



PROJETO DE GRADUAÇÃO

**ESTUDO AERODINÂMICO DE ASA EM
EFEITO SOLO GERANDO DOWNFORCE
UTILIZANDO FERRAMENTAS DE
DINÂMICA DE FLUIDOS
COMPUTACIONAL**

Por,
IGOR CARVALHO SANTOS DE OLIVEIRA

Brasília, 21 de Junho de 2017

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA

FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

PROJETO DE GRADUAÇÃO

**ESTUDO AERODINÂMICO DE ASA EM
EFEITO SOLO GERANDO DOWNFORCE
UTILIZANDO FERRAMENTAS DE
DINÂMICA DE FLUIDOS
COMPUTACIONAL**

Por,
Igor Carvalho Santos de Oliveira

Relatório submetido como requisito parcial para obtenção
do grau de Engenheiro Mecânico.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Luis Felipe de Aguilar Paulinyi
(ENM-UnB)(Orientador)

Prof. Roberto Francisco Bobenrieth Miserda
(ENM-UnB)(Co-orientador)

Prof. Bráulio Gutierrez Pimenta
(ENM-UnB)(Examinador Interno)

Brasília/DF, Junho de 2017.

“A poet, I think it is, once said, “The whole universe is in a glass of wine”. I don’t think we’ll ever know in what sense he meant that, but poets don’t write to be understood. But it is true that if we look in glass of wine closely enough we will see the entire universe. There are the things of physics: the twisting liquid, the reflections in the glass, and our imagination adds the atoms. It evaporates depending on the wind and weather. The glass is a distillation of the earth’s rocks. In its composition, as we’ve seen, the secrets of the universe’s age, and the evolution of the stars. What strange array of chemicals are in the wine? How did they come to be? There are the ferments, the enzymes, the substrates, and the products. And there, in wine, was found the great generalization: all life is fermentation. Nor can you discover the chemistry of wine without discovering, as did Pasteur, the cause of much disease. How vivid is the claret, pressing its existence into the consciousness that watches it! And if our small minds, for some convenience, divides this glass of wine, this universe, into parts - physics, biology, geology, astronomy, psychology, and all - remember that nature doesn’t know it! So we should put it all back together, and not forget at last what it’s for. Let it give us one final pleasure more: drink it up and forget about it all!”

- Richard P. Feynman

RESUMO

Estudo aerodinâmico de uma asa de Fórmula 1 em efeito solo usando ferramentas CFD para estabelecer diretrizes de abordagem numérica deste tipo de aplicação. Comparando diferentes modelos de turbulência e elementos de malha disponibilizados pelo pacote comercial StarCCM+, o trabalho teve foco nas simulações das Equações Médias de Reynolds (RANS) sobre a asa dianteira de um F1 Tyrrel 026. Dados de experimentos realizados no túnel de vento de cinta rotativa da Universidade de Southampton com esta mesma asa são utilizados para validação. Os modelos de turbulência avaliados são Spalart-Allmaras e $k-\varepsilon$ e os elementos de malha são tetraédrico, dodecaédrico e hexaédrico. O coeficiente de sustentação e arrasto são plotados contra a altura adimensional e comparados com o resultado experimental. As estruturas e fenômenos do escoamento também são comparadas com resultados de técnicas PIV e LDA utilizadas no experimento. Os resultados obtidos demonstram que os fenômenos do escoamento ocorrem para regiões um pouco mais altas para as simulações numéricas quando comparados com os resultados experimentais. As curvas de sustentação foram subestimadas e as de arrasto foram superestimadas para a grande maioria dos casos, havendo maior divergência para as regiões mais distantes do solo. O modelo $k-\varepsilon$ apresentou resultados mais precisos para o arrasto. Nenhum modelo de malha demonstrou superioridade absoluta sobre os outros nos critérios avaliados.

Palavras-chave: Efeito Solo; CFD; Downforce; Modelos de Turbulência; Engenharia Automobilística.

ABSTRACT

A study of a Formula 1 wing in ground effect using CFD tools in order to establish guidelines for a numerical approach on this type of flow simulation comparing various types of turbulence models and mesh elements provided by commercial CFD package StarCCM+. The work focuses specifically on RANS simulations of the F1 Tyrrel 026 front wing for which experimental work has been conducted at the University of Southampton's moving belt wind tunnel. Spalart-Allmaras and $k-\varepsilon$ turbulence models are evaluated as well as Tetrahedral, Dodecahedral and Hexahedral mesh elements. The coefficient of lift and drag are plotted against the height – cord ratio and compared with the experimental results. The flow structures are also compared with the ones observed by PIV and LDA techniques in the experiment. The simulations show that the flow structures occur in slightly further regions from the ground when compared to the experimental data. Lift curves were underestimated and Drag curves were overestimated for the majority of the cases and greatest divergences happened for the greatest heights. $k-\varepsilon$ turbulence model showed better results for drag prediction. None of the mesh element geometries showed superiority over the others against all of the criteria evaluated.

Keywords: Ground Effect; Downforce; CFD; Motorsport Engineering; Turbulence Models.

Sumário

| | |
|--|------------|
| Sumário | v |
| Lista de figuras | vii |
| Lista de tabelas | xi |
| Lista de símbolos | xii |
| 1 INTRODUÇÃO | 1 |
| 1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO DO TEMA | 1 |
| 1.2 MOTIVAÇÃO | 4 |
| 1.3 OBJETIVOS | 5 |
| 1.4 NOTA HISTÓRICA | 5 |
| 1.5 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA | 7 |
| 2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA | 18 |
| 2.1 TEORIA DA ASA FINITA | 18 |
| 2.2 ASA DELTA | 20 |
| 2.3 CFD - COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS | 22 |
| 2.4 MODELOS DE TURBULÊNCIA E EQUAÇÃO MÉDIA DE REYNOLDS | 27 |
| 3 METODOLOGIA | 35 |
| 3.1 MODELAGEM DA ASA | 36 |
| 3.2 CONFECÇÃO DO DOMÍNIO | 38 |
| 3.3 CONFECÇÃO DA MALHA | 39 |
| 3.4 DEFINIÇÃO DA FÍSICA | 45 |
| 4 RESULTADOS E ANÁLISE | 48 |
| 4.1 ESTUDO DE DOMÍNIO | 48 |
| 4.2 ESTUDO DE REFINAMENTO DE MALHA | 50 |
| 4.3 CURVAS DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO EM EFEITO SOLO | 52 |

| | | |
|----------|---|-----------|
| 4.4 | FENÔMENOS E ESTRUTURAS DO ESCOAMENTO | 55 |
| 4.4.1 | Efeito Venturi | 55 |
| 4.4.2 | Crescimento da Região de Separação | 57 |
| 4.4.3 | Intensificação e Desintegração do Vórtice de Aresta | 62 |
| 4.5 | COMPARAÇÃO DA PERFORMANCE DOS DIFERENTES MODELOS . | 66 |
| 4.5.1 | Avaliação do Perfil da Camada Limite | 68 |
| 4.5.2 | Avaliação do Perfil de Velocidades na Esteira | 71 |
| 4.5.3 | Avaliação da Distribuição de Pressão | 74 |
| 4.6 | EFEITOS DE INSTALAÇÃO | 75 |
| 5 | CONCLUSÕES | 76 |
| 6 | SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS | 78 |

Lista de Figuras

| | | |
|------|--|----|
| 1.1 | <i>Vórtice de ponta de asa (Fonte: Paul Bowen Photography)</i> | 1 |
| 1.2 | <i>Downwash (Fonte: [Cui e Zhang 2010])</i> | 2 |
| 1.3 | <i>Ecranoplano conhecido como ‘Caspian Sea Monster’ (Fonte: [Komissarov e Gordon 2010])</i> | 2 |
| 1.4 | <i>Redução da potência necessária para um helicóptero pairar próximo ao solo (Fonte: [Gessow 1945])</i> | 3 |
| 1.5 | <i>Teste da influência da oscilação do solo em helicópteros pairando sobre embarcações (Fonte: [Beard 1996])</i> | 4 |
| 1.6 | <i>Chapparral 2E (1966) e Ferrari 312 (1968) (Fonte: [Seljak 2008])</i> | 5 |
| 1.7 | <i>Lotus Type 79</i> | 6 |
| 1.8 | <i>Mario Andretti</i> | 7 |
| 1.9 | <i>Curva de coeficiente de sustentação C_L pela altura adimensional (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 8 |
| 1.10 | <i>$C_P \times h/c$ e $C_P \times \alpha$ (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 9 |
| 1.11 | <i>Dados das camadas limite da asa e do solo através de LDA u/U_∞ para alturas h/c: a) 0,448 ; b) 0,224 ; c) 0,134 ; d) 0,090 (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 10 |
| 1.12 | <i>Papel do edge vortex no ganho de downforce (Fonte: [Zhang, Toet e Zerihan 2006])</i> | 11 |
| 1.13 | <i>Esquema do modelo de imagem espelhada (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 12 |
| 1.14 | <i>Dados $C_L \times h/c$ em diferentes Re e com placa fixa (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])</i> | 12 |
| 1.15 | <i>Esquema do Modelo de Cinta Rotativa (Fonte: [Cui e Zhang 2010])</i> | 13 |
| 1.16 | <i>Redução do C_L em Stall (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])</i> | 13 |
| 1.17 | <i>Arrasto em efeito solo (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])</i> | 14 |
| 1.18 | <i>Sensitividade ao efeito solo com ângulo de incidência (α) (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])</i> | 14 |
| 1.19 | <i>Curvas de sustentação em efeito solo (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])</i> | 15 |
| 1.20 | <i>Domínio (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 15 |
| 1.21 | <i>Malha (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 16 |
| 1.22 | <i>Resultado comparativo dos modelos de turbulência (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 16 |
| 2.1 | <i>Efeito 3D em asa reais (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 18 |

| | | |
|------|---|----|
| 2.2 | <i>Esquema vórtice de ponta de asa (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 19 |
| 2.3 | <i>Efeito de ponta de asa (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 19 |
| 2.4 | <i>Arrasto induzido (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 20 |
| 2.5 | <i>Vórtice em asa delta (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 20 |
| 2.6 | <i>Vórtice vista em planta (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 21 |
| 2.7 | <i>Vórtice vista transversal (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 21 |
| 2.8 | <i>Sustentação em asa delta (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 21 |
| 2.9 | <i>Vortex breakdown (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 22 |
| 2.10 | <i>Estol da asa delta (Fonte: [Anderson 2010])</i> | 22 |
| 2.11 | <i>Árvore de simulação</i> | 23 |
| 2.12 | <i>Da esquerda para a direita: DNS, LES e RANS (Fonte: [Laidlaw e Vilanova 2012])</i> | 26 |
| 2.13 | <i>Modelos de Fechamento (Fonte: [ALHO e ILHA 2006])</i> | 27 |
| 2.14 | <i>Camada de Mistura (Fonte: [Versteeg e Malalasekera 2007])</i> | 29 |
| 2.15 | <i>Lei de Parede ([Versteeg e Malalasekera 2007])</i> | 33 |
| 2.16 | <i>Flutuações de velocidade em x, y e z (Fonte: [Houghton e Carpenter 2003])</i> | 33 |
| 2.17 | <i>Energia cinética de turbulência e tensão de Reynolds próximo à parede (Fonte: [Houghton e Carpenter 2003])</i> | 34 |
| 2.18 | <i>Anisotropia da turbulência próximo à parede (Fonte: [Versteeg e Malalasekera 2007])</i> | 34 |
| 3.1 | <i>Posição da end plate (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 36 |
| 3.2 | <i>Unidades de referência</i> | 37 |
| 3.3 | <i>Perfil Tyrrel e perfil modificado NASA GA(W) (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 37 |
| 3.4 | <i>Geometria gerada no SolidWorks</i> | 38 |
| 3.5 | <i>Domínio</i> | 39 |
| 3.6 | <i>Exemplo de malha superficial antes e depois da aplicação de surface remesher (Fonte: StarCCM+ User Guide)</i> | 40 |
| 3.7 | <i>Trimmed Mesh</i> | 40 |
| 3.8 | <i>Polyhedral Mesh</i> | 41 |
| 3.9 | <i>Tetrahedral Mesh</i> | 41 |
| 3.10 | <i>Prism layer da asa em estudo</i> | 41 |
| 3.11 | <i>y^+ na Asa e no Solo</i> | 42 |
| 3.12 | <i>Volume de controle abaixo da asa</i> | 42 |
| 3.13 | <i>Volume de controle do vórtice</i> | 42 |
| 3.14 | <i>Volume de controle da esteira</i> | 43 |
| 3.15 | <i>Superfície de controle da asa</i> | 43 |
| 3.16 | <i>Malha gerada em planos de corte</i> | 44 |

| | | |
|------|--|----|
| 3.17 | <i>Malha gerada</i> | 44 |
| 3.18 | <i>Refinamento Retangular</i> | 45 |
| 3.19 | <i>Modelos físicos</i> | 46 |
| 4.1 | <i>Estudo de Domínio pelo Coeficiente de Sustentação</i> | 48 |
| 4.2 | <i>Estudo de Domínio pelo Coeficiente de Arrasto</i> | 49 |
| 4.3 | <i>Demonstração da Melhoria de Convergência e Redução dos Resíduos entre o Domínio Número 5 e uma Configuração Ligeiramente Menor</i> | 49 |
| 4.4 | <i>$C_L \times$ Número de elementos no domínio</i> | 50 |
| 4.5 | <i>$C_D \times$ Número de elementos no domínio</i> | 51 |
| 4.6 | <i>Malha Tetraédrica com Transição Brusca entre Regiões de Refinamento</i> | 51 |
| 4.7 | <i>Polyhedral Mesh</i> | 52 |
| 4.8 | <i>Tetrahedral Mesh</i> | 52 |
| 4.9 | <i>Curva de Sustentação em Efeito Solo</i> | 53 |
| 4.10 | <i>Curva de Arrasto em Efeito Solo</i> | 53 |
| 4.11 | <i>Localização das Estruturas de Escoamento na Curva de Sustentação Experimental e Simulada</i> | 54 |
| 4.12 | <i>Influência do Edge Vortex e da Separação na Curva de Sustentação (Fonte: [Zhang, Toet e Zerihan 2006])</i> | 55 |
| 4.13 | <i>Distribuição de Velocidade na Direção x no Plano de Simetria, $h/c = 0,224$</i> | 56 |
| 4.14 | <i>Distribuição de Velocidade na Direção x no Plano de Simetria, $h/c = 0,179$</i> | 56 |
| 4.15 | <i>Distribuição de Velocidade na Direção x no Plano de Simetria, $h/c = 0,134$</i> | 56 |
| 4.16 | <i>Distribuição de Velocidade na Direção x no Plano de Simetria, $h/c = 0,067$</i> | 57 |
| 4.17 | <i>Distribuição de Velocidade no Plano de Simetria Obtida no Túnel de Vento ($h/c = a) 0,448$; $b) 0,224$; $c) 0,134$; $d) 0,067$)</i> | 57 |
| 4.18 | <i>Vista de Baixo e Lateral da Separação da Camada Limite, $h/c = 0,224$</i> | 58 |
| 4.19 | <i>Vista de Baixo e Lateral da Separação da Camada Limite, $h/c = 0,179$</i> | 59 |
| 4.20 | <i>Vista de Baixo e Lateral da Separação da Camada Limite, $h/c = 0,134$</i> | 60 |
| 4.21 | <i>Vista de Baixo e Lateral da Separação da Camada Limite, $h/c = 0,067$</i> | 61 |
| 4.22 | <i>Visualização de Óleo, Separação da Camada Limite (experimental, sem transicionadores); $h/c = a)0,134$ $b)0,090$ $c)0,067$</i> | 62 |
| 4.23 | <i>Vorticidade Planar, $h/c = 0,313$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)</i> | 63 |
| 4.24 | <i>Vorticidade Planar, $h/c = 0,224$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)</i> | 63 |
| 4.25 | <i>Vorticidade Planar, $h/c = 0,179$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)</i> | 64 |
| 4.26 | <i>Vorticidade Planar, $h/c = 0,134$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)</i> | 64 |
| 4.27 | <i>Vorticidade Planar, $h/c = 0,067$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)</i> | 65 |
| 4.28 | <i>Distribuição de Vorticidade Planar Obtida no Experimento; a) $h/c = 0,448$, b) $h/c = 0,224$ c) $h/c = 0,134$ d) $h/c = 0,090$ (Sem Transicionadores)</i> | 65 |
| 4.29 | <i>Curva de Arrasto em Efeito Solo Utilizando Modelo de Turbulência S-A</i> | 66 |

| | | |
|------|---|----|
| 4.30 | <i>Curva de Arrasto em Efeito Solo Utilizando Modelo de Turbulência $k-\varepsilon$</i> | 66 |
| 4.31 | <i>Curva de Sustentação em Efeito Solo Utilizando Modelo de Turbulência S-A</i> | 67 |
| 4.32 | <i>Curva de Sustentação em Efeito Solo Utilizando Modelo de Turbulência $k-\varepsilon$</i> | 68 |
| 4.33 | <i>Perfil de Velocidade da Camada Limite na Superfície de Sucção para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A ($x/c = 1$)</i> | 68 |
| 4.34 | <i>Perfil de Velocidade da Camada Limite na Superfície de Sucção para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência $k-\varepsilon$ ($x/c = 1$)</i> | 69 |
| 4.35 | <i>Perfil de Velocidade da Camada Limite na Superfície de Sucção para $h/c = 0,067$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A ($x/c = 1$)</i> | 69 |
| 4.36 | <i>Perfil de Velocidade da Camada Limite na Superfície de Sucção para $h/c = 0,067$ Utilizando Modelo de Turbulência $k-\varepsilon$ ($x/c = 1$)</i> | 70 |
| 4.37 | <i>Malha Tetraédrica na Região de Avaliação do Perfil da Camada Limite</i> | 70 |
| 4.38 | <i>Malha Dodecaédrica na Região de Avaliação do Perfil da Camada Limite</i> | 71 |
| 4.39 | <i>Malha Hexaédrica na Região de Avaliação do Perfil da Camada Limite</i> | 71 |
| 4.40 | <i>Perfil de Velocidade da Esteira no Plano de Simetria para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A ($x/c = 1,5$)</i> | 72 |
| 4.41 | <i>Perfil de Velocidade da Esteira no Plano de Simetria para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência $k-\varepsilon$ ($x/c = 1,5$)</i> | 72 |
| 4.42 | <i>Perfil de Velocidade da Esteira no Plano de Simetria para $h/c = 0,067$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A ($x/c = 1,5$)</i> | 73 |
| 4.43 | <i>Perfil de Velocidade da Esteira no Plano de Simetria para $h/c = 0,067$ Utilizando Modelo de Turbulência $k-\varepsilon$ ($x/c = 1,5$)</i> | 73 |
| 4.44 | <i>Distribuição de Pessão ao Longo da Corda no Plano de Simetria para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A</i> | 74 |
| 4.45 | <i>Distribuição de Pessão ao Longo da Corda no Plano de Simetria para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência $k-\varepsilon$</i> | 75 |
| 4.46 | <i>Túnel de Vento Utilizado no Experimento</i> | 75 |
| 6.1 | <i>Coordenadas adimensionais do perfil com $\alpha = 1^\circ$ (Fonte: [Zerihan 2001])</i> | 82 |

