

**UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO ESCOLA POLITÉCNICA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**Estudo do escoamento ao redor de uma  
configuração asa-fuselagem utilizando CFD.**

**Trabalho de formatura apresentado à  
Escola Politécnica da Universidade de  
São Paulo para obtenção do título de  
Graduação em Engenharia**

**Bruno Souza Carmo**

**Orientador: Júlio R.  
Meneghini**

**Área de Concentração:  
Engenharia Mecânica**

**São Paulo.  
2002**



*A todos aqueles que acreditam no  
imenso potencial humano de  
transformar através do conhecimento.  
À minha família, em especial.*

## *Agradecimentos*

Ao meu orientador Prof. Dr. Júlio R. Meneghini, pela brilhante condução deste trabalho e pela confiança que sempre depositou em mim e no meu potencial.

A todos os integrantes do laboratório de CFD, em especial aos professores doutores Fábio Saltara e Ernani Volpe, pelas preciosas dicas dadas e pelo interesse demonstrado no meu trabalho.

Aos meus amigos da turma de Engenharia Mecatrônica 98, pela convivência harmônica ao longo dos últimos cinco anos, repleta de momentos felizes.

A todos os integrantes da C. Greco, por toda a experiência prática de engenharia e pela visão empreendedora passada durante meu tempo de estágio.

À minha tia Zélia e família, pela amizade e por todo o suporte dado desde a minha chegada em São Paulo.

Aos meus avós Almerindo e Terezinha, por todo o carinho e admiração e pelo exemplo de vida que são para mim.

Aos meus pais Luís e Edna e à minha irmã Talita, pelos inmensuráveis incentivo, apoio e amor dados não só durante o curso de graduação, mas durante toda minha existência.

A Deus, por tudo.



## **RESUMO**

Este trabalho versa sobre o desenvolvimento uma metodologia de simulação numérica computacional que permita analisar a influência do suporte do modelo na determinação dos coeficientes aerodinâmicos em ensaios de túnel de vento. Primeiramente constam no texto estudos teóricos sobre geração automática de malhas não estruturadas, tópicos de aerodinâmica relevantes, modelo de escoamento invíscido (equações de Euler) e método dos volumes finitos. Em seguida estão presentes simulações bidimensionais de perfis NACA de quatro dígitos, utilizando o software Fluent e o gerador de malhas Gambit. As malhas geradas são do tipo não estruturada triangular, e o modelo de escoamento utilizado é invíscido. Como resultados estão apresentadas curvas do coeficiente de sustentação e momento em função do ângulo de ataque e respectivas comparações com dados experimentais disponíveis na literatura. Em seguida, o texto apresenta resultados de simulações tridimensionais de uma aeronave completa, em condição de vôo livre e em ensaio em túnel de vento sustentada por suportes. Os softwares utilizados são os mesmos e as malhas são do tipo tetraedral. O trabalho apresenta uma análise da influência de duas diferentes configurações de suporte no escoamento ao redor da aeronave e na determinação dos coeficientes aerodinâmicos.

## SUMÁRIO

<b>RESUMO.....</b>	<b>I</b>
<b>SUMÁRIO.....</b>	<b>II</b>
<b>LISTA DE FIGURAS .....</b>	<b>IV</b>
<b>LISTA DE TABELAS.....</b>	<b>XII</b>
<b>LISTA DE SIGLAS .....</b>	<b>XIII</b>
<b>LISTA DE SÍMBOLOS .....</b>	<b>XIV</b>
<b>1 INTRODUÇÃO .....</b>	<b>1</b>
1.1 Objetivos e motivação .....	1
1.2 CFD. ....	2
1.3 Layout do Trabalho .....	3
<b>2 GERAÇÃO AUTOMÁTICA DE MALHAS NÃO-ESTRUTURADAS.....</b>	<b>5</b>
2.1 Noções gerais relativas a malhas: .....	5
2.2 Descrição geral de malhas: .....	9
2.3 Metodologia geral para a criação de malhas: .....	11
2.4 Métodos de frente progressiva (Advancing front methods):.....	11
2.4.1 Métodos de frente progressiva em duas dimensões:.....	13
2.4.2 Métodos de frente progressiva em três dimensões: .....	18
2.5 Geometria Virtual .....	19
<b>3 TÓPICOS DE AERODINÂMICA.....</b>	<b>27</b>
3.1 O significado das características dos perfis de asa .....	27
3.2 Análise dimensional e semelhança .....	34
3.3 Escoamento incompressível ao redor de aerofólios.....	39
3.4 A condição de Kutta.....	44
3.5 Aplicação dos dados de perfis a asas finitas.....	44
<b>4 O MODELO DE ESCOAMENTO INVÍSCIDO.....</b>	<b>51</b>

<b>5 O MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS .....</b>	<b>54</b>
5.1 Métodos de resolução.....	58
5.2 Discretização das equações .....	61
<b>6 SIMULAÇÕES BIDIMENSIONAIS.....</b>	<b>68</b>
6.1 Condições gerais das simulações .....	68
6.2 Resultados para perfil NACA 0012 .....	73
6.3 Resultados para perfil NACA 2410 .....	81
6.4 Resultados para perfil NACA 4421 .....	87
6.5 Resultados para perfil NACA 0006 .....	94
6.6 Resultados para perfil NACA 2424 .....	100
6.7 Resultados para perfil NACA 4412 .....	107
6.8 Resultados para o perfil utilizado nas simulações tridimensionais.....	113
<b>7 SIMULAÇÕES TRIDIMENSIONAIS.....</b>	<b>118</b>
7.1 Condições gerais das simulações.....	118
7.2 Simulação da geometria num escoamento livre .....	122
7.3 Simulação da geometria num túnel de vento sem suportes.....	132
7.4 Simulação da geometria com suportes - configuração 1.....	135
7.5 Simulação da geometria com suportes - configuração 2.....	141
7.6 Conclusões sobre as simulações tridimensionais.....	148
<b>8 CONCLUSÕES FINAIS E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS .....</b>	<b>151</b>
<b>9 BIBLIOGRAFIA:.....</b>	<b>153</b>

## LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1- Diferentes numerações dos nós de um elemento triangular .....	10
Figura 2.2 - Esquema geral do método de frente progressiva. ....	13
Figura 2.3 - Padrão 1 .....	14
Figura 2.4 - Padrão 2.....	14
Figura 2.5 - Padrão 3.....	15
Figura 2.6 - Estados da frente progressiva .....	16
Figura 2.7 - Malha final.....	16
Figura 2.8 - Malha antes e depois de ser polida .....	17
Figura 2.9 - Frente progredindo por inflação .....	18
Figura 2.10 - Frente progredindo pelo avanço de uma linha.....	18
Figura 2.11 – Polígono utilizado para exemplo.....	22
Figura 2.12 – Polígono exemplo após a operação de amalgamação.....	23
Figura 2.13 – Discretização das arestas do polígono exemplo.....	24
Figura 3.1 - Nomenclatura das dimensões de um aerofólio .....	28
Figura 3.2 - Convenção de sinais e ilustração .....	31
Figura 3.3 - Esboço da variação de $c_L$ com o ângulo de ataque num aerofólio.....	32
Figura 3.4 -Curvas características típicas de uma asa.....	33
Figura 3.5 - Filamento de vórtices .....	40
Figura 3.6 - Cortina de vórtices em perspectiva e em corte transversal .....	40
Figura 3.7 - Descontinuidade da velocidade tangencial através da cortina de vórtices.....	42
Figura 3.8 - Substituição da superfície de um aerofólio por uma cortina de vórtices.....	43
Figura 3.9 - Aproximação para aerofólio delgado .....	43
Figura 3.10 - Asa finita .....	45
Figura 3.11 - Desenho esquemático dos vórtices de fuga.....	46
Figura 3.12 - Vórtices de fuga de uma asa retangular .....	46
Figura 3.13 - Modificação do ângulo de ataque devido ao downwash.....	47
Figura 5.1 – Esquema de armazenamento no volume de controle. ....	57
Figura 5.2 – Esquema dos volumes de controle para discretização.....	58

Figura 5.3 – Passos da iteração para a resolução segregada. ....	59
Figura 5.4 – Passos das iterações da resolução acoplada. ....	60
Figura 5.5 – Volume de controle utilizado para ilustrar a discretização da equação de transporte de uma grandeza escalar. ....	62
Figura 5.6 – Variação de $\phi$ entre $x=0$ e $x=L$ . ....	64
Figura 6.1 – Domínio e condições de contorno. ....	71
Figura 6.2 – Esquema de refinamento hanging node para elemento triangular. ....	71
Figura 6.3 – Visão geral da malha para NACA 0012 com $\alpha=0^\circ$ . ....	73
Figura 6.4 – Detalhe da malha em volta do perfil NACA 0012 com $\alpha=6^\circ$ . ....	74
Figura 6.5 – Detalhe da malha refinada em volta do perfil NACA 0012 com $\alpha=6^\circ$ . ....	74
Figura 6.6 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 0012. ....	75
Figura 6.7 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 0012. ....	76
Figura 6.8 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0012 com $\alpha=0^\circ$ . Valores em Pa. ....	77
Figura 6.9 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 0012 com $\alpha=0^\circ$ . Valores em m/s. ....	77
Figura 6.10 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 0012 com $\alpha=6^\circ$ . Valores em m/s. ....	78
Figura 6.11 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0012 com $\alpha=6^\circ$ . Valores em Pa. ....	78
Figura 6.12 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 0012 com $\alpha=16^\circ$ . Valores em m/s. ....	79
Figura 6.13 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0012 com $\alpha=16^\circ$ . Valores em Pa. ....	79
Figura 6.14 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 0012 com $\alpha=16^\circ$ . ....	80
Figura 6.15 – Detalhe da malha em volta do perfil NACA 2410 com $\alpha=-6^\circ$ . ....	81
Figura 6.16 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 2410. ....	82

Figura 6.17 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 2410. ....	82
Figura 6.18 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 2410 com $\alpha=-6^\circ$ . Valores em m/s. ....	83
Figura 6.19 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2410 com $\alpha=-6^\circ$ . Valores em Pa. ....	84
Figura 6.20 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2410 com $\alpha=4^\circ$ . Valores em Pa. ....	84
Figura 6.21 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2410 com $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa. ....	85
Figura 6.22 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 2410 com $\alpha=14^\circ$ . ....	85
Figura 6.23 – Detalhe no bordo de fuga dos vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 2410 com $\alpha=14^\circ$ (condição de estol). Valores em m/s. ....	86
Figura 6.24 – Malha refinada para perfil NACA 4421 com $\alpha=0^\circ$ . ....	87
Figura 6.25 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 4421. ....	88
Figura 6.26 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 4421. ....	89
Figura 6.27 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 4421 com $\alpha=0^\circ$ . Valores em m/s. ....	90
Figura 6.28 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4421 com $\alpha=0^\circ$ . Valores em Pa. ....	91
Figura 6.29 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4421 com $\alpha=8^\circ$ . Valores em Pa. ....	91
Figura 6.30 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 4421 com $\alpha=20^\circ$ . Valores em m/s. ....	92
Figura 6.31 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4421 com $\alpha=20^\circ$ . Valores em Pa. ....	92

Figura 6.32 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 4421 $\alpha=20^\circ$ .	93
Figura 6.33 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 0006.	95
Figura 6.34 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 0006.	95
Figura 6.35 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0006 com $\alpha=-6^\circ$ . Valores em Pa.	96
Figura 6.36 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0006 com $\alpha=4^\circ$ . Valores em Pa.	96
Figura 6.37 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 0006 com $\alpha=4^\circ$ . Valores em m/s.	97
Figura 6.38 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0006 com $\alpha=10^\circ$ . Valores em Pa.	97
Figura 6.39 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 0006 com $\alpha=10^\circ$ .	98
Figura 6.40 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 0006 com $\alpha=10^\circ$ . Valores em m/s.	98
Figura 6.41 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 0006 com $\alpha=14^\circ$ . Detalhe do bordo de fuga. Valores em m/s.	99
Figura 6.42 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 2424.	101
Figura 6.43 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 2424.	101
Figura 6.44 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2424 com $\alpha=-4^\circ$ . Valores em Pa.	102
Figura 6.45 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 2424 com $\alpha=-4^\circ$ . Valores em m/s.	103
Figura 6.46 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2424 com $\alpha=6^\circ$ . Valores em Pa.	103

Figura 6.47 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2424 com $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa.....	104
Figura 6.48 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 2424 com $\alpha=14^\circ$ . ....	104
Figura 6.49 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 2424 com $\alpha=14^\circ$ . Valores em m/s. ....	105
Figura 6.50 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 2424 com $\alpha=14^\circ$ . Valores em m/s. ....	105
Figura 6.51 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 4412. ....	108
Figura 6.52 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 4412. ....	108
Figura 6.53 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4412 com $\alpha=-6^\circ$ . Valores em Pa. ....	109
Figura 6.54 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4412 com $\alpha=6^\circ$ . Valores em Pa.....	110
Figura 6.55 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4412 com $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa.....	110
Figura 6.56 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 4412 com $\alpha=14^\circ$ . ....	111
Figura 6.57 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 4412 com $\alpha=14^\circ$ . Valores em m/s. ....	111
Figura 6.58 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 4412 com $\alpha=14^\circ$ . Detalhe do bordo de fuga. Valores em m/s. ....	112
Figura 6.59 – Perfil da geometria tridimensional e respectiva malha para $\alpha=0^\circ$ . ....	113
Figura 6.60 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil da geometria tridimensional.....	114
Figura 6.61 – Contornos de pressão estática para o perfil da geometria tridimensional com $\alpha=4^\circ$ . Valores em Pa.....	115



Figura 6.62 – Contornos de pressão estática para o perfil da geometria tridimensional com $\alpha=12^\circ$ . Valores em Pa.....	115
Figura 6.63 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude para o perfil da geometria tridimensional com $\alpha=12^\circ$ . Valores em m/s. ....	116
Figura 7.1 – Condições de contorno utilizadas para a simulação de um escoamento livre.....	122
Figura 7.2 – Malha das faces do paralelepípedo. Simulação de escoamento livre com $\alpha=0^\circ$ . ....	122
Figura 7.3 – Malha das faces do aeroplano.....	123
Figura 7.4 - Detalhe da malha na ponta da asa.....	123
Figura 7.5 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para geometria tridimensional em escoamento livre.....	124
Figura 7.6 – Gráfico comparativo entre coeficientes de sustentação obtidos para os casos bidimensional e tridimensional.....	125
Figura 7.7 – Contornos de pressão estática na aeronave para escoamento livre com $\alpha=0^\circ$ . Valores em Pa. ....	126
Figura 7.8 – Contornos de pressão estática para face de simetria no escoamento livre com $\alpha=0^\circ$ . Valores em Pa. ....	127
Figura 7.9 – Contornos de pressão estática na aeronave para escoamento livre com $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa. ....	128
Figura 7.10 – Detalhe dos contornos de pressão estática ao redor da asa – estação a 1,34m da face de simetria. Escoamento livre com $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa. ....	128
Figura 7.11– Detalhe dos contornos de pressão estática ao redor da asa – estação a 1,39m da face de simetria. Escoamento livre com $\alpha=22^\circ$ . Valores em Pa. ....	129
Figura 7.12 – Contornos de magnitude de velocidade nas faces da aeronave. Escoamento livre com $\alpha=22^\circ$ . Valores em m/s.....	129
Figura 7.13 – Contornos de magnitude de velocidade nas faces da aeronave e num plano um pouco posterior à asa. Escoamento livre com $\alpha=22^\circ$ . Valores em m/s.....	130

Figura 7.14 – Wingtip vortex observados para escoamento livre e $\alpha=4^\circ$ . Valores em m/s.....	131
Figura 7.15 – Wingtip vortex observados para escoamento livre e $\alpha=22^\circ$ . Valores em m/s.....	131
Figura 7.16 – Condições de contorno utilizadas para a simulação de um escoamento bloqueado.....	132
Figura 7.17 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para geometria tridimensional em escoamento bloqueado.....	133
Figura 7.18 – Ensaio em túnel de vento utilizando suporte na configuração 1.....	135
Figura 7.19 – Malha gerada para simulação com suporte na configuração 1 e $\alpha=0^\circ$ .....	136
Figura 7.20 – Detalhe da malha da junção da fuselagem com o suporte.....	136
Figura 7.21 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para geometria tridimensional com suporte na configuração 1.....	137
Figura 7.22 – Contornos de pressão estática na face de simetria, fuselagem, asa, leme e suporte. Simulação com suporte na configuração 1 e $\alpha=8^\circ$ . Valores em Pa.....	138
Figura 7.23 – Vetores de velocidade ao redor da asa na estação a 2m do plano de simetria. Simulação com suporte na configuração 1 e $\alpha=8^\circ$ . Valores em m/s.....	138
Figura 7.24 – Contornos de pressão estática na face de simetria, fuselagem, asa, leme e suporte. Simulação com suporte na configuração 1 e $\alpha=16^\circ$ . Valores em Pa.....	139
Figura 7.25 – Contornos de magnitude de velocidade na face de simetria, fuselagem, asa, leme e suporte. Simulação com suporte na configuração 1 e $\alpha=16^\circ$ . Valores em m/s. ....	139
Figura 7.26 – Vetores de velocidade, coloridos de acordo com magnitude, ao redor da asa. Simulação com suporte na configuração 1 e $\alpha=16^\circ$ . Valores em m/s.....	140
Figura 7.27 – Ensaio em túnel de vento utilizando suporte na configuração 2.....	141
Figura 7.28 – Malha gerada para simulação com suporte na configuração 2 e $\alpha=0^\circ$ .....	142

Figura 7.29 – Detalhe da malha da junção da fuselagem e da asa com o suporte. ...	142
Figura 7.30 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para geometria tridimensional com suporte na configuração 2. ....	143
Figura 7.31 – Contornos de magnitude de velocidade nas faces da fuselagem, asa, leme e suporte. Suporte na configuração 2 e $\alpha = -6^\circ$ . Valores em m/s. ....	144
Figura 7.32 – Contornos de pressão estática nas faces da fuselagem, asa, leme, suporte e simetria. Suporte na configuração 2 e $\alpha = 8^\circ$ . Valores em Pa. ....	145
Figura 7.33 – Contornos de pressão estática no suporte, asa e plano longitudinal do eixo do suporte. Suporte na configuração 1 e $\alpha = 8^\circ$ . Valores em Pa. ....	145
Figura 7.34 – Contornos de pressão estática no suporte, fuselagem, asa e plano transversal do eixo do suporte. Suporte na configuração 1 e $\alpha = 8^\circ$ . Valores em Pa. ....	146
Figura 7.35 – Contornos de magnitude de velocidade nas faces dos suportes, asa, fuselagem e simetria. Suporte na configuração 2 e $\alpha = 16^\circ$ . Valores em m/s. ....	146
Figura 7.36 – Vetores de velocidade no plano longitudinal da junção asa-suporte. Suporte na configuração 2 e $\alpha = 16^\circ$ . Valores em m/s. ....	147
Figura 7.37 – Vetores de velocidade na região próxima à junção fuselagem-suporte. Suporte na configuração 2 e $\alpha = 16^\circ$ . Valores em m/s. ....	147
Figura 7.38 – Gráfico comparativo das curvas de sustentação em função do ângulo de ataque para as várias configurações simuladas. ....	148

## **LISTA DE TABELAS**

Tabela 6.1 – Resultados para perfil NACA 0012. ....	75
Tabela 6.2 – Resultados para perfil NACA 2410. ....	81
Tabela 6.3 – Resultados para perfil NACA 4421. ....	88
Tabela 6.4 – Resultados para perfil NACA 0006. ....	94
Tabela 6.5 – Resultados para perfil NACA 2424. ....	100
Tabela 6.6 – Resultados para perfil NACA 4412. ....	107
Tabela 6.7 – Resultados para perfil da geometria tridimensional. ....	114
Tabela 7.1 - Resultados para escoamento livre. ....	124
Tabela 7.2 – Resultados para escoamento bloqueado.....	133
Tabela 7.3 – Resultados para escoamento com suporte na configuração 1. ....	137
Tabela 7.4 – Resultados para escoamento com suporte na configuração 2. ....	143
Tabela 7.5 – Diferenças percentuais do coeficiente de sustentação das simulações nas diversas condições com o escoamento livre. ....	149

## **LISTA DE SIGLAS**

CFD	Dinâmica dos fluidos computacional
MEF	Método dos elementos finitos
MVF	Método dos volumes finitos
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics

## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Ângulo de ataque; Ângulo formado por dois segmentos consecutivos de uma frente de malha; Fator de subrelaxação
$\alpha_{ef}$	Ângulo de ataque real
$\alpha_i$	Ângulo de ataque induzido
$\alpha_{L=0}$	Ângulo de ataque para sustentação nula
$\beta$	Ângulo de elemento de malha
$\Gamma$	Intensidade de um vórtice pontual
$\Gamma_\phi$	Coefficiente de difusão para a grandeza $\phi$
$\gamma$	Ângulo de elemento de malha; Intensidade da cortina de vórtices
$\gamma(BF)$	Intensidade da cortina de vórtices no bordo de fuga
$\Delta s$	Vetor deslocamento do baricentro da célula para o baricentro da face
$\mu$	Viscosidade dinâmica do fluido
$\mu_\infty$	Viscosidade dinâmica do fluido ao longe
$\theta$	Ângulo em relação à horizontal
$\rho$	Densidade do ar
$\rho_\infty$	Densidade do fluido ao longe
$\tau$	Tensão de cisalhamento
$\Omega$	Domínio da malha
$\phi$	Potencial de velocidades; Grandeza escalar qualquer
$\tilde{\phi}_f$	Média de $\phi$ das duas células adjacentes à face
$\phi_f$	Valor de $\phi$ convectado através da face f; Valor de face de $\phi$
$\phi_{old}$	Valor de $\phi$ da iteração anterior
$\nabla\phi$	Gradiente da grandeza $\phi$
$(\nabla\phi)_n$	Magnitude do gradiente da grandeza $\phi$ normal à face f
$A$	Razão de aspecto; Área de uma face do volume de controle
$\mathbf{A}$	Vetor área da superfície

$a_{\infty}$	Velocidade do som ao longe
$\alpha_0$	Inclinação da sustentação
$A_f$	Área da face $f$
$a_{nb}$	Coeficientes da vizinhança
$a_p$	Coeficiente do nó $p$
$b$	Envergadura; Variável que inclui o termo fonte
$C$	Conjunto de segmentos da fronteira da malha
$c$	Corda de um aerofólio
$C_D$	Coeficiente de arrasto
$c_d$	Coeficiente de arrasto de perfil
$C_{Di}$	Coeficiente de arrasto induzido
$c_f$	Coeficiente de tensão de cisalhamento
$C_L$	Coeficiente de sustentação
$C_{L,máx}$	Máximo coeficiente de sustentação
$C_M$	Coeficiente de momento
$C_P$	Coeficiente de pressão
$C_R$	Coeficiente de força resultante
$d$	Distância; Braço característico do momento
$D$	Força de arrasto
$D_f$	Arrasto de fricção
$D_i$	Arrasto induzido
$D_p$	Arrasto de pressão
$E$	Energia
$F$	Força externa; Frente inicial da malha
$F'$	Novo estado da frente de malha
$g$	Aceleração da gravidade
$h_j$	Entalpia específica da espécie $j$
$J$	Fluxo mássico
$J_j$	Fluxo de massa da espécie $j$
$K$	Elementos da malha
$l$	Dimensão de comprimento
$L$	Força de sustentação

$m$	Dimensão de massa
$M$	Momento
$M_\infty$	Número de Mach ao longe
$N_{\text{faces}}$	Número de faces da célula
$p$	Pressão; Pressão estática
$p_\infty$	Pressão ao longe
$Pe$	Número de Peclet
$p_f$	Fluxo de massa através da face $f$
$q$	Pressão dinâmica
$R$	Força resultante
$Re$	Número de Reynolds
$s$	Distância medida ao longo da cortina de vórtices
$S$	Ponto interno da malha; Área da asa
$S_\phi$	Fonte da grandeza $\phi$ por unidade de volume
$S_C$	Coefficiente angular da equação de linearização
$S_h$	Termo fonte de entalpia
$S_m$	Termo fonte de massa
$S_P$	Coefficiente linear da equação de linearização
$\bar{S}$	Termo fonte médio
$t$	Dimensão de tempo; Tempo
$T$	Temperatura
$T_\infty$	Temperatura ao longe
$T_h$	Conjunto de elementos de malha
$T_{nb}$	Valor da variável dependente na vizinhança
$T_p$	Valor da variável dependente no nó $p$
$u_i$	Velocidade na direção $i$
$V$	Velocidade relativa da asa em relação ao ar; Volume da célula
$V_\infty$	Velocidade ao longe
$w$	Força de downwash
$x_{cp}$	coordenada $x$ do centro de pressão
$y_{cp}$	coordenada $y$ do centro de pressão



# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 *Objetivos e motivação*

Este trabalho tem como objetivo final desenvolver uma metodologia de simulação numérica computacional que permita analisar a influência do suporte do modelo na determinação dos coeficientes aerodinâmicos em ensaios de túnel de vento.

Entretanto, para atingir esse objetivo, entende-se que seja necessário um maior aprofundamento nos tópicos de aerodinâmica relacionados, assim como no aspecto computacional e numérico do trabalho, que envolve a geração de malhas e utilização de um método numérico para a resolução dos problemas. Isto é necessário porque o desenvolvimento do trabalho envolve alguns conceitos que não fazem parte do conteúdo das disciplinas ministradas no curso de Engenharia Mecânica – Habilitação em Automação e Sistemas, oferecido pela Escola Politécnica da Universidade de São Paulo.

Além do mais, optou-se por fazer uma abordagem de refinamento progressivo, e por isso primeiramente desenvolver-se-ão simulações de casos bidimensionais do escoamento ao redor de fôlios, visando a uma familiarização com os detalhes do processo de simulação em CFD, principalmente no que se refere ao pré-processamento, e com a metodologia de análise dos resultados. Quanto a esse último aspecto, é importante ressaltar também que a literatura disponibiliza um número muito maior de resultados experimentais para casos bidimensionais do que para casos tridimensionais. Assim, a validação das simulações é bastante facilitada e ganha maior credibilidade.

Desse modo, este trabalho ambiciona não somente ser um estudo de caso, mas a desenvolvimento de uma metodologia, ou pelo menos o começo do desenvolvimento de uma, que permita a produção de simulações computacionais razoavelmente precisas de fenômenos relacionados com aeronaves. A análise da influência do suporte de um modelo na determinação dos coeficientes aerodinâmicos em ensaios de túnel de vento serve como motivação prática para o desenvolvimento

do trabalho e também para gerar um resultado de aplicação imediata e real dos artifícios apresentados aqui.

## 1.2 CFD.

A dinâmica dos fluidos computacional (CFD – do inglês *Computational Fluids Dynamics*) é normalmente definida como o conjunto de tópicos que englobam a solução numérica, através de métodos computacionais, das equações governantes que descrevem o escoamento de fluidos e transferência de calor, ou seja, as equações da dinâmica do movimento (Navier-Stokes ou Euler, por exemplo), equações de continuidade e quaisquer outras equações adicionais de conservação, tais como de energia ou concentração de espécies químicas. Juntamente com as abordagens experimentais e analíticas, constitui o conjunto de técnicas utilizadas para a resolução de problemas em mecânica dos fluidos e transferência de calor.

Como uma ciência em desenvolvimento, CFD tem recebido uma enorme atenção da comunidade científica e tecnológica internacional desde o advento do computador digital. No fim dos anos 60, os supercomputadores digitais começaram a apresentar taxas de processamento rápidas o bastante para resolver as equações de Navier-Stokes para alguns casos simples, como o escoamento de velocidades baixas, bidimensional ao redor de um obstáculo. Antes disso, túneis de vento eram essencialmente a única maneira de testar a aerodinâmica de novos projetos. De lá para cá, o custo computacional de um procedimento genérico tem se reduzido de um fator aproximadamente igual a 10 a cada 8 anos. Por isso, nos últimos anos CFD deixou de ser apenas um objeto de pesquisa nos meios acadêmicos e se tornou uma ferramenta bastante poderosa e importante em quase todo tipo de projeto que envolve mecânica dos fluidos, indo desde engenharia aeroespacial até previsão do tempo. Contudo, tomando como parâmetro o projeto de aeronaves, por exemplo, até mesmo hoje as limitações dos mais poderosos supercomputadores ainda fazem com que seja necessária a utilização de túneis de vento para a verificação da aerodinâmica de um novo avião.

No entanto, o progresso contínuo que a tecnologia computacional de *software* e *hardware* vem sofrendo tem proporcionado a CFD uma maior fatia do processo de

projeto, principalmente nos estágios iniciais, quando os engenheiros estabelecem as dimensões principais e outros parâmetros básicos da aeronave. Esta fase envolve muitas decisões tomadas por tentativa e erro, por isso experimentos em túnel de vento tornam-se bastante caros, pois requerem a construção de um novo modelo para cada teste realizado. Devido ao recente crescimento de CFD, um típico ciclo de projeto hoje envolve de dois a quatro testes de modelos de asa em túnel de vento, ao invés de dez a quinze, que era o padrão antigamente.

São três os principais atrativos do uso de CFD quando comparados ao procedimento experimental. Primeiramente, a possibilidade de modelar fenômenos da mecânica dos fluidos cuja reprodução experimental seja proibitiva ou impossível, como por exemplo sistemas climáticos ou aeronaves supersônicas. Esta vantagem se aplica não somente ao fenômeno físico como um todo, mas também a certos detalhes do experimento, que podem ser isolados durante a modelagem do fenômeno. Um segundo aspecto é que a solução computacional do problema fornece a solução completa para todas as variáveis, enquanto que num experimento a quantidade de variáveis medidas e os pontos de medição são bastante restritos. Um último atrativo se resume à capacidade de investigar sistemas fluidos mais rapidamente e com um custo menor em relação ao mesmo tipo de análise feita procedendo-se experimentalmente. Como consequência disso, há uma demanda considerável por especialistas no assunto, para aplicar e desenvolver métodos de CFD em empresas de engenharia e instituições de pesquisa.

Já os principais problemas residem na modelagem do fenômeno físico, que nunca representará a realidade de maneira totalmente fiel, e na implantação do método numérico, que pode fazer com que a solução divirja ou convirja para um valor errado. Assim, a grande maioria dos esforços no desenvolvimento de CFD hoje em dia concentra-se nesses dois tópicos. Pode-se afirmar que nos últimos anos evidenciou-se um estrondoso desenvolvimento nesses campos.

### **1.3 Layout do Trabalho**

O trabalho pode ser dividido em duas partes, sendo a primeira teórica e a segunda prática. A primeira se inicia com um estudo sobre a geração de malhas para

CFD. Em seguida são expostos os tópicos de aerodinâmica relevantes. Como último tópico teórico encontra-se uma descrição do método de volumes finitos, que é o método numérico utilizado nas simulações efetuadas neste trabalho. Nos tópicos supracitados, as deduções das equações e conceitos serão somente feitas caso elas não façam parte do currículo básico de um curso de Engenharia Mecânica. Do contrário, as fórmulas e teoremas serão apenas apresentados, sem que haja preocupação com suas demonstrações. Caso se faça necessário uma introdução aos conceitos básicos, recomenda-se a consulta à bibliografia indicada.

A parte prática deste projeto pode ser dividida em duas grandes etapas. Da primeira farão parte a geração de malhas bidimensionais de fôlios, a simulação utilizando o modelo de Euler, o levantamento da curva  $C_l \times \alpha$  (coeficiente de sustentação *versus* ângulo de ataque) e a comparação dos resultados obtidos com dados experimentais disponíveis na literatura. Já a segunda etapa será composta da geração de malhas tridimensionais do conjunto asa-fuselagem com e sem suporte e respectivas simulações utilizando o modelo de Euler.

## 2 GERAÇÃO AUTOMÁTICA DE MALHAS NÃO-ESTRUTURADAS

São vários os métodos numéricos utilizados para a resolução de problemas em CFD. Entre eles estão o método das diferenças finitas, método de elementos finitos, método espectral e método dos volumes finitos. Este último é utilizado nas simulações deste trabalho e terá uma descrição detalhada adiante. Todos estes métodos têm caráter “euleriano”, isto é, a análise é focada num espaço fixo em relação ao sistema de coordenadas adotado, e não na partícula. Desse modo, é necessário que se discretize o domínio do problema a fim de aplicarmos o método de resolução. É disso que consiste a geração de malhas: é a discretização do domínio em vários elementos de forma geral pré-determinada, com a finalidade de estabelecer a posição dos pontos (nós) para os quais serão calculadas as soluções pretendidas. A geração de malhas, a determinação das condições de contorno e condições iniciais e o ajuste dos parâmetros de solução constituem o que se costuma chamar de pré-processamento do problema.

A fase de geração de malhas é muito importante na medida em que a geração de uma malha válida num domínio com uma geometria complexa não é uma operação trivial e pode ter um custo bastante grande em termos de tempo de processamento. Além do mais, a criação de uma malha coerente com as características físicas do problema considerado é crucial, porque a qualidade da solução computada está fortemente relacionada com a qualidade da malha.

### 2.1 Noções gerais relativas a malhas:

Uma malha de um domínio,  $\Omega$ , é definida por um conjunto,  $T_h$ , que consiste de um número finito de segmentos em uma dimensão, segmentos, triângulos e quadriláteros em duas dimensões e os elementos anteriores mais tetraedros, pentaedros e hexaedros em três dimensões. Os elementos,  $K$ , de tal malha devem satisfazer a um certo número de propriedades que serão introduzidas a seguir. A primeira diz respeito à *conformidade*, de acordo com a definição:

**Definição:**  $T_h$  é uma malha conforme de  $\Omega$  se as seguintes condições são satisfeitas:

1.  $\overline{\Omega} = \cup_{K \in T_h} K$
2. Todos os elementos *de*  $T_h$  têm interior de área (no caso bidimensional) ou volume (no caso tridimensional) não nulos
3. A interseção de dois elementos quaisquer de  $T_h$  se enquadra em um, e apenas um, dos seguintes casos:
  - conjunto vazio
  - um ponto comum aos dois elementos
  - uma aresta comum aos dois elementos
  - uma face comum aos dois elementos

Se  $T_h$  é uma malha conforme, então dizemos que ela representa  $\Omega$  de maneira conforme quanto a aspectos geométricos. Na prática,  $T_h$  é uma particionamento de  $\Omega$ , tão preciso quanto possível. Quando  $\Omega$  não é um domínio poligonal (ou poliedral),  $T_h$  será apenas uma discretização aproximada do domínio.

Os elementos constituintes de uma malha devem geralmente satisfazer algumas propriedades específicas:

*Propriedades geométricas:*

- A variação dimensional entre dois elementos adjacentes tem que ser progressiva e descontinuidades de elementos para elementos não podem ser muito abruptas.
- A densidade de elementos em regiões de gradientes elevados de alguma grandeza envolvida no problema deve ser alta.
- Quando os elementos são do tipo triangular, deve-se evitar a presença de ângulos obtusos nos elementos.
- Os elementos devem se adequar às características anisótropicas do problema.

Propriedades de natureza física:

Essas propriedades estão fortemente ligadas aos aspectos físicos do problema em consideração. A configuração geral e individual dos elementos deve ser definida de acordo com o comportamento do problema.

Existem numerosos algoritmos para a construção de malhas bidimensionais e tridimensionais. A escolha do método está fortemente ligada à geometria do domínio considerado. As malhas geradas podem ser agrupadas em duas classes principais: *malhas estruturadas* e *malhas não-estruturadas*. Uma malha é chamada de estruturada se sua conectividade é do tipo de diferenças finitas. Uma malha é chamada de não-estruturada se sua conectividade é de qualquer outro tipo. Por *conectividade* de uma malha entendemos a definição da conexão entre seus vértices, em outras palavras, a conexão entre os nós globais de uma malha e os nós locais de cada elemento da malha.

Elucidando melhor os conceitos: para uma malha estruturada, a conectividade entre os nós é do tipo  $(i, j, k)$ , isto é, assumindo que índices de um certo nó sejam  $(i, j, k)$ , seu vizinho esquerdo terá os índices  $((i-1), j, k)$  e seu vizinho direito terá os índices  $((i+1), j, k)$ . Este tipo de malha é mais apropriado para geometrias simples e simétricas, tais como configurações quadrilaterais e hexaedrais. Para geometrias mais complexas, é necessário um tratamento especial para que este tipo de estruturação seja concebido. O presente trabalho lida com simulações que utilizam malhas não estruturadas, que por sua vez apresentam menos restrições geométricas, mas tem um custo computacional maior.

Podemos ainda dividir os diferentes algoritmos de geração de malha em sete classes:

1. *Métodos manuais ou semi-automáticos:* adequados para geometrias relativamente simples. Estão nessa classe os métodos enumerativos, nos quais os pontos, arestas, faces e elementos que compõe a malha são dados explicitamente; e métodos apropriados para situações geométricas particulares, como formas cilíndricas e hexaedrais, os quais usam

propriedades específicas da geometria explicitamente e a conectividade é conhecida “*a priori*”.

2. *Métodos que utilizam mapeamento*: constroem a malha a partir do mapeamento, através de uma transformação conforme de um domínio, de uma malha de geometria simples.
3. *Métodos baseados na solução de um sistema de equações diferenciais a derivadas parciais*: essa abordagem se assemelha à segunda, mas aqui a função de mapeamento não é dada a princípio, mas é computada a partir da resolução de equações diferenciais a derivadas parciais, de forma a satisfazer certas propriedades de interesse, tais como densidade de elementos e ortogonalidade.
4. *Métodos baseados na deformação e modificação local de uma malha*: este método aplica-se principalmente a malhas de fácil obtenção, do tipo *quadtree*, em casos bidimensionais, ou *octree*, para casos tridimensionais. Nestes casos o domínio está encerrado num quadrilátero ou num paralelepípedo que é dividido em subconjuntos na forma de caixas. Esses subconjuntos são construídos pela decomposição baseada em uma árvore quaternária (para dimensão 2) ou árvore octal (dimensão 3). A rede resultante é então utilizada para criar a malha desejada.
5. *Métodos que derivam a malha final, elemento por elemento, dos dados do contorno*: basicamente existem duas abordagens: métodos de frente progressiva (“*advancing front methods*”) e algoritmos baseados na construção de Voronoï-Delaunay. Estes métodos criam nós internos e elementos, começando da fronteira do domínio. Esta fronteira pode ser dada de maneira global (por exemplo, definidos de forma analítica) ou de maneira discreta (como uma lista de arestas de faces triangulares). Esta classe de métodos é de particular interesse neste trabalho, pois é a que os softwares de geração de malhas utilizados (ICEM e Gambit) empregam.



6. *Métodos que utilizam a composição de malhas de subconjuntos baseados na modificação geométrica ou topológica dessas malhas:* neste caso, as malhas dos subconjuntos podem ser obtidas por qualquer um dos métodos anteriores. O problema é então dividido em um conjunto de “sub-problemas” de menor complexidade, que são então resolvidos por uma ou mais classes das anteriormente citadas e o resultado final é então obtido por transformações e a adição dos resultados parciais.

Assim sendo, percebe-se que as principais diferenças entre os algoritmos de geração de malhas estão na generalidade do método, principalmente com relação à geometria, e a variedade, quantidade e forma dos dados que tem que ser fornecida ao algoritmo.

O estabelecimento da noção de malha de tal forma que esta seja conveniente em termos da computação futura precede a escolha do método geral de concepção da malha. Escolhido o método, existem diferentes maneiras pelas quais ele pode ser implementado.

## **2.2 Descrição geral de malhas:**

Uma malha tem que ser descrita de acordo com a sua aplicação. No caso de simulações de escoamentos externos, que é o que ocorre neste trabalho, são necessárias as definições de objetos sólidos e da zona fluida que os circunda. Nesta definição deverão estar contidas todas as informações necessárias considerando os vários passos na computação. Estas informações incluem geometria, condições de contorno. Elas podem ser agrupadas em três tipos:

- **Informação geométrica:**

Aqui se incluem a descrição da malha, ou seja, como seus elementos cobrem o domínio, e uma espécie de histórico que contenha toda a informação previamente utilizada na construção dos elementos. Também tem que estar descrito o tipo de

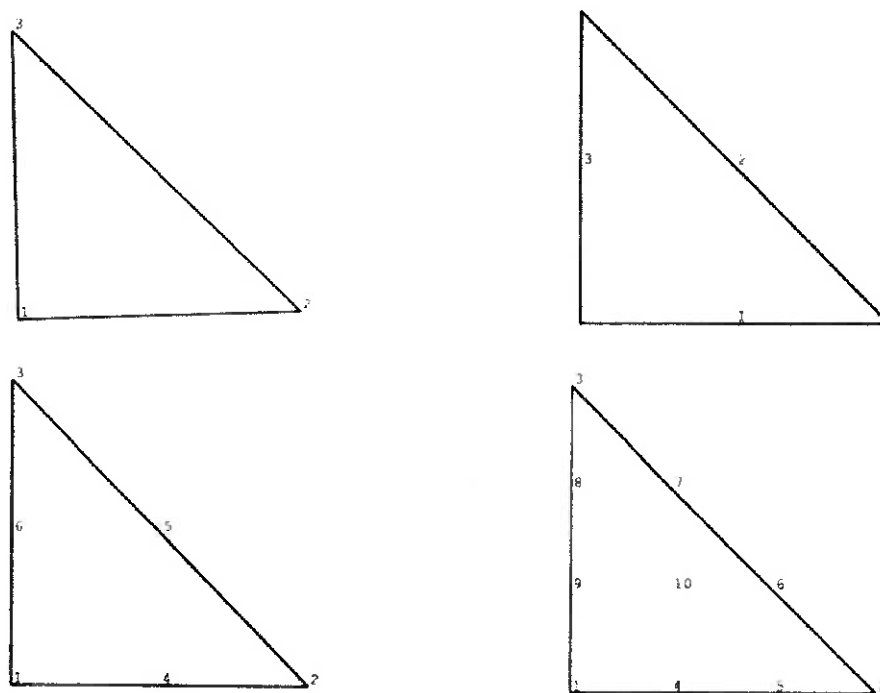
elemento (segmento, triângulo, quadrilátero, tetraedro, pentaedro, hexaedro ou outro).

A maneira prática da descrição da malha se constitui na listagem dos vértices dos elementos, a conectividade, as coordenadas dos vértices e a topologia, que é a descrição das arestas e faces de um elemento pelos seus vértices.

- **Informações necessárias ao processamento:**

Encontram-se aqui agrupados os dados para computação das matrizes, solução dos sistemas e visualização dos resultados. Estas informações variam de acordo com o algoritmo numérico utilizado para a resolução do problema. Exemplos são o número e a lista dos nós dos elementos.

É preciso frisar que os nós e os vértices de um elemento podem coincidir ou não. Podem existir nós intermediários localizados nas arestas, faces ou interior do elemento. Convenciona-se então uma ordem de numeração, de modo a simplificar a representação dos elementos. A seguir são dados quatro exemplos de elementos triangulares, com os respectivos nós numerados e indicados:



**Figura 2.1- Diferentes numerações dos nós de um elemento triangular**

- **Informações físicas:**

Nesta classificação estão as condições iniciais e de contorno e caracterização física dos elementos (material e propriedades, por exemplo).

### **2.3 Metodologia geral para a criação de malhas:**

A concepção de uma malha pode ser decomposta em três passos:

- Análise do problema;
- Definição formal do processo de geração da malha;
- A construção da malha propriamente dita.

O primeiro passo consiste na análise da geometria do domínio e do problema físico a ser resolvido. Essa análise deve ser feita segundo uma metodologia *top-down*, ou seja, na decomposição de um problema complexo numa série de problemas mais simples.

A construção formal da malha, que constitui o segundo passo, leva em conta os resultados da análise efetuada no primeiro passo e é baseada numa construção *bottom-up*, que é a definição de objetos simples tornando a solução do problema completo possível através da soma das soluções dos objetos.

Por último, a construção da malha propriamente dita é feita através do uso de um algoritmo apropriado de geração de malhas e consiste de duas fases: a definição do conjunto de dados relevantes e a geração real da malha.

### **2.4 Métodos de frente progressiva (*Advancing front methods*):**

Aqui será feita uma introdução geral ao método empregado pelos softwares utilizados para gerar as malhas das simulações deste trabalho (ICEM e Gambit). Esta classe de geradores de malhas foi desenvolvida entre as décadas de 70 e 80 e foi a

primeira solução automática para a geração de malhas para domínios de geometrias arbitrárias. Basicamente, os algoritmos constroem a malha do domínio a partir da fronteira do mesmo. Os elementos utilizados são triângulos no caso bidimensional e tetraedros no caso tridimensional. Os dados demandados são as fronteiras do domínio ou, mais precisamente, sua discretização poligonal (para dimensão 2) descritos por uma lista de segmentos, ou sua discretização poliedral (para dimensão 3) descritos por uma lista de faces triangulares.

O processo é iterativo: uma *frente*, inicializada por um conjunto de itens da fronteira dada, é analisada a fim de estabelecer uma *zona de partida*, a partir da qual um ou mais elementos internos são criados; a frente é então atualizada e o processo de criação de elementos é repetido se a frente não for um conjunto vazio. O algoritmo pode ser sumariado da seguinte forma (veja também o esquema mostrado na Figura 2.2):

- Inicialização da frente;
- Análise da frente:
  - Determinação da zona de partida;
  - Análise da região:
    - Criação dos pontos internos e dos elementos internos;
    - Atualização da frente.
- Se a frente não for um conjunto vazio, ir para “Análise da frente”.

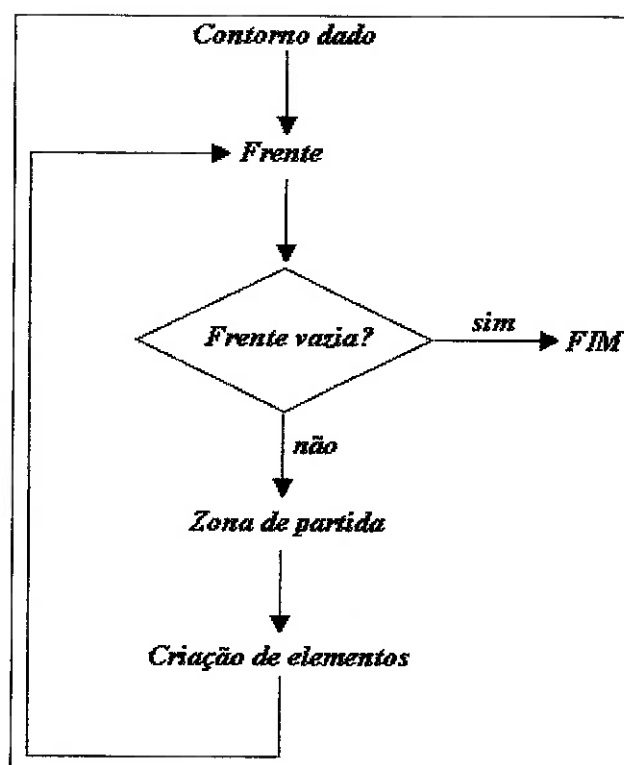


Figura 2.2 - Esquema geral do método de frente progressiva.

A análise da frente e a criação dos elementos podem ser feitas de várias formas. Aqui serão descritas uma forma para o caso bidimensional e uma para o caso tridimensional. Logo após são introduzidas algumas extensões que servem para controlar a criação dos pontos internos e dos elementos, de tal maneira que a malha resultante tenha algumas características particulares, como elementos isotrópicos, elementos anisotrópicos, etc.

#### 2.4.1 Métodos de frente progressiva em duas dimensões:

Como já foi exposto, este tipo de algoritmo constrói a malha do domínio  $\Omega$  com triângulos que partem do seu contorno. Na prática, uma aproximação poligonal do contorno é usada em termos de uma lista dos seus elementos constitutivos. O interior do domínio, ou seja, a zona a ser discretizada, está bem definida por causa da orientação do contorno servindo como dado de entrada. A frente inicial  $F$  é definida como o conjunto de segmentos da fronteira  $C$  descrevendo o domínio  $\Omega$ .

Dada  $F$ , pode-se detalhar a maneira pela qual os triângulos são criados. Enquanto o processo de criação dos triângulos internos progride, a fronteira  $C$  e a frente  $F$  são atualizadas. Considerando  $F$  o atual estado da frente, então sua análise é baseada no exame das propriedades geométricas dos seus elementos constituintes. Chamando de  $\alpha$  o ângulo formado por dois segmentos consecutivos da frente  $F$ , então três situações ou padrões são identificados:

1.  $\alpha < \frac{\pi}{2}$ , os dois segmentos com ângulo  $\alpha$  são mantidos e tornam-se dois lados do triângulo criado (Figura 2.3);

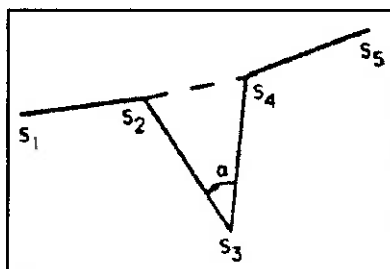


Figura 2.3 - Padrão 1

2.  $\frac{\pi}{2} \leq \alpha \leq \frac{2\pi}{3}$ , dos dois segmentos com ângulo  $\alpha$ , um ponto interno e dois triângulos são gerados (Figura 2.4);

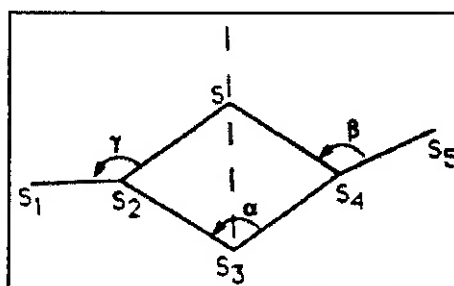


Figura 2.4 - Padrão 2

3.  $\frac{2\pi}{3} < \alpha$ , um segmento é mantido, um triângulo é criado com este segmento sendo um dos lados e um ponto interno (Figura 2.5);

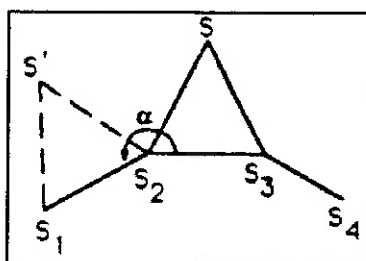


Figura 2.5 - Padrão 3

As posições dos pontos internos criados são definidas de forma que sejam ótimas, significando que os elementos que têm esses pontos como vértices sejam os mais regulares possíveis. No caso do padrão 2, o vértice é gerado na linha bissetriz do ângulo  $\alpha$  a uma distância computada a partir dos respectivos comprimentos das arestas da zona de partida: a localização deste ponto interno  $S$  é calculada pela fórmula:

$$d_{SS_3} = \frac{1}{6} (2d_{S_2S_3} + 2d_{S_3S_4} + d_{S_1S_2} + d_{S_4S_5}) \quad (2.1)$$

no caso dos ângulos  $\beta$  e  $\gamma$  (Figura 2.4) terem seus valores entre  $\pi/5$  e  $2\pi - \pi/5$  radianos (o valor  $\pi/5$  é empírico). Para outros casos, o padrão 1 é utilizado. No caso do padrão 3, um triângulo o mais próximo de um equilátero possível é formado usando o segmento mais curto da zona de partida.

