\pi V_\infty}\int_{-b/2}^{b/2}\frac{(d\Gamma/dy)}{y_0 - y}dy \tag{2.6}$$

A eq. (2.6) é conhecida como a "equação fundamental da teoria de linha sustentação de Prandtl".

Pode ser observado na Figura 2.4 que $D_i = L_i \sin \alpha_i$, onde α_i é muito pequeno pelo qual $D_i = L_i \alpha_i$. Aplicando o teorema de Kutta-Jowcowsky, finalmente se obtém:

$$C_{D_i} = \frac{2}{V_\infty S} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y)\, \alpha_i(y)\, dy \tag{2.7}$$

Aplicando as equações anteriores a uma distribuição elíptica da sustentação, tem-se:

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \sqrt{1 - \left(\frac{2y}{b}\right)^2}, \tag{2.8}$$

onde $\Gamma(y_0)$é a circulação na raiz da asa, finalmente se obtém:

$$C_{D_i} = \frac{{C_L}^2}{\pi AR}, \tag{2.9}$$

onde: C_{D_i} é o coeficiente de arrasto induzido

C_L é o coeficiente de sustentação da asa

AR é a razão de aspecto da asa $AR = fracb^2S$

Se a distribuição de circulação não é elíptica, o coeficiente de arrasto induzido pode ser corrigido mediante um fator conhecido como o coeficiente de Oswald (e), que é uma relação entre a relação de aspecto e o afilamento da asa.

$$C_{D_i} = \frac{{C_L}^2}{\pi ARe} \tag{2.10}$$

O coeficiente de Oswald corresponde a $e = (1 + \delta)^{-1}$, onde δ pode ser obtido na Figura 2.8.

2.4.3 Reduções do Arrasto Induzido

Conseguindo uma diminuição no arrasto induzido, pode-se obter uma economia de combustível devido à redução da potência necessária para o deslocamento da aeronave. Analisando a equação do coeficiente de arrasto induzido, pode-se concluir que um aumento no coeficiente de Oswald ou no alongamento da asa, pode reduzir o valor do coeficiente de arrasto induzido. Aumentar o índice de Oswald implica em modificações no projeto da asa através de alterações no formato em planta ou torção geométrica. Ao incrementar a envergadura se obtém um aumento na relação de aspecto AR resultando na diminuição considerável do coeficiente de arrasto induzido, porém, isto poderia implicar problemas estruturais na asa.

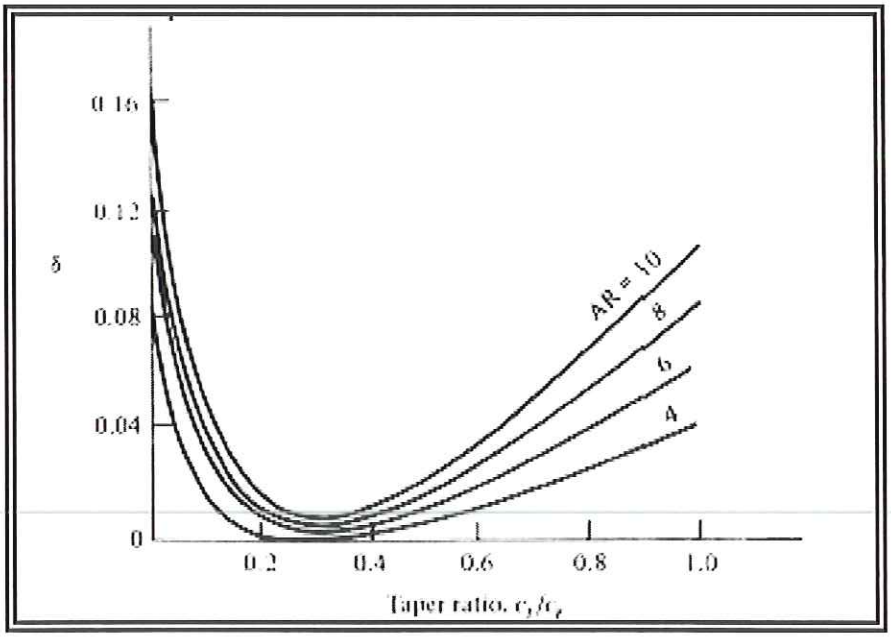


Figura 2.8: Fator do arrasto induzido para asas linearmente afiladas (*De Anderson, John D.* (2001), Fundamental of Aerodynamics, Mc-Hill, 3ed., p.376)

Como conseqüência, surge a necessidade da procura de ferramentas ou dispositivos que consigam diminuir o arrasto induzido. Esta diminuição pode ser conseguida através de modificações nas pontas da asa ou alterações no escoamento presente nos seus extremos.

Alguns dispositivos deslocam os vórtices das pontas para fora, aumentando portanto, o alongamento efetivo da asa. Outros dispositivos além de deslocarem os vórtices para fora ou para cima, aproveitam o escoamento do ar espiralado que ocorre nas pontas para criarem uma força de tração adicional reduzindo assim o arrasto total da aeronave. Coimbra (1997) faz uma classificação dos principais dispositivos de ponta da asa, que são:

- **Sheared Tips (Corte de Ponta de Asa)**: É uma modificação nos extremos da asa. Apresentam uma geometria triangular com um grande enflechamento e afilamento. A corda da ponta da asa coincide com a corda da raiz da Sheared tips e a sua extremidade está posicionada atrás do bordo de fuga da asa, gerando um formato de meia lua crescente.

- **Winglets (Aletas de Ponta de Asa)**: São pequenas asas colocadas quase verticalmente nos extremos da asa. Estes dispositivos aproveitam o ar espi-

ralado para gerar uma tração adicional reduzindo assim o arrasto total da aeronave. Além do anterior, as winglets deslocam para cima o posicionamento dos vórtices de ponta de asa.

- **"Tip sails" (Velas de Ponta de Asa)**: São pequenos aerofólios instalados nas pontas da asa. Estes dispositivos como as winglets aproveitam o escoamento existente nos extremos da asa para gerar uma tração adicional na aeronave.
- **"Delta tip" (Ponta de Asa Delta)**: É uma pequena asa em delta que sendo posicionada a pequenos ângulos de ataque produz sustentação.
- **"Strake tip"**: Estes tipos de pontas possuem forma semelhante ao dispositivo anterior, porém, as "strake tip" são aerofólios espessos.
- **Difusores de Vórtice**: Ao igual que as winglets e as "tip sails", estes dispositivos aproveitam o fluxo diagonal existente na ponta da asa para gerar tração.
- **Turbinas**: Este tipo de ponta tem por objetivo reduzir o arrasto induzido e aproveitar parte da energia dissipada no vórtice para gerar potência.
- **"Blowing tip" (Sopros de Ponta de Asa)**: São alterações no fluxo na área da ponta da asa pela introdução de um jato de ar nesta região. Estes jatos de ar deslocam o vórtice para fora e para cima, aumentando a relação de aspecto efetiva da asa.

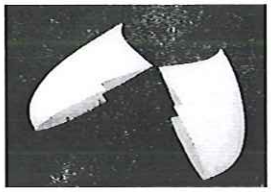
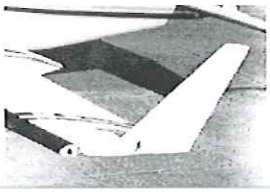
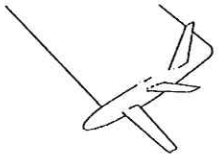
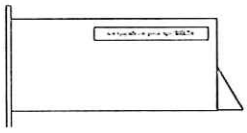
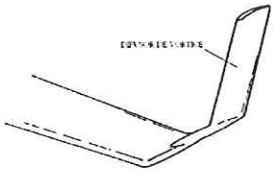
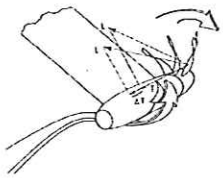
	Sheared Tips (Corte de Ponta de Asa)
	Winglets (Aleta de ponta de asa)
	Tip Sails (Velas da ponta de asa)
	Delta Tip (Ponta Delta)
	Difusores de Vórtice
	Turbinas
	Blowing Tip (Sopros da ponta de asa)

Figura 2.9: Classificação de Pontas de Asa

Capítulo 3

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

3.1 INTRODUÇÃO

A historia dos dispositivos de ponta de asa começa em 1887 quando Frederik Lanchester patentou a sua idéia de reduzir o arrasto através de "end-plates". Porém, o primeiro vôo experimental com estes dispositivos foi realizado só em 1924 e em 1955 James Clements tentou projetar uma versão melhorada destes dispositivos (HENDERSON; HOLMES, 1989). Nesta revisão bibliográfica se apresenta um resumo geral de pesquisas sobre dispositivos que geram tração adicional através do fluxo nas pontas das asas, reduzindo o arrasto induzido e aumentando a performance da aeronave.

3.2 TRABALHOS SELECIONADOS

Os vórtices gerados nas pontas das asas são um produto inevitável, pela presença da sustentação, ou seja, é um custo a pagar pela força que mantém as aeronaves no ar. Estes vórtices são os responsáveis pela aparição do arrasto induzido.

Em condições de cruzeiro o arrasto induzido é responsável por aproximadamente 30% do valor total do arrasto e até 50% em condições de alta sustentação (HENDERSON; HOLMES, 1989). Com a finalidade de reduzir o arrasto induzido tem-se realizado uma extensiva investigação de métodos que possam produzir efeitos favoráveis no escoamento existente nas pontas das asas e de dispositivos que reduzam o arrasto induzido. Além do mais, modificações nas pontas de uma asa podem afastar os vórtices das extremidades em relação ao eixo longitudinal da aeronave e/ou reduzir a sua intensidade (KRAVCHENCO, 1996).

Henderson e Holmes (1989) fazem uma compilação histórica dos princípios aerodinâmicos que permitem a predição e redução do arrasto induzido. Para isso, realizam uma "genealogia" de pesquisas desenvolvidas sobre o arrasto induzido, partindo desde os princípios da teoria da aerodinâmica clássica até a teoria de esteiras não-planares, passando pelo desenvolvimento das técnicas computacionais em aerodinâmica, ressaltando a importância da integração multidisciplinar (aerodinâmica computacional, ensaios em túneis de vento e testes em vôo) para o melhor entendimento do fenômeno concernente ao arrasto induzido.

Dentro desta resenha histórica, se destacam trabalhos referentes aos dispositivos que reduzem o arrasto induzido, entre eles, "sheared tips", "winglets", "tip sails", "strake tip", "difusores de vórtice", turbinas, "blowing tip" e asas sem pontas.

Whitcomb (1976), elaborou uma metodologia para o projeto de winglets. Além do anterior, realizou testes em túnel de vento, comparando os resultados de modelos de um jato comercial equipado de uma asa básica, uma asa com winglets e uma asa com uma extensão na ponta (produzindo o mesmo momento fletor na raiz que a asa com winglets). A asa com winglets incrementaram a eficiência aerodinâmica (L/D) em 9% e reduziu o arrasto induzido em 20% em comparação com a asa básica. O aumento no momento de arfagem (C_M)foi menor do produzido pela asa com a extensão. A eficiência aerodinâmica da asa a extensão aumentou 4% em relação à asa básica.

A partir de 1980, as winglets têm sido usadas para melhorar a performance de planadores. Smith (2001) cita os trabalhos desenvolvidos por Colling et al (1995), onde se faz uma recopilação de winglets para planadores testados em modelos a escala na Universidade de Texas A&M. Igualmente, cita a Marchman et al (1978) os quais encontraram que winglets com perfil simétrico são os melhores para a aviação em geral, porém são pouco eficientes quando são aplicados em asas afiladas. Projeto de novos perfis para winglets para o uso nos planadores têm sido desenvolvidos e testados (MAUGHMER; SWAN; WILLITS, 2002). Devido aos baixos números de Reynolds, a variação do perfil ao longo da envergadura da winglets é de fundamental importância no tocante a um melhor aproveitamento da winglet. Maughmer, Swan e Willits (2002) apresentaram uma metodologia para o projeto de um perfil para winglets. Realizaram estudos experimentais que foram comparados com uma análise computacional.

Roche e Palffy (1996) faz um estudo do dispositivo chamados "Wing-Grid" que é um arranjo de pequenas asas adicionadas à asa principal. As "Wing-Grid" geram pequenos vórtices que dissipam a energia do vórtice principal e modificam a distribuição de sustentação reduzindo o arrasto induzido. A falta de adaptabilidade das asas para mudanças das condições de vôo fazem que as wing-grid sejam de uso limitado.

Spillman (1978-1987) realizou uma serie de estudos de pequenos dispositivos aerodinâmicos chamados de "tip-sails". Estes dispositivos aproveitam a direção do escoamento presente nas pontas de asa para gerar uma força na direção do deslocamento da aeronave além de apresentar uma diminuição na intensidade dos vórtices. Estabeleceu, que fixando uma determinada condição de vôo, a geometria do "tip-sails" deve apresentar torção e afiamento. A corda na raiz do "tip-sails" deve ser altamente curvado e simétrico na ponta, isto se deve ao comportamento do escoamento nas pontas da asa, pois o ângulo de inclinação do fluxo de ar nelas diminui radialmente a partir da extremidade da asa. Spillman investigou o uso de tip-sails instalados no tip-tank do Paris MS 760 Trainer Aircraft encontrando os melhores resultados para um numero de 3 tip-sails(SPILLMAN, 1978). Ensaios em vôo dos aviões Cessna Centurion (SPILLMAN; MCVITIE, 1984), Piper Pawnee 235 (SPILLMAN, 1987) confirmaram os resultados obtidos no túnel de vento e mostraram benefícios no tocante à distância de decolagem e redução do consumo de combustível (SPILLMAN; RATCLIFFE; MCVITIE, 1979). Em todos esses estudos se apresentaram benefícios na performance da aeronave. Entre eles, as "tip-sail" são o único dispositivo que pode diminuir o consumo de combustível e apresentar ganhos estruturais nas asas.

Smith (2001) realizaram testes em túneis de vento de um dispositivo de ponta de asa equipado com cinco placas planas como wingtlets (as winglets têm a possibilidade de mudar o seu ângulo do diedro). Medidas de sustentação e arrasto em túnel de vento, visualização a laser dos vórtices de ponta de asa e uma simulação computacional foi a metodologia usada no estudo para diferentes combinações de ângulos de diedro nas winglets. Em todas as combinações encontrou um aumento na derivada da curva C_L x α. Este aumento dependeu da separação angular entre as winglets e do ângulo de incidência de cada placa.

Kroo et al (1995), (2000) fazem uma revisão dos fundamentos que descrevem a predição e redução do arrasto induzido. Dentro das pesquisas realizadas encontram-

se uma variedade de pontas de asa e configurações de asas, entre elas winglets, ring wings, box wings e tipos de asas não planares. Além das potenciais reduções do arrasto induzido, estuda as possíveis implicações que se teria no tocante à estabilidade e controle, características dos vórtices na esteira e na estrutura da aeronave.

Estudos comparativos entre diferentes tipos de dispositivos têm-se realizado. Kravchenco (1996) testou e comparou pontas de asa de formas diversas, winglets e tip-sails. Para Mach até 1.0, as winglets apresentaram maiores benefícios aerodinâmicos, porém apresentaram problemas estruturais para a aeronave. As "tip-sails", para baixos C_L, proporcionaram praticamente os mesmos benefícios aerodinâmicos comparadas com as winglets, no entanto, o momento fletor na raiz da asa foi menor.

Pesquisas referentes a comparações de dispositivos de ponta de asa para aviação agrícola também têm sido realizadas. Para este tipo de aviação, além das propriedades aerodinâmicas e estruturais, a influência dos vórtices gerados na missão da aeronave é um parâmetro a mais na análise dos dispositivos. Coimbra e Catalano (1999) faz comparações de pontas de asa para um avião agrícola concluindo que a ponta de asa tipo "delta" apresentou-se como a mais promissora conforme o melhor compromisso entre os requisitos necessários para um bom desempenho num avião agrícola, se for comparada com as winglets e pontas de asa curvadas para baixo.

3.3 POSICIONAMENTO DO TRABALHO

Todos os dispositivos mencionados na revisão bibliográfica anterior de alguma maneira apresentam benefícios no tocante à diminuição do arrasto induzido, porém existem condições de vôo onde à presença dos mesmos pode não ser tão favorável ou pode até aumentar o arrasto. A falta de capacidade dos dispositivos para se adaptar as diferentes condições de vôo motivou a elaboração do presente trabalho, dando origem ao principal objetivo do mesmo o qual é analisar o uso potencial de multi-winglets adaptativas para a diminuição do arrasto induzido. Para isto, analisou-se a influencia do ângulo do diedro de três winglets acopladas a módulos cilíndricos que por sua vez fazem parte de um "tip-tank". A idéia original do "tip-tank" dotado dos módulos cilíndricos foi desenvolvida por Spillman (1978,1987). Coimbra (2002) adaptou e modificou este dispositivo para o desenvolvimento de sua pesquisa sobre sopros laterais a partir da ponta de asa. O uso deste dispositivo permite a variação do ângulo do diedro das winglets permitindo analisar a sua influência nas características

aerodinâmicas da asa. Desta forma, maiores benefícios aerodinâmicos são esperados. Quanto ao projeto das winglets, adaptou-se a metodologia desenvolvida por Spillman (1978).

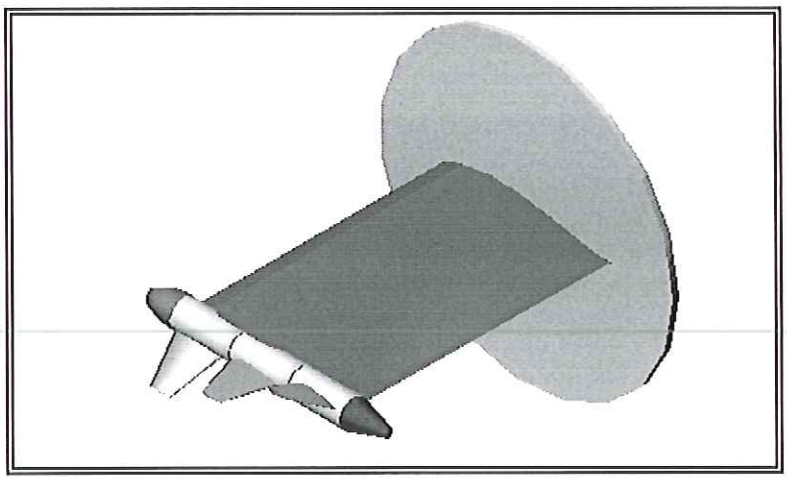


Figura 3.1: Esquema da configuração experimental

3.4 FENÔMENO FÍSICO

Se uma superfície aerodinâmica auxiliar que tem uma corda muito menor do que a corda da ponta de asa for montada na extremidade da asa, então o escoamento efetivo da superfície aerodinâmica auxiliar será o escoamento local na ponta da asa. Assim quando ϕ é positivo (vide Figura 3.2), a força resultante na pequena superfície poderá ter uma componente na direção e sentido do vôo. A superfície esta agindo como a vela de um iate usando o escoamento transversal presente para obter uma força no sentido do movimento. Na Figura 3.2 pode-se observar os damais fatores envolvidos no fenômeno.

A sustentação local Δl_w, aplicando a teoria do perfil fino, em uma seção da envergadura Δy da winglet é:

$$\Delta l_w = q_{loc}\, c_w\, a_w\, \alpha \left(\frac{\phi}{\alpha} + 1 \right) \Delta y, \tag{3.1}$$

onde:

- a_w é a derivada da curva c_l x α da seção da winglet.
- q_{loc} é a pressão dinâmica do escoamento local

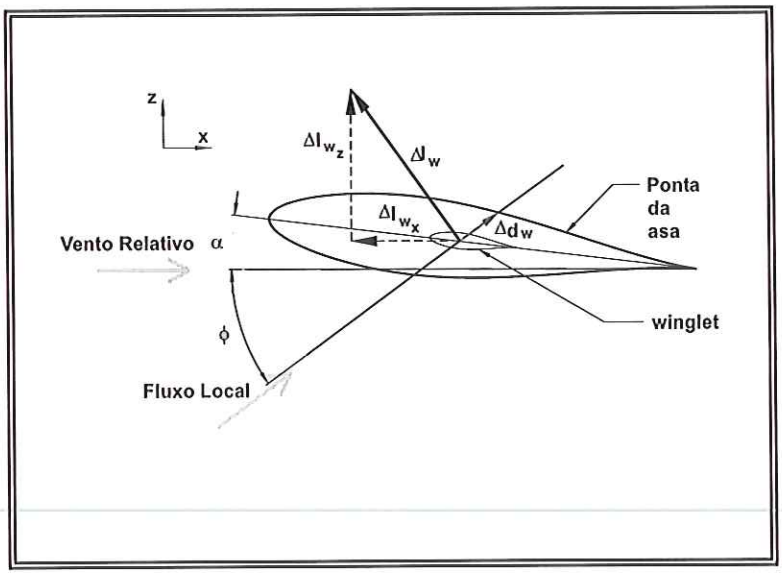


Figura 3.2: Forças sobre uma superfície auxiliar montada na ponta da asa.

- c_w é a corda da seção da winglet.

O incremento no arrasto na seção pode ser escrito como:

$$\Delta d_w = q_{loc}\, c_w \left(\Delta c_{d_{0_w}} + k_1 \alpha^2\right) \Delta y, \tag{3.2}$$

onde:

- $\Delta c_{d_{0_w}}$ é o coeficiente de arrasto para sustentação zero da seção da winglet.
- k_1 é um fator efetivo do arrasto induzido da seção da winglet.

Através de uma análise geométrica na Figura 3.2, pode-se encontrar que existe uma componente na direção do vôo dado por:

$$\Delta x_w = \Delta l_w \sin\phi - \Delta d_w \cos\phi \tag{3.3}$$

Sustituindo as equacões 3.1 e 3.2 para valores de ϕ pequenos, a equação 3.3 pode ser aproximda por:

$$\Delta x_w = q_{loc}\, c_w \left[\left(a_w \left(\frac{\phi}{\alpha}\right)\left(\frac{\phi}{\alpha}+1\right) - k_1\right)\alpha^2 - \Delta c_{d_{0_w}}\right] \tag{3.4}$$

Integrando a equação 3.4 sobre a envergadura da winglet, tem que dar lugar a uma expressão para a tração total experimentado pela winglet e a qual pode ser adimensionalisada da seguinte forma:

$$C_X = \frac{K_1 {C_L}^2}{\pi A} - C_{D_{0s}} \,, \tag{3.5}$$

onde:

- C_X é o empuxo dividido pela pressão dinâmica e a área da asa.
- C_L é o coeficiente de sustentação total.

Qualquer redução no arrasto sobre a asa devido a influência da winglet terá a mesma forma e poderá ser incluído no coeficiente K_1 e no $C_{D_{0s}}$. Dessa forma, o efeito da winglet sobre o arrasto da aeronave será incrementar o coeficiente de arrasto para sustentação zero, num valor $C_{D_{0s}}$, o qual, é proporcional à área da winglet vezes o coeficiente de arrasto para sustentação zero da winglet, além do anterior, o decréscimo do arrasto induzido, num fator K_1, é proporcional à área da winglet. Este efeito é representado esquematicamente na Figura 3.3.

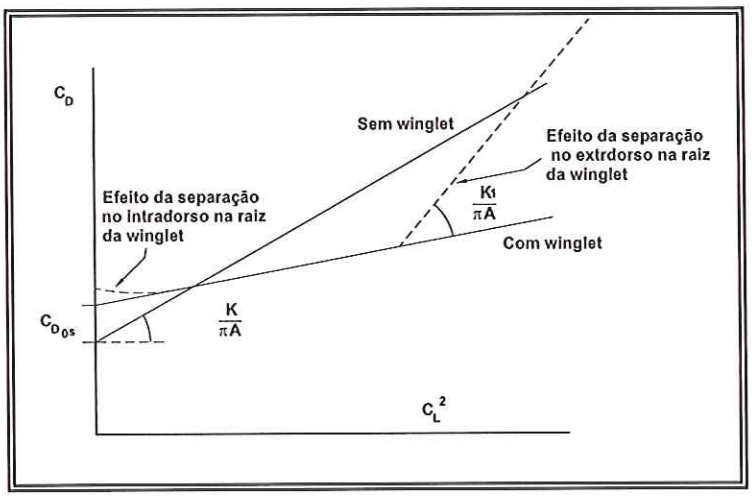


Figura 3.3: Efeito de uma winglet fixa no arrasto da eronave (*De* Spillman (1978))

A suposição implícita na eq.(3.2) refere-se a que o escoamento ao redor da winglet permanece colado à superfície, porém, isto nem sempre acontece. Quando α aumenta, então, o valor de ϕ é incrementado consideravelmente em especial na raiz da winglet. Este incremento é um fator de risco para acontecer algum tipo de separação trocando o empuxo sobre a winglet por arrasto, como ilustrado na Figura 3.3.

Retardar a separação na raiz, ao incrementar o ângulo de incidência, tanto como for possível é desejável. Para isso um câmber considerável na cercania ao

bordo de ataque assim como a existência de torção permite que o escoamento mude junto á direção do escoamento local sobre a totalidade da corda da raiz da winglet.

Para ângulos de incidência pequenos, o ângulo formado entre o escoamento local e a corda da winglet na raiz, pode chegar a ser negativo, lembrando que o perfil da winglet na raiz é consideravelmente curvado a aparição da separação no intradorso é inevitável. Assim mesmo, para ângulos de incidência maiores, o ângulo de ataque na raiz da winglet será muito maior, produzindo a separação no extradorso.Para evitar as duas formas de separação o sail precisa ter uma faixa de restrição no escoamento local ou ter a possibilidade de mudar a curvatura do perfil ou as duas.

Uma forma de reduzir o valor do incremento de ϕ/α em qualquer ponto perto da ponta da asa é o uso de winglets localizadas em cascada na ponta para que a interferência entre eles possa contribuir na redução desejada (SPILLMAN, 1978, 1987).

O Coeficiente de arrasto induzido total de uma aeronave está dado pela equação:

$$C_{Di} = \frac{K{C_L}^2}{\pi A} \tag{3.6}$$

assumindo linearidade na curva característica do arrasto induzido o fator K, será proporcional ao fator k_1 da forma $K = nk_1$, pela presença das winglets, onde n é o número de winglets. O fator k_1 dependerá da área da winglet, das relações c_{t_w}/c_{r_w} (razão do afilamento da winglets), ϕ/α e da derivada da curva de sustentação do perfil da winglet.

Capítulo 4

DESCRIÇÃO DO EXPERIMENO

4.1 INTRODUÇÃO

No presente trabalho estudou-se a influência de um sistema de winglets adaptativas no comportamento aerodinâmico de uma asa de semi-envergadura e retangular, através de ensaios em túnel de vento. Para tal fim, projetou-se pequenas winglets baseadas na metodologia proposta por Spillman (1978), porém, com diferença na escolha do perfil. O conjunto de winglets foi acondicionado a um dispositivo de ponta de asa que permite a variação do ângulo do diedro das mesmas.

Nos ensaios realizados se obtiveram medidas das forças de sustentação e arrasto através de uma balança aerodinâmica. Além do anterior, realizou-se um mapeamento da velocidade axial em uma área perpendicular ao escoamento, próxima ao bordo de fuga e que abrange os efeitos no escoamento provocados pelo dispositivo de ponta de asa.

4.2 SEQÜÊNCIA EXPERIMENTAL

A seqüência experimental se divide em duas etapas principais:

1. **Determinação da envergadura das winglets:**
   Realizaram-se testes em túnel de vento em um modelo reduzido para determinar a variação da direção do escoamento local em diferentes planos verticais e paralelos ao escoamento livre, a partir da ponta de asa.

2. **Análise experimental do sistema:**
   Dentro desta segunda etapa, se aplicou a seguinte metodologia:

(a) *Seleção das configurações preliminares*

O dispositivo utilizado na ponta da asa possui 3 módulos cilíndricos que permitem a variação individual do ângulo do diedro das winglets. Esta liberdade de rotação gera uma ampla variedade de combinações possíveis no tocante às configurações que podem ser analisadas. Com o fim de restringir o número de configurações adaptou-se o seguinte padrão nas combinações:

- A referência na medida do ângulo do diedro é o plano da asa. A variação angular pode ser 90° para cima, considerado positivo, e 90° para baixo, considerado negativo.
- Descartaram-se as configurações onde existia coincidência no ângulo do diedro entre as winglets, conseguindo assim, um arranjo em cascada ascendente ou cascada descendente entre elas.
- Escolheram-se intervalos fixos entre winglets assim: 5°, 15°, 30°, e 45°.

Então, foram escolhidas 55 configurações distribuídas em 3 grupos assim: 28 com diedro positivo, 8 com diedro negativo e 18 com diedros mistos, (positivos e negativos), a configuração zero correspode ao modelo sem winglets.

Na tabela 4.3, página 30 se referenciam as configurações preliminares selecionadas.

(b) *Seleção das melhores configurações*

Para todas as configurações preliminares, o modelo de asa maior foi testado com um ângulo de ataque fixo de 8° e uma velocidade de $23m/s$. Compararam-se os coeficientes de sustentação, arrasto e eficiência aerodinâmica (C_L/C_D) como critério de seleção.

(c) *Análise das melhores configurações*

Selecionou-se um total de 10 configurações que foram ensaiadas em túnel de vento. Através de uma balança aerodinâmica obteve-se as forças geradas e que permitem analisar as características aerodinâmicas do sistema. O ângulo de ataque foi variado num intervalo de -2° a 21°.

(d) *Ensaios com anemometria a fio quente*

Finalmente um mapeamento da esteira através da técnica de anemometria a fio quente foi realizado para as melhores configurações entre as melhores.

A área do mapeamento foi de 280 mm X 280mm no plano perpendicular à direção do escoamento livre e à uma distância de 2.5 vezes a corda da asa.

4.3 DETERMINAÇÃO DA ENVERGADURA DAS WINGLETS

Uma superfície sustentadora apresenta uma diferença de pressão entre a superfície superior e inferior. Esta diferença de pressão ocasiona um fluxo de ar no sentido da envergadura, que nas pontas gira em direção à superfície de baixa pressão. Este efeito, em combinação com o escoamento livre, gera um movimento giratório do fluxo de ar que se desloca para jusante da asa, produzindo o fenômeno conhecido como sistema de vórtices de uma asa finita. Diferentes estudos têm mostrado que este sistema de vórtices se forma justamente no bordo de fuga da ponta da asa e aparentemente se formam sobre a região superior da própria asa (SPILLMAN, 1978).

Em uma asa submetida a ângulos de incidência positivos existe uma marcada tendência do escoamento presente na superfície inferior a dirigir-se para fora da envergadura. Na ponta da asa o escoamento muda de direção envolvendo a extremidade da asa, para que, na superfície superior o escoamento se dirija em sentido interno à envergadura. Através da Figura 2.1, na página 4 , pode-se observar o escoamento no plano da ponta da asa na cercania da superfície. O escoamento possui forma de espirais ao redor da ponta, desde a superfície inferior à superfície superior. O ângulo ϕ, formado entre a direção do escoamento local e o escoamento livre, se incrementa linearmente quando é incrementado o ângulo de ataque da asa (SPILLMAN, 1978).

Com base no anterior, procedeu-se a realizar uma série de experimentos que permitissem encontrar a relação existente entre o ângulo de incidência da asa, α, e o ângulo compreendido entre a direção do escoamento livre e a direção do escoamento local ϕ em planos perpendiculares e paralelos a corda da asa.

4.3.1 Modelo de asa utilizado

O modelo experimental usado foi uma asa retangular equipado com pontas de asa tipo "tip tank" . O perfil da asa foi um $NACA$ 65_3018, cujo ponto de máxima

espessura está localizado ao 40% da corda geométrica. Este modelo é uma escala reduzida do modelo a usar na análise experimental das winglets. Na Figura 4.1e na Figura 4.2 são apresentados o esquema e o modelo de asa utilizado respectivamente.

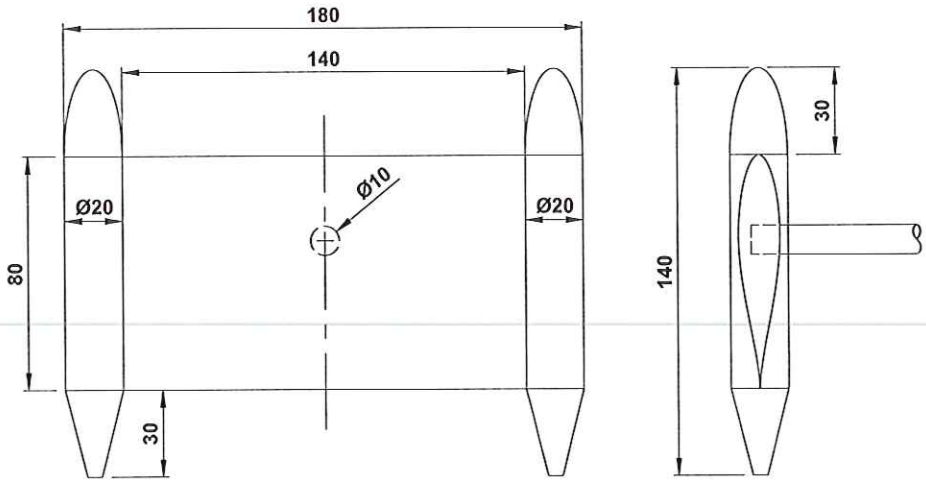


Figura 4.1: Esquema do modelo reduzido.

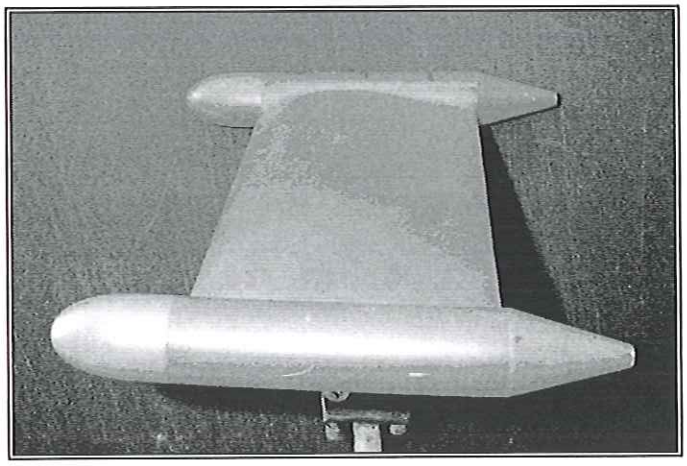


Figura 4.2: Modelo de asa reduzido

4.3.2 O Túnel de Vento LAE-1 e Instrumentação

O túnel de vento utilizado é de circuito aberto, cuja câmara de ensaios é fechada, com níveis de turbulência abaixo de 0.1% para uma faixa de filtrage de $16Hz - 8KHz$. A câmara de ensaios possui as seguintes dimensões: uma seção transversal de $0.26m \times 0.39m$ e um comprimento de $0.4m$. Na Figura 4.3 pode ser observado o túnel utilizado. A velocidade máxima alcançada pelo escoamento

no túnel é de $20m/s$.

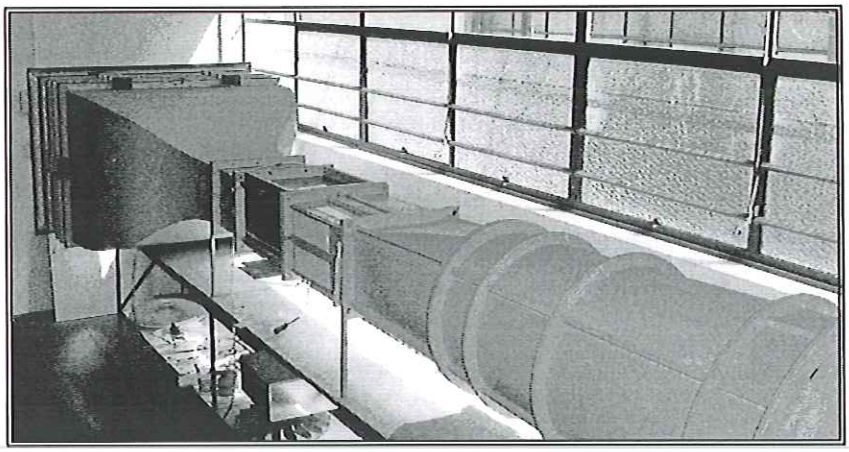


Figura 4.3: Túnel LAE-1

Para medir a direção do escoamento local foi construída uma sonda com 2 tubos de pitot, de forma tal, que permite medir a diferença de pressão total existente na entrada de cada tubo. O sistema permite girar no plano vertical e com centro de giro no ponto da medição. A sonda pode ser observada na Figura 4.4.