Lista de Tabelas

| | | |
|-----|--|----|
| 3.1 | Estudo de Domínio | 39 |
| 3.2 | Parâmetros de malha | 44 |
| 4.1 | Dimensões do domínio utilizado | 50 |

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolos Latinos

| | |
|---|---|
| b | Envergadura da Asa. |
| c | Corda. |
| C_D | Coefficiente de Arrasto. |
| C_L | Coefficiente de Sustentação. |
| $C_{b1}, C_{b2}, C_{w1}, C_{1\varepsilon}, C_{2\varepsilon}, C_\mu$ | Coefficientes empíricos de modelo de turbulência. |
| C_P | Coefficiente de Pressão. |
| D_i | Arrasto Induzido. |
| f_{v1} | Função de Amortecimento. |
| f_{v2} | Função de Parede. |
| f_w | Função de Parede. |
| h | Distância da Asa ao Solo. |
| \mathbf{k} | Energia Cinética Turbulenta. |
| K | Energia Cinética Turbulenta Média. |
| k | Energia Cinética Turbulenta Flutuante. |
| l | Comprimento Característico. |
| l_m | Comprimento de Mistura. |
| L | Força de Sustentação. |
| P | Pressão. |

| | |
|--------------|--|
| S | Área de Projeção da Asa. |
| S_{ij} | Tensor Taxa de Deformação Média. |
| s_{ij} | Tensor Taxa de Deformação Turbulenta. |
| t | Variável Tempo. |
| u | Velocidade em x. |
| u' | Flutuação da Velocidade em x. |
| \bar{u} | Média da Velocidade em x. |
| \mathbf{U} | Vetor Velocidade Média. |
| v | Velocidade em y. |
| v' | Flutuação de Velocidade em y. |
| v | Velocidade Característica. |
| V_∞ | Velocidade de Escoamento Não-Perturbado. |
| w | Velocidade em z. |
| w' | Flutuação da Velocidade em z. |
| \mathbf{x} | Vetor Coordenada Espacial. |

Símbolos Gregos

| | |
|----------------|--|
| α | Ângulo de Ataque. |
| α_{eff} | Ângulo de Ataque Efetivo. |
| α_i | Incidência induzida no Escoamento. |
| δ_{ij} | Delta de Kronecker. |
| Δ | Variação. |
| ε | Taxa de dissipação de Energia Cinética Turbulenta. |
| μ | Viscosidade Dinâmica. |
| μ_T | Viscosidade Turbulenta. |
| ν | Viscosidade Cinemática. |

| | |
|--|---|
| ν_T | Viscosidade Cinemática Turbulenta. |
| ξ | Coordenada Normal à Superfície da Asa. |
| $\tilde{\nu}$ | Parâmetro de Viscosidade Cinemática Turbulenta. |
| κ | Energia Cinética Turbulenta. |
| ρ | Massa Específica. |
| $\sigma_v, \sigma_k, \sigma_\varepsilon$ | Coefficientes empíricos do modelo de turbulência. |
| τ | Tensão de Cisalhamento. |
| τ_w | Tensão de Cisalhamento na Parede. |
| Φ | Propriedade Genérica Média do Escoamento. |
| $\phi(t)$ | Propriedade Genérica do Escoamento. |
| $\phi'(t)$ | Propriedade Genérica Flutuante do Escoamento. |
| ω | Frequência de Turbulência |
| Ω | Vorticidade Média. |
| $\tilde{\Omega}$ | Vorticidade Média Corrigida. |

Grupos Adimensionais

| | |
|-------|---|
| h/c | Distância Adimensional até o Solo. |
| Re | Número de Reynolds. |
| V_* | Velocidade de Fricção. |
| x/c | Posição Adimensional ao Longo da Corda. |
| y^+ | Distância Adimensional da Parede. |

Subscritos

| | |
|-------|----------|
| D | Arrasto. |
| eff | Efetivo. |

| | |
|----------|----------------------------|
| i | Induzido. |
| L | Sustentação. |
| P | Pressão. |
| w | Na Parede. |
| ∞ | Escoamento Não-Perturbado. |

Sobrescritos

| | |
|---|------------|
| ' | Flutuação. |
| - | Média. |

Siglas

| | |
|-------------|----------------------------------|
| <i>CFD</i> | Computational Fluid Dynamics. |
| <i>DNS</i> | Direct Numerical Simulation. |
| <i>FAA</i> | Federal Aviation Agency. |
| <i>LDA</i> | Laser Doppler Anemometry. |
| <i>LES</i> | Large Eddy Simulation. |
| <i>PIV</i> | Particle Image Velocimetry. |
| <i>RANS</i> | Reynolds Averaged Navier-Stokes. |
| <i>SGS</i> | Sub-Grid Scale. |

CAPITULO 1

INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO DO TEMA

De acordo com a Enciclopédia de Engenharia Aeroespacial [Cui e Zhang 2010], efeito solo é o aprimoramento do desempenho de uma superfície de sustentação que está próxima ao solo quando comparado com seu efeito em escoamento livre.

Para aeronaves voando até uma altura equivalente à sua envergadura, o efeito solo age de duas formas:

- reduzindo o arrasto induzido
- proporcionando um colchão de ar entre as asas e o solo



Figura 1.1: *Vórtice de ponta de asa* (Fonte: *Paul Bowen Photography*)

Os vórtices criados pelo efeito de ponta de asa induzem o *downwash*, que altera o ângulo de ataque efetivo da superfície, no entanto, em efeito solo, a componente vertical do fluxo de ar em torno da asa é limitada e os vórtices são parcialmente obstruídos pelo

solo. Como arrasto é paralelo à direção do escoamento não perturbado, a redução da deflexão do escoamento reduz o arrasto induzido. Em condições extremamente próximas ao chão, em torno de $1/4$ da envergadura, um colchão de ar é comprimido entre as asas e o solo [Cui e Zhang 2010]. A pressão adicional no intradorso contribui para o aumento de sustentação.

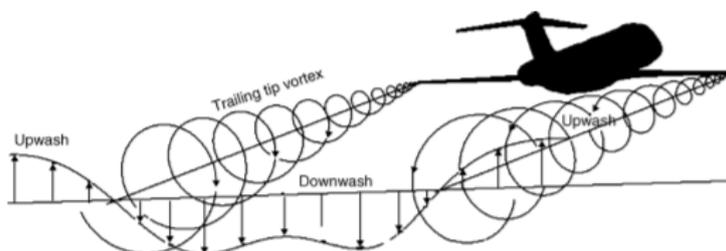


Figura 1.2: *Downwash* (Fonte: [Cui e Zhang 2010])

A descoberta deste fenômeno inspirou a concepção de diversos veículos dedicados ao uso de efeito solo, como por exemplo o Ecranoplano, derivação do termo russo para efeito solo. Considerado um dos fundadores da era dos foguetes e pai da astronáutica, Konstantin Eduardovich Tsiolkovsky também realizou estudos nestes veículos, desenvolvendo o conceito do *Hovercraft* desde 1921, quando veio a publicar um artigo fundamental em 1929, denominado Resistência do Ar e o Trem Expresso, descrevendo o efeito solo e fornecendo uma solução teórica para veículos de colchão de ar. [Cui e Zhang 2010]



Figura 1.3: *Ecranoplano conhecido como 'Caspian Sea Monster'* (Fonte: [Komissarov e Gordon 2010])

O efeito solo também é um fenômeno muito conhecido de pilotos de aeronaves, instruídos a contabilizar para este efeito quando em abordagem para pouso ou decolagem. Em especial, pode-se destacar o *soft-field takeoff*, manobra na qual o piloto deve tirar o avião do solo irregular o mais depressa possível afim de evitar danos ao trem de pouso ou eliminar a força retardante da lama ou neve, porém, devido sua menor velocidade de decolagem, se mantém o avião próximo ao solo até que se atinja velocidade necessária

para prosseguir com o ganho de altitude. [FAA US Department of Transportation 2004]

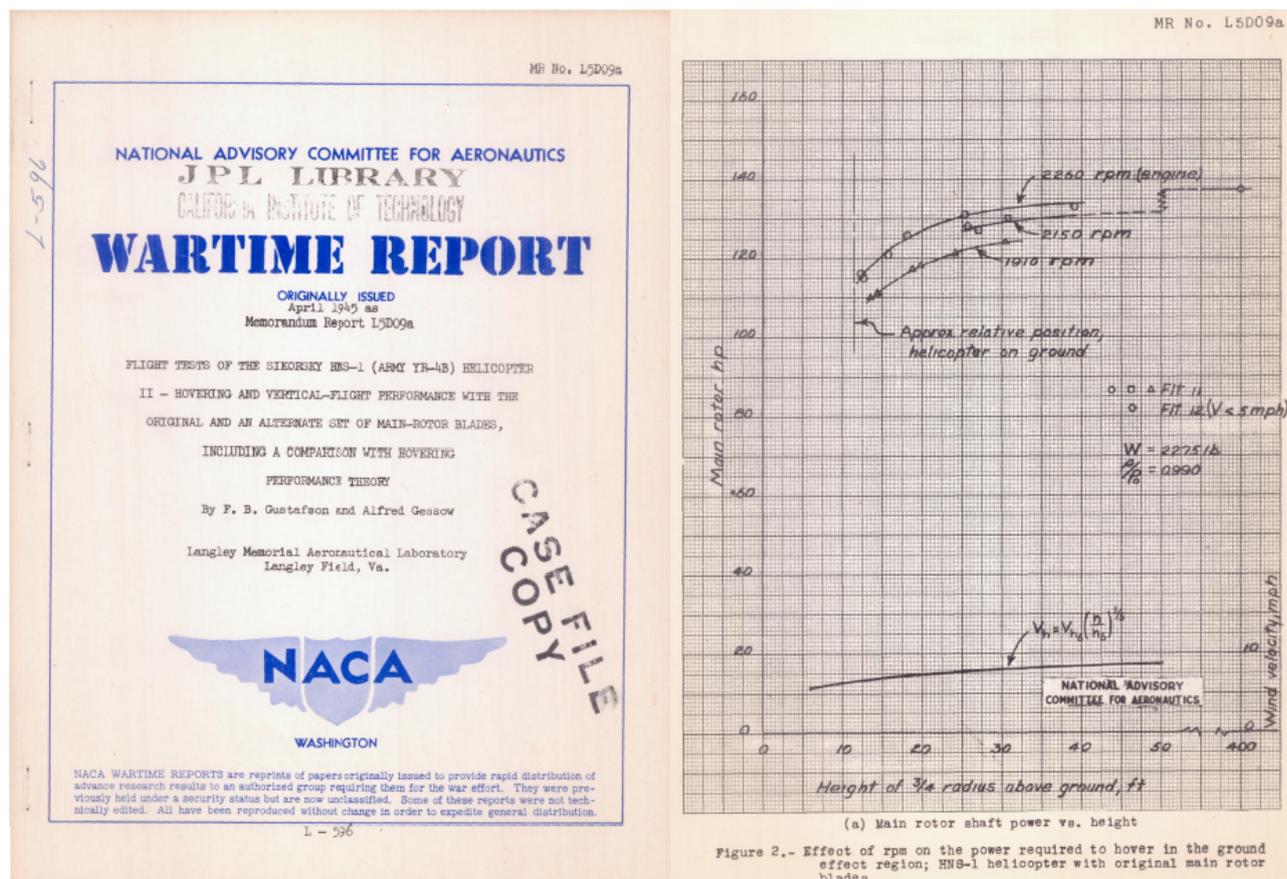


Figura 1.4: Redução da potência necessária para um helicóptero pairar próximo ao solo (Fonte: [Gessow 1945])

Posteriormente às primeiras pesquisas de Wiesesberger em 1921 e Tsiolkovsky em 1929, algumas investigações foram conduzidas para observar o efeito solo em aeronaves de asas rotativas, como o relatório *Flight Tests of The Sikorsky HNS-1* [Gessow 1945] Realizado por F. B. Gustafson e Alfred Gessow em 1945 no primeiro helicóptero utilizado pela Força Aérea Americana [Spenser 1998]. Originalmente classificado como confidencial por tratar de pesquisas para empenho de tecnologia na guerra, o estudo documenta o efeito não linear da redução de potência necessária para manter o veículo pairando próximo ao solo comparado com o mesmo em altitude. Outras pesquisas aplicam-se a caracterizar a influência do solo inclinado ou oscilante para helicópteros pairando sobre embarcações no mar em aproximação de pouso. [Xin et al. 1999, Beard 1996]



Figura 1.5: *Teste da influência da oscilação do solo em helicópteros pairando sobre embarcações* (Fonte: [Beard 1996])

Para a aerodinâmica de asas de carros de corrida, deseja-se gerar downforce. Isso é feito colocando-se o lado de sucção da asa voltada para o solo. Para essa aplicação, o efeito solo se dá principalmente através de um mecanismo semelhante a um Venturi. A região entre a asa e o solo formam um canal no qual o ar é acelerado pelo efeito combinado da geometria do perfil e da redução de seção transversal do escoamento, gerando uma zona de baixa pressão. Quando *end-plates* são montadas ao conjunto, vórtices são formados através da aresta inferior da placa (chamados *edge vortex*). Esses vórtices, diferentemente dos vórtices do ponta de asa no caso de aviões, são benéficos à geração de *downforce*, levando uma sucção adicional à região de encontro da asa com o *end-plate*, semelhante ao que acontece em vórtices de sustentação em asas delta. Essas estruturas também induzem um *upwash* nesse local, reduzindo a incidência efetiva do escoamento e, conseqüentemente, atrasando a separação nas extremidades de cada lado. [Zerihan e Zhang 2000]

1.2 MOTIVAÇÃO

Dinâmica de fluidos ainda se apresenta como um problema complexo para soluções de engenharia devido ao desconhecimento de uma solução geral analítica para a equação de Navier-Stokes.

A maioria dos casos é, então, estudada através de simulações computacionais ou de experimentos em túneis de vento. No entanto, a aplicação de Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) vem sofrendo um aumento significativo e torna-se cada vez mais um componente essencial para a indústria no projeto de produtos e processos.

Isso se deve a alta disponibilidade e acessibilidade de equipamentos de alta performance computacional, além de interfaces amigáveis para usuários, proporcionando redução de tempo e custo de projetos, possibilitando estudos em condições inatingíveis experimentalmente, tanto do ponto de vista da praticidade quanto da segurança e ainda aprimorando a capacidade de comunicação de resultados de engenharia.

Apesar disso, devido aos elevados números de Reynolds da maioria das aplicações

de mecânica dos fluidos, simulações diretas (DNS) de escoamentos turbulentos ainda são excessivamente exigentes para os computadores atuais. A utilização de modelos de turbulência fornece, então, uma alternativa de um menor custo computacional e resultados suficientemente precisos.

Para que este método seja utilizado como referência em decisões críticas de engenharia, no entanto, é preciso que sejam realizados exaustivos testes de validação com dados experimentais e ajuste do modelo.

Essa prática é comum principalmente em aplicações de grande imersão na indústria. Em aplicações alternativas existem ainda problemas em aberto para otimização de modelos e melhor compreensão de fenômenos de mecânica dos fluidos.

1.3 OBJETIVOS

O presente trabalho propõe-se a investigar os resultados de simulações numéricas, usando o pacote comercial STAR-CCM+, do escoamento sobre a asa dianteira de um *Fórmula 1 Tyrrel 26* para aplicação automobilística em efeito solo, para a qual se possui resultados realizados no Túnel de Vento com assoalho de cinta rotativa da Universidade de Southampton [Zerihan e Zhang 2000]. Por se tratar de um pacote com grande penetração na indústria, objetiva-se comparar diferentes configurações disponibilizadas pelo software, tais como modelos de turbulência e modelos de malha para que se possa definir qual a combinação de modelos mais apropriada e assim estabelecer diretrizes para estudos de escoamento sobre asas em efeito solo gerando downforce.