Na criação de cada ponto, é necessário verificar se o ponto está dentro do domínio ainda não coberto pelos elementos já construídos. Isto quer dizer cada ponto criado tem que estar dentro do domínio considerado e fora de qualquer elemento existente. Essa verificação, crucial para este tipo de método, baseia-se no conhecimento exato da vizinhança da zona que está sendo criada. No caso bidimensional, um ponto será interno se a intersecção de todos as arestas que dele partem com qualquer aresta da frente é um conjunto vazio. No caso de domínios com um ou mais loops internos ("buracos"), é necessário considerar ainda a condição de que nenhum triângulo formado com o ponto em questão contenha um ponto, em qualquer segmento, do contorno de qualquer loop interno presente.

Uma nova frente  $F$  é formada pela supressão dos segmentos que pertençam aos triângulos criados e à antiga frente; e pela adição dos novos segmentos dos

triângulos criados, que não sejam comuns a dois elementos. O estado atualizado de  $F$  é então processado da mesma forma. A Figura 2.6 mostra vários estados da frente em evolução correspondendo ao domínio mostrado na Figura 2.7. Uma vez que  $F$  seja um conjunto vazio, a malha final está constituída.

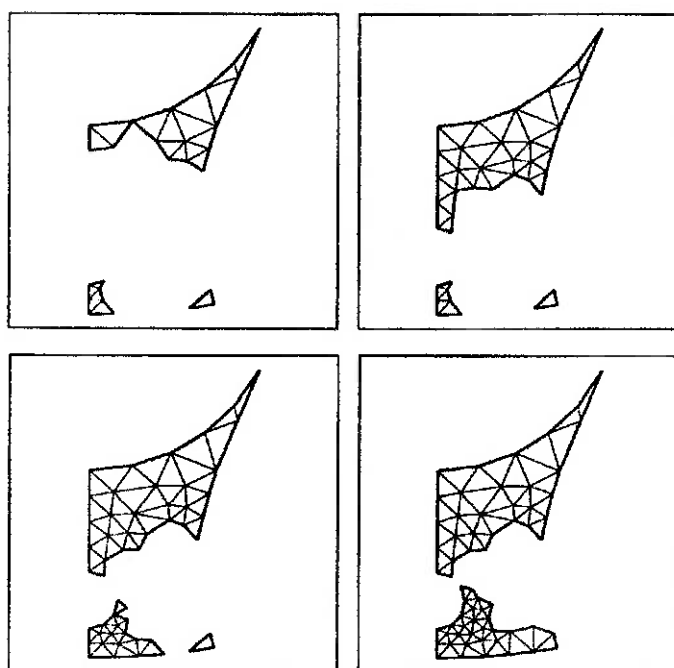


Figura 2.6 - Estados da frente progressiva

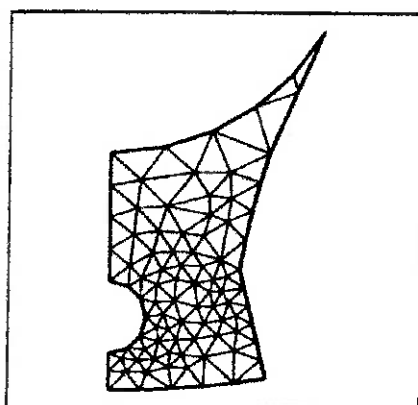


Figura 2.7 - Malha final

No caso de domínios fortemente não convexos, o método pode não convergir. Além disso, uma variação muito aguda na distribuição dos pontos na fronteira pode produzir um resultado negativo similar. Para sanar este problema, considera-se



apenas subconjuntos primários adequados, ou um método diferente tem que ser usado. De fato, este resultado negativo é uma consequência da dificuldade em provar a validade do método teoricamente, mas uma implementação mais astuta pode superar este problema.

A triangulação obtida está claramente relacionada ao número e localização relativa dos pontos que discretizam a fronteira. Assim, especificando os pontos da fronteira adequadamente, é possível obter uma densidade variável de elementos em certas regiões da malha.

A malha final pode ser polida a fim de obter triângulos de melhor qualidade. Este processo corrige a posição dos pontos criados usando informações locais globalmente. O resultado é mostrado na Figura 2.8.

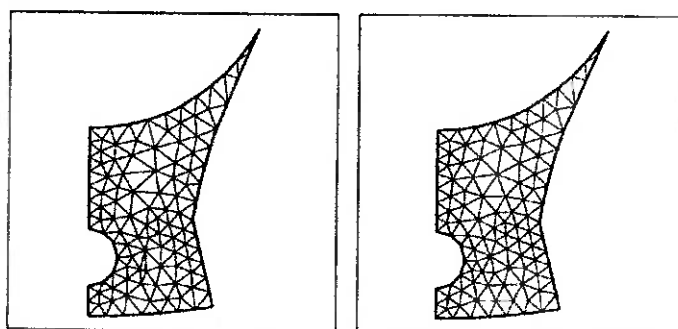


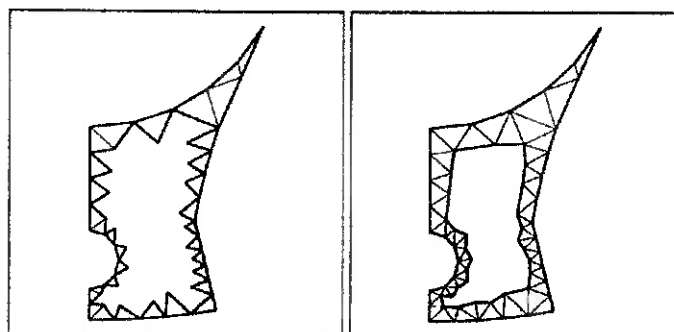
Figura 2.8 - Malha antes e depois de ser polida

Existem numerosas variações do método de frente progressiva. Em particular, a zona de partida pode ser escolhida como:

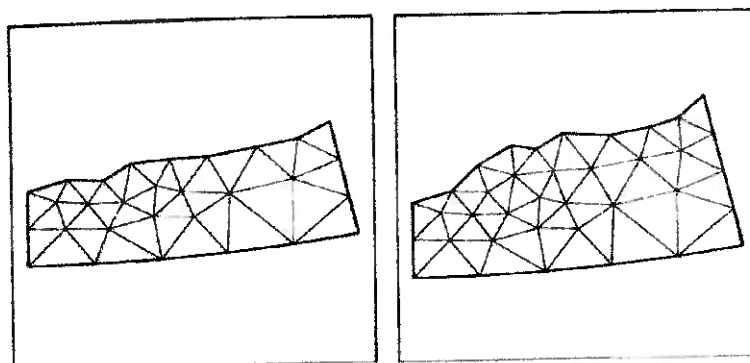
- Uma parte do contorno tal que seus elementos constitutivos satisfaçam certas condições (a Figura 2.6 ilustra o resultado de um algoritmo pertencente a esse grupo);
- A fronteira inteira constitui a frente, e seus elementos constitutivos participam da criação de elementos numa ordem pré-definida.

A primeira abordagem se aplica especialmente a zonas particulares, por exemplo, aquelas que contém ângulos pequenos. A segunda abordagem produz uma

inflação da frente inicial (Figura 2.9) ou a propagação de uma linha inicial (Figura 2.10).



**Figura 2.9 - Frente progredindo por inflação**



**Figura 2.10 - Frente progredindo pelo avanço de uma linha**

Este método pode também ser aplicado para a criação de quadriláteros. Baseado no mesmo princípio, o algoritmo intenta em criar quadriláteros com a forma a mais regular possível. Este processo utiliza triângulos em locais impossíveis de serem cobertos por um quadrilátero ou uma combinação deles.

#### **2.4.2 Métodos de frente progressiva em três dimensões:**

A aplicação de técnicas de frente progressiva em três dimensões é obviamente mais delicada e os problemas inerentes a esse tipo de abordagem são mais difíceis de serem solucionados. No caso tridimensional, o domínio é discretizado em elementos tetraédricos, construídos a partir dos dados da fronteira. Na prática, uma

aproximação poliedral do contorno é utilizada e se constitui de uma lista de faces triangulares. O algoritmo é baseado no mesmo tipo de esquema utilizado para o caso bidimensional (Figura 2.2). O processo é iterativo: a partir de um dado contorno  $C$  e uma frente a ele associada  $F$ , as propriedades das faces de  $F$ , em termos de tamanho e angulação, e da sua vizinhança, são analisadas a fim de selecionar uma zona de partida.

De acordo com o caso considerado, um elemento é criado com as faces selecionadas ou um ponto interno é gerado de forma a permitir a criação de elementos através da ligação dele com as faces selecionadas através de arestas simples. As condições referentes à criação dessas novas arestas são: por um lado, as arestas que contém o ponto interno criado não podem interceptar uma face de qualquer elemento da frente e, por outro lado, as faces que contém o ponto interno criado não podem ser interceptadas por qualquer aresta da frente. No caso de domínios com um ou mais loops internos, é necessário considerar ainda a condição de que nenhum elemento formado com o ponto em questão contenha um ponto, em qualquer segmento, do contorno de qualquer loop interno presente.

O novo estado da frente  $F'$  é formado pela remoção das faces dos tetraedros criados que pertençam à frente antiga  $F$ , e pela adição das faces criadas para compor os novos elementos, caso essas faces não sejam comuns a dois elementos.  $F'$  é processada do mesmo jeito, e a malha final é obtida a partir do momento que a frente seja um conjunto vazio.

A eficiência e a confiabilidade do método dependem da forma como o espaço é controlado. Na prática, é preciso que se acesse o contexto relativo de qualquer segmento da frente rapidamente, ou seja, que se determine a vizinhança de qualquer triângulo da malha em progressão. Este requisito é particularmente importante no caso tridimensional em termos de eficiência do algoritmo.

## **2.5 Geometria Virtual**

Este item não se refere especificamente à geração de malhas, porém trata de uma abordagem utilizada pelo gerador de malhas GAMBIT para manipular

geometrias importadas de softwares CAD e para criar geometrias dentro da sua própria interface CAD. Esta abordagem é largamente utilizada em casos tridimensionais e este trabalho não fugiu a essa regra. Neste item serão expostos algumas características deste tipo de abordagem, de modo a elucidar a metodologia utilizada para a geração dos volumes geométricos que receberam as malhas tridimensionais. Cabe aqui observar que essa abordagem não foi em momento algum utilizada nas simulações bidimensionais.

O software GAMBIT disponibiliza uma grande variedade de ferramentas que possibilitam a criação e modificação de modelos sólidos. Estas ferramentas envolvem três tipos gerais de entidades:

- Entidades reais
- Entidades virtuais
- Entidades facetadas

Por entidades podemos entender pontos, curvas, superfícies ou volumes. Entidades reais possuem suas descrições geométricas próprias, isto é, elas são definidas por fórmulas matemáticas que descrevem suas localizações e formas. Entidades virtuais não possuem suas próprias descrições geométricas, ao invés disso elas derivam sua geometria através de referências a uma ou mais entidades reais. Entidades facetadas são definidas com referência a uma malha. A interface GAMBIT trata entidades facetadas como se fossem virtuais, por tanto, daqui por diante, o que se afirmar sobre entidades virtuais se aplica também a entidades facetadas, salvo indicação contrária.

As operações geométricas ditas *reais* empregam apenas entidades reais e resultam na criação ou modificação de entidades topológicas reais. As operações geométricas *virtuais* podem empregar qualquer combinação de entidades virtuais e/ou reais mas resultam somente na criação ou modificação de entidades virtuais. A seguir são listadas algumas operações reais e virtuais:

#### **Operações geométricas reais:**

Criação:

- ⇒ Criação de vértices reais em pontos especificados no espaço.
- ⇒ Formação de curvas, faces e volumes reais a partir de entidades topológicas também reais de mais baixo nível.
- ⇒ Criação de volumes primitivos reais, tais como prismas e cilindros.

Modificação:

- ⇒ Divisão de curvas, faces e volumes.
- ⇒ Operações booleanas para faces e volumes.

**Operações geométricas virtuais:**Criação:

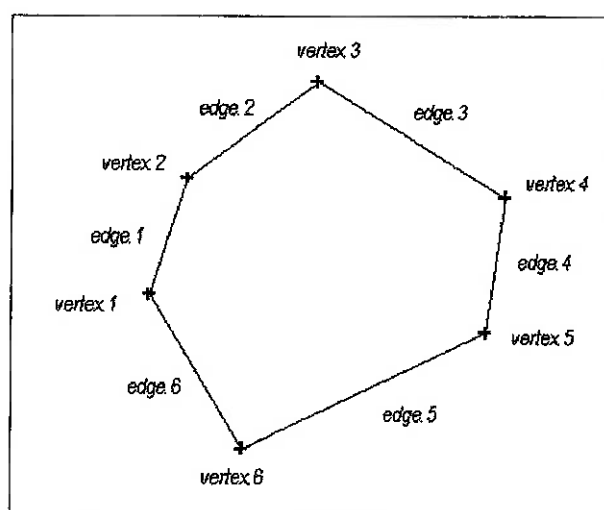
- ⇒ Criação de vértices virtuais em localidades confinadas a curvas ou faces reais.
- ⇒ Formação de curvas, faces e volumes virtuais cujas formas são definidas por entidades existentes

Modificação:

- ⇒ Reposicionamento de vértices virtuais hospedados por uma curva ou face.
- ⇒ Divisão de curvas, faces ou volumes reais ou virtuais.
- ⇒ Amalgamação de duas entidades reais ou virtuais numa única entidade virtual.
- ⇒ Colapso de duas faces reais ou virtuais localizadas entre duas faces vizinhas.

Para entender o propósito básico das operações geométricas virtuais, podemos considerar que um modelo GAMBIT possui dois diferentes domínios lógicos: um de primeiro plano e outro de plano de fundo. No domínio do primeiro plano estão as entidades topológicas que são observáveis pelo exame direto do modelo. Essas entidades refletem a aparência do modelo tanto na forma quanto na estrutura. No domínio do segundo plano estão as entidades que não são diretamente observáveis mas que possuem as definições matemáticas que definem a forma geral e a estrutura do modelo.

Como exemplo da diferença entre o primeiro plano e o plano de fundo de um modelo, consideraremos um modelo bidimensional mostrado na Figura 2.11. O modelo consiste de seis arestas reais arranjadas na forma de um hexágono plano irregular. Cada aresta compartilha seus vértices finais com suas arestas vizinhas, estando, portanto, conectada a essas arestas. Todas as seis arestas e vértices existem no primeiro plano do modelo.



**Figura 2.11 – Polígono utilizado para exemplo.**

Cada aresta e vértice mostrado na Figura 2.11 possui sua descrição geométrica própria; as arestas são definidas como curvas e os vértices são definidos como pontos específicos no espaço. As definições combinadas de todas as seis arestas e vértices constituem a descrição geométrica total do modelo.

Ao desempenharmos uma operação de amalgamação virtual que envolve as arestas *edge.1* e *edge.2* na Figura 2.11, GAMBIT as substitui no primeiro plano por uma curva única, chamada de *v\_edge.7*, como ilustrado na figura abaixo:

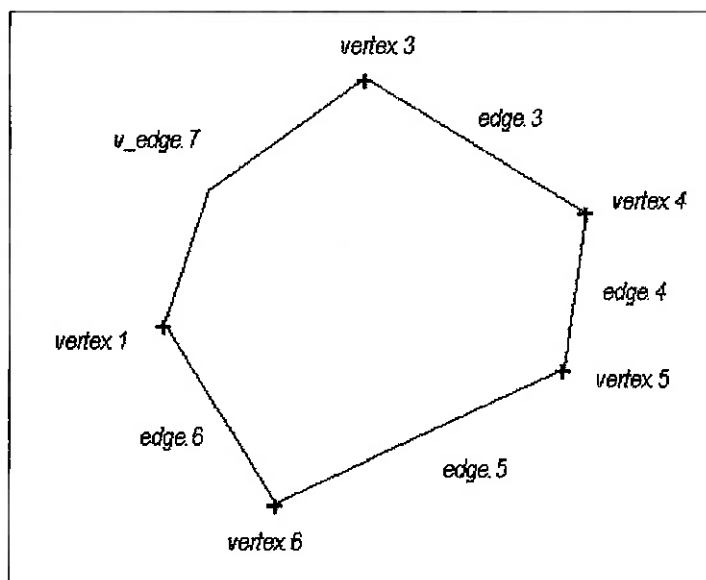
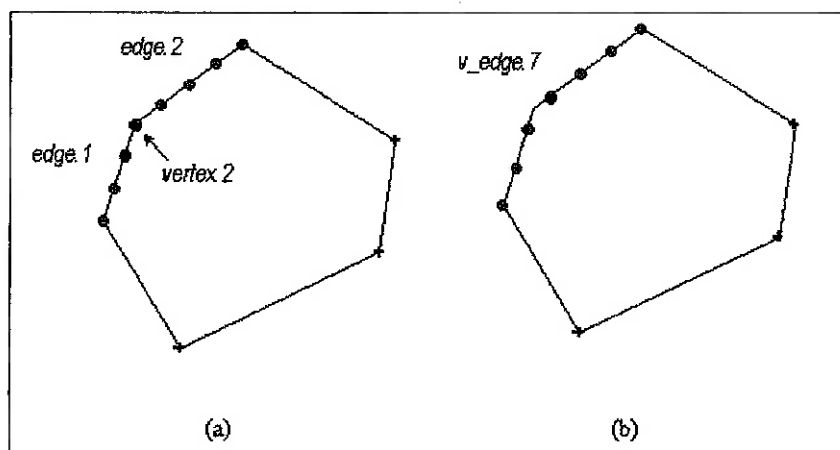


Figura 2.12 – Polígono exemplo após a operação de amalgamação.

A curva virtual gerada não possui sua descrição geométrica própria. Ao invés disso, sua forma é definida apenas pela referência às descrições geométricas das arestas *edge.1* e *edge.2*, que agora estão no plano de fundo. Conseqüentemente, o modelo mostrado retém sua forma hexagonal original, mas inclui apenas cinco curvas topológicas, sendo que uma delas é virtual.

A distinção entre os planos primeiro e de fundo é importante na medida em que as operações de visualização e geração de malha envolvem somente os componentes topológicos que existem no primeiro plano do modelo. Por exemplo, se gerarmos uma malha para a curva representada pelas arestas *edge.1* e *edge.2* na Figura 2.11, é preciso que se aplique um esquema de discretização independente para cada aresta. Porque GAMBIT possui vínculos nas suas regras de geração de malha que obrigam que se criem nós nos vértices finais das arestas com malha, é necessário que se crie um nó no vértice *vertex.2*, que constitui o ponto onde a curva se dobra:



**Figura 2.13 – Discretização das arestas do polígono exemplo.**

Em contraste, se for aplicado o esquema de geração de malha à curva representada por *v\_edge.7*, GAMBIT permite que se aplique um único esquema de discretização à curva. Além do mais, porque *v\_edge.7* é uma entidade topológica individual, GAMBIT não fica obrigado a criar um nó no ponto de dobra da curva. Em outras palavras, a existência de uma aresta virtual no primeiro plano impõe menos vínculos gerais na localização dos nós do que a sua equivalente virtual. Essa característica faz com que as operações virtuais disponibilizem ao usuário uma maneira conveniente de controlar a forma e a densidade da malha em regiões localizadas do modelo e, por conseqüência, do modelo como um todo.

Há duas categorias nas quais as entidades virtuais podem ser classificadas. São elas:

- ◆ **Relacionamento:** define a associação entre entidades específicas reais ou virtuais por meio de uma operação geométrica virtual. Inclui duas classificações gerais:
  - **Hospedeiro:** são entidades reais ou virtuais que de alguma forma são referenciadas por uma ou mais entidades virtuais. Na maioria dos casos, estão no plano de fundo do modelo.
  - **Hóspede:** são entidades virtuais que referenciam uma ou mais entidades reais ou virtuais. Existem no primeiro plano do modelo.



- ♦ *Classe*: descreve a natureza da associação, ou seja, a maneira pela qual uma dada entidade virtual é definida por uma ou mais entidades reais às quais se refere. Existem cinco classes de entidades virtuais:

- Superconjunto: é uma entidade virtual que referencia duas ou mais entidades reais.
- Subconjunto: é uma entidade virtual que constitui um elemento de um conjunto que referencia uma única entidade hospedeira.
- Interpolante: é uma entidade virtual cuja descrição geométrica representa uma média de duas ou mais entidades reais às quais ela se refere.
- Parasita: é uma entidade virtual que referencia um único hospedeiro de maior ordem topológica, de forma que sua geometria é definida pela entidade hospedeira.
- Órfã: é uma entidade virtual que não referencia nenhuma entidade hospedeira, derivando sua geometria apenas de elementos de menor topologia que compõe suas fronteiras.

Existem dois tipos gerais de operações geométricas virtuais:

- ♦ *Baixo nível*: são operações especializadas que agem em entidades topológicas individuais ou pares de entidades. GAMBIT disponibiliza as seguintes:
  - Amalgamação: substitui duas entidades conectadas por uma única entidade virtual (superconjunto).
  - Divisão: separa uma entidade individual em duas entidades virtuais distintas (subconjuntos).
  - Conexão: combina duas entidades individuais não conectadas em uma única entidade virtual (interpolante).
  - Construção: cria entidades virtuais independentes (parasitas ou órfãs).

♦ *Alto nível*: consistem de duas ou mais operações de baixo nível que são agrupadas de acordo com propósitos específicos. GAMBIT disponibiliza as seguintes:

- Colapso: divide uma face e amalgama as partes resultantes em duas ou mais faces vizinhas.
- Conexão T: divide arestas por vértices que existem dentro das tolerâncias das arestas, e então conecta as entidades resultantes.

Dentro das aplicações de geometria virtual, encontramos as quatro mais importantes:

- ♦ *“Limpeza” de uma geometria importada*: correção de problemas quando a geometria importada é incompleta ou inconsistente. Por uma geometria consistente se entende uma geometria cujos componentes topológicos de uma dada entidade são coincidentes e conectados com componentes de entidades vizinhas. Já por geometria completa entende-se aquela que inclui definições sobre formas de superfície e disponibiliza informações de conectividade.
- ♦ *Simplificação da geometria*: modificação do modelo a fim de criar componentes capazes de receberem malha; remoção de detalhes insignificantes do modelo.
- ♦ *Decomposição da geometria*: divisão de uma geometria complexa em componentes menores e mais facilmente “discretizáveis”.
- ♦ *Modificação da malha*: modificação de uma geometria discretizada e por conseguinte mudança das posições de nós de malha existentes.

### 3 TÓPICOS DE AERODINÂMICA

A primeira parte prática desse trabalho refere-se a simulações bidimensionais de perfis de asa. Por isso, neste capítulo, são feitas considerações teóricas e tecnológicas sobre os perfis de asa e sua utilização. Essas considerações abrangem definições de termos técnicos e grandezas físicas, introdução de modelos de análise de dados e aplicação dos conceitos de aerodinâmica a perfis de asa. Por ventura dessa última, para um completo entendimento desse capítulo, é necessário que o leitor esteja familiarizado com os conceitos de aerodinâmica e mecânica dos fluidos básica. Caso contrário, recomenda-se que se recorra à referência [1].

#### 3.1 O significado das características dos perfis de asa

Por asa entendemos as superfícies que suportam aeronaves por meio da reação dinâmica com o ar. Uma aeronave pode ter várias asas que podem estar fixas na fuselagem ou possuir movimento relativo a esta, como no caso de helicópteros. Neste trabalho, estaremos interessados somente em asas fixas.

As reações dinâmicas com o ar se devem a duas fontes básicas: a *distribuição de pressão* e a *distribuição das tensões de cisalhamento* pela superfície da asa. Esses são os únicos mecanismos pelos quais um fluido pode transmitir força para um corpo ao redor do qual está escoando.

Para todos os tipos de asa, o desempenho aerodinâmico é fortemente afetado pela geometria de sua seção transversal, em outras palavras, pela forma do *perfil* da asa. As características de uma asa podem ser preditas por parâmetros aerodinâmicos conhecidos do perfil da asa se a *envergadura* (distância entre os dois extremos longitudinais da asa) é significativamente grande em comparação à *corda* (distância entre os bordos de ataque e fuga), se os números de Mach envolvidos no fenômeno são subcríticos e se a componente da velocidade na direção da corda é significativamente maior que componente na direção da envergadura. Esses requisitos são atendidos por um grande número de aplicações.

Aqui e no restante do trabalho estaremos utilizando a nomenclatura estabelecida pelo órgão americano NACA (*National Advisory Committee for*

*Aeronautics*), que é um padrão solidamente estabelecido na área de aeronáutica e aerodinâmica. Na Figura 3.1 estão indicadas as dimensões e respectivas nomenclaturas às quais estaremos nos referindo daqui por diante.

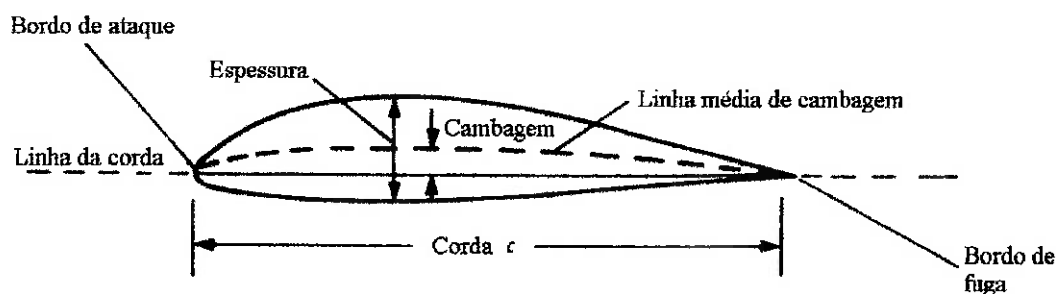


Figura 3.1 - Nomenclatura das dimensões de um aerofólio

A *linha média de curvatura* é o lugar geométrico dos pontos médios de segmentos perpendiculares à própria linha, e que ligam as faces inferior e superior. O ponto extremo dianteiro da linha média de curvatura é o *bordo de ataque* e o traseiro é o *bordo de fuga*. A linha reta que liga os bordos de ataque e fuga é a *linha da corda* do aerofólio, e a distância entre os bordos medida nessa linha é a chamada *corda c*. A *cambagem* é a distância máxima entre a linha média de curvatura e a linha da corda, medida perpendicularmente à linha de corda. A *espessura* é a distância máxima entre as superfícies superior e inferior, também medida perpendicularmente à linha de corda.

A asa de uma aeronave é sustentada por através de uma força chamada de *sustentação* ( $L$ ), que é gerada pelo movimento num meio fluido, no caso, o ar. Essa sustentação é definida como a componente de força agindo no plano de simetria numa direção perpendicular à linha de voo. Já a força que se opõe diretamente ao movimento da asa pelo ar está sempre presente e é chamada de *arrasto* ( $D$ ). Por atitude se entende a forma como a asa interage com o ar que a circunda, durante sua movimentação.

Para uma dada atitude de asas geometricamente semelhantes, as forças tendem a variar diretamente com a densidade do ar, com a área da asa e com o quadrado da velocidade. Logo, é conveniente expressar essas forças em termos de coeficientes adimensionais que são funções principalmente da atitude da asa. Esses

coeficientes são chamados *coeficiente de sustentação* ( $C_L$ ) e *coeficiente de arrasto* ( $C_D$ ). A sustentação e o arrasto são dados pelas seguintes expressões:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3.1)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3.2)$$

$\rho$  = densidade do ar

$V$  = velocidade relativa da asa em relação ao ar

$S$  = área da asa

Podemos ainda definir a pressão dinâmica, que é a dada pela fórmula:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (3.3)$$

então as fórmulas de sustentação e arrasto podem ser reescritas:

$$L = q S C_L \quad (3.4)$$

$$D = q S C_D \quad (3.5)$$

É considerado um ponto de aplicação fixo na asa para a sustentação e o arrasto. Uma especificação completa do sistema de forças atuando na asa requer o conhecimento do *momento* ( $M$ ) com relação a este ponto. Para um movimento simétrico de asa com translação apenas no plano de simetria, a força lateral perpendicular à sustentação e ao arrasto é nula, e o momento atua no plano de simetria. Este momento tende a mudar o *ângulo de ataque* da asa, que é o ângulo entre o plano da asa e a direção da velocidade relativa da asa em relação ao ar. Esse momento é chamado de *momento de arfagem* (“pitching moment”) e é expresso de forma análoga ao arrasto e sustentação, pela equação:

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_M = q S c C_M \quad (3.6)$$

$C_M$  = coeficiente de momento

$c$  = comprimento da corda

Outros adimensionais que serão utilizados adiante são o *coeficiente de pressão*:

$$C_p \equiv \frac{p - p_\infty}{q} \quad (3.7)$$

$p_\infty$  = pressão ao longe

e o *coeficiente de tensão de cisalhamento*:

$$c_f = \frac{\tau}{q} \quad (3.8)$$

$\tau$  = tensão de cisalhamento

Podemos definir o *centro de pressão* como sendo o ponto onde a resultante do carregamento distribuído efetivamente é aplicada no corpo. Em outras palavras, o centro de pressão é o ponto para o qual o momento aerodinâmico é nulo. As coordenadas do centro de pressão ( $x_{cp}$ ,  $y_{cp}$ ) com relação a uma referência para o qual foi tomado o momento  $M$ , podem ser calculadas pelas fórmulas:

$$x_{cp} = -\frac{M}{L \cdot \cos \alpha} \quad (3.9)$$

$$y_{cp} = -\frac{M}{D \cdot \sin \alpha} \quad (3.10)$$

onde o ângulo de ataque cresce no sentido horário e a direção positiva do momento é tal que faça a asa rodar no sentido horário, como ilustrado na figura:

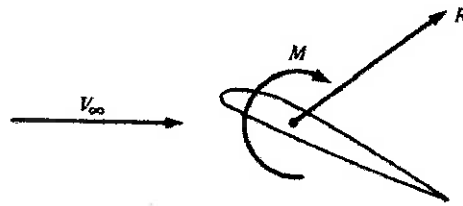


Figura 3.2 - Convenção de sinais e ilustração

Uma maneira conveniente de descrever as características aerodinâmicas de um perfil de asa é plotar os valores dos coeficientes ( $C_L$ ,  $C_D$  e  $C_M$ ) em função do ângulo de ataque. Nesse tipo de gráfico, podemos ver que o coeficiente de sustentação cresce de maneira aproximadamente linear com uma inclinação chamada de *inclinação da sustentação* ( $\alpha_0$ ), até que um valor máximo é alcançado. Nessa região, o fluido se move suavemente ao redor do aerofólio e está aderido a ele. Depois do ponto de máxima sustentação, o escoamento tende a se separar do ponto mais alto do aerofólio, criando uma zona de recirculação. Quando acontece esse fenômeno, que é devido a efeitos viscosos, ocorre uma diminuição abrupta da sustentação e um aumento significativo do arrasto e dizemos que a asa estolou ("stall"). Ao ponto de máximo coeficiente de sustentação denotamos por  $C_{L,max}$ . Este ponto é um dos aspectos mais importantes da performance de um aerofólio, porque ele determina a velocidade de estol de uma aeronave. Como podemos ver pela eq. (3.1), para uma dada sustentação, quanto maior  $C_{L,max}$ , menor a velocidade de estol. Outro ponto vastamente utilizado na comparação das performances dos aerofólios é o *ângulo de ataque para sustentação nula* e é denotado por  $\alpha_{L=0}$ . Para um aerofólio simétrico,  $\alpha_{L=0}$  é zero, enquanto que para todos os fólhos com cambagem positiva (linha média de cambagem acima da linha da corda),  $\alpha_{L=0}$  tem um valor negativo, comumente da ordem de  $-2^\circ$  ou  $-3^\circ$ .

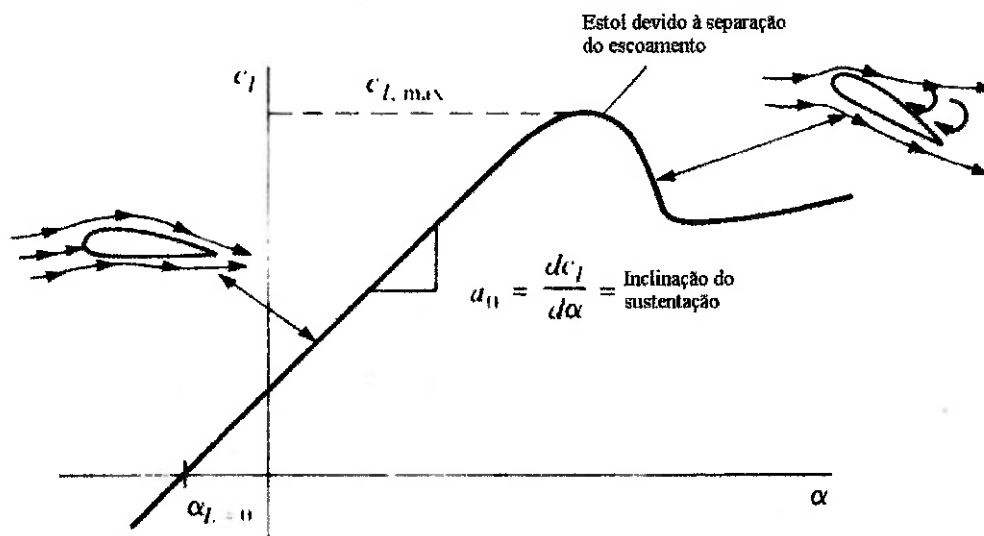


Figura 3.3 - Esboço da variação de  $c_L$  com o ângulo de ataque num aerofólio

Já o coeficiente de arrasto tem um valor mínimo num ângulo que tem baixo coeficiente de sustentação, e a forma da curva é aproximadamente uma parábola em ângulos menores que o ângulo de estol. Se escolhermos um ponto apropriado para a determinação do momento, o coeficiente de momento permanece essencialmente constante até o ponto de estol. Esse ponto é chamado de centro aerodinâmico. Uma medida da eficiência de um perfil de asa é dada pela razão entre sustentação e arrasto. Esse parâmetro aumenta de zero, para uma sustentação nula, até um valor máximo, num valor intermediário de sustentação, depois do qual ele diminui suavemente com o aumento do ângulo de ataque.

Numa asa, é desejável que se tenha o menor arrasto possível. Visto que o coeficiente de sustentação para uma velocidade rápida é normalmente menor que aquele correspondente à melhor razão sustentação-arrasto, uma das melhores maneiras de diminuir o arrasto é reduzir a área da asa. Essa redução é usualmente limitada por considerações de velocidade de estol e manobrabilidade. Logicamente, essas considerações estão diretamente ligadas com o máximo coeficiente de sustentação que se pode conseguir. Por conseguinte, a asa deve ter um coeficiente máximo de sustentação alto combinado com baixos coeficientes de arrasto para situações de cruzeiro. Esta combinação de qualidades desejáveis pode ser obtida apenas de forma limitada para uma configuração de asa única. Por isso, costuma-se



fazer uso de alguns dispositivos retráteis como flaps (“flaps”) para proporcionar características de sustentação máxima à asa.

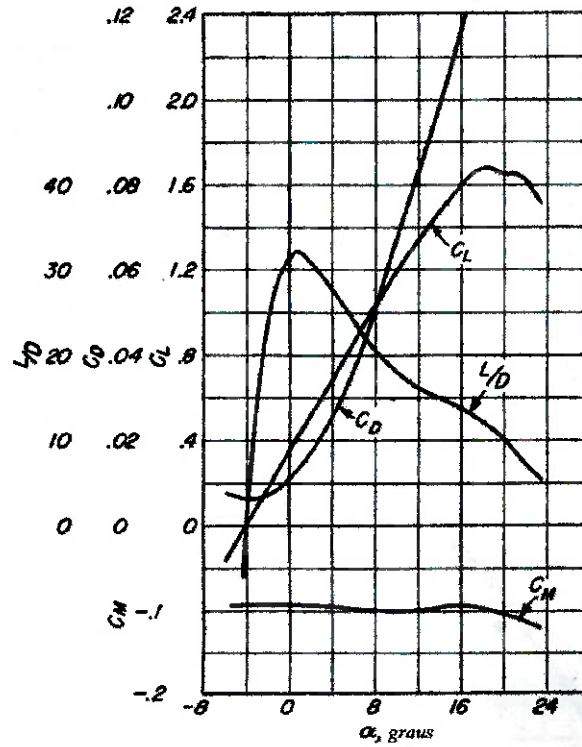


Figura 3.4 -Curvas características típicas de uma asa

No caso de experimentos com perfis, o mais comum é substituir-se a área das fórmulas dos coeficientes pelo valor da corda vezes uma medida padrão de profundidade, normalmente 1m. Esta foi a abordagem utilizada nas simulações bidimensionais e nos valores experimentais tomados como referência para comparação. Desse modo, temos:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho V^2 c} \quad (3.11)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho V^2 c} \quad (3.12)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 c d} \quad (3.13)$$

onde  $d$  é um comprimento que caracteriza o pólo em relação ao qual o momento é calculado.

### **Perfis NACA de 4 dígitos:**

Depois da segunda guerra mundial, o NACA definiu algumas famílias de aerofólios e as testou em laboratórios, a fim de levantar suas características. Estes testes foram os primeiros sistematizados para separar os efeitos da cambagem e da distribuição de espessura e foram feitos para altos números de Reynolds, que são comuns em aplicações práticas. Neste trabalho, na parte das simulações bidimensionais, são utilizados perfis da família de quatro dígitos. Esta numeração é feita da seguinte forma:

- O primeiro dígito se refere à máxima cambagem em porcentagem e varia de 0 a 9.
- O segundo dígito se refere à posição do ponto de máxima cambagem em décimos da corda, variando de 0 a 9.
- Os dois últimos dígitos se referem à espessura do fôlio, dado em termos de percentual da corda e variam de 0 a 99.

## **3.2 Análise dimensional e semelhança**

Uma ferramenta imprescindível para a utilização prática de resultados experimentais ou de simulações é a análise dimensional do problema em questão. Para o caso de um aerofólio submetido a escoamento externo, utilizando uma base física e intuitiva, podemos inferir que a força resultante  $R$  dependerá de:

1. Velocidade ao longe  $V_{\infty}$ ;
2. Densidade do fluido ao longe  $\rho_{\infty}$ ;
3. Viscosidade do fluido ao longe  $\mu_{\infty}$ ;
4. O tamanho do corpo, representado por um comprimento de referência.

Escolheremos para essa função o comprimento da corda  $c$ ;

5. A compressibilidade do fluido, representada pela velocidade do som ao longe  $a_\infty$ .

Tendo isso em vista, podemos definir a seguinte relação funcional:

$$R = f(V_\infty, \rho_\infty, \mu_\infty, c, a_\infty) \quad (3.14)$$

a qual podemos reescrever:

$$g(R, V_\infty, \rho_\infty, \mu_\infty, c, a_\infty) = 0 \quad (3.15)$$

Seguindo o teorema de Buckingham pi, as dimensões fundamentais, em número de três, são:

$m$  = dimensão de massa

$l$  = dimensão de comprimento

$t$  = dimensão de tempo

Podemos então expressar as dimensões das seis variáveis físicas do problema:

$$[R] = mlt^{-2}$$

$$[V_\infty] = lt^{-1}$$

$$[\rho_\infty] = mt^{-3}$$

$$[\mu_\infty] = mt^{-1}l^{-1}$$

$$[c] = l$$

$$[a_\infty] = lt^{-1}$$

Podemos expressar a equação (3.15) em termos de três produtos adimensionais  $\Pi_1$ ,  $\Pi_2$  e  $\Pi_3$ :

$$f_2(\Pi_1, \Pi_2, \Pi_3) = 0 \quad (3.16)$$

Escolhendo  $V_\infty$ ,  $\rho_\infty$  e  $c$  como variáveis físicas de referência, teremos:

$$\Pi_1 = f_3(V_\infty, \rho_\infty, c, R) \quad (3.17)$$

$$\Pi_2 = f_4(V_\infty, \rho_\infty, c, \mu_\infty) \quad (3.18)$$

$$\Pi_3 = f_5(V_\infty, \rho_\infty, c, a_\infty) \quad (3.19)$$

Calculando  $\Pi_1$ :

$$\Pi_1 = V_\infty^b \cdot \rho_\infty^d \cdot c^e \cdot R \Rightarrow [\Pi_1] = (\text{ml}^{-3})^d \cdot (\text{lt}^{-1})^b \cdot (\text{l})^e \cdot (\text{mlt}^{-2}) = 1 \quad (3.20)$$

$$m: \quad d + 1 = 0$$

$$l: \quad -3d + b + e + 1 = 0$$

$$t: \quad -b - 2 = 0$$

a solução para este sistema é  $b = -2$ ,  $d = -1$  e  $e = -2$ . Substituindo estes valores na equação (3.20), temos:

$$\Pi_1 = \frac{R}{\rho_\infty V_\infty^2 c^2} \quad (3.21)$$

Podemos substituir  $c^2$  pela área da asa  $S$  e dividir o denominador por dois, para chegarmos a uma fórmula de coeficiente de força resultante, que chamaremos de  $C_R$ :

$$\Pi_1 = \frac{R}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} = C_R \quad (3.22)$$

Calculando  $\Pi_2$ :

$$\Pi_2 = V_\infty^h \cdot \rho_\infty^i \cdot c^j \cdot \mu_\infty^j \Rightarrow [\Pi_2] = (\text{ml}^{-3})^i \cdot (\text{lt}^{-1})^h \cdot (\text{l})^j \cdot (\text{ml}^{-1} \text{t}^{-1})^j = 1 \quad (3.23)$$

$$m: \quad 1 + j = 0$$

$$l: \quad -3 + h + i - j = 0$$

$$t: \quad -h - j = 0$$

a solução para este sistema é  $j = -1$ ,  $h = 1$  e  $i = 1$ . Substituindo estes valores na equação (3.23), temos:

$$\Pi_2 = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty} = \text{Re} \quad (3.24)$$

Este é o número de Reynolds, que fisicamente mede a razão entre as forças de inércia e as forças viscosas.

Calculando  $\Pi_3$ :

$$\Pi_3 = V_\infty \rho_\infty^k \cdot c^r \cdot a_\infty^s \Rightarrow [\Pi_3] = (m l^{-3})^k \cdot (l t^{-1})^r \cdot (l t^{-1})^s = 1 \quad (3.25)$$

$$\begin{aligned} m : & \quad k = 0 \\ l : & \quad 1 - 3k + r + s = 0 \\ t : & \quad -s - 1 = 0 \end{aligned}$$

a solução para este sistema é  $k = 0$ ,  $s = -1$  e  $r = 0$ . Substituindo estes valores na equação (3.25), temos:

$$\Pi_3 = \frac{V_\infty}{a_\infty} = M_\infty \quad (3.26)$$

Este é o número de Mach, que é a razão entre a velocidade do escoamento e a velocidade do som no fluido.

Podemos então expressar o resultado da análise dimensional na forma:

$$f_2 \left( \frac{R}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S}, \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty}, \frac{V_\infty}{a_\infty} \right) = f_2(C_R, \text{Re}, M_\infty) \quad (3.27)$$

ou ainda:

$$C_R = f_6(Re, M_\infty) \quad (3.28)$$

Este resultado nos mostra que a força resultante  $R$  pode ser expressa em termos de  $C_R$ , que por sua vez é função apenas de  $Re$  e  $M_\infty$ . Portanto, os números de Reynolds e Mach são parâmetros de similaridade do escoamento bidimensional.

Como sustentação e arrasto são componentes da força  $R$ , podemos escrever:

$$C_L = f_7(Re, M_\infty) \quad (3.29)$$

$$C_D = f_8(Re, M_\infty) \quad (3.30)$$

Além do mais, uma relação similar à eq. (3.14) existe para o momento aerodinâmico, e a análise dimensional leva a:

$$C_M = f_9(Re, M_\infty) \quad (3.31)$$

No entanto, é preciso lembrar que a análise feita se aplica a um corpo dado a um dado ângulo de ataque,  $\alpha$ . Se fizermos  $\alpha$  variar, então os coeficientes de força e momento em geral dependerão de  $\alpha$ . Portanto, podemos generalizar as relações funcionais da seguinte forma:

$$C_L = f_{10}(Re, M_\infty, \alpha) \quad (3.32)$$

$$C_D = f_{11}(Re, M_\infty, \alpha) \quad (3.33)$$

$$C_M = f_{12}(Re, M_\infty, \alpha) \quad (3.34)$$

É necessário lembrar que essas relações são válidas para problemas que não envolvam termodinâmica (escoamento compressível) nem transferência de calor (escoamento viscoso). Nesses casos, dependências quanto a certas temperaturas, calores específicos e condutividades térmicas deveriam ser acrescentadas. A turbulência presente a montante também tem uma grande influência nos coeficientes de força.

Por fim, feita essa ressalva, então podemos definir escoamentos dinamicamente similares como sendo fluxos onde:

1. As linhas de corrente são geometricamente similares;

2. As distribuições de  $V / V_\infty$ ,  $p / p_\infty$ ,  $T / T_\infty$ , etc. no campo de escoamento são as mesmas quando plotadas em relação a coordenadas adimensionais comuns.

Estes requisitos são atendidos quando:

1. Os corpos e fronteiras sólidas são geometricamente similares para os escoamentos.
2. Os parâmetros de similaridade são os mesmos para os escoamentos.

### **3.3 Escoamento incompressível ao redor de aerofólios**

Neste capítulo estamos tratando de escoamentos invíscidos, por isso, qualquer predição do arrasto produzido pelo escoamento seria inválida. Então, aqui somente trataremos da sustentação e dos momentos no aerofólio, pois estas grandezas são devidas à distribuição de pressão que, abaixo do ângulo de estol, é ditada pelas características do escoamento potencial. Um escoamento ao redor de aerofólio é considerado incompressível quando o número de Mach é menor que 0,3, garantindo, com uma certa segurança, que em nenhum ponto do campo do escoamento serão atingidas velocidades próximas à barreira do som.

A teoria discutida nesse capítulo permite o cálculo da inclinação da sustentação  $\alpha_0$  e de  $\alpha_{L=0}$  para um dado aerofólio. Já o cálculo de  $c_{L,max}$  é um problema complexo de natureza viscosa, portanto não será tratado aqui.

Vamos aqui introduzir o conceito de *filamento de vórtices*, que é um conjunto de vórtices pontuais com intensidade  $\Gamma$  alinhados. O escoamento induzido em qualquer plano perpendicular ao filamento é idêntico àquele induzido por um vórtice pontual de intensidade  $\Gamma$ . Um filamento de vórtices está desenhado em perspectiva na Figura 3.5.

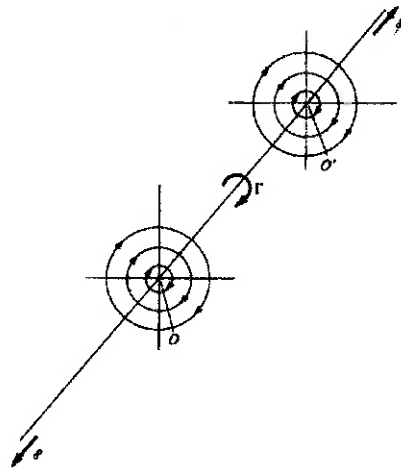


Figura 3.5 - Filamento de vórtices

Outro conceito que será aqui introduzido é o de *cortina de vórtices*, que nada mais é do que um número infinito de filamentos retos de vórtices dispostos lado a lado, onde a intensidade de cada filamento é infinitesimalmente pequena. Representações de uma cortina de vórtices encontram-se na Figura 3.6. Chamemos de  $s$  a distância medida ao longo da cortina de vórtices no plano de sua seção transversal. Definimos  $\gamma = \gamma(s)$  como sendo a intensidade da cortina, por unidade de comprimento ao longo de  $s$ . Então, a intensidade de uma porção infinitesimal  $ds$  da cortina é  $\gamma ds$ . Esta pequena seção da cortina pode ser tratada como um vórtice distinto de intensidade  $\gamma ds$ .