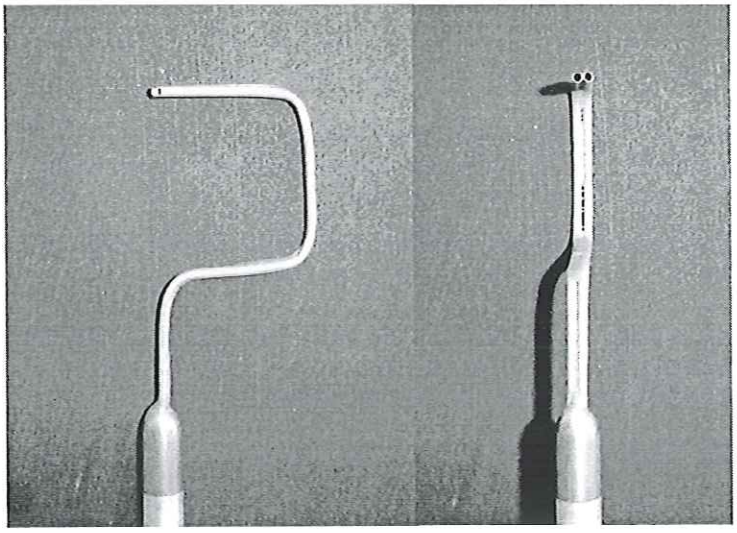


Figura 4.4: Sonda

Para medir a diferença de pressão total foi empregado um manômetro tipo "Betz" .

4.3.3 Procedimento Experimental para a Obtenção da Envergadura das Winglets

Fixou-se a velocidade do escoamento em 15.25 m/s que corresponde a um número de Reynolds de 7.3×10^4 baseado na corda da asa. O ângulo de ataque foi variado de 4° a 12°. Foram selecionados 3 pontos P_1, P_2, P_3 localizados no plano da asa a distâncias do bordo de ataque $0.075c$, $0.375c$, e $0.687c$ respectivamente como ilustrado através da Figura 4.5.

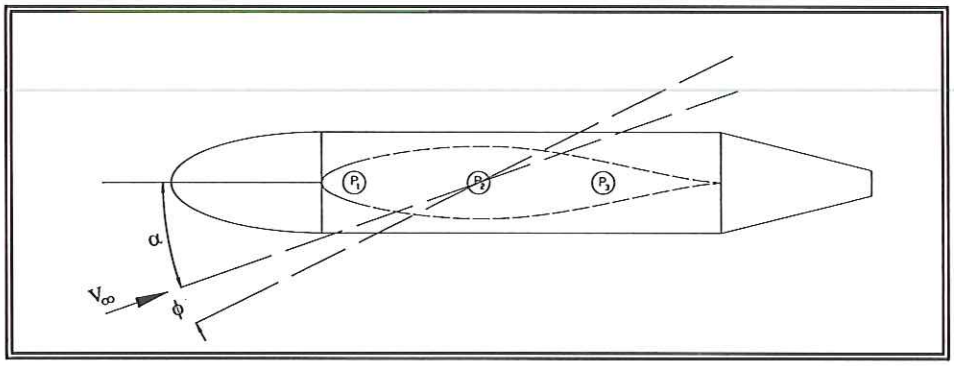


Figura 4.5: Localização dos pontos para medir a direção do escoamento local

O sistema de referência $\phi = 0$ foi determinado pela direção do escoamento livre. Para encontrar a direção do escoamento local, girou-se a sonda até que a diferença de pressão medida no manômetro fosse zero, assim através de leitura do ângulo num transferidor, se encontrou a direção do escoamento local. Um esquema ilustrativo da montagem pode-se encontrar na Figura 4.6.

A medição foi realizada mantendo a sonda no plano da asa, porém, deslocando-a na direção y, afastando a sonda da ponta de asa em intervalos de $0.0625c$. O procedimento foi repetido para cada ponto e ângulo de ataque.

4.3.4 Resultados obtidos

O objetivo desta fase experimental foi determinar a variação da direção do escoamento local a partir da ponta de asa na direção radial para poder determinar a dimensão da envergadura das winglets.

Nas Figuras 4.7 a 4.10 pode se observar a variação da direção do escoamento local em relação à direção y, para cada ponto de medida.

Calculou-se a média da razão ϕ/α para cada ângulo de ataque nas posições

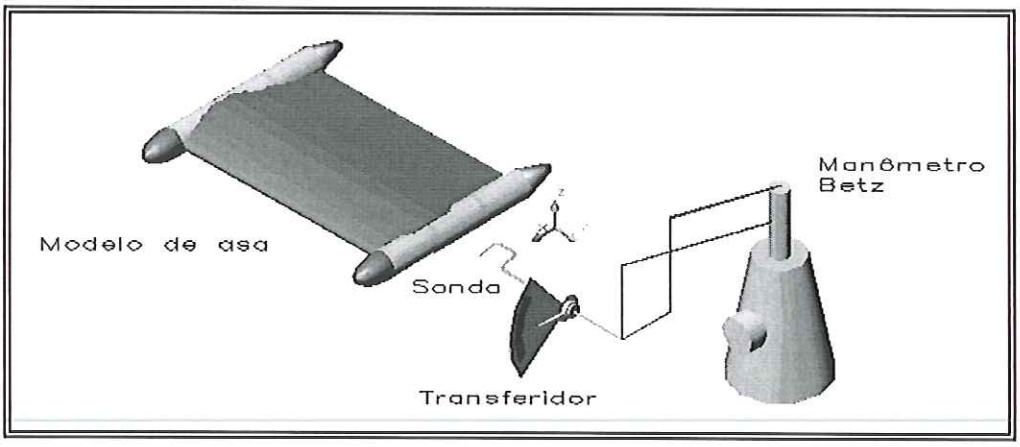


Figura 4.6: Esquema da montagem para obtençao da direção do escoamento local

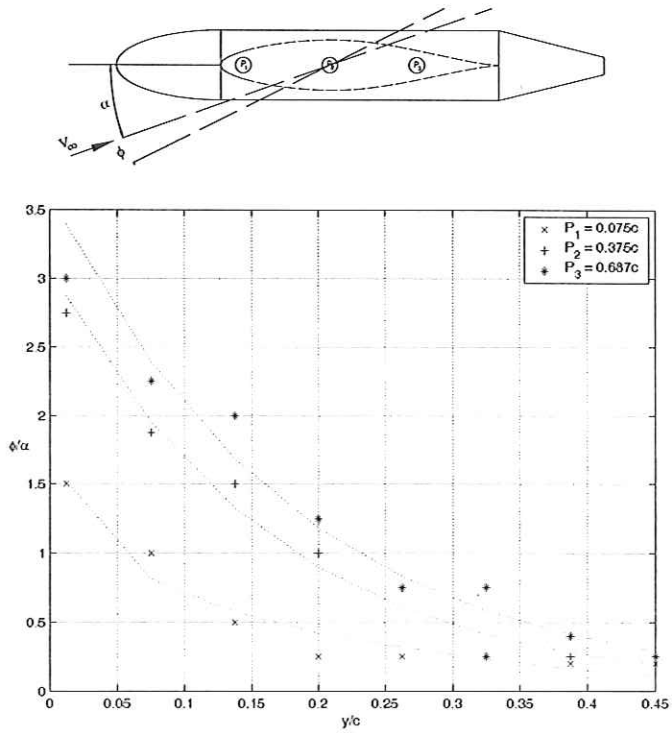


Figura 4.7: Direção do escoamento local $\alpha = 4$

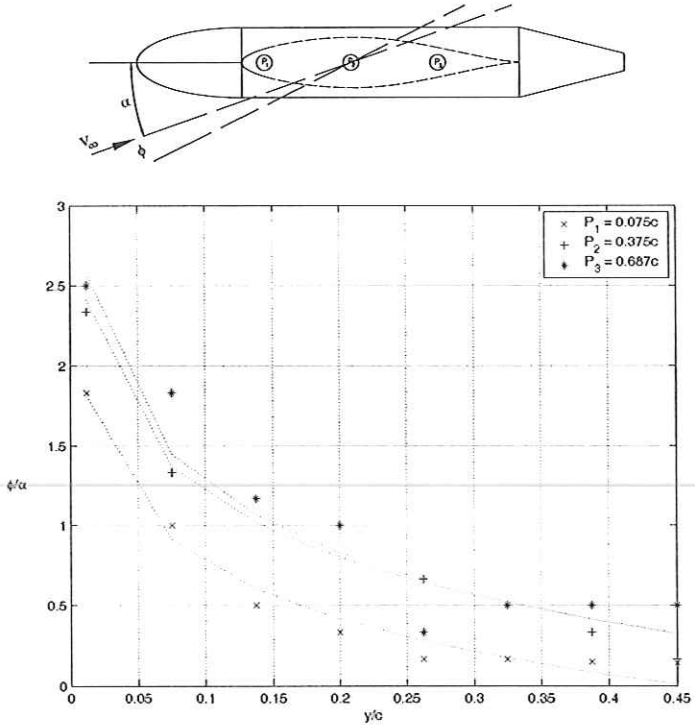


Figura 4.8: Direção do escoamento local $\alpha = 6$

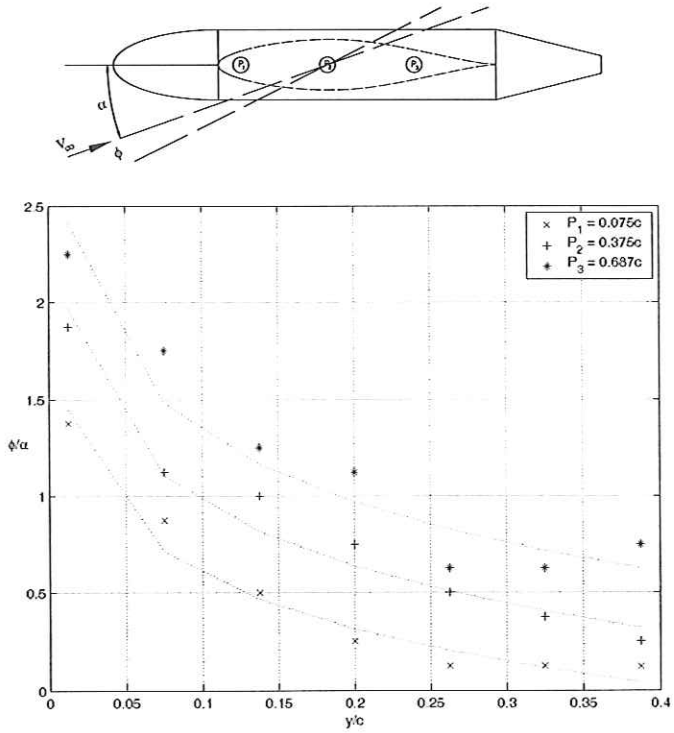


Figura 4.9: Direção do escoamento local $\alpha = 8$

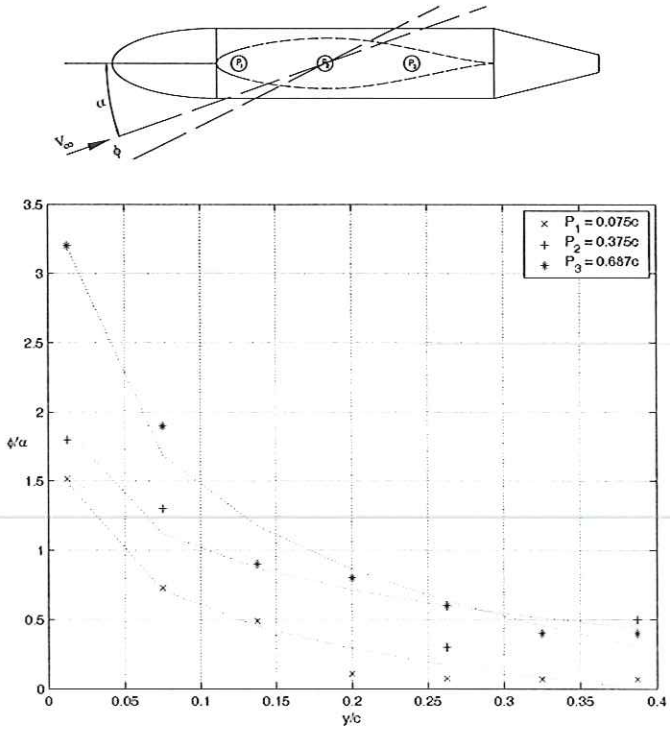


Figura 4.10: Direção do escoamento local $\alpha = 10$

Tabela 4.1: Condições do ensaio no tunel LAE-1

Número de Reynolds	7.3×10^4
Velocidade do escoamento m/s	15.25
Ângulo de ataque	4° até 10°

respectivas, como pode ser observado na Figura 4.11. Finalmente calculou-se a média da média de ϕ/α para cada posição, como é ilustrado na Figura 4.12.

Nas Figuras 4.7, a 4.12, pode-se observar que a relação ϕ/α decresce consideravelmente em relação à distância radial da ponta de asa. O decrescimento é maior quanto mais afastado do bordo de ataque, no caso, na posição P_3. Na Figura 4.13 pode ser observado que o decréscimo para a posição P_3 é praticamente independente do ângulo de ataque.

Observa-se, nas Figuras anteriores, que a razão ϕ/α, praticamente não varia para razões y/c maiores a 0.4, pelo qual, determinou-se que a envergadura das winglet fosse de $10.5cm$, correspondente ao 42% da corda. Na Figura 4.12 mostra-se a variação da razão ϕ/α , assim, decidiu-se que a torção da winglet teria um comportamento similar.

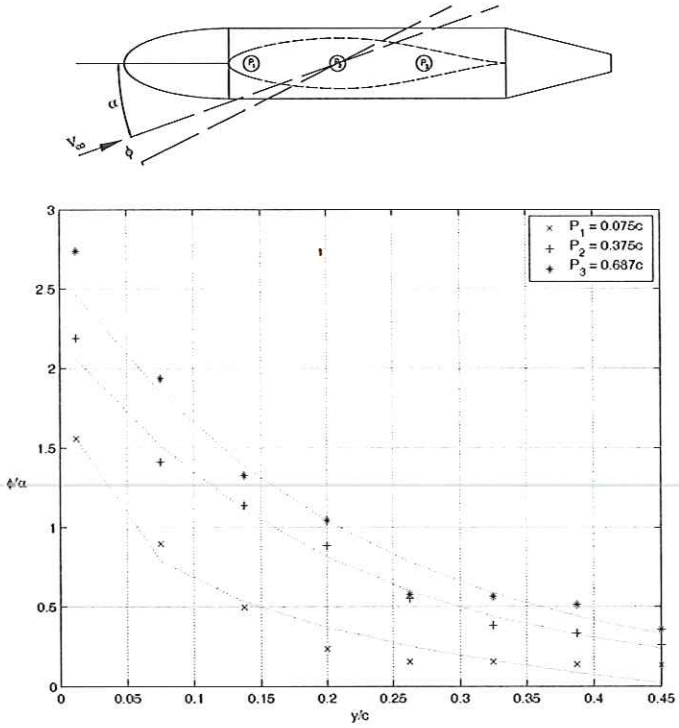


Figura 4.11: Média da direção do escoamento local

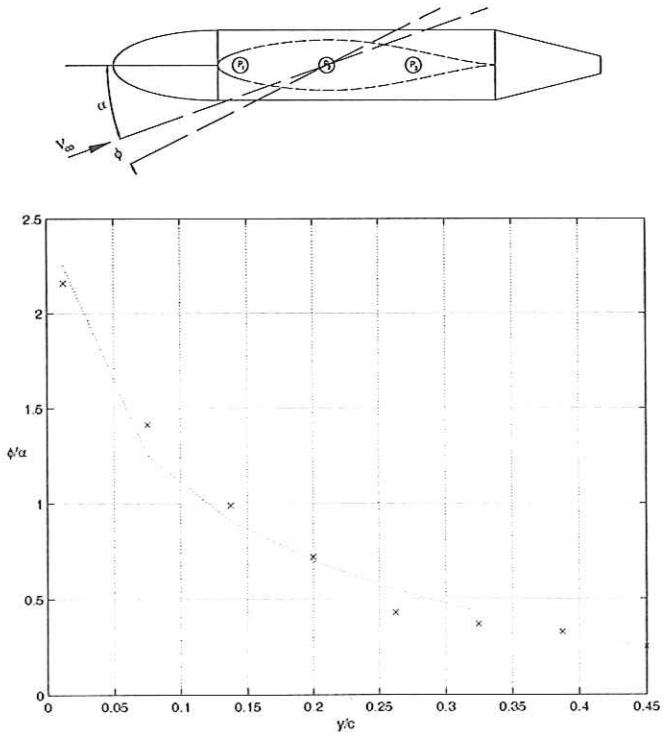


Figura 4.12: Média da média da direção do escoamento local

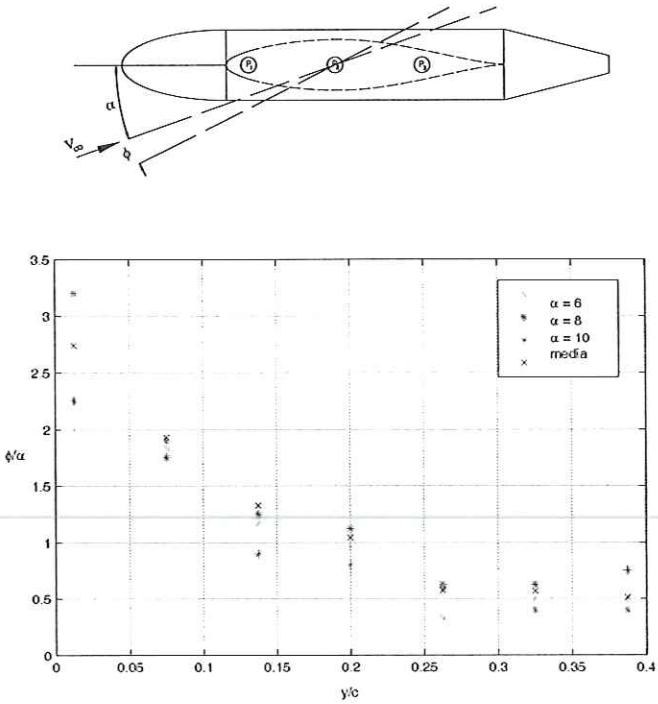


Figura 4.13: Direção do escoamento local 0.687c

4.4 CARACTERÍSTICAS AERODINÂMICAS DE MULTI-WINGLETS ADAPTATIVAS: ENSAIOS EM TÚNEL DE VENTO

A análise das características aerodinâmica do sistema foi realizada através de ensaios em túnel de vento. Para a obtenção de dados referentes às forças de sustentação e de arrasto foram efetuados ensaios com balança aerodinâmica. Realizou-se um mapeamento da velocidade axial presente em uma parte da esteira a qual esta influenciada pelo dispositivo.

4.4.1 Modelo Experimental

O modelo experiemental divide-se em quatro partes principais:

1. A asa:

   Possui um perfil NACA $65_3 - 018$ e geometria de planta retangular com uma semi-envergadura de 49 cm e corda de 25 cm. O perfil é laminar, simétrico com a sua espessura máxima de $0.18c$ posicionada ao 40% da corda. Como

características aerodinâmicas relevantes, ressaltam-se: $dC_L/d\alpha$ bem definido e pouco sensível ao número de Reynolds além de uma curva C_D x α bem determinada(ABBOT; DOENHOFF, 1959, p. 365, 632–633).

2. O dispositivo de ponta de asa:

   O dispositivo de ponta de asa é semelhante a um "tip-tank". Possui uma ogiva, três módulos cilíndricos e um cone de cauda. A ogiva de formato elíptico e a cauda em forma de tronco de cone foram projetadas por Coimbra (2002). Os módulos cilíndricos permanecem fixos à asa e podem ser rotacionados independentemente permitindo assim a variação do ângulo do diedro das winglets. Tanto a ogiva como a cauda foram feitos de madeira, os módulos cilíndricos foram fabricados em alumínio.

   O mecanismo de giro é obtido através de um parafuso (rosca M10) passante pela cauda e pelos três módulos cilíndricos e cuja ponta é rosqueada na ogiva, através de uma bucha de latão. Este mecanismo permite a rotação e o travamento das winglets. O dispositivo de ponta de asa é ilustrado na Figura 4.14 na página 33.

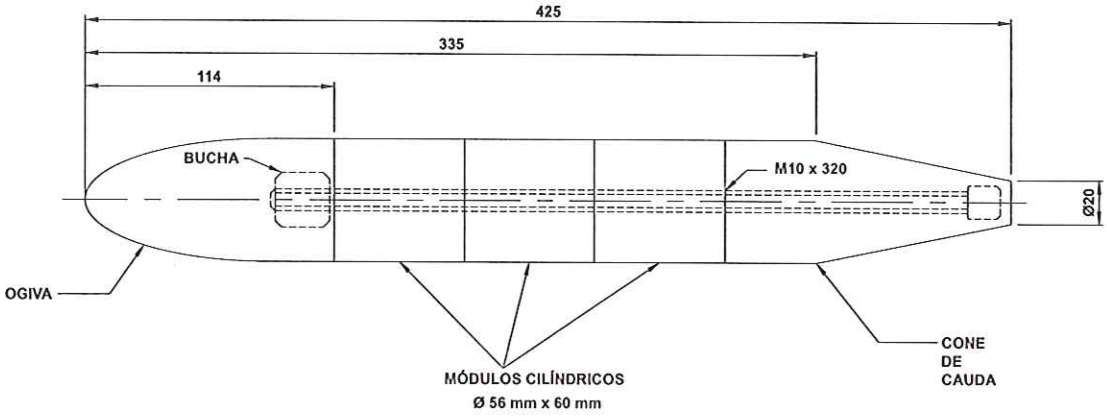


Figura 4.14: Esquema do dispositivo de ponta de asa.

3. Winglets:

   As winglets usadas variam o perfil ao longo da semi-envergadura. Na raiz possui um perfil baseado no Eppler 387 de 0.05m de corda com um câmber aproximado de 20°. Entretanto, na ponta da winglets o perfil usado é novamente um perfil Eppler 387 modificado de geometria simétrica. O câmber do perfil diminui rapidamente com a distância desde a raiz à ponta da winglets,

reduzindo a aproximadamente a metade a cada 6% da corda da ponta da asa.

Devido às dimensões dos módulos cilíndricos, fixou-se a corda da raiz das winglets a 0.05 m e optou-se por um afilamento de 0.46, determinando assim o comprimento da corda na ponta. A altura da winglet foi determinada pela variacão do escoamento local e corresponde a 10.5 cm. Determinou-se também que as winglests não teriam enflechamento ao 25% da corda. Um esquema da configuração final da winglet pode ser observada na Figura 4.15, página 34.

As winglets foram usinadas através da técnica de prototipagem em material plástico *"ABS"* e a fixação das winglets ao "tip-tank" foi obtida através de um parafuso M3. As coordenadas dos perfis da winglet se apresentam no apêndice C.

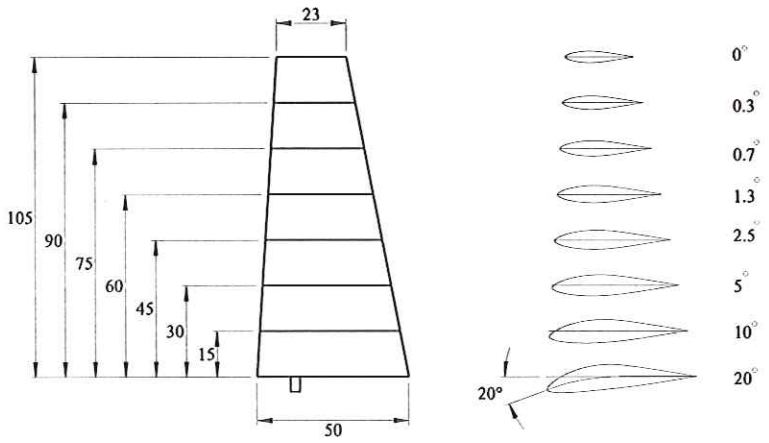


Figura 4.15: Esquema da geometria das winglets

4. Disco circualar na raiz da asa ("end-plate"):

   O objetivo principal deste dispositivo é isolar o escoamento, presente na raiz do modelo, dos efeitos da camada limite da parede do túnel de vento. Um disco de aço com 44 *cm* de diâmetro e 2.5 *mm* de espessura foi acoplado ao modelo de asa. O modelo experimental foi posicionado à 5 cm do chão do túnel de vento.

4.4.2 O Túnel de Vento e Instrumentação

O túnel de vento utilizado possui as seguintes características: túnel de vento de circuito fechado com seção transversal da câmara de ensaios de $1,29m$ x $1,67$ m e 3 m de comprimento. O escoamento é induzido por um ventilador de 8 pás acionado por um motor elétrico de $150Hp$. A velocidade máxima atingida pelo túnel é de $50m/s$ e intensidade de turbulência gerada é de 0.25%. Este túnel pertence ao Laboratório de Aeronaves da EESC-USP. Maiores detalhes podem ser encontrados em Catalano (2001). Na Figura 4.16 é apresentado esquematicamente o túnel de vento.

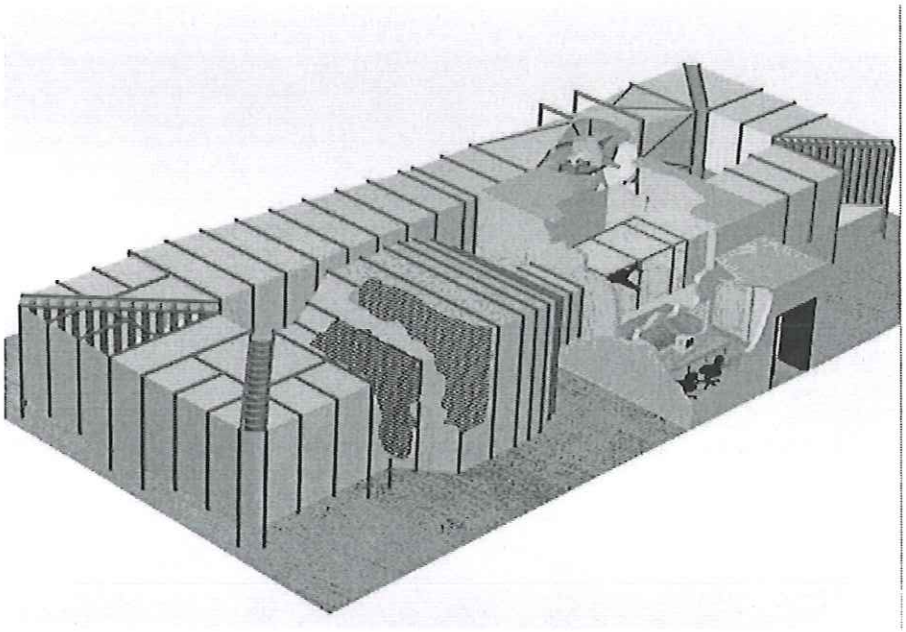


Figura 4.16: Túnel de vento LAE-2 (CATALANO, 2001).

A instrumentação e equipamentos utilizados são descritos a continuação:

1. Manômetro tipo "Betz":

   Durante os ensaios utilizou-se um manômetro tipo "Betz" no qual foram acoplados um tubo de Pitot e as tomadas de pressão estática, localizados na entrada da câmara de ensaios para o monitoramento da pressão dinâmica. O manômetro possui uma precisão de $0,1$ mm de coluna de água.

2. Balança aerodinâmica:

   A balança aerodinâmica utilizada foi projetada e construída no Laboratório de Aeronaves da EESC-USP (MAUNSELL, 1977). A balança possui 2 lâminas

metálicas nas quais são colados extensômetros, os quais são dispositivos elétricos que arranjados em uma Ponte de Wheatstone são capazes de transformar as deformações sentidas nas lâminas em sinais elétricos de ordem miliVolts. Depois de um processo de amplificação, os sinais são registrados num computador através de uma placa de aquisição de dados.

Para o processo de aquisição de dados, utilizou -se um condicionador amplificador **HBM MGCPlus** e uma placa de aquisição *National Instruments* modelo AT-M10-10X (100 KHz, 16 bits) instalada num micro computador. A leitura dos dados é obtida através da utilização de um programa computacional desenvolvido no aplicativo "Lab View" (*National Instruments*).

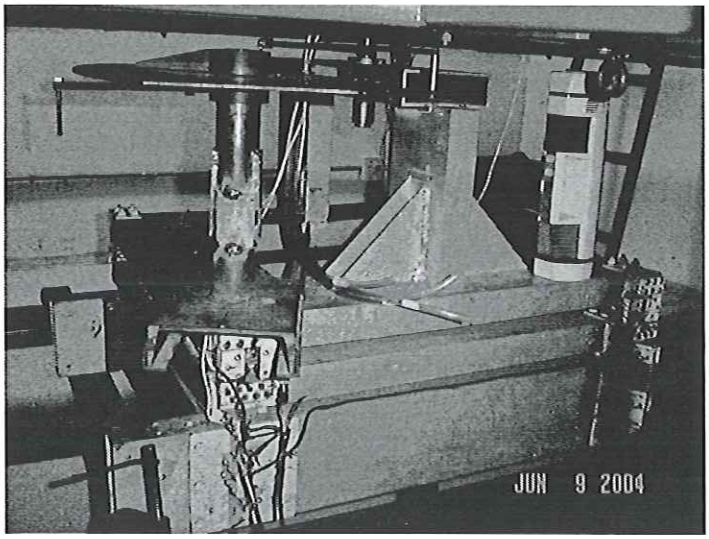


Figura 4.17: Balança aerodinâmica

3. Sistema de anemometria:

   Utilizou-se um anemômetro à fio quente cuja sonda é movimentada através de um sistema modular de posicionamento com precisão de $+/-0.1\ mm$. O sistema de anemometria e o posicionador são fabricados por "DANTEC MEASUREMENT TECHNOLOGY", a sonda e o sistema de anemometria correspondem às referencias 9055P01 e Streamline 90N10, respectivamente.

4.4.3 Procedimento Experimental para a Análise do Sistema

Montagem experimental

O modelo experimental foi fixado ao "end-plate" através da soldagem de um eixo de aço com 11.7 mm de diâmetro e que a sua vez está fixado ao modelo à $0.27c$

do bordo de ataque. A união é reforçada por meio de parafusos para madeira. O acoplamento entre a balança e o "end-plate" é feito através de um suporte e uma haste. O sistema de acoplamento tem os parafusos suficientes para evitar maiores oscilações. A partir da haste, foram ligados eixos articulados que permitem transferir o ângulo de ataque da asa à um sistema de medida, como pode ser observado na Figura 4.18.

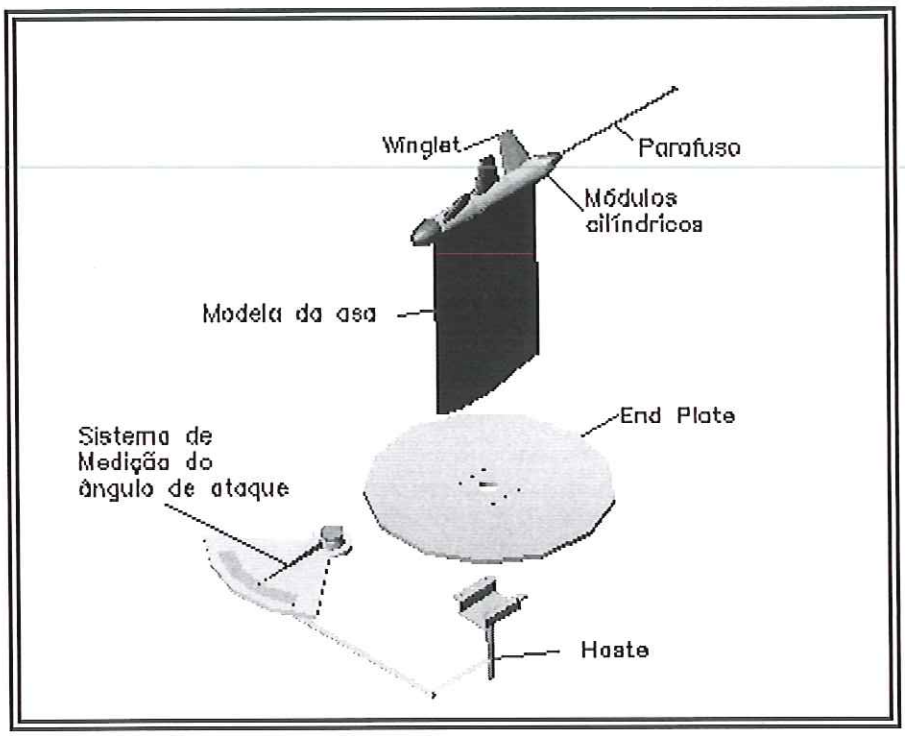


Figura 4.18: Esquema da montagem do modelo experimental

O modelo experimental posicionado no túnel de vento pode ser observado na Figura 4.19.

Calibração da balança aerodinâmica

Para a calibração da balança aerodinâmica utilizou-se o sistema de obtenção de dados mencionado anteriormente. Com o modelo acoplado à balança e o túnel de vento desligado, procedeu-se à variação progressiva do carregamento da balança simulando os efeitos da sustentação e arrasto. A força de sustentação foi simulada com cargas que foram de 0 a $8.2Kg$ e a força de arrasto foi simulada com a variação de carga de 0 à $4.3Kg - f$.

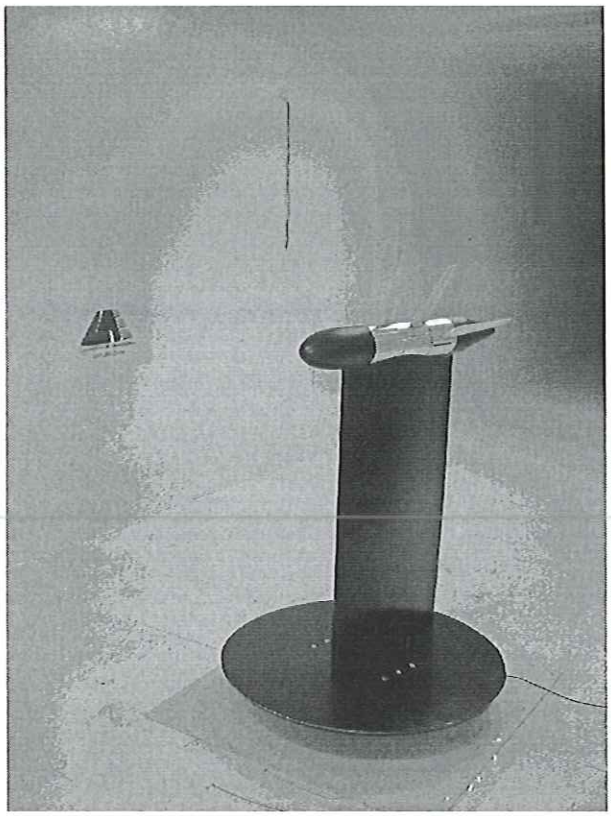


Figura 4.19: Fotografia do modelo dentro do túnel de vento

Parâmetros dos ensaios

Na Tabela 4.2 se relacionam os parâmetros envolvidos durante os ensaios.

4.4.4 Correções no Túnel de Vento

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

O bloqueio sólido tridimensional se deve à que a área de passagem existente na câmara de ensaio é reduzida pela presença do modelo. Esta redução produz uma aceleração do escoamento na câmara de ensaios. A influência deste bloqueio é devido à geometria definida do modelo em seu conjunto. Sendo assim, pode-se determinar o bloqueio sólido a partir da siguinte equação:

Tabela 4.2: Condições do ensaio no túnel LAE-2

Parâmetros do Escoamento	Valor
Temperatura (K)	297.7
Densidade ρ (Kg/m^3)	1.09
Pressão dinâmica q_∞ (Pa)	288.41
Viscosidade μ ($Kg/m \cdot s$)	1.75×10^{-5}
Velocidade do escoamento V_0 (m/s)	23
Número de Reynolds	357.000
Ângulo de ataque	-2° até 22°

$$V_{0ef} = (1 + \epsilon_{aw} + \epsilon_{dpa})\, V_0, \tag{4.1}$$

onde:

V_{0ef} é a velocidade efetiva do escoamento livre;

V_0 é a velocidade não corrigida;

ϵ_a fator de correção da asa;

ϵ_{dpa} fator de correção para o dispositivo da ponta de asa.