1.4 NOTA HISTÓRICA

Até 1966, o projeto aerodinâmico de carros de corrida se preocupava em proporcionar um veículo carenado de forma suave, evitando perdas de arrasto. Nesse ano, a primeira asa gerando *downforce* é apresentada pela equipe Chapparral no *Canadian-American Challenge Cup* (abreviado Can-Am). Dois anos depois, carros de Fórmula 1 adotam as asas. [Seljak 2008]

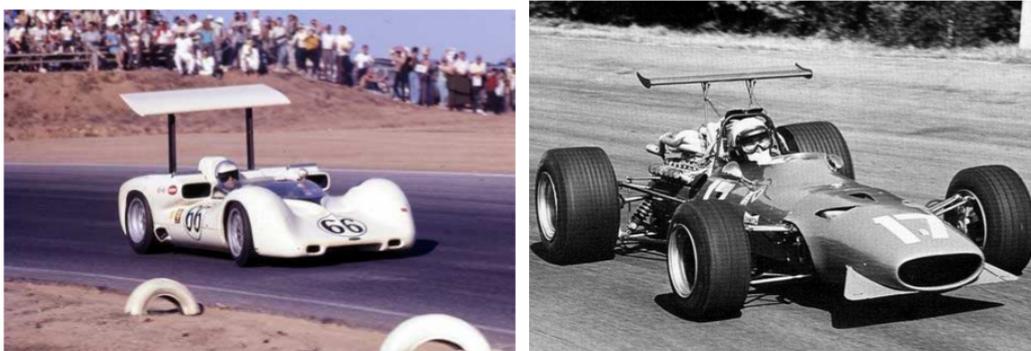


Figura 1.6: *Chapparral 2E (1966) e Ferrari 312 (1968)* (Fonte: [Seljak 2008])

Em 1970, carros de F1 já usam asas em efeito solo, mas é em 1977, com o Lotus type 78, que seu grande trunfo é revelado. Colin Chapman, chefe da equipe Lotus, realizava revisões de rotina de determinadas áreas do time quando decidiu retornar aos princípios

básicos de projeto. A iniciativa resultou em um dossiê de 29 páginas entregue aos então engenheiros Tony Rudd e Peter Write. Peter, encarregado da aerodinâmica, iria realizar testes no túnel de vento do Imperial College.

Enquanto trabalhava em seus protótipos um tanto rudimentares dos *sidepods* (estruturas na lateral do carro que guiam fluxo de ar para o radiador) em forma de aerofólio, os plásticos e colas do modelo começaram a ceder e afundar com o calor gerado ao fim do dia. Observou-se, então, quase acidentalmente, que o *downforce* parecia aumentar. Tentativas foram feitas para segurar o modelo com fios, que não deram certo, levando-o a apoiar os *pods* em placas verticais em contato com o chão. Neste momento a leitura de *downforce* aumentou significativamente. Tais placas posteriormente seriam chamadas de ‘*skirts*’.



Figura 1.7: *Lotus Type 79*

Naquele ano a equipe venceu 5 corridas, 4 com Mario Andretti e uma por Gunnar Nilsson. O ano seguinte viu a consagração de Mario como campeão da temporada e do Lotus Type 79, a versão revisada para aquele ano, como pioneiro do efeito solo. Quando perguntado sobre a performance do 79 nas curvas, Mario respondeu: “*It’s like its painted to the road*”.

Figura 1.8: *Mario Andretti*

1.5 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O primeiro estudo aerodinâmico de asa em efeito solo com a superfície de baixa pressão próxima ao solo foi realizada em 1921 por Zahm e Bear [Zahm e Bear 1921], quando investigavam, ironicamente, os efeitos na asa de uma aeronave. Os dados foram levantados com o solo “acima” da aeronave e demonstraram que “as características mais impressionantes dessa configuração foram grandes aumentos de sustentação para diversas incidências e proximidades do solo”. No entanto, os autores consideraram que aqueles dados foram tomados apenas por completude e, “por não ter nenhuma importância prática”, não foram indicados no estudo.

Knowles [Knowles, Donoghue e Finnis 1994], em 1994, conduziu um estudo muito semelhante ao aqui proposto. Investigou-se a distribuição do campo de pressão e forças resultantes em uma asa de único elemento, gerando *downforce*, em uma instalação de túnel de vento com cinta rotativa para diversos ângulos de ataque e distâncias do solo. No entanto, devido à limitações geométricas, não foi possível observar o fenômeno de redução do *downforce*.

O efeito de redução do *downforce* é uma característica da curva de $C_L \times h/c$, na qual a proximidade do solo, inicialmente aumenta o coeficiente de sustentação, mas, para regiões muito próximas do chão, atinge um máximo e torna a reduzir o C_L (como demonstra a figura 1.9). Katz, em [Katz 1985], realizou simulações inviscidas utilizando o método dos painéis em asas invertidas de carros de competição. Ele observou um aumento assintótico do coeficiente de sustentação, sem redução, porém comenta que, para regiões muito próximas ao solo, o *downforce* seria limitado por efeitos viscosos.

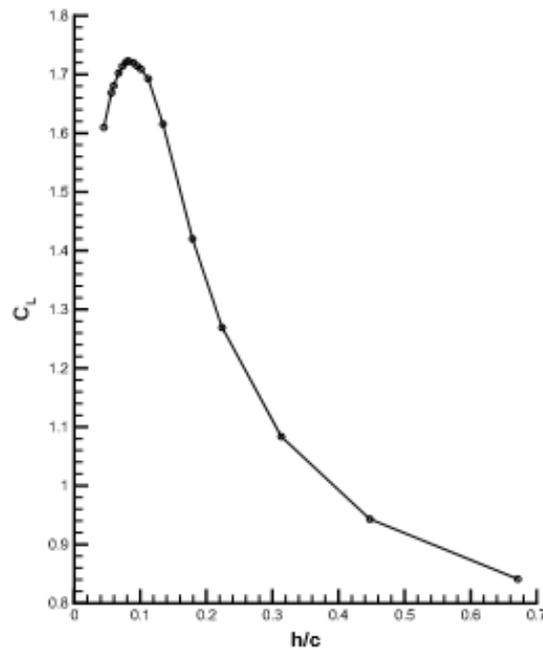


Figura 1.9: Curva de coeficiente de sustentação C_L pela altura adimensional (Fonte: [Zerihan 2001])

Zerihan [Zerihan 2001] realizou uma pesquisa de efeito solo abrangente no perfil da asa dianteira do *Fórmula 1 Tyrrel 26*, abordando diversos aspectos relacionados à dispositivos associados a asas de competição, como *gurney flaps*, multi-elementos, transicionadores, além de comparações das características do escoamento da asa em efeito solo e em escoamento livre. Assim como esse trabalho se propõe, ele também realizou um estudo CFD (no entanto, bidimensional), tentando examinar a aplicabilidade desta ferramenta para o efeito solo.

Em seu estudo conjunto com Zhang [Zerihan e Zhang 2000], observou que o C_L aumentava assintoticamente com a proximidade do solo, atingindo um máximo e então regredindo, para regiões muito próximas ao solo (Fig. 1.9). Através de manômetros na superfície, observou-se que o efeito de proximidade do solo era de aumentar a sucção em toda a superfície inferior da asa (Fig. 1.10-a), contrastante com o efeito em escoamento livre de se aumentar o ângulo de ataque, observado por incrementar de forma apreciável a sucção somente próximo do bordo de ataque no intradorso e a pressão no extradorso, no mesmo local (Fig. 1.10-b).

É importante ressaltar que Zhang e Zerihan adotaram algumas diretrizes específicas como ponto de partida dos estudos. Coeficientes de sustentação positivos representam um coeficiente de força direcionado para o chão, ou seja, um downforce positivo (como pode ser observado nas figuras 1.9 e 1.16). Variações positivas do ângulo de ataque α são representadas por girar o bordo de ataque para baixo. O ângulo de incidência é medido em relação a uma linha na qual a corda está inclinada de $2,45^\circ$ em relação à horizontal. Então:

$$\alpha_{real} = \alpha + 2,45^\circ \quad (1.1)$$

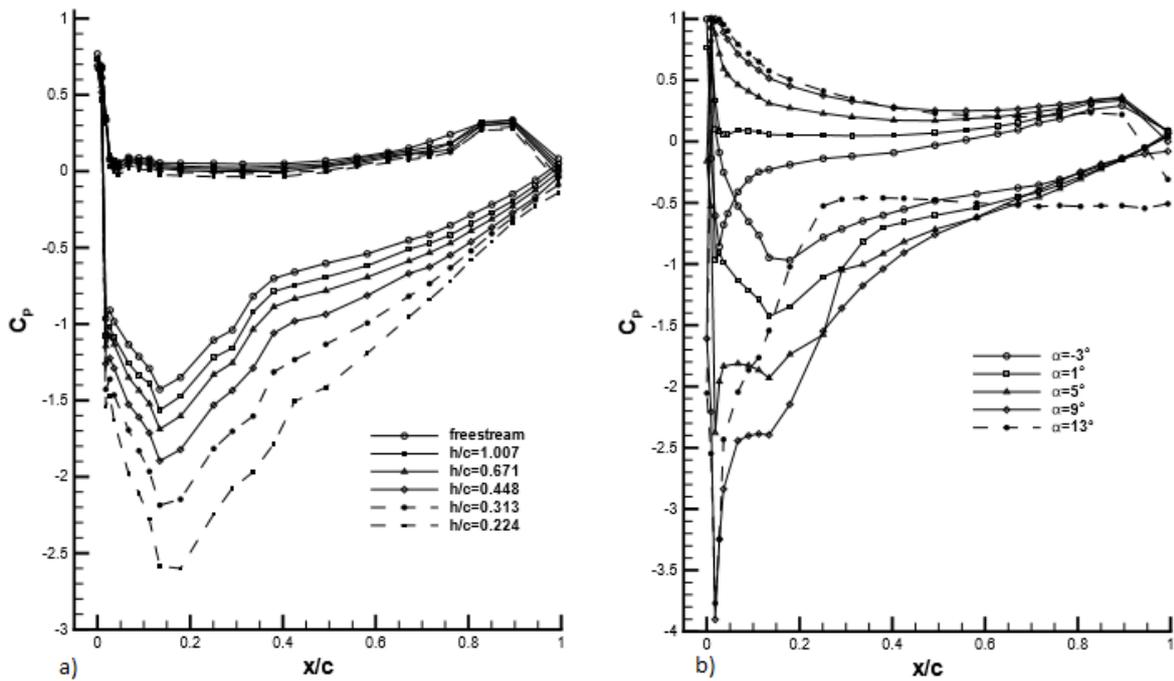


Figura 1.10: $C_p \times h/c$ e $C_p \times \alpha$ (Fonte: [Zerihan 2001])

Zhang [Zerihan e Zhang 2000] aponta que o fenômeno de redução de downforce para h/c muito baixos se dá devido à combinação dos efeitos de separação gradual da camada limite devido ao alto gradiente na recuperação de pressão (Fig. 1.10) gerado pelo efeito venturi, como postulado por Dominy [Dominy 1992], e da ligeira redução da pressão na superfície de pressão. Em seu experimento, Zerihan não observou a fusão da camada limite do solo e do perfil (Fig. 1.11), como proposto por Ranzenbach e Barlow [Ranzenbach e Barlow 1994] como sendo a causa do fenômeno de redução do downforce.

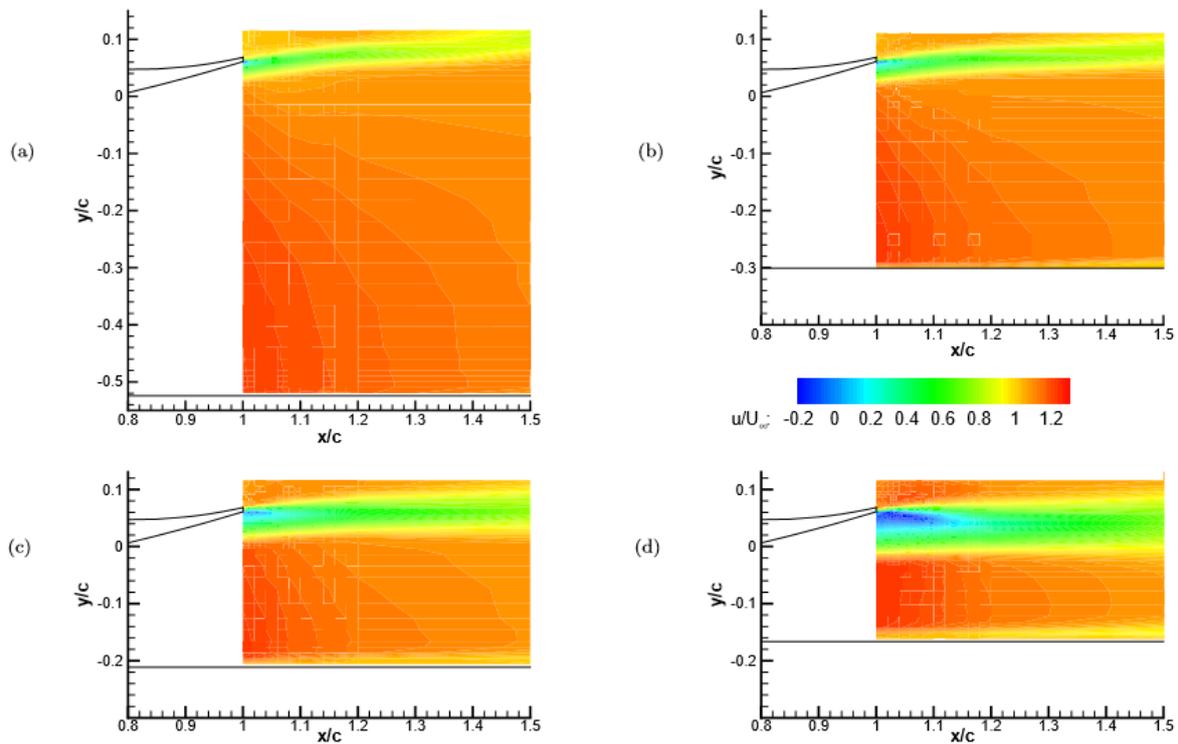


Figura 1.11: Dados das camadas limite da asa e do solo através de LDA u/U_∞ para alturas h/c : a) 0,448 ; b) 0,224 ; c) 0,134 ; d) 0,090 (Fonte: [Zerihan 2001])

Outro traço importante a observar é o aumento da taxa de crescimento do C_L com a proximidade do solo. Esse efeito é atribuído à sucção induzida pelo vórtice gerado na aresta da *endplate* [Zhang, Toet e Zerihan 2006], conhecido como vórtice de aresta (*Edge Vortex*). Devido a diferença de pressão entre os lados da *endplate*, há infiltração de fluxo de ar da região externa da *endplate* para a região interna de baixa pressão inferior a asa. A interação desse fluxo com o bordo agudo da placa gera uma região de alto cisalhamento devido a separação. Semelhante ao mecanismo de sustentação de asas delta [Anderson 2010] de aviões a jato, o enrolamento da camada separada em cisalhamento se propaga formando um vórtice do lado de dentro da *endplate* que, então, escoia a jusante. Esse vórtice é intensificado na região de aumento de downforce e se desintegra (*vortex breakdown*) na região de redução da inclinação da curva, como mostrado na Figura 4.12. A eventual redução do downforce se dá pelo estol da asa. [Cui e Zhang 2010, Zerihan e Zhang 2000]

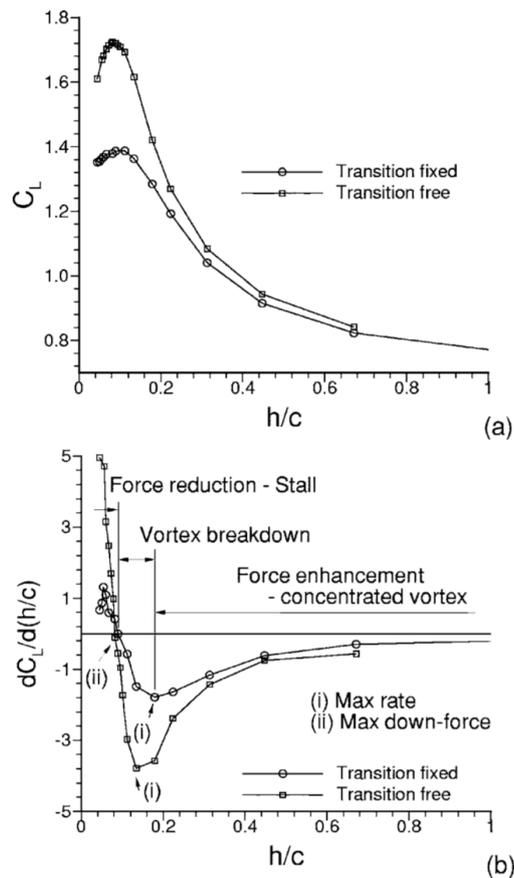


Figura 1.12: *Papel do edge vortex no ganho de downforce (Fonte: [Zhang, Toet e Zerihan 2006])*

Em [Zerihan e Zhang 2000] também se observou que a fusão das camadas limites não poderia ser o único responsável pelo efeito de redução do downforce, já que, em seus experimentos, compararam-se as curvas de C_L para diferentes números de Reynolds, observando que apesar de gerarem downforce de magnitudes diferentes, o fenômeno de redução acontecia para a mesma altura do chão. Para diferentes Reynolds, a camada limite possui tamanhos distintos e, portanto, deveria alterar a distância na qual a redução ocorre. Isso não foi observado. (Fig. 1.14)

Em outro trabalho, Zhang [Cui e Zhang 2010] explica de forma sucinta as 4 diferentes formas de se modelar o chão em experimentos de efeito solo: Modelo de imagem espelhada, placa fixa, cinta rotativa e modelo de reboque. Associados a esses modelos existem avançadas técnicas de medição gerando dados de distribuição de pressão, esforços aerodinâmicos e estabilidade com o auxílio de técnicas de visualização de escoamento PIV (*Particle Image Velocimetry*), LDA (*Laser Doppler Anemometry*), e Escoamento de Óleo.

O modelo de imagem espelhada consiste em usar um par de perfis espelhados dentro do túnel de vento. Este método impõe condições semelhantes ao efeito solo, já que força que o escoamento, no plano imaginário do espelho, tenha vetor normal igual a zero devido a condição de simetria. No entanto, este método apresenta dificuldades em modelar a velocidade tangencial correta no plano de simetria pois considera apenas efeitos invíscidos, e o “solo” assume uma velocidade maior do que a de escoamento não perturbado. Werlè [Werlè 1969, Werl 1963] comparou diferentes modelos de representação do solo e demonstrou que, de fato, a condição de contorno para o chão apresenta defeitos quando utilizando a abordagem de imagens espelhadas.