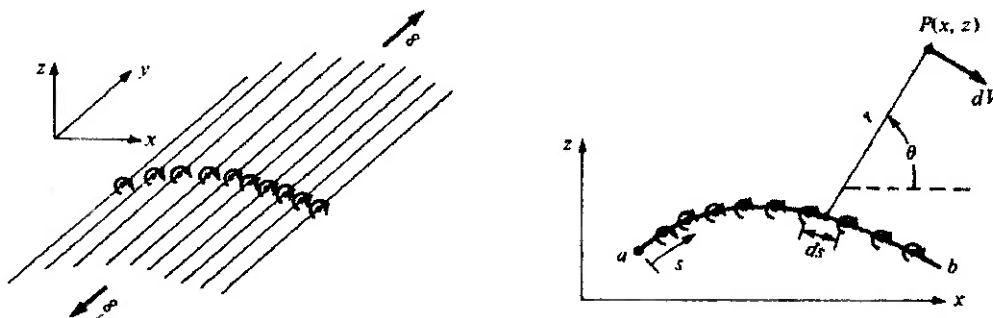


Figura 3.6 - Cortina de vórtices em perspectiva e em corte transversal

Considerando agora um ponto  $P$  no campo de escoamento, localizado a uma distância  $r$  de  $ds$ , as coordenadas cartesianas de  $P$  são  $(x, y)$ . A pequena seção da



cortina de intensidade  $\gamma ds$  induz uma velocidade infinitesimalmente pequena,  $dV$ , no ponto  $P$ , que é dada por:

$$dV = -\frac{\gamma ds}{2\pi r} \quad (3.35)$$

e tem direção perpendicular a  $r$ , como mostrado na Figura 3.6. A velocidade induzida em  $P$  pela cortina inteira é a somatória vetorial da eq. (3.35) do ponto  $a$  até o ponto  $b$ . Como temos que tratar com uma soma vetorial, às vezes é mais conveniente lidarmos com o potencial de velocidades  $\phi$ . Fazendo referência novamente à Figura 3.6, o incremento no potencial de velocidades,  $d\phi$ , induzido no ponto  $P$  pelo vórtice elementar  $\gamma ds$  é:

$$d\phi = -\frac{\gamma ds}{2\pi} \theta \quad (3.36)$$

Portanto, o potencial de velocidades em  $P$  devido à cortina de vórtices inteira de  $a$  até  $b$  é:

$$\phi(x, z) = -\frac{1}{2\pi} \int_a^b \theta \gamma ds \quad (3.37)$$

A eq. (3.35) é particularmente útil na teoria clássica de aerofólios delgados, enquanto a eq. (3.37) é importante para o método numérico dos painéis de vórtices. Também podemos calcular a circulação em torno de uma cortina de vórtices pela somatória das intensidades dos vórtices elementares:

$$\Gamma = \int_a^b \gamma ds \quad (3.38)$$

Numa cortina de vórtices, há uma descontinuidade da componente tangencial da velocidade transversalmente à cortina, enquanto que a componente normal da velocidade é constante. Essa mudança na velocidade tangencial está relacionada com a intensidade da cortina. Considerando uma cortina de vórtices como esboçado na

Figura 3.7, definiremos um caminho retangular englobando a seção da cortina de comprimento  $ds$ . As componentes das velocidades tangenciais ao topo e ao fundo desse caminho retangular são  $u_1$  e  $u_2$ , respectivamente, e as componentes tangenciais aos lados esquerdo e direito são  $v_1$  e  $v_2$ , respectivamente. O topo e o fundo estão separados por uma distância  $dn$ .

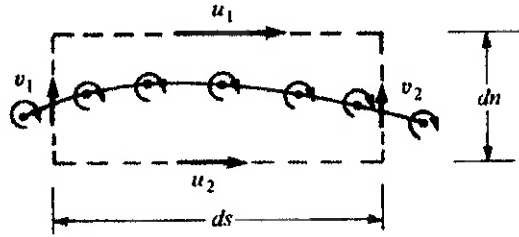


Figura 3.7 - Descontinuidade da velocidade tangencial através da cortina de vórtices

A circulação calculada no circuito dado é:

$$\Gamma = (u_1 - u_2)ds + (v_1 - v_2)dn \quad (3.39)$$

No entanto, como a intensidade da cortina de vórtices contida dentro do circuito é  $\gamma ds$ , também temos:

$$\Gamma = \gamma ds \quad (3.40)$$

Então, das eqs. (3.39) e (3.40) e fazendo  $dn \rightarrow 0$  ( $u_1$  e  $u_2$  tornam-se as componentes tangenciais da velocidade imediatamente antes e depois da cortina), temos:

$$\gamma = u_1 - u_2 \quad (3.41)$$

Ou seja, o salto local da velocidade tangencial transversalmente à cortina de vórtices é igual à intensidade local da cortina.

Para calcularmos, então, a sustentação sobre um aerofólio, substituímos sua superfície por uma cortina de vórtices de intensidade variável  $\gamma(s)$ , como mostrado na Figura 3.8.



Figura 3.8 - Substituição da superfície de um aerofólio por uma cortina de vórtices

Calculamos a variação de  $\gamma$  como uma função de  $s$  tal que o campo de velocidades induzido pela cortina mais o campo uniforme de velocidade  $V_\infty$  torne a superfície do aerofólio uma linha de corrente do escoamento. Calculamos a circulação total pela eq. (3.38) e a sustentação pelo teorema de Kutta-Joukowski:

$$L = \rho_\infty V_\infty \Gamma \quad (3.42)$$

O conceito da substituição da superfície do aerofólio por uma cortina de vórtices é mais do que um artifício matemático, pois tem também significado físico. Em casos reais, a camada limite induz vorticidade substancial ao escoamento próximo à parede, devido aos seus efeitos viscosos. Assim, essa abordagem é uma maneira alternativa de modelar parte dos efeitos da viscosidade utilizando apenas conceitos de escoamento potencial.

Se imaginarmos que o aerofólio tenha sua espessura reduzida, de modo que as porções da cortina de vórtices nas faces superior e inferior quase coincidam, podemos aproximar este aerofólio delgado por uma cortina distribuída ao longo da linha média de curvatura, como mostrado na Figura 3.9. Os cálculos então são feitos da mesma forma. A vantagem desta aproximação está no fato de que ela sempre leva a uma solução analítica fechada, enquanto que a primeira, dependendo da geometria em questão, necessita de resolução numérica.

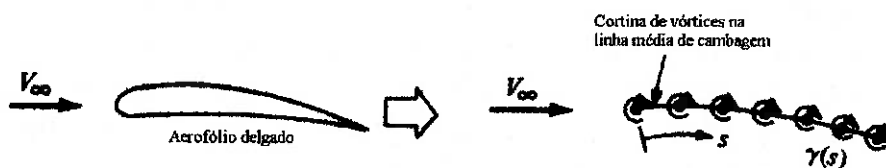


Figura 3.9 - Aproximação para aerofólio delgado

### 3.4 A condição de Kutta

Matematicamente, existem infinitas escolhas de  $\Gamma$  que solucionam o escoamento potencial ao redor de um aerofólio. Mas como sabemos da experiência, existe somente um valor do coeficiente de sustentação para uma dada geometria, num certo ângulo de ataque. Assim, precisamos de mais uma restrição, a fim de que possamos calcular  $\Gamma$  de forma fisicamente plausível.

Esta condição é a condição de Kutta, que pode ser resumida em três itens:

1. Para um dado aerofólio a um dado ângulo de ataque, o valor de  $\Gamma$  ao redor do aerofólio é tal que o escoamento deixa o bordo de fuga de maneira suave;
2. Se o ângulo do bordo de fuga tem um valor finito, então o bordo de fuga é um ponto de estagnação;
3. Se o bordo de fuga é a junção das faces inferior e superior de forma de exatamente no bordo as faces sejam paralelas, então as velocidades do fluido que deixam as faces superior e inferior são finitas e iguais em magnitude e direção.

Caso a condição de Kutta não fosse satisfeita, pode-se mostrar que teríamos velocidades infinitas próximas ao bordo de fuga, o que, obviamente, não acontece na realidade. Aplicando as condições de Kutta e utilizando a form. (3.41), chegamos à conclusão de que a intensidade da cortina de vórtices no bordo de fuga,  $\gamma(BF)$ , é nula.

### 3.5 Aplicação dos dados de perfis a asas finitas

As características aerodinâmicas de uma asa finita são diferentes daquelas referentes a perfis porque aparecem componentes do escoamento na direção da envergadura, ou seja, o escoamento é tridimensional. Isto fica mais claro ao examinarmos a Figura 3.10. Nela percebemos que a diferença de pressões na face superior e inferior da asa, que é responsável pela geração de sustentação, também faz com que o fluido perto das bordas laterais da asa tenda a contornar as bordas. Como

resultado, na face superior da asa, aparece geralmente uma componente do escoamento na direção da envergadura no sentido da raiz da asa, causando a deformação das linhas de corrente neste sentido. Similarmente, na face inferior da asa, há geralmente uma componente de velocidade direcionada para a borda lateral, causando a deformação das linhas de corrente neste sentido.

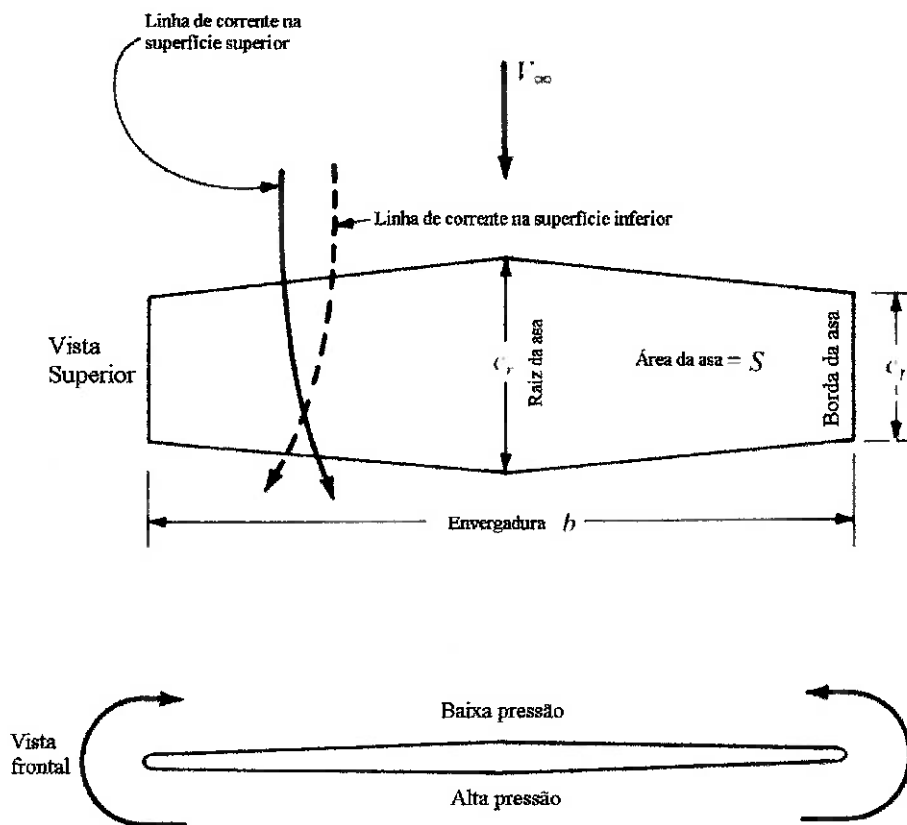


Figura 3.10 - Asa finita

A tendência do escoamento a “vazar” pelas bordas laterais da asa tem um outro efeito importante na aerodinâmica da asa. Esse escoamento estabelece um movimento helicoidal à jusante da asa, isto é, aparecem *vórtices de fuga* (wingtip vortex) em cada bordo lateral. Esses vórtices estão representados na Figura 3.11 e ilustrados na Figura 3.12, onde se vê uma foto de um ensaio realizado num túnel de vento com filamentos de fumaça. O efeito dos vórtices de fuga correspondentes a uma sustentação positiva é induzir uma componente vertical para baixo da velocidade na asa e atrás delas chamada de “*downwash*” ( $w$ ). A magnitude desta componente em qualquer seção transversal é igual à soma dos efeitos de todos os

vórtices de fuga ao longo da envergadura inteira. É assumido que as características aerodinâmicas da seção em relação às linhas de corrente rotacionadas são as mesmas que a seção teria no caso bidimensional.

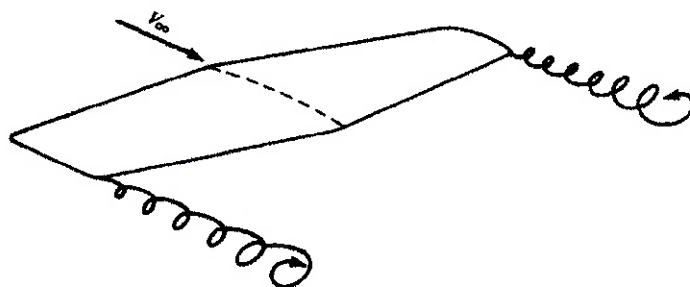


Figura 3.11 - Desenho esquemático dos vórtices de fuga

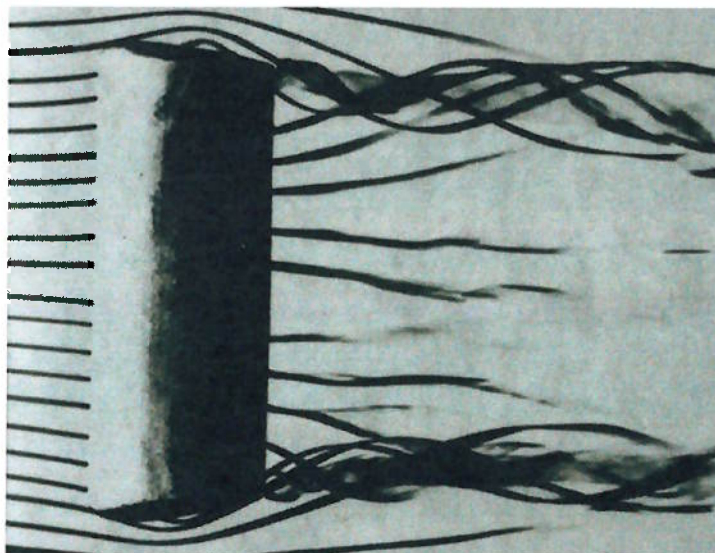


Figura 3.12 - Vórtices de fuga de uma asa retangular

A rotação do fluido efetivamente reduz o ângulo de ataque. Vamos redefinir aqui  $\alpha$  como sendo o ângulo de ataque geométrico. Na Figura 3.13, o vento relativo local, que é gerado pela combinação do downwash com a corrente livre do escoamento uniforme, está inclinado em relação à direção de  $V_\infty$  por um ângulo  $\alpha_i$ , chamado de ângulo de ataque induzido. Desse modo, o ângulo de ataque real é o ângulo entre a linha de corda e o vento relativo local. Este ângulo é representado por  $\alpha_{ef}$  na Figura 3.13 e é definido como ângulo de ataque efetivo. De acordo com a mesma figura temos a seguinte formulação:

$$\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i \quad (3.43)$$

Visto que a velocidade vertical induzida pelos vórtices de fuga é proporcional ao coeficiente de sustentação, o efeito dos vórtices de fuga é reduzir a inclinação da curva de sustentação. A rotação do escoamento também causa uma rotação correspondente no vetor de sustentação, pois o vetor sustentação local está alinhado perpendicularmente ao vento relativo. Isto produz uma componente de força na direção de  $V_\infty$ . A esta força chamamos de arrasto induzido ( $D_i$ ) pela presença de downwash. Podemos para esta força também definir um coeficiente de arrasto induzido ( $C_{Di}$ ), que varia com o quadrado do coeficiente de sustentação porque a intensidade da rotação e a magnitude do vetor sustentação crescem simultaneamente.

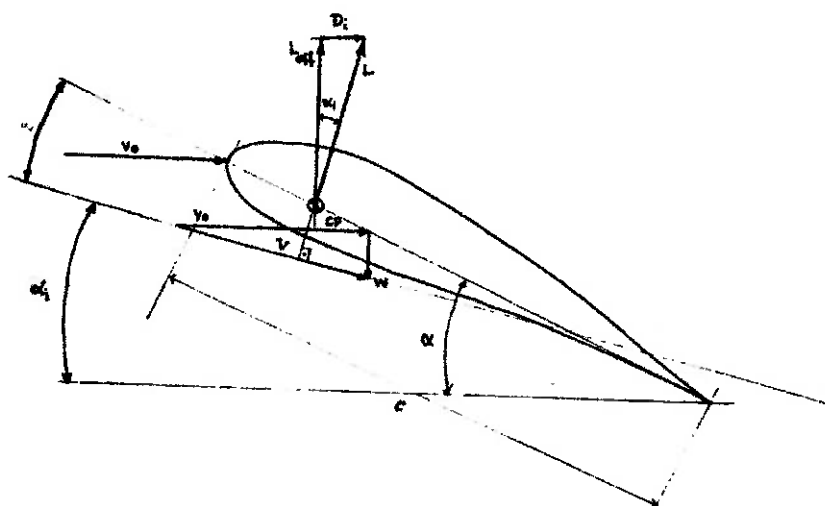


Figura 3.13 - Modificação do ângulo de ataque devido ao downwash

O problema da estimação do downwash em cada ponto torna-se difícil na medida em que está relacionada com a sustentação e com a forma do plano da asa. Para uma distribuição elíptica de sustentação, o downwash é constante entre as extremidades da asa e o arrasto induzido é mínimo quando comparado a outros casos de distribuição de sustentação.

Por fim, nota-se que o arrasto total numa asa subsônica finita é a soma do arrasto induzido  $D_i$ , do arrasto de fricção  $D_f$  e do arrasto de pressão  $D_p$  devido à separação do escoamento. As duas últimas componentes referem-se a efeitos viscosos e sua soma é o de arrasto de perfil  $c_d$ . Assim, podemos escrever:

$$c_d = \frac{D_f + D_p}{q_\infty S} \quad (3.44)$$

e o coeficiente de arrasto induzido:

$$C_{Di} = \frac{D_i}{q_\infty S} \quad (3.45)$$

Assim, o coeficiente de arrasto total para uma asa finita pode ser reescrito:

$$C_D = c_d + C_{Di} \quad (3.46)$$

Outra característica importante das asas é a razão de aspecto (“aspect ratio”). Este parâmetro é definido como a razão entre o quadrado da envergadura e a área da asa ( $b^2/S$ ), o que se reduz à razão entre a envergadura e a corda no caso de uma asa retangular. Ensaios em túnel de vento mostram que as taxas de mudança dos coeficientes de arrasto e sustentação com o ângulo de ataque são bastante afetadas pela razão de aspecto do modelo. Observa-se que asas com uma grande razão de aspecto, quando comparadas com asas com razão de aspecto baixa, tem curvas de sustentação de maior inclinação e menores coeficientes de arrasto para altos coeficientes de sustentação. As asas de diferentes razões de aspecto apresentam o mesmo ângulo de ataque para sustentação nula, mas a inclinação da curva aumenta progressivamente com o crescimento da razão de aspecto. Um comportamento semelhante se observa em relação aos coeficientes de arrasto. Todos os modelos de mesmo perfil, mas com razões de aspecto diferentes mostraram mesmo coeficiente de arrasto para uma sustentação nula, porém reduções significativas ocorrem para altos coeficientes de sustentação com o crescimento da razão de aspecto.

Essas observações levaram ao desenvolvimento da teoria de asas de Lanchester-Prandtl. Esta teoria mostra que, para asas que tem uma distribuição elíptica de sustentação na direção da envergadura, as seguintes expressões relacionam os coeficientes de arrasto e os ângulos de ataque como funções do ângulo de aspecto para coeficientes de sustentação constantes:



$$C_D' = C_D + \frac{C_L^2}{\pi} \left( \frac{1}{A'} - \frac{1}{A} \right) \quad (3.47)$$

$$\alpha' = \alpha + \frac{C_L}{\pi} \left( \frac{1}{A'} - \frac{1}{A} \right) \quad (3.48)$$

onde  $C_D'$  e  $\alpha'$  correspondem, respectivamente, ao coeficiente de arrasto e ângulo de ataque (em radianos) de uma asa de razão de aspecto  $A'$ . Essas correlações possibilitam a predição de características de asas com uma precisão bastante considerável para aplicações aeronáuticas, a partir de experimentos com uma asa de mesmo perfil, mas com razão de aspecto qualquer.

As eqs. (3.47) e (3.48) podem ser simplificadas com a introdução do conceito de razão de aspecto infinita. Se  $c_d$  e  $\alpha_o$  indicam o coeficiente de arrasto e o ângulo de ataque de uma asa com razão de aspecto infinita, as características de uma asa elíptica com razão de aspecto  $A$  podem ser expressas por:

$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi A} \quad (3.49)$$

$$\alpha = \alpha_o + \frac{C_L}{\pi A} \quad (3.50)$$

Uma asa de razão de aspecto infinita teria o mesmo perfil de escoamento em todos os planos perpendiculares à envergadura. Em outras palavras, não haveria componentes de velocidade na direção da envergadura, e o escoamento ao redor do perfil seria bidimensional. As características de uma asa de razão de aspecto infinita são chamadas de *características do perfil*. Estas estão intrinsecamente relacionadas com a geometria da seção transversal, ao passo que as características da asa são fortemente afetadas pela forma do plano da asa. O estudo detalhado das asas pode ser bastante simplificado pelo conceito de características do perfil porque a teoria de asas disponibiliza um método para a obtenção das propriedades de asas com plano de forma arbitrária a partir da soma das características das seções componentes.

A mais simples teoria tridimensional de asas é a baseada no conceito de *linha de sustentação*. Nesta teoria, a asa é substituída por uma linha reta. A circulação ao redor da asa associada com a sustentação é substituída por um filamento de vórtices,

que se localiza ao longo da linha reta e, para cada ponto dela, a intensidade do vórtice é proporcional à intensidade local da sustentação. De acordo com o teorema de Helmholtz, um filamento de vórtices não pode terminar no fluido. A variação da intensidade dos vórtices ao longo da linha reta é então considerado o resultado da superposição de vários vórtices em forma de ferradura. As porções dos vórtices que estão ao longo da envergadura são chamadas de *vórtices acoplados*. As porções dos vórtices que se estendem à jusante indefinidamente são chamados de *vórtices livres*.

## 4 O MODELO DE ESCOAMENTO INVÍSCIDO

A análise de escoamentos invíscidos desconsidera o efeito da viscosidade no escoamento e é apropriada para aplicações de alto número de Reynolds, onde as forças de inércia tendem a dominar as forças viscosas, como por exemplo a análise aerodinâmica de alguns projéteis de alta velocidade. Além disso, uma análise invíscida dá uma estimativa rápida das forças primárias agindo sobre o corpo. Como em engenharia aeronáutica a forma do corpo é modificada para maximizar a sustentação e minimizar o arrasto, pode-se fazer primeiramente uma primeira aproximação através da análise invíscida e depois incluir os efeitos da viscosidade e de turbulência nas forças, a fim de se realizar uma análise mais profunda do problema. Os resultados bidimensionais apresentados consistem em simulações de escoamentos invíscidos e incompressíveis, sendo que essa segunda característica se justifica pelo baixo número de Mach.

As equações para o escoamento invíscido são chamadas de equações de Euler. Essas equações são obtidas das equações de Navier-Stokes, negligenciando todas as tensões cisalhantes e os termos de condução de calor. Como é sabido da análise de Prandtl da camada limite, esta é uma aproximação válida para escoamentos em altos números de Reynolds fora das regiões viscosas que se desenvolvem na vizinhança de superfícies sólidas. Esta aproximação introduz uma mudança drástica na formulação matemática, já que o sistema de equações diferenciais parciais que descreve escoamentos viscosos é de segunda ordem, enquanto que para o modelo invíscido o sistema é de primeira ordem.

A equação de conservação de massa é a mesma do escoamento laminar, mas as equações de conservação de momento e energia são simplificadas devido à ausência de difusão molecular.

A equação de conservação de massa, ou equação da continuidade, pode ser escrita como:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = S_m \quad (4.1)$$

$\rho$  = densidade do ar

$t$  = tempo

$u_i$  = velocidade na direção  $i$

$S_m$  = termo fonte de massa

A eq. (4.1) é a forma geral da conservação de massa e é válida tanto para escoamentos compressíveis como para incompressíveis. O termo de fonte  $S_m$  representa a massa adicionada à fase contínua a partir de uma segunda fase dispersa (por exemplo, devido à vaporização de gotas de líquido) e quaisquer outras fontes definidas no problema.

A conservação do momento na direção  $i$  pode ser descrita por:

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \rho g_i + F_i \quad (4.2)$$

onde  $p$  é a pressão estática e  $\rho g_i$  e  $F_i$  são as forças gravitacionais e as forças externas na direção  $i$ , respectivamente.

A conservação de energia ( $E$ ) é descrita por:

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(u_i(\rho E + p))}{\partial x_i} = -\frac{\partial\left(\sum_j h_j J_j\right)}{\partial x_i} + S_h \quad (4.3)$$

$h_j$  = entalpia específica da espécie  $j$

$J_j$  = fluxo de massa da espécie  $j$

$S_h$  = termo fonte de entalpia

Neste trabalho, num primeiro momento foram desconsiderados os efeitos de temperatura, por isso esta equação não é usada e os modelos referentes à energia foram desabilitados nas simulações.

O escoamento incompressível de fluidos invíscidos é um exemplo de problema de equilíbrio. Problemas deste tipo são aqueles nos quais a solução de uma dada equação diferencial parcial é requerida num domínio fechado submetido a um

conjunto de condições de contorno prescritas. A solução da equação diferencial parcial em todos os pontos do domínio depende das condições de contorno prescritas em todos os pontos da fronteira. Matematicamente, problemas de equilíbrio são governados por equações diferenciais parciais elípticas, que serão explicadas adiante.

## 5 O MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS

O método dos volumes finitos é um método numérico para a resolução das equações que regem um escoamento e também é chamado de discretização em volumes de controle. Este algoritmo começou a ser utilizado em problemas de mecânica dos fluidos computacional na década de 60, se destacando em relação aos demais métodos por possibilitar a modificação da forma e localização dos volumes de controle associados com um ponto da malha.

O método parte da geração de uma malha na região que se quer estudar. Cada nó desta malha é envolvido por um pequeno volume, que são denominados volumes de controle. Esses volumes não se interceptam e neles se faz um estudo das equações diferenciais que regem o fenômeno que será estudado, como, por exemplo, transferência de calor ou um escoamento. Nessas equações aplicamos a identidade com a expansão de Taylor e verificamos que as equações resultantes são consistentes com o balanço de calor e massa. A vantagem desse tipo de abordagem é a facilidade no entendimento e a facilidade na interpretação física. A equação diferencial é então integrada em cada volume de controle. Para cada volume então é definida uma função de  $\phi$ , que é o parâmetro que se quer determinar, em relação ao tempo e espaço.

Uma característica interessante deste método é que a solução garante a conservação integral de massa, momento e energia em um volume de controle e, por consequência, em um conjunto deles, seja qual for o número de pontos em questão.

É interessante observar as diferenças do método dos volumes finitos (MVF) com outros métodos numéricos mais comuns. O método dos elementos finitos (MEF) encontra soluções aproximadas para todos os pontos da região em questão, enquanto o método das diferenças finitas (MDF) encontra valores exatos para os nós da malha, mas não faz nenhuma consideração sobre pontos da região que não são nós, aproximando-se do que é observado em ensaios em laboratório, onde propriedades são medidas apenas em alguns pontos. O MVF utiliza o mesmo tipo de abordagem que o MDF, porém entre os pontos da malha é feita uma interpolação para que se tenha uma medida aproximada do valor das propriedades dos pontos que não são nós.

Problemas de mecânica dos fluidos são, via de regra, modelados por sistemas de equações não lineares, resolvidos em geral de forma sequencial, onde acoplamentos delicados estão presentes. Para este tipo de formulação, é muito difícil provar matematicamente que uma aproximação numérica é estável e convergente. Por isso, são estabelecidas duas outras condições que, juntas, são necessárias e suficientes para que a solução seja convergente. São elas a consistência e estabilidade.

Um dos requisitos fundamentais de uma aproximação numérica é que ela reproduza a equação diferencial quando os tamanhos da malha espacial e temporal tendam a zero. Isto é, os erros de truncamento devem tender a zero quando a malha tender a um infinito número de pontos. A aproximação numérica que possuir essa característica é dita consistente. Todo modelo numérico desenvolvido a partir das equações na forma conservativa usando volumes finitos é consistente, como será visto adiante.

Outra característica importante desejada é que a solução numérica obtida seja a solução exata das equações discretizadas, ou seja, tenha estabilidade. Aqui, diversos fatores interferem, tais como erros de arredondamento de máquina, que vão se multiplicando e podem instabilizar a solução; dificuldades de tratamentos de acoplamentos entre as variáveis, fazendo com que algumas variáveis evoluam mais rapidamente que outras, provocando instabilidades, etc. A questão de estabilidade é o mais sério problema na obtenção da solução numérica, exatamente pela falta de conhecimento das características matemáticas das aproximações.

Para atender o requisito de consistência, o método dos volumes finitos baseia-se em quatro regras básicas, que devem ser obedecidas pelas equações de discretização, a fim de prover realismo físico e balanço completo:

- *Regra 1: Consistência nas faces do volume de controle.*

Quando uma face é comum a dois volumes de controle, o fluxo através dela deve ser representada pela mesma expressão nas equações de discretização de ambos.

- *Regra 2: Coefficientes positivos.*

Se uma variável de um nó vizinho aumenta, a do próprio nó deve aumentar também (e não diminuir). Esta regra garante a continuidade das funções analisadas e do meio material.

- *Regra 3: Linearização negativa do termo de fonte.*

Se houver um termo de fonte dentro da equação diferencial, e ele depender da variável em questão, esta dependência depois da linearização deve ser do tipo:

$$\bar{S} = S_C + S_P T_P \quad (5.1)$$

sendo  $\bar{S}$  o termo de fonte médio e  $T_P$  a variável dependente, com  $S_P$  obrigatoriamente não positivo. Caso contrário, o sistema apresentaria uma espécie de realimentação positiva, isto é, pensando em transferência de calor, quanto maior a temperatura do elemento mais calor é gerado. Isto é fisicamente irreal e matematicamente faz com que o método numérico divirja.

- *Regra 4: Soma dos coeficientes vizinhos igual ao coeficiente do nó.*

A equação gerada pela integração após a aplicação do MVF tem a seguinte forma:

$$a_P T_P = \sum a_{nb} T_{nb} + b \quad (5.2)$$

onde  $a_P$  é o coeficiente do nó,  $T_P$  é o valor da variável dependente no nó,  $a_{nb}$  são os coeficientes da vizinhança,  $T_{nb}$  o valor da variável dependente na vizinhança e  $b$  uma variável que inclui o termo de fonte. A regra em questão diz que  $a_P = \sum a_{nb}$ . Isto tem que ser verificado para que a equação encontrada valha para um valor  $T$  e também para um valor  $T + c$ , onde  $c$  é uma constante.



Após a aplicação do método nas equações diferenciais, recai-se num sistema de equações algébricas linear, que pode ser resolvido por métodos iterativos (Gauss-Seidel, sobre-relaxação, subrelaxação) ou eliminação de Gauss. No que diz respeito à metodologia de aplicação do método, o MVF se assemelha muito ao MEF com função peso igual a 1.

Os volumes de controle são definidos usando-se um esquema de armazenamento não escalonado, como mostrado na figura abaixo. Desse modo, todas as variáveis são armazenadas no centro da célula do volume de controle e o mesmo volume de controle é utilizado para a integração de todas as equações de conservação.

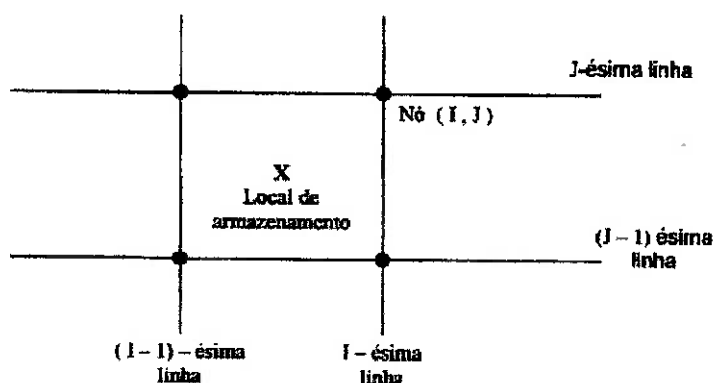


Figura 5.1 – Esquema de armazenamento no volume de controle.

A integração das equações diferenciais será mostrada para um conjunto de equações no caso unidimensional, sendo que estas podem ser facilmente estendidas para o caso bidimensional ou tridimensional. Sejam as equações diferenciais para continuidade e conservação de momento em regime permanente, desprezando-se a força gravitacional e sem termos de fonte, que é o caso do presente estudo:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} = 0 \quad (5.3)$$

$$\frac{\partial(\rho u u)}{\partial x} = -\frac{\partial p}{\partial x} + F \quad (5.4)$$

Essas equações podem ser integradas no volume de controle empregando-se o Teorema da Divergência:

$$\int_V \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} dV = \int_A \rho u dA \quad (5.5)$$

A integração das eqs. (5.3) e (5.4) resulta no seguinte:

$$J_e - J_w = 0 \quad (5.6)$$

$$J_e \cdot u_e - J_w \cdot u_w = -(p_e - p_w)A + F \cdot \Delta V \quad (5.7)$$

As eqs. (5.6) e (5.7) são equações algébricas que podem ser resolvidas dado que as variáveis indeterminadas  $u$  e  $p$  são interpoladas de uma maneira que relaciona seus valores nas faces do volume de controle aos valores no centro do volume. O procedimento de discretização se baseia no esquema ilustrado na figura abaixo:

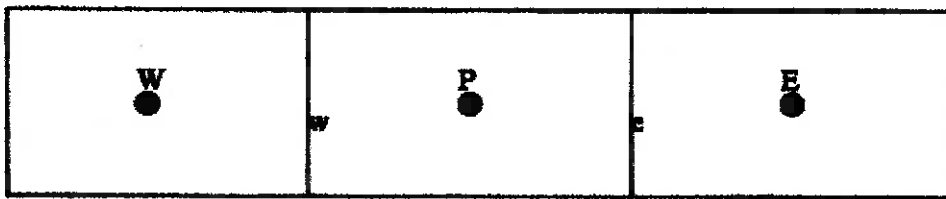


Figura 5.2 – Esquema dos volumes de controle para discretização.

A solução das equações expressas acima requer o cálculo da pressão nas faces do volume de controle ( $p_e$  e  $p_w$ ), que se determine o fluxo nas faces ( $J_e$  e  $J_w$ ) e a interpolação para relacionar os valores nas faces com o valor da incógnita  $u$  com os valores nos centros dos volumes de controle.

O fluxo nas faces são obtidos de tal forma que as velocidades na face obedecem a um balanço médio do momento. Já as pressões nas faces são obtidas de tal forma que as velocidades armazenadas no centro das células obedece ao balanço de massa.

## 5.1 Métodos de resolução

Dentro do método dos volumes finitos pode-se escolher dois métodos de resolução, o segregado e o acoplado. O processo de discretização é idêntico para os

dois, porém a abordagem usada para linearizar e resolver as equações discretizadas é diferente.

### Segregada:

As equações são resolvidas separadamente e em seqüência. Por que as equações governantes são não-lineares e acopladas, são necessárias iterações do ciclo de resolução para que uma solução convergente seja encontrada. Cada iteração consiste nos passos ilustrados na Figura 5.3:

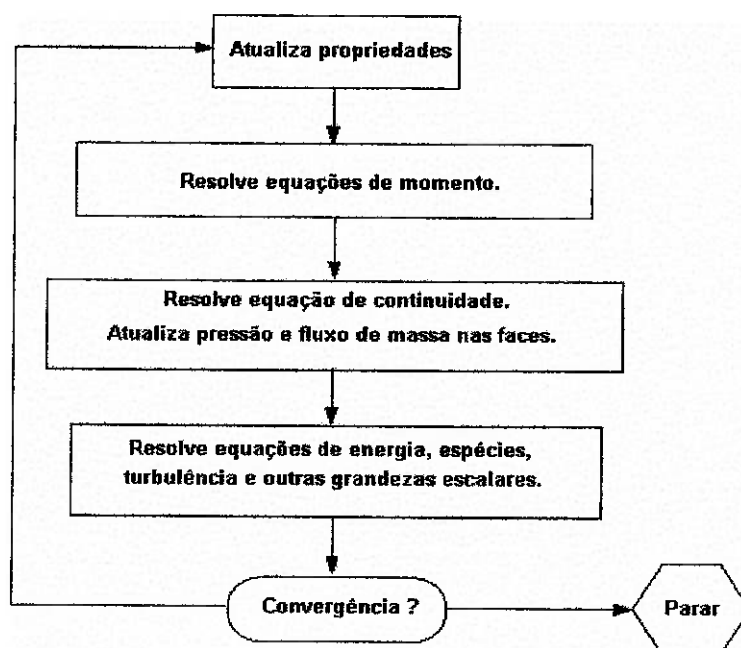


Figura 5.3 – Passos da iteração para a resolução segregada.

Para utilizar este método fazem-se necessários cálculos adicionais para interpolação de pressão e acoplamento pressão velocidade. Os métodos de acoplamento pressão-velocidade são SIMPLE e SIMPLEC para regimes permanentes e PISO para transitórios. A interpolação de pressão pode ser do tipo linear, de segunda ordem, ponderada por forças de corpo, e PRESTO (PREssure STaggering Option).

Por último, vale ressaltar que é possível ajustar os fatores de sob-relaxação.

### Acoplada:

As equações de continuidade, momento, energia e transporte de espécies são resolvidas simultaneamente, sendo que as duas últimas podem não estar presentes, conforme a modelagem do problema. Equações para grandezas adicionais são resolvidas seqüencialmente.

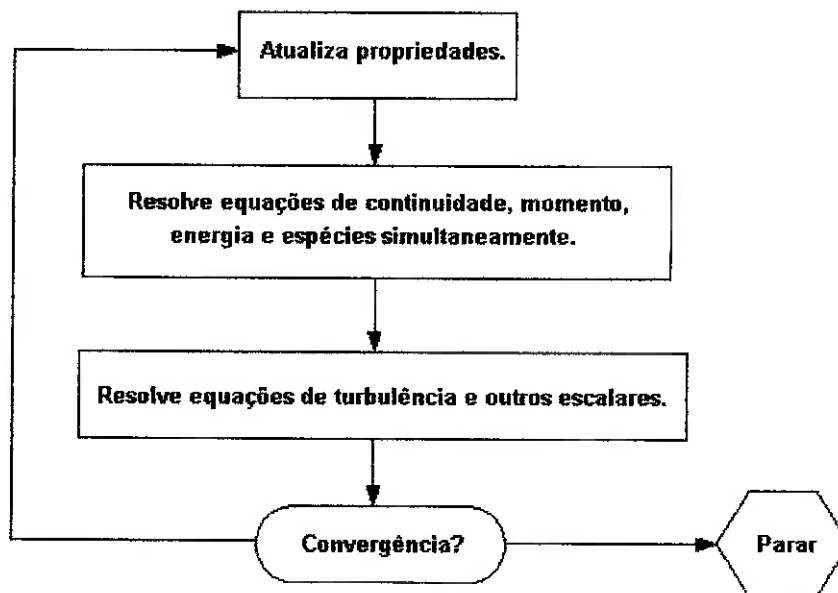


Figura 5.4 – Passos das iterações da resolução acoplada.

Para este método de resolução podemos ajustar o número de Courant, que controla a discretização no tempo para resolução acoplada.

Voltando ao caso geral, estão disponíveis no software a ser utilizado quatro esquemas de discretização:

- Primeira ordem (escoamento alinhado com a malha),
- segunda ordem (escoamentos complexos),
- Power Law (mesma acurácia do esquema de primeira ordem),
- QUICK (escoamentos rotativos com malhas quadrilaterais e hexaedrais).

Para a linearização na resolução acoplada, os métodos implícito e explícito podem ser utilizados. No método implícito, os valores dos nos vizinhos que são

conhecidos e que não são conhecidos são utilizados para a formulação de um sistema de equações. No método explícito, o valor de uma grandeza para determinado nó é calculado utilizando somente os valores da mesma grandeza para os vizinhos onde o valor é conhecido.

## 5.2 Discretização das equações

A discretização das equações governantes pode ser ilustrada facilmente considerando uma equação de conservação para regime permanente de uma quantidade escalar  $\phi$ . Esta equação está escrita adiante na sua forma integral, para um volume de controle  $V$  arbitrário:

$$\oint \rho \phi \mathbf{v} \cdot d\mathbf{A} = \oint \Gamma_{\phi} \nabla \phi \cdot d\mathbf{A} + \int S_{\phi} dV \quad (5.8)$$

$\rho$  = densidade

$\mathbf{v}$  = vetor velocidade

$\mathbf{A}$  = vetor área da superfície

$\Gamma_{\phi}$  = coeficiente de difusão para  $\phi$

$\nabla \phi$  = gradiente de  $\phi$

$S_{\phi}$  = fonte de  $\phi$  por unidade de volume

A eq. (5.8) é aplicada para cada volume de controle no domínio computacional. A célula triangular bidimensional mostrada na Figura 5.5 é um exemplo de volume de controle. A discretização da eq. (5.8) numa dada célula resulta em:

$$\sum_f^{N_{faces}} p_f \phi_f A_f = \sum_f^{N_{faces}} \Gamma_{\phi} (\nabla \phi)_n A_f + S_{\phi} V \quad (5.9)$$

$N_{faces}$  = número de faces da célula

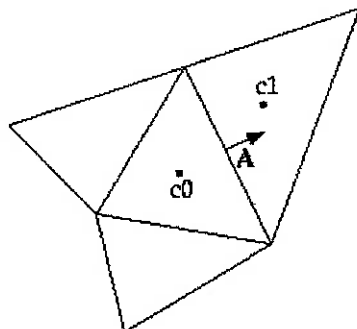
$\phi_f$  = valor de  $\phi$  convectado através da face  $f$

$p_f$  = fluxo de massa através da face  $f$

$A_f$  = área da face  $f$

$(\nabla\phi)_n$  = magnitude de  $\nabla\phi$  normal à face  $f$

$V$  = volume da célula



**Figura 5.5 – Volume de controle utilizado para ilustrar a discretização da equação de transporte de uma grandeza escalar.**

O software utilizado, FLUENT, armazena valores discretos do escalar  $\phi$  nos centros das células ( $c0$  e  $c1$  na Figura 5.5), de acordo com um arranjo que chamamos de co-localizado. No entanto, os valores de face  $\phi_f$  fazem parte dos termos de convecção na eq. (5.9) e precisam ser interpolados dos valores dos centros. Isto é conseguido utilizando esquemas *upwind*.

Este tipo de esquema significa que  $\phi_f$  é derivada de quantidades da célula à montante, com relação à velocidade normal na face. FLUENT disponibiliza quatro esquemas *upwind*. São eles:

- *Upwind de primeira ordem:*

Quando este esquema é selecionado, as quantidades nas faces das células são determinadas através da assunção de que os valores de qualquer grandeza nos centros representam um valor médio que pode ser tomado na célula inteira. Assim, os valores nas faces são idênticos aos valores nos centros das células à montante dessas faces.

- *Power Law:*

Este esquema interpola  $\phi_f$  usando a solução exata para a equação de convecção-difusão unidimensional:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\rho u \phi) = \frac{\partial}{\partial x} \Gamma \frac{\partial \phi}{\partial x} \quad (5.10)$$

onde  $\Gamma$  e  $\rho u$  são constantes no intervalo  $\partial x$ . A eq. (5.10) pode ser integrada, resultando na seguinte expressão que relaciona  $\phi$  com  $x$ :

$$\frac{\phi(x) - \phi|_{x=0}}{\phi|_{x=L} - \phi|_{x=0}} = \frac{\exp\left(Pe \frac{x}{L}\right) - 1}{\exp(Pe) - 1} \quad (5.11)$$

onde  $Pe$  é o número de Peclet, dado pela expressão:

$$Pe = \frac{\rho u L}{\Gamma} \quad (5.12)$$

A variação de  $\phi(x)$  entre  $x=0$  e  $x=L$  está mostrada na Figura 5.6 para uma faixa de números de Peclet. Vê-se nesta figura que, para  $Pe$  elevado, o valor de  $\phi$  em  $x=L/2$  é aproximadamente igual ao valor na célula à montante. Isto indica que quando o fenômeno estudado é dominado pela convecção, a interpolação resultante é equivalente ao esquema upwind de primeira ordem.

FLUENT utiliza a eq. (5.11) num formato de lei de potências equivalente para interpolar os valores nas faces.

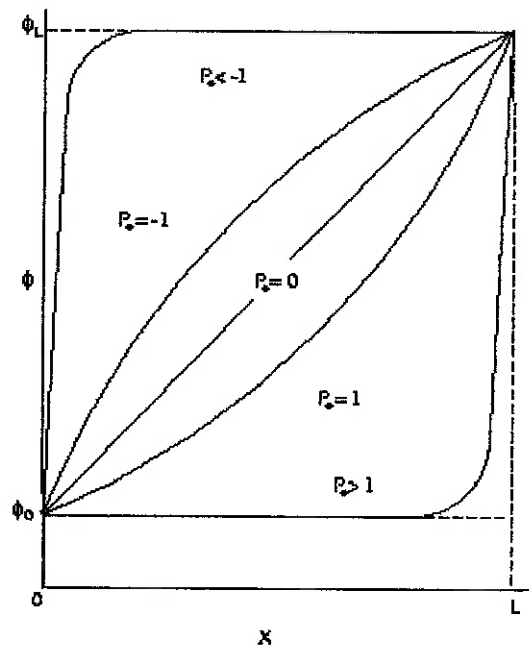


Figura 5.6 – Variação de  $\phi$  entre  $x=0$  e  $x=L$ .

- Upwind de segunda ordem:

Quando este esquema é utilizado, as quantidades nas faces das células são computadas utilizando-se uma reconstrução multidimensional linear. Nesta abordagem, uma precisão de ordem mais elevada é conseguida nas faces das células através da expansão em série de Taylor dos valores armazenados (valores centrais) em torno do centro de massa da célula. Por conseguinte,  $\phi_f$  é calculado segundo a expressão:

$$\phi_f = \phi + \nabla\phi \cdot \Delta s \quad (5.13)$$

onde  $\phi$  e  $\nabla\phi$  são o valor da grandeza escalar e seu gradiente no centro da célula à montante, respectivamente, e  $\Delta s$  é o vetor deslocamento do baricentro da célula para o baricentro da face. Esta formulação requer a determinação do gradiente  $\nabla\phi$  em cada célula. Este gradiente é calculado utilizando-se o teorema do divergente, cuja forma discreta é escrita da seguinte maneira:



$$\nabla\phi = \frac{1}{V} \sum_f^{N_{\text{faces}}} \tilde{\phi}_f \mathbf{A} \quad (5.14)$$

Aqui o valor  $\tilde{\phi}_f$  é igual à média de  $\phi$  das duas células adjacentes à face. Por fim, limita-se o valor de  $\nabla\phi$  de modo que o valor de  $\phi_f$  calculado não ultrapasse os valores mínimo e máximo calculados para os centros.

Os termos de difusão na eq. (5.9) são discretizados pelo esquema de diferenças centrais e por isso tem sempre uma precisão de segunda ordem.

A equação de transporte de grandeza escalar (eq. (5.9)) tem como incógnitas o valor de  $\phi$  no centro da célula assim como nas células vizinhas. Esta equação geralmente será não-linear em relação a estas variáveis. Uma forma linearizada da eq. (5.9) pode ser escrita da seguinte forma:

$$\alpha_P \phi = \sum_{\text{viz}} \alpha_{\text{viz}} \phi_{\text{viz}} + b \quad (5.15)$$

onde o índice *viz* se refere às células vizinhas, e  $\alpha_P$  e  $\alpha_{\text{viz}}$  são os coeficientes linearizados de  $\phi$  e  $\phi_{\text{viz}}$ .

O número de vizinhos para cada célula depende da topologia da malha, mas será geralmente igual ao número de faces do contorno da célula, sendo que as células de fronteira são as exceções a essa regra.

Equações desse tipo são escritas para cada célula da malha. Isto resulta num conjunto de equações algébricas com uma matriz de coeficientes esparsa. Para equações escalares, FLUENT resolve o sistema linear resultante usando o algoritmo iterativo de Gauss-Seidel em conjunto com um método algébrico multimalha (AMG), que será descrito adiante.

Por causa da não-linearidade das equações, é necessário controlar a variação de  $\phi$ . Este controle é tipicamente feito através de *subrelaxação*, que reduz a mudança de  $\phi$  produzida durante cada iteração. O novo valor da variável  $\phi$  em uma célula

depende do valor da iteração anterior,  $\phi_{old}$ , a mudança computada em  $\phi$ ,  $\Delta\phi$ , e o fator de subrelaxação,  $\alpha$ , como segue:

$$\phi = \phi_{old} + \alpha\Delta\phi \quad (5.16)$$

Do mesmo modo que as grandezas escalares que são convectadas e difundidas, as pressões nas faces também precisam ser interpoladas dos valores centrais. Seguem os esquemas de interpolação de pressão utilizados pelo FLUENT:

- Esquema Padrão:

Neste esquema, os valores de pressão são interpolados nas faces usando-se os coeficientes da equação de momento. Este procedimento dá bons resultados na medida em que a variação de pressão entre os centros das células seja suave. Se existem discontinuidades ou grandes gradientes nos termos de fonte de momento entre os volumes de controle, o perfil de pressão tem um alto gradiente na face da célula, e não pode ser interpolado utilizando-se este esquema, pois seu uso levaria ao aparecimento de picos e vales de velocidade fisicamente irreais.

Uma fonte de erro importante é o fato de que FLUENT assume que o gradiente normal de pressão na parede é nulo. Isto é válido para camadas limite, mas não na presença de forças de corpo ou curvatura. A falha do cálculo nesse caso é manifestada através do aparecimento de vetores de velocidades com componente na direção normal à parede.

- Linear:

Este esquema calcula a pressão na face do elemento como sendo a média dos valores de pressão nos centros das células adjacentes.

- Segunda Ordem:

Este esquema reconstrói a pressão utilizando a mesma formulação apresentada para a interpolação do tipo upwind de segunda ordem para termos convectivos. É um método mais acurado do que os esquemas anteriores, mas pode apresentar problemas de convergência se utilizado no começo dos cálculos ou com uma malha disforme.