Os fatores de correção são calculados da seguinte forma:

$$\epsilon_{aw} = K_1 \cdot \sigma_1 \cdot V_{asa}/C^{1,5} \tag{4.2}$$

Segundo Rae e Pope (1984, p. 364–366), K_1 depende da espessura relativa da asa (c/t). No caso do modelo apresentado, para (c/t) = 0.18, tem-se $K_1 = 1.05$. O fator σ_1 depende do formato da seção transversal da câmara de ensaio e do índice de ocupação do modelo em relação à largura do túnel que para a montagem experimental $\sigma_1 = 0.9$. O volume da asa (V_{asa}) pode ser aproximadamente calculado pela equação:

$$V_{asa} = 0.7 \cdot t \cdot c \cdot b_{total} \tag{4.3}$$

sendo os parâmetros $t = 0.045m$, $c = 0.25m$, e $b = 0.595m$ a espessura máxima, a corda e a envergadura da asa respectivamente. Assim determinou-se que $V_{asa} = 4.7 \times 10^{-3} m^3$.

O fator C é a área da seção transversal da câmara de ensaio do túnel de vento. Assim pode-se afirmar que $\epsilon_{aw} = 1.4 \times 10^{-3}$.

Coimbra (2002, p. 126) calculou o fator ϵ_{dpa} para o "tip-tank", que corresponde a um valor de $\epsilon_{dpa} = 6 \times 10^{-3}$.

Sustituindo os diferentes valores na equação 4.1, encontra-se que $V_{0ef} = 23.24m/s$, ou seja uma alteração de 1.04% na velocidade medida durante os ensaios.

4.5 Configurações Preliminares

As configurações preliminares escolhidas são apresentadas na Tabela 4.3

Para todas as configurações, a asa foi testada com um ângulo de ataque de 8° e uma velocidade de $23m/s$. Compararou-se a eficiência aerodinâmica obtida por cada configuração, como se pode observar na Figura 4.20, onde C_L/C_D da asa básica é 0.732.

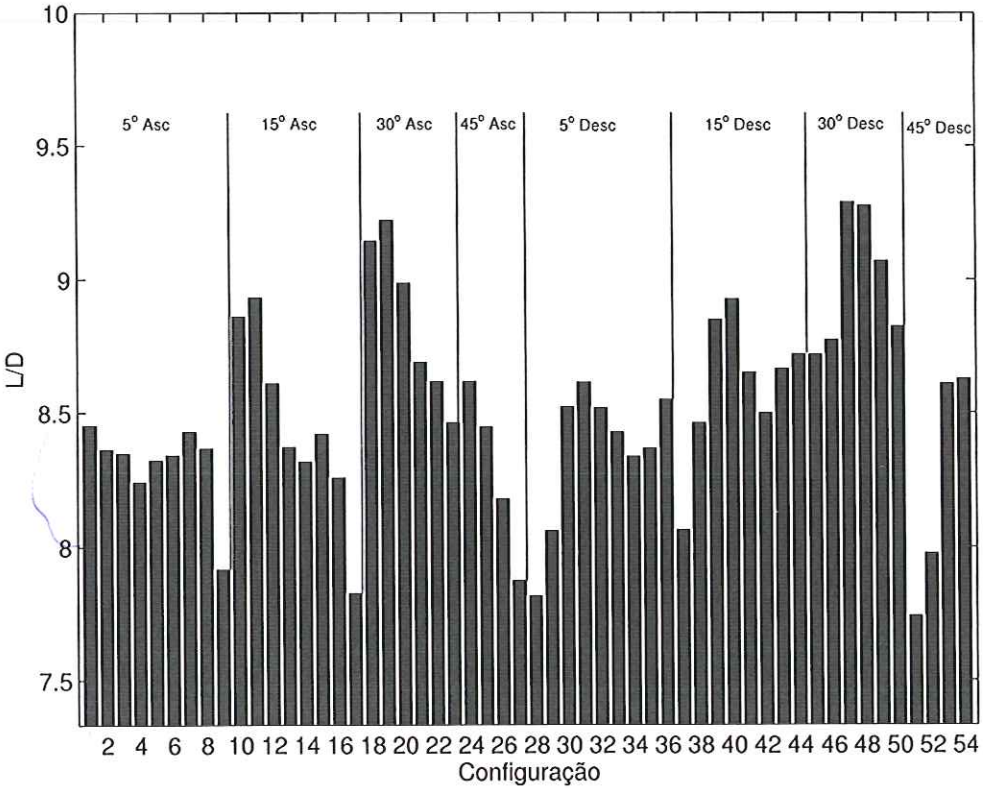


Figura 4.20: Resultados das configurações testadas com $\alpha = 8^o$

As configurações mais promissoras foram selecionadas para o presente trabalho, as quais são apresentadas na Tabela 4.4.

Tabela 4.3: Configuracões preliminares

Configuração	Arranjo	Configuração	Arranjo
Conf 1	n45-n40-n35	Conf 28	90-85-80
Conf 2	n30-n25-n20	Conf 29	75-70-65
Conf 3	n15-n10-n5	Conf 30	60-55-50
Conf 4	0-5-10	Conf 31	45-40-35
Conf 5	15-20-25	Conf 32	30-25-20
Conf 6	30-35-40	Conf 33	10-15-20
Conf 7	45-50-55	Conf 34	0-n5-n10
Conf 8	60-65-70	Conf 35	n15-n20-n25
Conf 9	75-80-85	Conf 36	n30-n35-n40
Conf 10	n45-n30-n15	Conf 37	90-75-60
Conf 11	n30-n15-0	Conf 38	75-60-45
Conf 12	n15-0-15	Conf 39	60-45-30
Conf 13	0-15-30	Conf 40	45-30-15
Conf 14	15-30-45	Conf 41	30-15-0
Conf 15	30-45-60	Conf 42	15-0-n15
Conf 16	45-60-75	Conf 43	0-n15-n30
Conf 17	60-75-90	Conf 44	n15-n30-n45
Conf 18	n45-n15-15	Conf 45	90-60-30
Conf 19	n30-0-30	Conf 46	75-45-15
Conf 20	n15-15-45	Conf 47	60-30-0
Conf 21	0-30-60	Conf 48	45-15-n15
Conf 22	15-45-75	Conf 49	30-0-n30
Conf 23	30-60-90	Conf 50	0-n15-n45
Conf 24	n45-0-45	Conf 51	90-45-0
Conf 25	n30-15-60	Conf 52	75-30-n15
Conf 26	n15-30-75	Conf 53	60-15-n30
Conf 27	0-45-90	Conf 54	45-0-n45

Tabela 4.4: Configurações Selecionadas

Configuração	Arranjo	Configuração	Arranjo
Conf 48	45-15-n15	Conf 47	60-30-0
Conf 44	n15-n30-n45	Conf 40	45-30-15
Conf 19	n30-0-30	Conf 11	n30-n15-0

4.6 Ensaios de Anemometria a fio Quente

As melhores configurações encontradas na análise anterior foram submetidas à testes de anemometria a fio quente. O mapeamento foi realizado a uma distância de $2.5c$ a jusante da corda. A área do mapeamento foi de $280mm \times 280mm$ no plano yz (perpendicular à direção do escoamento) e o número de pontos de medição foram 841 ($\Delta y = \Delta z = 10mm$). Na Figura 4.21 é ilustrada esquematicamente a área do mapeamento.

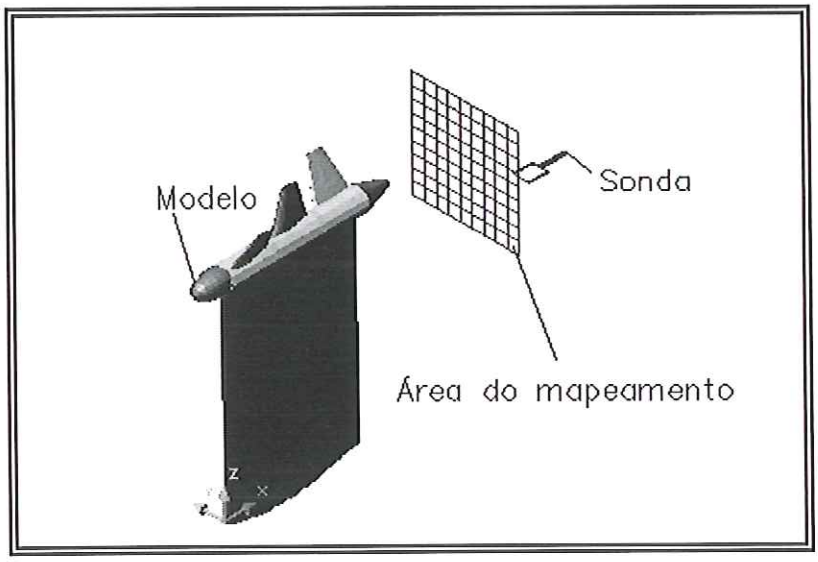


Figura 4.21: Esquema ilustrativo da área do mapeamento

Capítulo 5

APRESENTAÇÃO E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

5.1 INTRODUÇÃO

No presente capítulo se apresentam e discutem os resultados obtidos nos ensaios em túnel de vento do sistema de multi-winglets adaptativas. Os resultados são apresentados nas curvas características que oferecem a informação necessária para a análise da aerodinâmica do sistema. Finalmente, escolheu-se as melhores configurações para a realização do mapeamento da esteira através da técnica de anemometria de fio quente.

Nas curvas características, cada configuração é comparada com os resultados obtidos para a asa básica (configuração zero). Ao término, os resultados de cada configuração são apresentados em conjunto para a comparação entre estas. As curvas procuram caracterizar as diversas fases do vôo de uma aeronave.

Na Figura 5.1, é ilustrado a designação recebida por cada winglet para o melhor entendimento na nomenclatura das configurações.

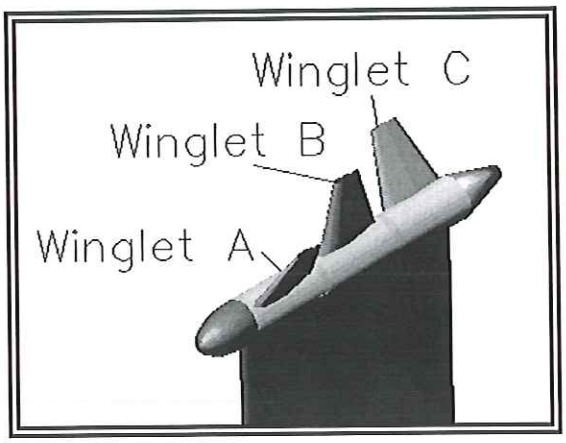


Figura 5.1: Designação das winglets

5.2 RESULTADOS DOS ENSAIOS COM BALANÇA AERODINÂMICA

5.2.1 Resultados Obtidos para a Asa Básica

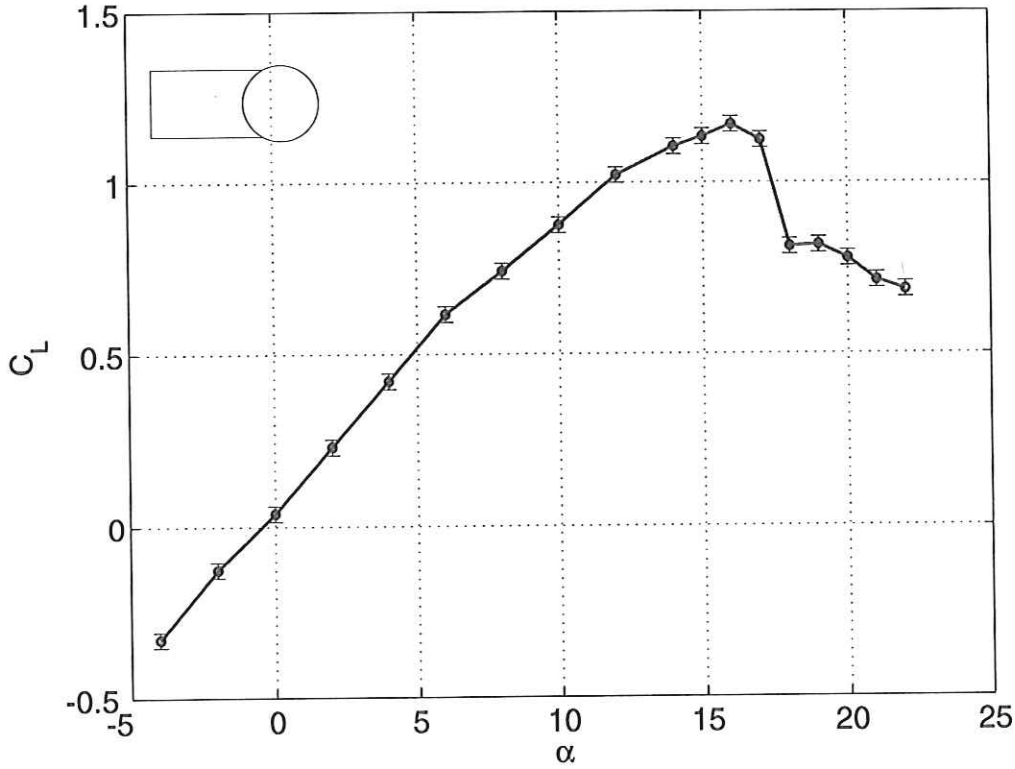


Figura 5.2: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a asa básica

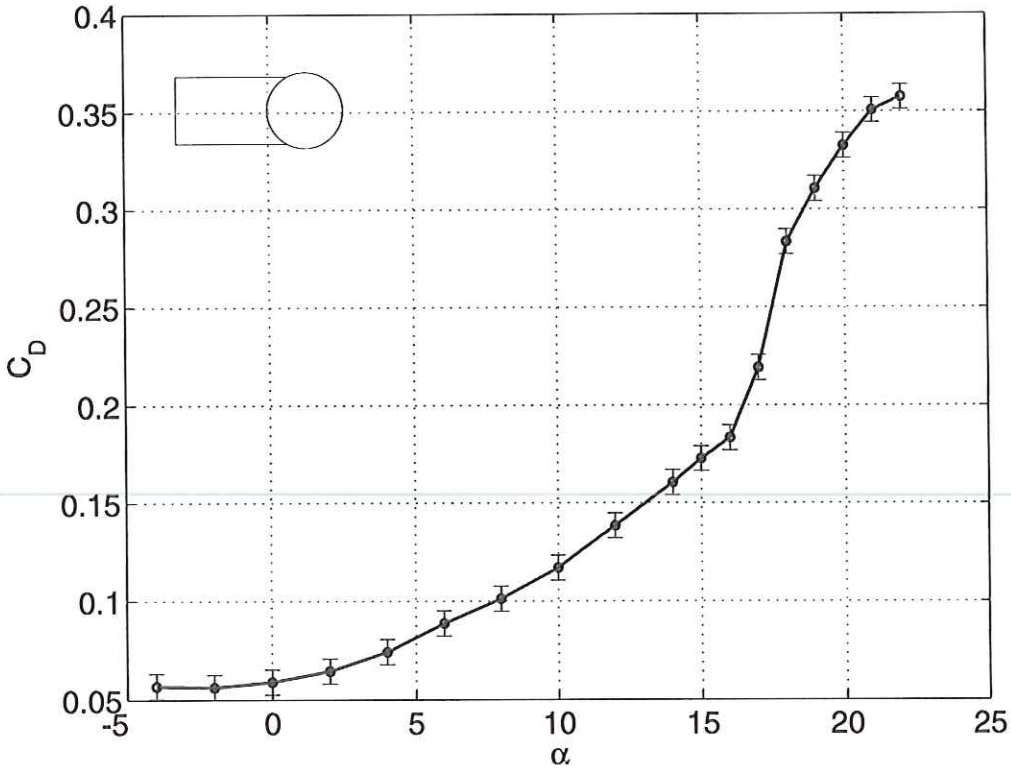


Figura 5.3: Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, para a asa básica