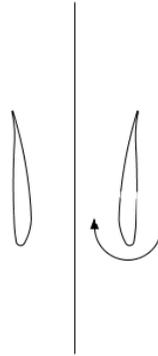


Figura 1.13: *Esquema do modelo de imagem espelhada (Fonte: [Zerihan 2001])*

Para o modelo de placa fixa, uma placa abaixo da asa é utilizada para simular o solo. A distância da placa para o perfil é determinada pela altura do modelamento de efeito solo. Uma camada limite é formada entre a placa e a asa alterando o espaço efetivo entre as duas, alterando, portanto, as características do modelamento. Esse impacto pode ser minimizado através da implementação de um sistema de sucção da camada limite na placa, no entanto é um sistema custoso. Essa falha no modelo pode ser evidenciada pela curva pontiaguda da região de máximo downforce no modelamento de placa fixa de Ranzenbach e Barlow [Ranzenbach e Barlow 1994] enquanto a curva apresentada por modelos de cinta rotativa e estudos computacionais de Zerihan demonstram uma queda suave na região de máximo downforce [Zerihan 2001]. Isso também é evidenciado em um estudo comparativo de placa fixa de Zhang no qual o downforce máximo é significativamente menor para a placa fixa, quando comparada a cinta rotativa (Fig. 1.14). Ele propõe que o escoamento não é acelerado tão intensamente devido a camada limite na placa.

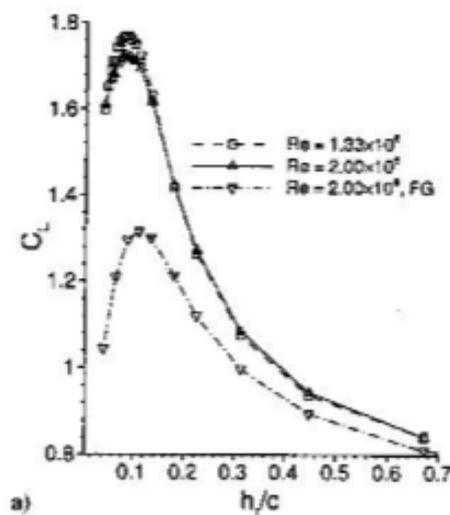


Figura 1.14: *Dados $C_L \times h/c$ em diferentes Re e com placa fixa (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])*

Os modelos de cinta rotativa e de reboque simulam corretamente a física da condição de contorno no solo. O primeiro emprega um dispositivo mecânico que se move a mesma velocidade do escoamento não perturbado. A sucção da camada limite antes da cinta assegura a correta velocidade de aproximação do escoamento. Além disso, uma sucção é aplicada a superfície interior da cinta para que esta não desloque devido à baixa pressão

gerada pela asa (Fig. 1.15). No modelo de reboque, o perfil é acelerado contra o ar estacionário em uma instalação enclausurada. Instrumentos de medição são montados no perfil para aquisição de dados.

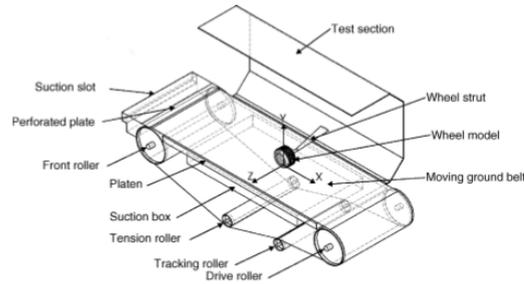


Figura 1.15: Esquema do Modelo de Cinta Rotativa (Fonte: [Cui e Zhang 2010])

Em [Zerihan 2001] o fenômeno de separação em efeito solo apresentou diferenças quando comparado com o *stall* em escoamento livre. A queda suave de downforce próximo ao solo mostrou-se devido a capacidade da asa em efeito solo sustentar a separação em regiões localizadas da asa. O campo de velocidade acelerado abaixo da asa previne que as regiões de separação corram para o bordo de ataque repentinamente. Em contraposição à curva de sustentação em escoamento livre para variações de ângulo de ataque, na qual observa-se uma redução drástica da sustentação, seguida de um platô (Fig. 1.16), devido à instabilidade da região de separação em estol no bordo de fuga se mover rapidamente para frente da asa.

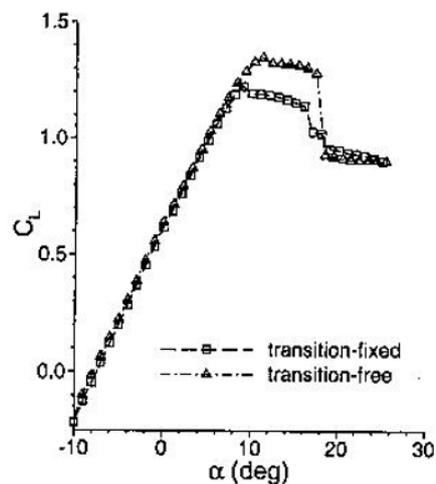


Figura 1.16: Redução do C_L em Stall (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])

Diferentemente do observado em aeronaves em efeito solo, o arrasto na asa em questão cresce com a proximidade do solo para todas as alturas (Fig. 1.17). Mesmo abaixo da altura do efeito de diminuição do downforce, o arrasto demonstrou crescimento cada vez mais acentuado. A explicação para isso é de que os significativos incrementos de downforce geram arrasto induzido cada vez maior e, para a região de perda de downforce, a continuidade do crescimento do arrasto é causado pela separação da camada limite. [Zerihan e Zhang 2000]

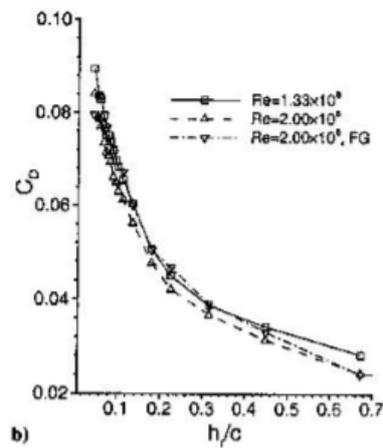


Figura 1.17: Arrasto em efeito solo (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])

Diferentes ângulos de ataque em efeito solo foram estudados, notando que o aumento do ângulo de incidência minimiza a sensibilidade da asa ao efeito solo (figuras 1.18 e 1.19), ou seja, o incremento do downforce máximo. O efeito combinado de gerar maiores gradientes de pressão na asa devido ao incremento da incidência α e da proximidade do solo resultam em separações ocorrendo mais cedo para ângulos de ataque mais elevados.

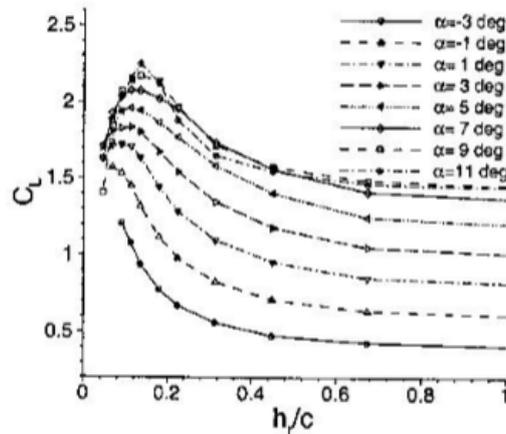


Figura 1.18: Sensitividade ao efeito solo com ângulo de incidência (a) (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])

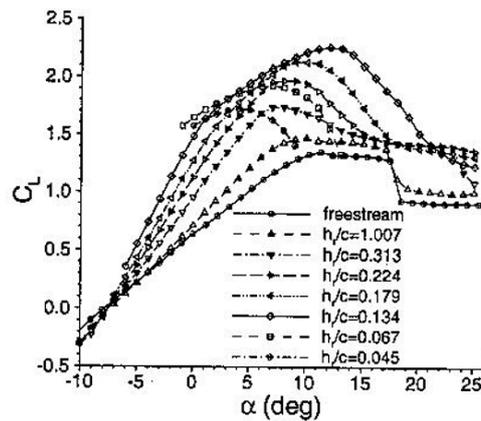


Figura 1.19: *Curvas de sustentação em efeito solo (Fonte: [Zerihan e Zhang 2000])*

A simulação CFD de Zerihan foi realizada em 2D para a equação média de Navier-Stokes (RANS) utilizando os modelos de turbulência Spalart-Almaras [Spalart e Allmaras 1992] (uma equação) e Menter $k - \omega$ [Menter 1993] (duas equações). Alguns parâmetros importantes que guiaram a sua solução foram:

- Refinamento de malha substancial no bordo de fuga, bordo de ataque, superfície do aerofólio e no plano do solo (Fig. 1.21).
- Domínio limitado a 10 cordas a montante e a jusante; Teto superior a uma distância de 7 cordas (Fig. 1.20).
- Malha estruturada contendo 30,000 pontos.
- Foi observado necessidade de maior refinamento na superfície de sucção do que de pressão.
- $y^+ \approx 1$ foi utilizado na parede tanto do aerofólio quanto do solo.
- Foi observada uma grande dificuldade em modelar os problemas transientes que apresentavam soluções oscilatórias.
- Uma solução anterior era utilizada para o inicializar o campo de solução da seguinte.

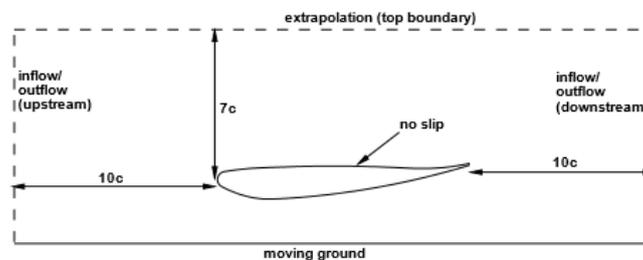


Figura 1.20: *Domínio (Fonte: [Zerihan 2001])*

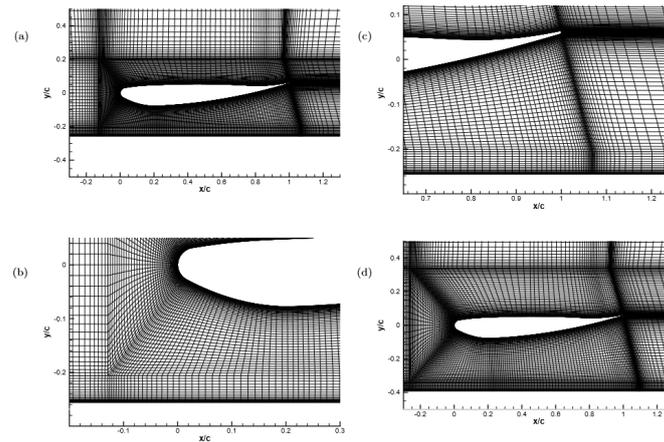


Figura 1.21: Malha (Fonte: [Zerihan 2001])

Foi observado que ambos modelos de turbulência apresentaram resultados semelhantes para a simulação em escoamento livre. Comparados aos resultados experimentais, ambos superestimam o pico de sucção até uma distância de 25% da corda. Em contrapartida, as pressões no restante da asa nivelam muito bem com os resultados experimentais. Ambos sobre-estimam o C_L em torno de 15%.

Em efeito solo, os picos de sucção também são sobre-estimados, no entanto, as pressões através da recuperação de pressão também são, diferentemente para o caso em escoamento livre.

Para uma altura $h/c = 0,671$, os coeficientes C_L de ambos modelos apresentam erros semelhantes na simulação de perfil com escoamento livre, com um valor calculado de downforce levemente superior usando-se o modelo S-A. Isso pode ser observado ao longo da diminuição das alturas, onde S-A mantém um erro em torno de 15% enquanto $k - \omega$ reduz progressivamente até que, para uma altura adimensional de 0,090, S-A superestima em 12% e $k - \omega$ subestima em 5%. Apesar disso, foram observadas melhores previsões de tendências dos coeficientes de pressão por parte do modelo Spalart-Allmaras.

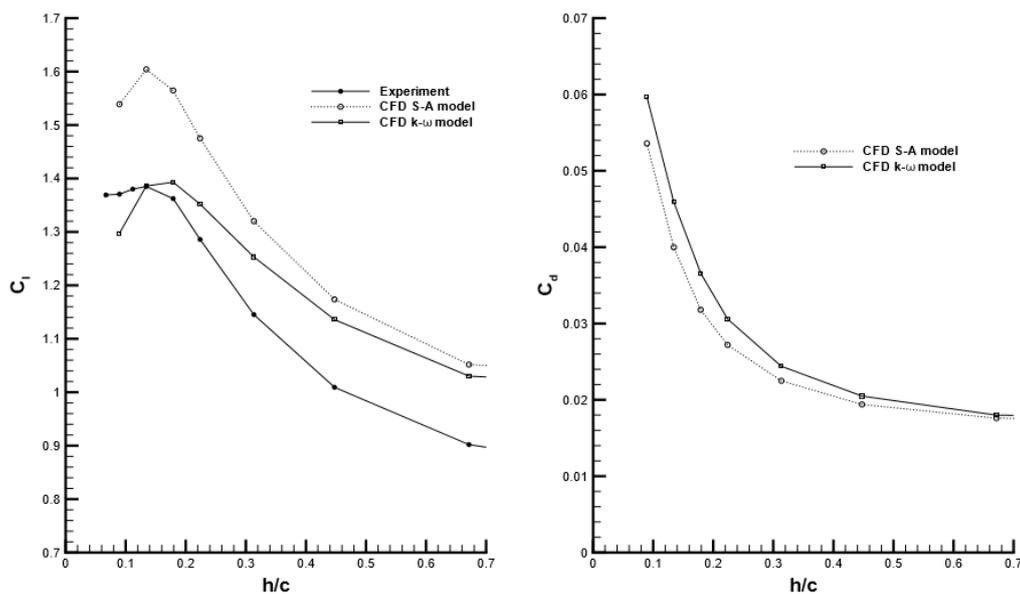


Figura 1.22: Resultado comparativo dos modelos de turbulência (Fonte: [Zerihan 2001])

Apesar da aparente prevalência do modelo $k-\omega$ quando comparado com os resultados experimentais, ambos modelos falham em representar a camada limite e a região de recirculação, apontando que uma grande disparidade entre os modelos foi no modelamento da camada limite do solo, onde $k-\omega$ apresenta valores muito superiores a S-A.

Ao fim, Zerihan declara a comparação inconclusiva. Enquanto o modelo S-A apresenta melhor as tendências de pressão e velocidade do escoamento, mantém um erro de 15% contra os experimentos. $k-\omega$ apresenta maior precisão, mas S-A se demonstrou mais constante. O modelo $k-\omega$ demonstrou dificuldade de modelar a camada limite do solo e, portanto, uma performance inadequada para simulações muito próximas ao solo.

Por fim, em [Zhang, Toet e Zerihan 2006] destaca-se a importância do estudo da esteira em asas dianteiras, lembrando que, em aplicações reais, diversos dispositivos aerodinâmicos sofrem influência aerodinâmica da esteira a jusante. Além disso, poucas simulações numéricas vêm produzindo resultados completamente satisfatórios. A concordância com os experimentos diverge entre estudos, atribuindo as diferenças principalmente a fatores como tipo de malha, resolução de malha modelos de turbulência. Contudo, existe uma carência de comparativos entre o desempenho de diferentes modelos de turbulência, o que fundamenta, portanto, a relevância deste trabalho.

CAPITULO 2

FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 TEORIA DA ASA FINITA

Entre 1912 e 1918, o estudo de aerodinâmica deu um grande salto graças a Ludwig Prandl e seus colegas em Gottingen, na Alemanha [Anderson 2010]. Eles demonstraram que as considerações aerodinâmicas de uma asa podem ser separadas em duas partes. No estudo da asa como um perfil bidimensional e nas modificações das propriedades deste perfil para contabilizar os efeitos tridimensionais de uma asa finita.

De fato, existem diferenças entre o escoamento em um aerofólio e uma asa. O mecanismo pelo qual asas geram sustentação é o desbalanço entre a alta pressão no intradorso e a baixa pressão no extradorso. No entanto, esse desequilíbrio faz com que o escoamento próximo da ponta da asa “escape” da região de alta pressão, curvando ao redor da ponta da asa para preencher a região de baixa pressão. Isso faz com que haja um fluxo da ponta da asa para a raiz no extradorso, e as linhas de corrente são desviadas em direção a raiz. Do mesmo modo, as linhas de corrente na intradorso são inclinadas para a ponta, como mostra a Figura 2.1. [Anderson 2010]

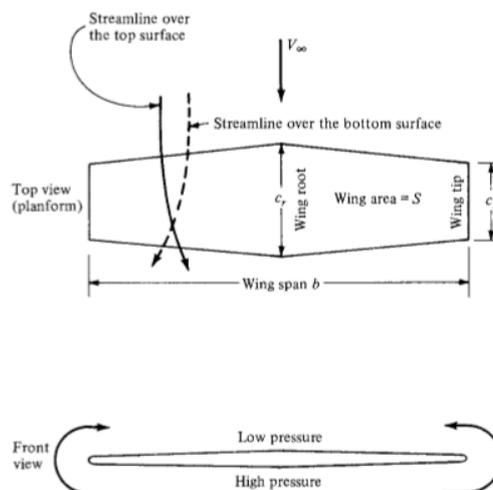


Figura 2.1: *Efeito 3D em asa reais* (Fonte: [Anderson 2010])

A aerodinâmica de asas finitas é tridimensional, diferentemente de aerofólios, que são

bidimensionais. É de se esperar, então, que existam diferenças no resultado global dos dois casos.