- Ponderação pela força de corpo:

Este esquema computa as pressões nas faces admitindo que o gradiente normal da diferença entre a pressão e a força de corpo é constante. Funciona bem se as forças de corpo são conhecidas a priori nas equações de momento.

- PRESTO (PREssure Staggering Option):

Utiliza um balanço discreto de continuidade para um volume de controle na face para computar a pressão desta mesma face. O procedimento é similar aos esquemas de malha escalonada utilizados para casos estruturados.

## 6 SIMULAÇÕES BIDIMENSIONAIS

### 6.1 Condições gerais das simulações

Foram feitas diversas simulações computacionais utilizando o modelo de Euler (invíscido) em regime permanente desprezando-se os efeitos gravitacionais, já apresentado no capítulo 4. Os resultados obtidos foram comparados com dados experimentais retirados da referência [2]. Os modelos de aerofólio utilizados foram NACA 0012, NACA 2410, NACA 4421, NACA 0006, NACA 2424 e NACA 4412, todos com corda unitária. Estes aerofólios foram escolhidos por apresentar diferentes valores de espessura e cambagem, fazendo assim com que fosse possível fazer uma análise de sensibilidade do método numérico. As coordenadas dos fôlios foram gerados por uma rotina JAVA, disponível para execução on-line na referência (site) [12]. Estas coordenadas foram transferidas para um arquivo texto e posteriormente executou-se uma rotina em C, elaborada pelo autor deste trabalho, para transformar os pontos em um arquivo *journal*, que é lido e compilado pelo gerador de malhas GAMBIT, gerando os pontos e arestas do perfil.

Optou-se por utilizar o modelo de resolução segregada com formulação implícita, visto que este foi o método que forneceu os melhores resultados e de maneira mais rápida em algumas simulações preliminares feitas para que essa decisão fosse tomada antes que se procedesse às simulações de fato. Além disso, foram desprezados os termos de energia, já que sua inclusão não trazia modificação alguma aos resultados obtidos.

As propriedades do escoamento utilizadas foram:

- Densidade do ar ( $\rho$ ): 1,225 kg/m<sup>3</sup> (constante)
- Velocidade ao longe ( $V_\infty$ ): 43,8 m/s

Para os valores de  $\rho$  e  $\mu$  foram utilizados os valores padrão do FLUENT. A pressão local foi considerada a atmosférica ao nível do mar (101325Pa). O valor para  $V_\infty$  foi escolhido de modo a fornecer um número de Reynolds igual a  $3 \cdot 10^6$  (caso o

modelo utilizado fosse viscoso, com  $\mu = 1,7894 \cdot 10^{-5}$  kg/m.s), que era um dos casos de experimento disponível na referência utilizada. Utilizou-se o modelo de escoamento incompressível, visto que o número de Mach em relação à velocidade ao longe é da ordem de 0,129, ou seja, menor do que 0,3 (subcrítico).

Para todos os casos foi estabelecido um número máximo de 1500 iterações. Os fatores de sub-relaxação foram utilizados 0,3 para pressão e 0,7 para momento, sendo que no caso nos quais a solução não convergiu, foi tomado o resultado da 1500ª iteração. A convergência é notavelmente mais difícil nos casos com ângulo de ataque elevado, próximos da condição de estol.

A discretização utilizada foi de primeira ordem para pressão e momento, sendo que em alguns casos utilizou-se discretização de segunda ordem também, como teste. Todavia os resultados não apresentaram diferenças significativas, talvez por se tratar de escoamento invíscido. O método de acoplamento pressão velocidade utilizado foi o método SIMPLE.

Foram estabelecidos valores mínimos e máximos para pressão absoluta de 85kPa e 115kPa respectivamente, com a finalidade de acelerar a convergência dos resultados. O campo de escoamentos foi inicializado em todos os casos com as condições do escoamento ao longe ( $V_{\infty} = 43,8$  m/s) e o critério de convergência foi de 0,001 para continuidade e para as componentes  $x$  e  $y$  da velocidade. O coeficiente de momento foi calculado tomando como pólo a coordenada correspondente a um quarto da corda partindo-se do bordo de ataque, assim como está exposto nos valores experimentais de referência.

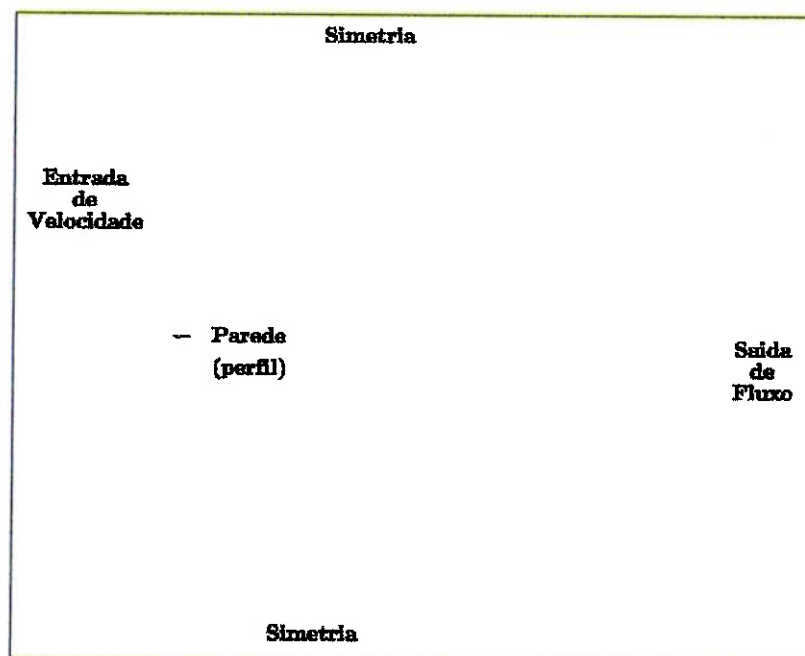
#### **Condições de contorno utilizadas:**

- Entrada de velocidade: utilizada para definir a velocidade e propriedades escalares do escoamento pela fronteira. As propriedades de estagnação do escoamento não são fixadas, e são calculadas de forma a fornecer o valor necessário para gerar a distribuição de velocidades prescrita. Esta condição de contorno só é apropriada para casos de escoamento incompressível, pois ela permite que as condições de estagnação assumam

qualquer valor, fazendo com que em casos de escoamento compressível a solução convirja para um resultado fisicamente irreal.

- Saída de fluxo (Outflow): usada para modelar a saída do escoamento quando os detalhes da velocidade e pressão não são conhecidos antes da solução do campo de escoamento. Matematicamente, o software FLUENT trata esta condição de contorno através do estabelecimento de uma difusão de fluxo nula na direção normal à fronteira para todas as variáveis e de uma correção no balanço de massa total. A condição de difusão de fluxo nula significa que as condições na superfície de saída são extrapoladas do interior que elas não têm impacto sobre o escoamento à montante. O procedimento de extrapolação dessas variáveis é consistente com a hipótese de escoamento completamente desenvolvido, ou seja, quando os perfis das propriedades (velocidade, temperatura, etc.) não mudam na direção do escoamento. Esta condição não é apropriada para escoamentos compressíveis, porém, o número de Mach envolvido nas simulações adiante apresentadas é menor que 0,2, o que justifica o uso desta condição de contorno.
- Parede: condição utilizada para delimitar a região ocupada pelo perfil. Como o escoamento é invíscido, incompressível e os termos de energia não estão sendo considerados, apenas uma condição de fluxo nulo normal à fronteira é imposta.
- Simetria: FLUENT assume fluxo nulo de todas as quantidades através de uma fronteira com condição de simetria. Não há fluxo convectivo através de um plano de simetria, portanto, a componente normal da velocidade é zero. Não há difusão de fluxo através de um plano de simetria, assim, os gradientes normais de todas as variáveis do escoamento são nulos. Esta condição foi usada para modelar as fronteiras paralelas à direção da velocidade ao longe.

A figura abaixo ilustra a localização das fronteiras com as respectivas condições de contorno.



**Figura 6.1 – Domínio e condições de contorno.**

Por fim, o FLUENT também disponibiliza a funcionalidade de malha adaptativa, que é o refinamento da malha de acordo com a geometria e os dados da solução numérica. Foi feito um refinamento baseado no gradiente da magnitude de velocidade utilizando o método “Hanging Node”, que consiste no estabelecimento de novos nós nos pontos médios das arestas dos elementos selecionados para o refinamento. Assim, um elemento na malha original dá origem a quatro na malha refinada, como ilustrado na figura abaixo. Todos os casos foram simulados com a malha original gerada pelo programa GAMBIT e com a malha refinada.



**Figura 6.2 – Esquema de refinamento hanging node para elemento triangular.**

Os parâmetros que foram observados nas simulações foram  $C_L$  e  $C_M$ . Apesar do software utilizado também fornecer valores para  $C_D$ , decidiu-se por não fazer uso desses valores, já que se sabe de antemão que o modelo de Euler, por não considerar esforços viscosos, não gera bons resultados para esse parâmetro. Além dos valores desses coeficientes, estão plotadas distribuições de pressão estática, pressão total e magnitude de velocidade e vetores de velocidade para alguns casos.



## 6.2 Resultados para perfil NACA 0012

O primeiro perfil simulado é um perfil NACA 0012, que é simétrico e tem espessura máxima igual a 12% da corda, que é unitária. O bordo de ataque do perfil está localizado na origem do sistema de coordenadas. A malha gerada se compreende o domínio que entre os pontos de abscissa -10 e 40 e os pontos de ordenada -20 e 20. A mostra uma visão geral da malha e a o detalhe da malha em torno do perfil, com  $6^\circ$  de ângulo de ataque.

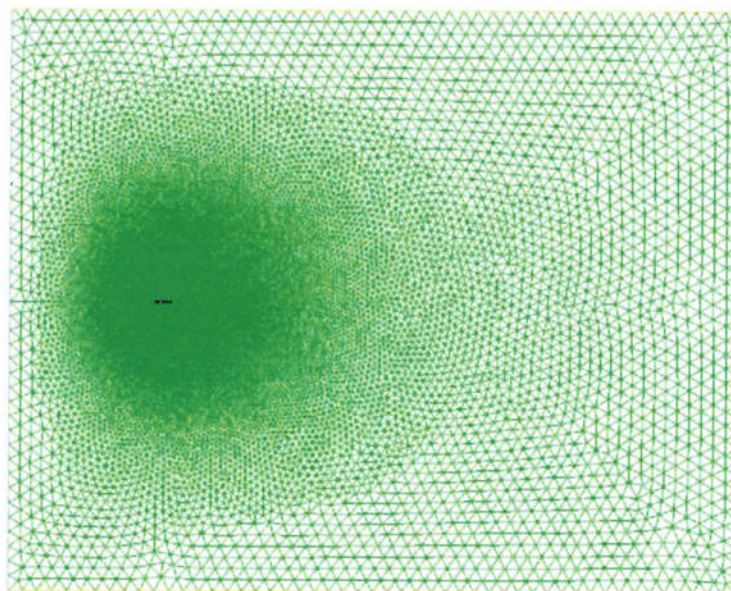
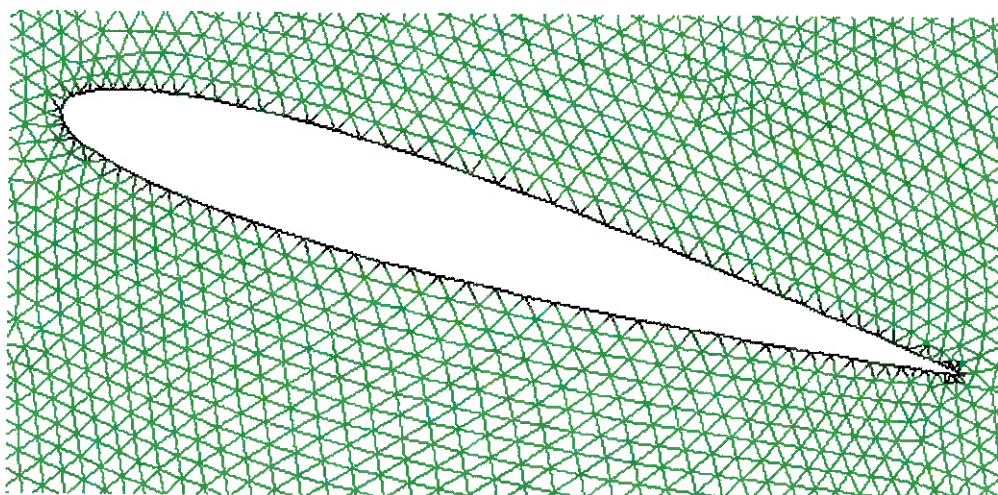


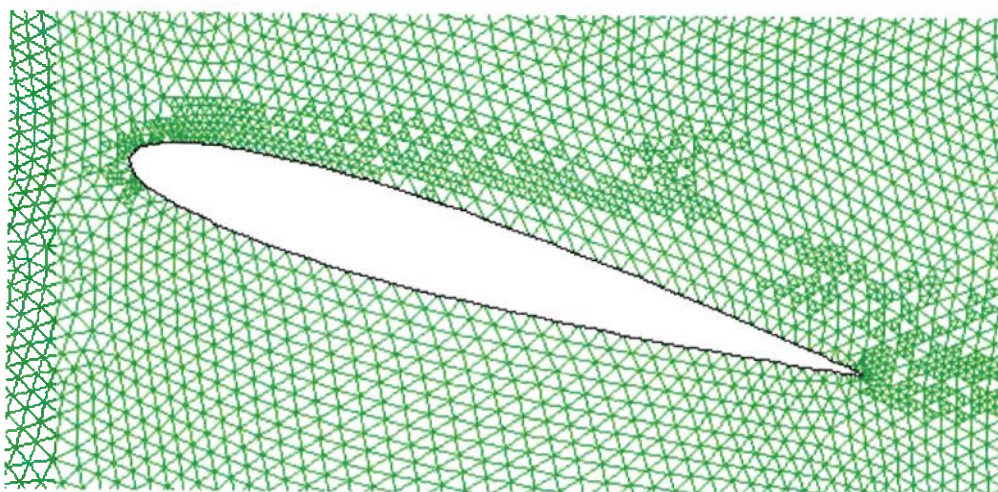
Figura 6.3 – Visão geral da malha para NACA 0012 com  $\alpha=0^\circ$ .



**Figura 6.4 – Detalhe da malha em volta do perfil NACA 0012 com  $\alpha=6^\circ$ .**

Para todas as malhas bidimensionais geradas nesse trabalho, nas fronteiras do domínio foi estabelecido um intervalo fixo entre nós igual a 1 e no perfil os pontos gerados e somente eles são os nós da interface sólido-fluido. Os perfis foram gerados com 49 pontos no extradorso e 49 pontos no intradorso, totalizando uma discretização de 98 pontos.

Abaixo podemos ver a malha resultante do refinamento baseado nos gradientes de velocidade da solução obtida para a simulação com a malha original.



**Figura 6.5 – Detalhe da malha refinada em volta do perfil NACA 0012 com  $\alpha=6^\circ$ .**

Na tabela a seguir, estão apresentados os valores para os coeficientes de sustentação e momento fornecidos pelo software FLUENT. O índice *sim* se refere à

simulação com a malha original gerada pelo GAMBIT e o índice *ref* refere-se à reiteração com a malha refinada.

Tabela 6.1 – Resultados para perfil NACA 0012.

<b>NACA 0012</b>						
$\alpha$ (graus)	$C_L$ sim	$C_L$ ref	$C_L$ exp	$C_M$ sim	$C_M$ ref	$C_M$ exp
-2	-0,20	-0,19	-0,20	0,00	-0,01	0,00
0	0,04	0,02	0,00	-0,01	-0,01	0,00
2	0,26	0,27	0,23	-0,01	-0,01	0,00
4	0,47	0,48	0,44	-0,01	-0,01	0,00
6	0,66	0,70	0,65	-0,01	-0,01	0,00
8	0,77	0,84	0,89	-0,01	0,00	0,00
10	0,84	0,92	1,10	-0,01	0,00	0,00
12	0,78	0,91	1,27	-0,01	-0,01	0,00
14	0,75	0,75	1,43	-0,03	-0,03	-0,01
16	0,74	0,73	1,55	-0,05	-0,07	-0,05
18	0,86	0,80	0,95	-0,11	-0,07	-0,06
20	0,67	0,75	0,87	-0,06	-0,05	—

A seguir os resultados são apresentados de forma gráfica:

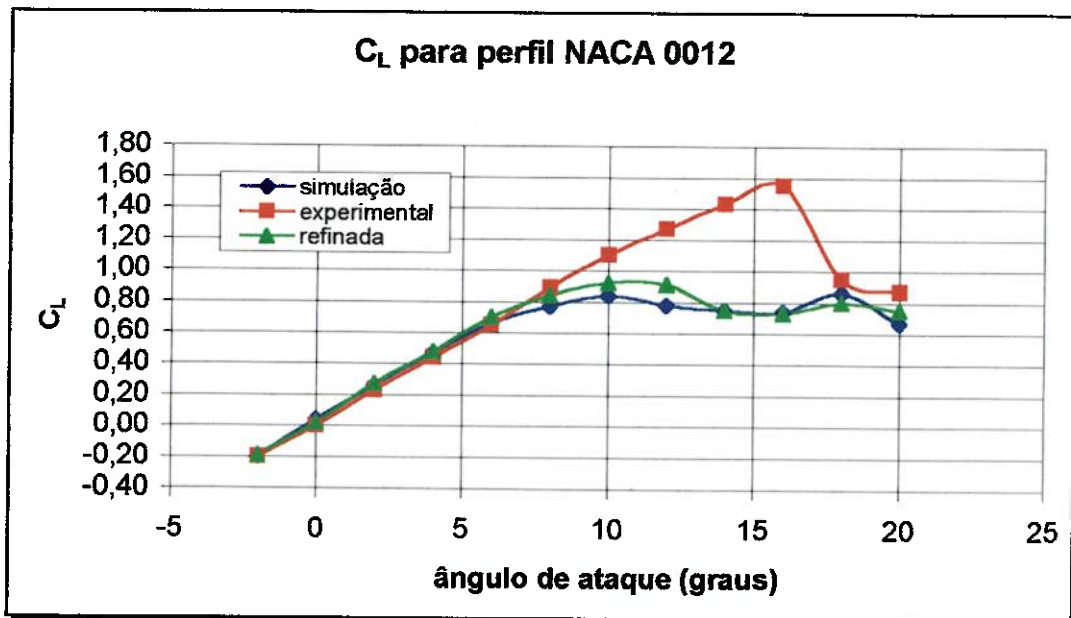


Figura 6.6 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 0012.



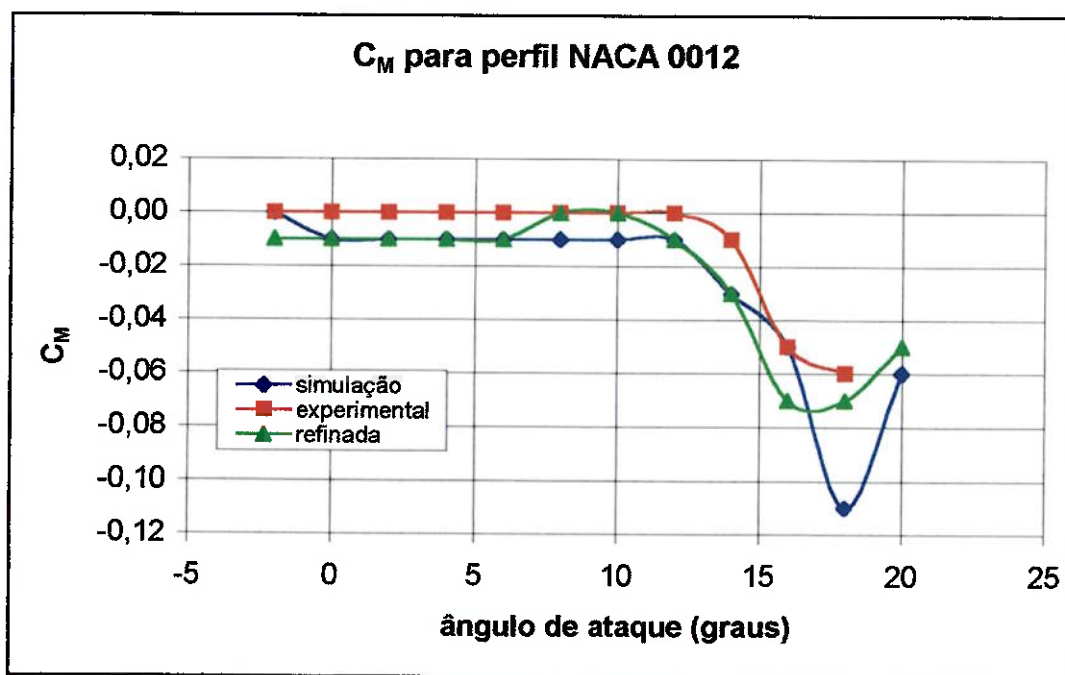
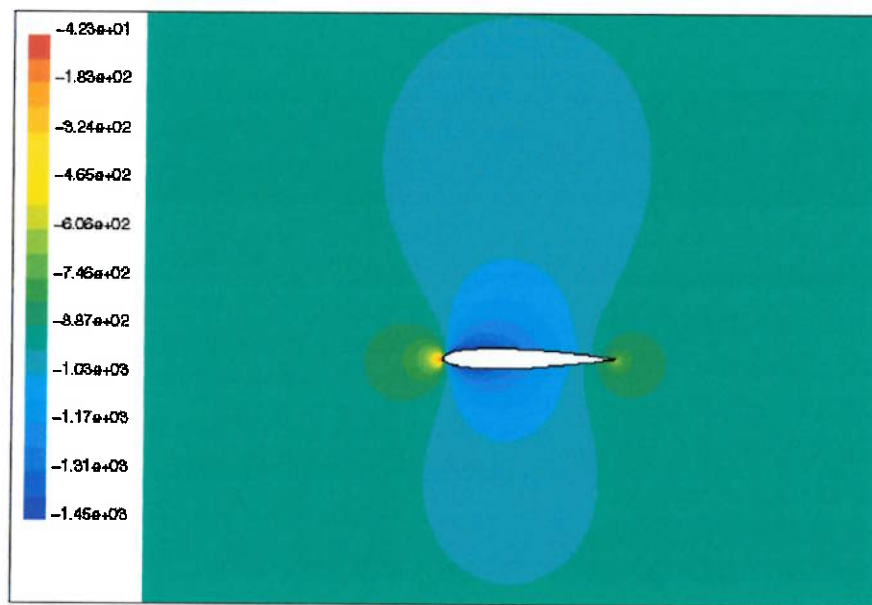


Figura 6.7 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 0012.

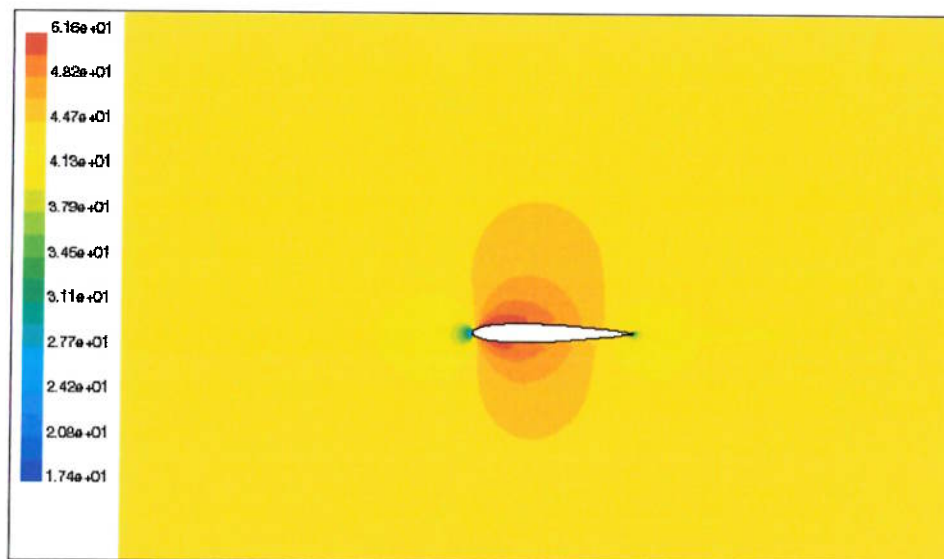
Percebemos que para o  $C_L$  os resultados da simulação têm uma boa concordância com os experimentais para ângulos de ataque pequenos (de até  $6^\circ$ ). Depois disso, as simulações tanto para malha original quanto para a malha refinada apresentam sustentação inferior à experimental, sendo que para os ângulos de  $8^\circ$  e  $10^\circ$  a solução refinada apresentou uma ligeira melhora. Era esperado que para ângulos de ataque próximos ao ângulo de estol a solução obtida pela simulação fosse irreal, todavia o descolamento das duas curvas se deu antes do esperado.

Já para o  $C_M$  a solução não refinada apresentou-se com tendência semelhante à experimental, porém com valores deslocados para menos (erro sistemático). A solução refinada fica oscilando entre os valores experimentais e a solução não refinada. Cabe observar que já era esperado que o valor obtido do coeficiente de momento divergisse do experimental, já que as forças viscosas têm também uma influência não desprezível sobre esse coeficiente.

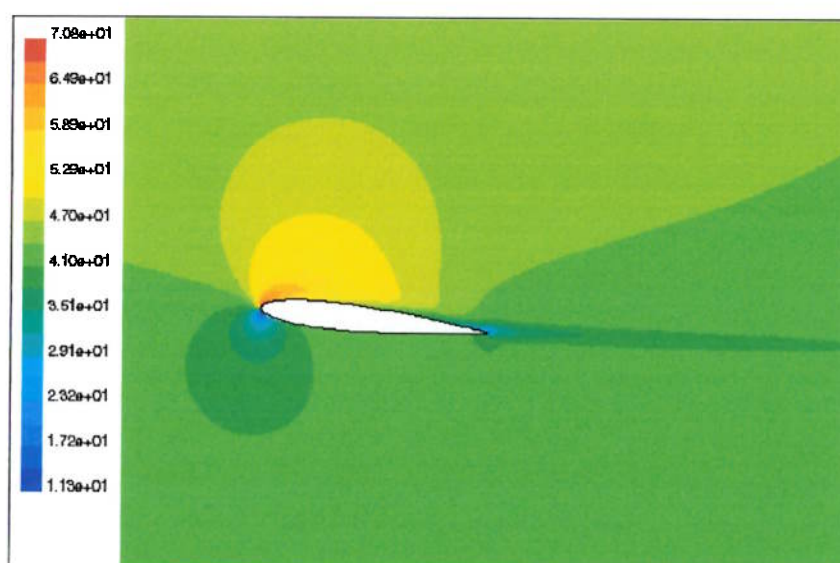
A seguir estão representados contornos de pressão e magnitude de velocidade para três ângulos de ataque.



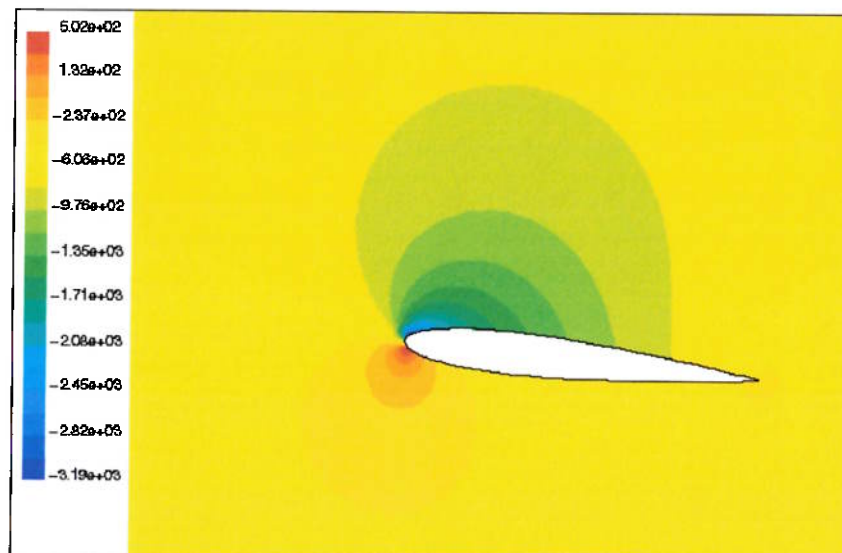
**Figura 6.8 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0012 com  $\alpha=0^\circ$ . Valores em Pa.**



**Figura 6.9 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 0012 com  $\alpha=0^\circ$ . Valores em m/s.**



**Figura 6.10 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 0012 com  $\alpha=6^\circ$ . Valores em m/s.**



**Figura 6.11 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0012 com  $\alpha=6^\circ$ . Valores em Pa.**

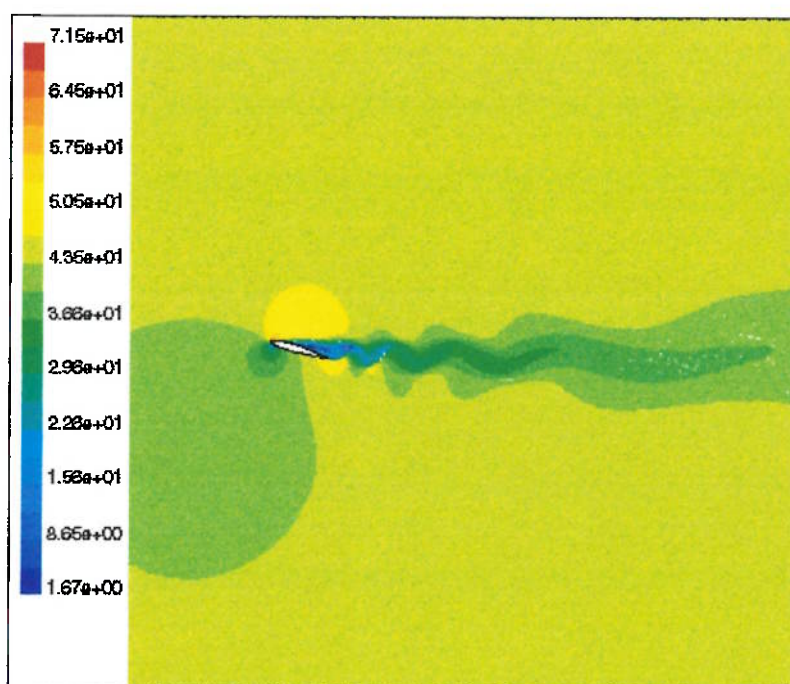


Figura 6.12 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 0012 com  $\alpha=16^\circ$ . Valores em m/s.

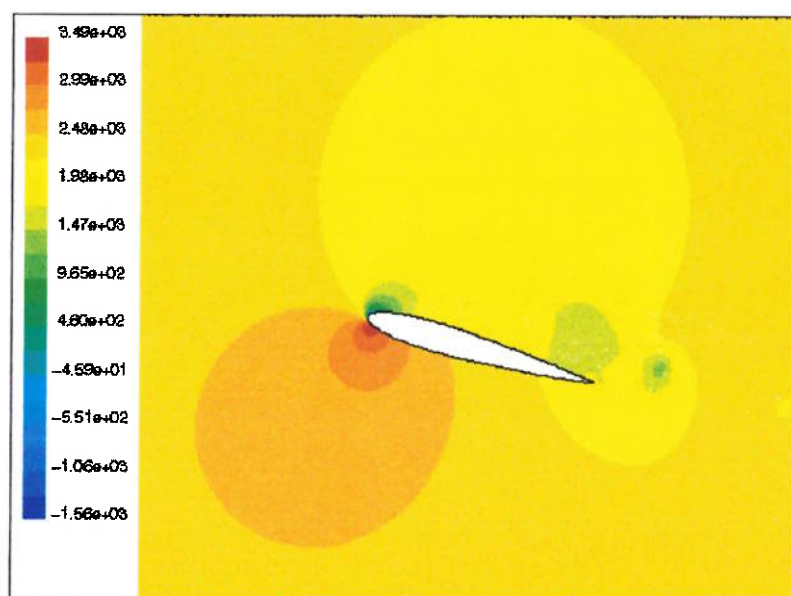


Figura 6.13 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0012 com  $\alpha=16^\circ$ . Valores em Pa.

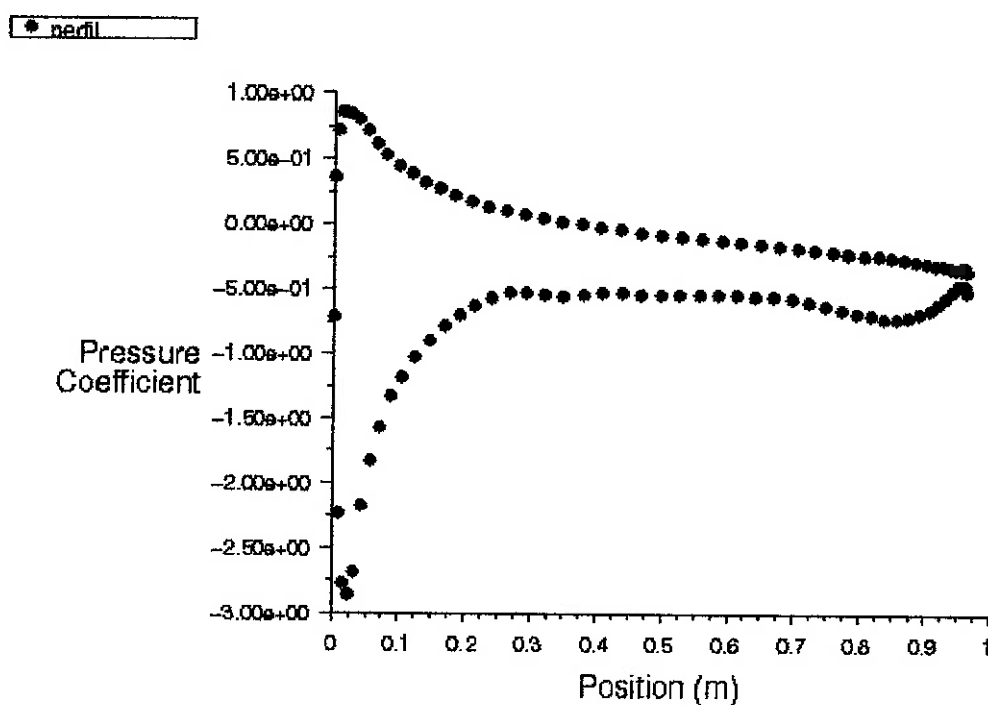


Figura 6.14 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 0012 com  $\alpha=16^\circ$ .

Especificamente para as figuras referentes a  $\alpha=16^\circ$ , percebemos uma esteira de baixas velocidades depois da asa. Essa esteira aparece, de forma menos obtusa, desde  $\alpha=10^\circ$ , quando as curvas de sustentação começam a divergir. Duas questões que ficam para trabalhos futuros são por que esta esteira aparece, já que é utilizado um modelo invíscido para a simulação e porque as curvas começam a divergir antes do ângulo de estol.



### 6.3 Resultados para perfil NACA 2410

Este perfil foi o perfil mais esbelto dentre os simulados. Abaixo está ilustrada a malha ao redor do perfil com um ângulo de ataque de  $-6^\circ$ .

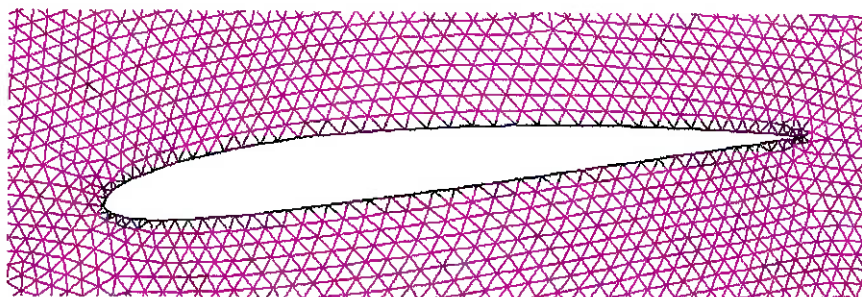


Figura 6.15 – Detalhe da malha em volta do perfil NACA 2410 com  $\alpha = -6^\circ$ .

Da mesma forma que no perfil anterior, os resultados estão apresentados na forma de tabela e de forma gráfica a seguir.

Tabela 6.2 – Resultados para perfil NACA 2410.

<b>NACA 2410</b>						
$\alpha$ (graus)	$C_L$ sim	$C_L$ ref	$C_L$ exp	$C_M$ sim	$C_M$ ref	$C_M$ exp
-6	-0,37	-0,35	-0,43	-0,05	-0,06	-0,05
-4	-0,17	-0,17	-0,22	-0,06	-0,06	-0,05
-2	0,05	0,06	-0,02	-0,06	-0,06	-0,05
0	0,28	0,29	0,20	-0,06	-0,06	-0,05
2	0,50	0,51	0,42	-0,06	-0,07	-0,05
4	0,72	0,72	0,64	-0,07	-0,06	-0,05
6	0,88	0,87	0,88	-0,06	-0,06	-0,05
8	1,06	1,09	1,09	-0,06	-0,06	-0,04
10	1,03	1,07	1,28	-0,05	-0,04	-0,04
12	1,07	1,05	1,46	0,00	-0,07	-0,04
14	0,91	1,03	1,56	-0,05	-0,05	-0,04
16	0,88	0,98	1,64	-0,06	-0,07	-0,07
18	0,93	0,84	1,15	-0,12	-0,06	-0,12

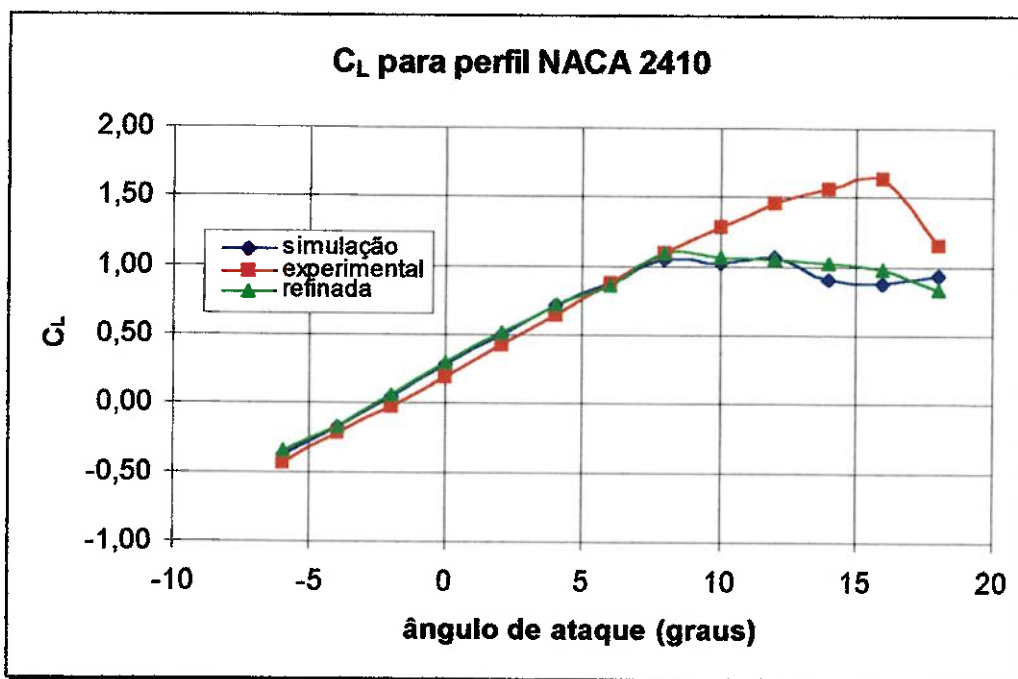


Figura 6.16 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 2410.

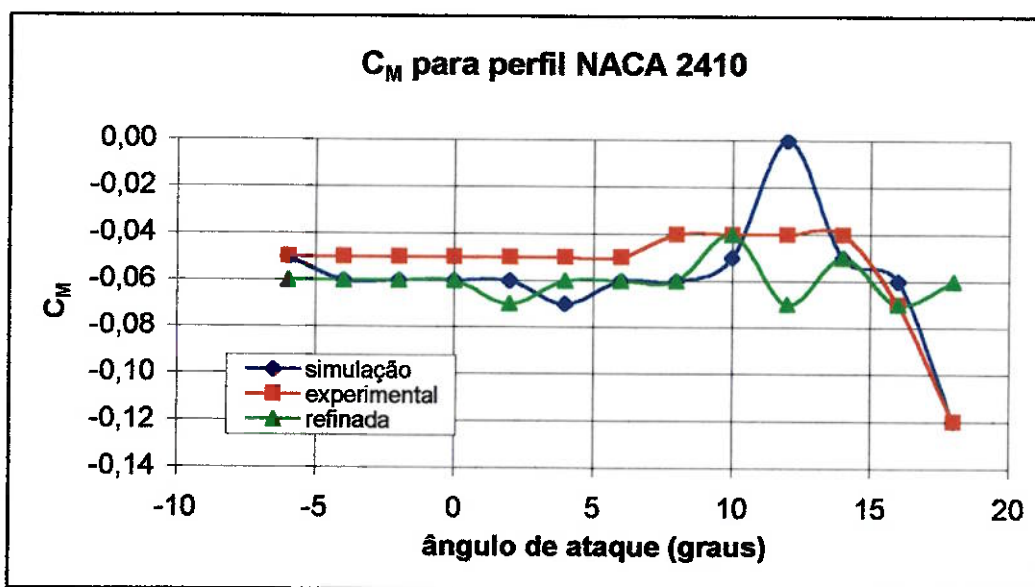


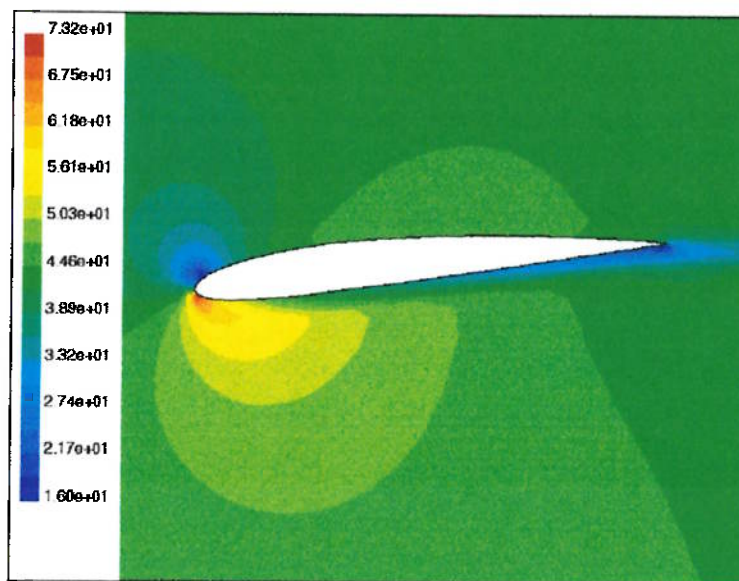
Figura 6.17 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 2410.

As curvas de  $C_L$  apresentaram o mesmo comportamento do perfil NACA 0012, sendo que no presente caso a aderência entre as curvas deu-se desde  $\alpha = -6^\circ$  até  $\alpha = 8^\circ$ . Neste caso, podemos perceber que a simulação fornece resultados ligeiramente maiores do que os resultados experimentais. Provavelmente isso é justificado pela

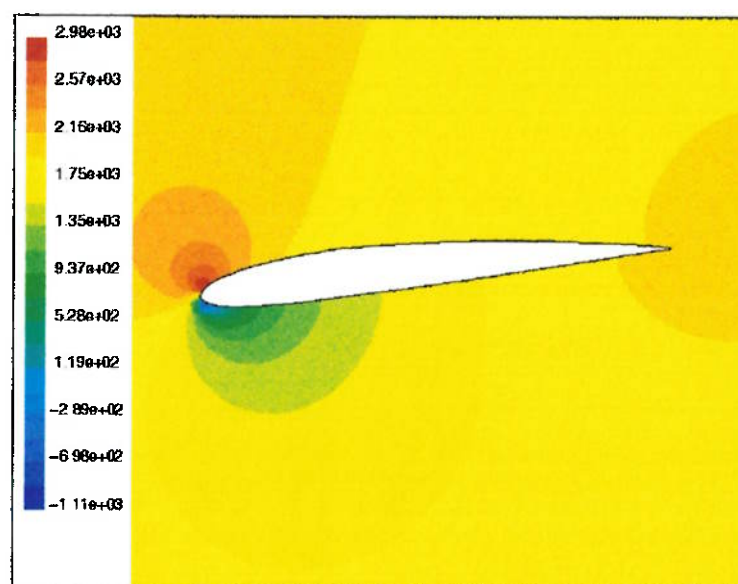
presença de forças viscosas que geram componentes não nulas na direção vertical, sentido para baixo, em perfis com cambagem. Isso faz com que a sustentação no caso real seja menor do que a calculada numericamente ou analiticamente utilizando-se um modelo invíscido.

Em relação ao coeficiente de momento, pode-se dizer que cabe o mesmo tipo de análise feita para o perfil NACA 0012 para os resultados da malha não refinada. Somente o ponto referente a  $\alpha=12^\circ$  apresentou-se fora da tendência. Os resultados para malha refinada apresentaram-se piores, já que não ocorre uma queda no  $C_M$  depois de  $14^\circ$  como era esperado e antes disso os valores oscilam bastante.

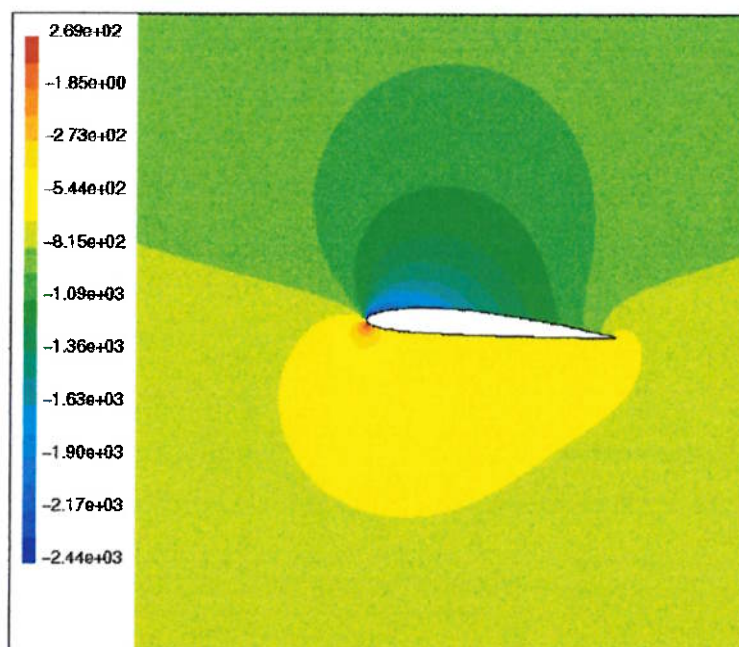
Abaixo estão plotados contornos de pressão, magnitude de velocidade e vetores de velocidade para três ângulos de ataque distintos.



**Figura 6.18 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 2410 com  $\alpha=-6^\circ$ . Valores em m/s.**



**Figura 6.19 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2410 com  $\alpha = -6^\circ$ . Valores em Pa.**



**Figura 6.20 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2410 com  $\alpha = 4^\circ$ . Valores em Pa.**

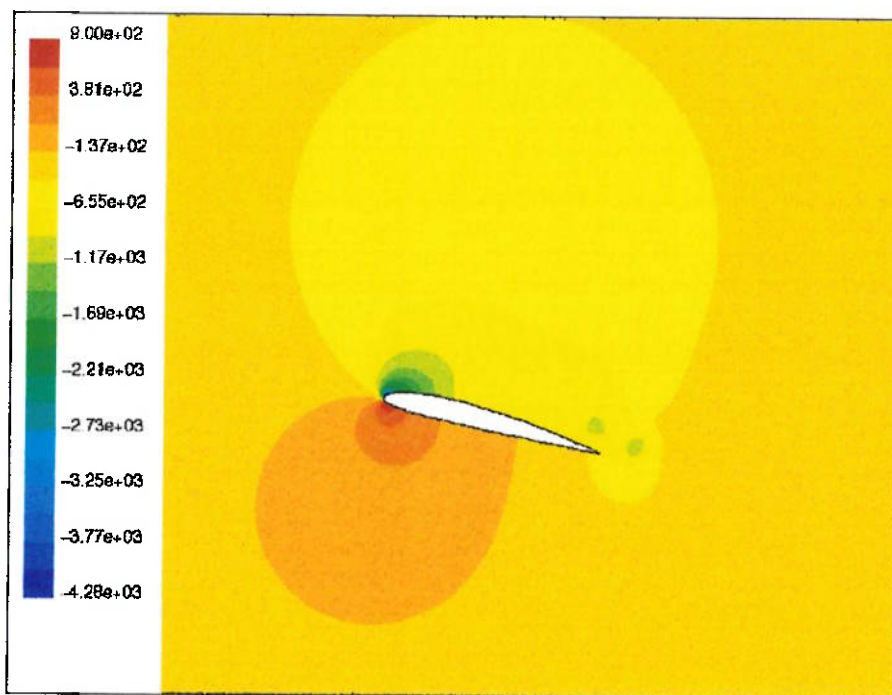


Figura 6.21 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2410 com  $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa.