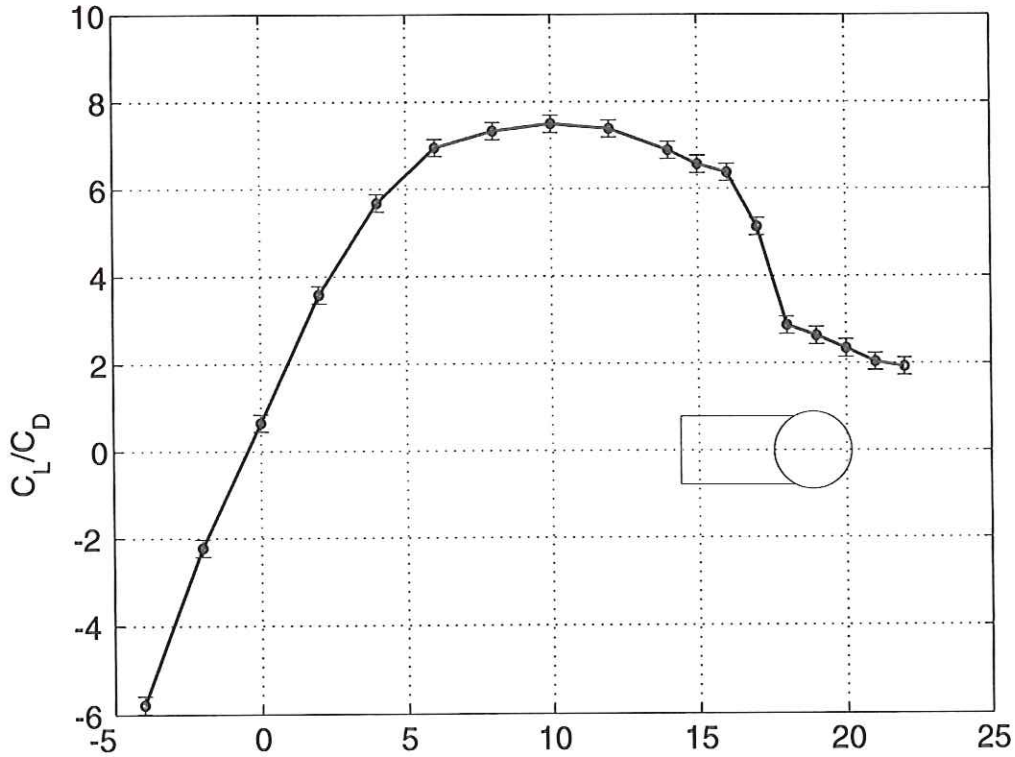


Figura 5.4: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a asa básica

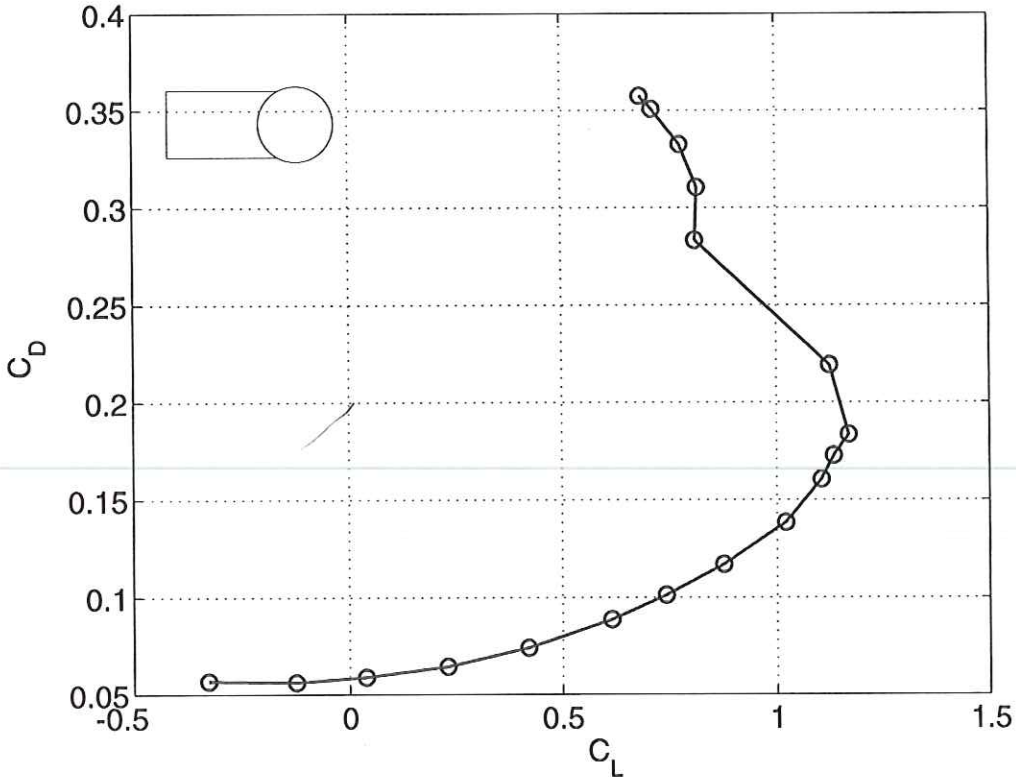


Figura 5.5: Curva polar, para a asa básica

$\frac{(0,12 - 0,06)}{(0,7 - 0)}$

$K = 0,075$

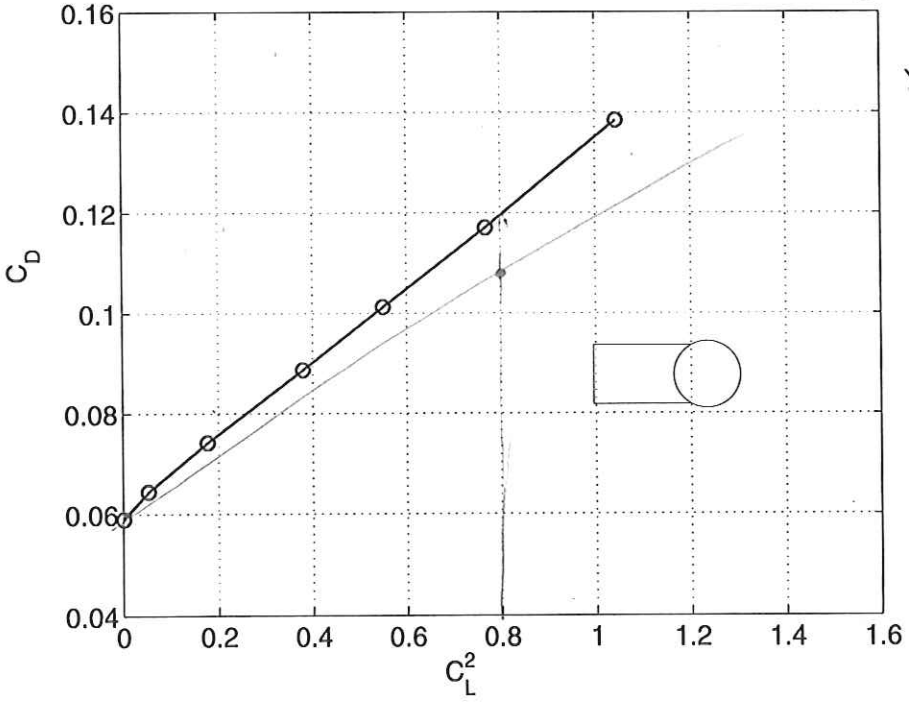


Figura 5.6: Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a asa básica

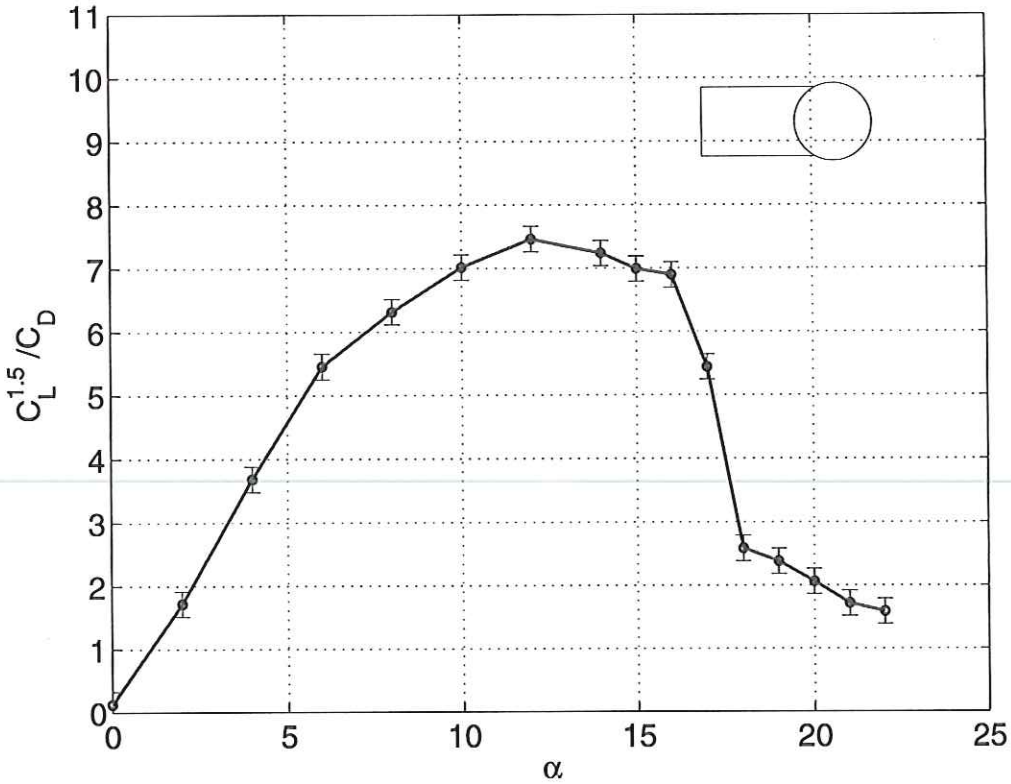


Figura 5.7: Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a asa básica

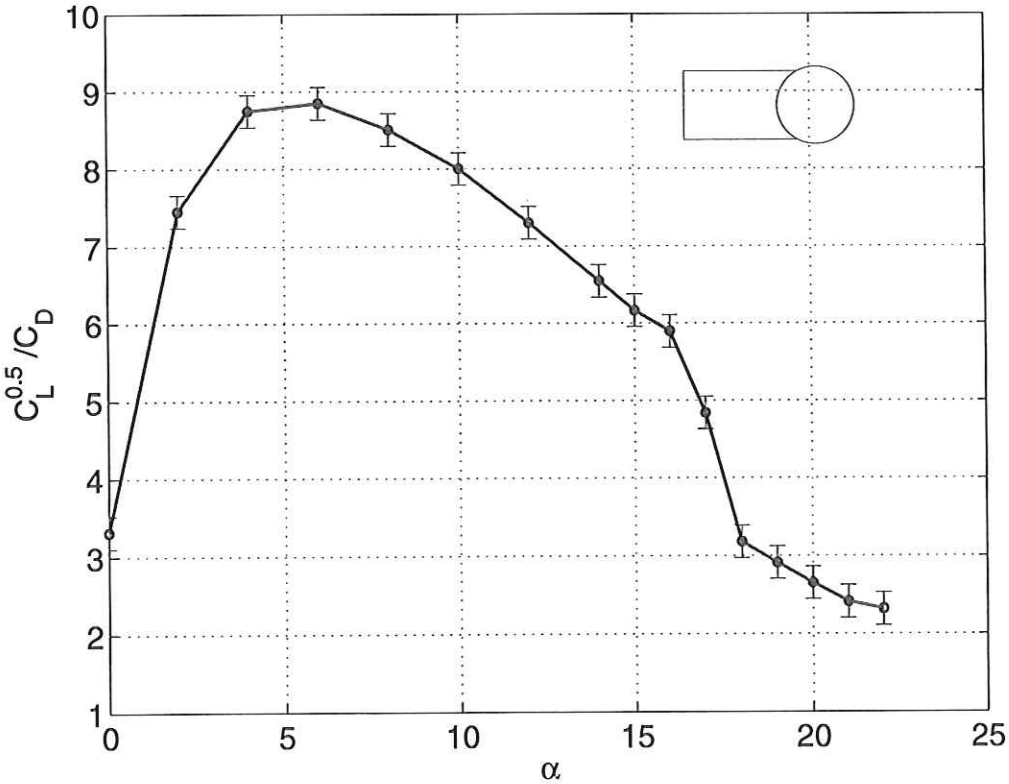


Figura 5.8: Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a asa básica

5.2.2 Resultados Obtidos para a configuração 11: $-30^o A, -15^o B, 0^o C$

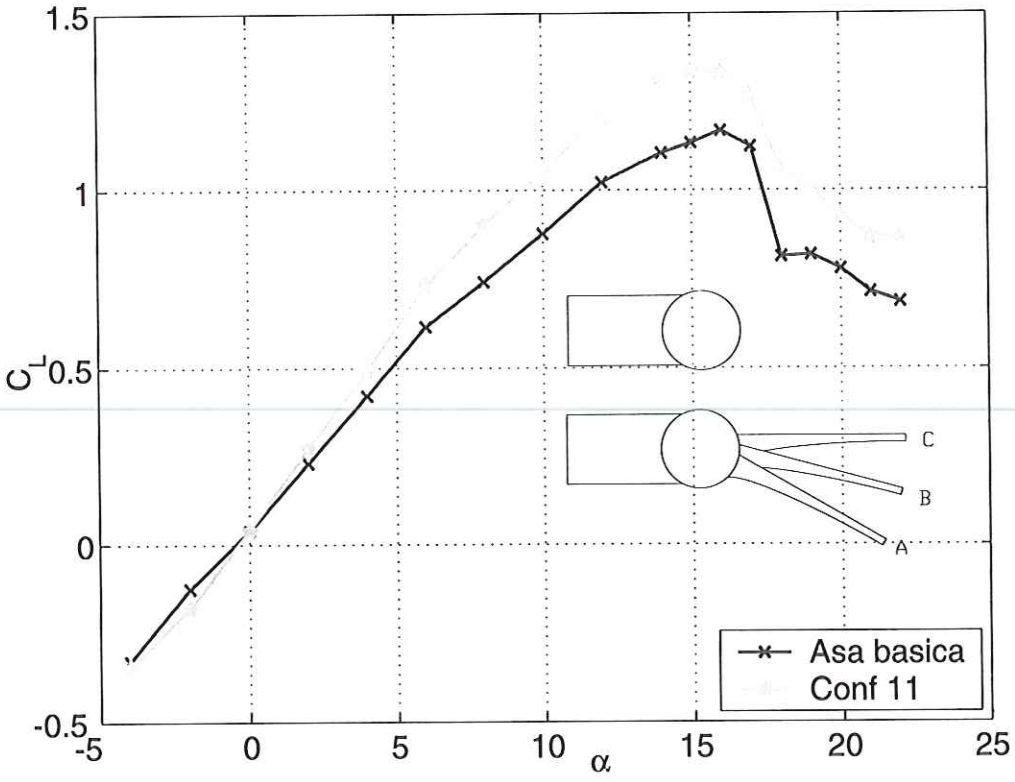


Figura 5.9: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 11

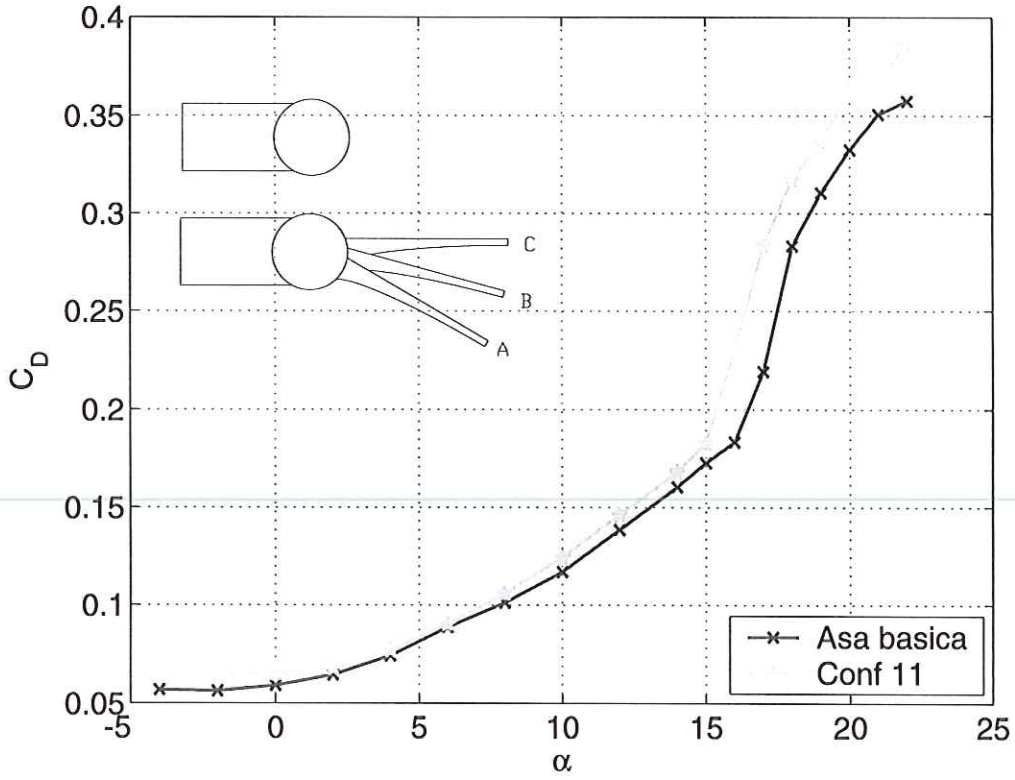


Figura 5.10: Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 11

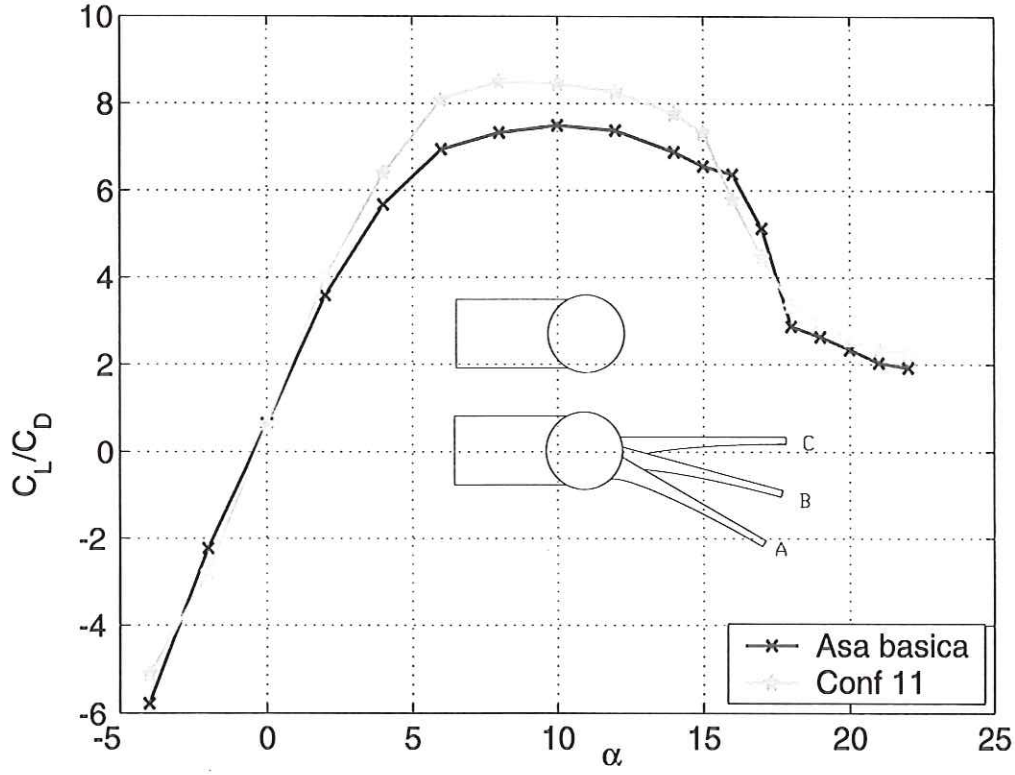


Figura 5.11: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 11

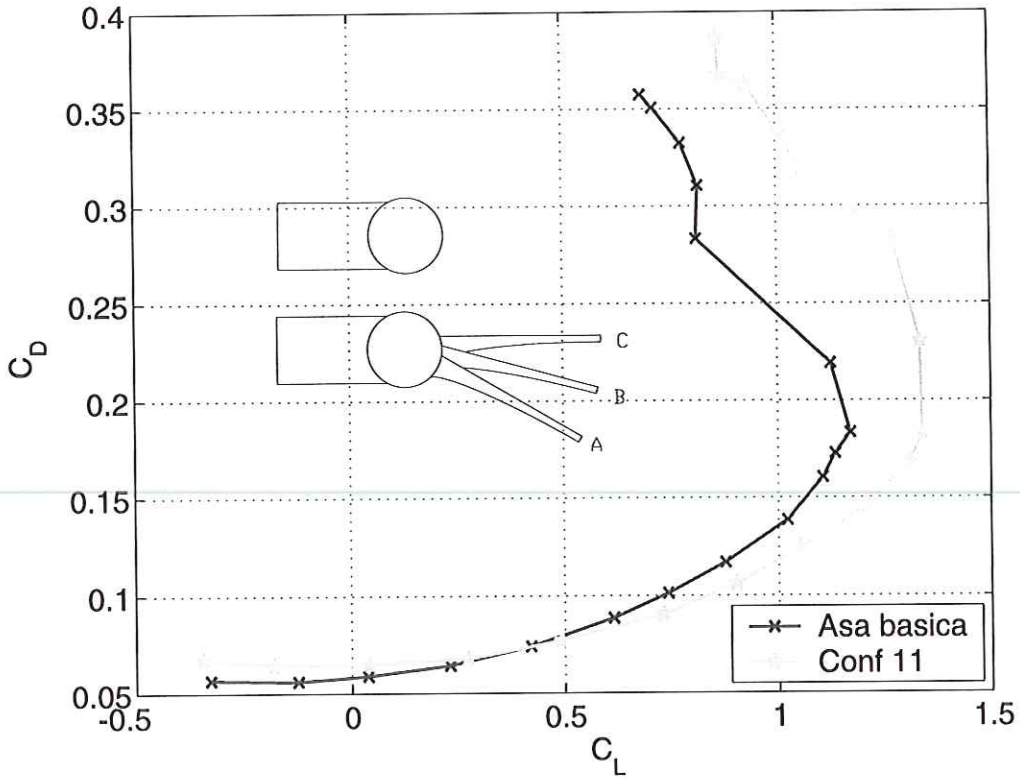


Figura 5.12: Curva polar, para a configuração 11

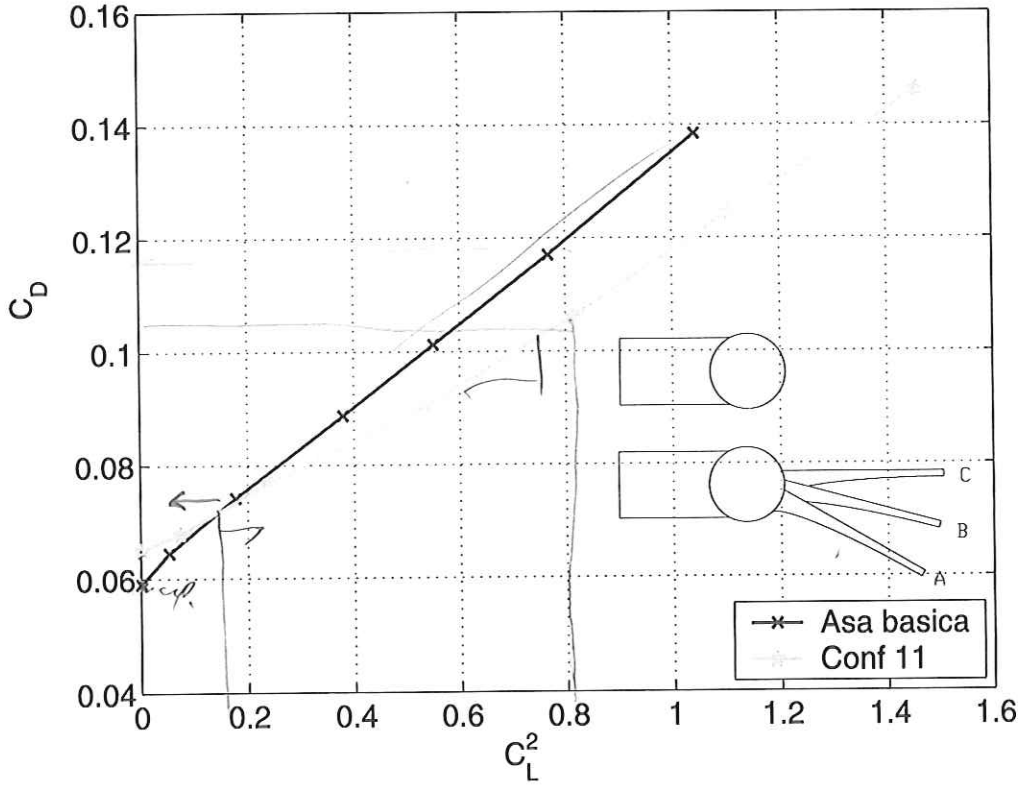


Figura 5.13: Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 11

EESC • USP
Biblioteca
CARLOS

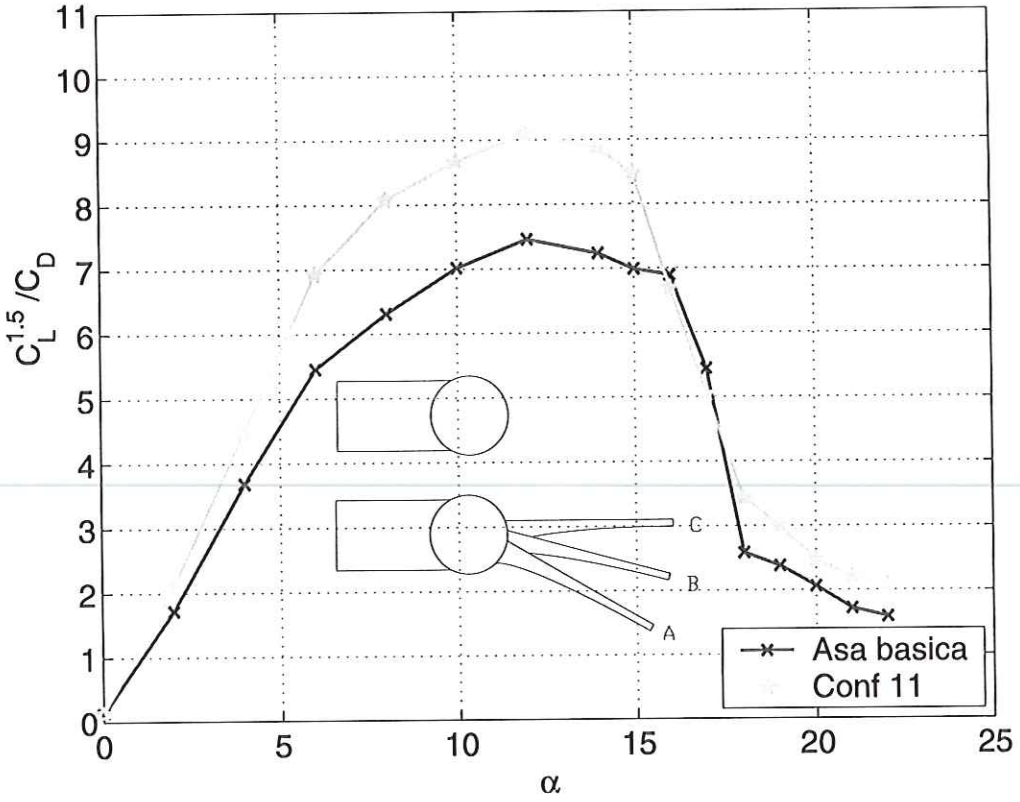


Figura 5.14: Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 11

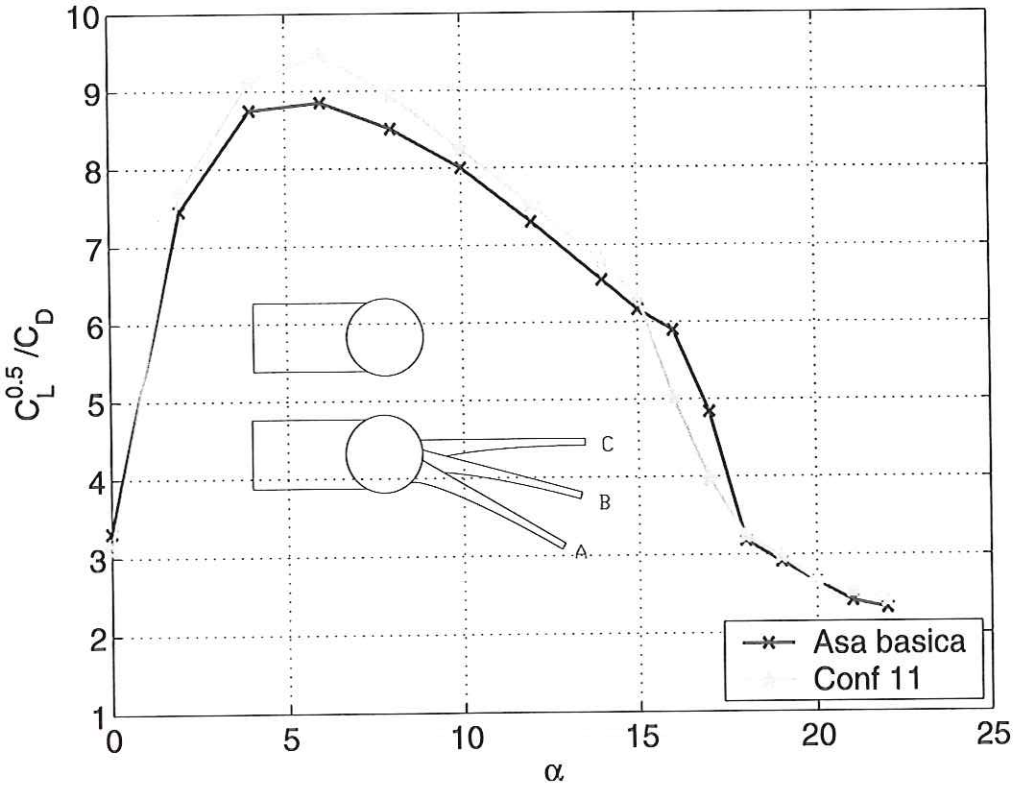


Figura 5.15: Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 11

5.2.3 Resultados Obtidos para a configuração 19: $-30^o A, 0^o B, +30^o C$

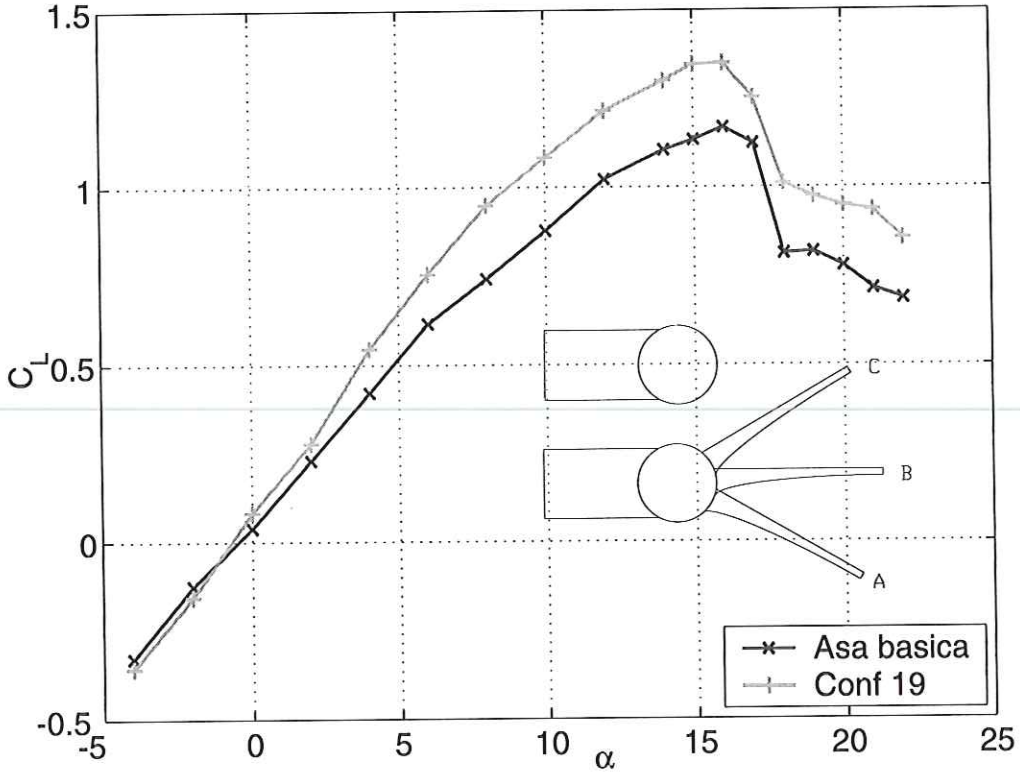


Figura 5.16: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 19

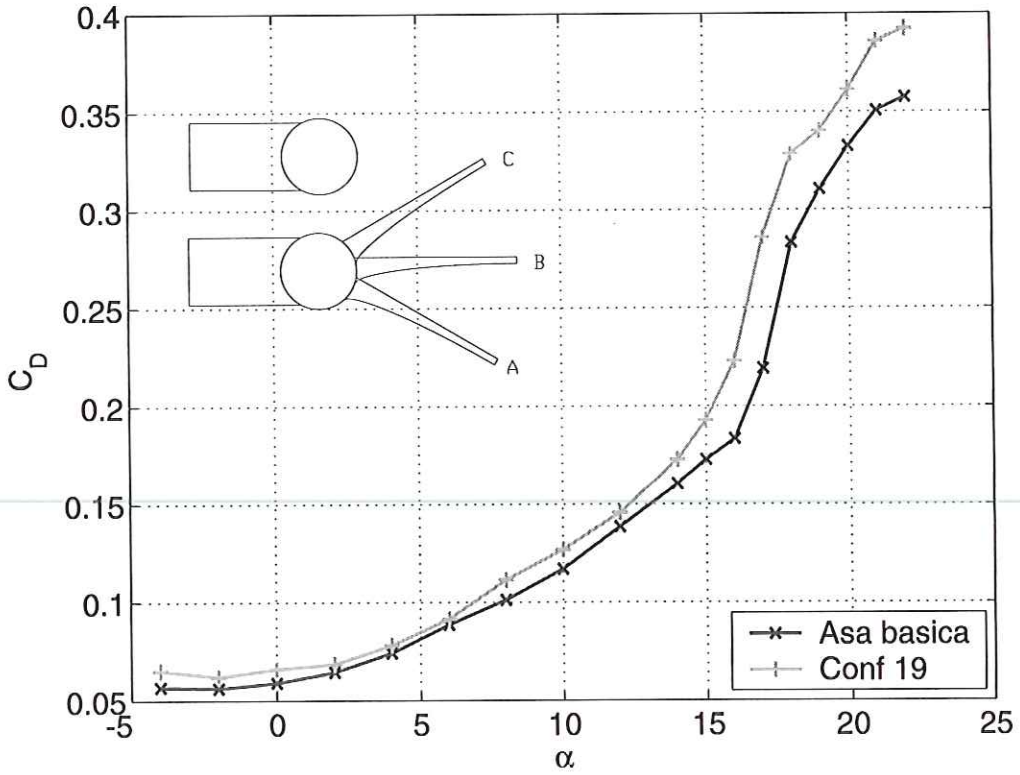


Figura 5.17: Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 19

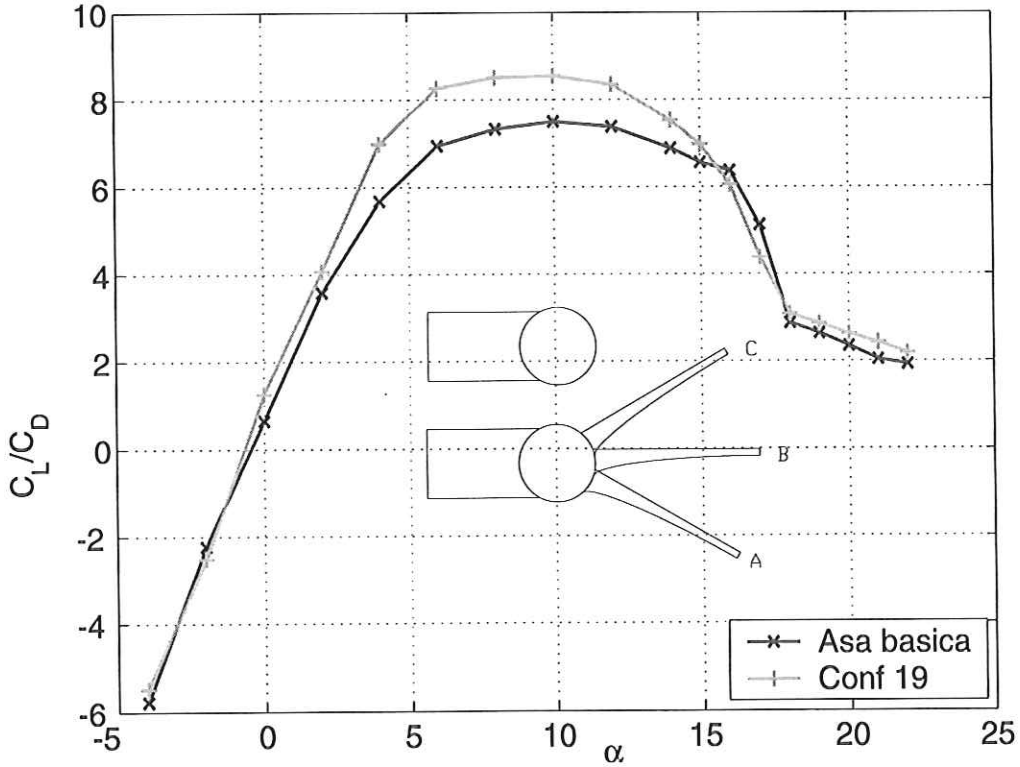


Figura 5.18: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 19

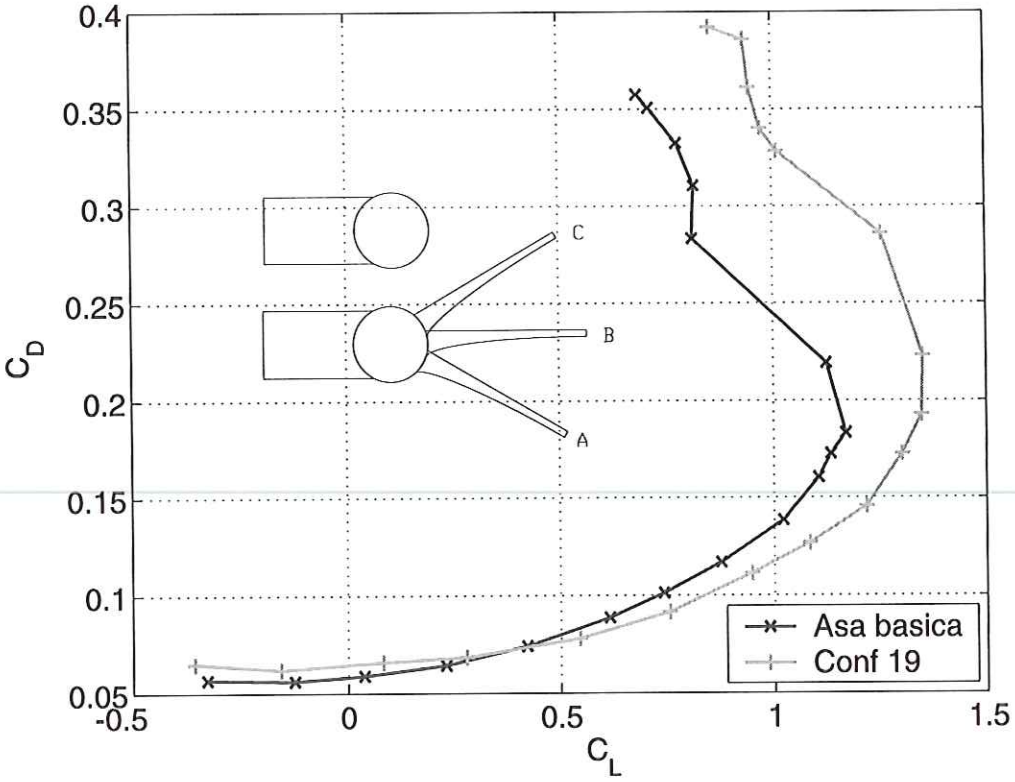


Figura 5.19: Curva polar, para a configuração 19

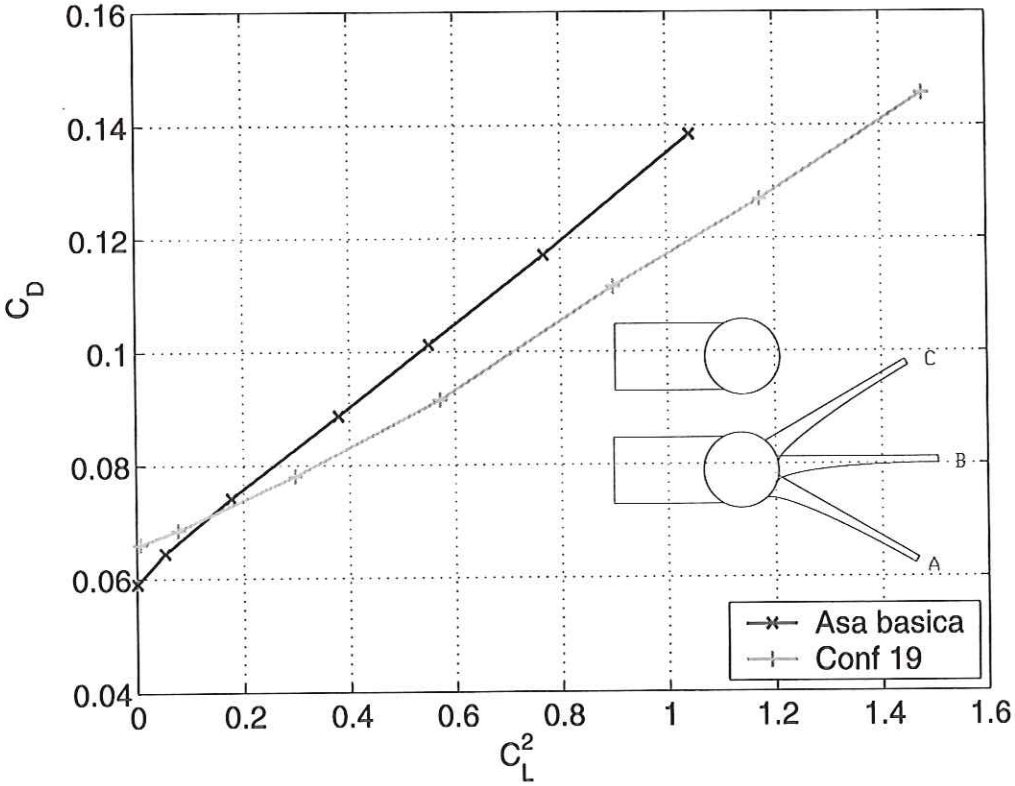


Figura 5.20: Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 19