Esse fenômeno também traz outra implicação importante. Esse fluxo cria um movimento circular que escoam a jusante, chamados de vórtices de ponta de asa. Esses vórtices circulam atrás da asa e carregam consigo parte do escoamento que passa (Figuras 2.2 e 2.3). Isso induz uma leve componente vertical no fluxo de ar que passa na vizinhança da asa. Esse componente vertical, no caso de aviões, é para baixo e é chamada *downwash*. Combinada com a componente de escoamento não perturbado, elas tem o efeito de inclinar localmente a direção do vento.

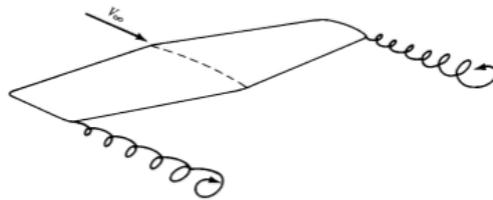


Figura 2.2: Esquema vórtice de ponta de asa (Fonte: [Anderson 2010])

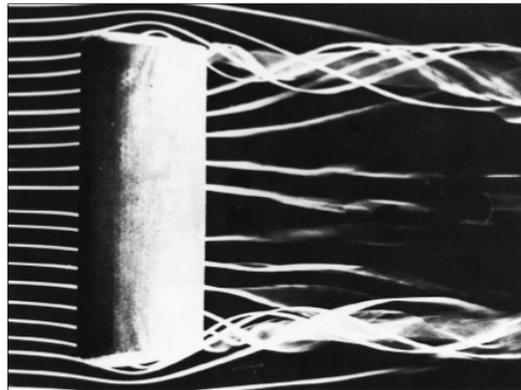


Figura 2.3: Efeito de ponta de asa (Fonte: [Anderson 2010])

A presença do downwash tem dois efeitos importantes:

- Reduzir o ângulo de ataque efetivo na asa, α_{eff} .
- Induzir um arrasto adicional, chamado arrasto induzido, D_i .

O vetor de sustentação, L , é perpendicular ao escoamento local na asa (α_{eff}) e, devido a leve diferença com o α nominal, existe uma componente de sustentação na direção do escoamento não perturbado, D_i (Fig. 2.4). Essa componente é chamada de arrasto induzido. [Anderson 2010]

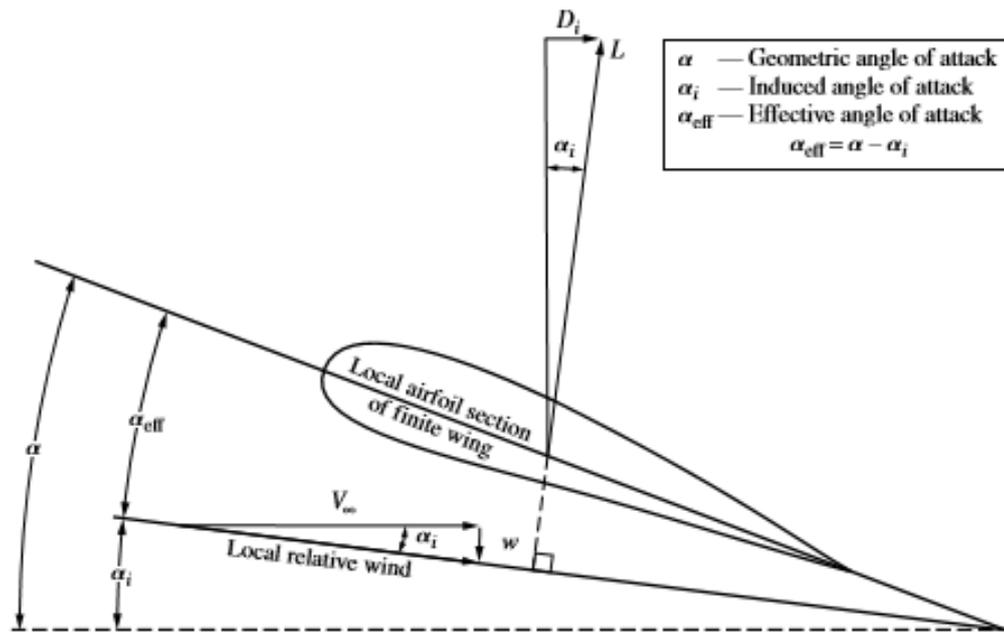


Figura 2.4: Arrasto induzido (Fonte: [Anderson 2010])

2.2 ASA DELTA

A aparição do vórtice de aresta (*edge vortex*), vórtice formado pela interação do escoamento com a end plate, contribui significativamente para fenômenos de aprimoramento de downforce em efeito solo. Seu mecanismo de formação é muito semelhante geração de sustentação em asas delta (Fig. 2.5) em escoamento subsônico e, portanto, sua menção é pertinente a este trabalho.

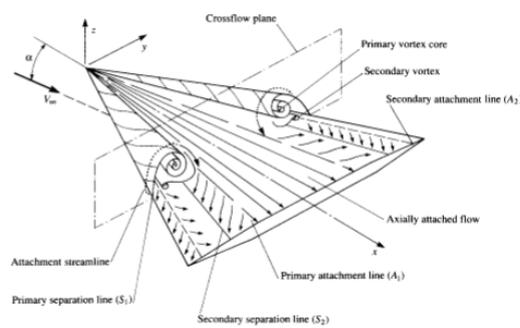


Figura 2.5: Vórtice em asa delta (Fonte: [Anderson 2010])

A característica mais marcante deste tipo de escoamento são os vórtices gerados no extradorso. Devido a maior pressão na parte de baixo, o ar tenta curvar-se ao redor do bordo de ataque e escoar para cima, semelhante ao efeito de ponta de asa. Devido ao bordo de ataque muito agudo, a camada limite se separa e essa região de alto cisalhamento se desenvolve em um vórtice primário ao longo do bordo de ataque, como demonstrado nas figuras 2.6 e 2.7. [Anderson 2010]

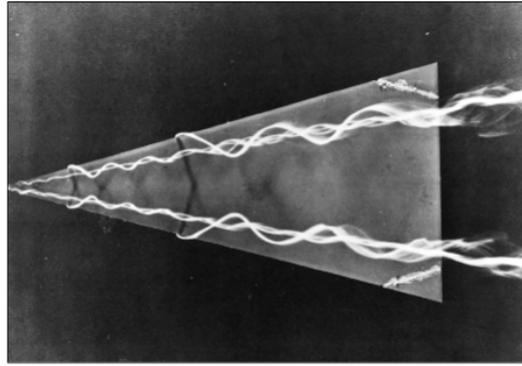


Figura 2.6: *Vórtice vista em planta* (Fonte: [Anderson 2010])

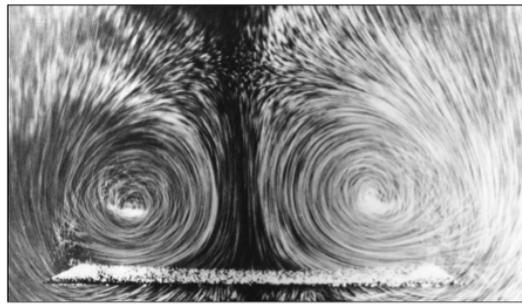


Figura 2.7: *Vórtice vista transversal* (Fonte: [Anderson 2010])

Esses vórtices manifestam um escoamento altamente energético e de grande vorticidade e, portanto, de baixa pressão. Conseqüentemente, a pressão na superfície da asa é reduzida (Fig. 2.8).

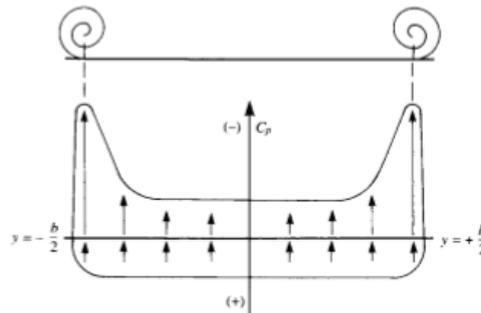


Figura 2.8: *Sustentação em asa delta* (Fonte: [Anderson 2010])

Para ângulos de ataque muito elevados ocorre a desintegração do vórtice (*vortex breakdown*). Essa desestruturação do vórtice pode ser do tipo espiral, onde a quebra se dá ao longo do núcleo e faz com que ele se torça em várias direções, ou do tipo bolha, na qual ele se rompe de forma repentina, formando uma bolha de escoamento caótico (Fig. 2.9). Incidências ainda maiores causam a separação generalizada do escoamento na asa. Essa sequência de eventos é observada na figura 2.10.

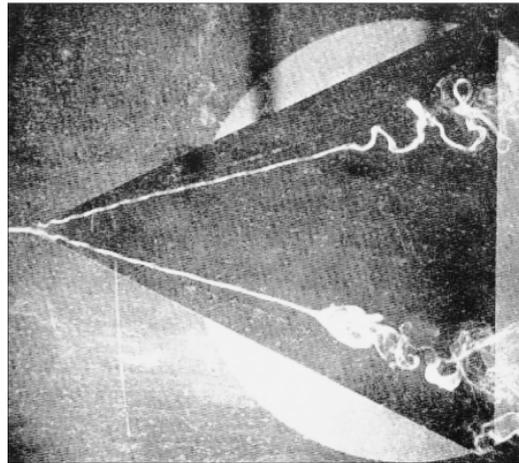


Figura 2.9: *Vortex breakdown* (Fonte: [Anderson 2010])

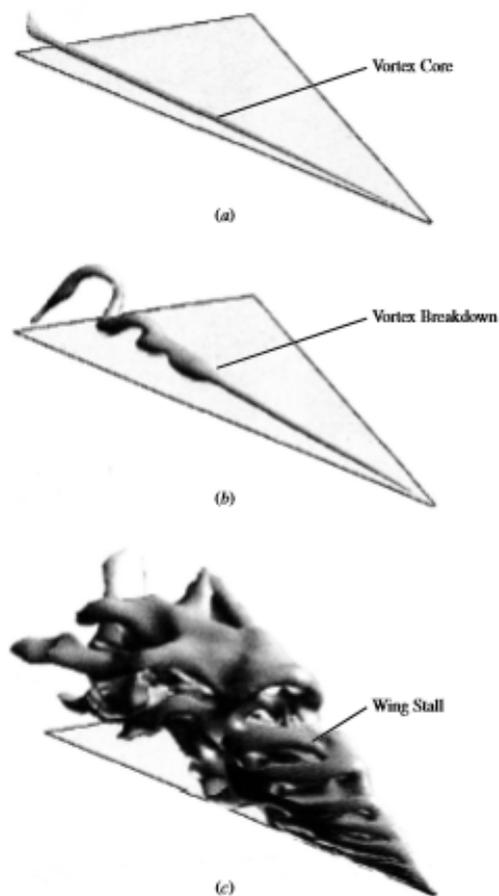


Figura 2.10: *Estol da asa delta* (Fonte: [Anderson 2010])

2.3 CFD - COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

CFD é a sigla inglês para *Computational Fluid Dynamics*, ou Dinâmica de Fluido Computacional. É uma ferramenta de análise de sistemas e de escoamento, transferência

de calor ou fenômenos associados a reações químicas por meio de simulações computacionais. [Versteeg e Malalasekera 2007]

A prática resulta em um conjunto de números que constituem (ou não) uma aproximação realista de um sistema real.

Os códigos incorporados no algoritmo de pacotes comerciais incluem interfaces que facilitam a operação de entrada de dados do problema, definição de parâmetros e da análise de resultados. No geral, os pacotes incluem três elementos principais:

- Pré-Processamento
- Etapa de Solução
- Pós-Processamento

No *software* utilizado para fazer as simulações deste trabalho (StarCCM+), esses elementos se encontram na chamada árvore de simulação (*simulation tree*), na qual cada nó (*node*) representa uma determinada função ou etapa necessária ao processo de pré-processamento, solução ou pós-processamento.

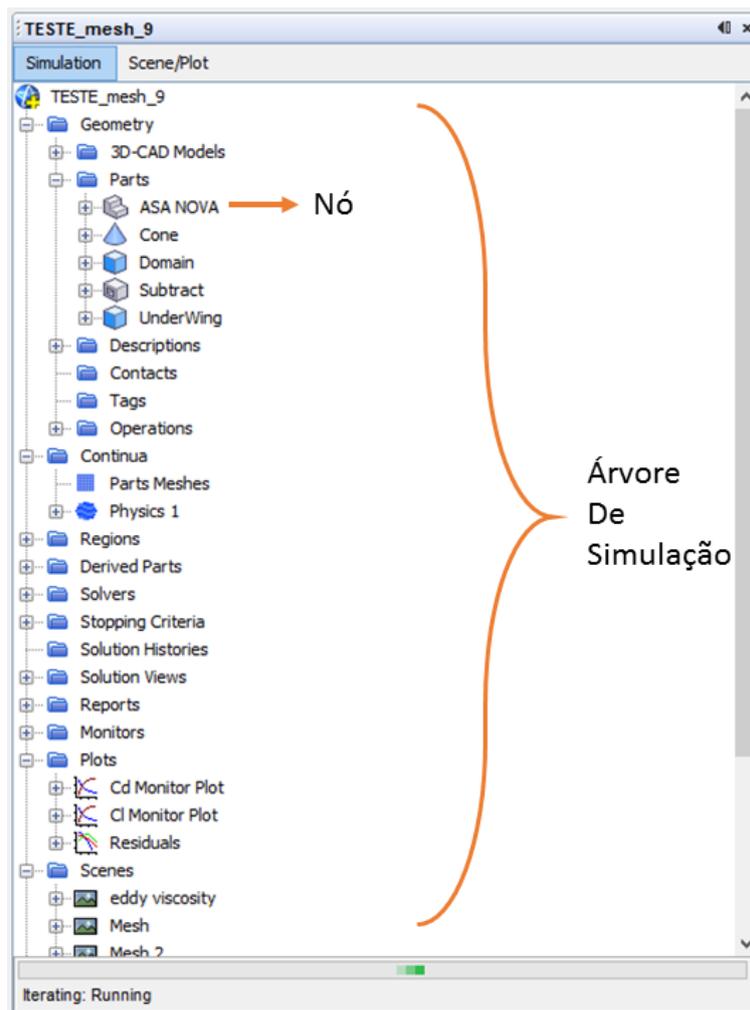


Figura 2.11: *Árvore de simulação*

Pré-Processamento

Essa etapa abrange as atividades de:

- Definição da geometria
- Geração da malha
- Seleção dos modelos físicos
- Definição das propriedades do fluido
- Especificação das condições de contorno

A definição da geometria gera o domínio computacional da simulação. A geração da malha subdivide esse domínio em uma malha de pequenos volumes de controle. A definição dos modelos físicos, junto com as propriedades dos materiais e as condições de contorno fecham o problema matemático a ser computado pela etapa de solução.

O estágio de geração de malha tem grande influência no custo computacional e na precisão dos resultados. Em geral, um maior número de células na malha geram resultados mais precisos, no entanto aumentam os custos tanto de infraestrutura computacional quanto em tempo de cálculo.

Um bom operador de CFD irá buscar balancear o limite da precisão desejada com o mínimo possível de custos computacionais. Em torno de 50% do tempo de um projeto CFD é dedicado à geração de malha e domínio [Versteeg e Malalasekera 2007]. Uma maneira de se reduzir o erro devido a falta de refinamento é pelo *mesh refinement study*, estudo de refinamento malha. Um procedimento de sucessivo de refino da malha até que determinada variável estabilize.

Etapa de Solução

A etapa de solução abrange as atividades de:

- Integração das equações governantes sobre os volumes de controle
- Discretização
- Solução das equações algébricas

Existem três correntes de técnicas de solução numérica: diferenças finitas, elementos finitos e volumes finitos. O métodos dos volumes finitos é o mais utilizado em pacotes CFD, como o ANSYS FLUENT, PHOENICS e o STAR-CD.

A clara relação entre o algoritmo numérico de solução das equações algébricas e as equações de conservação que fundamentam o problema são um dos dos grandes atrativos do método de volumes finitos, facilitando a compreensão por parte de engenheiros e operadores da ferramenta.

A conservação de uma variável do escoamento pode ser entendida como o balanço entre diversos processos tendendo a aumentá-la ou diminuí-la, como na equação 2.1 .

$$\left[\begin{array}{c} \text{Variação} \\ \text{no tempo} \end{array} \right] = \left[\begin{array}{c} \text{Variação} \\ \text{por} \\ \text{convecção} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{c} \text{Variação} \\ \text{por} \\ \text{difusão} \end{array} \right] + \left[\begin{array}{c} \text{Variação} \\ \text{por criação} \\ \text{ou destruição} \end{array} \right] \quad (2.1)$$

Pós-Processamento

O pós-processamento pode incluir visualização de dados das seguintes maneiras:

- Exibição de domínio e malha
- Plotagem vetorial
- Plots superficiais com cores
- Rastreamento de partícula
- Animações

O pós-processamento é importante devido sua habilidade de comunicar ideias de forma visual e compreensível.

Orientações e Melhores Práticas

É importante lembrar que os resultados gerados pelo CFD são no máximo tão bons quanto os modelos e física embutidos em seu código e no mínimo tão bons quanto seu operador.

As etapas de identificação, formulação e seleção dos modelos que regem o problema são críticas para um bom resultado. Poucos são os casos em que nenhuma medida de simplificação da complexidade do problema é adotada. É a adequação das simplificações que irão, em parte, garantir a qualidade do resultado.

Dois aspectos que caracterizam uma simulação de sucesso são a independência de refinamento da malha e convergência da solução. A convergência pode ser identificada por valores suficientemente pequenos dos resíduos, que são medidas monitoradas do desvio da equação do modelo para com a solução do sistema linear. [Yunus e Cimbala 2006]

Ao fim da simulação, o operador deve julgar se seus resultados são bons o suficiente. Isso é feito através de comparações com modelos experimentais. Devido a grande complexidade dos algoritmos computacionais em códigos CFD, é difícil julgar o valor de uma simulação sem dados de experimentos reais.