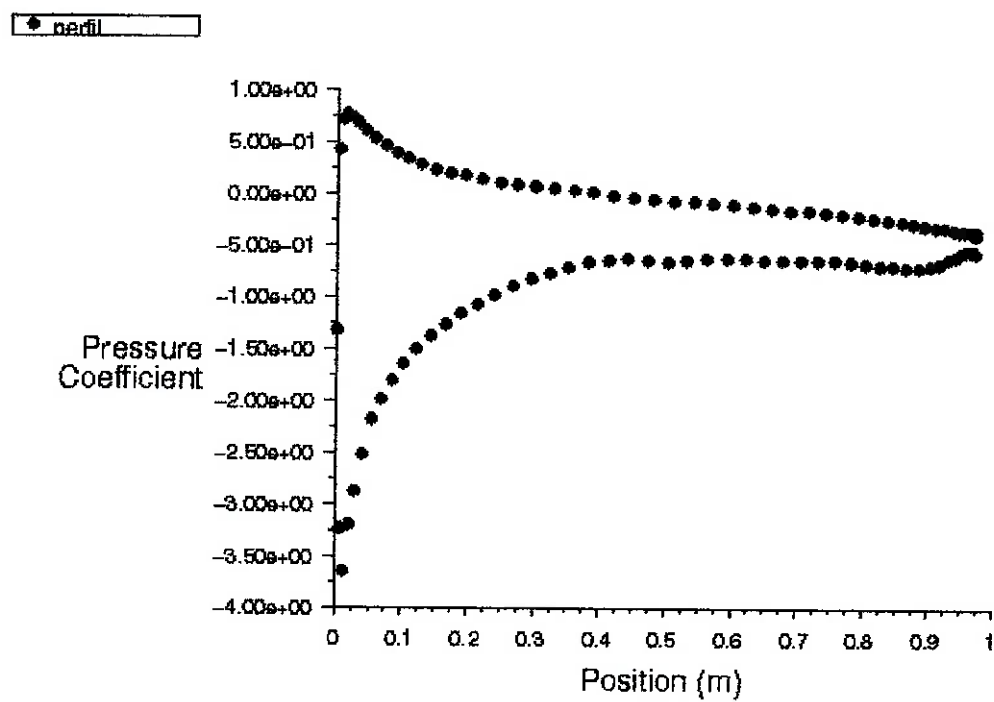
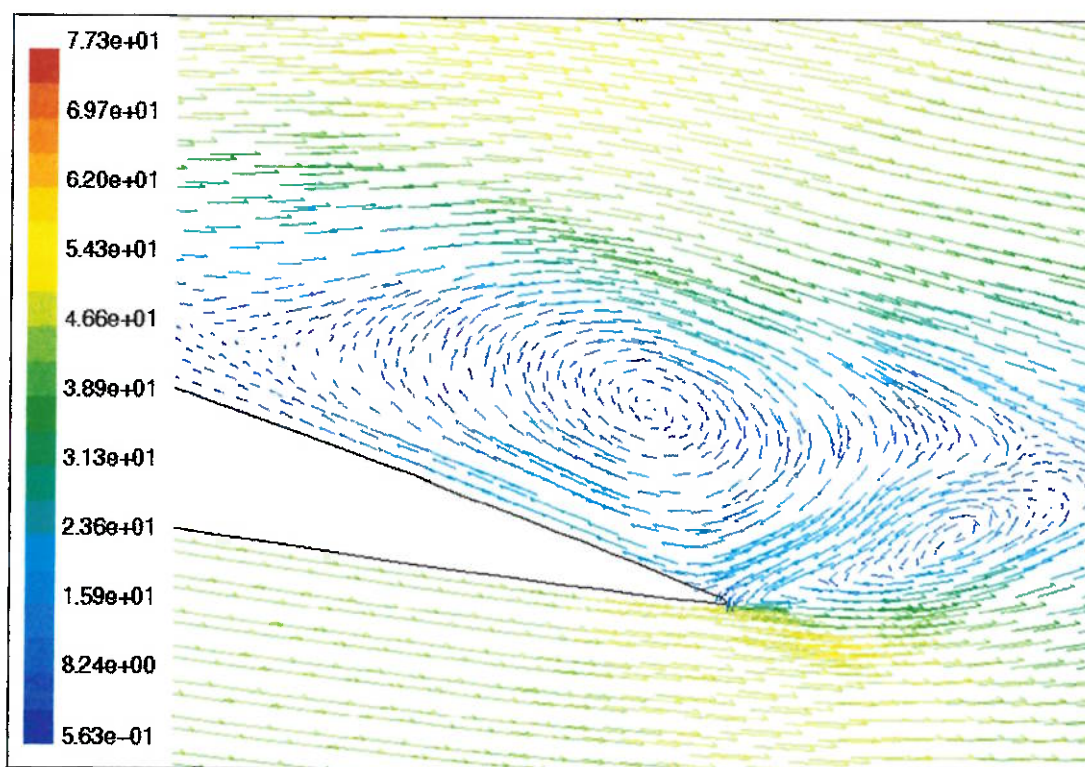


Figura 6.22 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 2410 com  $\alpha=14^\circ$ .





**Figura 6.23 – Detalhe no bordo de fuga dos vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 2410 com  $\alpha=14^\circ$  (condição de estol). Valores em m/s.**

É interessante observarmos na Figura 6.19 a distribuição de pressões que gera um coeficiente de sustentação negativo, evidenciado principalmente no bordo de ataque. Logo em seguida, observamos na Figura 6.20 uma situação oposta, porém, devido à presença da cambagem não nula, que faz com que o ângulo de ataque de sustentação nula seja menor do que zero, nessa situação temos uma maior distribuição de baixas pressões na parte superior, fazendo com que a sustentação seja maior do que simplesmente o oposto do valor obtido para um ângulo de ataque simétrico.

Já para as condições de alto ângulo de ataque, ilustradas aqui por vetores de velocidade para  $\alpha=14^\circ$ , percebemos que há a formação de uma esteira semelhante à que se observou para o perfil NACA 0012 em altos ângulos de ataque. Além disso, fica também evidenciada uma bolha de recirculação em baixa velocidade próxima ao bordo de fuga, no dorso superior. Mais uma vez fica a questão sobre o motivo do aparecimento desse fenômeno, uma vez que para as condições de simulação não se previa uma situação como esta.

## 6.4 Resultados para perfil NACA 4421

Os resultados obtidos para este perfil, que é consideravelmente mais espesso que os outros dois testados, diferem bastante dos já apresentados. Em primeiro lugar, sua espessura mais elevada faz com que apareçam gradientes de velocidades em pontos bem mais distantes do que nos casos anteriores. Essa característica levou à necessidade de elaboração de malhas maiores, pois no ponto onde estava se fixando uma condição de outflow o escoamento não se encontrava ainda completamente desenvolvido. Assim, o que se fez foi gerar malhas semelhantes às anteriores, porém com abscissa máxima em 80. Uma malha refinada para o caso de  $\alpha=0^\circ$  está exposta abaixo. É interessante notar que os elementos refinados correspondem a regiões com alto gradiente de velocidade e observando a malha abaixo se nota que era premente a necessidade de malhas maiores que as anteriores, a fim de que as condições de contorno estabelecidas fossem fisicamente factíveis.

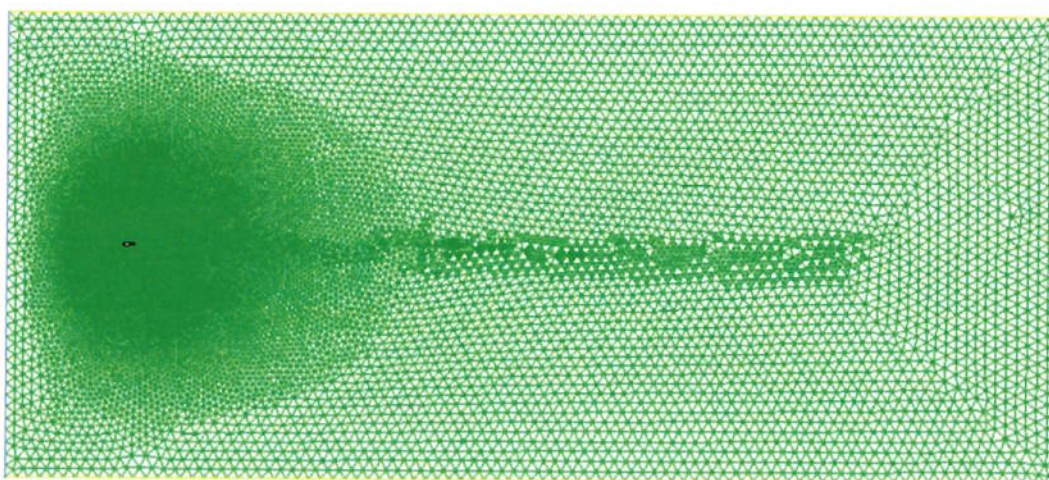


Figura 6.24 – Malha refinada para perfil NACA 4421 com  $\alpha=0^\circ$ .

Da mesma forma que nos dois itens anteriores, abaixo estão expostos os resultados referentes aos coeficientes aerodinâmicos na forma de tabela e gráficos.

Tabela 6.3 – Resultados para perfil NACA 4421.

<b>NACA 4421</b>						
$\alpha$ (graus)	$C_L$ sim	$C_L$ ref	$C_L$ exp	$C_M$ sim	$C_M$ ref	$C_M$ exp
-6	-0,07	-0,06	-0,24	-0,11	-0,12	-0,09
-4	0,12	0,13	-0,04	-0,11	-0,12	-0,09
-2	0,34	0,34	0,18	-0,12	-0,12	-0,08
0	0,55	0,55	0,37	-0,12	-0,12	-0,08
2	0,77	0,76	0,56	-0,12	-0,12	-0,08
4	0,93	0,94	0,76	-0,11	-0,11	-0,08
6	1,16	1,16	0,93	-0,12	-0,11	-0,07
8	1,32	1,34	1,10	-0,11	-0,12	-0,07
10	1,46	1,50	1,23	-0,11	-0,11	-0,06
12	1,56	1,66	1,32	-0,09	-0,1	-0,06
14	1,56	1,60	1,32	-0,08	-0,07	-0,05
16	1,55	1,78	1,31	-0,06	-0,08	-0,05
18	1,48	1,79	1,29	-0,04	-0,06	-0,06
20	1,44	1,42	1,27	-0,05	-0,05	-0,06

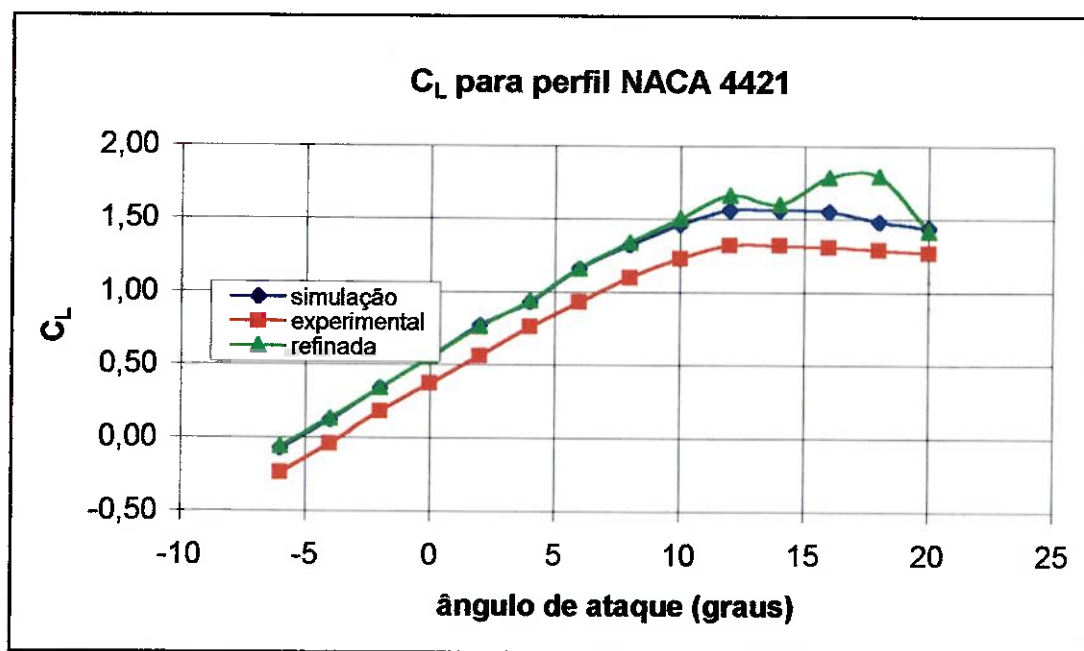


Figura 6.25 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 4421.



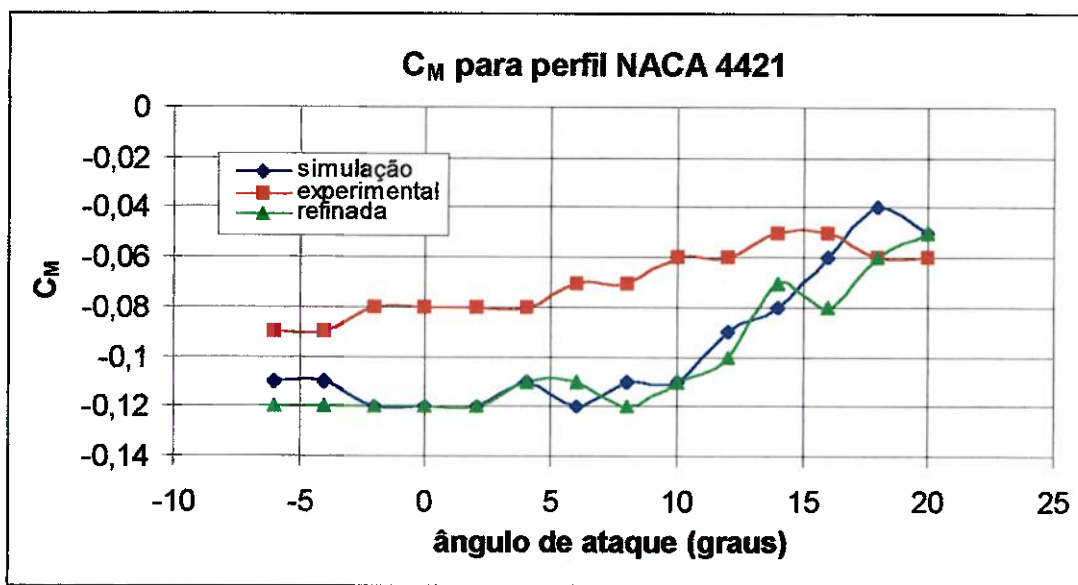
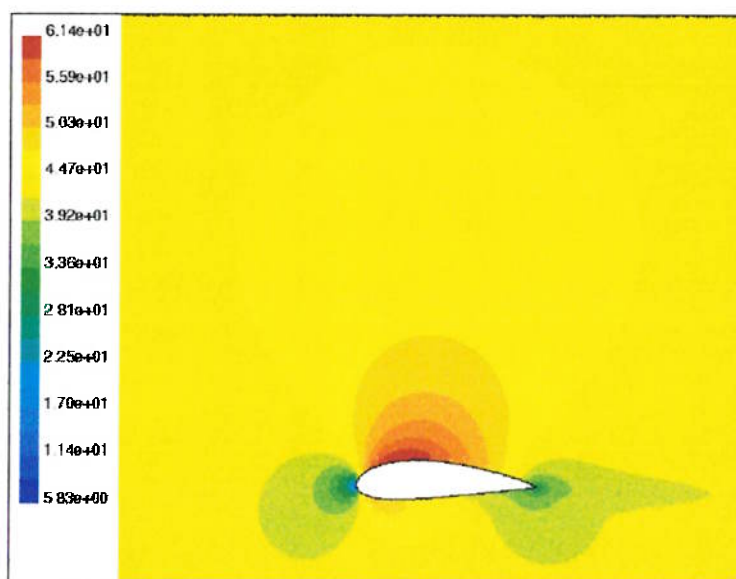


Figura 6.26 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 4421.

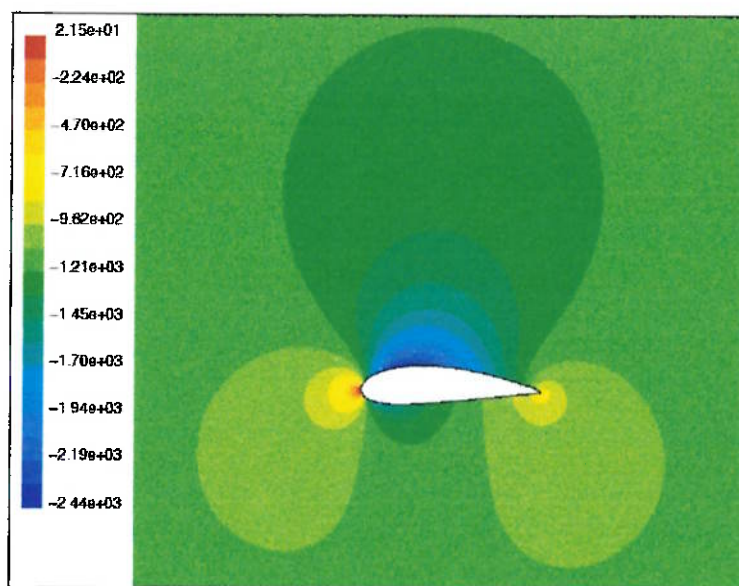
Com relação a este perfil, podemos observar que para a sustentação a curva das simulações feitas com malha não refinada comporta-se de maneira bastante similar à curva experimental, só que deslocada em relação ao eixo das ordenadas de um valor que varia entre 0,16 e 0,22. O mais interessante é observar que este comportamento é completamente diferente dos observados para os outros perfis, pois a curva se mantém semelhante mesmo para ângulos de ataque elevados. Outra característica interessante é a magnitude da diferença entre os valores experimentais e simulados, na região onde as curvas se comportam semelhantemente ao caso experimental em todos os perfis, isto é, na região de baixo  $\alpha$ . Notamos que a diferença para o perfil NACA 4421 é significativamente maior do que nos outros dois casos. Como tentativa de se explicar este fenômeno, é colocada aqui a hipótese de que como o perfil 4421 é muito mais espesso que os outros, aqui os efeitos da separação da camada limite são mais fortemente sentidos. Por isso, os valores encontrados experimentalmente teriam discrepâncias maiores em relação a valores teóricos ou numéricos. Contudo, para confirmarmos esta hipótese seria necessário efetuarmos simulações com perfis de espessura intermediária, com o fim de observarmos se essa diferença cresce mesmo juntamente com a espessura. Por fim, observamos que a solução refinada apresentou resultados piores que a solução original.

Com relação ao  $C_M$ , os resultados numéricos acompanham os experimentais a menos de um erro sistemático negativo até ângulos de ataque próximos de  $10^\circ$ , quando a partir daí os valores simulados crescem mais rapidamente do que os valores experimentais, chegando a cruzar a curva destes últimos. Provavelmente, mais uma vez, este comportamento se deve à viscosidade do fluido real que não foi considerada no modelo utilizado. Uma observação importante deve ser feita com relação ao comportamento da curva, pois nos outros dois casos o momento caía para valores grandes de  $\alpha$ , enquanto que nesse caso, verifica-se um crescimento do momento na região de altos ângulos de ataque.

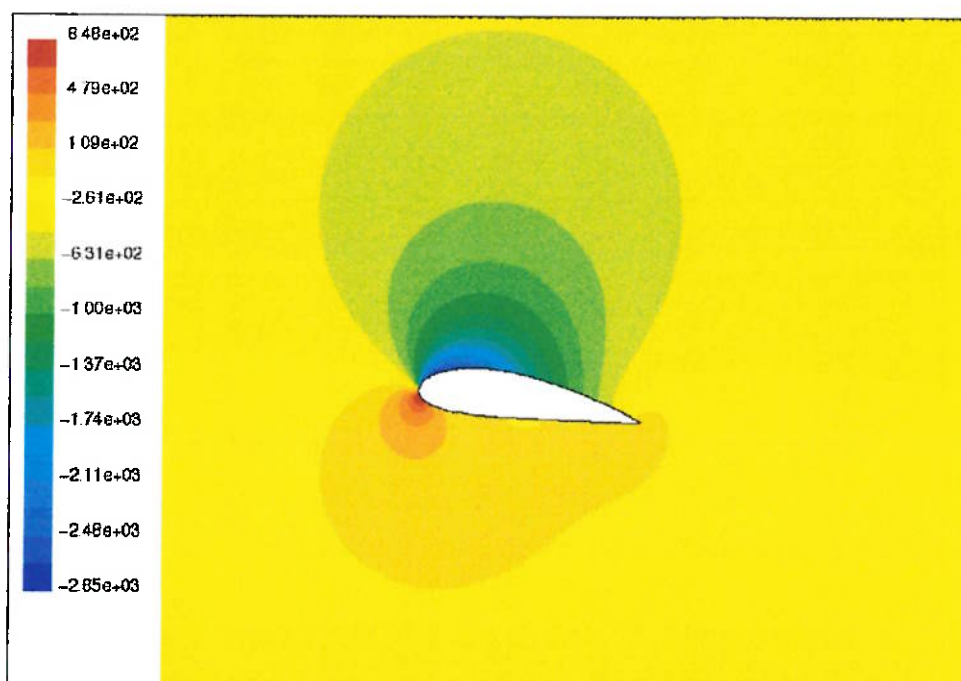
A seguir estão ilustradas distribuições de pressão total, pressão estática, magnitude de velocidade e vetores de velocidades para alguns casos simulados.



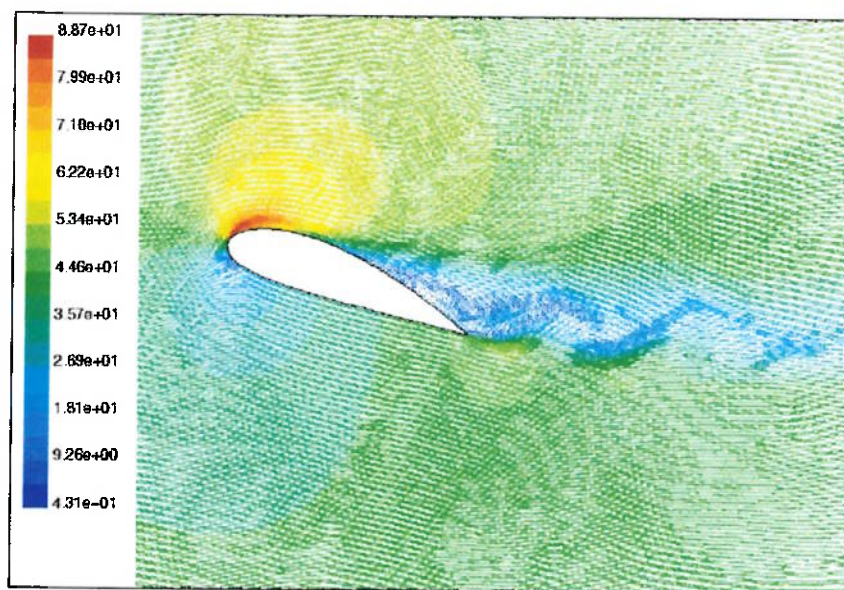
**Figura 6.27 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 4421 com  $\alpha=0^\circ$ . Valores em m/s.**



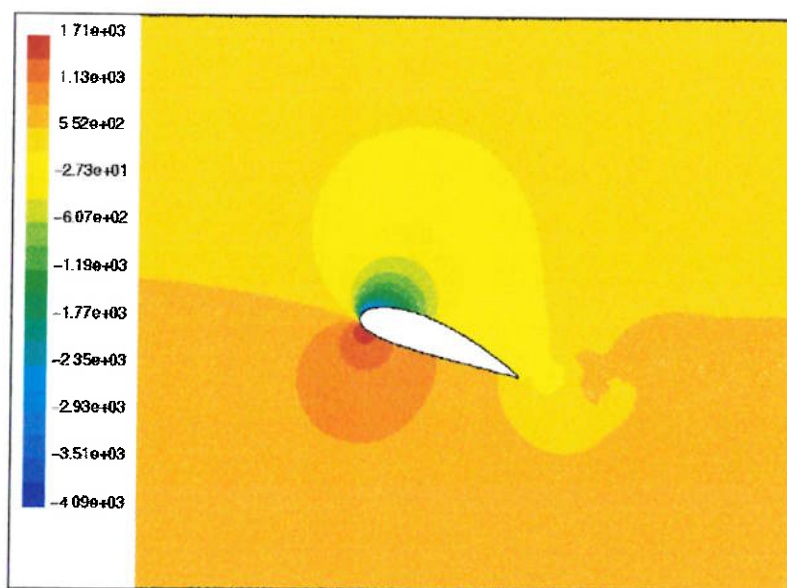
**Figura 6.28 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4421 com  $\alpha=0^\circ$ . Valores em Pa.**



**Figura 6.29 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4421 com  $\alpha=8^\circ$ . Valores em Pa.**



**Figura 6.30 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 4421 com  $\alpha=20^\circ$ . Valores em m/s.**



**Figura 6.31 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4421 com  $\alpha=20^\circ$ . Valores em Pa.**

Com relação à sustentação, observamos que em ângulos de ataque baixo, este perfil apresenta uma distribuição de pressões baixas em uma área maior do que nos outros dois perfis simulados, o que justifica os valores de  $C_L$  maiores encontrados para esse perfil nessa região, e que resultam num ângulo de sustentação nula menor. Com o aumento do ângulo de ataque, a relação entre as áreas submetidas à pressão

baixa e as submetidas à pressão alta não se altera muito, o que justifica a menor inclinação da curva de sustentação gerada por esse perfil. Muito provavelmente este efeito é gerado pela conjugação de alta espessura e alta cambagem.

Para ângulos de ataque altos, verifica-se o aparecimento de uma esteira similar àquelas que foram observadas para os dois casos. No entanto uma diferença fundamental existe nas proximidades do bordo de ataque. Para este perfil temos uma distribuição de pressões baixas no dorso superior numa área maior do que nos dois casos anteriores. É possível que esta força maior provocada nesse ponto compense o decréscimo de sustentação ocasionado pela formação da esteira e faça com que a curva de sustentação não tenha uma queda tão abrupta quanto nos outros dois casos simulados. Uma outra evidência que favorece esta hipótese é que o momento cresce para valores de  $\alpha$  altos, o que, lembrando da convenção adotada, significa que o momento na direção anti-horária está diminuindo.

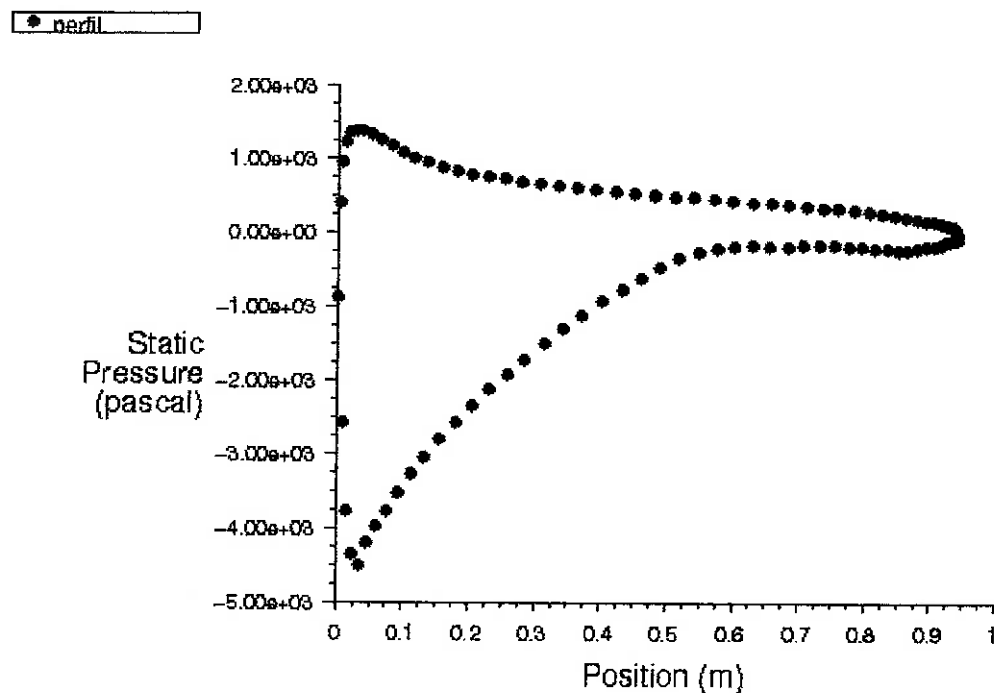


Figura 6.32 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 4421  $\alpha=20^\circ$ .



## 6.5 Resultados para perfil NACA 0006

Com o intuito de melhor compreender as razões que levaram às divergências observadas nos resultados obtidos, principalmente os referentes a altos ângulos de ataque dos perfis NACA 0012 e 2410, foram simulados mais três perfis NACA, com características distintas dos anteriores, na tentativa de isolar características dos perfis que porventura estariam ocasionando estas discrepâncias. O primeiro perfil estudado é o NACA 0006, que é simétrico, porém apresenta espessura 50% menor do que o outro fôlio simétrico simulado, o NACA 0012. Pretendeu-se aqui fazer um estudo específico sobre a influência da espessura no resultado gerado. Abaixo estão os resultados tabelados e na forma de gráficos, de maneira semelhante aos casos anteriores:

Tabela 6.4 – Resultados para perfil NACA 0006.

<b>NACA 0006</b>				
$\alpha$ (graus)	$C_L$ sim	$C_L$ exp	$C_M$ sim	$C_M$ exp
-6	-0,612	-0,730	0,0095	0,0000
-4	-0,425	-0,410	0,0039	-0,0025
-2	-0,220	-0,210	0,0026	-0,0050
0	0,002	0,000	-0,0004	-0,0062
2	0,218	0,230	-0,0023	-0,0062
4	0,425	0,430	-0,0041	-0,0056
6	0,609	0,620	-0,0088	-0,0025
8	0,737	0,780	-0,0621	-0,0025
10	0,862	0,820	-0,1122	-0,0679
12	0,636	0,760	-0,0795	-0,1107

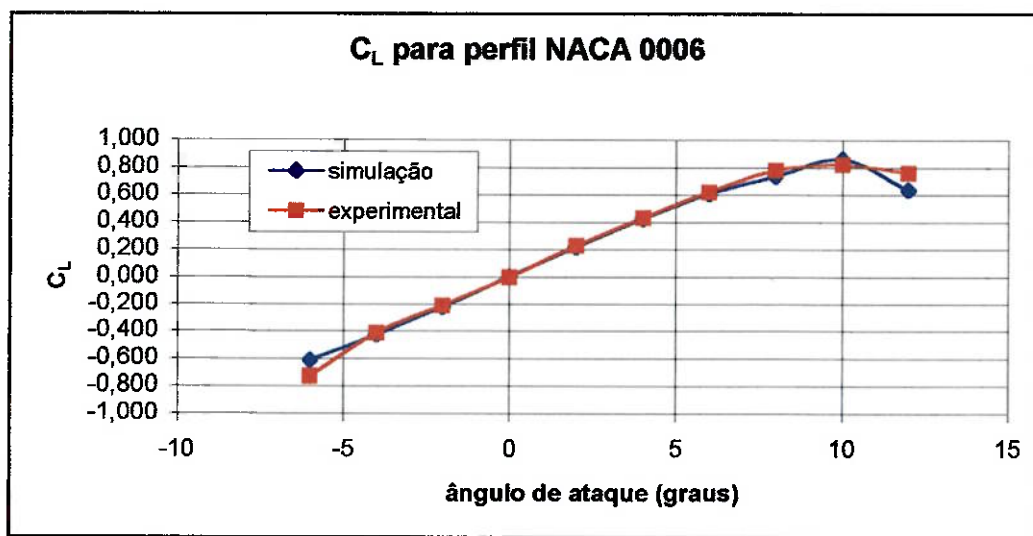


Figura 6.33 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 0006.

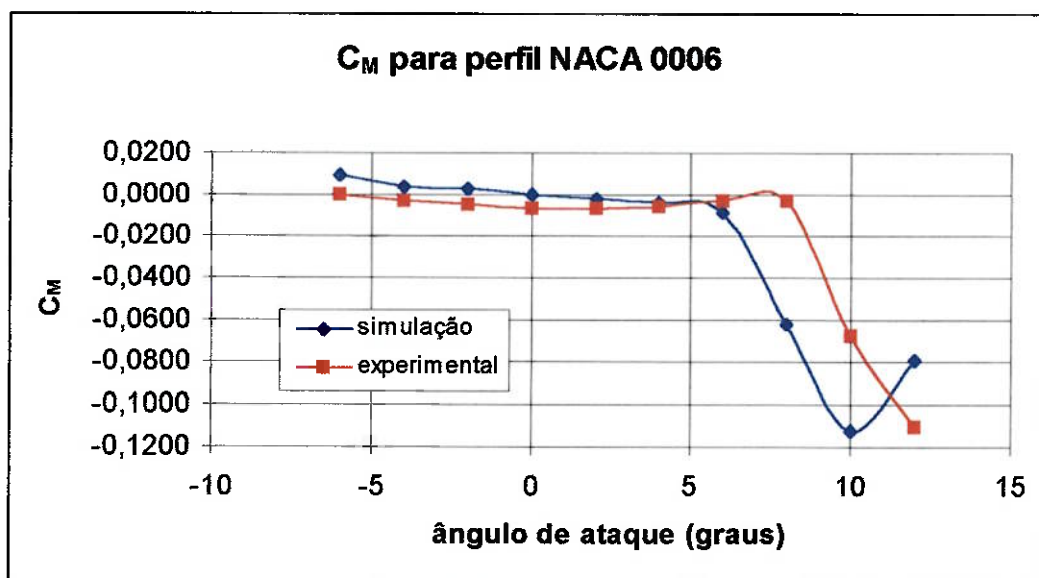
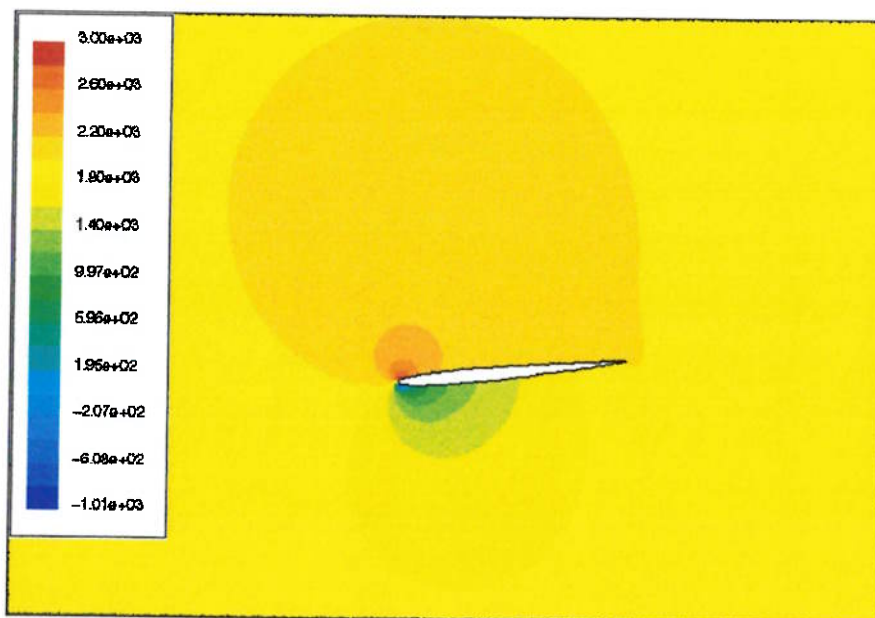


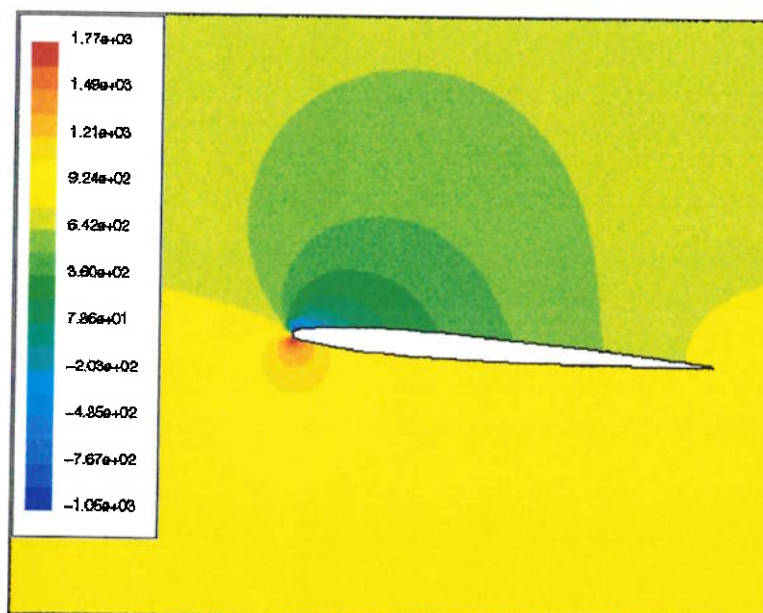
Figura 6.34 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 0006.

Surpreendentemente, os resultados conseguidos com a simulação deste perfil foram muito semelhantes aos resultados experimentais, tanto para a curva de sustentação quanto para a curva de momento. A expectativa, frente aos resultados obtidos pelos perfis NACA 0012 e 2424, era que o resultado gerado por um perfil delgado e sem cambagem fosse o que mais se afastasse dos resultados experimentais. No entanto, ao que parece, não se pode relacionar estes parâmetros de forma independente e linear com a discrepância frente aos resultados experimentais. A

seguir estão alguns resultados de campos de velocidade e pressão para o fôlio NACA 0006:

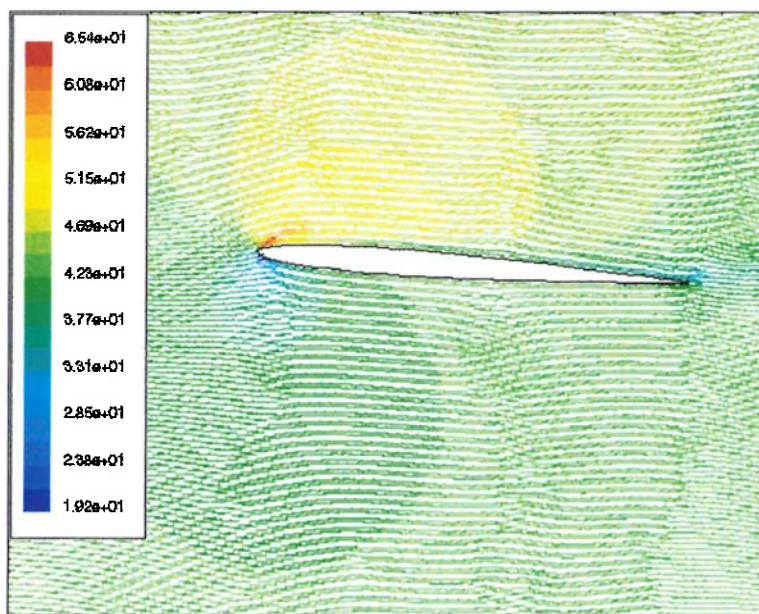


**Figura 6.35 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0006 com  $\alpha=6^\circ$ . Valores em Pa.**

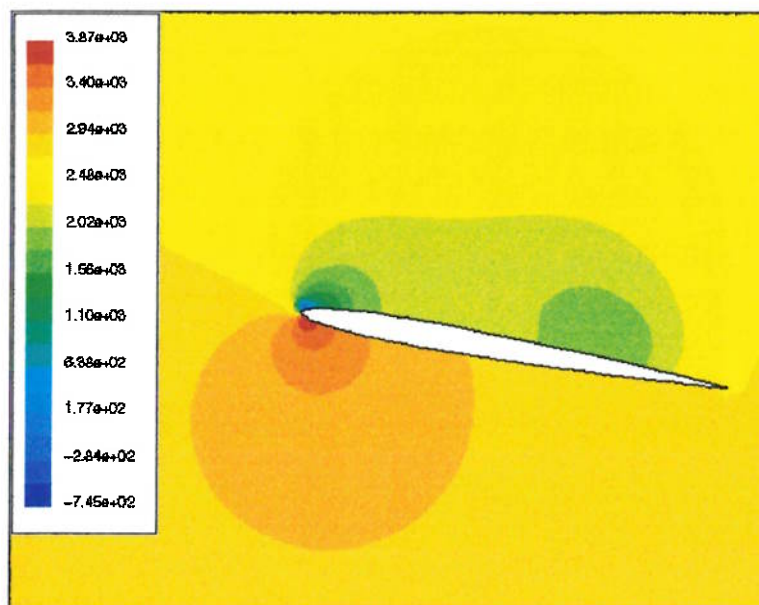


**Figura 6.36 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0006 com  $\alpha=4^\circ$ . Valores em Pa.**





**Figura 6.37 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 0006 com  $\alpha=4^\circ$ . Valores em m/s.**



**Figura 6.38 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 0006 com  $\alpha=10^\circ$ . Valores em Pa.**

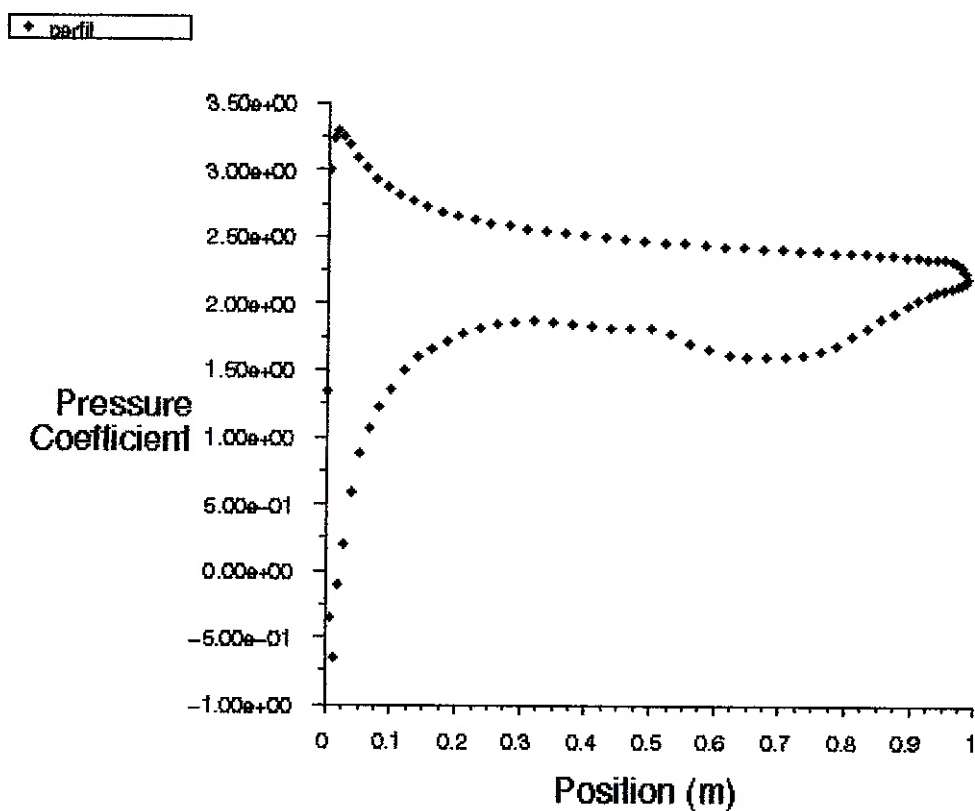


Figura 6.39 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 0006 com  $\alpha=10^\circ$ .

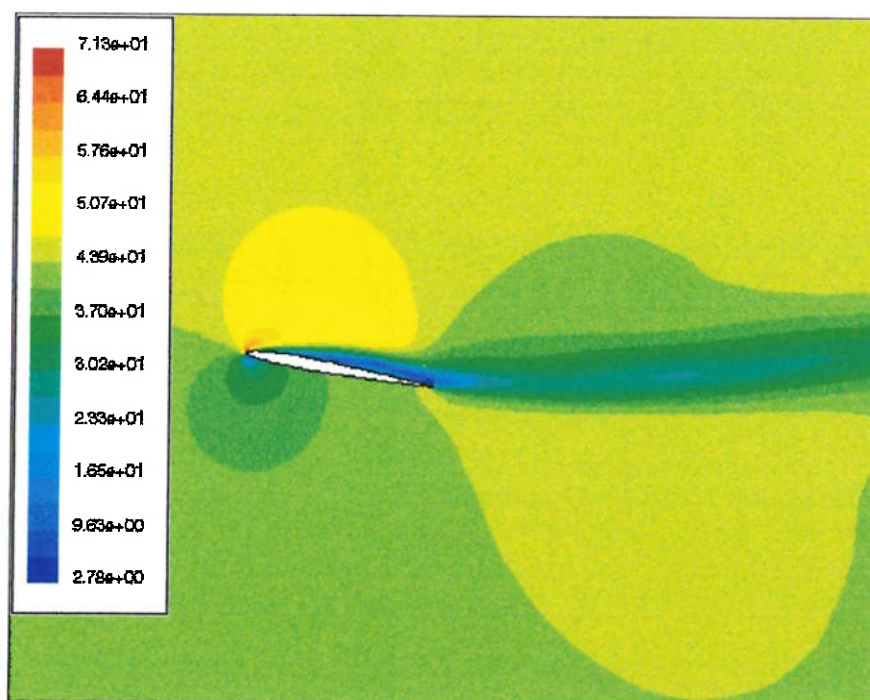
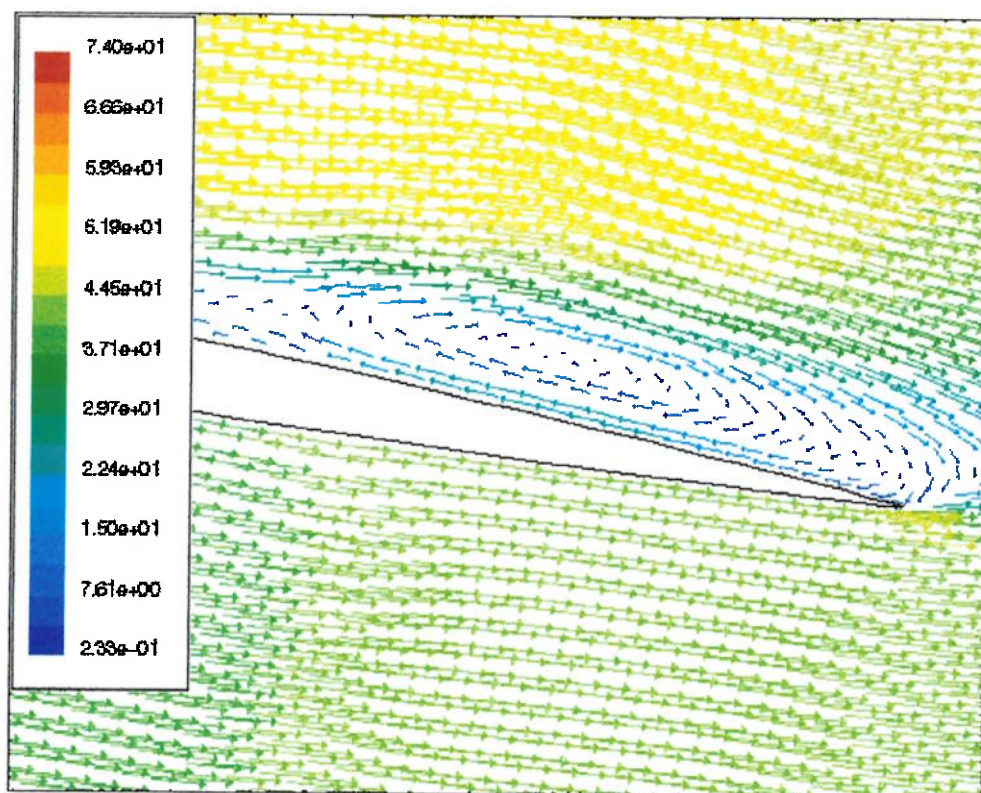


Figura 6.40 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 0006 com  $\alpha=10^\circ$ .  
Valores em m/s.



**Figura 6.41 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 0006 com  $\alpha=14^\circ$ . Detalhe do bordo de fuga. Valores em m/s.**

Ao observarmos as figuras acima, notamos que para baixos ângulos de ataque os campos de pressão e velocidade apresentam-se bastante semelhantes aos casos anteriores também para baixos ângulos de ataque. Foram postas também aqui figuras referentes ao ângulo de estol ( $14^\circ$ ). Para estas figuras, notamos o aparecimento da já mencionada recirculação na parte superior da asa, próxima ao bordo de fuga. Como a condição de estol começa a aparecer para este ângulo, o que se observa é a presença de um grande “vórtice”, de velocidades não muito baixas, distribuído numa grande parte do dorso superior da asa. Para condições de estol mais bem desenvolvidas, enxerga-se a presença de vários pequenos vórtices, com magnitudes de velocidade menores. A recirculação gera uma diminuição da sustentação, devido à sua influência no escoamento externo, que é o que determina a sustentação da asa. O fenômeno é semelhante para todos os casos, e é o que acontece fisicamente, no entanto é de se estranhar que para alguns perfis este fenômeno aconteça para um ângulo menor do que o esperado. No presente caso, como já foi exposto, este ângulo correspondeu exatamente ao experimental, dada a discretização no intervalo de ângulos utilizada.



## 6.6 Resultados para perfil NACA 2424

O quinto perfil foi escolhido por possuir cambagem igual ao NACA 2410, porém com uma espessura 140% maior. Obviamente a intenção neste caso era analisar o efeito da espessura isoladamente. Abaixo se encontram dispostos os resultados das simulações, de maneira similar aos casos anteriores:

Tabela 6.5 – Resultados para perfil NACA 2424.