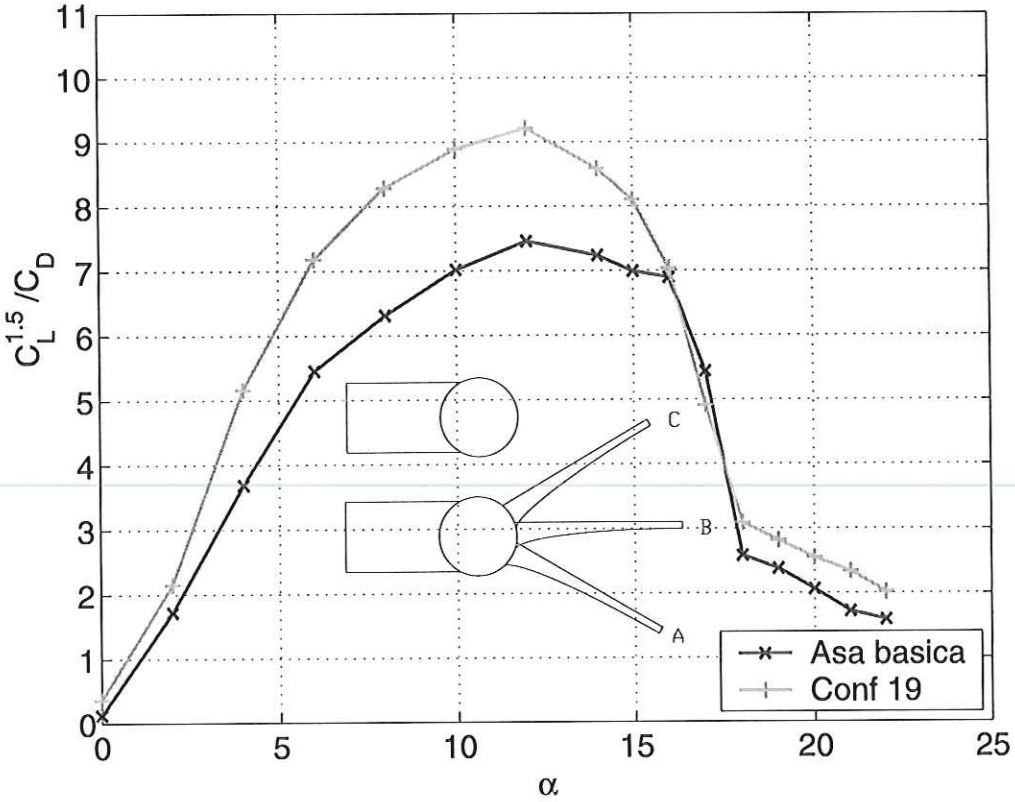


Figura 5.21: Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 19

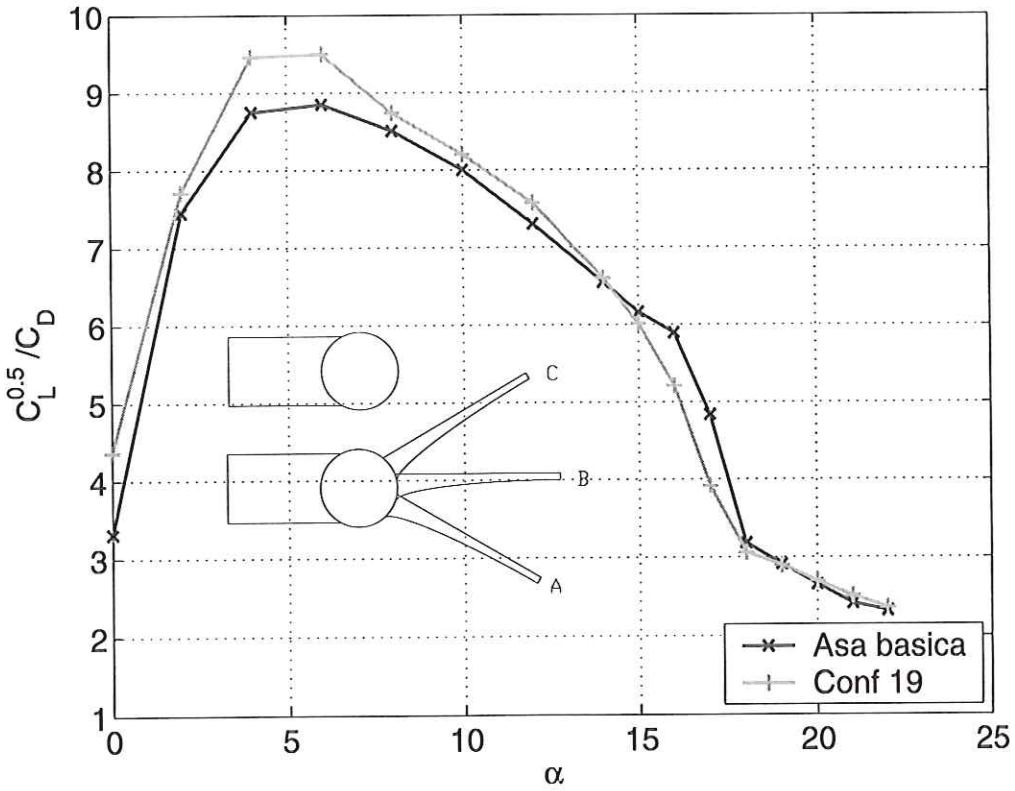


Figura 5.22: Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 19

5.2.4 Resultados Obtidos para a configuração 40: $+45^o A, +30^o B, +15^o C$

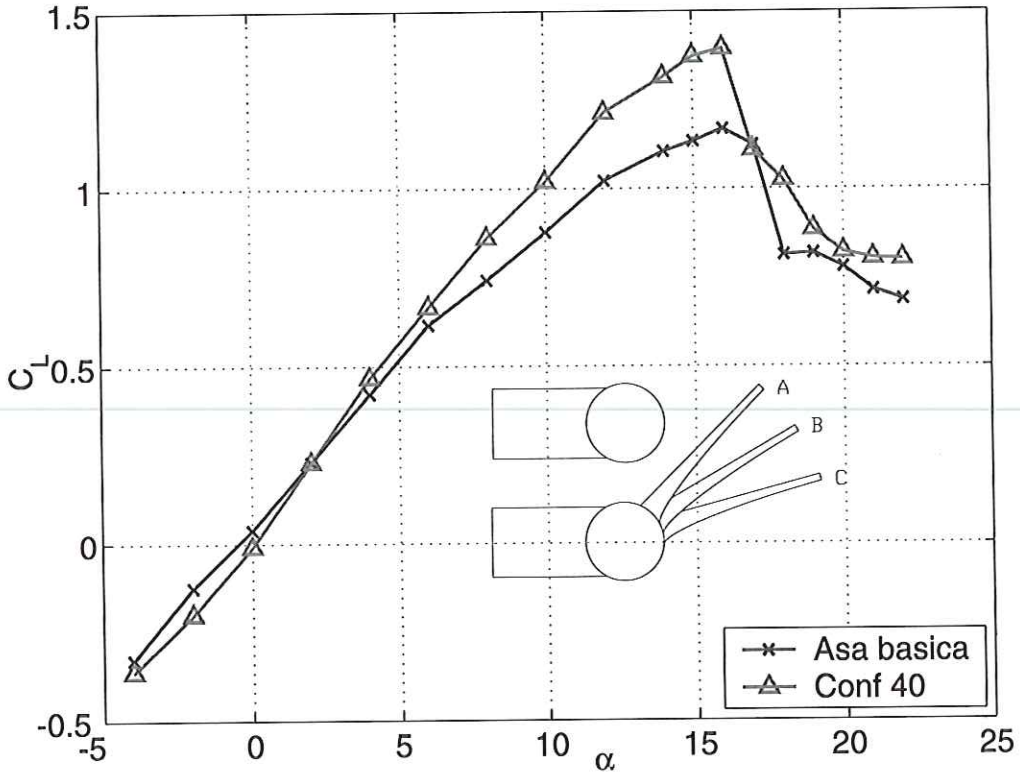


Figura 5.23: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 40

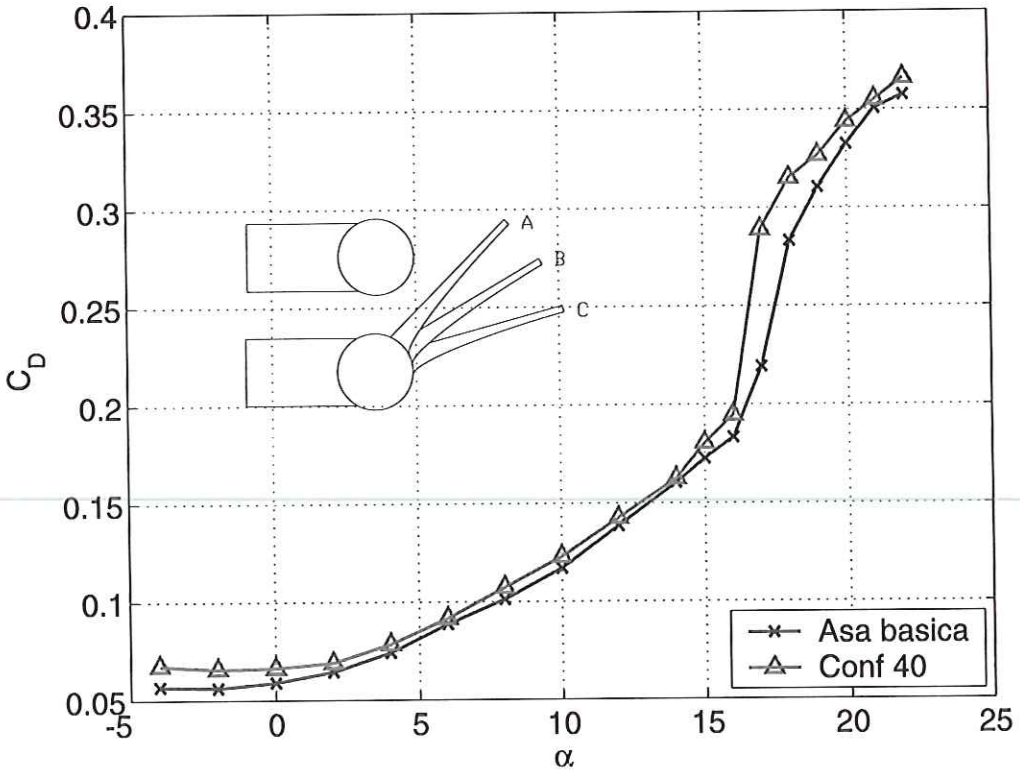


Figura 5.24: Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 40

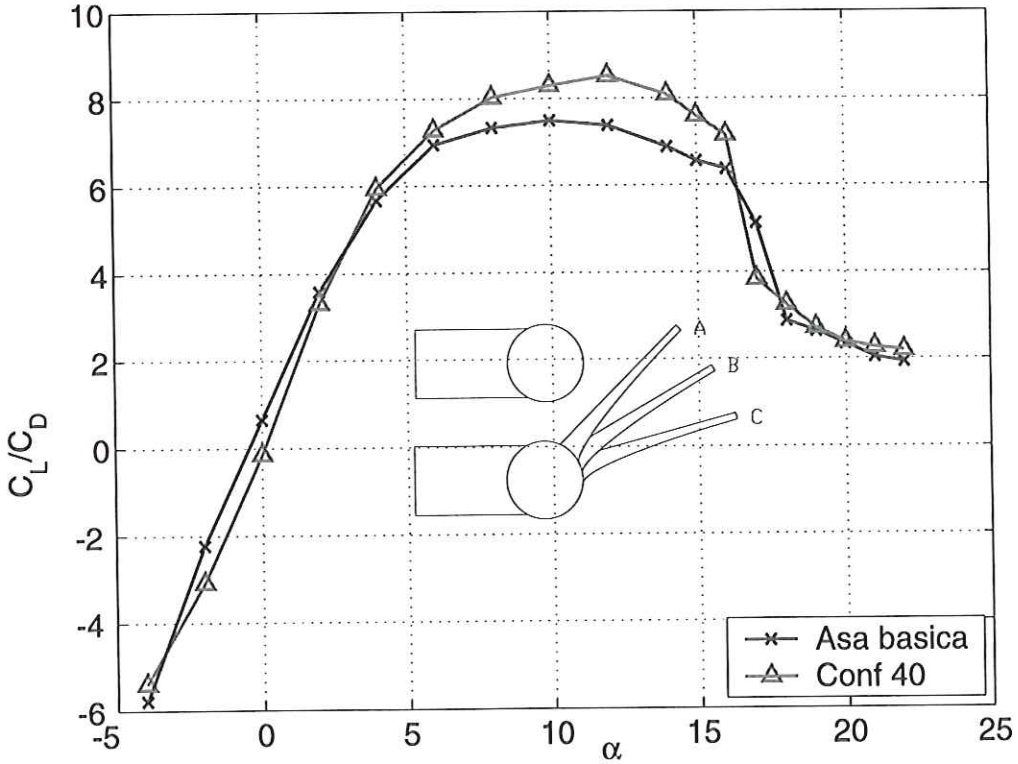


Figura 5.25: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 40

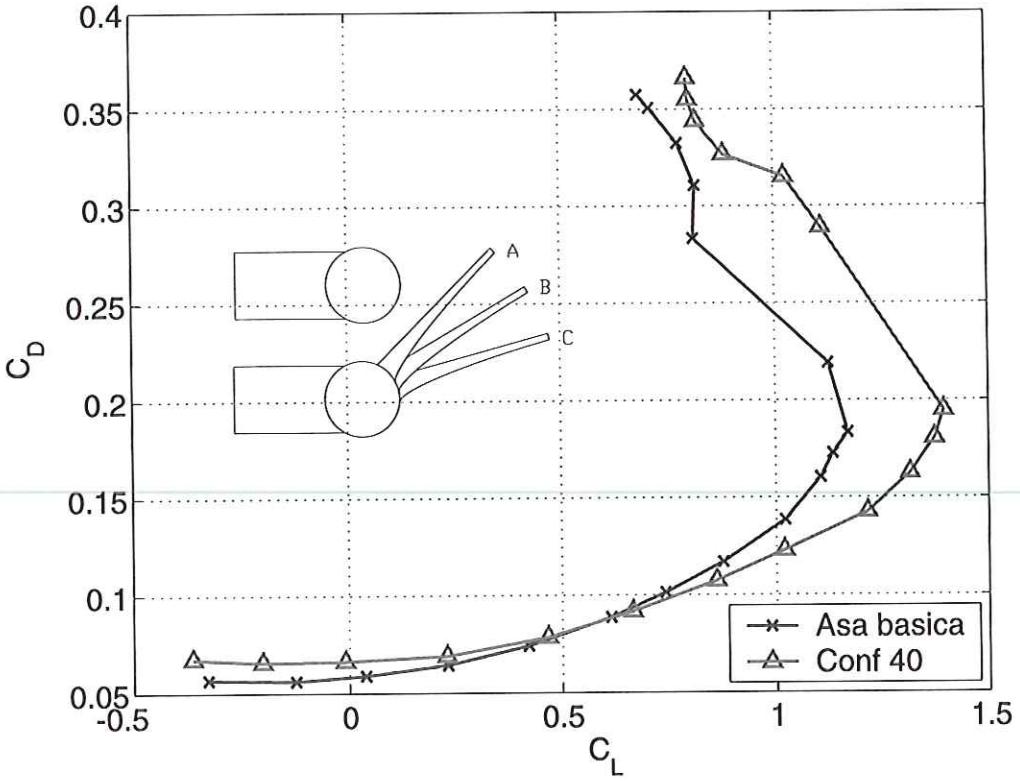


Figura 5.26: Curva polar, para a configuração 40

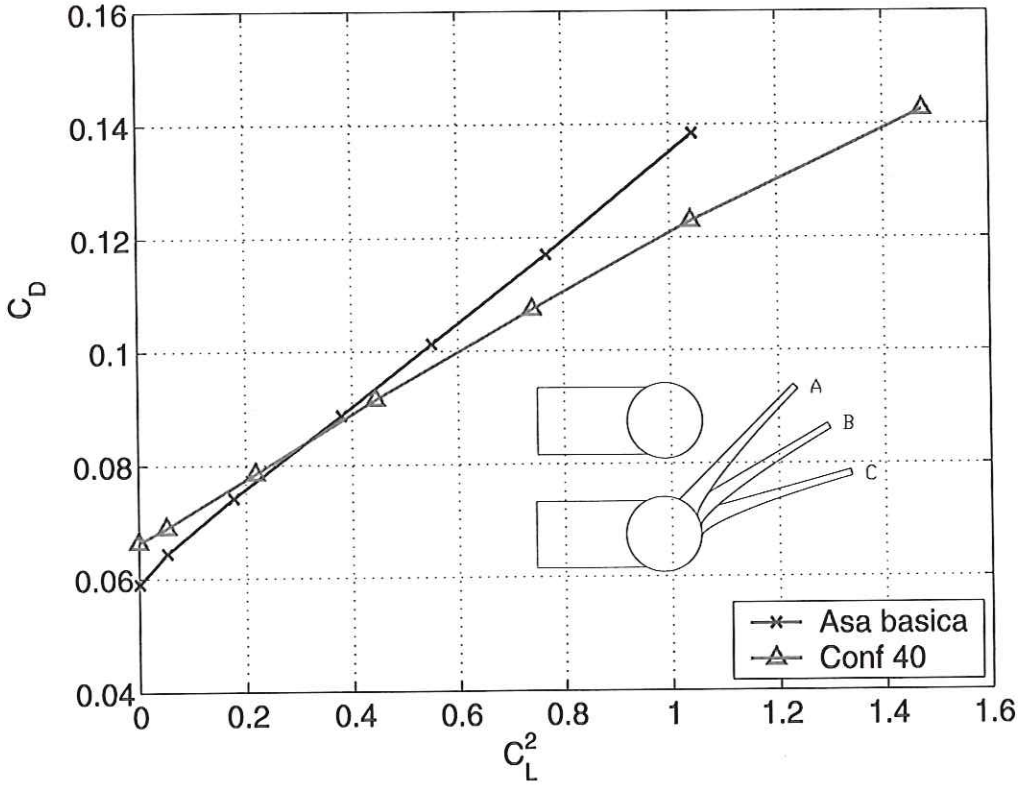


Figura 5.27: Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 40

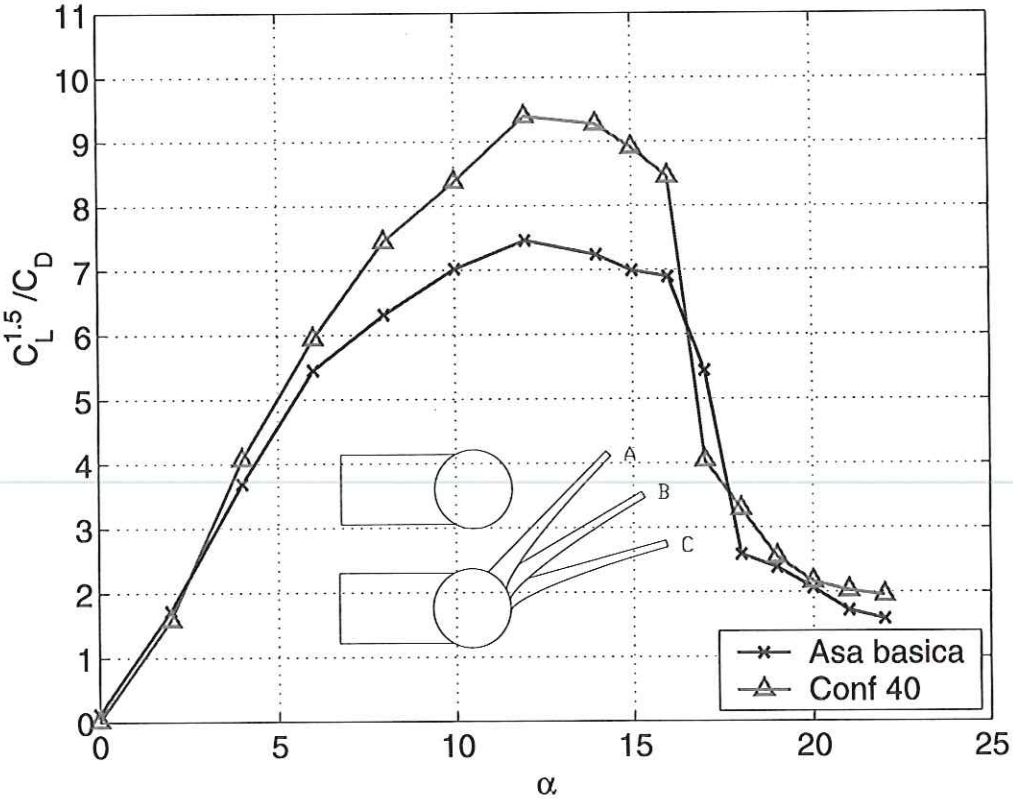


Figura 5.28: Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 40

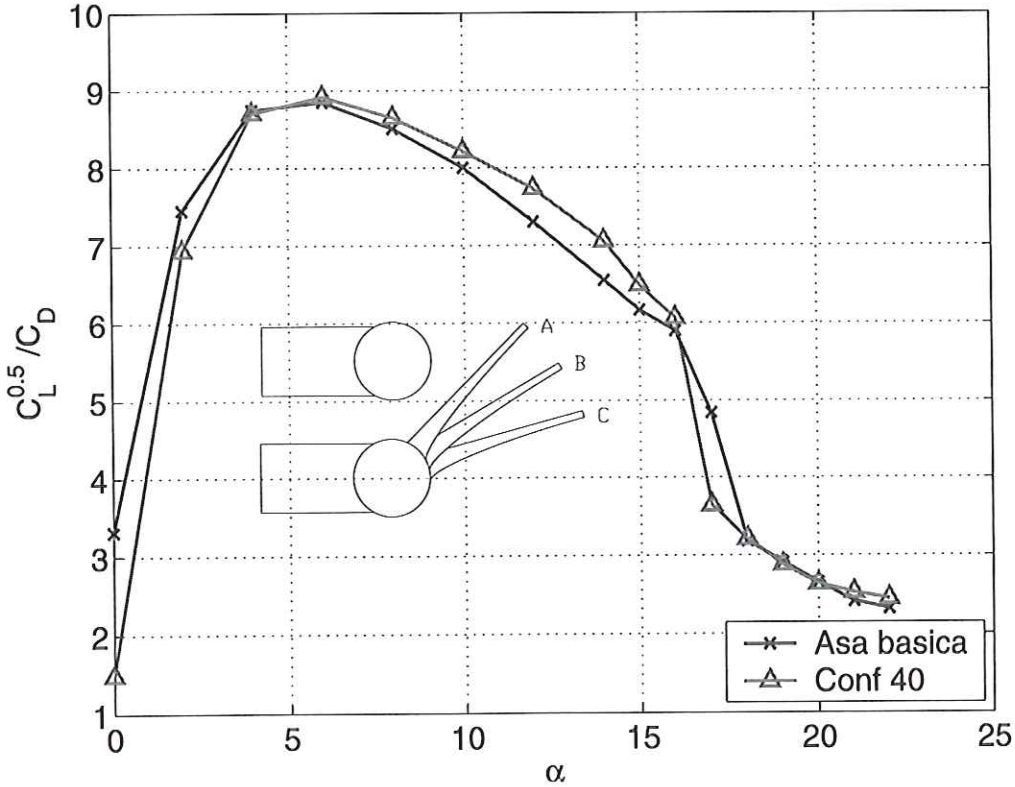


Figura 5.29: Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 40

5.2.5 Resultados Obtidos para a configuração 44: $-15^o A, -30^o B, -45^o C$

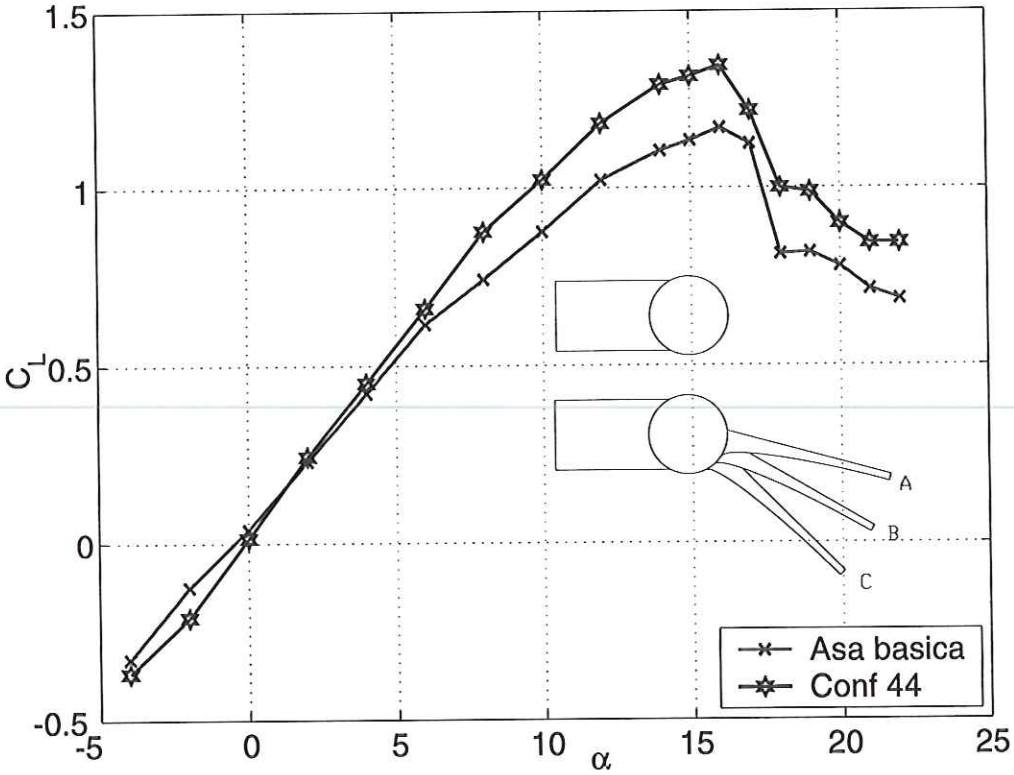


Figura 5.30: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 44

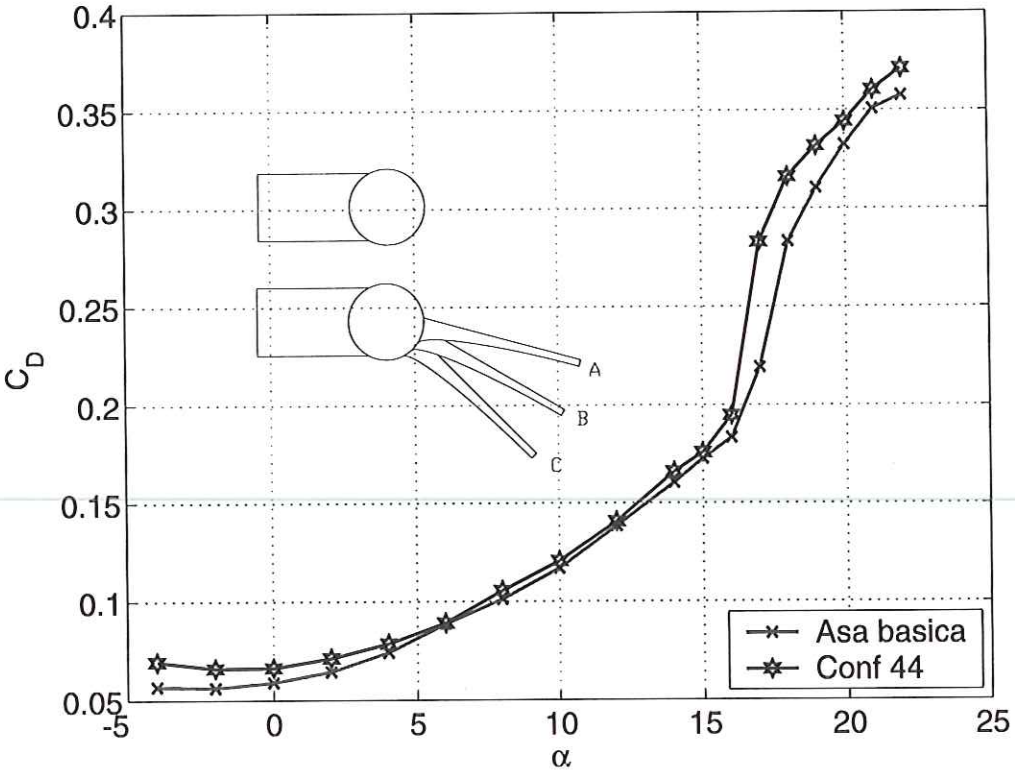


Figura 5.31: Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 44

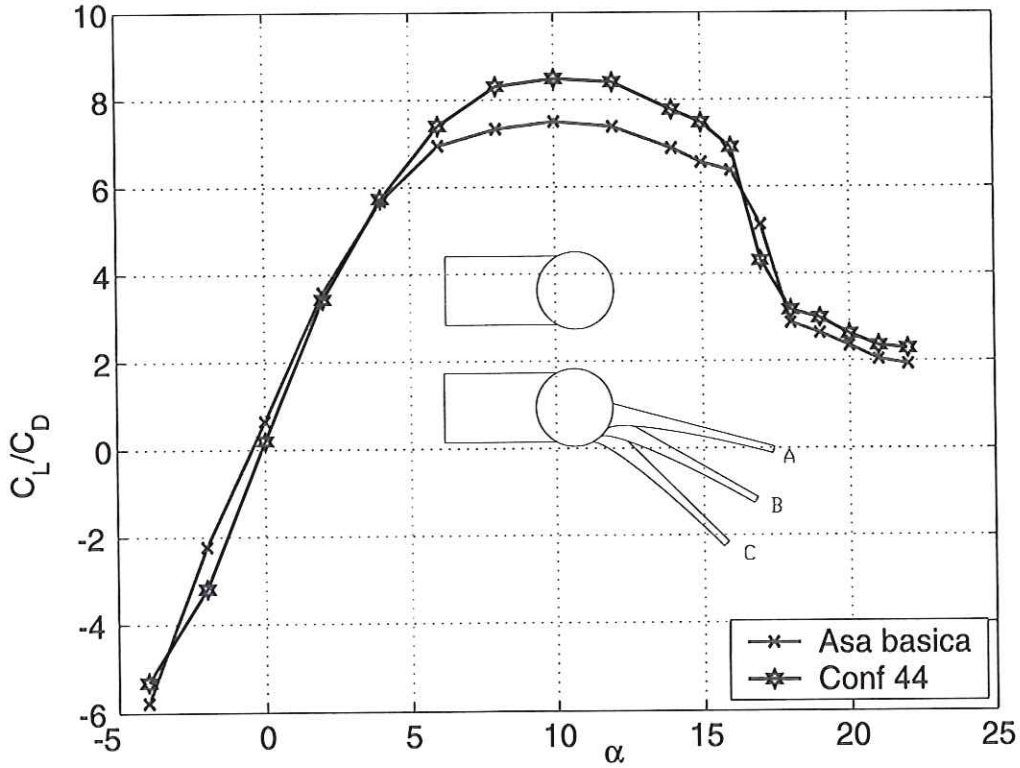


Figura 5.32: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 44

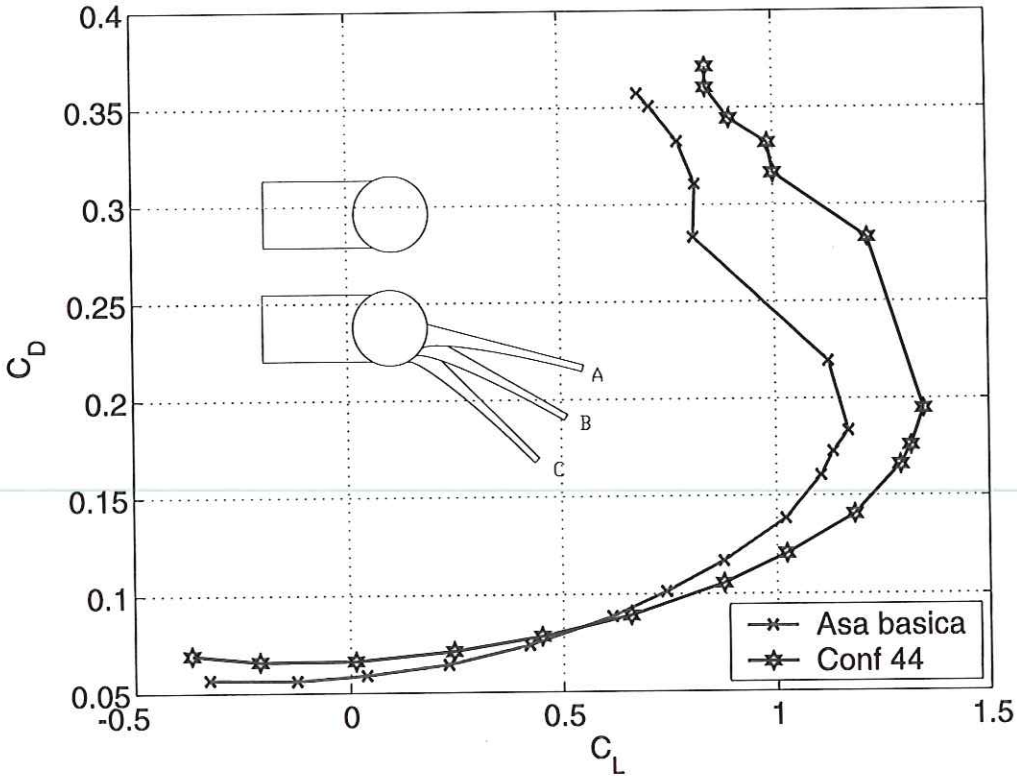


Figura 5.33: Curva polar, para a configuração 44

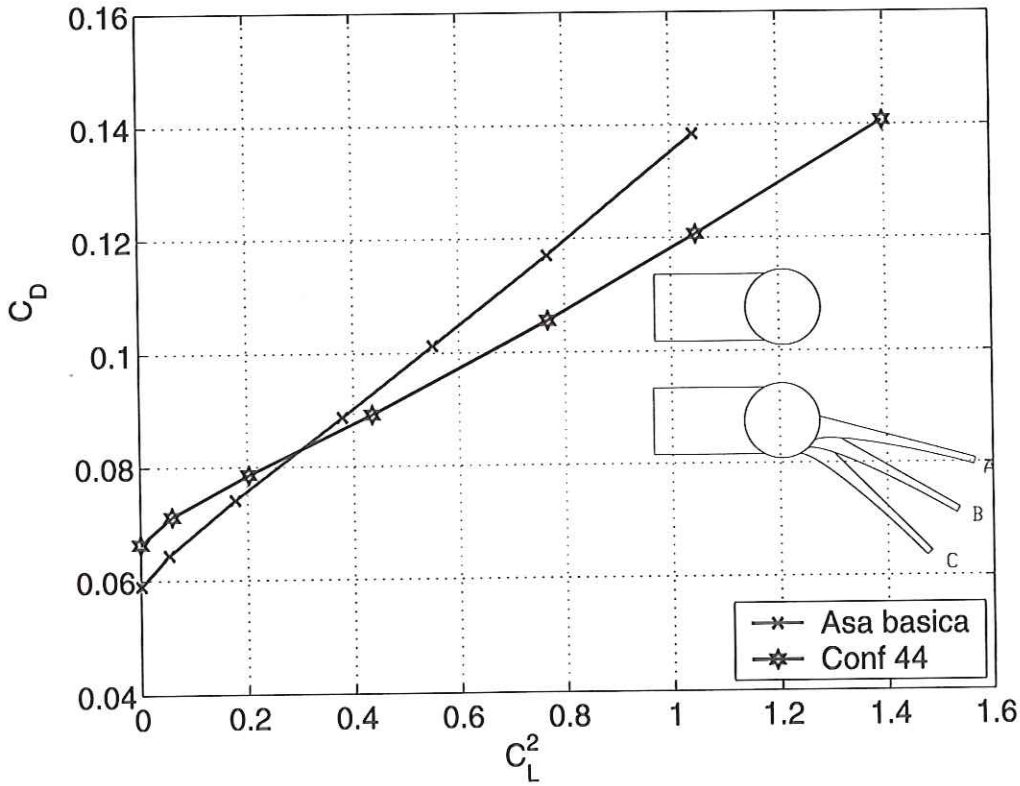


Figura 5.34: Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 44

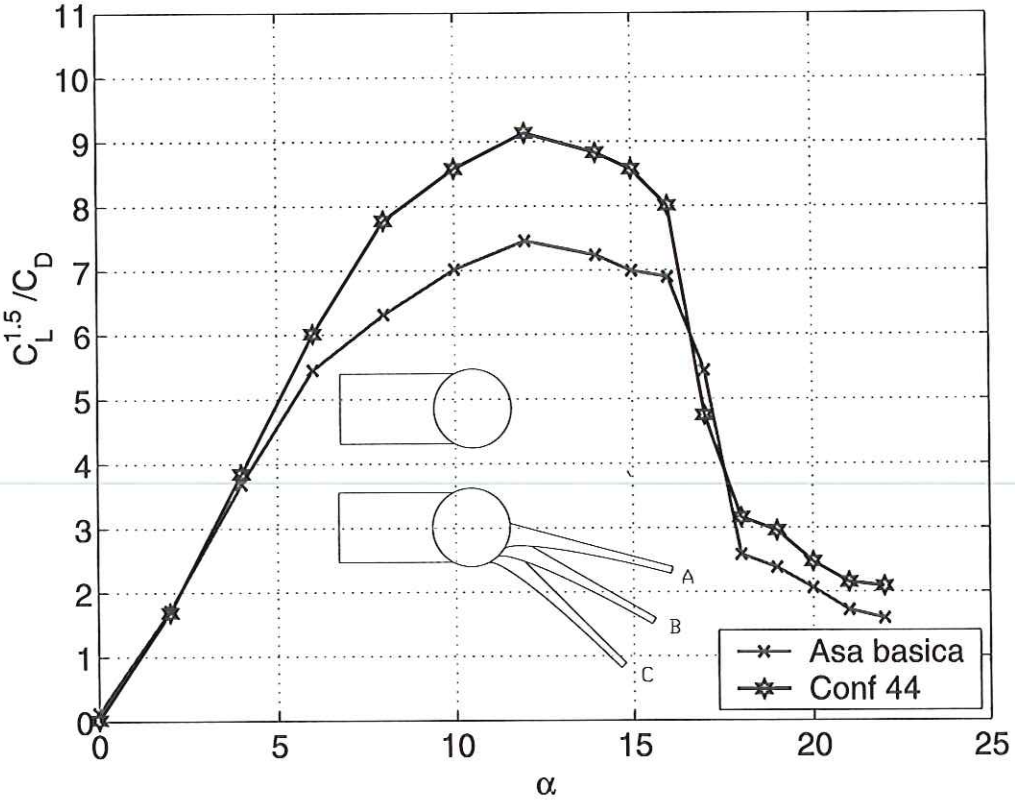


Figura 5.35: Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 44

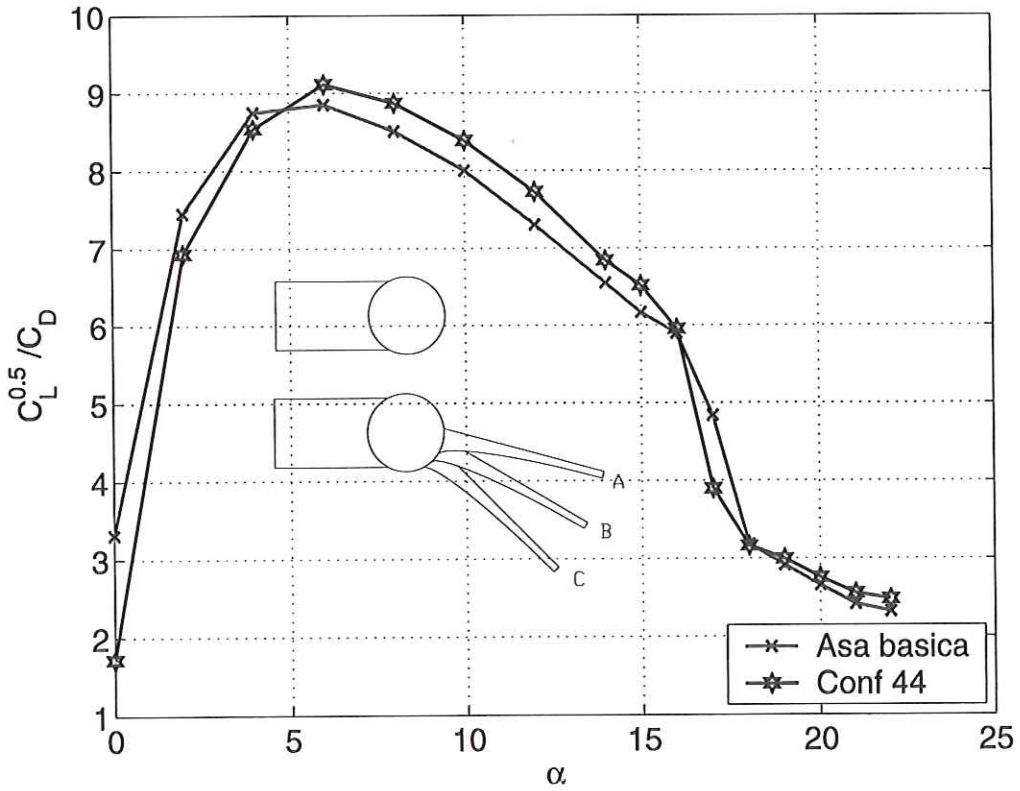


Figura 5.36: Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 44

5.2.6 Resultados Obtidos para a configuração 47: $+60^o A, +30^o B, 0^o C$

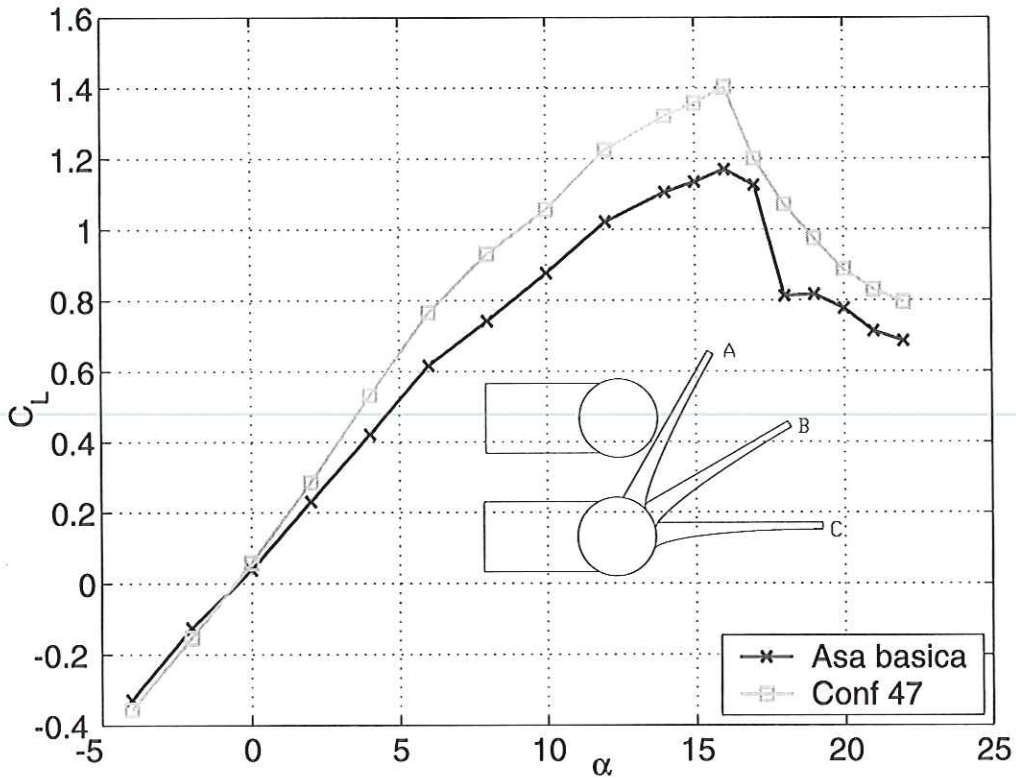