Métodos Numéricos

Devido sua grande importância na área de engenharia, diversos métodos numéricos foram desenvolvidos para capturar os efeitos mais importantes da complexidade de um escoamento turbulento. Eles podem ser divididos nas seguintes categorias:

- RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes)
- LES (Large Eddy Simulation)
- DNS (Direct Numerical Simulation)

O método RANS foca nos efeitos da turbulência nas propriedades do escoamento médio. Aplica-se, primeiramente, uma média temporal à equação de Navier-Stokes, da forma:

$$\Phi = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \phi(t) dt \quad (2.2)$$

onde,

$$\phi(t) = \Phi + \phi'(t) \quad (2.3)$$

Para um Δt suficientemente grande, isto é, da ordem de tempo das maiores escalas de tempo. A média temporal das flutuações é zero por definição (Eq. 2.2).

No entanto, como descrito na seção seguinte, isso faz com que apareçam novas variáveis, fazendo-se necessários, então, o uso dos modelos de turbulência (também descritos adiante).

Os recursos computacionais requeridos pelo método RANS, para soluções razoavelmente precisas, são modestos e essa vêm sendo a abordagem mais utilizada por engenheiros nas últimas três décadas. [Versteeg e Malalasekera 2007]

O método LES, em termos de custo computacional e precisão, representa o meio termo entre RANS e DNS. Ele captura os comportamentos das maiores escalas turbulentas, porém aplica um filtro para as menores escalas, modelando o comportamento dessas últimas através do *sub-grid scale*, *SGS*. Equações transientes tem de ser resolvidas nesse método e, portanto, custos computacionais são altos.

DNS calcula o escoamento do campo médio e de todas as flutuações turbulentas. Simulações com esse método podem ser consideradas como um ‘túnel de vento virtual’. A equação de Navier-Stokes transiente é resolvida para os menores comprimentos das micro-escalas de Kolmogorov, na qual ocorre a dissipação de energia turbulenta, e com *timestep* suficientemente pequeno para capturar as escalas das flutuações mais rápidas. Ele é altamente custoso em termos de capacidade computacional e, portanto, não costuma ser utilizado em simulação industrial. [Versteeg e Malalasekera 2007]

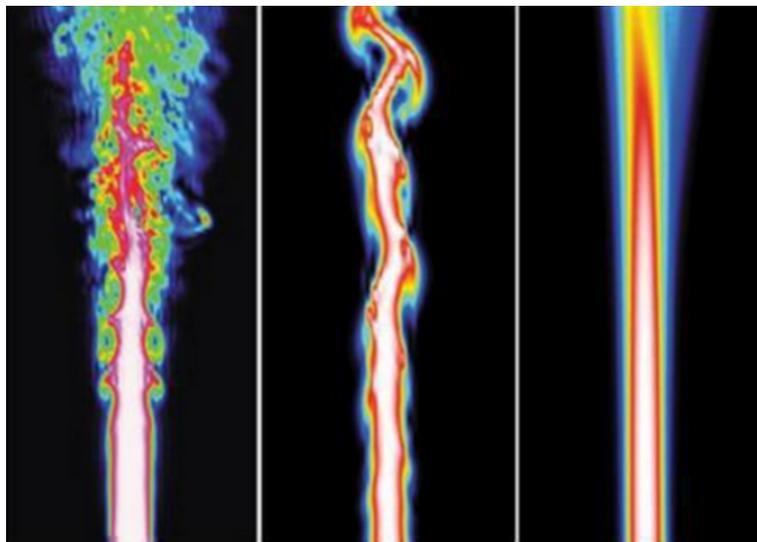


Figura 2.12: Da esquerda para a direita: DNS, LES e RANS (Fonte: [Laidlaw e Vilanova 2012])

Filosofia

"O propósito da computação é o *insight* e não os números"(C. Hastings, 1995). Versteeg reforça que o resultado principal do exercício do CFD é a melhora do entendimento de comportamentos sobre diversos sistemas e fenômenos. Mas lembra que os ingredientes principais para um CFD de sucesso são experiência e conhecimento profundo dos

fenômenos físicos e algoritmos numéricos. [Versteeg e Malalasekera 2007]

2.4 MODELOS DE TURBULÊNCIA E EQUAÇÃO MÉDIA DE REYNOLDS

Equação Média e Modelagem Turbulenta

RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*) ou Equações Médias de Reynolds representam uma alternativa apresentada por Osborne Reynolds para o problema da grande complexidade e diversidade de escalas nas equações de Navier-Stokes em regime turbulento.

Ele propõe que as propriedades transientes do escoamento sejam representadas por uma componente média e uma flutuação.

$$u(x, t) = U(x) + u'(x, t) \quad (2.4)$$

Aplicando à equação de Navier-Stokes, obtém-se uma nova equação na qual os efeitos do campo turbulento (V) estão isolados dos termos do escoamento médio (I, II, III, IV, V).

$$\underbrace{\frac{\partial U_i}{\partial t}}_I + \underbrace{\frac{\partial U_j U_i}{\partial x_j}}_{II} = - \underbrace{\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i}}_{III} + \nu \underbrace{\frac{\partial^2 U_i}{\partial x_i \partial x_j}}_{IV} - \underbrace{\frac{\partial u'_i u'_j}{\partial x_j}}_V \quad (2.5)$$

Contudo, essa estratégia faz surgir seis novas variáveis no termo V: $u'u', v'v', w'w', u'v', u'w', v'w'$, chamadas tensões de Reynolds. Isso resulta em um problema com um número maior de variáveis do que equações governantes. Esse obstáculo é conhecido como problema de fechamento da turbulência.

Alguns modelos para o problema de fechamento são propostos em literatura relacionada (Fig. 2.13). A classificação dos modelos mais utilizados para a solução de problemas de engenharia são os classificados como *Ad Hoc*, por resolverem problemas específicos de aplicação tecnológica. Esses modelos atendem fenômenos e características específicos de determinados tipos de escoamento e, portanto, cada um apresenta suas vantagens e desvantagens a depender do tipo de terreno no qual estão operando.

Apesar de considerados incompletos, os modelos Ad Hoc formam um ingrediente fundamental do desenvolvimento de soluções numéricas para os escoamentos turbulentos.

| Classe | Objetivo |
|-----------------------|---|
| <i>Impressionista</i> | Obter uma representação da estrutura do escoamento e sua solução, sem a preocupação de se alcançar respostas exatas. |
| <i>Física</i> | Predizer quantidades de interesse a partir de hipóteses coerentes, tendo por base observações experimentais e a física conhecida. Os parâmetros livres são fixados através de dados experimentais, quando necessário. |
| <i>Racional</i> | Investigar a natureza do problema e de suas soluções através de modelos simples, baseados em teorias mais completas. |
| <i>Ad hoc</i> | Fornecer estimativas de quantidades de interesse (quase sempre no contexto da engenharia sem impor, necessariamente, que todas as hipóteses empregadas sejam plenamente justificáveis física ou matematicamente. |

Figura 2.13: Modelos de Fechamento (Fonte: [ALHO e ILHA 2006])

Os modelos pertinentes à este trabalho e às simulações aqui desenvolvidas são os modelos de viscosidade turbulenta. Destes, destacam-se:

- Modelos algébricos
- Modelos a uma equação
- Modelos a duas equações

Nessas abordagens, o problema de fechamento das equações médias de Reynolds é solucionado assumindo que as tensões de Reynolds satisfazem a hipótese de Boussinesq (Eq. 2.6).

$$-\overline{u'_i u'_j} = \nu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \kappa \delta_{ij} \quad (2.6)$$

Onde, κ é a energia cinética turbulenta por unidade de massa ($\overline{u'_i u'_i}$), ν_T é o escalar chamado viscosidade cinemática turbulenta. Conhecido assim por ser análogo a forma de transferência de quantidade de movimento da viscosidade cinemática. Tal viscosidade é determinada pela escala turbulenta de velocidade v e pelo comprimento de escala turbulenta l , em que $\nu_T = Cvl$. No qual C é um coeficiente adimensional. Diferenças entre os modelos se dão de acordo com o método de determinação das escalas turbulentas e da determinação da constante C .

Modelo algébrico: Uma equação algébrica é utilizada para determinar o valor da viscosidade turbulenta.

Modelo a uma equação: Uma EDP de transporte é resolvida para uma propriedade turbulenta, normalmente a energia cinética turbulenta K . Uma segunda propriedade é fornecida por uma equação algébrica, normalmente um comprimento de escala.

Modelo a duas equações: Utilizam duas EDPs de transporte de propriedades turbulentas, o que as caracteriza como modelo de fechamento completo. As equações de transporte empregam, usualmente, as propriedades de energia cinética turbulenta k e taxa de dissipação de energia cinética turbulenta ε . [ALHO e ILHA 2006]

Modelo de Comprimento de Mistura (A Zero Equação)

Esse modelo não é usado por si só em pacotes comerciais de CFD, mas encontra-se embutido em diversos modelos de turbulência para descrever comportamentos próximos à parede, integrando parte do tratamento das condições de contorno. [Houghton e Carpenter 2003]

Numa investida para encontrar um vínculo entre a velocidade das grandes escalas com propriedades médias do escoamento, pode-se propor:

$$v = cl \left| \frac{\partial u}{\partial y} \right| \quad (2.7)$$

Combinando a equação acima com a hipótese de Boussinesq, tem-se:

$$\nu_t = l_m^2 \left| \frac{\partial u}{\partial y} \right| \quad (2.8)$$

Assim, as tensões de Reynolds podem ser descritas e consegue-se resolver o problema do fechamento.

| Flow | Mixing length ℓ_m | L |
|--|---|--------------------|
| Mixing layer | $0.07L$ | Layer width |
| Jet | $0.09L$ | Jet half width |
| Wake | $0.16L$ | Wake half width |
| Axisymmetric jet | $0.075L$ | Jet half width |
| Boundary layer ($\partial p / \partial x = 0$) | | |
| viscous sub-layer and | $\kappa y [1 - \exp(-y^*/26)]$ | |
| log-law layer ($y/L \leq 0.22$) | | Boundary layer |
| outer layer ($y/L \geq 0.22$) | $0.09L$ | thickness |
| Pipes and channels | | Pipe radius or |
| (fully developed flow) | $L[0.14 - 0.08(1 - y/L)^2 - 0.06(1 - y/L)^4]$ | channel half width |

Figura 2.14: *Camada de Mistura* (Fonte: [Versteeg e Malalasekera 2007])

Modelo Spalart-Allmaras (A Uma Equação)

Esse modelo adota o parâmetro de viscosidade cinemática turbulenta ($\tilde{\nu}$) para a equação do transporte e uma especificação de escala de comprimento por meio de uma fórmula algébrica. Spalart-Allmaras foi desenvolvido especificamente para aplicações aeronáuticas e demonstra bons resultados para camadas limites em gradientes adversos de pressão. [Spalart e Allmaras 1992].

A viscosidade turbulenta se relaciona com $\tilde{\nu}$ através da equação:

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (2.9)$$

Onde f_{v1} é uma função de amortecimento na parede, que tende a 1 para altos Reynolds e cai para 0 próximo à parede.

A equação do transporte de $\tilde{\nu}$ fica:

$$\frac{\partial(\rho \tilde{\nu})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \tilde{\nu} \mathbf{U}) = \frac{1}{\sigma_v} \nabla \cdot \left[(\mu + \rho \tilde{\nu}) \text{grad}(\tilde{\nu}) + C_{b2} \rho \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_k} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_k} \right] + C_{b1} \rho \tilde{\nu} \tilde{\Omega} - C_{w1} \rho \left(\frac{\tilde{\nu}}{\kappa y} \right)^2 f_w \quad (2.10)$$

Onde $\tilde{\Omega}$ é a vorticidade média corrigida, f_{v2} e f_{vw} são demais funções de amortecimento.

Modelo k - ε (A Duas Equações)

O modelo k - ε foca em mecanismos que influenciam a energia cinética de turbulência [Versteeg e Malalasekera 2007]. A energia cinética do escoamento pode ser dividida em energia cinética média e energia cinética turbulenta:

$$\mathbf{k}(x, t) = K(x) + k(t) \quad (2.11)$$

A equação governante da energia cinética média é obtida multiplicando-se a equação

de Reynolds por U .

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho K)}{\partial t}}_I + \underbrace{\nabla \cdot (\rho K \mathbf{U})}_{II} = \underbrace{\nabla \cdot (-P\mathbf{U} + 2\mu\mathbf{U}S_{ij} - \rho\mathbf{U}\overline{u'_i u'_j})}_{III, IV, V} - \underbrace{2\mu S_{ij}}_{VI} + \underbrace{\rho\overline{u'_i u'_j} \cdot S_{ij}}_{VII} \quad (2.12)$$

Os termos que contém as tensões de Reynolds contabilizam os efeitos viscosos. V é o transporte de turbulência devido a K e VII representa a produção de turbulência. Em escoamentos de alto Reynolds os termos V e VII são muito maiores que suas contrapartes viscosas IV e VI .

A equação governante da energia cinética turbulenta é obtida de forma análoga, multiplicando-se a equação de Reynolds por u' .

$$\underbrace{\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}}_I + \underbrace{\nabla \cdot (\rho k \mathbf{U})}_{II} = \underbrace{\nabla \cdot (-p'\mathbf{u}' + 2\mu\mathbf{u}'s_{ij} - \rho\frac{1}{2}\overline{u'_i \cdot u'_i u'_j})}_{III, IV, V} - \underbrace{2\mu\overline{s'_{ij} \cdot s'_{ij}}}_{VI} - \underbrace{\rho\overline{u'_i u'_j} \cdot S_{ij}}_{VII} \quad (2.13)$$

Nas duas equações, os termos VII são iguais em módulo, porém de sinais diferentes. Isso representa matematicamente a conversão de energia cinética média em energia cinética turbulenta.

O termo VI contribui negativamente para a equação da energia cinética de turbulência. Ele representa o termo de dissipação viscosa causada pelas interações das menores estruturas contra tensões viscosas.

Esse termo normalmente é escrito de forma a explicitar a taxa de dissipação de energia cinética turbulenta por unidade de massa, ε , onde :

$$\varepsilon = \overline{\nu s'_{ij} \cdot s'_{ij}} \quad (2.14)$$

Ele é o elemento de destruição da energia turbulenta e manifesta mesma ordem de grandeza que os termos de produção.

As equações de modelamento para o modelo k - ε padrão são:

$$v = \kappa^{1/2} \quad l = \frac{\kappa^{3/2}}{\varepsilon} \quad (2.15)$$

Aplicando essas equações na definição de viscosidade turbulenta, tem-se:

$$\mu_T = C\rho vl = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (2.16)$$

O modelo k - ε padrão usa as seguintes equações para k e ε :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho k \mathbf{U}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_T}{\sigma_k} \text{grad } k \right) + 2\mu S_{ij} \cdot S_{ij} - \rho\varepsilon \quad (2.17)$$

$$\frac{\partial(\rho\varepsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho\varepsilon \mathbf{U}) = \nabla \cdot \left(\frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \text{grad } \varepsilon \right) + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} 2\mu S_{ij} \cdot S_{ij} - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (2.18)$$

As equações contêm cinco constantes. O modelo padrão adota valores que são determinados através de ajustes de curvas para diversos tipos de escoamento turbulento:

$$C_\mu = 0,09 \quad \sigma_k = 1,00 \quad \sigma_\varepsilon = 1,30 \quad C_{1\varepsilon} = 1,44 \quad C_{2\varepsilon} = 1,92 \quad (2.19)$$

[Versteeg e Malalasekera 2007].

A produção e dissipação de energia cinética turbulenta estão sempre fortemente relacionadas. O modelo para a equação de ε tem seus termos de produção e destruição valores proporcionais a produção e destruição de k . A taxa de dissipação ε é alta onde há uma produção alta de k .

Modelo k - ω (A Duas Equações)

A variável ε não é a única forma de se determinar o comprimento de escala. O modelo k - ω é um dos modelos de duas equações que não utiliza ε como segunda variável que ganhou mais notoriedade. Esse modelo usa a frequência de turbulência ω como segunda variável, onde $\omega = \frac{\varepsilon}{k}$.

$$\mu_T = \frac{\rho k}{\omega} \quad (2.20)$$

Esse modelo se demonstrou interessante por não precisar de funções de amortecimento na parede para casos de Reynolds baixos. Infelizmente, seus resultados demonstram problemas devido à grande dependência com a definição de ω para o escoamento não-perturbado, o que é um grande problema em aplicações aeronáuticas, onde a definição de condições de contorno do escoamento livre é uma questão rotineira.