<b>NACA 2424</b>				
$\alpha$ (graus)	$C_L$ sim	$C_L$ exp	$C_M$ sim	$C_M$ exp
-14	-0,906	-1,014	-0,0614	-0,0643
-12	-0,800	-0,914	-0,0589	-0,0621
-10	-0,687	-0,757	-0,0529	-0,0607
-8	-0,523	-0,586	-0,0516	-0,0571
-6	-0,338	-0,400	-0,0522	-0,0543
-4	-0,138	-0,229	-0,0530	-0,0500
-2	0,054	-0,043	-0,0547	-0,0414
0	0,259	0,143	-0,0558	-0,0357
2	0,483	0,343	-0,0597	-0,0293
4	0,688	0,510	-0,0608	-0,0271
6	0,876	0,714	-0,0602	-0,0214
8	1,045	0,857	-0,0578	-0,0143
10	1,195	1,000	-0,0552	-0,0107
12	1,301	1,120	-0,0487	-0,0121
14	1,383	1,186	-0,0428	-0,0143
16	1,459	1,157	-0,0410	-0,0286
18	1,349	1,129	-0,0281	-0,0321
20	1,237	1,086	-0,0351	-0,0307

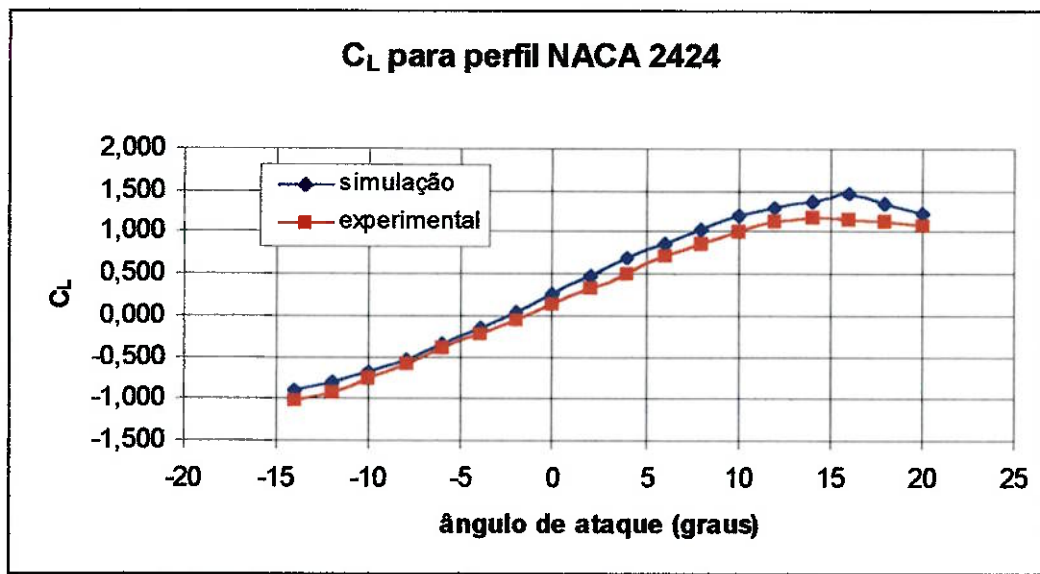


Figura 6.42 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 2424.

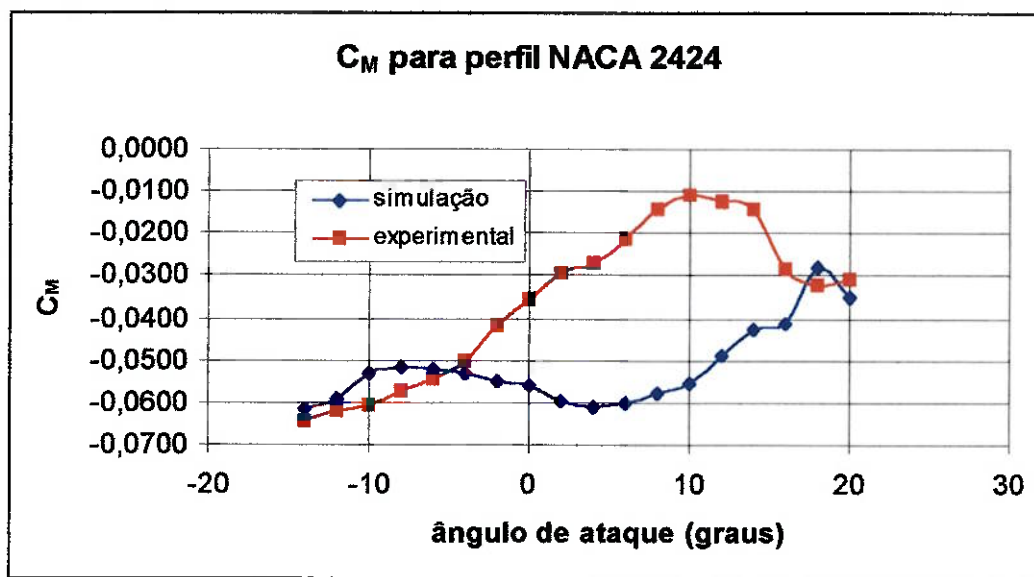


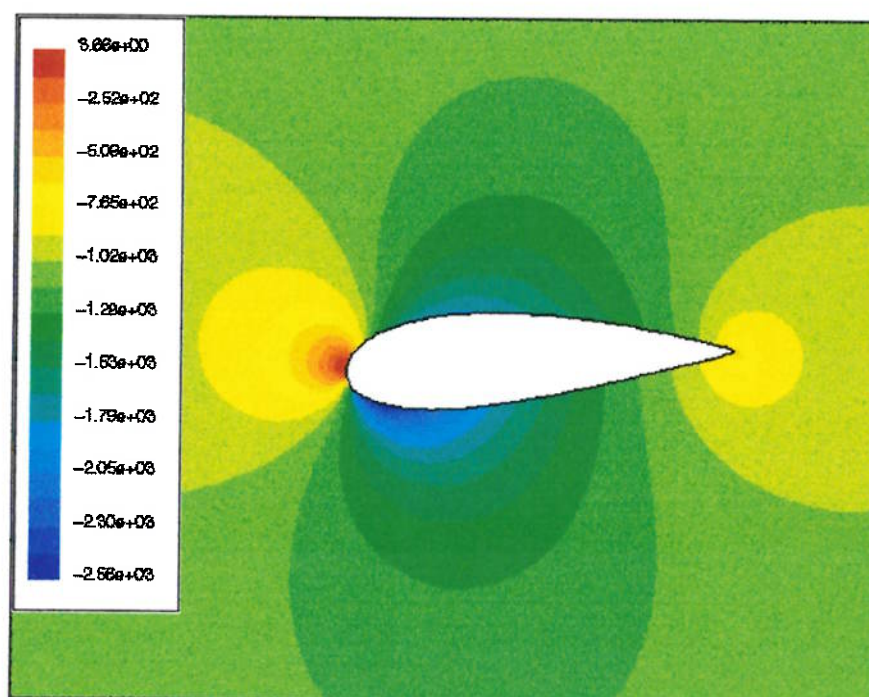
Figura 6.43 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 2424.

Como podemos perceber, a curva de sustentação gerada pelas simulações acompanha a curva experimental, a não ser pela presença de um pequeno erro sistemático presente em toda a faixa de ângulos de ataque ensaiados. Este comportamento é similar ao observado nos resultados do perfil NACA 4421, e toda a análise feita para este perfil cabe aqui também, com a ressalva de que o erro sistemático observado no presente caso é menor.

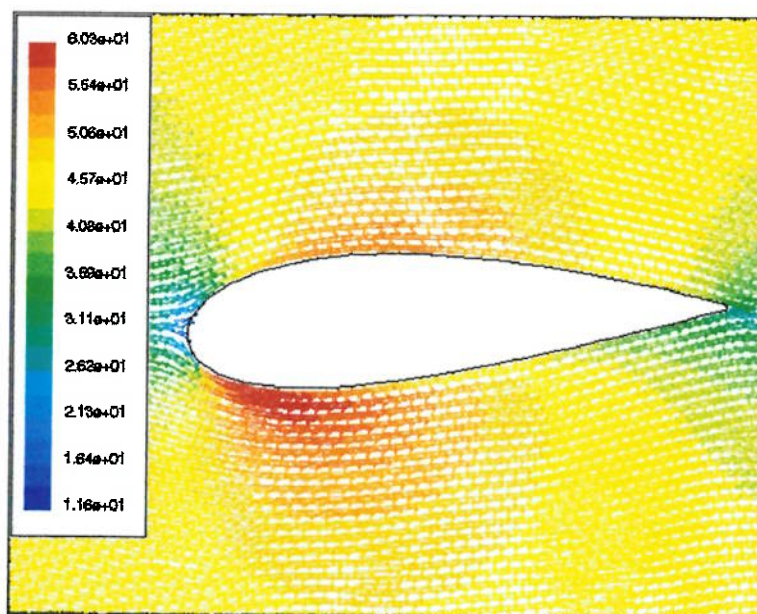
Frente a este resultado, uma possível conclusão é que, dado um valor de cambagem, a correspondência com os resultados experimentais cresce com o aumento da espessura, ao menos nesta faixa que vai de 10, 12% da corda, até 24%.

Já em relação à curva de momento, notamos que a discrepância é bem maior. Todavia, estes resultados têm sua importância diminuída, devido à pequena ordem de grandeza do coeficiente de momento, que dificulta a tomada exata do gráfico de valores experimentais e faz com que qualquer erro na tomada destes dados ou qualquer pequeno erro numérico seja bastante significativo se tomarmos como referência a relação entre estes valores. Além disso, devemos lembrar da já citada importância dos efeitos viscosos na determinação deste coeficiente.

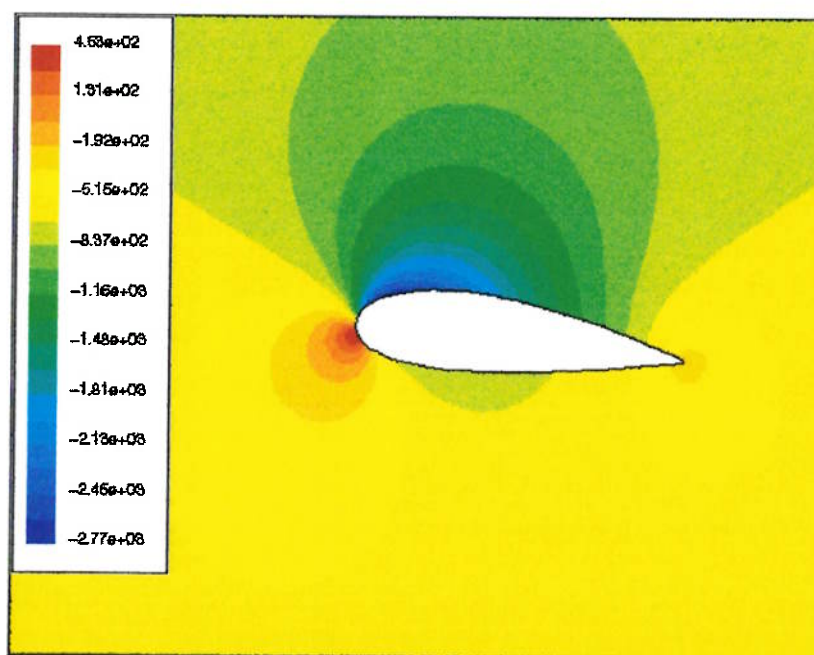
Abaixo estão resultados dos campos de pressão e velocidade para alguns ângulos de ataque:



**Figura 6.44 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2424 com  $\alpha = -4^\circ$ . Valores em Pa.**



**Figura 6.45 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 2424 com  $\alpha = -4^\circ$ . Valores em m/s.**



**Figura 6.46 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2424 com  $\alpha = 6^\circ$ . Valores em Pa.**

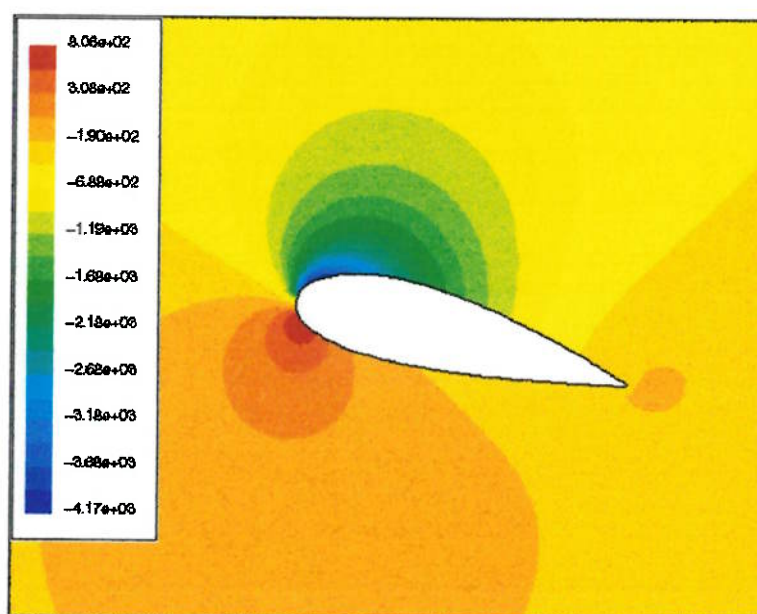


Figura 6.47 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 2424 com  $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa.

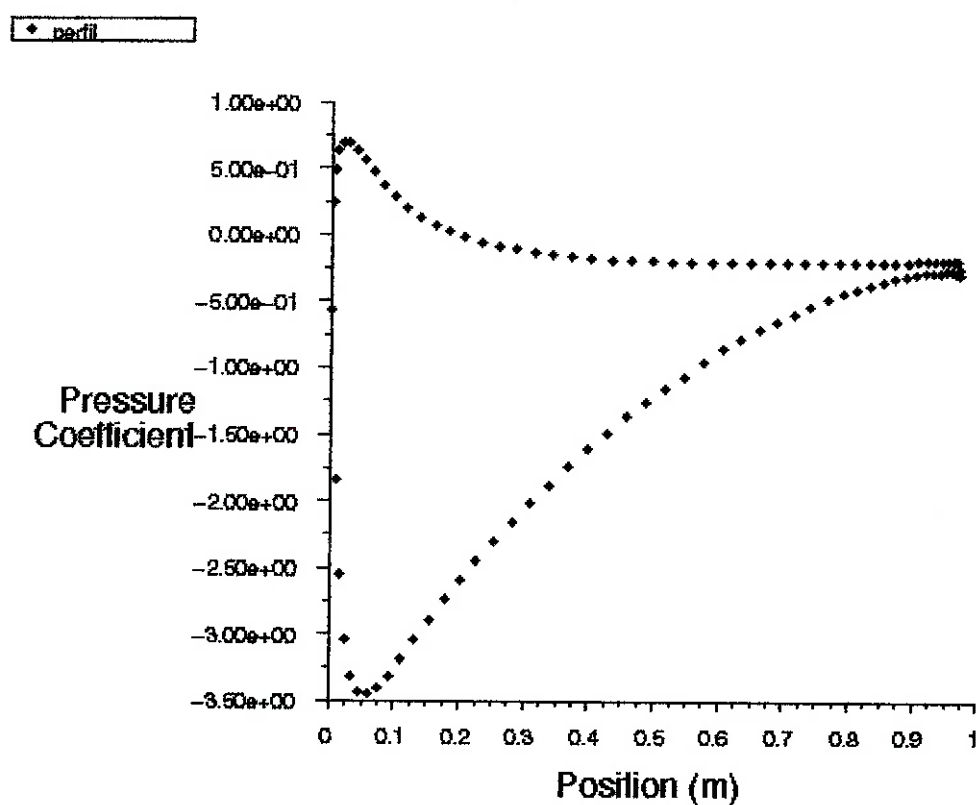
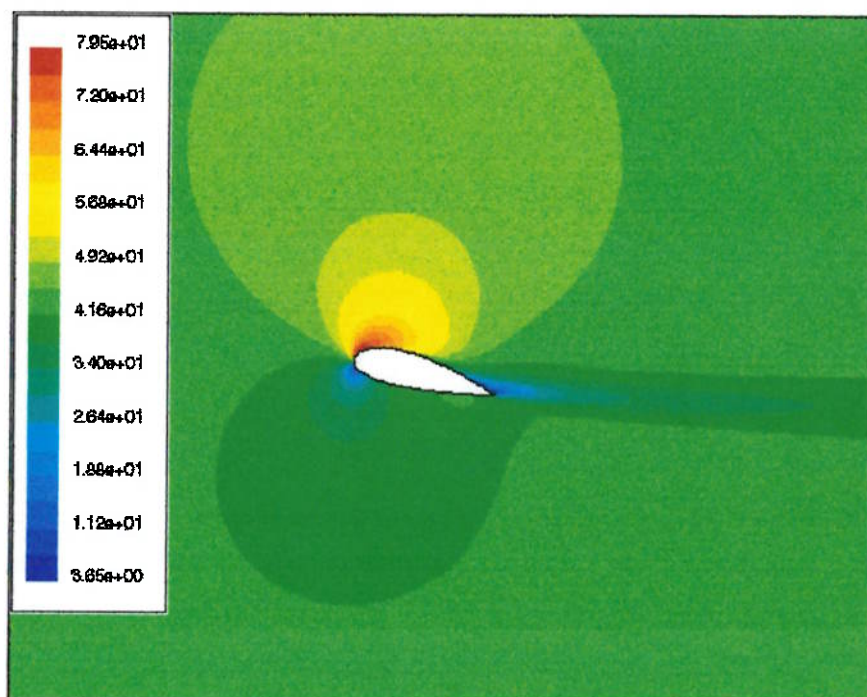
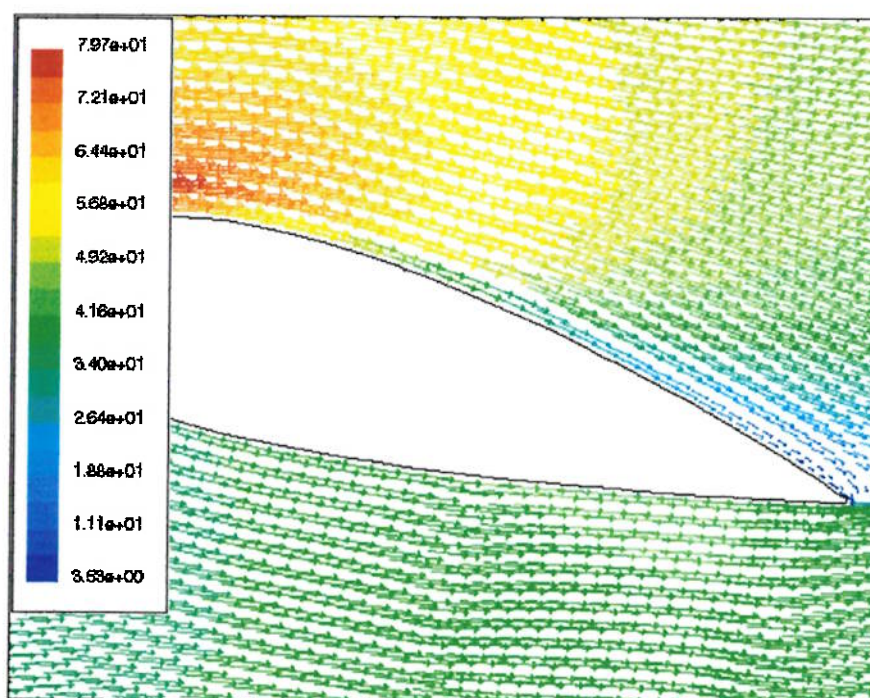


Figura 6.48 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 2424 com  $\alpha=14^\circ$ .





**Figura 6.49 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 2424 com  $\alpha=14^\circ$ . Valores em m/s.**



**Figura 6.50 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 2424 com  $\alpha=14^\circ$ . Valores em m/s.**

Analisando os contornos de pressão e os campos vetoriais de velocidade fornecidos pelas simulações do escoamento ao redor deste perfil, nota-se um comportamento bastante similar àquele do perfil NACA 4421. Entretanto figuram aqui ilustrações referentes ao ângulo de  $14^\circ$ , que se encontra imediatamente antes da condição de estol, de acordo com a discretização do intervalo de ângulos de ataque utilizada. Para esta condição, podemos observar, segundo a Figura 6.49, o começo do aparecimento de uma esteira de baixas velocidades. No entanto, como podemos ver melhor pela Figura 6.50, não há a presença de recirculação de velocidade, portanto não há perda abrupta da sustentação do perfil, mas esta situação de surgimento da esteira antecede a condição de estol.

Ainda sobre esta condição de  $\alpha=14^\circ$ , analisando os contornos de pressão da Figura 6.47 e o gráfico da Figura 6.48, verificamos que a porção da asa que é responsável pela maior parte do diferencial de pressão que gera a sustentação do perfil é a dianteira, que para este perfil e o perfil NACA 4421 é um tanto rombuda, mas tem uma curvatura suave na parte superior da asa, na medida em que nos dirigimos em direção ao bordo de fuga.

## 6.7 Resultados para perfil NACA 4412

Este perfil foi escolhido pelo mesmo motivo que levou à indicação do perfil NACA 2424 para ser simulado, o estudo da influência da espessura nos resultados obtidos. Contudo, uma outra análise, referente à cambagem, também pode ser feita, já que um perfil simétrico de mesma espessura foi o primeiro a ser simulado. Os resultados numéricos tabelados e plotados encontram-se a seguir:

Tabela 6.6 – Resultados para perfil NACA 4412.

<b>NACA 4412</b>				
$\alpha$ (graus)	$C_L$ sim	$C_L$ exp	$C_M$ sim	$C_M$ exp
-8	-0,307	-0,461	-0,0766	-0,0964
-6	-0,156	-0,271	-0,0927	-0,0964
-4	0,037	-0,045	-0,0996	-0,0929
-2	0,253	0,176	-0,1035	-0,0929
0	0,474	0,415	-0,1075	-0,0929
2	0,693	0,630	-0,1099	-0,0929
4	0,903	0,839	-0,1116	-0,0893
6	1,084	1,030	-0,1095	-0,0857
8	1,225	1,176	-0,1039	-0,0786
10	1,309	1,330	-0,0940	-0,0714
12	1,327	1,430	-0,0839	-0,0643
14	1,185	1,500	-0,0706	-0,0571
16	1,123	1,400	-0,1025	-0,0750
18	1,004	1,315	-0,1102	-0,0821
20	0,984	1,261	-0,1355	-0,0964

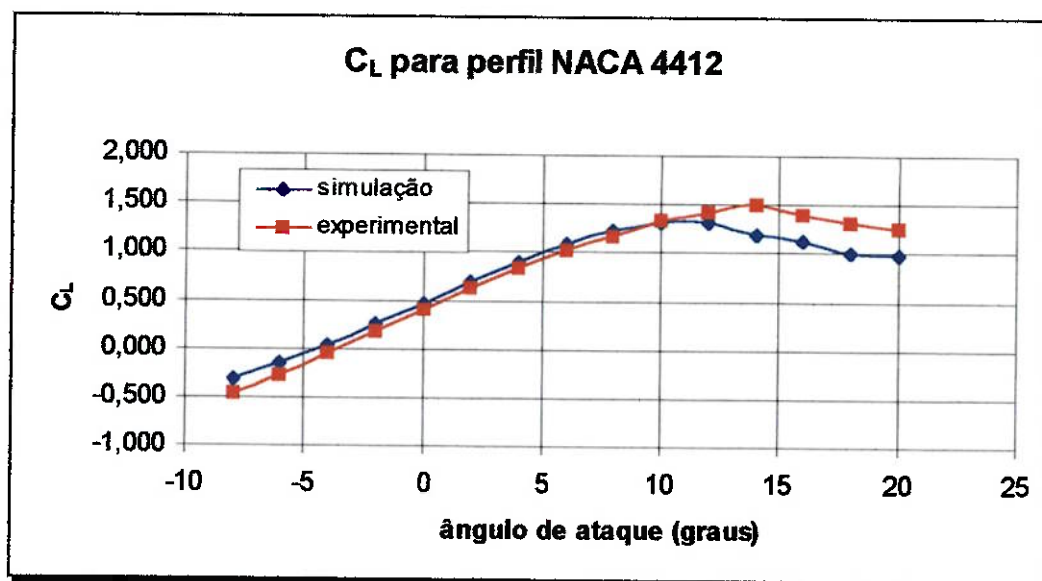


Figura 6.51 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil NACA 4412.

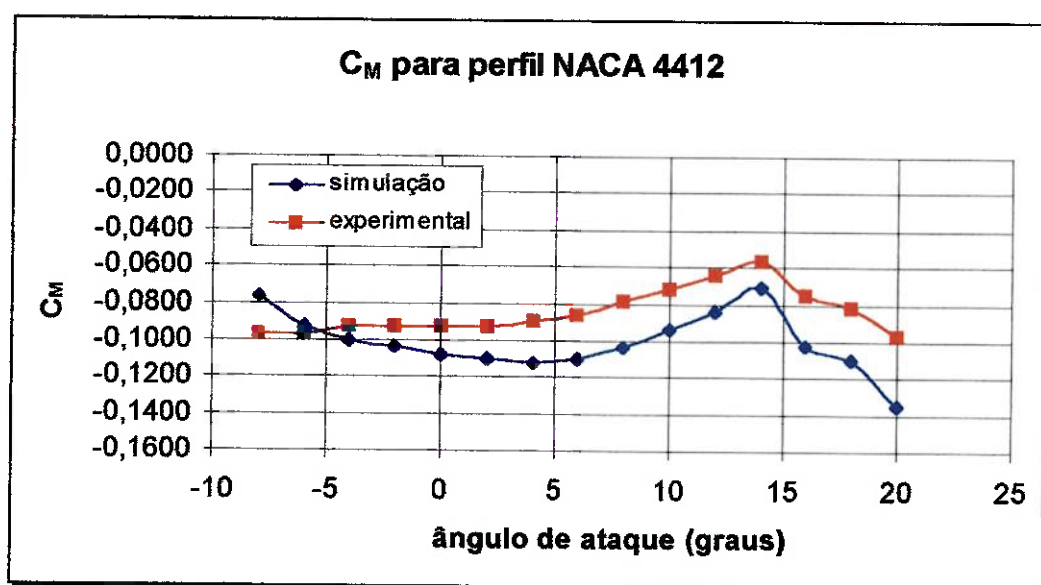


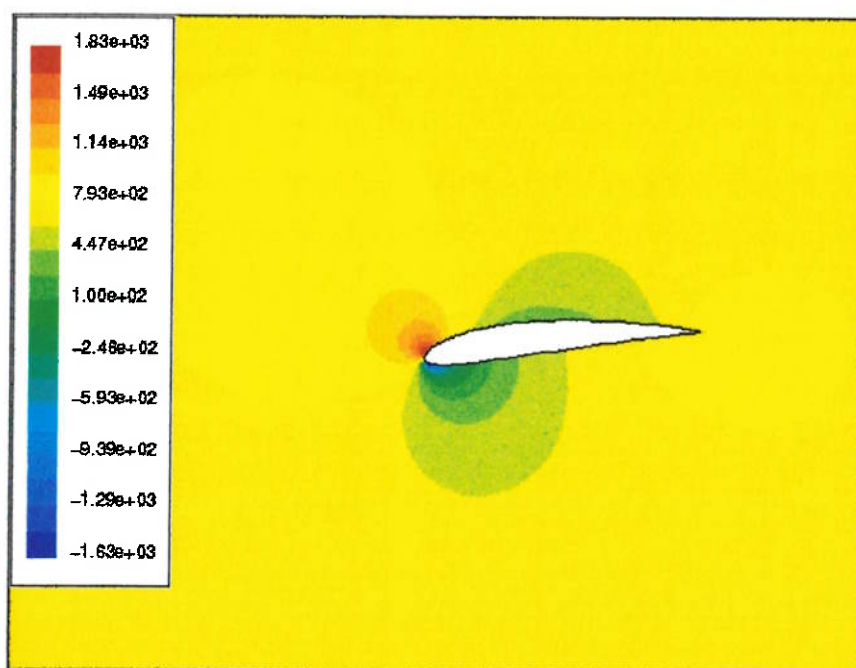
Figura 6.52 – Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para perfil NACA 4412.

Quanto aos resultados de sustentação, percebemos uma boa aderência dos resultados numéricos à curva experimental, pelo menos até um ângulo de  $12^\circ$ , quando começa a ocorrer um descolamento das duas curvas. No entanto, convém observar que este descolamento é muito menos intenso do que aquele observado para os perfis NACA 0012 e NACA 2410. Este comportamento corrobora as conclusões tiradas dos resultados gerados pelas simulações do perfil NACA 2424. Em adição a

estas conclusões, podemos afirmar que a cambagem parece ter um efeito de retardamento no descolamento dos resultados numéricos frente à curva experimental. Para o perfil NACA 0012, as curvas começaram a divergir para um ângulo de ataque de  $6^\circ$ , enquanto que para o perfil NACA 2410, o valor do ângulo de divergência é  $8^\circ$  e para o presente caso é de  $12^\circ$ . Também se observa que as discrepâncias, além de acontecerem em ângulos de ataque mais elevados, também são percentualmente menores, quanto maior a cambagem.

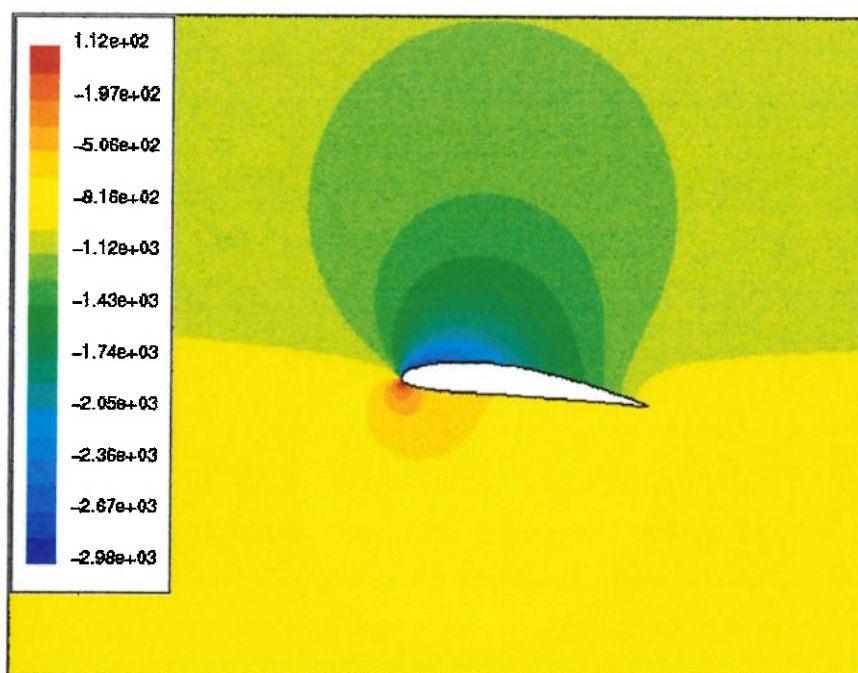
Quanto ao resultado de momento, observa-se que os pontos gerados pela simulação seguem em boa medida a tendência da curva experimental. As diferenças encontradas entre os dois resultados podem ser explicadas pelas mesmas razões dadas nas simulações dos perfis anteriores.

Abaixo estão resultados para os campos de pressão e velocidade para alguns ângulos de ataque:

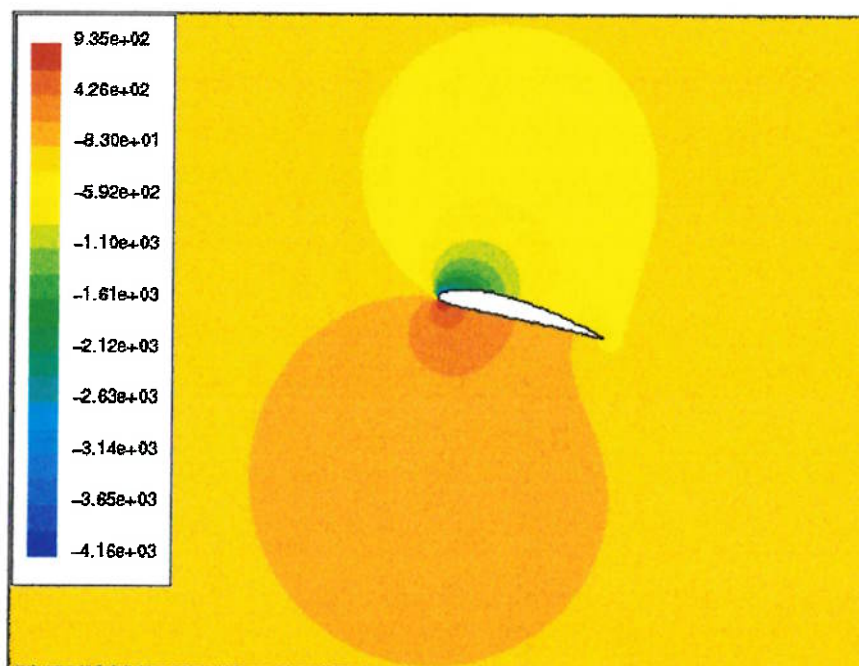


**Figura 6.53 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4412 com  $\alpha=6^\circ$ . Valores em Pa.**





**Figura 6.54 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4412 com  $\alpha=6^\circ$ . Valores em Pa.**



**Figura 6.55 – Contornos de pressão estática relativa para perfil NACA 4412 com  $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa.**

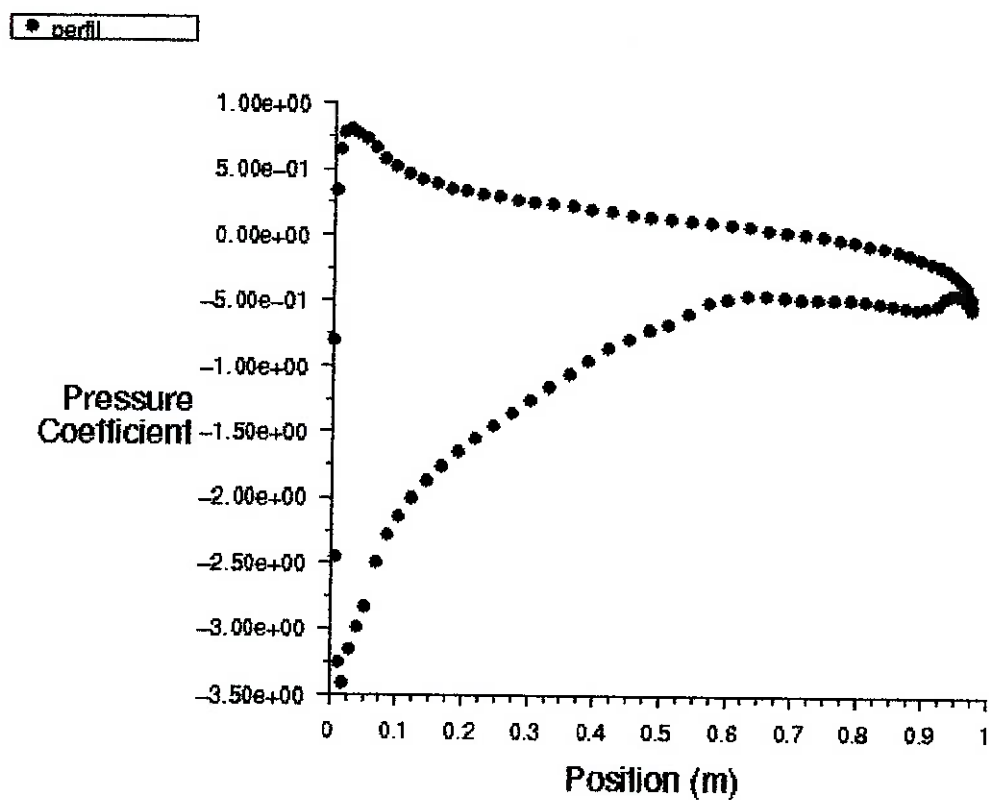


Figura 6.56 – Valores do coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA 4412 com  $\alpha=14^\circ$ .

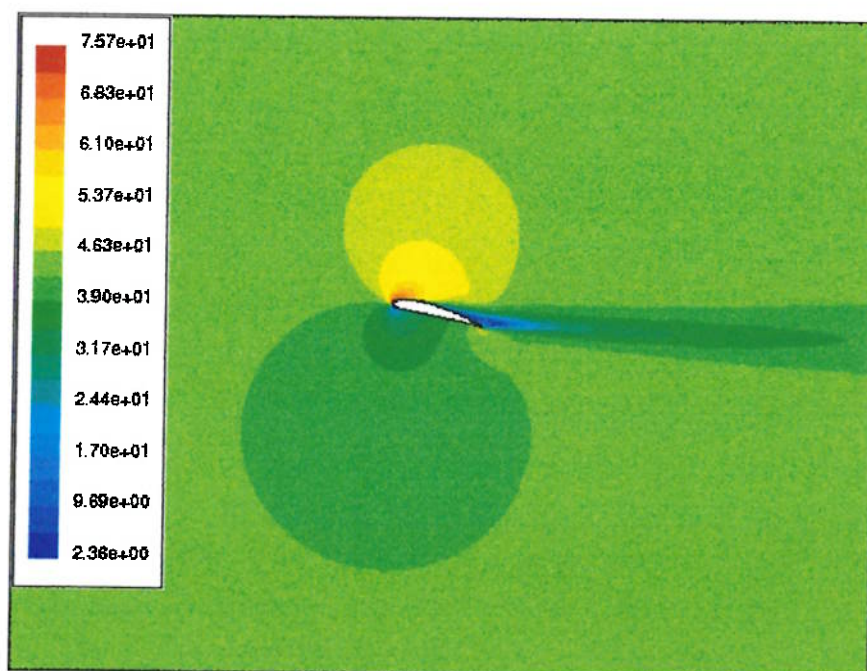
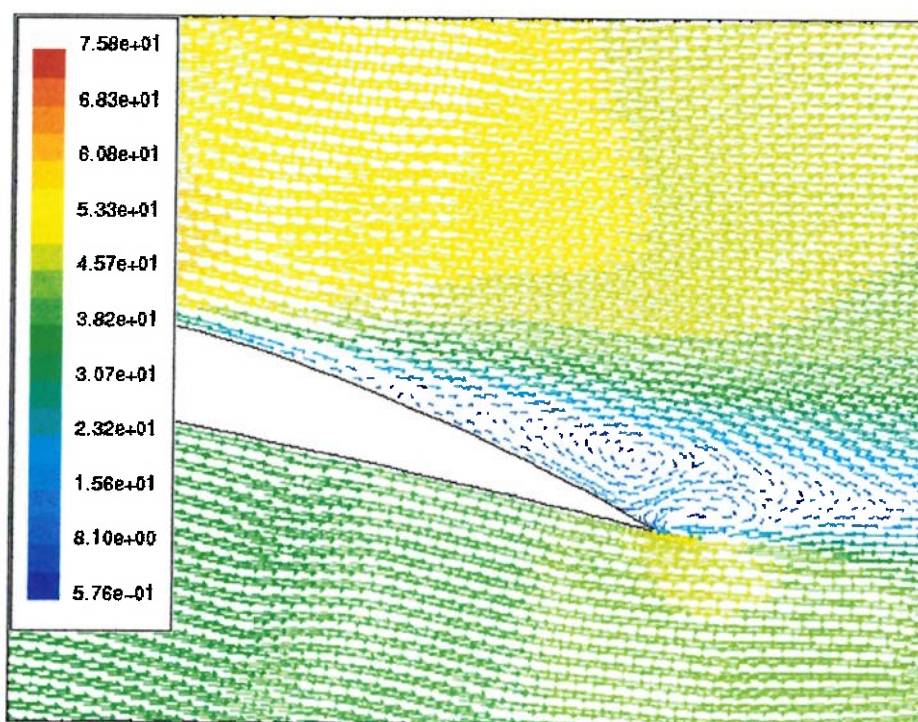


Figura 6.57 – Contornos de magnitude de velocidade para perfil NACA 4412 com  $\alpha=14^\circ$ .  
Valores em m/s.



**Figura 6.58 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude da velocidade para perfil NACA 4412 com  $\alpha=14^\circ$ . Detalhe do bordo de fuga. Valores em m/s.**

Com relação a este perfil, notamos um comportamento bastante similar, no que se refere aos contornos de pressão estática, ao perfil NACA 2410. No entanto, percebe-se que o estol no presente caso se dá em  $10^\circ$ , em contraste com  $8^\circ$  do perfil NACA 2410, e o ângulo de estol experimental é de  $14^\circ$ , enquanto que para o NACA 2410 este ângulo tem o valor de  $16^\circ$ . Assim, percebe-se com uma boa dose de clareza que a cambagem tem um papel de aproximar as condições de estol numérica e experimental.

Quanto à condição de  $\alpha=14^\circ$ , depois do estol, notamos que ao compararmos as figuras Figura 6.48 e Figura 6.56 que para um mesmo ângulo de ataque o perfil NACA 4412 tem um coeficiente total de pressão no dorso inferior do perfil maior do que o do perfil NACA 2424, mas no dorso superior o valor do coeficiente de pressão cresce muito mais rapidamente em comparação ao mesmo perfil, na medida em que se avança em direção ao bordo de fuga. Como este ângulo é um ângulo no qual a condição de estol já está bem estabelecida, notamos a presença de múltiplas zonas pequenas de recirculação próximas ao bordo de fuga do perfil (Figura 6.58).



## 6.8 Resultados para o perfil utilizado nas simulações tridimensionais

Por motivos que serão explicados no capítulo seguinte, referente às simulações tridimensionais, optou-se por fazer também a simulação bidimensional do perfil da asa da geometria utilizada. Esta geometria foi obtida de um arquivo IGES, sendo constituída por duas splines que formam os dorsos inferior e superior e um segmento de reta que une essas duas curvas no bordo de fuga. Vale lembrar que nos casos anteriores as geometrias foram obtidas a partir de um conjunto discreto de pontos ligados por segmentos de reta.

O perfil é simétrico e apresenta uma interrupção na cúspide. A geometria foi escalada de forma que na extremidade da asa o perfil tivesse corda unitária e esta foi a sessão tomada para as simulações bidimensionais que seguem. Com esta escala, o valor da espessura se aproxima de 0,13. Portanto, seria de se esperar que o comportamento do perfil se assemelhasse ao primeiro caso exposto, o NACA 0012. Procurou-se gerar uma malha que seguisse os mesmos padrões das simulações anteriores, mesmo considerando que a geometria do perfil foi obtida de forma diferente. A seguir está ilustrado o perfil, juntamente com a malha na região próxima:

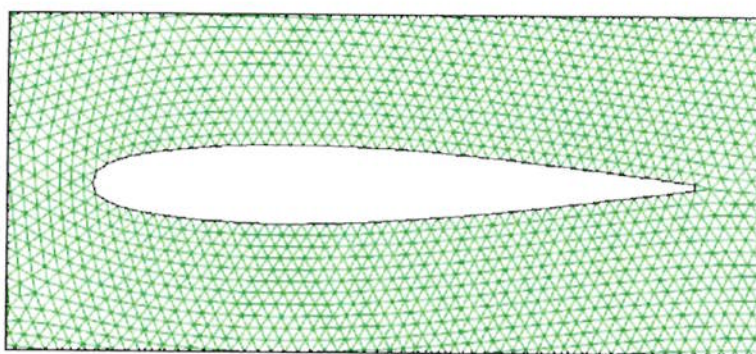


Figura 6.59 – Perfil da geometria tridimensional e respectiva malha para  $\alpha=0^\circ$ .

Para este perfil foi feito somente o levantamento da curva do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, pois este foi o único parâmetro analisado nas simulações tridimensionais. Abaixo se encontram os resultados em forma de tabela e gráfico:

Tabela 6.7 – Resultados para perfil da geometria tridimensional.

<b>Perfil da geometria tridimensional</b>	
$\alpha$ (graus)	$C_L$
-6	-0,57
-4	-0,40
-2	-0,22
0	-0,01
2	0,22
4	0,40
6	0,57
8	0,67
10	0,65
12	0,66
14	0,60

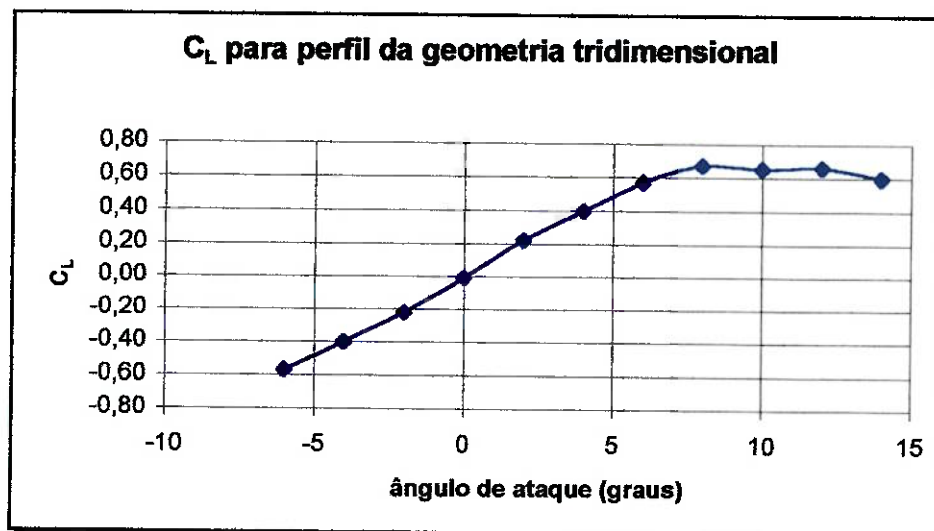


Figura 6.60 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para perfil da geometria tridimensional.

Como se pode perceber, a curva obtida se comporta de forma similar aos resultados obtidos para o perfil NACA 0012. O ângulo de estol está por volta dos 8°. Uma diferença importante está no fato de que o coeficiente angular da parte linear da curva de sustentação é maior para o perfil NACA 0012 do que para o presente perfil. Abaixo estão algumas figuras com contornos de grandezas escalares e vetoriais para ângulos de ataque representativos:

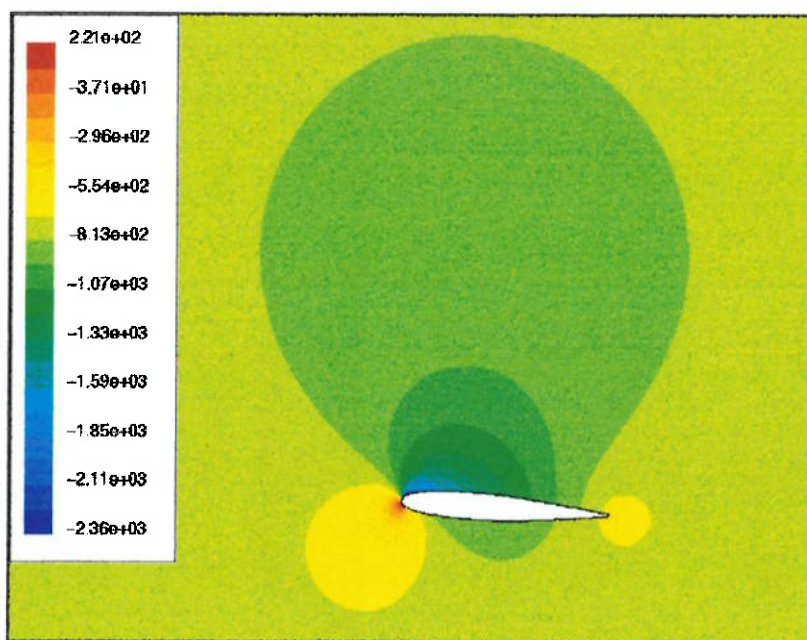


Figura 6.61 – Contornos de pressão estática para o perfil da geometria tridimensional com  $\alpha = 4^\circ$ . Valores em Pa.

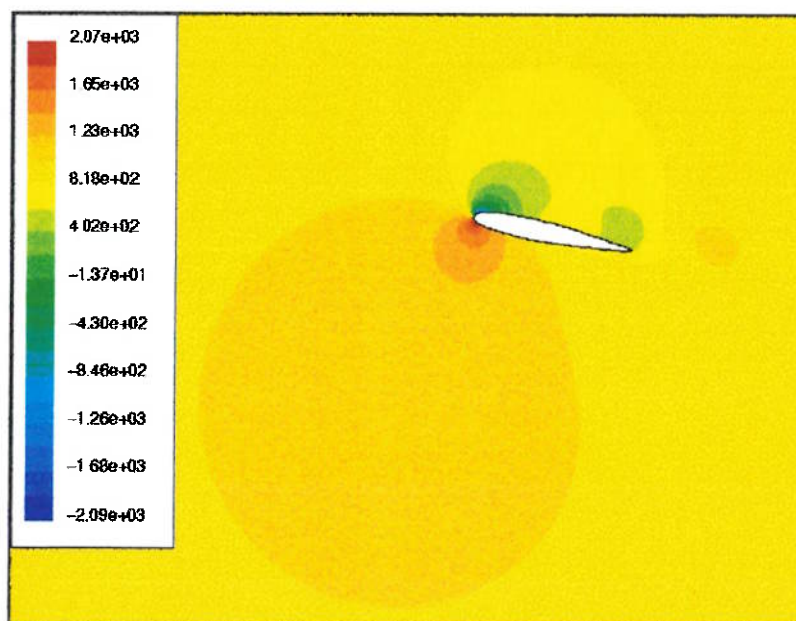
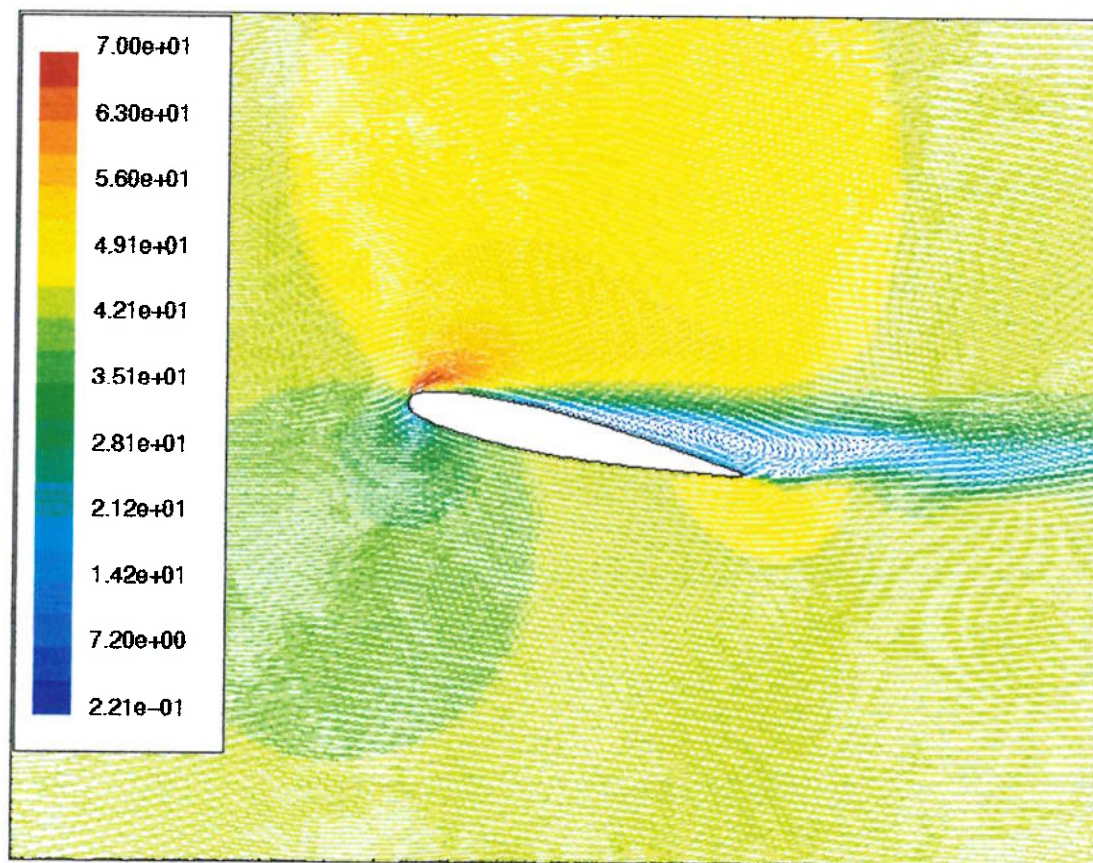


Figura 6.62 – Contornos de pressão estática para o perfil da geometria tridimensional com  $\alpha = 12^\circ$ . Valores em Pa.