Figura 5.37: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 47

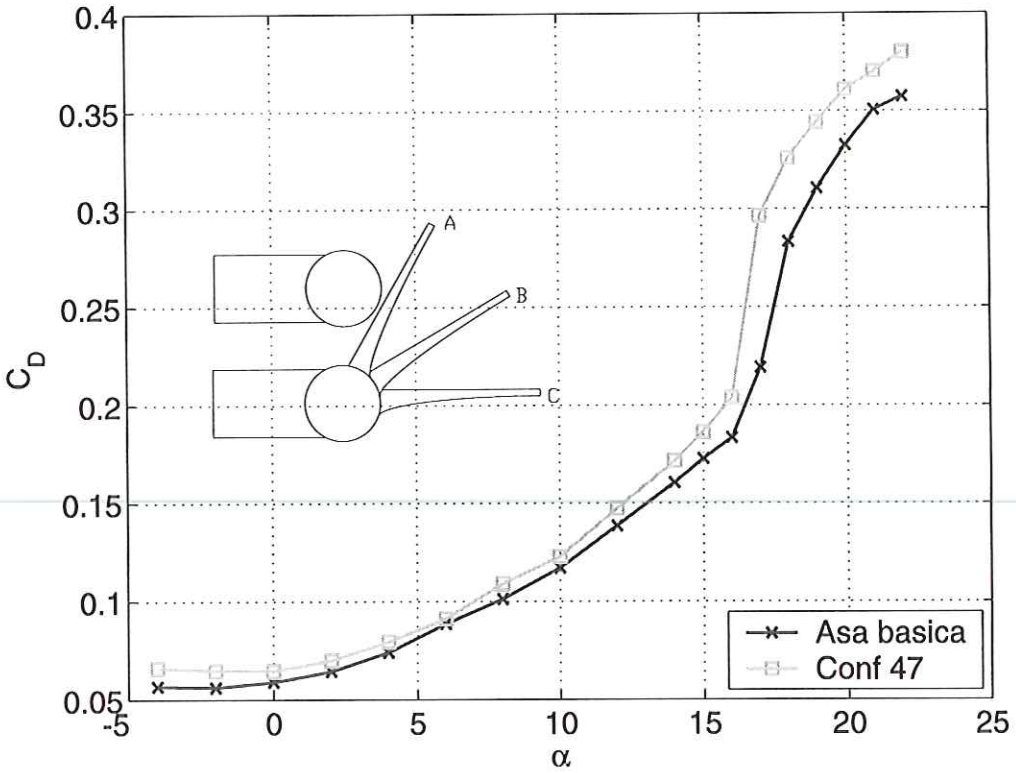


Figura 5.38: Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 47

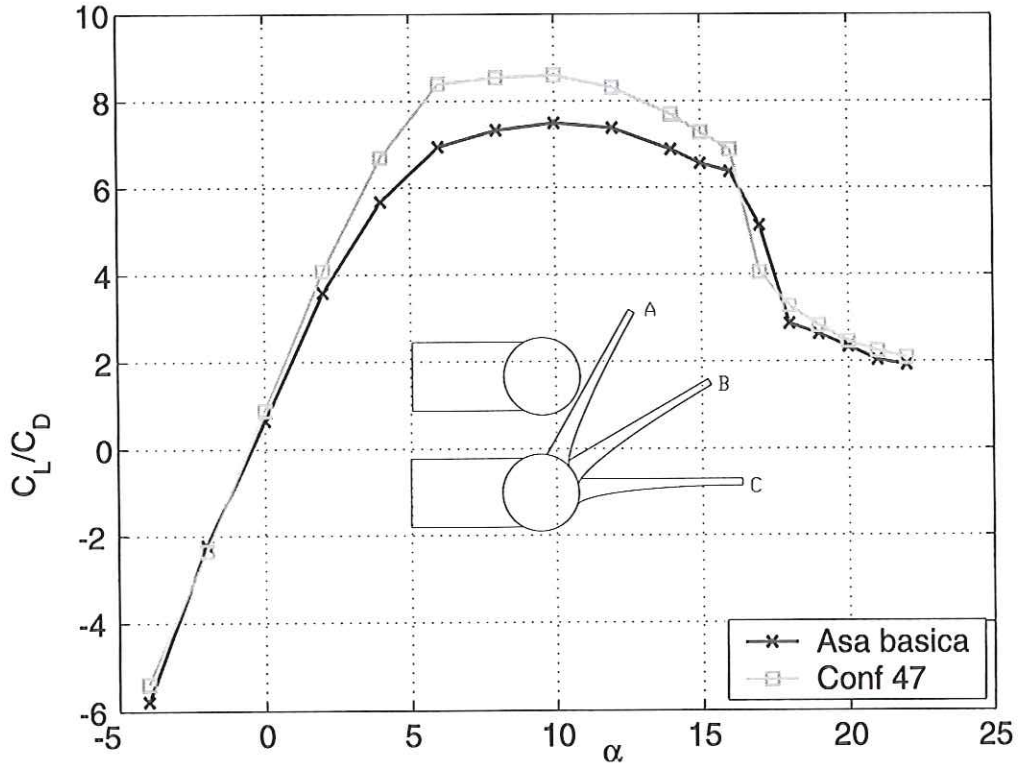


Figura 5.39: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 47

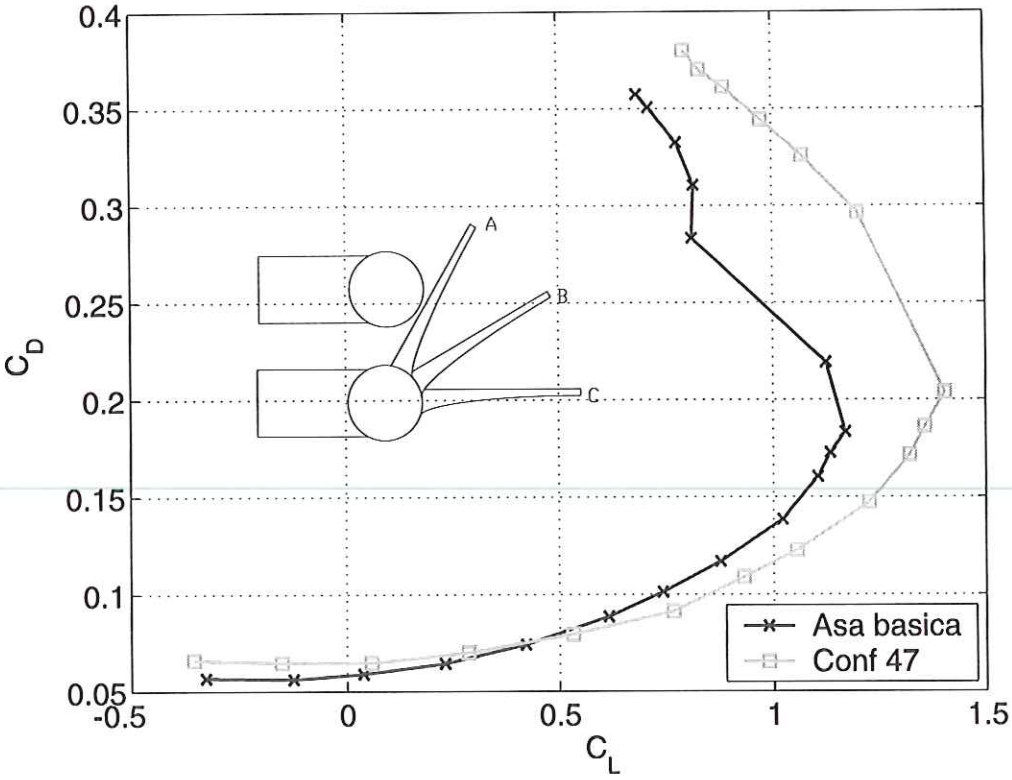


Figura 5.40: Curva polar, para a configuração 47

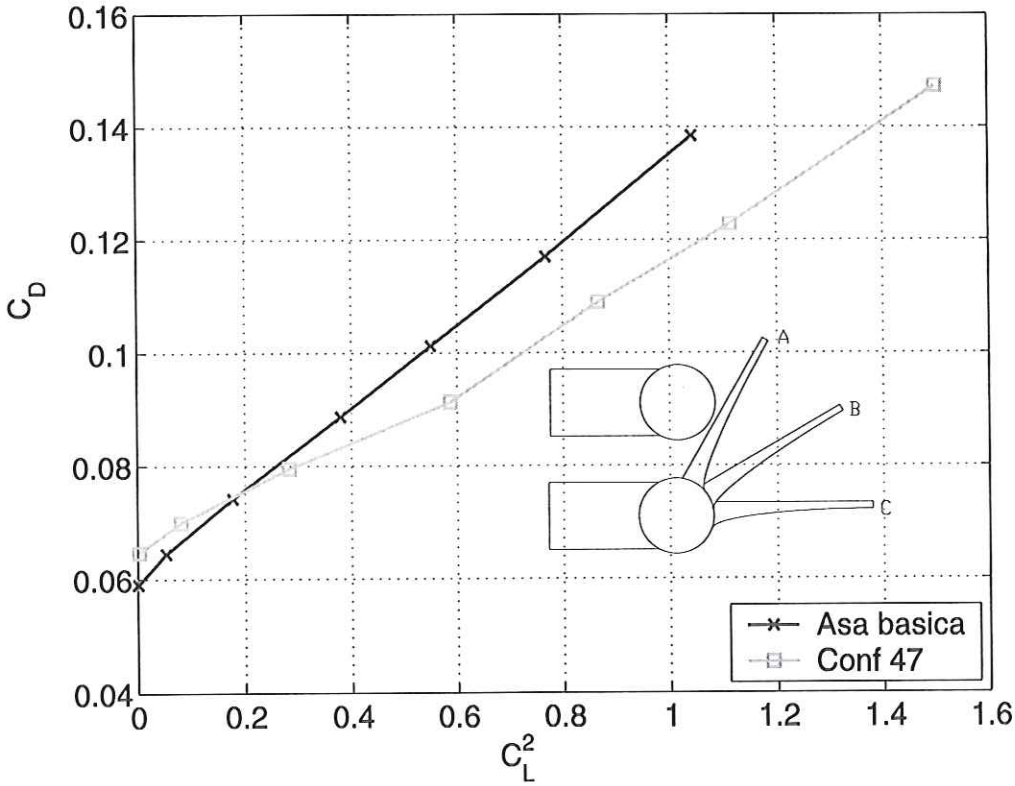


Figura 5.41: Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 47

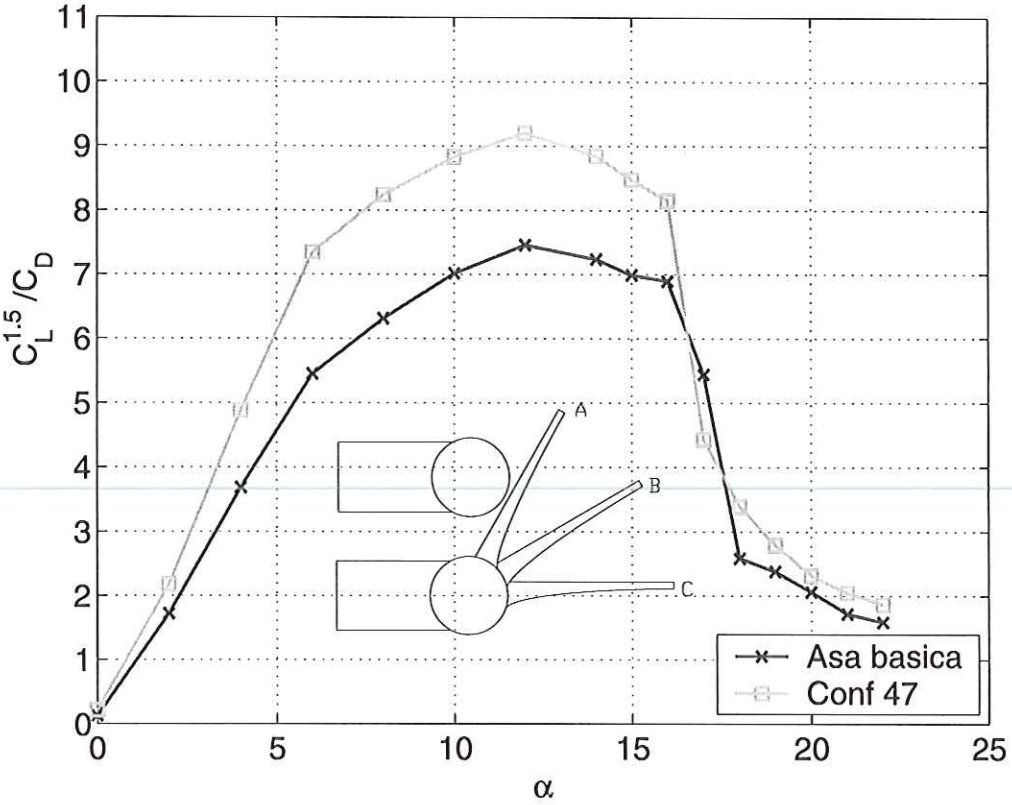


Figura 5.42: Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 47

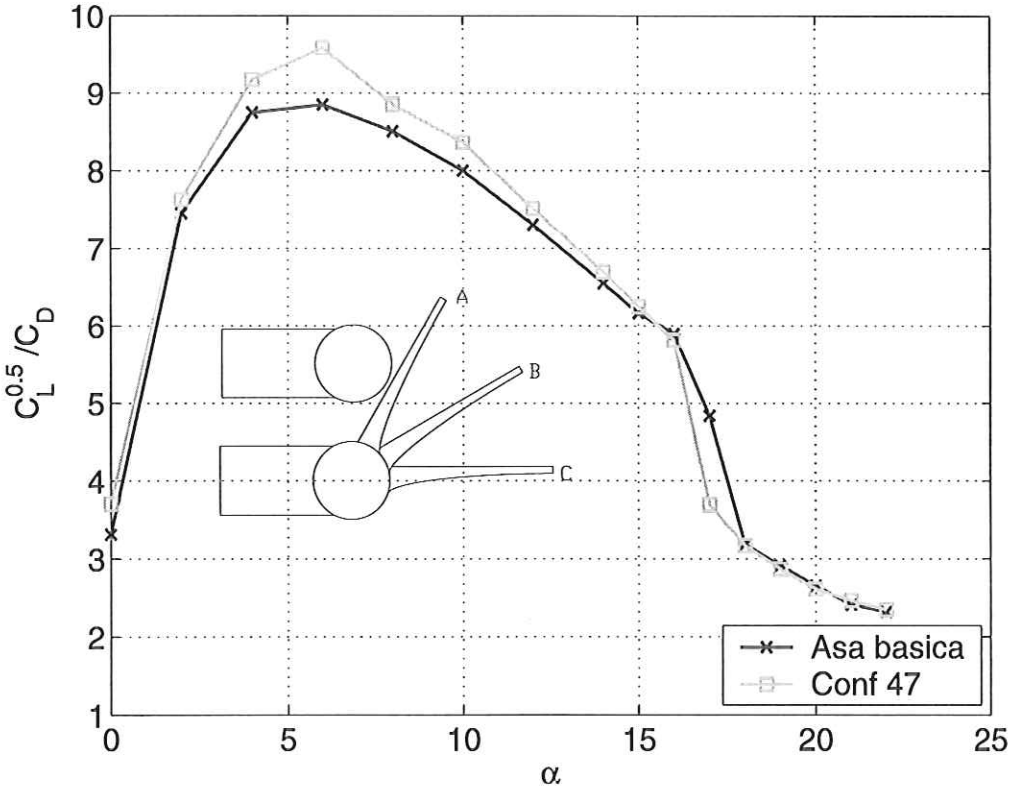


Figura 5.43: Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 47

5.2.7 Resultados Obtidos para a configuração 48: $+45^o A, +15^o B, -15^o C$

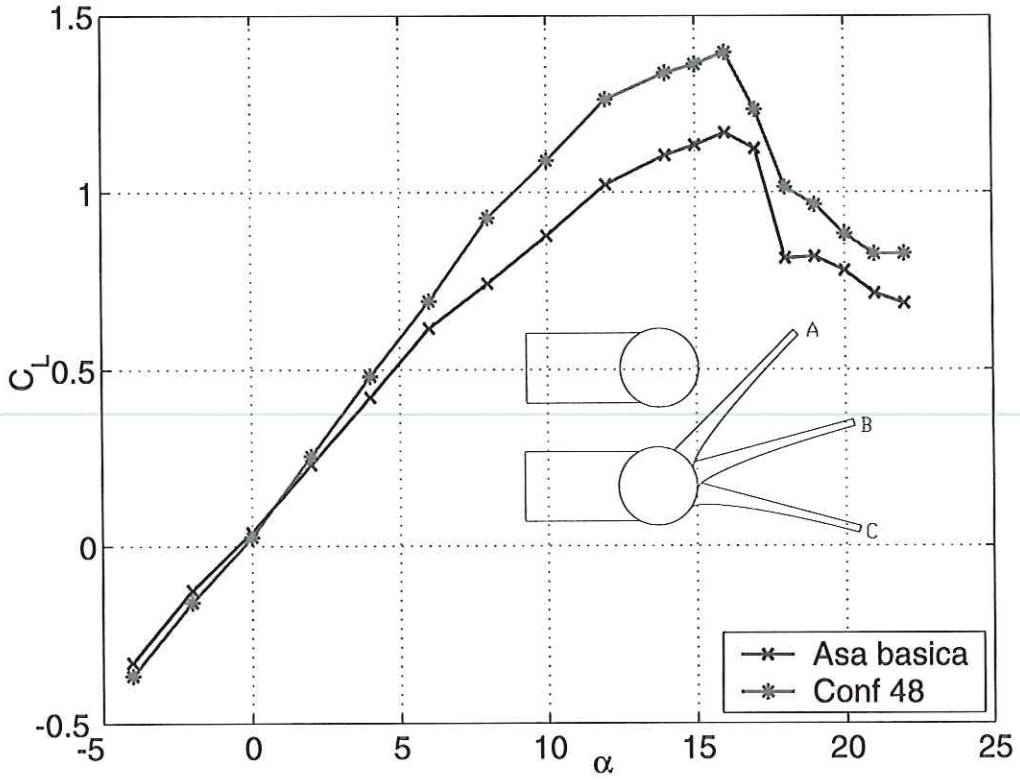


Figura 5.44: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para a configuração 48

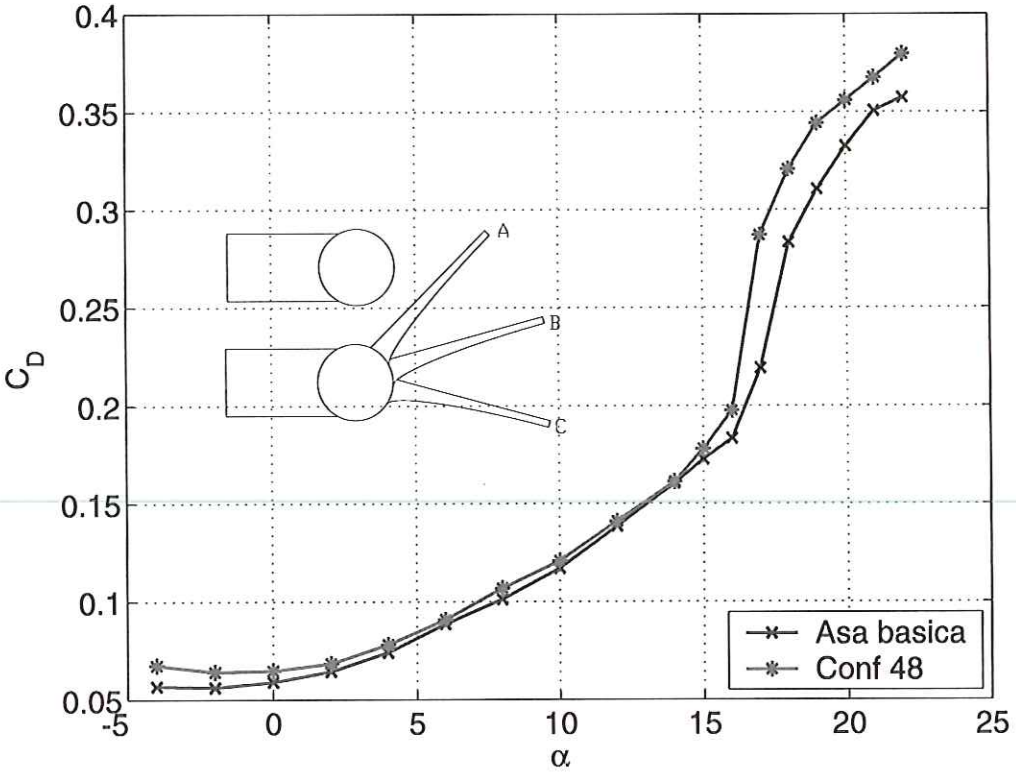


Figura 5.45: Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, configuração 48

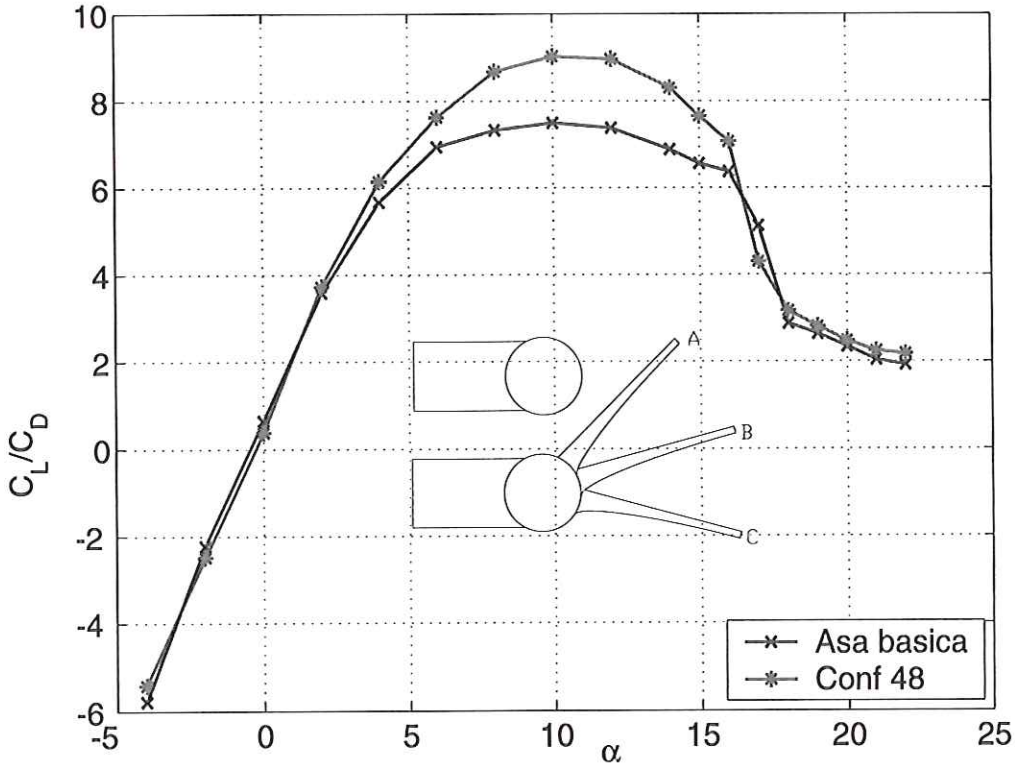


Figura 5.46: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para a configuração 48

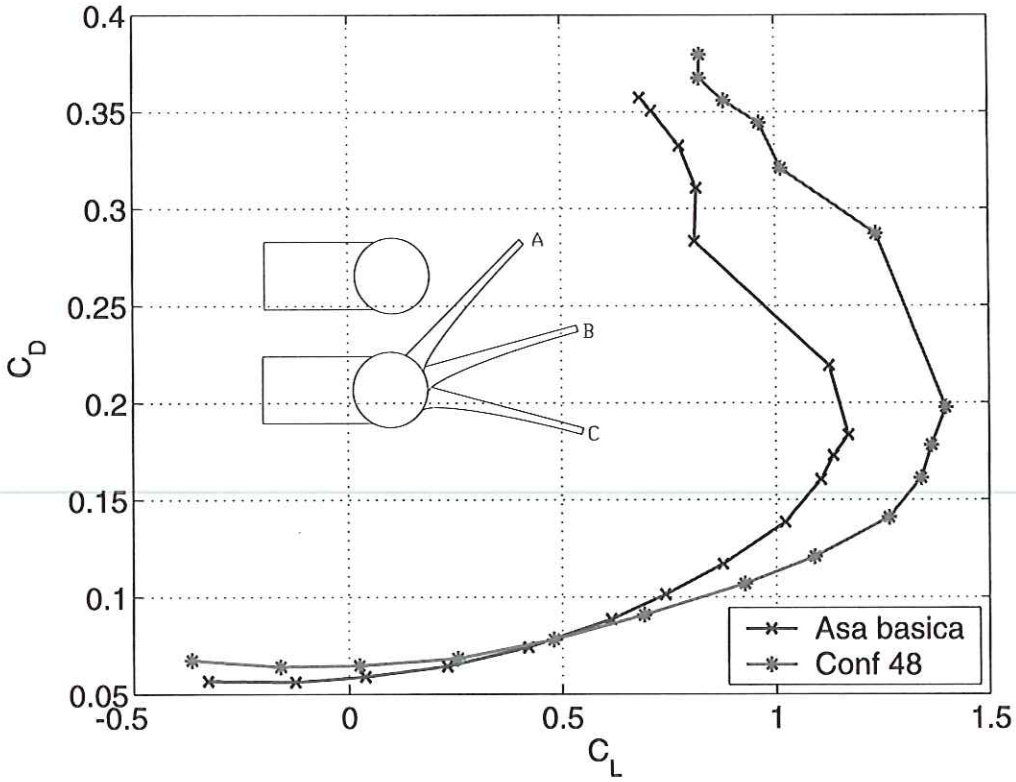


Figura 5.47: Curva polar, para a configuração 48

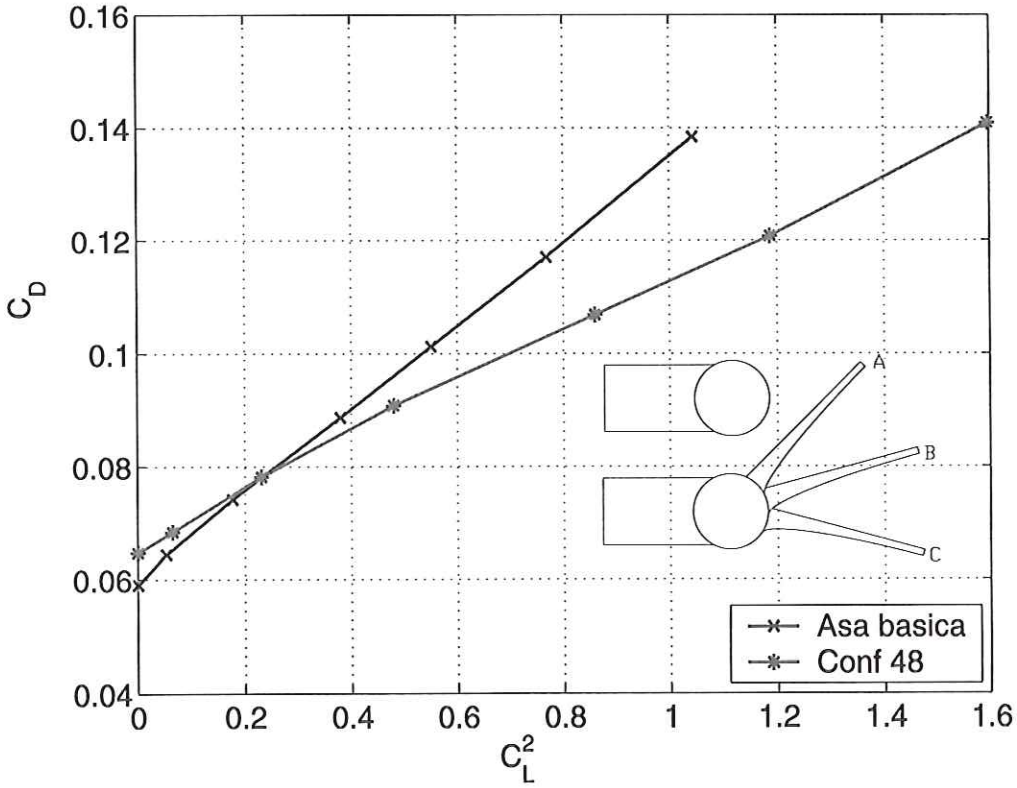


Figura 5.48: Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para a configuração 48

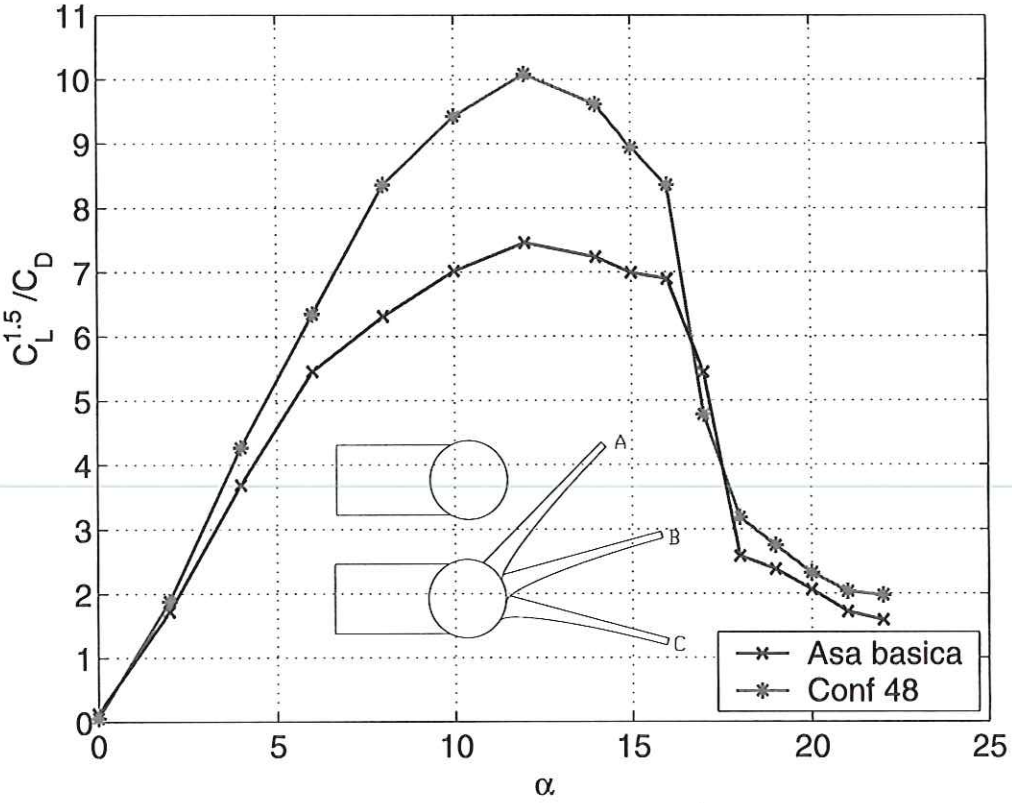


Figura 5.49: Razão de subida em função do ângulo de ataque, para a configuração 48

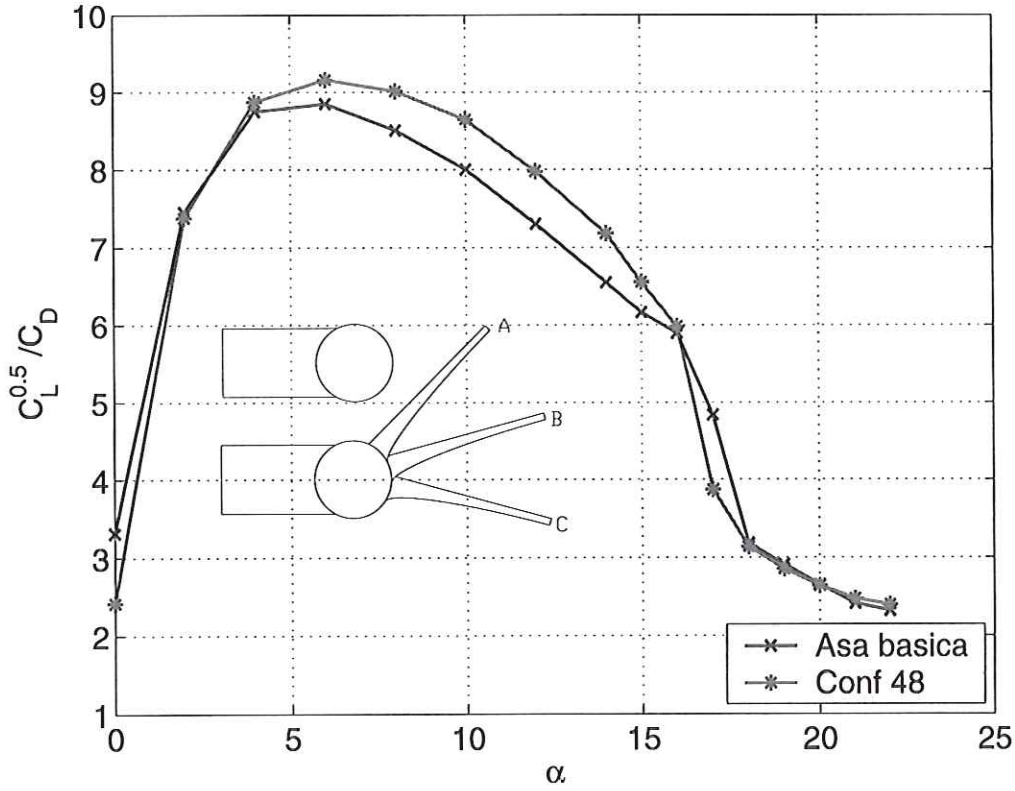


Figura 5.50: Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para a configuração 48

5.2.8 Curvas comparativas entre as configuraçoes

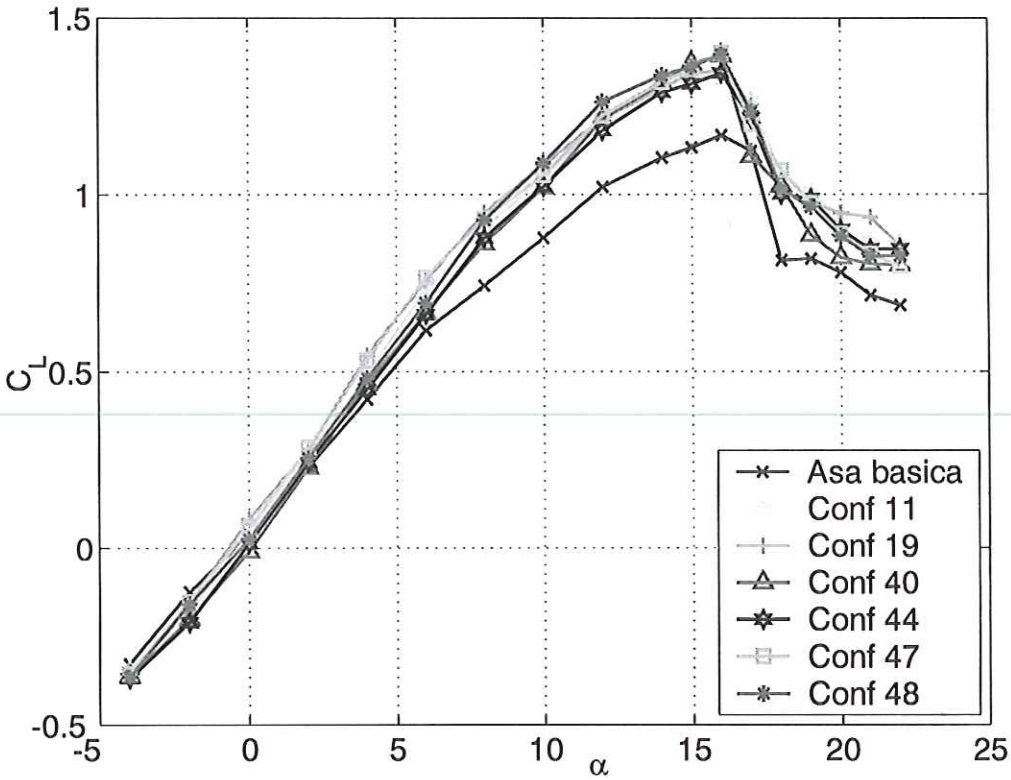


Figura 5.51: Variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas

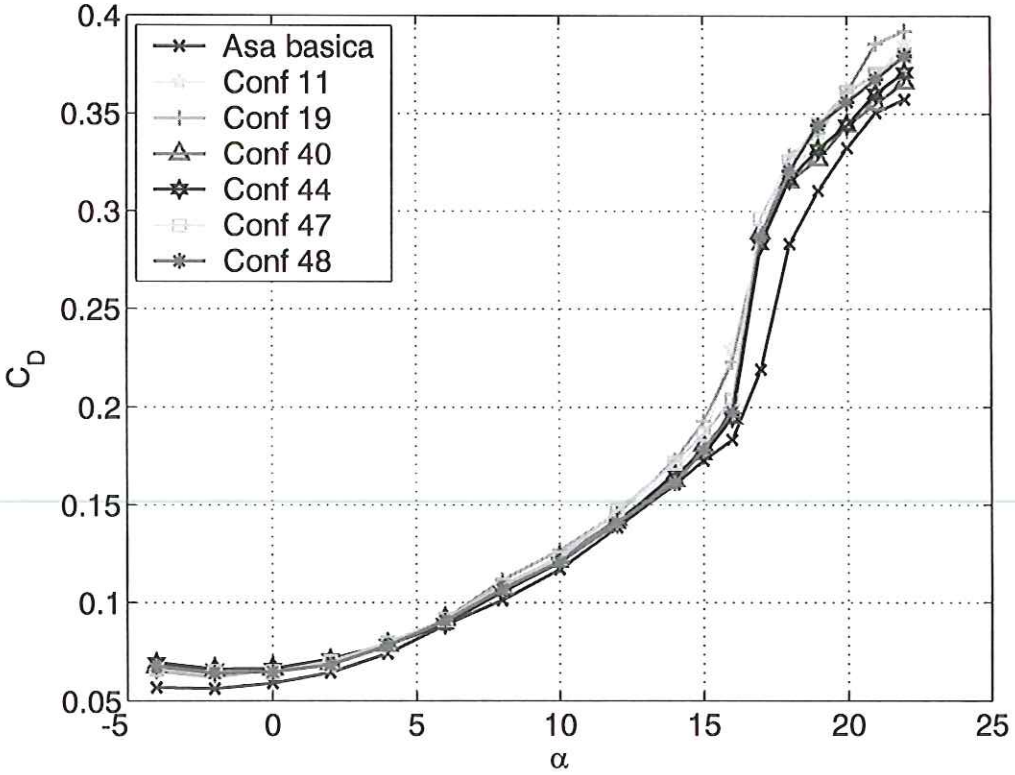


Figura 5.52: Variação do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas

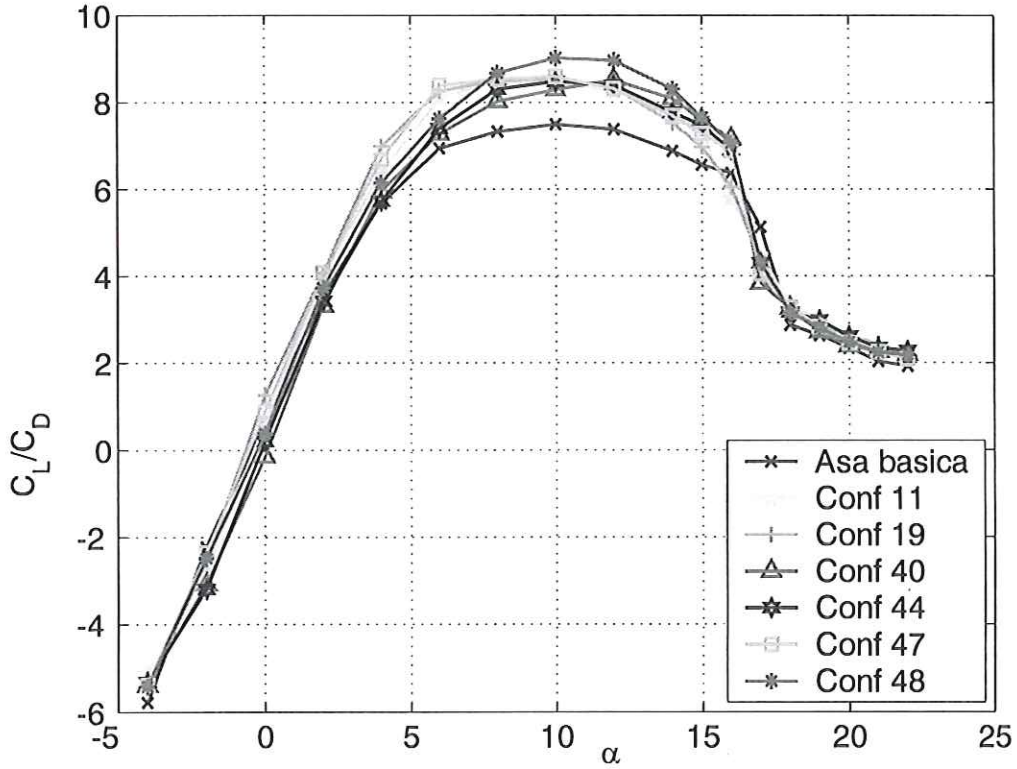


Figura 5.53: Eficiência aerodinâmica em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas

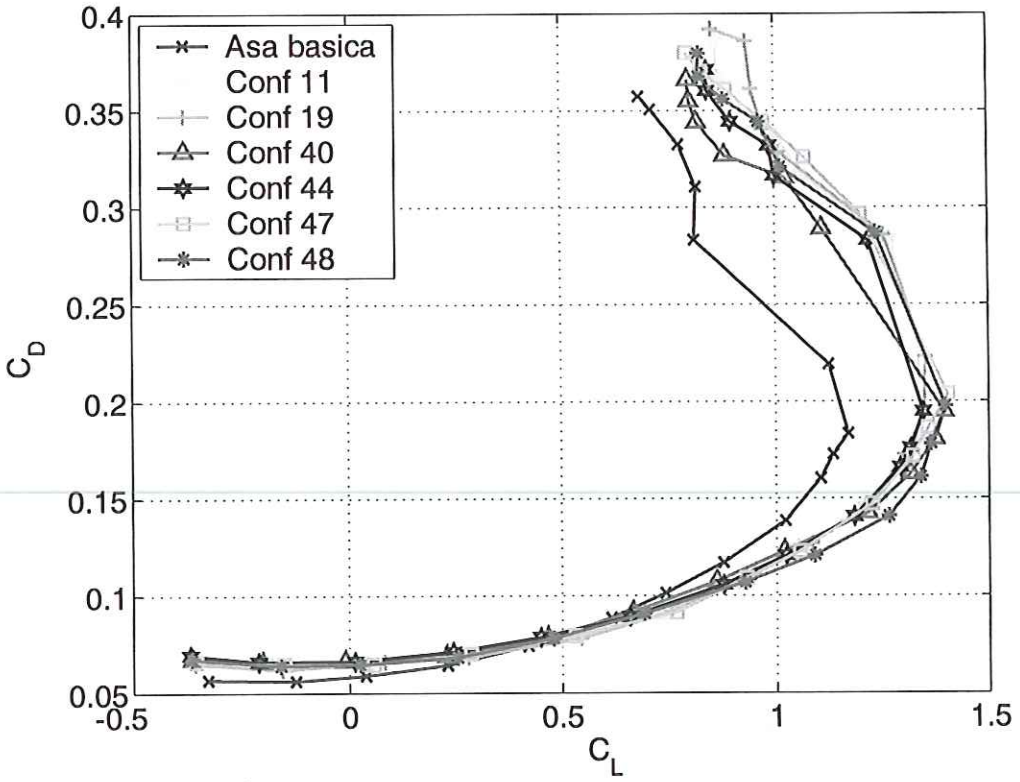


Figura 5.54: Curva polar, para as configurações testadas

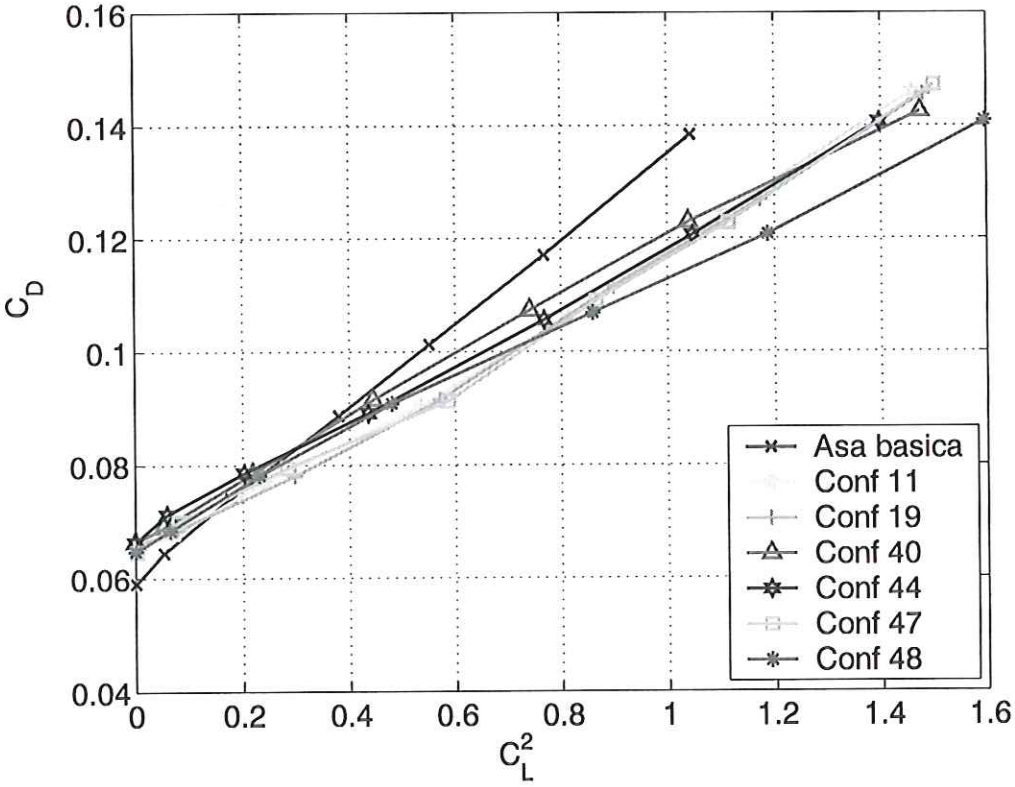


Figura 5.55: Variação do coeficiente de arrasto em função do quadrado do coeficiente de sustentação, para as configurações testadas

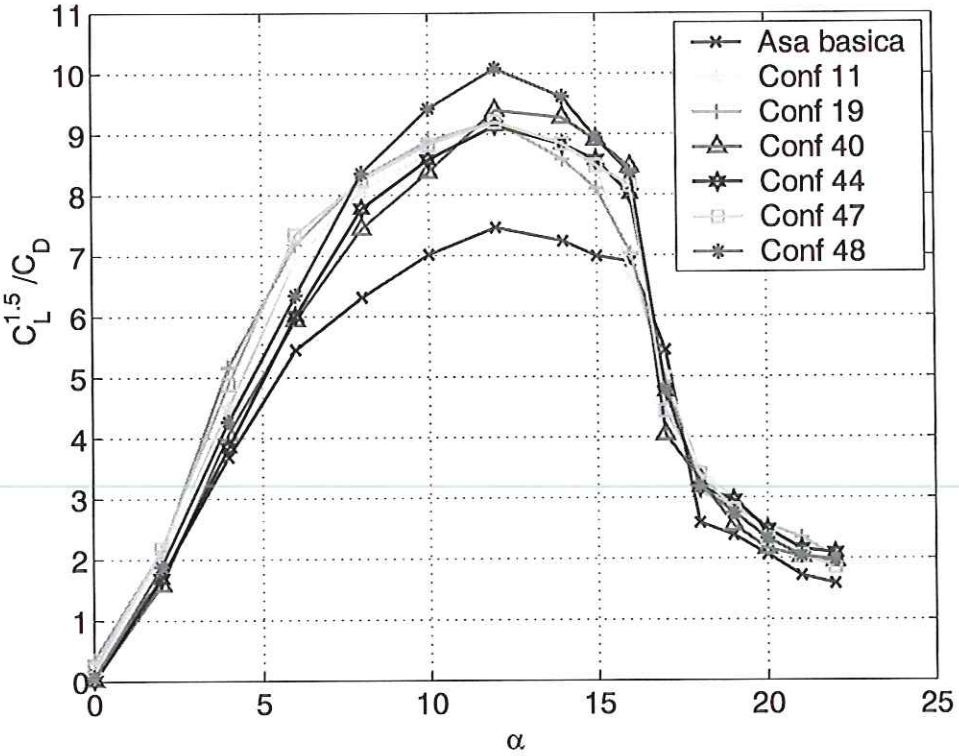


Figura 5.56: Razão de subida em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas

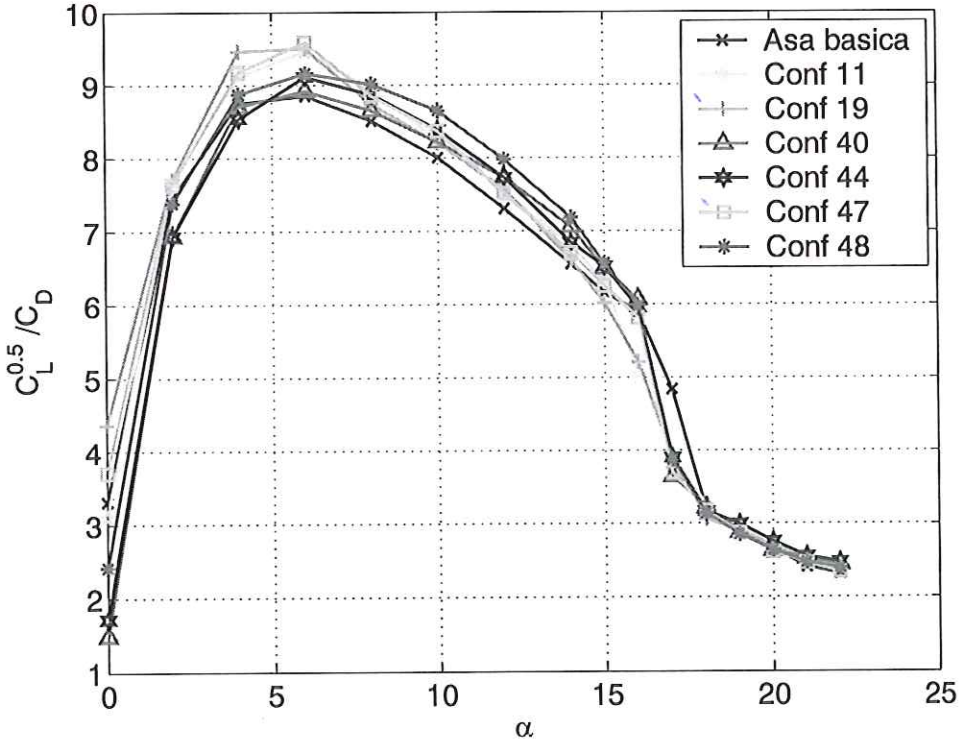


Figura 5.57: Máximo alcance em função do ângulo de ataque, para as configurações testadas

5.3 DISCUSSÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS OBTIDOS NOS ENSAIOS COM BALANÇA AERODINÂMICA

Nas Tabelas 5.1 e 5.2,são apresentados os parâmetros requeridos para a análise dos resultados.

Tabela 5.1: Comparação dos resultados obtidos com balança aerodinâmica

PARÂMETROS	ASA BÁSICA	CONF 11	CONF 19	CONF 40	CONF 44	CONF 47	CONF 48
$\partial C_L/\partial\alpha$	0.0843	0.0970	0.0983	0.0986	0.0969	0.09875	0.1018
$C_{L_{Max}}$	1.1690	1.3379	1.35	1.3940	1.3450	1.4026	1.3971
$(C_L/C_D)_{Max}$	7.4930	8.5022	8.5413	8.5213	8.4827	8.5956	9.0248
$(C_L{}^{1.5}/C_D)_{Max}$	7.4585	9.0873	9.2097	9.3895	9.1356	9.2039	10.0811
$(C_L{}^{0.5}/C_D)_{Max}$	8.8506	9.4633	9.4994	8.9191	9.1124	9.5887	9.1618
$\partial C_D/\partial C_L{}^2$	0.0762	0.0556	0.0540	0.0516	0.0531	0.0551	0.0476
$\alpha_{C_{L_{Max}}}$	16°	15°	16°	16°	16°	16°	16°
$\alpha_{(C_L/C_D)_{Max}}$	10°	8°	10°	12°	10°	10°	10°
$\alpha_{(C_L{}^{1.5}/C_D)_{Max}}$	12°	12°	12°	12°	12°	12°	12°
$\alpha_{(C_L{}^{0.5}/C_D)_{Max}}$	6°	6°	6°	6°	6°	6°	6°

Tabela 5.2: Variaçao em porcentagem dos parâmetros referentes à asa básica

PARÂMETROS	CONF 11	CONF 19	CONF 40	CONF 44	CONF 47	CONF 48
$\partial C_L/\partial\alpha$	15.0534 %	16.5775 %	16.8716 %	14.8930 %	17.0855 %	20.6684 %
$C_{L_{Max}}$	14.4489 %	15.4840 %	19.2444 %	15.0557 %	19.9822 %	19.5145 %
$(C_L/C_D)_{Max}$	13.4679 %	13.9896 %	13.7229 %	13.2077 %	14.7151 %	20.442 %
$\partial C_D/\partial C_L{}^2$	-26.9967 %	-29.0474 %	-32.2467 %	-30.2123 %	-27.5964 %	-37.4259%

5.3.1 Sustentação

Na Figura 5.51, (página 72) que correspondente à variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, pode-se observar que em todas as configurações ensaiadas se apresenta aumento na sustentação, sendo representativo para ângulos de ataque maiores do que $\alpha = 4$. Este aumento na sustentação é inde-

pendente da configuração usada nas winglets adaptativas. Para ângulos de ataque $\alpha \geq 8^o$, observou-se um maior incremento relativo do coeficiente de sustentação.

Para todas as configurações, o gradiente $\partial C_L/\partial\alpha$ foi incrementado. A diferencia do $C_{L_{MAX}}$ e do gradiente $\partial C_L/\partial\alpha$ existente entre as diversas configurações das winglets foi desprezível considerando-se as incertezas experimentais. Porém, observou-se que o valor do $C_{L_{MAX}}$ está ao redor de $C_{L_{MAX}} = 1.37 \pm 0.023$. O ângulo de ataque para os $C_{L_{MAX}}$ foi de 16°, isto para todas as configurações testadas incluso a asa básica.

5.3.2 Arrasto

As incertezas experimentais não permitem uma análise comparativa e conclusiva referente ao arrasto total. Na Figura 5.52, na página 73, pode-se observar que a variação no C_D é insignificante. Só para ângulos maiores de $\alpha = 16^o$ existem aumentos consideráveis no C_D, porém , não de interesse para a análise do sistema de winglets adaptativas pela presença da separação do escoamento.

Na curva polar de arrasto, Figura 5.54, (página 74), observou-se que para coeficientes de sustentação compreendidos entre $C_L = 0.74$ e $C_L = 1.16$, existe uma redução no coeficiente de arrasto, obtendo maiores reduções para a configuração 48.

O parâmetro mais importante no presente trabalho é o gradiente $\partial C_D/\partial {C_L}^2$, obtido na parte linear da curva na Figura 5.55, (página 74) o qual se relaciona diretamente com o arrasto induzido da asa (C_Di). Na Figura 5.55 só foi registrada a parte linear da curva $C_DVs{C_L}^2$. Todas as configurações apresentaram um menor gradiente $\partial C_D/\partial {C_L}^2$ do que o gradiente da asa básica. A configuração 48 apresenta o menor gradiente $\partial C_D/\partial {C_L}^2$ mais menor de entre todas as configurações.

5.3.3 Eficiência Aerodinâmica

A eficiência aerodinâmica é analizada a partir da curva $C_L/C_Dx\ \alpha$, a qual é ilustrada na Figura 5.53 (página 73). Para ângulos de ataque $6^o \leq \alpha \leq 15^o$ evidencia-se o incremento no valor da eficiência aerodinâmica. Nos ângulos $6^o \leq \alpha \leq 9^o$ as configurações 11, 19 e 47 apresentam ganhos maiores na eficiência aerodinâmica. A configuração 48 produz maiores benefícios na eficiência para ângulos de ataque $10^0 \leq \alpha \leq 15^o$

A razão de subida de uma aeronave está determinada pelo coeficiente ${C_L}^{1.5}/C_D$.

Na Figura 5.56, (página 75) pode-se observar a curva ${C_L}^{1.5}/C_D x\ \alpha$. O máximo valor alcançado pelo coeficiente anterior representa a máxima razão de subida (ROC). Para todas as configurações, incluso a asa básica, a ROC é alcançada para o ângulo de ataque $\alpha = 12^o$, sendo a configuração 48 a configuração que apresenta um valor da ROC maior.

O coeficiente ${C_L}^{0.5}/C_D$ é o parâmetro que determina o máximo alcance da aeronave. A curva $C_L^{0.5}/C_D x\ \alpha$ é apresentada na Figura 5.57 (página 75). Pode ser observado que as configurações 19 e 47 possuem maior valor no coeficiente ${C_L}^{0.5}/C_D$ pelo qual promoveriam um maior alcance se fossem instaladas em uma aeronave. O ângulo de ataque para o maior alcance para estas configurações seria de $\alpha = 4^o$ e $\alpha 6^o$, respectivamente.

5.4 RESULTADOS DOS ENSAIOS COM ANEMOMETRIA A FIO QUENTE

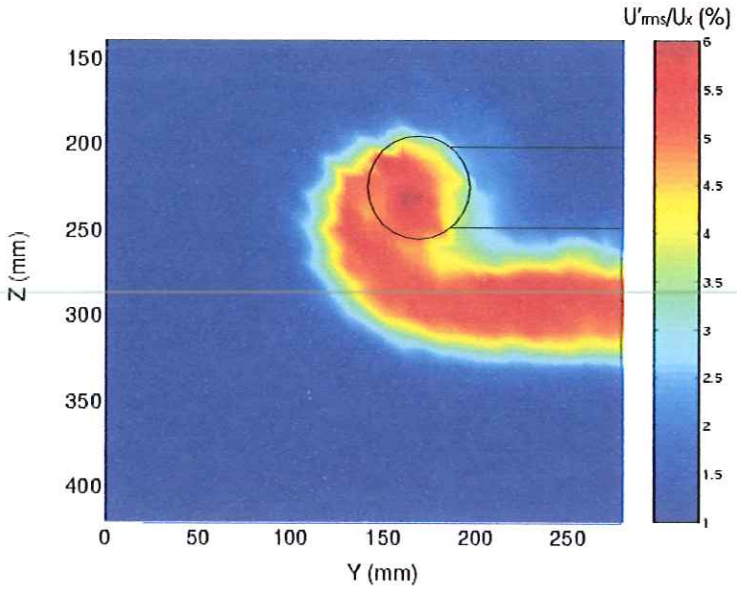


Figura 5.58: Intensidade da turbulência , para a asa básica à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a)

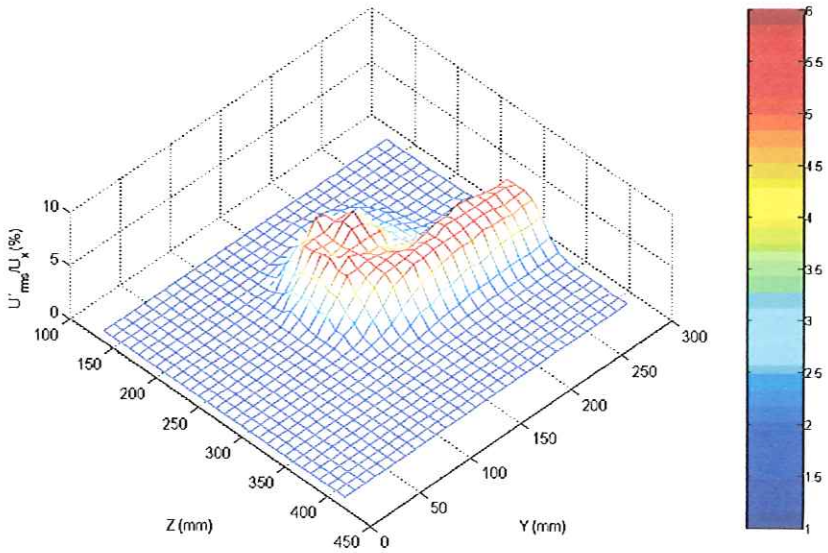


Figura 5.59: Intensidade da turbulência , para a asa básica à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b)

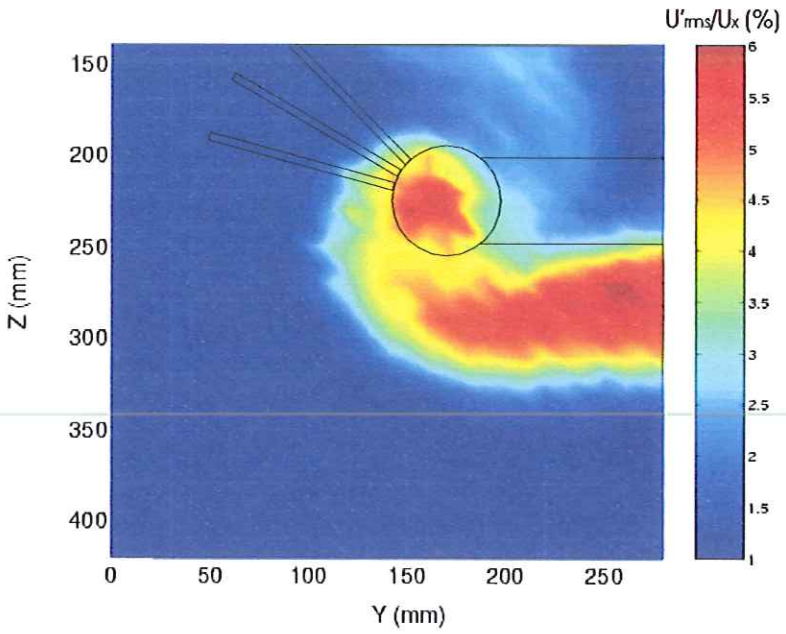


Figura 5.60: Intensidade da turbulência $45^oA, 30^oB, 15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a)

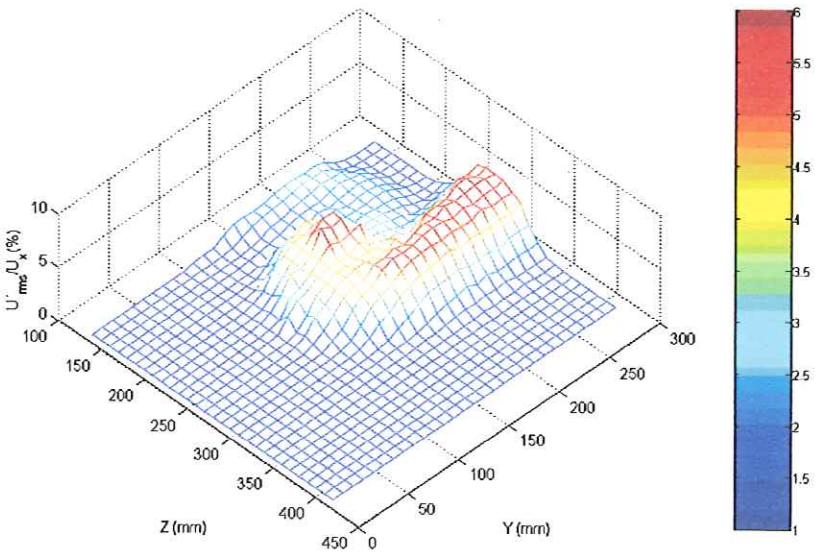


Figura 5.61: Intensidade da turbulência $45^oA, 30^oB, 15^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b)

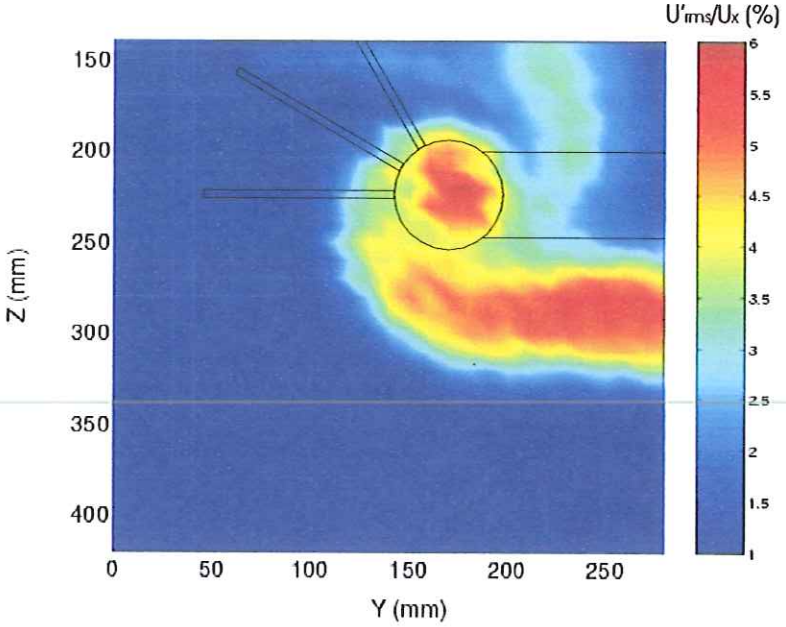


Figura 5.62: Intensidade da turbulência $60^oA, 30^oB, 0^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a)

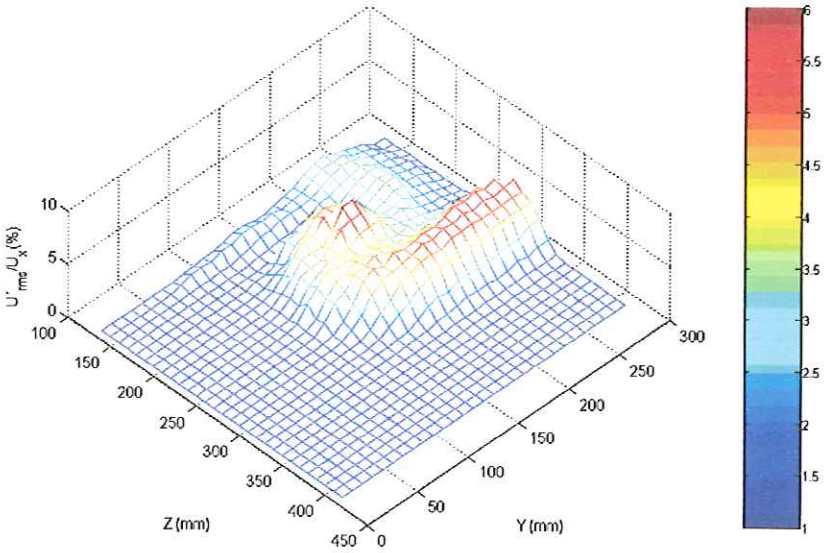


Figura 5.63: Intensidade da turbulência $60^oA, 30^oB, 0^oC$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b)

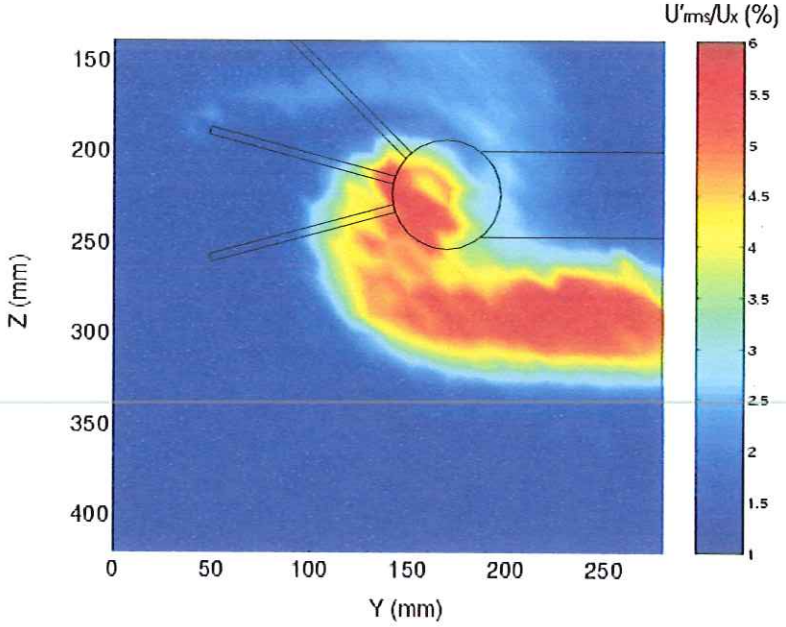


Figura 5.64: Intensidade da turbulência $45^o A, 15^o B, -15^o C$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a)

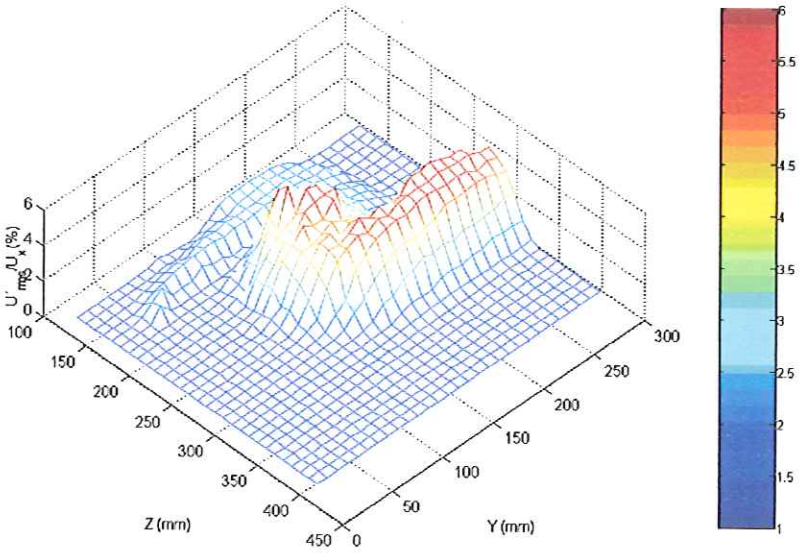


Figura 5.65: Intensidade da turbulência $45^o A, 15^o B, -15^o C$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b)

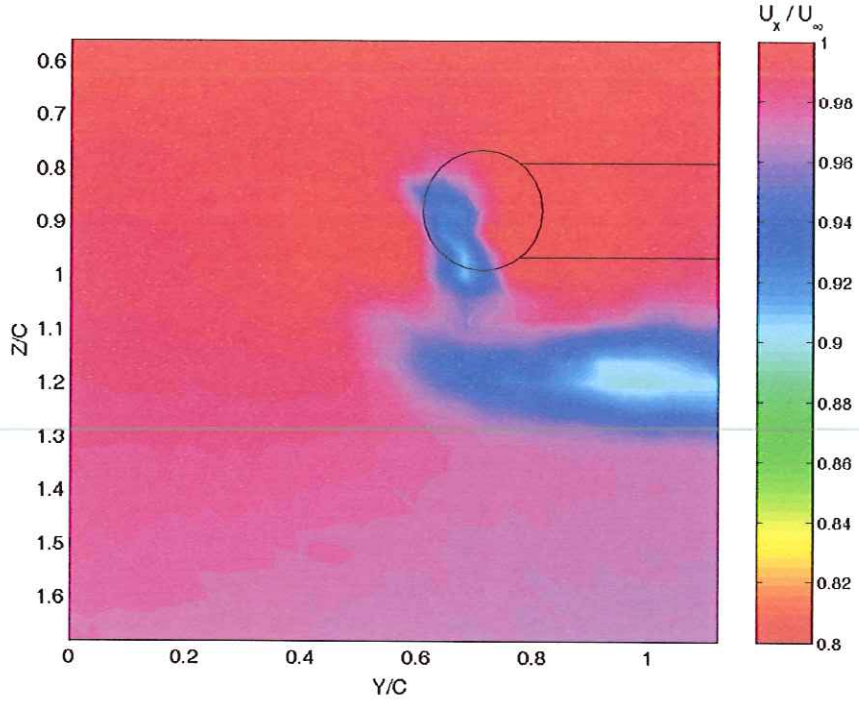


Figura 5.66: Distribuição da velocidade axial, para a asa básica à $2.5c$ $\alpha = 8^o$ (a)

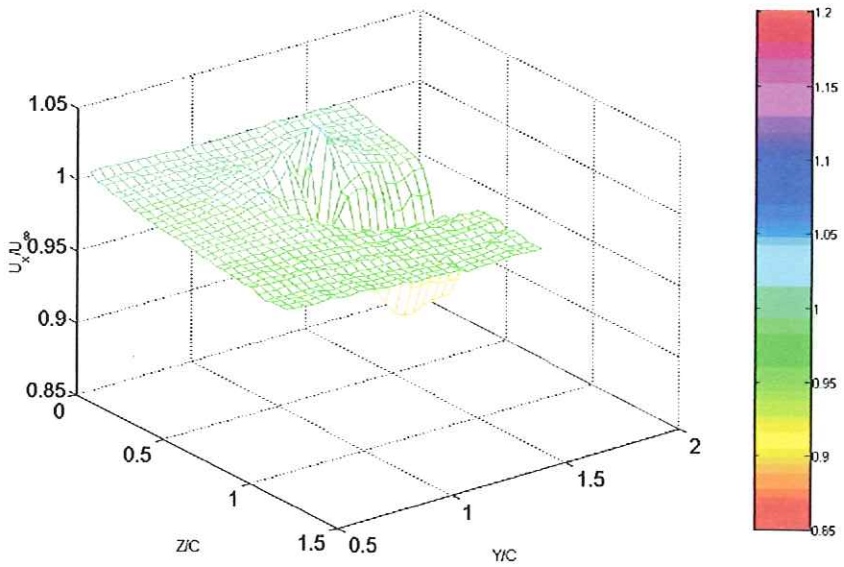


Figura 5.67: Distribuição da velocidade axial, para a asa básica à $2.5c$ $\alpha = 8^o$ (b)

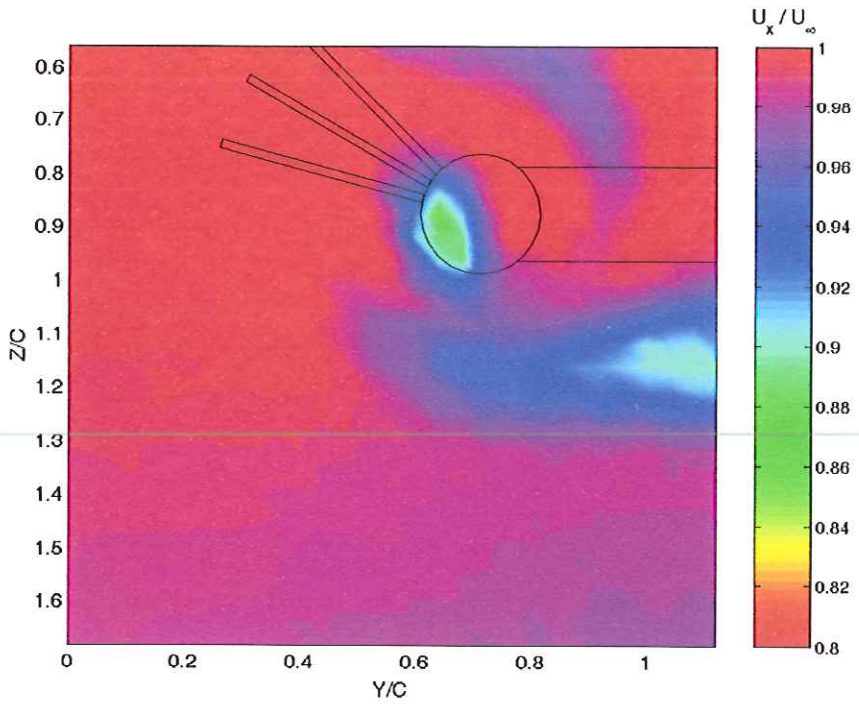


Figura 5.68: Distribuição da velocidade axial $45^o b, 30^o B, 15^o C$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a)

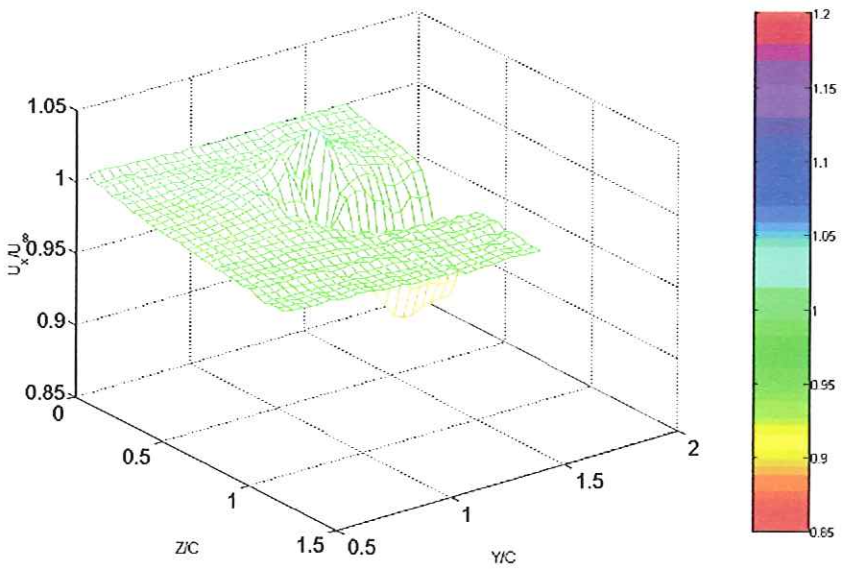


Figura 5.69: Distribuição da velocidade axial $45^o A, 30^o B, 15^o C$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b)

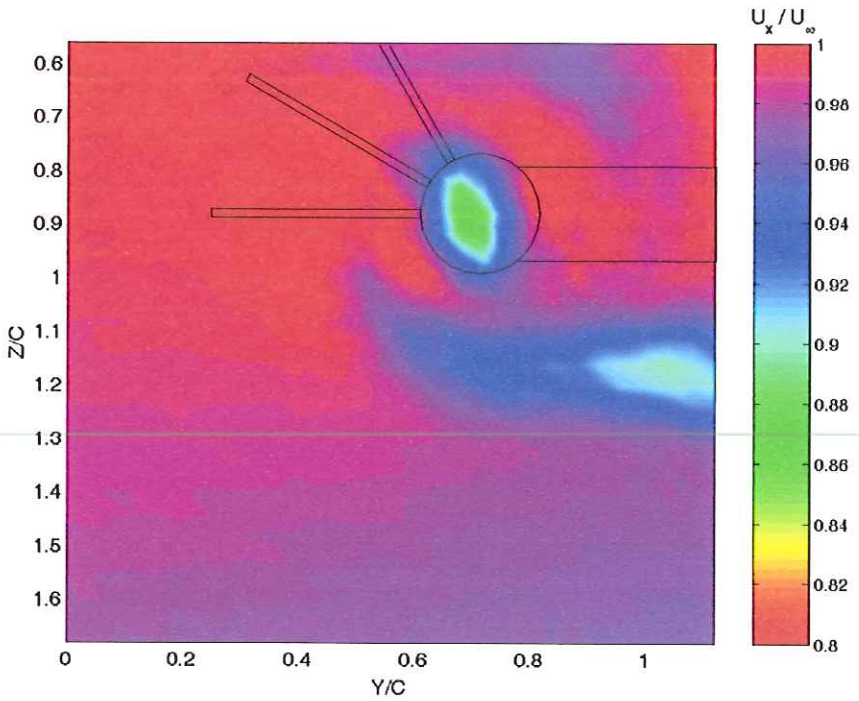


Figura 5.70: Distribuição da velocidade axial $60^o b, 30^o B, 0^o C$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a)