Regimes Turbulentos na Parede

Próximo à parede, efeitos de amortecimento se acentuam e os valores das tensões viscosas são muito superiores aos das tensões de Reynolds. Essa região imediatamente próxima a parede é chamada subcamada viscosa. Como o nome sugere, nessa região dominam as forças viscosas. [Anderson 2010] Acima dela, na região onde os efeitos viscosos são da mesma ordem dos efeitos turbulentos, existe a camada definida como camada de transição. Em seguida, a chamada camada logarítmica engloba a região na qual as tensões de Reynolds predominam. É nessa região que a teoria de camada de mistura pode ser usada. Acima, a camada exterior, onde o escoamento turbulento é completamente desenvolvido. [Houghton e Carpenter 2003]

Assumindo que a camada exterior se encontra dentro da camada limite, numa posição $y \ll \delta$,

$$\tau = \tau_w + \underbrace{\frac{\partial \tau}{\partial y}}_{\ll \tau_w} + \dots \approx \tau_w \quad (2.21)$$

Próximo à parede, apenas viscosidade molecular é significativa, então:

$$\tau = \mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \quad \text{então} \quad \bar{u} = \frac{\tau_w}{\mu} y \quad (2.22)$$

Na região totalmente turbulenta, as tensões de Reynolds são muito maiores que tensões viscosas, então

$$\tau = \overline{\rho u'v'} = \tau_w \quad (2.23)$$

Usando então a teoria do comprimento de mistura (Eq. 2.8) e considerando $l_m \propto y$, pode-se relacionar as seguintes grandezas:

$$\left(\frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \right)^2 \propto \frac{\tau_w}{\rho} \frac{1}{y^2} \quad \text{então} \quad \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \propto \frac{V_*}{y} \quad (2.24)$$

Na qual V_* é a velocidade de fricção,

$$V_* = \frac{\tau_w}{\rho} \quad (2.25)$$

Então, para escoamento na subcamada viscosa, tem-se:

$$\frac{\bar{u}}{V_*} = u^+ = \frac{yV_*}{\nu} \quad (2.26)$$

E para escoamentos na camada logarítmica:

$$\frac{\bar{u}}{V_*} = u^+ = C_1 \ln \left(\frac{yV_*}{\nu} \right) + C_2 \quad (2.27)$$

Nas quais C_1 e C_2 são constantes determinadas empiricamente, $y^+ = y \frac{V_*}{\nu}$ é a distância adimensional da parede e $l^+ = \frac{\nu}{V_*}$ é a unidade de parede. A equação 2.27 é conhecida como Lei de Parede.

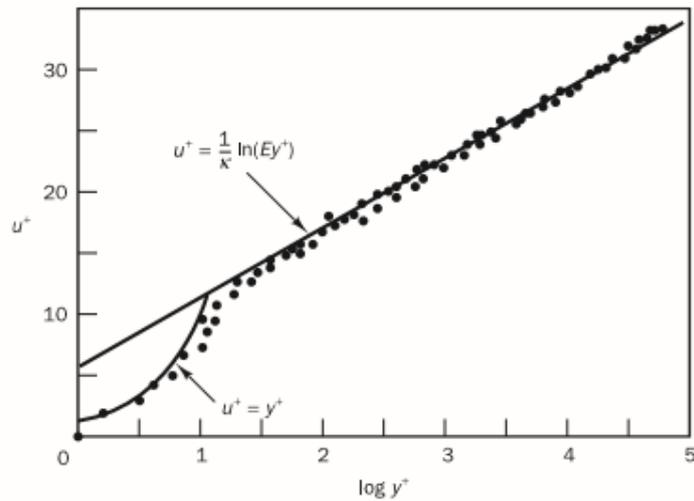


Figura 2.15: Lei de Parede ([Versteeg e Malalasekera 2007])

Algumas propriedades interessantes ao modelamento de escoamentos em CFD podem ser observadas na distribuição das flutuações de velocidade (Fig. 2.16), da energia cinética de turbulência através da camada limite e da distribuição de tensão de Reynolds (Fig. 2.17).

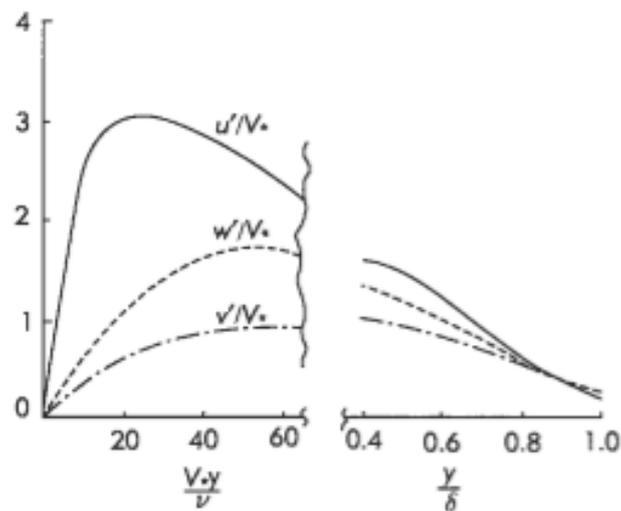


Figura 2.16: Flutuações de velocidade em x , y e z (Fonte: [Houghton e Carpenter 2003])

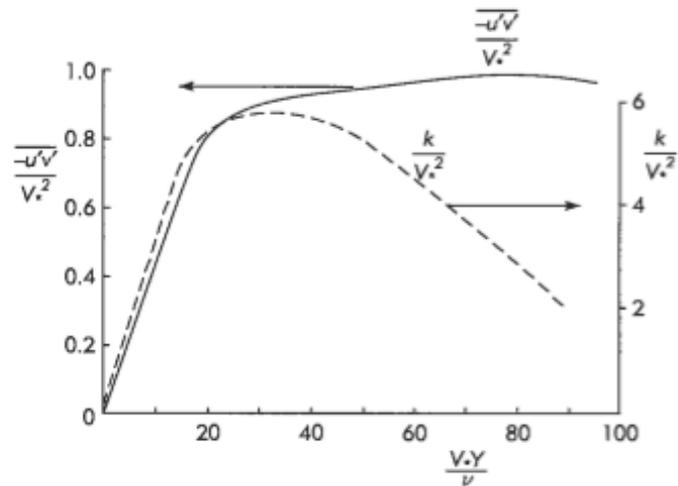


Figura 2.17: Energia cinética de turbulência e tensão de Reynolds próximo à parede (Fonte: [Houghton e Carpenter 2003])

Observa-se na figura 2.18 uma divergência do comportamento isotrópico das intensidades turbulentas próximo à parede. Essa característica é importante no modelamento de funções de parede e na discretização de elementos próximo à camada limite em CFD.

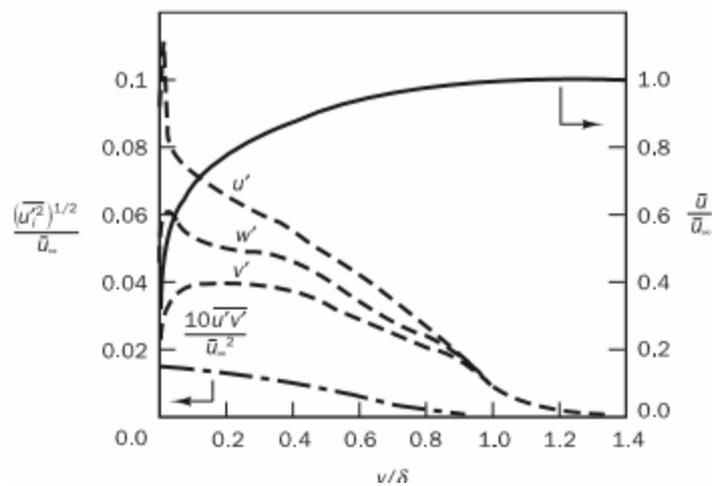


Figura 2.18: Anisotropia da turbulência próximo à parede (Fonte: [Versteeg e Malalasekera 2007])

CAPITULO 3

METODOLOGIA

A metodologia deste trabalho será dividida nas etapas abaixo. É importante observar que as etapas 1 até 3 serão realizadas utilizando-se o modelo de malha Trimmed Mesher e o modelo de turbulência Spalart-Allmaras. Só então, com as propriedades da malha definidas e observadas as estruturas do escoamento, serão investigados os outros casos. O estudo de malha e estudo de domínio foram feitos para $h/c = 0,067$. Todas as simulações foram feitas com ângulo de ataque $\alpha = 1^\circ$.

1. Estudo de Domínio:

Diferentes tamanhos de domínio serão simulados, buscando o menor domínio computacional para o qual os parâmetros C_L e C_D estabilizem. Essa etapa é importante para definir uma distância a montante adequada para a entrada de velocidade não seja afetada pela geometria da asa e uma distância a jusante suficientemente longa para capturar o desenvolvimento da esteira, já que o problema em questão é do tipo elíptico. Também, nesta etapa será efetuado o ajuste das dimensões deste domínio para o qual os resíduos numéricos fiquem abaixo de 10^{-3} , como sugerido pelo manual do software.

2. Estudo de Refinamento de Malha:

Serão definidas algumas regiões críticas na qual deseja-se obter um controle mais fino da malha, principalmente em regiões de altos gradientes. Nessas regiões serão estabelecidas ordens de refinamento de malha baseados em relação à um valor padrão, chamado *base size*. Esse valor pode ser variado, então, mantendo-se a proporção de refinamento das regiões do domínio. Os valores de C_L e C_D serão monitorados para simulações com diferentes números de elementos baseados no *base size*. Quando esses valores estabilizarem, demonstrando a independência da solução com o número de células, será considerado que a malha está suficientemente refinada. Também será verificada a influência de um controle de refinamento que tenha formato retangular em torno da asa.

3. Verificar Estruturas e Fenômenos do Escoamento:

Verificar se a simulação é capaz de reproduzir as principais estruturas do escoamento, como o vórtice de aresta (*edge vortex*), o efeito venturi e o crescimento gradual das

regiões de separação para regiões mais próximas ao solo. Além disso, verificar se as alturas para quais fenômenos críticos, como a formação e desintegração do vórtice de aresta e a separação da camada limite coincidem com os pontos de inflexão e pontos de máximo na curva de $C_L \times h/c$ (Figura 4.12) como foi proposto por [Zhang, Toet e Zerihan 2006].

4. Estudo de Comparativo e Investigação dos Resultados:

Realizar as simulações combinando os modelos de malha Trimmed Mesher, Tetrahedral Mesher e Polyhedral Mesher com os modelos de turbulência Spalart-Allmaras e $k-\varepsilon$. Em seguida, investigar os possíveis motivos pelos quais os resultados diferem entre si e comparados aos dados experimentais através de avaliações do perfil da camada limite, do perfil da esteira e da distribuição de pressão ao longo da corda.

3.1 MODELAGEM DA ASA

Com o propósito de poder validar os resultados da simulação ao fim do trabalho, utilizou-se a asa empregada por Zhang em túnel de vento de cinta rotativa [Zerihan e Zhang 2000], para o qual se tem os resultados experimentais.

A asa tem uma forma sem afilamento, não-torcida (*untapered, untwisted*), com uma envergadura de 1100 milímetros e comprimento de corda de 223,4 milímetros, correspondendo a uma razão de aspecto de aproximadamente 4,92.

Também foram utilizadas *end plates*, cada uma com um comprimento de 250 milímetros, altura de 100 milímetros e espessura de 4 milímetros. Elas foram fixadas a asa de forma que ficassem paralelas ao solo quando a asa fosse inclinada de $\alpha = 1^\circ$. Nessa configuração, a parte da asa mais próxima ao solo fica 10 milímetros acima da parte mais inferior da *end plate*, como nas figuras 3.1 e 3.2. Devido à fabricação, possui um bordo de fuga finito de 1,65 milímetros, correspondendo à 0,7% da corda. Essa configuração representa um modelo em escala de 80% da asa original.

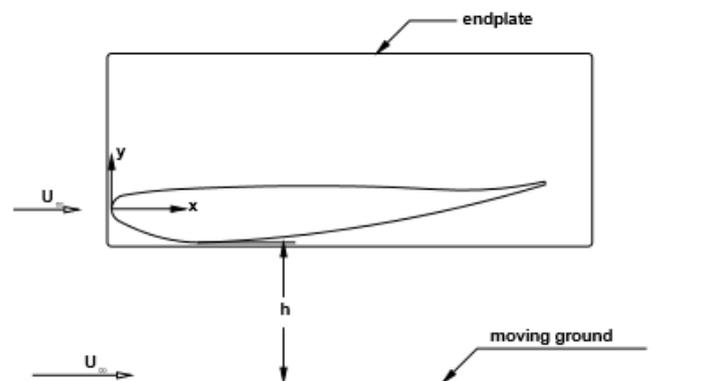


Figura 3.1: Posição da end plate (Fonte: [Zerihan 2001])

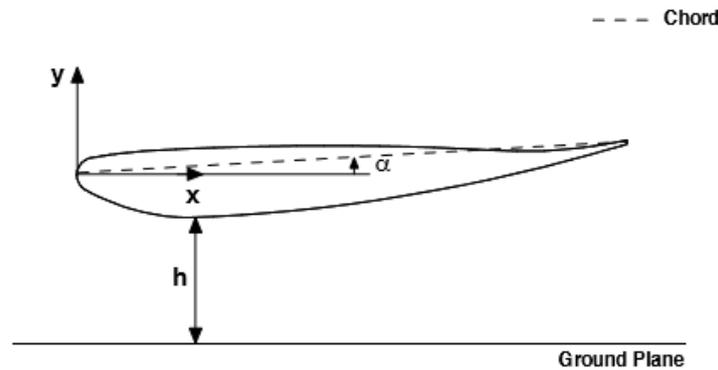


Figura 3.2: Unidades de referência

O perfil da asa é o elemento principal da asa dianteira do Fórmula 1 Tyrrel 026 usado na temporada de 1998 pelos pilotos Ricardo Rosset e Toranosuke Takagi. A asa foi desenvolvida através de modificações do perfil NASA GA(W) tipo LS(1)-0413 MOD, como demonstra a figura 3.3

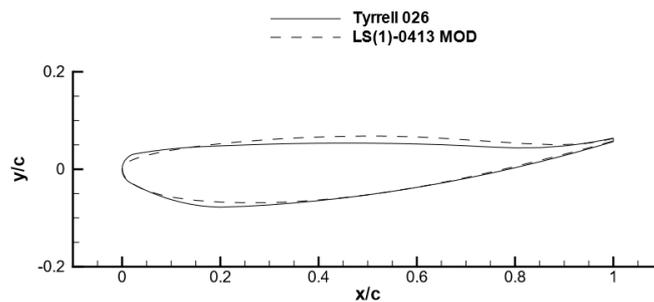


Figura 3.3: Perfil Tyrrel e perfil modificado NASA GA(W) (Fonte: [Zerihan 2001])

O arqueamento da superfície de sucção foi reduzido e o ponto mais baixo trazido mais para frente, o que tem como efeito reduzir a demanda de recuperação de pressão. A superfície de pressão é achatada. Isso faz com que haja mais pressão nessa região. Além disso, o bordo de ataque é ligeiramente levantado. [Zerihan 2001]

As coordenadas do perfil (Apêndice A) foram importadas no software *SolidWorks*, a partir das quais foi gerada a curva do perfil. Em seguida, definiu-se o tamanho da corda como 223,4 mm e o perfil foi extrudado de forma a representar meia asa, com uma end plate e seccionada no plano de simetria, como mostra a figura 3.4. Isso foi feito para economizar capacidade computacional na simulação, já que o perfil resultará em resultados simétricos em ambos os lados.

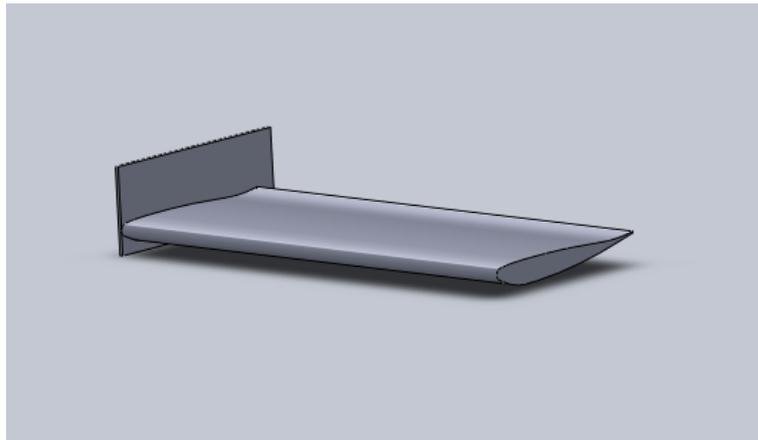


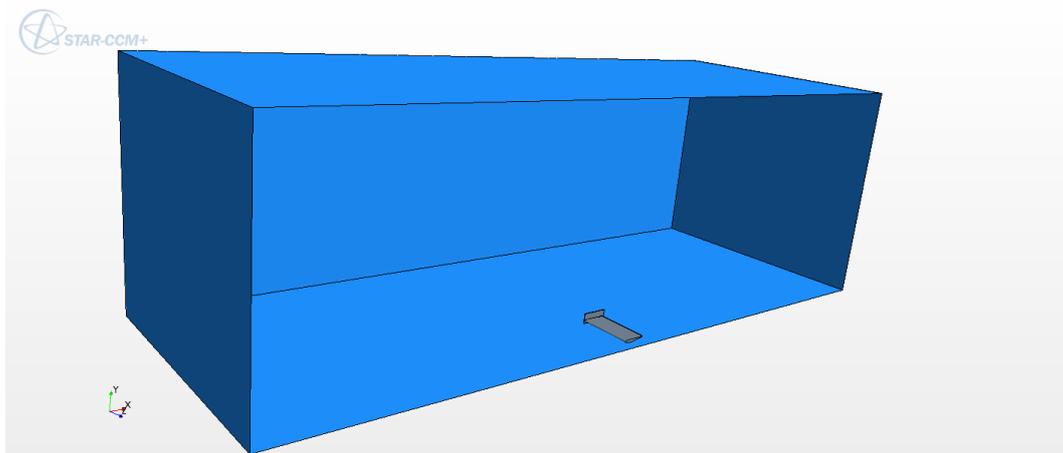
Figura 3.4: Geometria gerada no *SolidWorks*

O arquivo *SolidWorks* foi salvo em formato parasolid (.x_t). Isso permitiu sua importação no programa de simulação utilizado *StarCCM+*.

3.2 CONFECÇÃO DO DOMÍNIO

A definição do domínio é feita através da ferramenta de geometria do *StarCCM+*. Foi escolhido um volume retangular (Fig. 3.5) para representar o domínio de simulação. Nessa configuração, a simulação se assemelha mais ao túnel de vento dos experimentos realizados por Zhang e Zerihan. Após a confecção da geometria, realiza-se uma subtração booleana do volume da asa no invólucro retangular. Dessa forma, o domínio não contém uma região de volume representativa da asa, fazendo com que o escoamento a contorne da mesma forma que um escoamento real.