**Figura 6.63 – Vetores de velocidade coloridos de acordo com a magnitude para o perfil da geometria tridimensional com  $\alpha=12^\circ$ . Valores em m/s.**

As figuras acima evidenciam que o comportamento deste perfil foi semelhante aos demais ensaiados, apresentando inclusive a esteira de recirculação para a condição de estol. Uma particularidade que deve ser notada é que este foi o perfil que apresentou o menor ângulo de estol de todos. Acredita-se que isso se deva ao fato de que seu bordo de fuga é chanfrado, e não uma cúspide, como nos outros casos. Essa característica geométrica torna mais difícil a satisfação da condição de Kutta pelo método numérico e pode ser que isso provoque instabilidades em ângulos de ataque mais baixos. É bastante provável que se acaso forem levantadas curvas experimentais de sustentação em função de  $\alpha$  para este perfil o ângulo de estol obtido seja maior que o calculado numericamente.

É significativo observar que foram rodadas simulações para ângulos de ataque mais altos, porém para essas condições a condição de estol já se configurou bastante desenvolvida e a solução não convergiu.

Comentários sobre as diferenças de comportamento das curvas de sustentação geradas pelas simulações bidimensionais e tridimensionais encontram-se no capítulo seguinte.

## 7 SIMULAÇÕES TRIDIMENSIONAIS

### 7.1 Condições gerais das simulações

A geometria escolhida para ser simulada foi uma bastante simples, da qual consta apenas uma asa trapezoidal de perfil simétrico, uma fuselagem chamada “cigar shape”, com simetria radial, e um leme. Esta geometria foi escalada de forma que a dimensão final da corda na seção da ponta tivesse um metro, assim como os perfis das simulações bidimensionais.

O volume simulado compreende apenas metade da geometria, pois assim aproveita-se uma característica de simetria do sistema para reduzir o custo computacional das simulações. O volume estudado é um paralelepípedo com as seguintes dimensões:

- $\Delta x = 17,34\text{m}$
- $\Delta y = 5,58\text{m}$
- $\Delta z = 5,19\text{m}$

A dimensão  $x$  se refere à direção do escoamento, a dimensão  $y$  à direção vertical e, por conseguinte, a dimensão  $z$  à direção da envergadura. O modelo utilizado tem um comprimento total de 5,82m, uma envergadura total (comprimento entre as pontas das duas asas) de 5,84m e a altura do leme em relação ao eixo da fuselagem de 1,14m. A asa tem um formato trapezoidal e a corda na raiz tem o valor de 1,56m. Sobre o posicionamento do avião no volume de controle, temos que o nariz ficou localizado entre 3,8 e 4,0m da face dianteira do paralelepípedo, dependendo do ângulo de ataque. O posicionamento vertical também variou conforme o ângulo de ataque, procurando sempre deixar a geometria o mais centrada possível. As figuras que ilustram as condições de contorno, presentes no começo dos itens seguintes podem elucidar melhor questões sobre o posicionamento do modelo.

As condições de contorno utilizadas foram as mesmas do caso bidimensional: uma entrada de velocidade na face anterior do paralelepípedo e uma saída na face posterior (direção  $x$ ). O valor da velocidade do ar na entrada é de 43,8m/s, assim

como nas simulações bidimensionais. As faces que formam a asa, a fuselagem, o leme e os suportes (no caso das simulações que os utilizam) receberam condição de contorno do tipo parede. A face de simetria do escoamento tem condição de contorno de simetria e as demais faces do paralelepípedo tem condição de contorno do tipo simetria para a simulação de escoamento livre e de parede para simulações que procuram mimetizar um túnel de vento. Nos itens referentes a cada tipo de simulação encontram-se figuras ilustrando a localização das faces e respectivas condições de contorno.

A fonte donde foi retirado este modelo foi um tutorial do software ICEM. Este tutorial incluía a importação da geometria mais volume de controle em formato IGES e geração de malha utilizando as técnicas de blocagem e gênese de O-Grids (regiões internas). Foi gerada uma malha com elementos hexaedrais utilizando o software ICEM. Porém, por motivos de problemas na licença disponível, não houve a possibilidade de se exportar a malha gerada no formato FLUENT em tempo hábil para a realização das simulações. Por isso, o que se fez foi utilizar a mesma geometria IGES para a geração da malha no software GAMBIT.

O software GAMBIT apresenta algumas dificuldades adicionais para a geração de malhas tridimensionais utilizando geometrias importadas de sistemas CAD. É preciso que as faces formem um volume completo e consistente (ver item 2.5) e isso, na maioria das vezes, não acontece no momento seguinte da importação, pois existem problemas nas tolerâncias utilizadas e nas diferenças entre os tradutores. Desse modo, é necessário que se faça uma limpeza (Clean Up) da geometria, de forma que se consiga gerar uma malha satisfatória. No caso em estudo, esta fase de setup do problema demandou bastante tempo. Apesar da geometria analisada não possuir pequenos detalhes, era premente que fosse gerada um arquivo-matriz no formato GAMBIT no qual fosse capaz variar o ângulo de ataque e gerar uma nova malha de forma sistemática. O problema é que o processo de Clean Up envolve o uso de geometria virtual e esta última não permite que sejam feitas operações booleanas, que são de suma importância para a geração do volume a partir das faces disponíveis, além de muitas vezes não realizar adequadamente (sem perda de informação) suas operações. Por isso, foi necessário o consumo de um tempo adicional significativo até que se chegasse num arquivo matriz completo e consistente e que permitisse que

ainda fossem realizadas as operações necessárias para a variação do ângulo de ataque e colocação de suportes.

As malhas geradas eram constituídas de elementos tetraedrais e as malhas utilizadas nas superfícies foram triangulares. Como foi utilizado o método de frente progressiva, as malhas tridimensionais partem das malhas das faces dos volumes, que por sua vez partem das malhas das arestas. A distribuição de nós que precisa ser definida é, portanto, somente a distribuição das arestas. Nas arestas da aeronave e dos suportes foi definido um espaçamento de 0,0205m. Nas arestas da face de simetria, o espaçamento variou de 0,8 a 0,5m, dependendo do caso. Nas demais arestas do volume de controle utilizou-se um espaçamento de valor 1m. Nos casos de simulação com suporte as arestas destes se encontram com as arestas da face de simetria. Nestes casos, então procurou-se fazer uma transição suave de um espaçamento para o outro. Os espaçamentos utilizados foram escolhidos de forma a emular da maneira mais fiel possível as mesmas condições utilizadas nas simulações bidimensionais. Como o modelo físico que está sendo utilizado para o escoamento não tem termos difusivos, é computacionalmente viável utilizar uma malha bastante fina, com muitos elementos. O número de elementos das malhas geradas varia de 750.000 a 1.200.000. Ilustrações que mostram a malha nas faces para cada caso podem ser encontradas nos itens seguintes.

As simulações realizadas podem ser divididas em quatro categorias, que são os títulos dos itens que seguem: simulação da geometria no escoamento livre, simulação no escoamento bloqueado (túnel de vento sem suportes), simulação do escoamento em túnel de vento utilizando suportes na configuração 1 e simulação do escoamento em túnel de vento utilizando suporte na configuração 2. Maiores detalhes sobre as configurações dos suportes podem ser encontrados nos seus respectivos itens.

Em todas as categorias foram levantadas curvas de sustentação em função do ângulo de ataque. A velocidade de referência utilizada foi a velocidade de entrada, 43,8m/s, a densidade do ar utilizada foi de 1,225kg/m<sup>3</sup> e a área de referência foi tomada igual a 1m<sup>2</sup>. Este valor para a área de referência foi tomada por simplicidade, uma vez que não prejudicaria a análise qualitativa dos resultados, pois os coeficientes



de todas as simulações seriam divididos pela mesma constante, tendo em vista que se trata de uma mesma aeronave para todos os casos.

O critério de convergência utilizado em todos os casos, salvo indicação contrária, foi do valor residual ser mais baixo do que 0,001 para continuidade e para as três direções de velocidade.

## 7.2 Simulação da geometria num escoamento livre

Como primeiro teste, foi realizada a simulação da geometria num escoamento livre. Em outras palavras as quatro faces do paralelepípedo paralelas ao eixo  $x$  receberam condição de contorno do tipo simetria. A figura abaixo ilustra a disposição das condições de contorno nas respectivas faces:

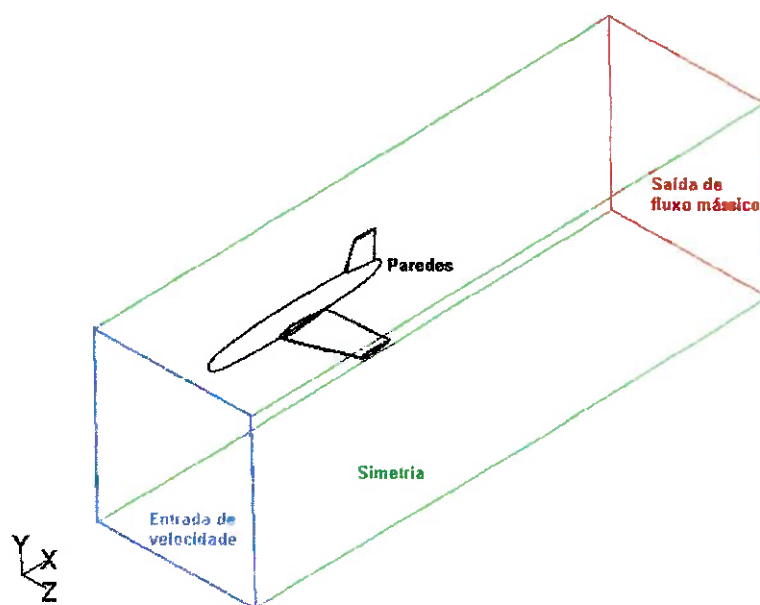


Figura 7.1 – Condições de contorno utilizadas para a simulação de um escoamento livre.

A malha utilizada está ilustrada a seguir:

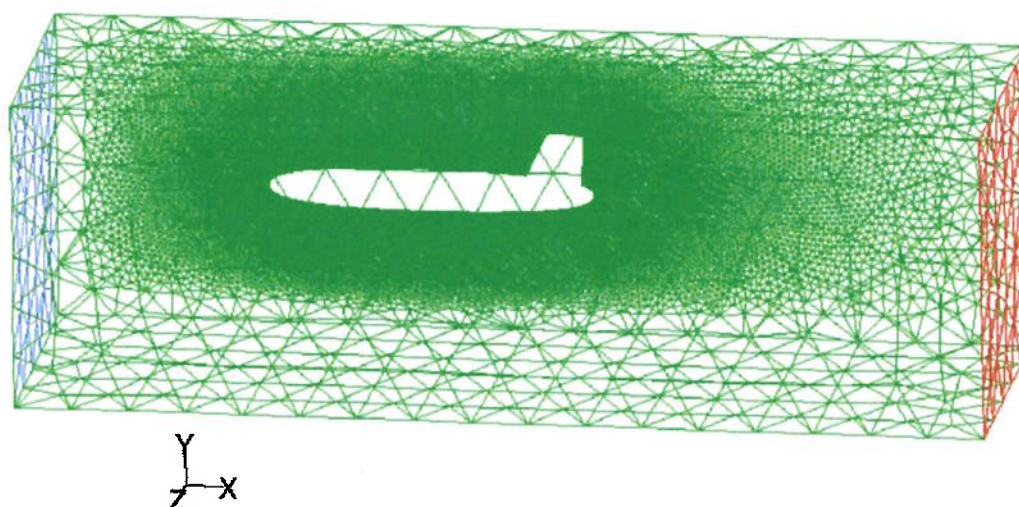
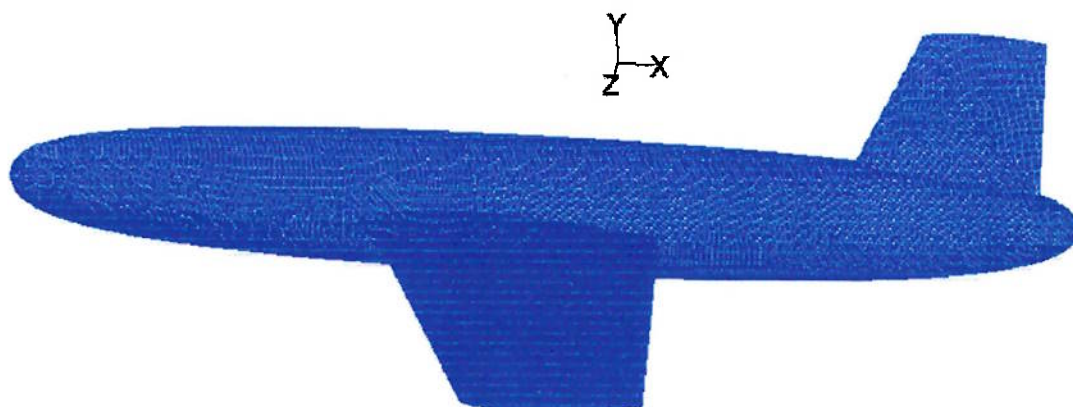


Figura 7.2 – Malha das faces do paralelepípedo. Simulação de escoamento livre com  $\alpha=0^\circ$ .



**Figura 7.3 – Malha das faces do aeroplano.**



**Figura 7.4 - Detalhe da malha na ponta da asa.**

Cabe aqui afirmar que a malha das faces da aeronave foi a mesma para todos os casos de simulação, exceto no que concerne ao ponto de fixação dos suportes. No entanto, como os suportes receberam uma malha com o mesmo espaçamento, as mudanças na malha se deram de forma extremamente localizada, não alterando significativamente a distribuição dos elementos nas referidas faces.

Abaixo encontramos os resultados do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque na forma de tabela e gráfico.

Tabela 7.1 - Resultados para escoamento livre.

<b>Simulação da geometria em escoamento livre</b>	
$\alpha$ (graus)	$C_L$
-6	-1,33
-4	-0,88
-2	-0,44
0	0,02
2	0,47
4	0,91
6	1,35
8	1,79
10	2,21
12	2,62
14	3,00
16	3,35
18	3,64
20	3,87
22	3,96
24	3,79
26	3,57

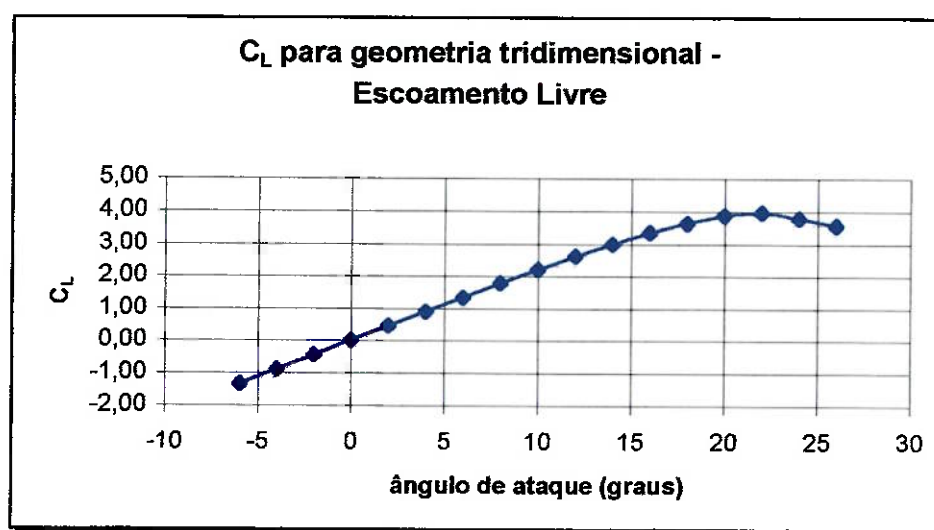


Figura 7.5 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para geometria tridimensional em escoamento livre.

As conclusões tiradas da análise dos resultados num primeiro momento foram que a forma da curva coincidiu com o esperado, apresentando uma parte linear com coeficiente angular positivo, seguido de um ponto de derivada nula, que caracteriza uma condição de estol. O ângulo de sustentação nula é próximo de zero, o que já era esperado em se tratando de um perfil simétrico. No entanto, ao analisarmos o valor

numérico do ângulo de estol percebemos que ele é consideravelmente maior do que todos os outros casos ensaiados, tendo um valor de  $22^\circ$ . Compete aqui observar que a partir deste ângulo, o critério de convergência para os residuais da equação da continuidade foram aumentados para o valor de 0,003. Caso contrário, a solução não convergiria.

O perfil NACA 0012, que tem uma certa semelhança com o perfil utilizado pela geometria tridimensional, apresenta um valor experimental de  $16^\circ$  e numérico de  $10^\circ$  para o ângulo de estol. Tendo isso em vista, resolveu-se proceder à simulação do perfil da geometria num caso bidimensional, para verificar se essa discrepância se devia à forma do perfil ou a características presentes na simulação tridimensional que não constam nas simulações bidimensionais. Os resultados dessa simulação bidimensional estão no capítulo anterior, mais especificamente na página 113 e foram ali colocadas a fim de não prejudicar a estrutura organizacional deste trabalho. Porém, um gráfico contendo os dois casos pode ser visualizado abaixo:

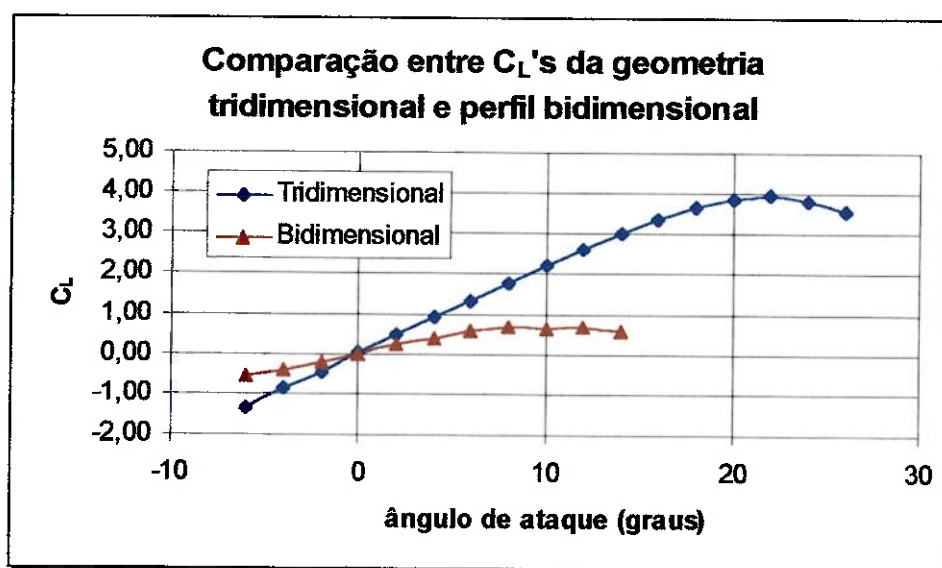


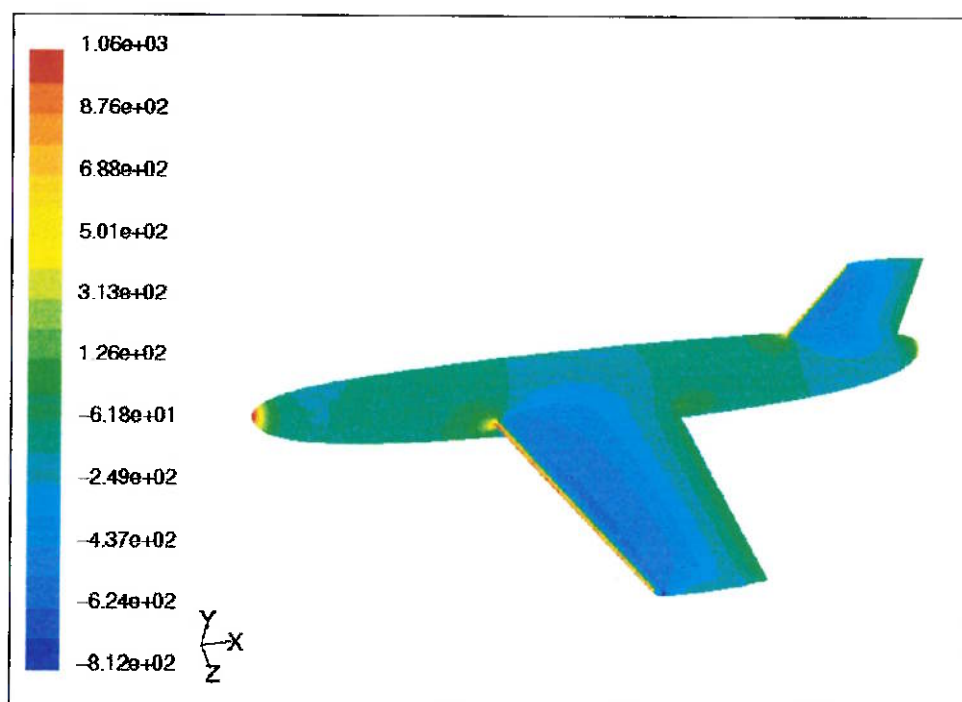
Figura 7.6 – Gráfico comparativo entre coeficientes de sustentação obtidos para os casos bidimensional e tridimensional.

Os valores das inclinações das partes lineares de cada curva não são passíveis de comparação, já que não se adotou metodologia alguma para a escolha da área de referência no caso tridimensional. Os resultados do perfil mostram que o mesmo possui ângulo de estol por volta de  $8^\circ$ , divergindo claramente dos valores

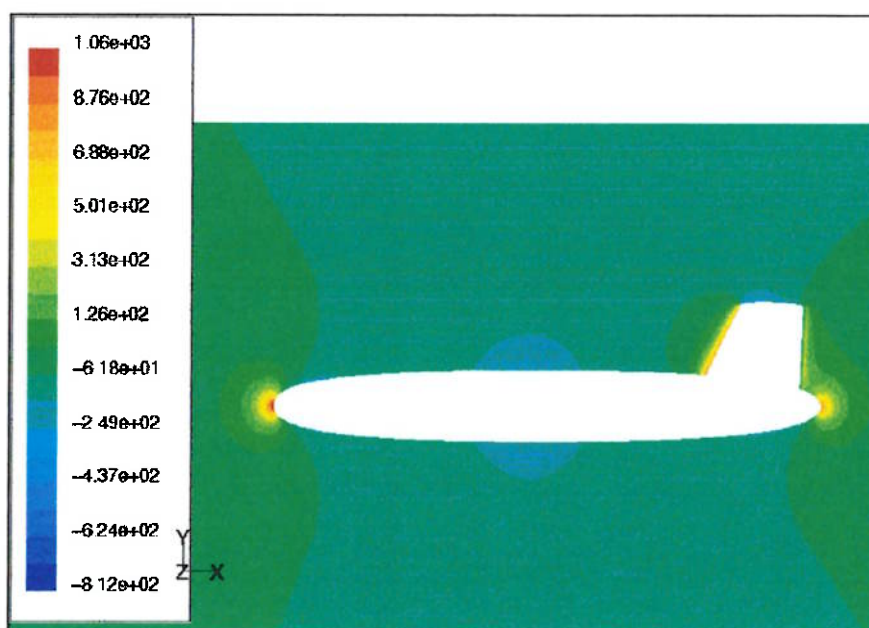


encontrados para as simulações tridimensionais. Como este resultado bidimensional se assemelha bastante aos outros produzidos, conclui-se que as diferenças existentes entre os resultados obtidos e esperados no caso tridimensional referem-se a características próprias da tridimensionalidade do problema (geometria tridimensional da asa), da presença de outros corpos fora a asa ou de alguma diferença na formulação do método numérico para a resolução de problemas tridimensionais ou ainda uma combinação qualquer dessas três hipóteses.

A seguir encontram contornos de pressão, módulo de velocidade e vetores de velocidade para alguns ângulos de ataque, com respectivos comentários onde necessário:

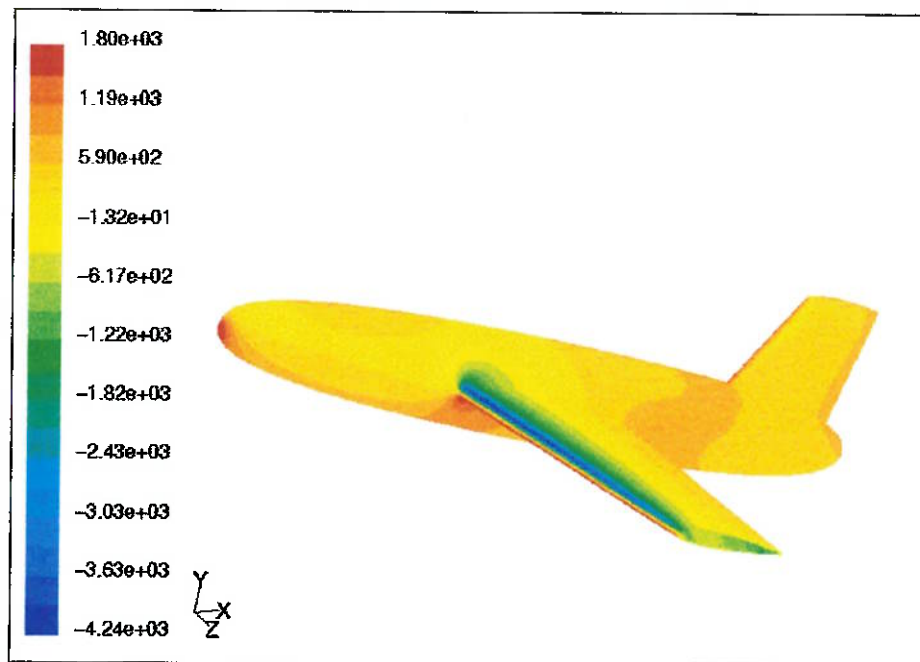


**Figura 7.7 – Contornos de pressão estática na aeronave para escoamento livre com  $\alpha=0^\circ$ . Valores em Pa.**

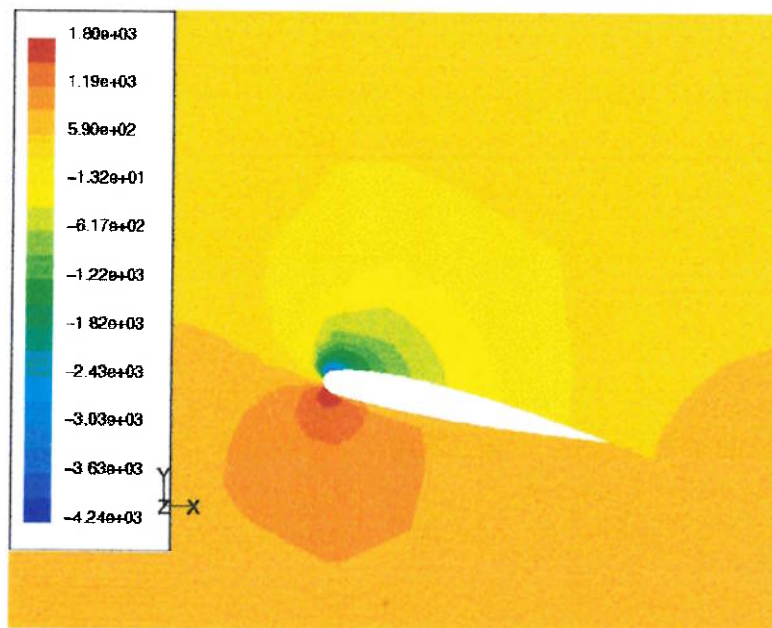


**Figura 7.8 – Contornos de pressão estática para face de simetria no escoamento livre com  $\alpha=0^\circ$ . Valores em Pa.**

Como podemos perceber pela Figura 7.8, a fuselagem se comporta de maneira parecida com um perfil simétrico. Essa é uma característica que talvez possa justificar em parte as diferenças entre os casos bidimensionais e tridimensionais. No entanto, sua colaboração para a sustentação do conjunto é bem menor do que a da asa. Talvez haja uma participação importante no que se refere à estabilidade do escoamento em ângulos de ataque maiores. No entanto, só podemos chegar a resultados mais conclusivos frente a uma nova série de testes, que visariam à análise da influência individual de cada componente da aeronave.



**Figura 7.9 – Contornos de pressão estática na aeronave para escoamento livre com  $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa.**

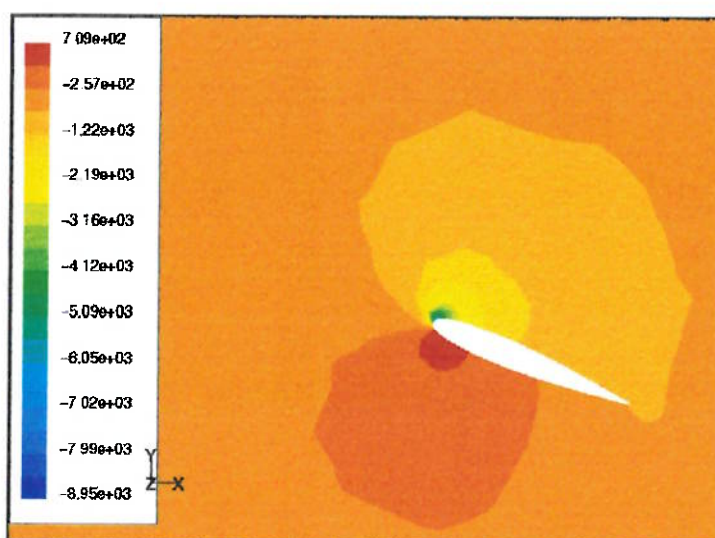


**Figura 7.10 – Detalhe dos contornos de pressão estática ao redor da asa – estação a 1,34m da face de simetria. Escoamento livre com  $\alpha=14^\circ$ . Valores em Pa.**

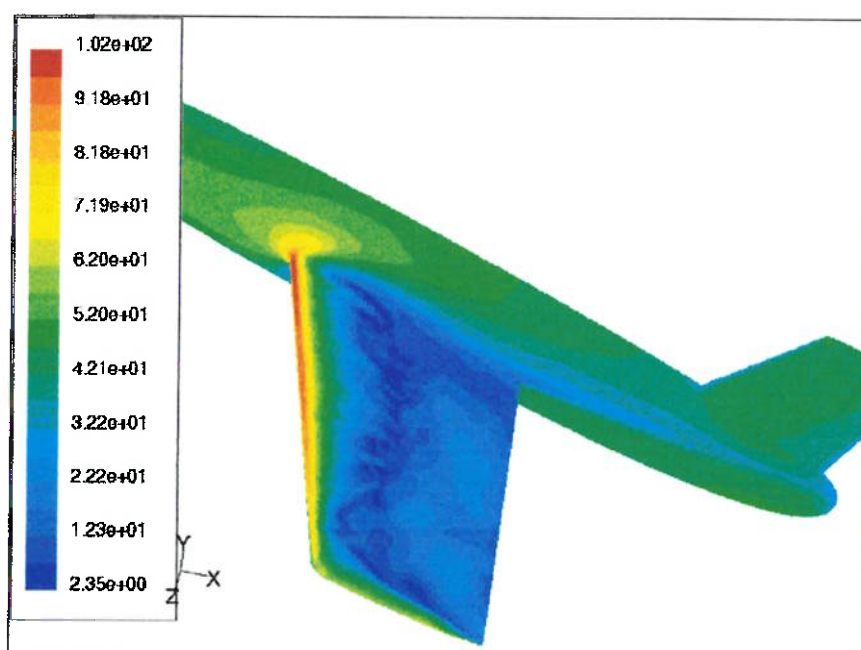
Pode-se ver pela Figura 7.10 que os contornos de pressão se assemelham bastante aos casos bidimensionais. No entanto, ao compararmos esta figura com a Figura 6.62, percebemos que as bolhas de baixa pressão que aparecem no caso bidimensional com  $\alpha=12^\circ$  não estão presentes no caso tridimensional com  $\alpha=14^\circ$ .



Em outras palavras, há alguma característica da simulação ou do escoamento que faz com que a condição de estol aconteça em um ângulo de ataque maior. Já na Figura 7.11 observamos uma condição de estol. Não há a presença de bolhas de baixa pressão tão evidentes na parte traseira do dorso superior mas pode-se notar que a região de baixa pressão formada acima da asa se estende até a parte traseira do dorso inferior, contornando o bordo de fuga.



**Figura 7.11– Detalhe dos contornos de pressão estática ao redor da asa – estação a 1,39m da face de simetria. Escoamento livre com  $\alpha=22^\circ$ . Valores em Pa.**



**Figura 7.12 – Contornos de magnitude de velocidade nas faces da aeronave. Escoamento livre com  $\alpha=22^\circ$ . Valores em m/s.**

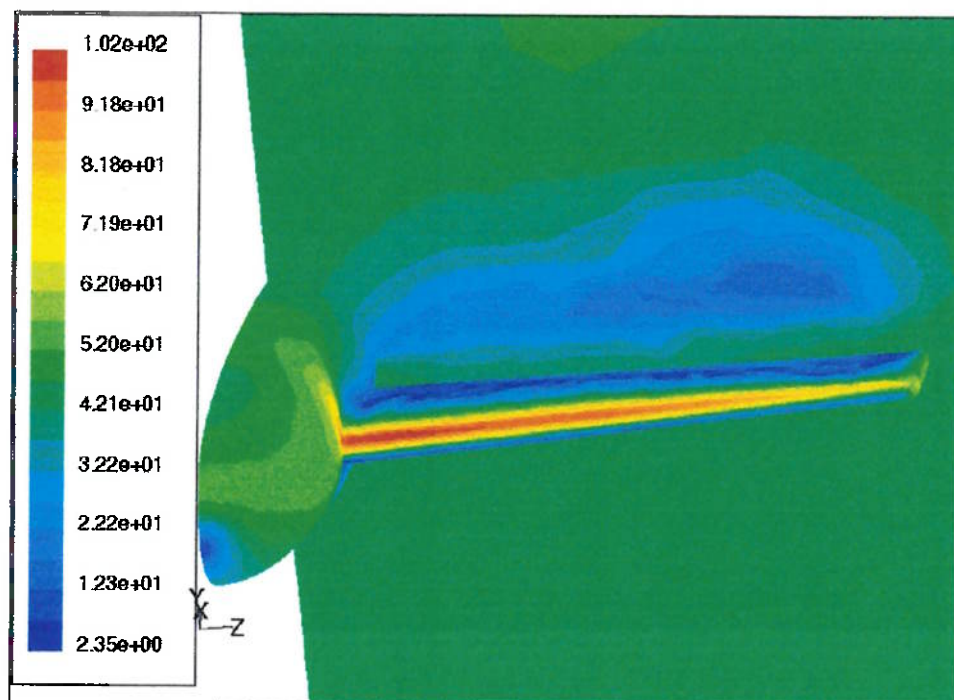


Figura 7.13 – Contornos de magnitude de velocidade nas faces da aeronave e num plano um pouco posterior à asa. Escoamento livre com  $\alpha=22^\circ$ . Valores em m/s.

As figuras acima ilustram contornos de magnitude de velocidade para situação de estol ( $\alpha=22^\circ$ ). Na primeira, Figura 7.12, podemos visualizar regiões de baixas velocidades em toda a superfície superior da asa. Nessas zonas acontece recirculação e isso acarreta em perda de sustentação. Na segunda, Figura 7.13, visualizamos um corte posterior a asa, que também tem uma região de recirculação proveniente da condição de estol da asa.

Outro fenômeno interessante observado foi a presença de *wingtip vortex*, responsáveis pelo aparecimento de *downwash*, que está descrito na página 45. As figuras a seguir ilustram o fenômeno, que acontece para todos os ângulos de ataque.

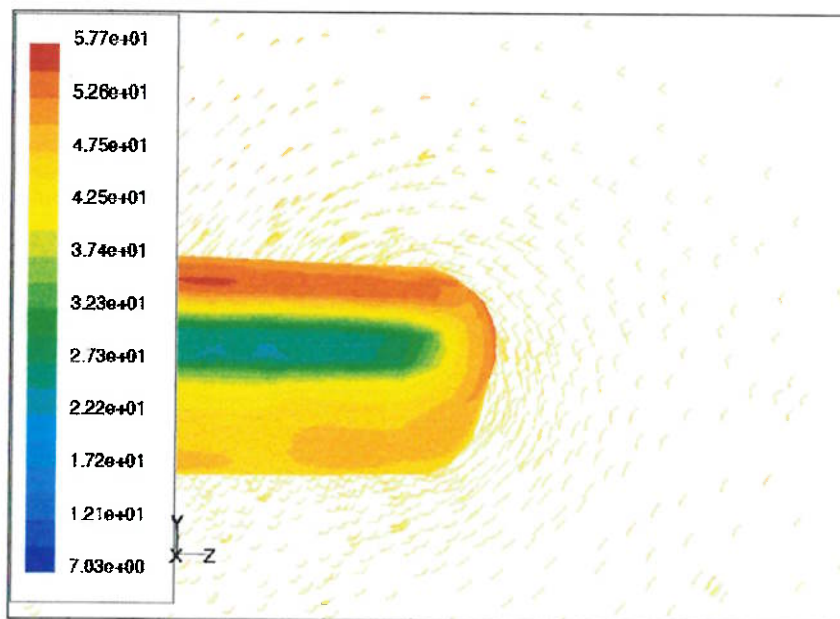


Figura 7.14 – Wingtip vortex observados para escoamento livre e  $\alpha=4^\circ$ . Valores em m/s.

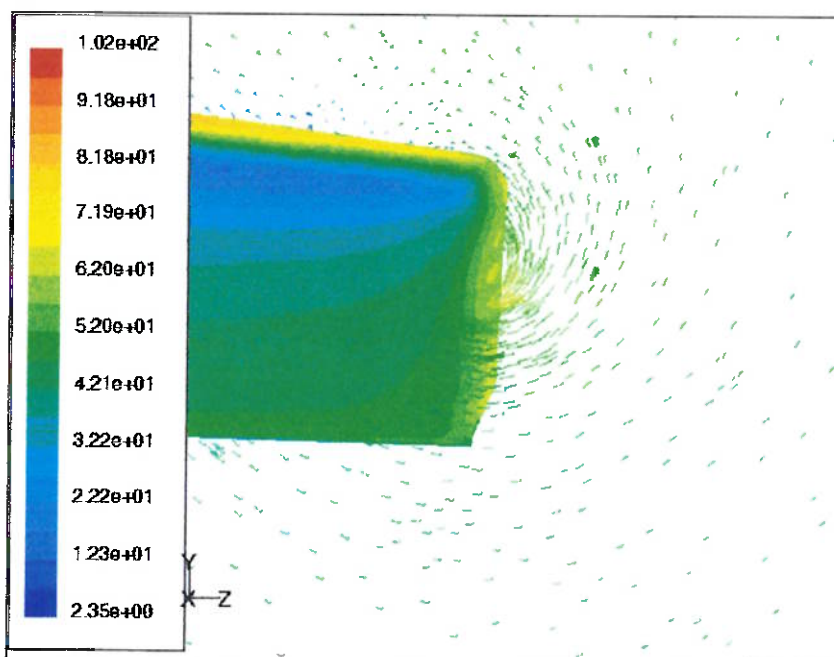


Figura 7.15 – Wingtip vortex observados para escoamento livre e  $\alpha=22^\circ$ . Valores em m/s.

### 7.3 Simulação da geometria num túnel de vento sem suportes

Seguiram-se às simulações de escoamento livre, simulações de escoamento bloqueado. No presente contexto, o termo bloqueado refere-se à presença de paredes na fronteira do domínio que podem interferir nos resultados obtidos. Essas paredes estão, obviamente, presentes em ensaios de túnel de vento e são responsáveis por algumas diferenças nas condições de ensaio quanto às condições reais.

A seção do túnel utilizado para as estas simulações e para as simulações com suporte tem as mesmas dimensões do volume de controle. Portanto para a simulação do escoamento bloqueado foram utilizadas as mesmas malhas da categoria anterior, apenas com a diferença nas condições de contorno nas faces laterais do paralelepípedo excetuando-se a face de simetria. A figura com a localização das condições de contorno encontra-se abaixo.

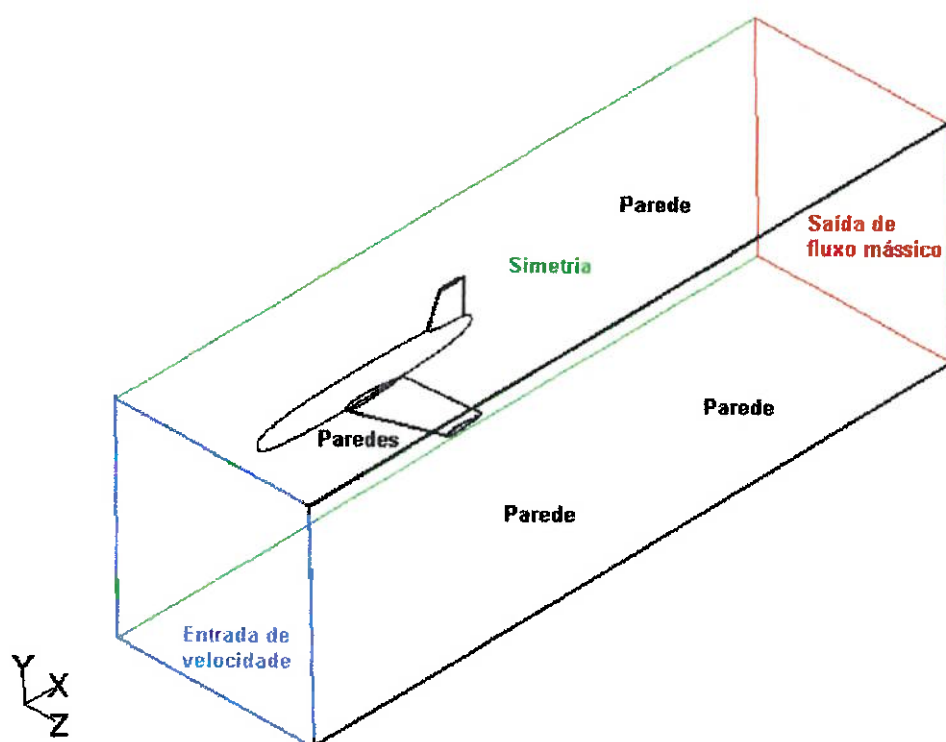


Figura 7.16 – Condições de contorno utilizadas para a simulação de um escoamento bloqueado.

Os ângulos de ataque ensaiados foram de  $-6^\circ$  a  $16^\circ$ . Ângulos maiores não foram utilizados porque, face às discrepâncias encontradas e discutidas no item

anterior, julgou-se que não seria válida no momento a análise de qualquer resultado para ângulos de ataque altos. Assim sendo, encontram-se a seguir os resultados obtidos na forma de tabela e gráfico:

Tabela 7.2 – Resultados para escoamento bloqueado.

<b>Simulação da geometria em escoamento bloqueado</b>	
$\alpha$ (graus)	$C_L$
-6	-1,33
-4	-0,88
-2	-0,44
0	0,02
2	0,47
4	0,91
6	1,35
8	1,79
10	2,21
12	2,62
14	3,00
16	3,35

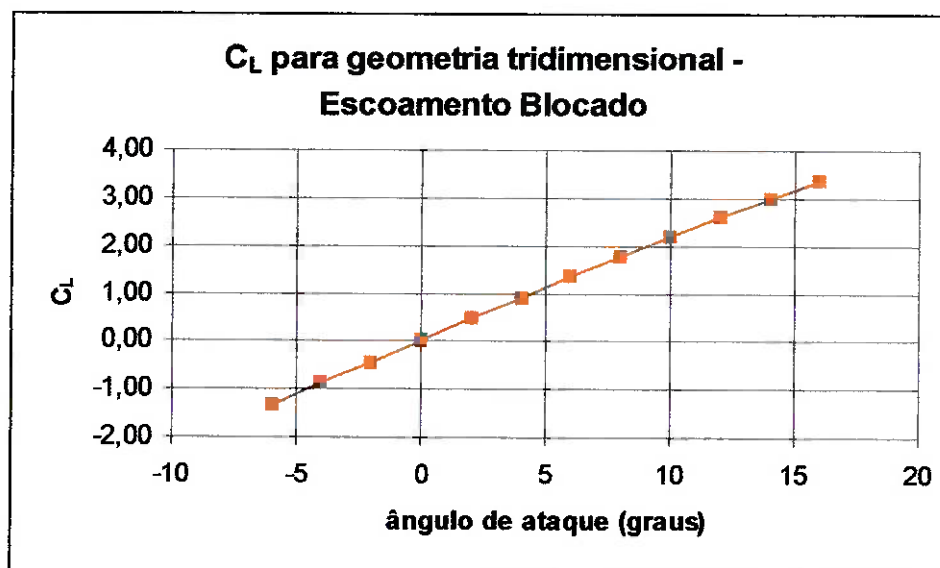


Figura 7.17 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para geometria tridimensional em escoamento bloqueado.

Os valores extraídos das simulações coincidem exatamente com o caso anterior. Isso indica que a influência das paredes verificada em ensaios de túnel de vento aparece principalmente devido à viscosidade do fluido pelo menos para essa

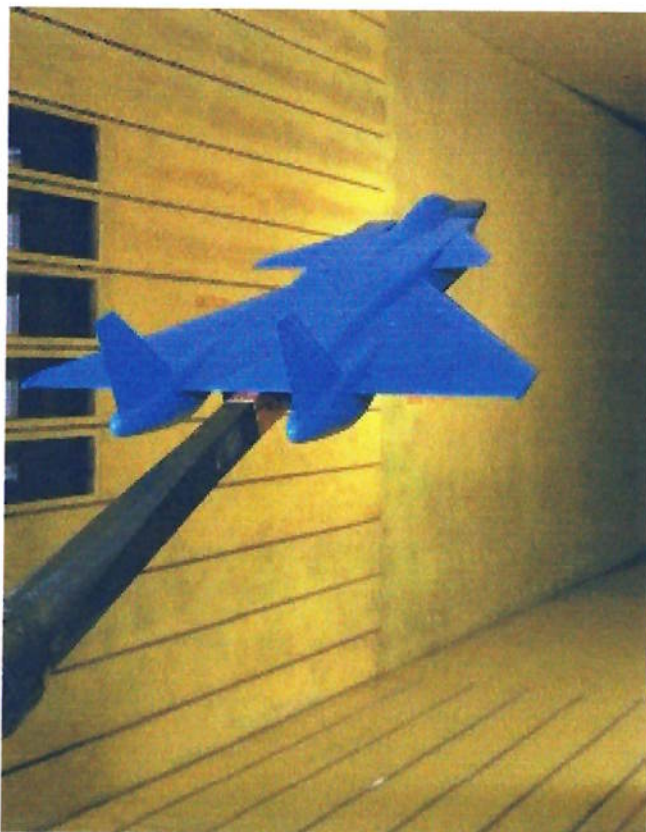
dimensão de seção. É de se esperar que a condição de aderência completa modifique o perfil de velocidades e tenha sim alguma influência significativa. Um outro estudo interessante seria verificar como a distância das paredes influi no escoamento, utilizando o modelo de Euler. No caso em estudo, verificou-se que essa influência é claramente desprezível.

Como os resultados foram praticamente idênticos aos anteriores, não serão expostos aqui gráficos ilustrando contornos ou vetores, pois as figuras que constam no item anterior servem também para este, excetuando-se àquelas que tratam de condição de estol.