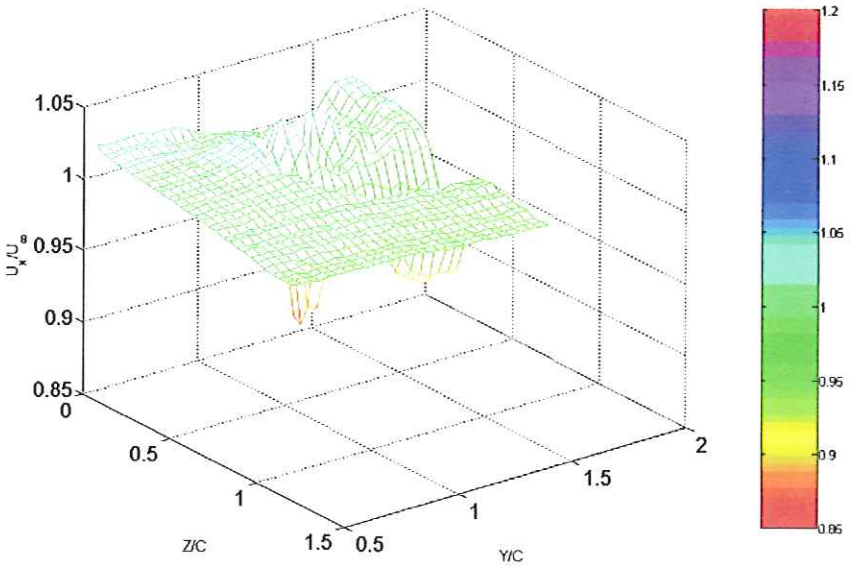


Figura 5.71: Distribuição da velocidade axial $60^o A, 30^o B, 0^o C$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b)

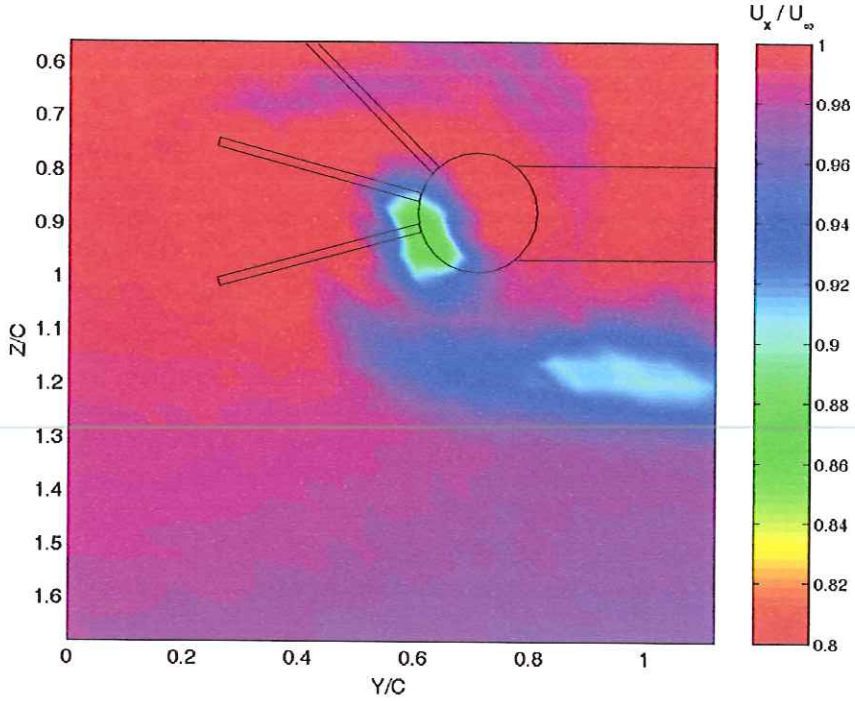


Figura 5.72: Distribuição da velocidade axial $45^o b, 15^o B, -15^o C$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (a)

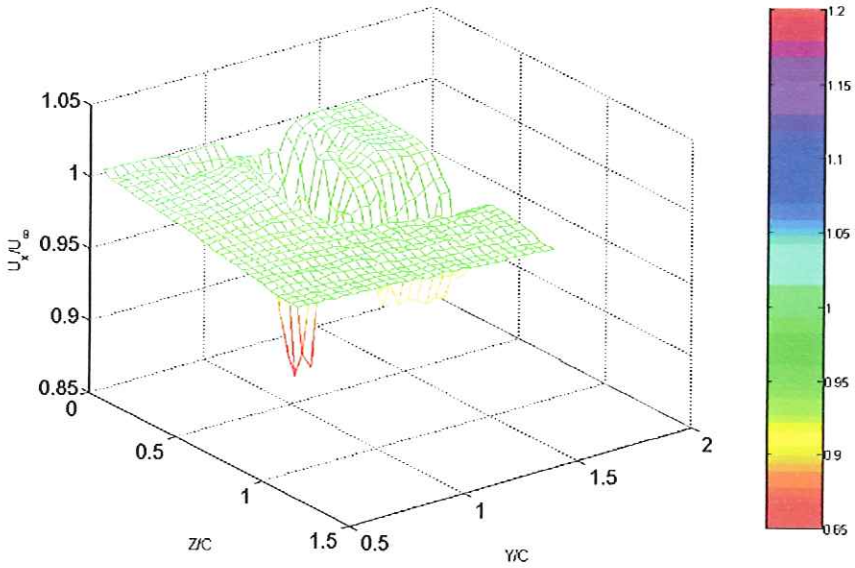


Figura 5.73: Distribuição da velocidade axial $45^o A, 15^o B, -15^o C$ à $2.5c$ $\alpha = 8^0$ (b)

5.5 DISCUSSÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS OBTIDOS NOS ENSAIOS DE ANEMOMETRIA À FIO QUENTE

Para a interpretação dos resultados dos ensaios de anemometria à fio quente, dois fatores são analisados: a intensidade da turbulência e a velocidade axial no plano yz (perpendicular à direção do escoamento). Nas Figuras 5.58 até 5.64, apresenta-se a intensidade da turbulência para a asa sem winglets e para as configurações $(45^oA, 30^oB, 15^oC)$, $(60^oA, 30^oB, 0^oC)$, $(45^oA, 15^oB, -15^oC)$. A velocidade axial para as configurações anteriores está apresentada nas Figuras 5.66, até 5.72.

Em forma geral, pode-se observar que a esteira na ponta de asa não varia consideravelmente no seu tamanho. Isto é devido a que esta esteira pode ser produzida principalmente pelo "tip-tank" o qual possui um tamanho considerável em relação à ponta de asa. No entanto as gráficas sugerem uma diminuição leve na intensidade da turbulência nas proximidades do "tip-tank", porém, apresenta-se aumento da intencidade de turbulência na vizinhança das winglets. A configuração $(60^oA, 30^oB, 0^oC)$ é a que maior níveis de turbulência apresenta nesta região.

Pode-se observar, nas Figuras 5.66 até 5.72, uma diminuição do tamanho da esteira da asa comparada com a asa sem winglets, sendo a configuração 48 $(45^oA, 15^oB, -15^oC)$ a mais representativa desta diminuição. Além do anterior, com a presença das winglets, a esteira é deslocada levemente na direção Y, para todas as configurações, sugerindo uma possível diminuição no "downwash". Existe também um aumento da envergadura efetiva para as configurações testadas observando-se, para a asa equipada com winglets, uma diminuição da velocidade axial na parte da esteira envolvida no "roll-up". Finalmente, pode-se notar a presença de "picos de velocidade" ao redor do 'tip-tank". Chow, Zilliac e Bradshaw (1997) sugere que estes "picos de velocidade" poderiam indicar a presença de vórtices e que as características dos vórtices dependeriam da geometria da ponta da asa.

Capítulo 6

CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

6.1 Conclusões

O objetivo deste trabalho foi analisar, através de ensaios em túnel de vento, as características aerodinâmicas de um sistema de multi-winglets adaptativas. O sistema de ponta de asa consiste em três winglets capazes de ser rotacionadas individualmente em relação ao plano da asa, assim podendo ser variado o ângulo do diedro de cada winglet. Dispositivos equipados com winglets múltiples já foram pesquisados (SPILLMAN et al., 1978– 1987), (ROCHE; PALFFY, 1996), porém, com winglets ou superfícies aerodinâmicas fixas. Verificou-se também o comportamento da velocidade axial presente na esteira através da técnica de anemometria à fio quente para as melhores configurações.

Os resultados obtidos nos ensaios com balança aerodinâmica demonstraram que todas as configurações testadas promoveram aumentos na sustentação, na eficiência aerodinâmica e diminuição no arrasto induzido.

A possibilidade de mudar a configuração do dispositivo de ponta de asa, segundo a etapa de vôo da aeronave, se faz evidente quando são comparados os coeficientes de eficiência, razão de subida e máximo alcance. Nesta análise, as configurações 19 e 47 apresentaram maior alcance, quanto, a configuração 48 a-presentou maior razão de subida. Por outro lado, se a eficiência aerodinâmica for o critério de seleção, a escolha da melhor configuração dependerá do ângulo de ataque do vôo.

Os ensaios de anemometria à fio quente foram de muita utilidade na análise

do sistema de winglets adaptativas. Os resultados sugerem um leve deslocamento do vórtice de ponta de asa, assim, como a sua fragmentação. No entanto, o tamanho do "tip-tank" poderia ter prejudicado a visualização do vórtice de ponta de asa, Chow, Zilliac e Bradshaw (1997) alertam do alto nível de risco na interpretação errônea dos resultados em estudos de vórtices por qualquer pequena interferência externa ao vórtice. O alto nível de turbulência observado ao redor da ponta de asa se faz evidente pelo "roll-up" presente na extremidade da asa, porém, a diminuição da velocidade axial na esteira envolvida e o prolongamento da envergadura efetiva nas configurações testadas se fazem pressentes. A falta de informação referente às componentes U_y, U_z, impediram a realização de uma análise mais abrangente.

6.2 Sugestões Para Trabalhos Futuros

A pesquisa pretendeu oferecer o princípio de uma metodologia experimental para sistemas adaptativos de winglets. Projetaram-se as winglets, porém, não se possui informação no tocante às características aerodinâmicas das mesmas. Sugere-se então o levantamento de dados; sejam experimentais ou computacionais; que permitam otimizar a utilização das winglets.

Faz-se necessário um estudo qualitativo que permita visualizar completamente o afastamento ou a fragmentação do vórtice de ponta de asa. Para isto, é necessária a elaboração de experimentos, sejam feitos com fios de lã ou através de um mapeamento maior e mais complexo. Para os estudos de anemometria, sugere-se a utilização de sondas multifuros ou sondas multifio.

Como segunda etapa do projeto, propõe-se a implementação de um sistema de controle para o dispositivo de multi-winglets adaptativas. Uma ampla base de dados, especialmente relativa à eficiência aerodinâmica alcançada, permitiria "treinar" o sistema de controle para a escolha da melhor configuração, porém, a informação aerodinâmica teria que se complementar com informações adicionais da asa. Estudos que subministrem informação referente ao momento flexor na raiz da asa, por exemplo, seriam de grande utilidade na elaboração do sistema de controle, pois, em alguma condição de vôo, poderia restringir o uso de uma determinada configuração.

Capítulo 7

BIBLIOGRAFIA

ABBOT; DOENHOFF. (1959). theory of Wing Section. In: _____. . New York: Dover. p. 365, 632–633.

ANDERSON, J. D. (2001). Fundamentals of Aerodynamics. 3 ed. New York: Mc Graw Hill.

CATALANO, F. (1995). The new closed circuit wind tunnel of the aircraft laboratory of university of São Paulo. [S.l.]. v. 6, 306–312 p.

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

CHOW, J. S.; ZILLIAC, G. G.; BRADSHAW, P. (1988). mean and Turbuelence Measurements in the Near Field of a Wingtip Vortex. *AIAA Journal*, v. 35, n. 10, p. 1561–1567.

COIMBRA, R.; CATALANO, F. (1999). estudo experimental sobre pontas de asa para uma aeronave agricola. *Revista Brasilera de Engenharia Agrícola e Ambiental*, v. 3, n. 1, p. 99–105.

COIMBRA, R. F. (1997). Influência de Dispositivos de Ponta de Asa no Desempenho de um Avião Agrícola. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos. 1997.

COIMBRA, R. F. (2002). Um Estudo Experimental Sobre Sopros Laterais a Partir da Ponta de Asa. Tese (Doutorado) — Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo., 2002.

HENDERSON, W. P.; HOLMES, B. J. (1989). Induced Drag: Historical Perspective. SAE Paper n.892341. Warrendale, PA. USA.

KRAVCHENCO, S. A. (1996). The application of the wing tip lifting surfaces for practical aerodynamic. ICAS Paper n. 96-4.6.4. [S.l.].

KROO, I. Drag due to lift: Concepts for prediction and reduction. *Annual Review Fluid Mechanic*, v. 33, p. 587–617.

KROO, I.; MCMASTER, J.; STEPHEN, C. (1995). Highly Nonplanar Lifting Systems. NASA Langley Research Ceter. [S.l.]. 26–28 p.

LAROCHE, U.; PALFFY, S. (1996). Wing-grid, a novel divice for reduction of induced drag on wings. ICAS Paper 96-2.10. [S.l.].

MAUGHMER, M. D.; SWAN, T. S.; WILLITS, S. M. (1995). design and testing of a winglet airfoil for low-speed aircraft. *Journal of Aircraft*, v. 39, n. 4, p. 654–661.

MAUNSELL, M. G. (1977). Desenvolvimento, Construcão e Ensaios de uma Balanca Aerodinâmica. Dissertação (Mestrado) – Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos. 1977.

RAE, W. H.; POPE, A. (1984). Low-Speed Wind Tunnel Testing. 2 ed. New York: Mc Graw Hill.

SMITH, M. J. et al. (2001). Performance analysis of a wing with multiple winglets. AIAA Paper. 2001-2407. [S.l.].

SPILLMAN, J. J. (1978). the use of wing tip sails to reduce vortex drag. *Aeronautical Journal*, v. 82, n. 813, p. 387–395.

SPILLMAN, J. J. (1987). wing tip sails: progress to date and future developments. *Aeronautical Journal*, v. 91, n. 910, p. 445–453.

SPILLMAN, J. J.; MCVITIE, A. (1984). wing tip sails which give lower drag at all normal flight speeds. *Aeronautical Journal*, v. 88, n. 878, p. 362–369.

SPILLMAN, J. J.; RATCLIFFE, H. Y.; MCVITIE, A. (1979). flight experiments to evaluate the effect of wing-tip sails on fuel consumption and handling characteristics. *Aeronautical Journal*, v. 83, n. 823, p. 279–281.

WHITCOMB, R. T. (1976). A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets. NASA TN D-8260. [S.l.].

Apêndice A

CÁLCULO DE INCERTEZAS

Neste apêndice são demonstrados os cálculos dos valores das incertezas presentes na medição da velocidade média, das forças de sustentação, arrasto e número de Reynolds.

Segundo Catalano (1988) a estimativa dos erros nas medidas experimentais são determinados a partir da seguinte relação.

$$\Delta P\left(X, Y, ..., N\right) = \sqrt{\left(\frac{\partial P}{\partial X}\Delta X\right)^2 + \left(\frac{\partial Y}{\partial P}\Delta Y\right)^2 + ... + \left(\frac{\partial P}{\partial N}\Delta N\right)^2}, \qquad \text{(A.1)}$$

$\frac{\partial P}{\partial Y}\Delta Y$

onde, ΔX, ΔY, ΔN, são os erros nas medidas das propriedades X, Y, N, das quais P é função. Nos cálculos de propagação das incertezas, utilizou-se o critério da distribuição de Gauss para um valor de desvio padrão (σ) de 95%, isto é, 2σ (COIMBRA, 2002).

A.1 Erro na determinação da velocidade do ar

Analisando o erro na medida de velocidade, tem-se que:

$$\Delta V = \sqrt{\left(\frac{\partial V}{\partial \rho_{ar}}\Delta \rho_{ar}\right)^2 + \left(\frac{\partial V}{\partial q_\infty}\Delta q_\infty\right)^2}, \qquad \text{(A.2)}$$

onde:

Δq_∞ é o erro na medição da pressão dinâmica que, para o pressente caso, foi obtida através de um manômetro tipo "Betz" ($2 \cdot \sigma = 0.1mm\ H_2O$);

$PV = mRT \quad \rho = \frac{P}{RT} = \frac{P}{R}$

$\Delta\rho_{ar}$, a incerteza na medição da densidade do ar, e é dada por:

$$\Delta\rho_{ar} = \sqrt{\left(\frac{\partial\rho_{ar}}{\partial P_a}\Delta P_a\right)^2 + \left(\frac{\partial\rho_{ar}}{\partial T_a}\Delta T_a\right)^2} \tag{A.3}$$

para os seguintes valores medios:

$P_a = 93242.8; N/m^2$, $T_a = 297.7^oK$ com $R = 287.24\frac{m^2}{s^2K}$, obtém-se:

$\frac{\partial\rho_{ar}}{\partial P_a} = 1.17 \times 10^{-5}$

$\frac{\partial\rho_{ar}}{\partial T_a} = 3.66 \times 10^{-3}$

logo, substituindo estes valores na eq.(A.3) encontra-se que $\Delta\rho_{ar} = \pm\ 0.00183kg/m^3$.

Finalmente, pode-se encontrar o valor do erro na velocidade através da eq.(A.2), então, $\Delta V = \pm\ 0.038\ m/s$

A.2 Determinação das Incertezas para os Coefcientes de Sustentação (C_L) e Arrasto (C_D)

A.2.1 Cálculo da propagação das incertezas para o coeficiente de sustentação

O coeficiente de sustentação está determinado pela seguinte equação:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S_W}, \tag{A.4}$$

$q = \frac{1}{2}\rho V^2$

onde:

L é a força de sustentação,

q_∞ é a pressão dinâmica no túnel, $q_\infty = \frac{1}{2}\rho_{ar}V^2$

S_W é a área adotada como referência.

Aplicando novamente a eq.(A.1), tem-se:

$$\Delta C_L = \sqrt{\left(\frac{\partial C_L}{\partial L}\Delta L\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial P_\infty}\Delta P_\infty\right)^2 + \left(\frac{\partial C_L}{\partial S_W}\Delta S_W\right)^2}, \tag{A.5}$$

onde,

ΔL é a incerteza para a força de sustentação da balança;

ΔS_W é a incerteza para a área de referência.

Usando a mesma metodologia,

$$\Delta S_W = \sqrt{\left(\frac{\partial S_W}{\partial C}\Delta C\right)^2 + \left(\frac{\partial S_W}{\partial b}\Delta b\right)^2} \tag{A.6}$$

$$\Delta S_W = 2 \times 10^{-3}\ m^2$$

Substituindo os valoras na eq.(A.5), tem-se:

$$\Delta C_L = \pm\ 0.023$$

A.2.2 Cálculo da propagação das incertezas para o coeficiente de arrasto

O coeficiente de arrasto está determinado pela seguinte equação:

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S_W}, \tag{A.7}$$

onde:

D é a força de arrasto,

Aplicando novamente a eq.(A.1), tem-se:

$$\Delta C_D = \sqrt{\left(\frac{\partial C_D}{\partial D}\Delta D\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial P_\infty}\Delta P_\infty\right)^2 + \left(\frac{\partial C_D}{\partial S_W}\Delta S_W\right)^2}, \tag{A.8}$$

onde,

ΔD é a incerteza para a força de sustentação da balança;

arrasto

Substituindo os valoras na eq.(A.8), tem-se:

$$\Delta C_D = \pm\ 0.0064$$

A.3 Determinação das Incertezas para o Cálculo do Número de Reynolds

A.3.1 Erro na determinação da viscocidade dinâmica do ar

A incerteza da viscosidade é estimada segundo a seguinte equação:

$$\Delta\mu = \left|\frac{\partial\mu}{\partial T_0}\right| \tag{A.9}$$

kg/m·s

para $T = 297.7^oK$, tem-se $\mu = 1.753 \times 10^{-5} Ns/m^2$. Substituindo os valores na eq.(A.9), encontra-se que:

$$\Delta\mu = \pm\, 2.9 \times 10^{-8} Ns/m^2$$

A.3.2 Erro na determinação do Número de Reynolds

O Número de Reynolds é obtido pela siguinte relação:

$$Re = \frac{\rho_{ar} \cdot V_\infty \cdot c}{\mu}, \tag{A.10}$$

onde, c é a corda do modelo ($0.25\ m$).

Através da eq.(A.1), tem-se:

$$\Delta Re = \sqrt{\left(\frac{\partial Re}{\partial \rho_{ar}}\Delta\rho_{ar}\right)^2 + \left(\frac{\partial Re}{\partial V_\infty}\Delta V_\infty\right)^2 + \left(\frac{\partial Re}{\partial c}\Delta c\right)^2 + \left(\frac{\partial Re}{\partial \mu}\Delta mu\right)^2} \tag{A.11}$$

Os valores anteriormente encontrados, substituidos na eq(A.11), determinam que:

$$\Delta Re = \pm\, 1667.7$$

Apêndice B

CALIBRAÇÃO DA BALANÇA AERODINÂMICA

B.1 Calibrção para leitura da sustentação

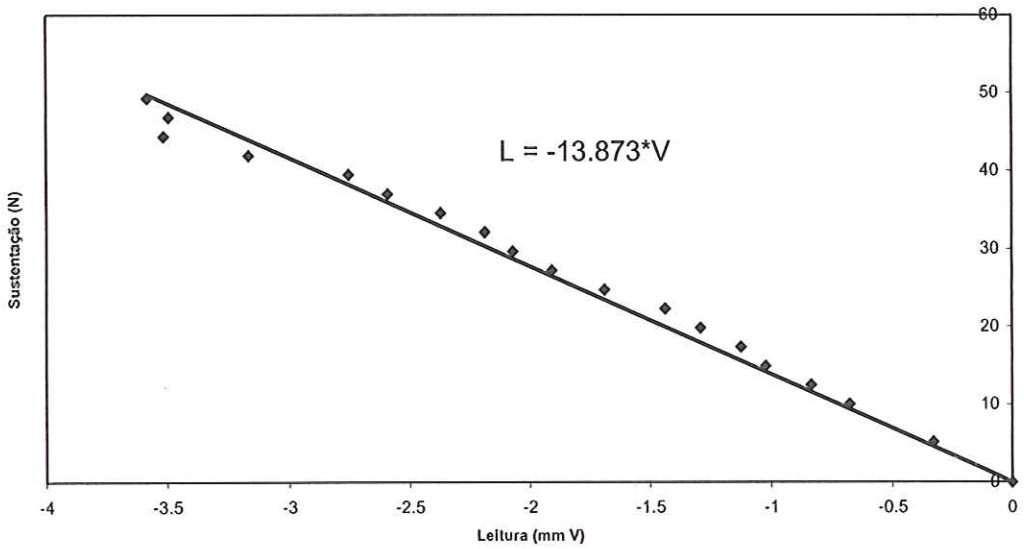


Figura B.1: Curva de calibração da sustentação

B.2 Calibrção para leitura do arrasto

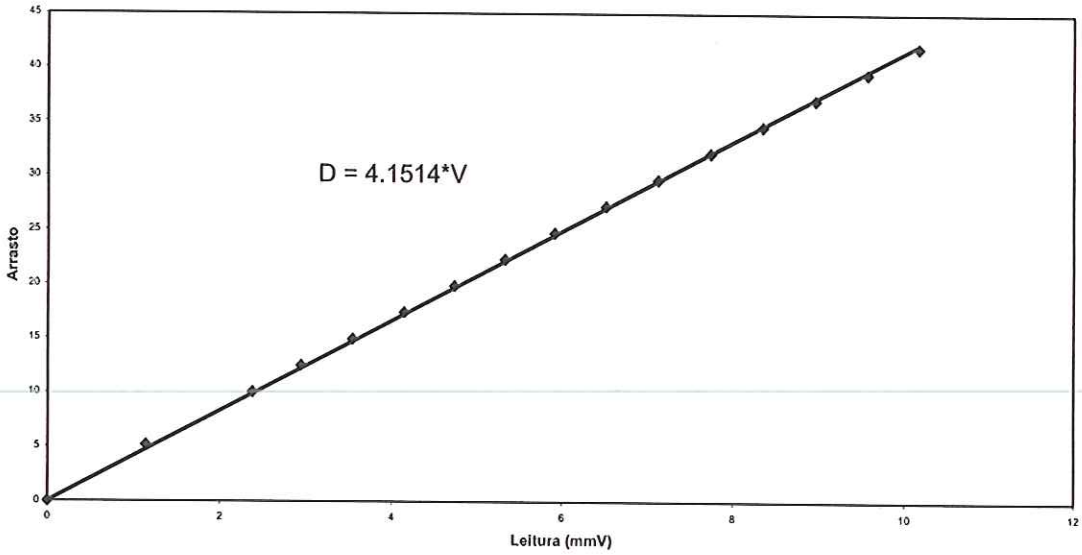


Figura B.2: Curva de calibração do arrasto

Apêndice C

COORDENADAS DAS SEÇÕES DAS WINGLETS

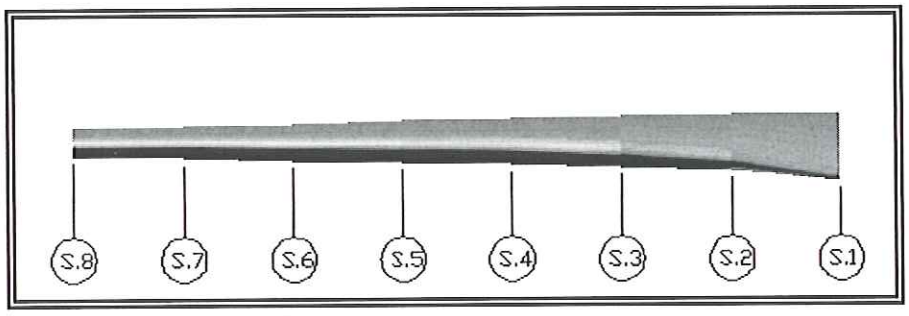


Figura C.1: Configuração da winglet

Tabela C.1: Coordanadas das seções S1-S4 das Winglets

S.1		S.2		S.3		S.4	
x	y	x	y	x	y	x	y
0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.001	-0.001	0.000	-0.001	0.000	-0.001	0.000	-0.001
0.001	-0.002	0.001	-0.002	0.001	-0.002	0.001	-0.002
0.008	-0.007	0.007	-0.008	0.006	-0.009	0.006	-0.009
0.020	-0.011	0.017	-0.014	0.016	-0.016	0.015	-0.017
0.036	-0.015	0.032	-0.020	0.030	-0.023	0.029	-0.024
0.056	-0.017	0.050	-0.026	0.048	-0.030	0.046	-0.032
0.079	-0.018	0.073	-0.031	0.070	-0.037	0.068	-0.040
0.106	-0.018	0.099	-0.035	0.096	-0.043	0.094	-0.046
0.169	-0.015	0.162	-0.040	0.158	-0.053	0.156	-0.059
0.205	-0.013	0.197	-0.042	0.193	-0.056	0.191	-0.063
0.242	-0.010	0.235	-0.043	0.231	-0.059	0.229	-0.067
0.281	-0.007	0.275	-0.043	0.271	-0.061	0.270	-0.070
0.322	-0.003	0.316	-0.043	0.314	-0.062	0.312	-0.072
0.364	0.001	0.359	-0.041	0.357	-0.062	0.356	-0.072
0.406	0.005	0.404	-0.038	0.402	-0.060	0.402	-0.071
0.496	0.015	0.496	-0.031	0.495	-0.053	0.495	-0.064
0.544	0.020	0.544	-0.025	0.544	-0.048	0.544	-0.059
0.641	0.033	0.641	-0.012	0.641	-0.034	0.641	-0.046
0.689	0.040	0.689	-0.005	0.689	-0.027	0.689	-0.039
0.736	0.047	0.736	0.002	0.736	-0.020	0.736	-0.031
0.780	0.055	0.780	0.010	0.780	-0.013	0.780	-0.024
0.822	0.061	0.822	0.016	0.822	-0.006	0.822	-0.017
0.895	0.073	0.895	0.028	0.895	0.006	0.895	-0.006
0.926	0.078	0.926	0.033	0.926	0.011	0.926	-0.001
0.951	0.082	0.951	0.037	0.951	0.015	0.951	0.004
0.972	0.086	0.972	0.041	0.972	0.018	0.972	0.007
0.987	0.088	0.987	0.043	0.987	0.021	0.987	0.010
0.997	0.090	0.997	0.045	0.997	0.022	0.997	0.011
1.000	0.090	1.000	0.045	1.000	0.023	1.000	0.011
0.997	0.090	0.997	0.045	0.997	0.023	0.997	0.012
0.987	0.092	0.987	0.047	0.987	0.024	0.987	0.013
0.972	0.094	0.972	0.049	0.972	0.027	0.972	0.015
0.951	0.098	0.951	0.053	0.951	0.030	0.951	0.019
0.926	0.102	0.926	0.057	0.926	0.034	0.926	0.023
0.895	0.107	0.895	0.062	0.895	0.039	0.895	0.028
0.860	0.112	0.860	0.067	0.860	0.045	0.860	0.034
0.822	0.119	0.822	0.074	0.822	0.051	0.822	0.040
0.780	0.125	0.780	0.080	0.780	0.058	0.780	0.047
0.736	0.132	0.736	0.087	0.736	0.065	0.736	0.054
0.689	0.140	0.689	0.095	0.689	0.072	0.689	0.061
0.641	0.147	0.641	0.102	0.641	0.080	0.641	0.068
0.593	0.154	0.593	0.109	0.593	0.086	0.593	0.075
0.544	0.160	0.544	0.115	0.544	0.093	0.544	0.081
0.496	0.166	0.496	0.120	0.495	0.098	0.495	0.087
0.395	0.168	0.398	0.125	0.399	0.103	0.400	0.093
0.347	0.165	0.351	0.124	0.353	0.103	0.354	0.093
0.300	0.158	0.305	0.120	0.265	0.097	0.309	0.091
0.255	0.149	0.262	0.114	0.224	0.091	0.266	0.088
0.213	0.138	0.220	0.107	0.185	0.084	0.187	0.077
0.174	0.124	0.181	0.098	0.149	0.076	0.151	0.070
0.138	0.110	0.145	0.088	0.117	0.067	0.119	0.063
0.106	0.094	0.113	0.077	0.088	0.058	0.090	0.054
0.078	0.079	0.085	0.065	0.063	0.048	0.043	0.036
0.054	0.063	0.060	0.053	0.042	0.038	0.026	0.027
0.034	0.048	0.039	0.041	0.025	0.028	0.013	0.018
0.019	0.034	0.023	0.030	0.013	0.019	0.005	0.010
0.008	0.021	0.011	0.020	0.004	0.010	0.000	0.002
0.002	0.011	0.004	0.010	0.000	0.002	0.000	0.001

Tabela C.2: Coordanadas das seções S5-S8 das Winglets

S.5		S.6		S.7		S.8	
x	y	x	y	x	y	x	y
0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000	0.000
0.000	-0.001	0.000	-0.001	0.000	-0.001	0.000	-0.001
0.000	-0.002	0.000	-0.002	0.000	-0.002	0.000	-0.002
0.005	-0.009	0.005	-0.009	0.005	-0.009	0.005	-0.009
0.015	-0.017	0.014	-0.017	0.014	-0.017	0.014	-0.017
0.028	-0.025	0.028	-0.025	0.028	-0.025	0.028	-0.026
0.046	-0.033	0.045	-0.034	0.045	-0.034	0.045	-0.034
0.067	-0.041	0.067	-0.042	0.067	-0.042	0.066	-0.042
0.093	-0.048	0.092	-0.049	0.092	-0.050	0.092	-0.050
0.155	-0.062	0.154	-0.063	0.154	-0.064	0.154	-0.065
0.190	-0.067	0.190	-0.069	0.189	-0.069	0.189	-0.070
0.228	-0.071	0.228	-0.073	0.228	-0.074	0.227	-0.075
0.269	-0.075	0.269	-0.077	0.268	-0.078	0.268	-0.079
0.311	-0.077	0.311	-0.079	0.311	-0.080	0.311	-0.082
0.356	-0.077	0.355	-0.080	0.355	-0.081	0.355	-0.083
0.401	-0.076	0.401	-0.079	0.401	-0.080	0.401	-0.082
0.448	-0.074	0.448	-0.077	0.448	-0.078	0.448	-0.079
0.495	-0.070	0.495	-0.073	0.496	-0.074	0.496	-0.076
0.544	-0.064	0.544	-0.067	0.544	-0.069	0.544	-0.070
0.593	-0.058	0.593	-0.061	0.593	-0.062	0.593	-0.064
0.641	-0.051	0.641	-0.054	0.641	-0.056	0.641	-0.057
0.689	-0.044	0.689	-0.047	0.689	-0.048	0.689	-0.050
0.780	-0.030	0.780	-0.033	0.780	-0.034	0.780	-0.035
0.822	-0.023	0.822	-0.026	0.822	-0.027	0.822	-0.029
0.860	-0.017	0.860	-0.020	0.860	-0.021	0.860	-0.022
0.895	-0.011	0.895	-0.014	0.895	-0.015	0.895	-0.017
0.925	-0.006	0.926	-0.009	0.925	-0.010	0.926	-0.012
0.951	-0.002	0.951	-0.005	0.951	-0.006	0.951	-0.008
0.972	0.001	0.972	-0.001	0.972	-0.003	0.972	-0.004
0.987	0.004	0.987	0.001	0.987	0.000	0.987	-0.002
0.997	0.005	0.997	0.002	0.997	0.001	0.997	0.000
1.000	0.006	1.000	0.003	1.000	0.001	1.000	0.000
0.997	0.006	1.000	0.003	0.997	0.002	0.997	0.000
0.972	0.010	0.987	0.005	0.972	0.006	0.972	0.004
0.951	0.013	0.972	0.007	0.951	0.009	0.951	0.008
0.925	0.017	0.951	0.011	0.925	0.013	0.926	0.012
0.895	0.022	0.926	0.015	0.895	0.018	0.895	0.017
0.860	0.028	0.895	0.020	0.860	0.024	0.860	0.022
0.822	0.034	0.860	0.025	0.822	0.030	0.822	0.029
0.780	0.041	0.822	0.032	0.780	0.037	0.780	0.035
0.736	0.048	0.780	0.038	0.736	0.044	0.736	0.043
0.641	0.063	0.689	0.053	0.641	0.059	0.641	0.057
0.593	0.070	0.641	0.060	0.593	0.065	0.593	0.064
0.544	0.076	0.593	0.067	0.544	0.072	0.544	0.070
0.495	0.081	0.544	0.073	0.496	0.077	0.496	0.076
0.448	0.085	0.495	0.078	0.448	0.081	0.448	0.079
0.400	0.087	0.448	0.082	0.401	0.083	0.401	0.082
0.355	0.088	0.401	0.084	0.355	0.084	0.355	0.083
0.310	0.087	0.355	0.085	0.311	0.083	0.311	0.082
0.267	0.084	0.310	0.084	0.268	0.080	0.268	0.079
0.188	0.074	0.227	0.077	0.153	0.065	0.154	0.065
0.152	0.067	0.189	0.072	0.121	0.058	0.121	0.058
0.120	0.060	0.153	0.066	0.092	0.051	0.092	0.050
0.091	0.052	0.120	0.059	0.066	0.043	0.066	0.042
0.027	0.026	0.045	0.035	0.027	0.026	0.028	0.026
0.014	0.018	0.027	0.026	0.014	0.017	0.014	0.017
0.005	0.009	0.005	0.009	0.005	0.009	0.005	0.009
0.000	0.002	0.000	0.002	0.000	0.002	0.000	0.002
0.000	0.001	0.000	0.001	0.000	0.001	0.000	0.001