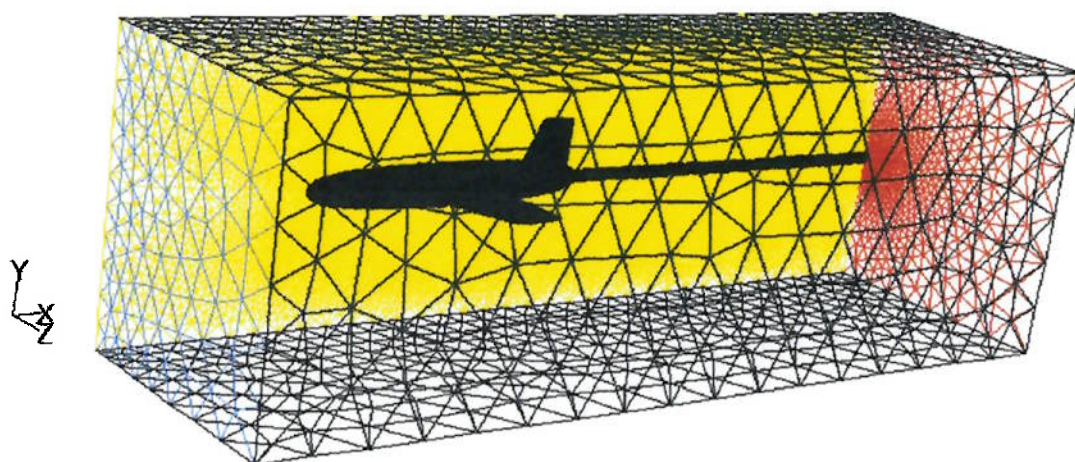
#### **7.4 Simulação da geometria com suportes - configuração 1**

A primeira configuração de suporte simulada, chamada de configuração 1, foi uma comumente utilizada em ensaios de modelos de escala reduzida. Essa configuração consiste basicamente de uma única haste presa na parte traseira da fuselagem e fixada numa coluna ou numa das paredes do túnel de vento. A haste acompanha a direção longitudinal da aeronave e variando também com o ângulo de ataque. Esta disposição visa uma mínima perturbação do escoamento, porém impõe uma limitação de peso ao modelo. A figura abaixo foi tirada da ref. [15] e ilustra um ensaio com um modelo VSTOL F-1 no túnel de vento de seção 11x11ft situado no NASA Ames Research Center:

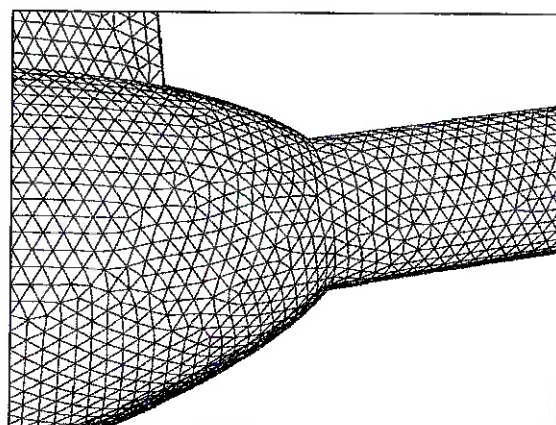


**Figura 7.18 – Ensaio em túnel de vento utilizando suporte na configuração 1.**

Em seguida temos figuras ilustrando a malha gerada para situação de  $\alpha=0^\circ$ . O suporte utilizado é um cilindro de 0,2m de diâmetro.



**Figura 7.19 – Malha gerada para simulação com suporte na configuração 1 e  $\alpha=0^\circ$ .**



**Figura 7.20 – Detalhe da malha da junção da fuselagem com o suporte.**

Foram ensaiados os mesmos ângulos de ataque do caso bloqueado. Os resultados obtidos foram muito semelhantes aos casos anteriores, confirmando a suspeita de que essa configuração de suporte tem pouca influência no escoamento ao redor da aeronave. Os resultados estão apresentados abaixo no formato padrão:



Tabela 7.3 – Resultados para escoamento com suporte na configuração 1.

<b>Simulação com suporte na configuração 1</b>	
$\alpha$ (graus)	$C_L$
-6	-1,33
-4	-0,89
-2	-0,44
0	0,02
2	0,46
4	0,92
6	1,35
8	1,79
10	2,22
12	2,63
14	3,01
16	3,37

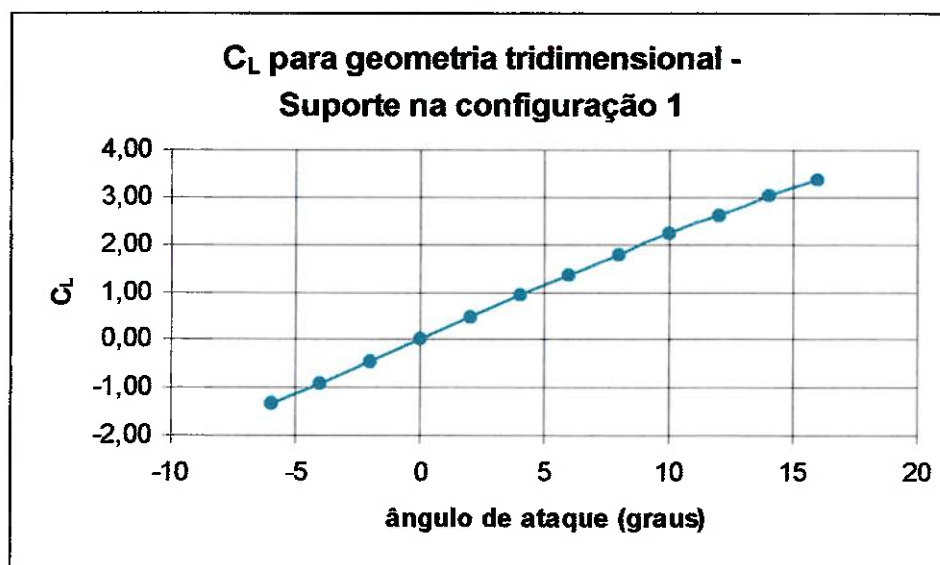
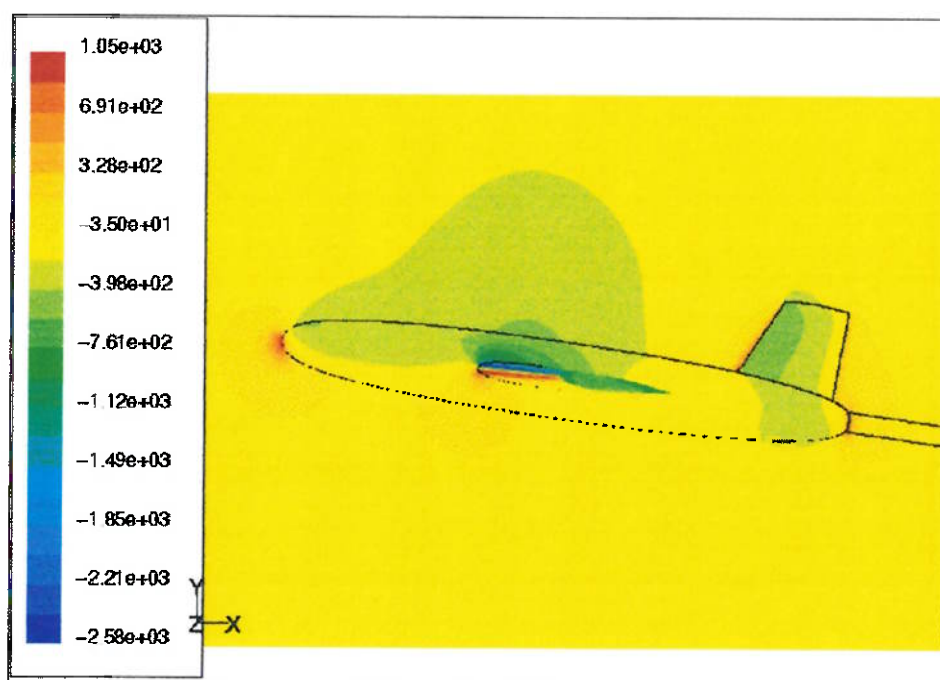
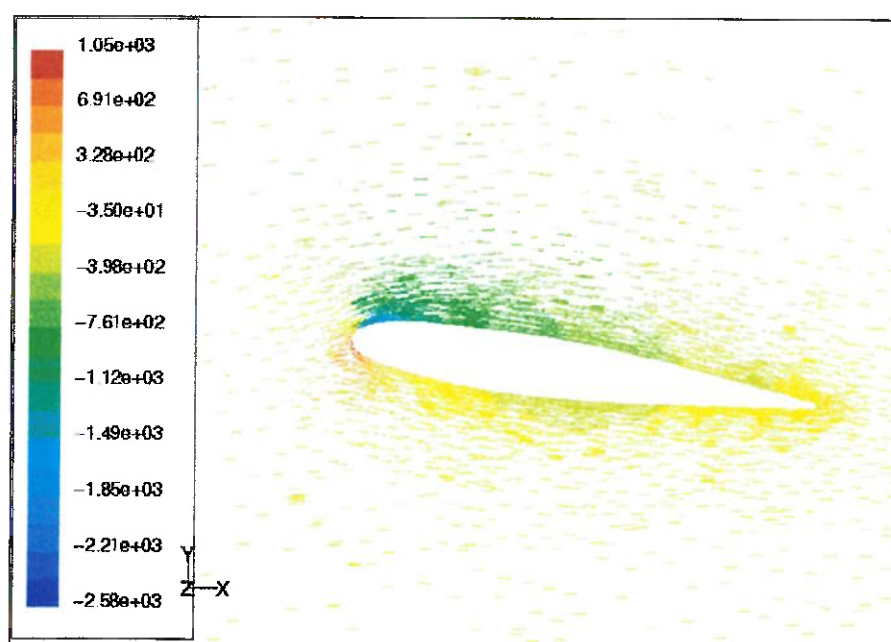


Figura 7.21 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para geometria tridimensional com suporte na configuração 1.

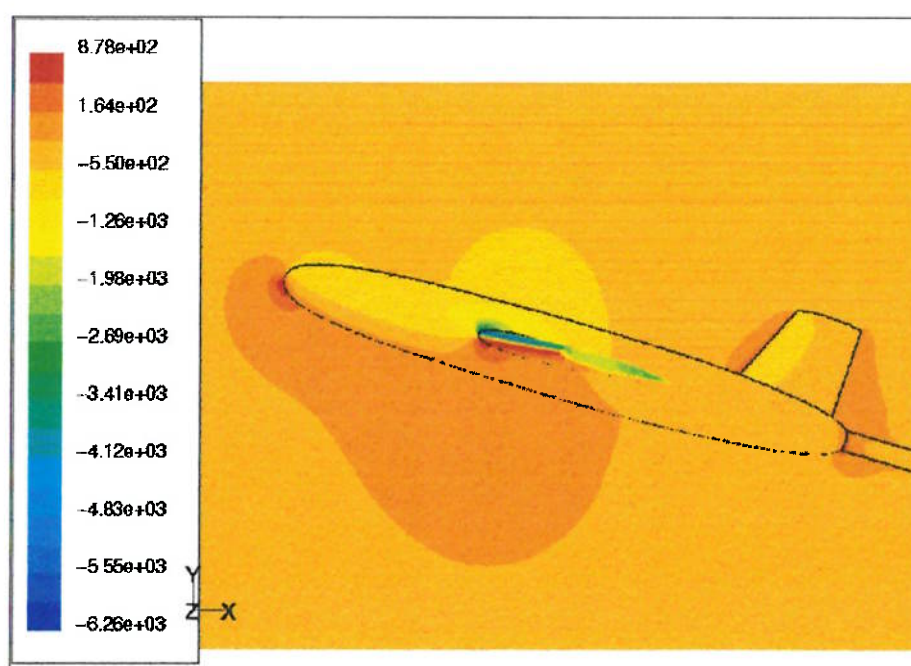
A seguir estão algumas saídas do programa para contornos de pressão, magnitude de velocidade e vetores de velocidade:



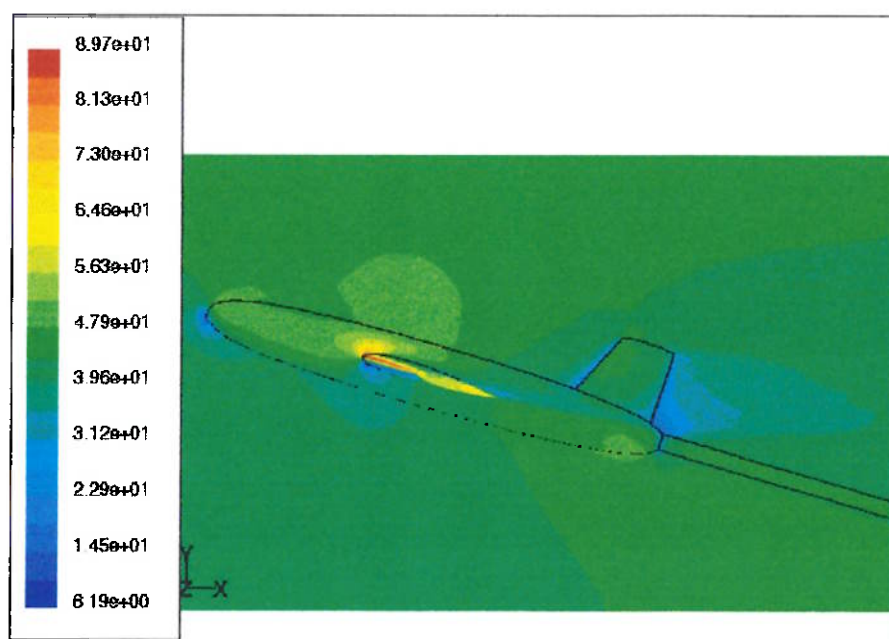
**Figura 7.22 – Contornos de pressão estática na face de simetria, fuselagem, asa, leme e suporte. Simulação com suporte na configuração 1 e  $\alpha=8^\circ$ . Valores em Pa.**



**Figura 7.23 – Vetores de velocidade ao redor da asa na estação a 2m do plano de simetria. Simulação com suporte na configuração 1 e  $\alpha=8^\circ$ . Valores em m/s.**

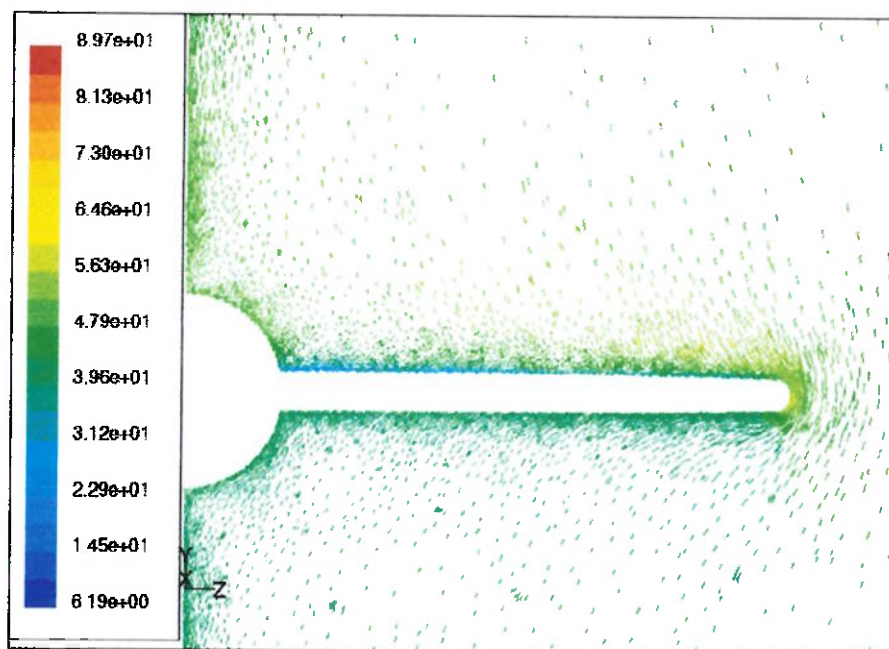


**Figura 7.24 – Contornos de pressão estática na face de simetria, fuselagem, asa, leme e suporte. Simulação com suporte na configuração 1 e  $\alpha=16^\circ$ . Valores em Pa.**



**Figura 7.25 – Contornos de magnitude de velocidade na face de simetria, fuselagem, asa, leme e suporte. Simulação com suporte na configuração 1 e  $\alpha=16^\circ$ . Valores em m/s.**

Na Figura 7.25 observamos o começo da formação da esteira atrás da asa e atrás do leme. Cabe aqui ressaltar que há uma zona de velocidades relativamente bastante baixas próxima à junção entre fuselagem e suporte.



**Figura 7.26 – Vetores de velocidade, coloridos de acordo com magnitude, ao redor da asa. Simulação com suporte na configuração 1 e  $\alpha=16^\circ$ . Valores em m/s.**

Na figura acima, evidenciamos mais uma vez o caráter tridimensional do escoamento, visto que há componentes da velocidade na direção da envergadura.

### **7.5 Simulação da geometria com suportes - configuração 2.**

A segunda configuração de suporte simulada, chamada de configuração 2, é largamente utilizada em ensaios de túnel de vento com modelos em escala real ou pouco reduzida. Este tipo de suporte tem suas vantagens na alta capacidade de carga e na flexibilidade quanto à orientação do modelo, pois são três os pontos de apoio. Podem ser ensaiados diversos ângulos de ataque, além de configurações com guinada e rolagem apenas mudando-se a configuração dos suportes, que na verdade são pistões. A figura abaixo também foi retirada da ref. [15] e é uma foto de um ensaio de um modelo Lockheed ASTOVL/CALF X-32 instalado num túnel de vento de seção 80x120ft, situado no NASA Ames Research Center:

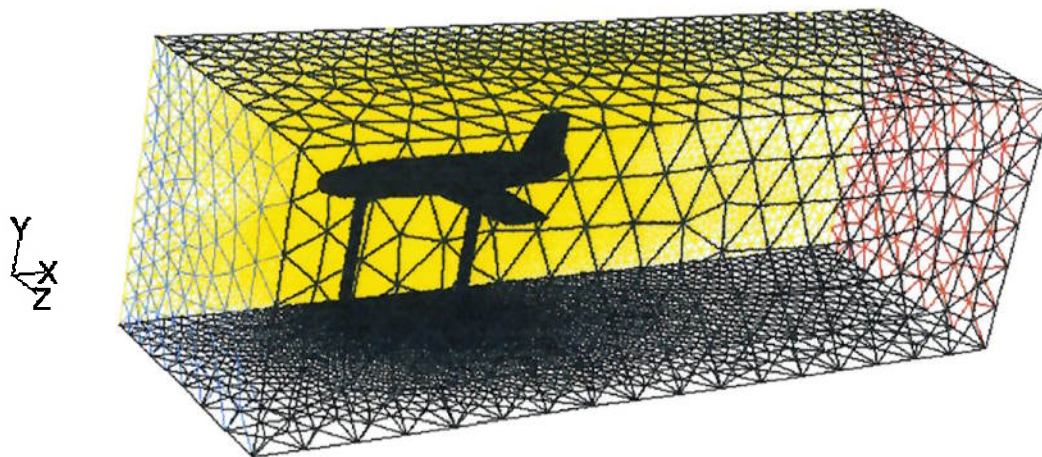


**Figura 7.27 – Ensaio em túnel de vento utilizando suporte na configuração 2.**

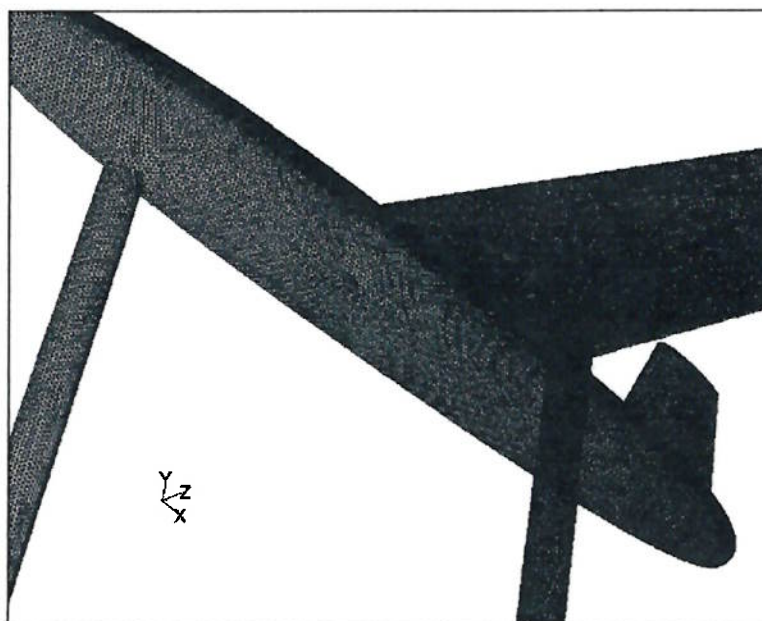
Abaixo podemos visualizar a malha gerada para o caso em questão e o detalhe da malha na junção do suporte com a asa do modelo. Os suportes utilizados são semelhantes ao do caso anterior, tendo também 0,2m de diâmetro. O suporte



dianteiro foi fixado a uma distância de 1m do nariz da aeronave quando  $\alpha=0^\circ$ . Os suportes das asas foram fixados no plano transversal a três metros do nariz da aeronave e a uma distância de um metro, na direção da envergadura, do plano de simetria.



**Figura 7.28 – Malha gerada para simulação com suporte na configuração 2 e  $\alpha=0^\circ$ .**



**Figura 7.29 – Detalhe da malha da junção da fuselagem e da asa com o suporte.**

Em seguida temos os resultados tabelados e em forma de gráfico para as simulações utilizando ângulos de ataque variando de  $-6^\circ$  a  $16^\circ$ :

Tabela 7.4 – Resultados para escoamento com suporte na configuração 2.

<b>Simulação com suporte na configuração 2</b>	
$\alpha$ (graus)	$C_L$
-6	-1,24
-4	-0,81
-2	-0,37
0	0,08
2	0,52
4	0,95
6	1,46
8	1,82
10	2,23
12	2,63
14	3,01
16	3,35

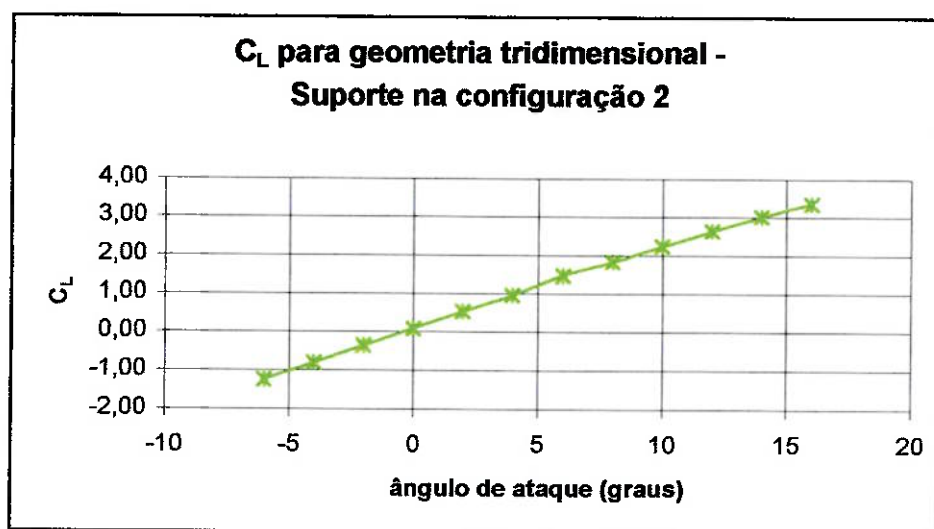
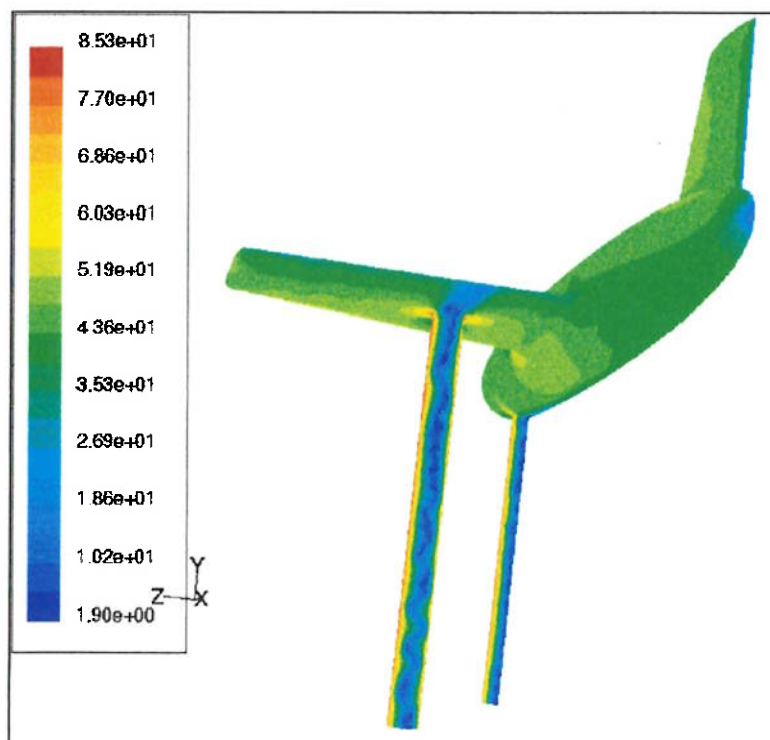


Figura 7.30 – Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque para geometria tridimensional com suporte na configuração 2.

Nota-se que os resultados diferem um pouco dos obtidos anteriormente. Isto já era esperado, pois esta configuração de suporte tem uma influência direta no escoamento ao redor da asa. No entanto, tecnologicamente falando, essa desvantagem é contrabalançada pelas vantagens já citadas no início deste item, pois as alterações não são exageradamente grandes. Assim sendo, podemos concluir que ensaios em túnel de vento utilizando esta configuração de suporte são viáveis, porém com a ressalva de que devem ser tomados alguns cuidados com os resultados obtidos, como a formulação relações de correção.

Abaixo encontramos algumas figuras que ilustram contornos de pressão, módulo de velocidade e vetores de velocidade:



**Figura 7.31 – Contornos de magnitude de velocidade nas faces da fuselagem, asa, leme e suporte. Suporte na configuração 2 e  $\alpha=6^\circ$ . Valores em m/s.**

Na figura acima notamos a zona de baixa pressão característica de escoamentos transversais ao redor de cilindros. Estas zonas introduzem uma perturbação importante no escoamento, fato que pode ser evidenciado pela presença de uma esteira na asa, na parte posterior do cilindro. As figuras a seguir ilustram contornos de pressão para  $\alpha=8^\circ$ , a fim de que se possa fazer uma comparação com os resultados gerados com suportes na configuração 1. Nota-se então que apesar da influência dos suportes verticais ser bastante evidente, ela se dá de forma localizada, uma vez que a configuração das zonas de alta e baixa pressão e a ordem de grandeza não ficam substancialmente alteradas, a não ser próximo à junção. Esta ocorrência justifica a pouca diferença existente entre as sustentações observadas e favorece a argumentação a favor do uso de configurações como esta. Detalhes dos contornos de pressão próximos à junção asa-suporte podem ser observados na Figura 7.33 e na Figura 7.34.



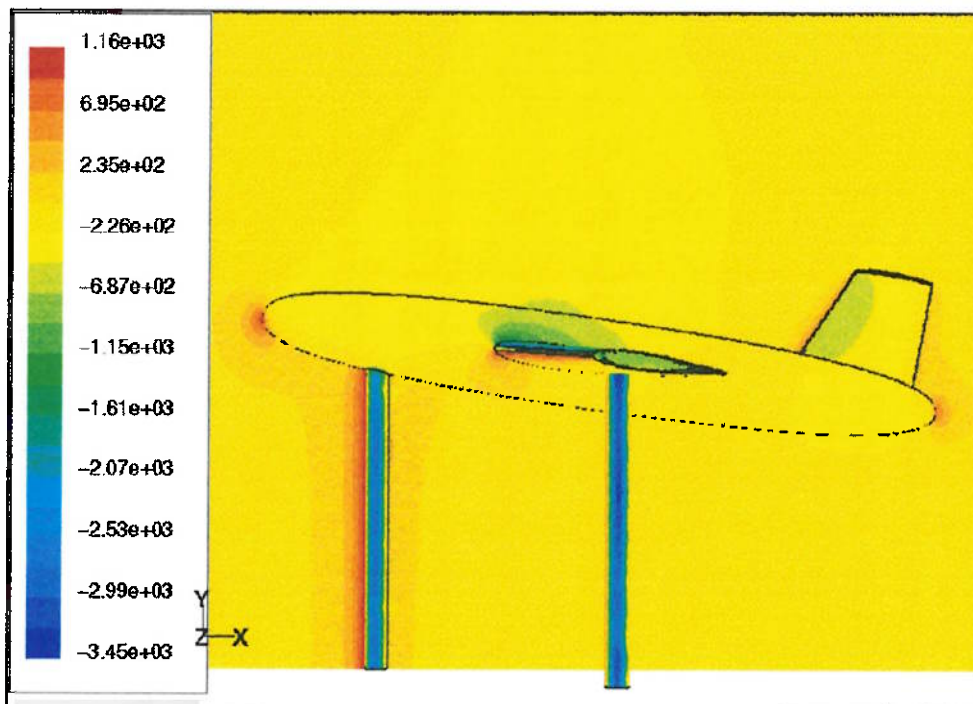


Figura 7.32 – Contornos de pressão estática nas faces da fuselagem, asa, leme, suporte e simetria. Suporte na configuração 2 e  $\alpha=8^\circ$ . Valores em Pa.

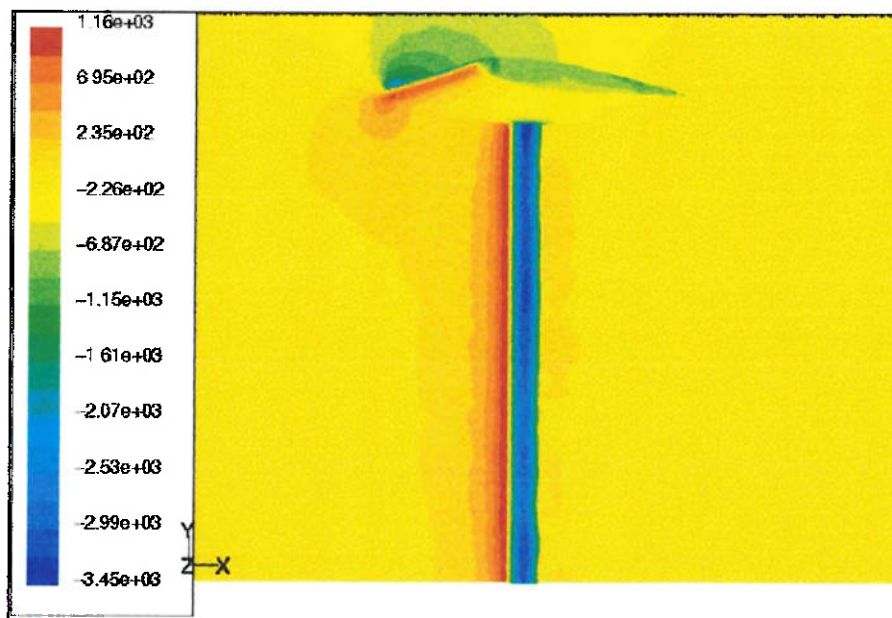
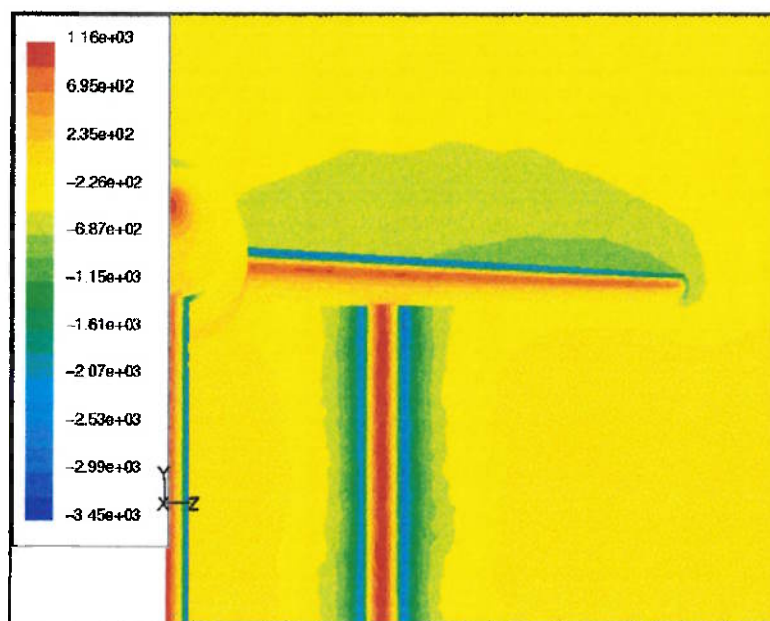
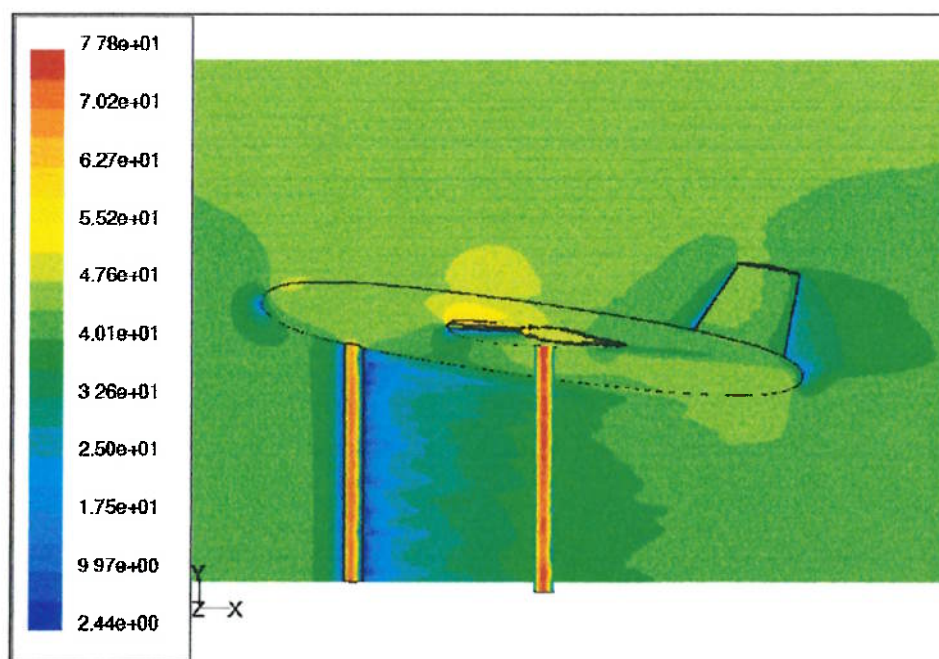


Figura 7.33 – Contornos de pressão estática no suporte, asa e plano longitudinal do eixo do suporte. Suporte na configuração 1 e  $\alpha=8^\circ$ . Valores em Pa.

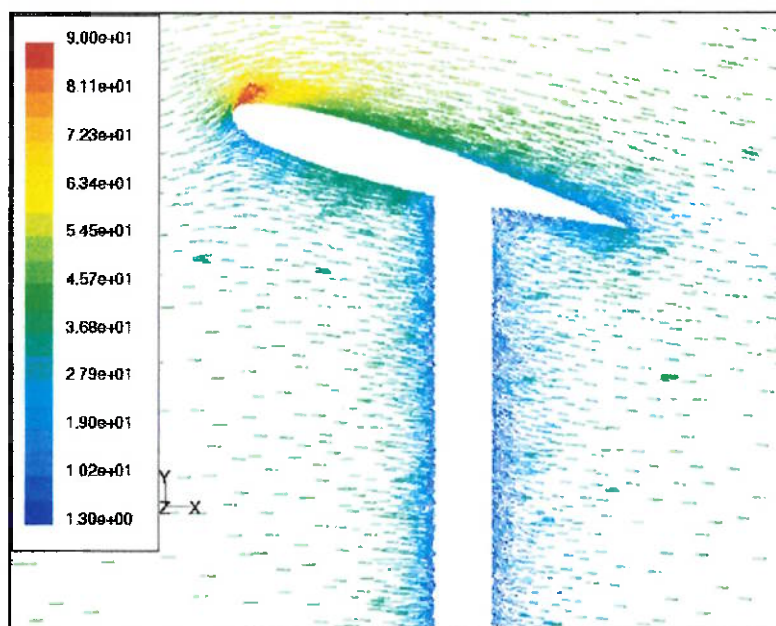


**Figura 7.34 – Contornos de pressão estática no suporte, fuselagem, asa e plano transversal do eixo do suporte. Suporte na configuração 1 e  $\alpha=8^\circ$ . Valores em Pa.**

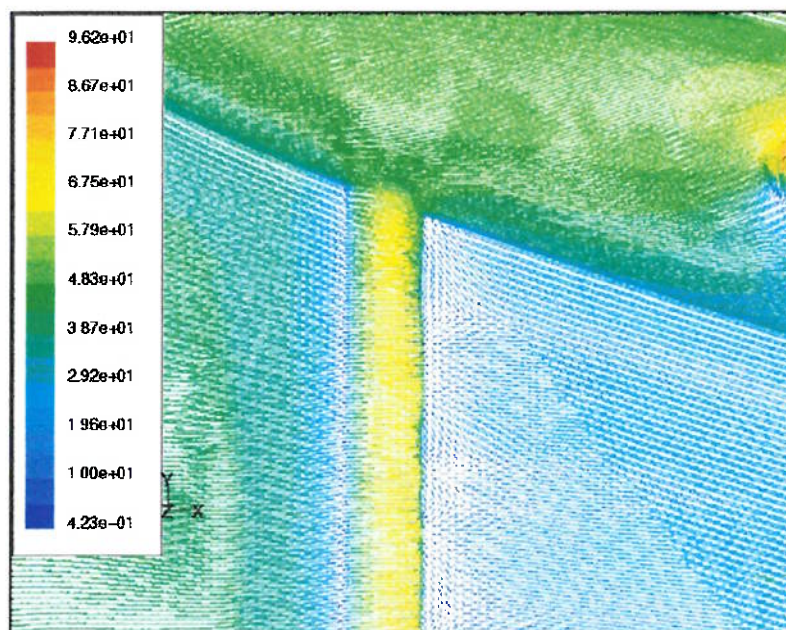
As figuras seguintes ilustram as perturbações no perfil de velocidades adicionadas devido à presença dos suportes na posição transversal.



**Figura 7.35 – Contornos de magnitude de velocidade nas faces dos suportes, asa, fuselagem e simetria. Suporte na configuração 2 e  $\alpha=16^\circ$ . Valores em m/s.**



**Figura 7.36 – Vetores de velocidade no plano longitudinal da junção asa-suporte. Suporte na configuração 2 e  $\alpha=16^\circ$ . Valores em m/s.**



**Figura 7.37 – Vetores de velocidade na região próxima à junção fuselagem-suporte. Suporte na configuração 2 e  $\alpha=16^\circ$ . Valores em m/s.**

Por fim, deixa-se aqui a observação de que é de se esperar que para um caso de simulação viscosa, as influências dos suportes sejam mais facilmente notadas, devido à condição de aderência completa que deve ser obedecida, ao aparecimento de fenômenos turbulentos viscosos e à separação da camada limite.



## 7.6 Conclusões sobre as simulações tridimensionais

Como resumo da análise geral das simulações tridimensional, apresentamos os dados obtidos de forma comparativa.

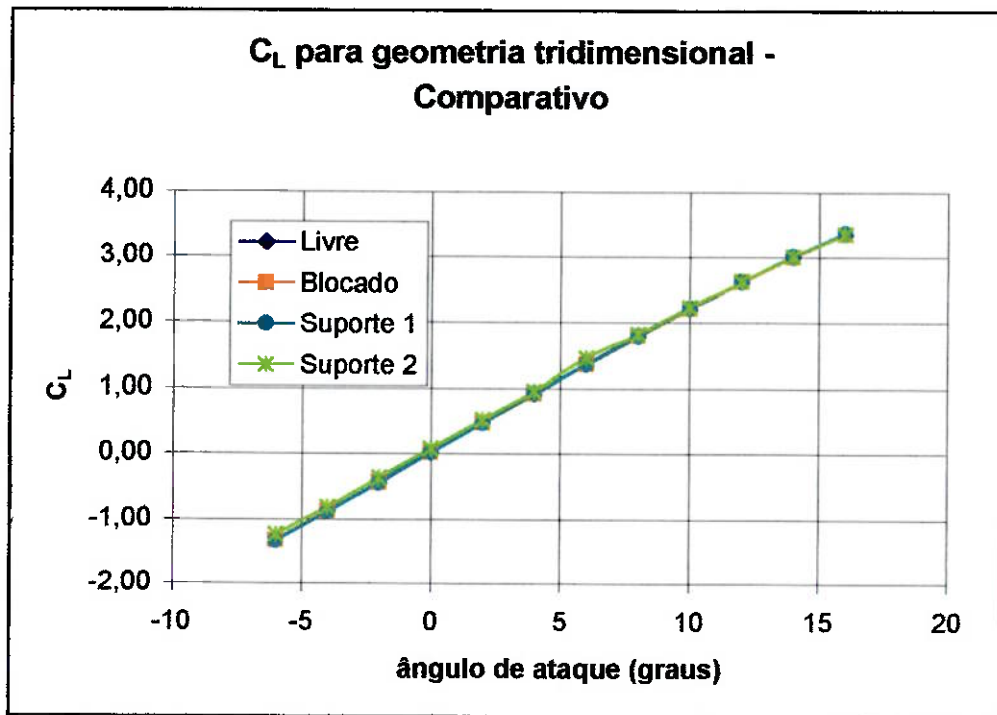


Figura 7.38– Gráfico comparativo das curvas de sustentação em função do ângulo de ataque para as várias configurações simuladas.

Pelo gráfico acima, notamos que a diferença absoluta entre os valores é muito pequena. Contudo, isto não deve ser levado em conta, pois devemos sempre ter em mente que a área de referência utilizada foi de  $1\text{m}^2$  e não tem relação com nenhuma característica física do sistema. Por isso, temos aí um fator de escala que pode ser livremente manipulado, fazendo com que resultados absolutos não sejam passíveis de análise quantitativa. Sendo assim, qualitativamente falando, vemos que de modo geral as simulações com suporte na configuração 2 apresentaram coeficientes de sustentação maiores que os demais. Abaixo estão as diferenças percentuais em relação ao caso com escoamento livre tabeladas:

Tabela 7.5 – Diferenças percentuais do coeficiente de sustentação das simulações nas diversas condições com o escoamento livre.

<b>Diferenças percentuais com o escoamento livre</b>			
$\alpha$ (graus)	Blocado	Suporte 1	Suporte 2
-6	0,1	0,2	-6,92
-4	-0,1	1,0	-7,73
-2	-0,7	-1,1	-17,05
0	-15,0	-15,0	295,00
2	-0,9	-1,5	9,79
4	-0,3	1,0	4,84
6	0,3	0,2	7,78
8	-0,2	0,0	1,56
10	0,0	0,5	1,09
12	0,1	0,5	0,46
14	0,0	0,5	0,30
16	0,1	0,6	-0,03

Olhando os resultados por essa ótica vemos que os resultados para ângulo de ataque nulo (em vermelho) são bem mais altos que os demais. Isto ocorre porque o  $C_L$  para este ângulo de ataque no escoamento livre é muito próximo de zero, logo, como este valor entra no denominador da relação, os números resultantes são muito altos. Por conseguinte, esses valores não serão considerados na análise.

Olhando o restante dos valores vemos que para o caso bloqueado as diferenças percentuais são muito pequenas, sendo que apareceram na verdade por erros de truncamento quando da compilação dos dados (os números mostrados na tabela são arredondados). Por isso podemos considerar essas diferenças desprezíveis.

No caso da configuração de suporte 1, aparecem diferenças, porém de magnitude pequena (cerca de 1%). Com isso concluímos que a presença do suporte influencia bem pouco o escoamento, pelo menos no que se refere a uma análise invíscida. Destarte, essa deve ser a configuração a ser utilizada em ensaios com modelos de aeronaves em túnel de vento, salvo em situações onde restrições tecnológicas existam.

Por fim, para a configuração de suporte 2 as diferenças que aparecem são bem mais significativas, ficando em torno de 7 a 10% para ângulos de ataque baixo. Conseqüentemente, vê-se que é imprescindível a utilização de coeficientes de correção para o processamento dos resultados de ensaios deste tipo. Essas diferenças

concordam com ensaios realizados na Europa com modelos em tamanho real da Embraer (Adson de Paula, comunicação pessoal).

Demais comentários e conclusões podem ser encontrados nos itens respectivos a cada tipo de simulação e no capítulo seguinte, concernente às conclusões finais do trabalho.

## 8 CONCLUSÕES FINAIS E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Os estudos teóricos tiveram importância fundamental. Sem eles, seria impossível analisar de forma correta e coerente os resultados obtidos. Aliás, constatou-se a necessidade de estudos mais abrangentes a fim de prosseguir com o desenvolvimento do tema.

No que diz respeito às simulações bidimensionais, destaca-se o fato de que, na medida em que o trabalho foi sendo desenvolvido, estas adquiriram uma importância muito maior do que tinham no início, devido às várias questões e hipóteses que foram surgindo para explicar as discrepâncias encontradas para os perfis NACA 0012 e NACA 2410 e o comportamento de estol, não esperado, que apareceu em todos os casos. Exaustivas simulações e testes foram realizados, entretanto estas questões não foram, até aqui, elucidadas de forma satisfatória, sendo que se constata a existência de vários caminhos de investigação do fenômeno, dentre eles um maior aprofundamento teórico nas questões de estabilidade, a presença de difusão numérica e a satisfação da condição de Kutta em modelos de Euler.

No que se refere às simulações tridimensionais, verifica-se a premência de maiores esclarecimentos sobre as causas da obtenção de ângulos de estol tão elevados, não concordantes com as simulações bidimensionais. Uma primeira abordagem possível seria a procura na literatura de estudos experimentais de caráter semelhante, ou seja, de resultados comparativos entre curvas experimentais de sustentação de geometrias tridimensionais e do perfil bidimensional utilizado na asa dessa mesma geometria. Esse estudo poderia responder se existe alguma causa física, referente à própria tridimensionalidade do problema e à presença de outros corpos além da asa, para o aparecimento dessas diferenças.

Um outro teste que poderia ser feito é a simulação das partes da aeronave em separado e analisar o comportamento de cada uma. Assim poderíamos ter uma idéia de quanto o fato das partes estarem sendo simuladas num mesmo volume influi no resultado final.

Uma outra possibilidade ainda é a realização de simulações invíscidas utilizando outros softwares de CFD. Neste caso, um passo importante poderia ser

dado na direção de esclarecimentos sobre diferenças nas formulações bi e tridimensionais do método, se é que elas existem.

Apontando na direção de uma maior profundidade dos estudos, entende-se que seja interessante utilizar modelos viscosos e compressíveis, tanto no caso bidimensional quanto no caso tridimensional. Quanto à viscosidade, um estudo interessante seria a comparação entre os vários modelos de turbulência existentes e disponíveis em softwares comerciais de CFD, além do levantamento das curvas de arrasto, sem as quais é impossível fazer uma seleção coerente de um perfil aerodinâmico para um dado caso.

Já no caso de se considerar a compressibilidade do escoamento, a principal motivação reside no fato de que em vôos reais de aeronaves comerciais ou militares, o número de Mach certamente está acima de 0,3, portanto, temos a presença de escoamento sônico em pelo menos alguma parte do domínio do escoamento. Isso acarreta o aparecimento de ondas de choque e num comportamento totalmente diferente dos casos de escoamento subsônico. Muitas frentes de pesquisa caminham hoje em dia nessa área e preocupam-se em resolver problemas que envolvem elevados números de Reynolds.

Por fim, conclui-se que este trabalho atingiu seu principal objetivo: iniciar o desenvolvimento de uma metodologia de simulação do escoamento ao redor de aeronaves. É certo que os modelos aqui utilizados são bastante simples e que há ainda muito o que fazer para que se tenha um estudo completo que permita o estabelecimento de um método confiável e robusto de simulação, mas seria muita pretensão esgotar um assunto que vem sendo objeto de pesquisa de muitos nos últimos 20 anos num trabalho de conclusão de curso de graduação. Este assunto continuará a ser abordado durante o curso de mestrado do autor e pretende-se dar continuidade ao seu desenvolvimento.



## 9 BIBLIOGRAFIA:

### **Livros:**

- [1] ANDERSON, J. D. **Fundamentals of aerodynamics**. 2ª ed. Estados Unidos: McGraw-Hill, 1991.
- [2] ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. **Theory of wing sections**. 1ª ed. Nova York: Dover Publications, 1959.
- [3] GEORGE, P. L. **Automatic Mesh Generation**. 1ª ed. Paris: Masson, 1991.
- [4] MALISKA, C. R. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional**. Rio de Janeiro: LTC, 1995.
- [5] PATANKAR, S. V. **Numerical Heat Transfer and Fluid Flow**. Hemisphere Publishing, 1980.
- [6] TANNEHILL, J. C.; ANDERSON, D. A.; PLETCHER, R. H. **Computational Fluid Mechanics and Heat Transfer**. 2ª ed. Estados Unidos: Taylor & Francis, 1997.

### **Trabalhos acadêmicos:**

- [7] FREGONESI, R. A. **Simulação numérica de escoamento bidimensional ao redor de veículos**. 1999. 65p. Trabalho de formatura – Escola Politécnica, Universidade de São Paulo. São Paulo.
- [8] FREGNANI, J. A. T. G. **Cálculo de sustentação, arrasto e momentos em asas subsônicas**. 1993. 270p. Trabalho de formatura – Escola Politécnica, Universidade de São Paulo. São Paulo.

### **Manuais:**

- [9] FLUENT INC. **Fluent Users Guide**. Disponível como ajuda no software utilizado para as simulações.

- [10] FLUENT INC. **Gambit Modeling Guide**. Disponível como ajuda no software utilizado para as simulações.

**Sites:**

- [11] ICEM CFD Engineering - [www.icemcfd.com](http://www.icemcfd.com)
- [12] NACA 4 digit series - [www.pagendarm.de/trapp/programming/java/profiles/NACA4.html](http://www.pagendarm.de/trapp/programming/java/profiles/NACA4.html)
- [13] Universidade de Cranfield - [www.cranfield.ac.uk](http://www.cranfield.ac.uk)
- [14] Scientific America - [www.sciam.com](http://www.sciam.com)
- [15] Wind Tunnels – NASA Ames Research Center – [windtunnels.arc.nasa.gov](http://windtunnels.arc.nasa.gov)