Para que a subtração possa ser feita, o programa recomenda que haja uma sobreposição clara dos volumes. Assim, o plano vertical do corte de simetria da asa não deve ser coincidente com um plano do volume retangular. Caso contrário, a geração de malha nessa região apresenta deformações indesejadas. Para contornar esse problema, deslocou-se em 0,001 mm a parede do volume de controle. Ao fim desse processo, a asa ficou com uma envergadura total de 1099,998 mm (retirando-se 0,001 mm do plano de simetria da meia asa, equivalendo a 0,002 da asa total) ao invés dos 1100 m previstos. Contudo, essa diferença mínima não deve afetar os resultados.

Figura 3.5: *Domínio*

O estudo de domínio foi feito com as configurações da tabela abaixo:

Tabela 3.1: *Estudo de Domínio*

| # do Domínio | Distância a Montante | Distância a Jusante | Altura | Profundidade |
|--------------|----------------------|---------------------|--------|--------------|
| 1 | 8c | 10c | 8c | 10c |
| 2 | 9c | 11c | 9c | 11c |
| 3 | 10c | 12c | 10c | 12c |
| 4 | 11c | 13c | 11c | 13c |

3.3 CONFECÇÃO DA MALHA

Os modelos de geração de malha escolhidos foram:

- *Surface Remesher*
- *Trimmed Mesher*
- *Prism Layer Mesher*

Surface Remesher é uma ferramenta de confecção, correção, aperfeiçoamento e controle da qualidade de uma malha de superfície. Ele trabalha de forma a retriangular a superfície baseado em curvatura da região, proximidade de outras superfícies e refinamento localizado (Fig. 3.6).



Figura 3.6: *Exemplo de malha superficial antes e depois da aplicação de surface remesher (Fonte: StarCCM+ User Guide)*

Trimmed Mesher é um modelo de confecção de malha no volume que gera elementos hexaédricos regulares (Fig. 3.7). Ele permite alinhar a malha com o sistema de coordenadas utilizado na simulação.

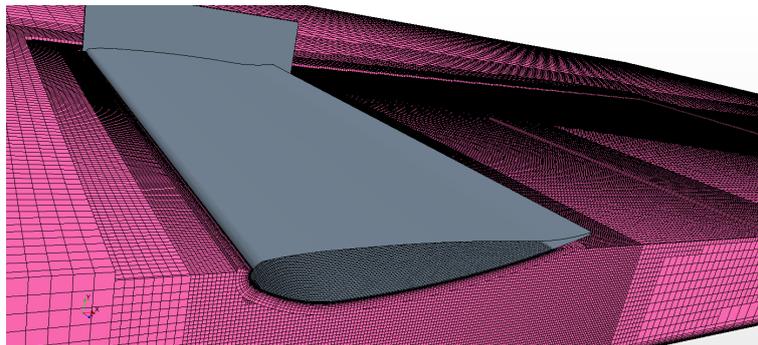
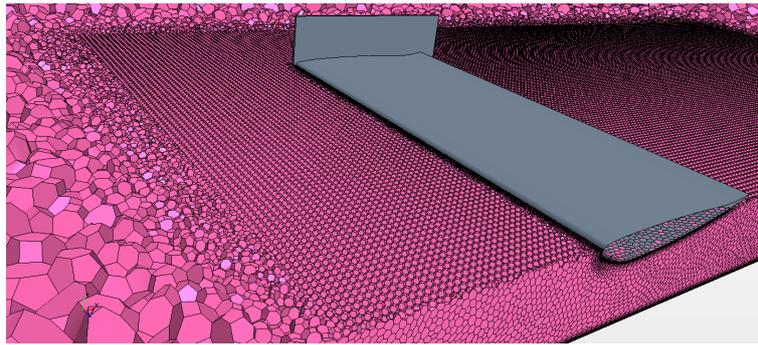
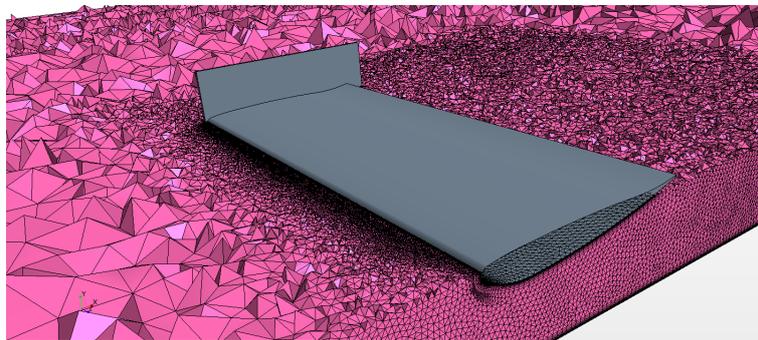
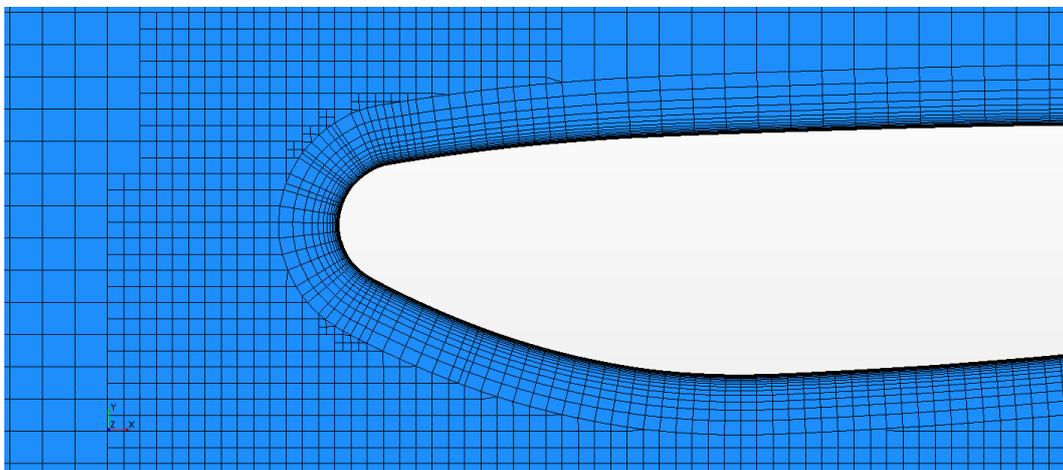


Figura 3.7: *Trimmed Mesh*

As outras opções para gerar a malha no volume (investigadas no tópico 4 da metodologia) são *Polyhedral Mesher* e *Tetrahedral Mesher*. O primeiro usa uma célula poliédrica (geralmente um dodecaedro) de formato arbitrário para criar a malha (Fig. 4.7). Ela é útil em problemas complexos de confecção de malha e relativamente fácil e eficiente de se construir. O segundo gera uma célula tetraédrica (Fig. 4.8) e também possui aplicação em problemas de confecção de malha complexos. As faces pseudoaleatórias desse tipo de malha podem influenciar nos resultados da simulação.

Figura 3.8: *Polyhedral Mesh*Figura 3.9: *Tetrahedral Mesh*

Prism Layer Mesher, também conhecido como Boundary Layer Mesher (gerador de malha de camada limite), permite gerar camadas de células primáticas ortogonais às paredes no domínio. Essa camada é importante para melhorar a precisão da simulação. Geralmente essas células acolhem a camada limite do problema (Fig. 3.10). O manual do Star recomenda que, para o modelo de turbulência Spalart-Allmaras, a camada limite seja resolvida e não modelada. Isso implica em um $wall\ y^+ \leq 1$. Para atender a esse requisito, ele também sugere que sejam utilizadas entre 20-30 prism layers. Utilizou-se nesse trabalho 20 camadas com um *stretching factor* de 1.3 e uma altura total da camada de 7 mm. Essa configuração foi testada e demonstrou capturar toda a camada limite. O valor de y^{+1} obtido foi menor que 1 para toda a asa e o solo (Fig. 3.11).

Figura 3.10: *Prism layer da asa em estudo*

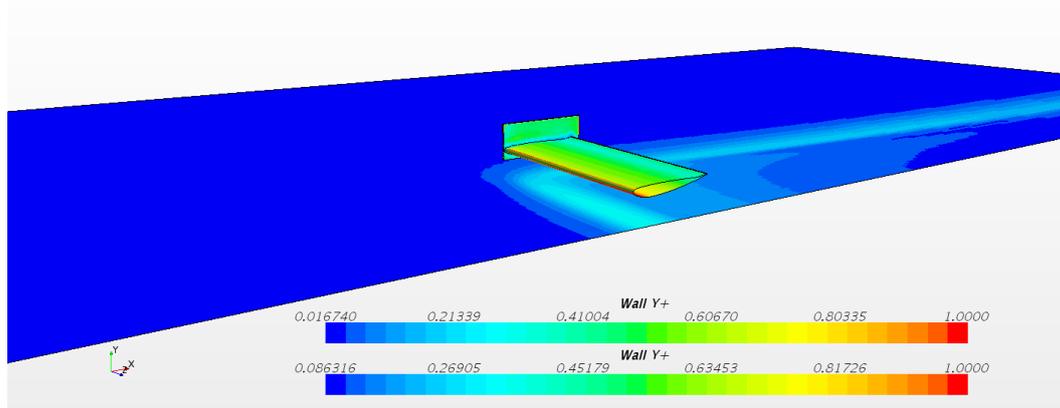


Figura 3.11: y^+ na Asa e no Solo

Algumas regiões foram selecionadas para haver ali um controle mais refinado da malha. Essas regiões são: volume imediatamente abaixo da asa, onde existem altos gradientes de pressão (Fig. 3.12); ao longo do vórtice de ponta de asa (Fig. 3.13); na esteira da asa (Fig. 3.14); e na malha de superfície da asa (Fig. 3.15).

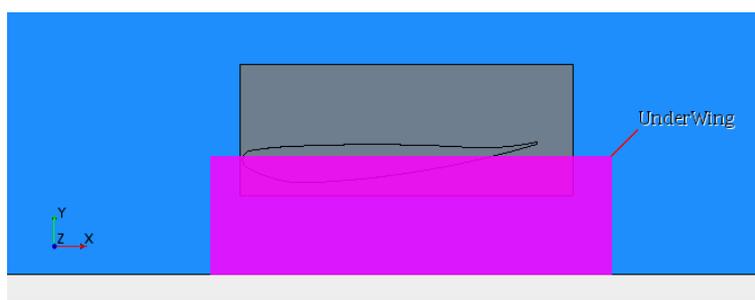


Figura 3.12: *Volume de controle abaixo da asa*

Na região abaixo da asa foi definido um refinamento de 5% do tamanho base (*base size*).

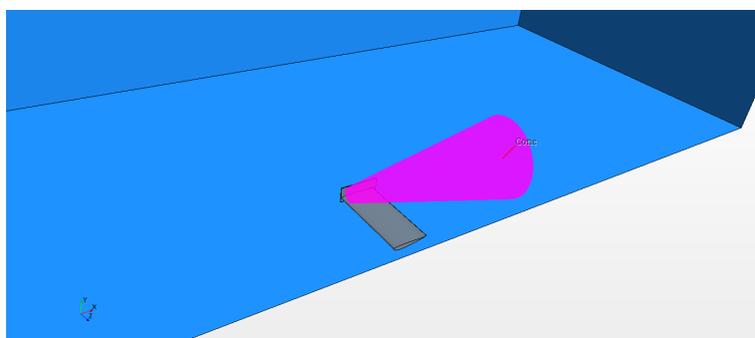


Figura 3.13: *Volume de controle do vórtice*

Na região cônica de vórtice de ponta de asa e do vórtice de aresta foi definido um refinamento de 10% do tamanho base.

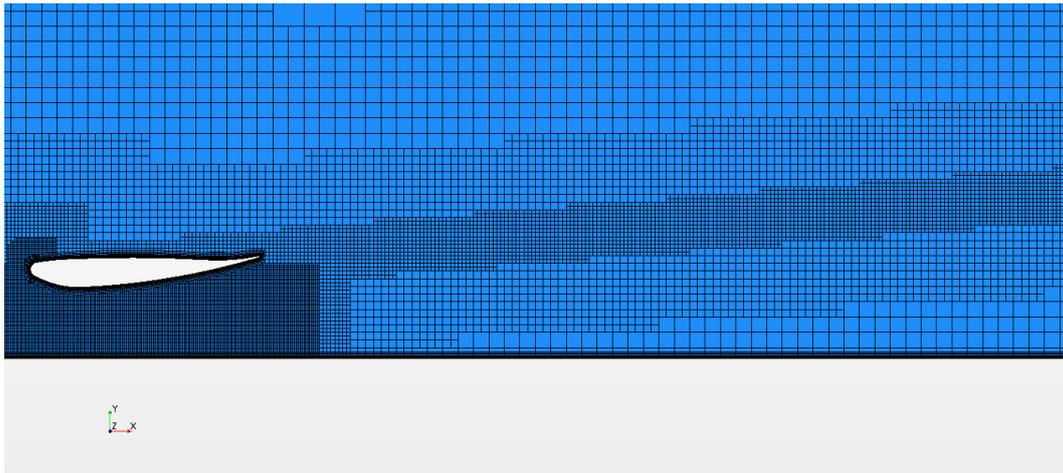


Figura 3.14: *Volume de controle da esteira*

Na região de esteira foi definido um refinamento de 10% do tamanho base.



Figura 3.15: *Superfície de controle da asa*

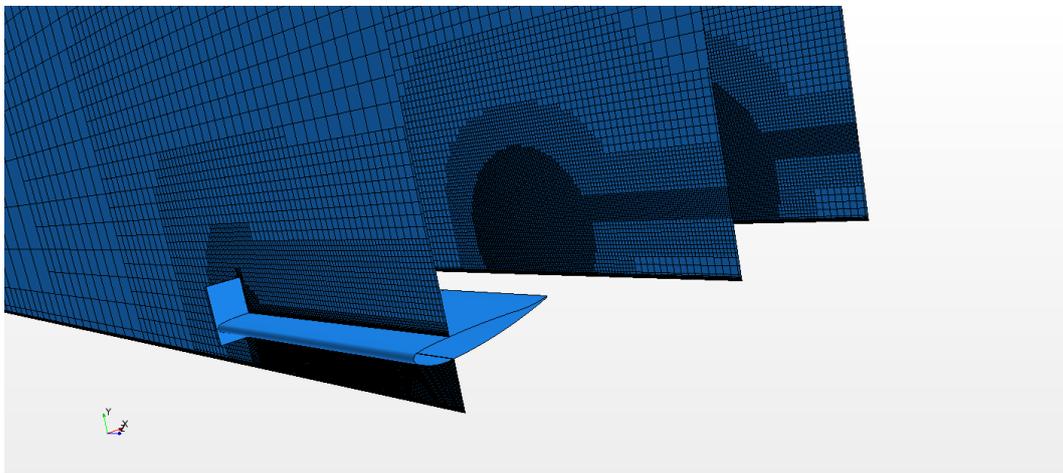
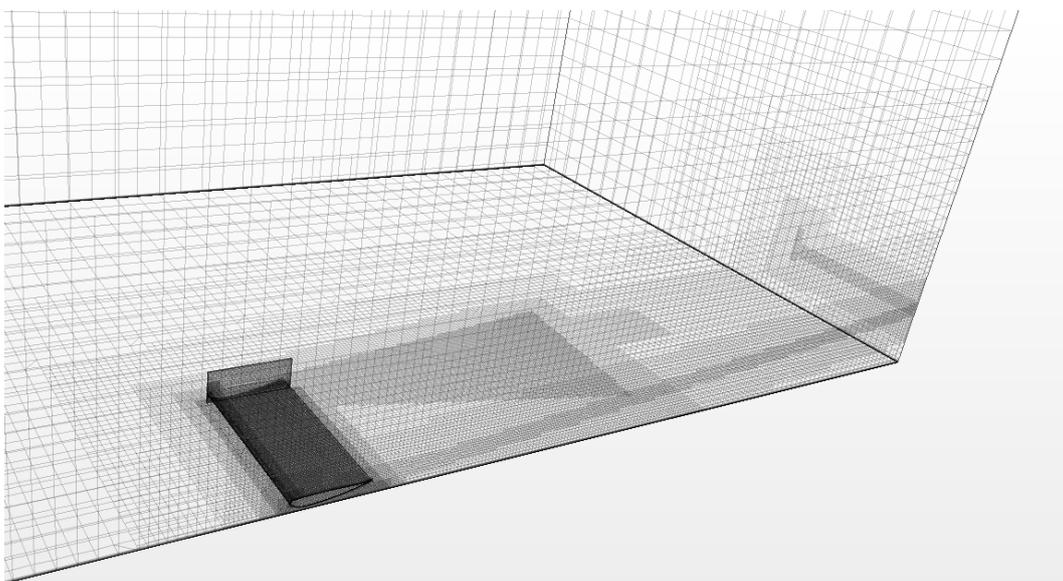
Na superfície da asa foi definido uma meta de refinamento de 10% do tamanho base e mínimo refinamento de 1% do tamanho base. Além disso foi definida uma curvatura de 100 pontos por círculo de refinamento de superfícies curvas.

Para o resto do domínio, em *Automated Mesh > Default Controls*, foram definidas as características padrão da malha (Tabela 3.2). Nela, especifica-se a meta de tamanho para as superfícies do domínio, o tamanho mínimo dessas superfícies, a curvatura de superfície, o número de camadas da *prism layer*, o seu tamanho e sua elasticidade (razão entre alturas da célula na camada acima e na abaixo). Além disso determina-se a taxa de crescimento volumétrico das células e o tamanho máximo de uma célula no domínio.

Tabela 3.2: Parâmetros de malha

| | |
|-----------------------------|-----------|
| Base size | 0,06 m |
| Target Surface Size | 100% |
| Minimum Surface Size | 10% |
| Surface Curvature | 100 |
| Surface Growth Rate | 1,3 |
| Number of Prism Layers | 20 |
| Prism Layer Stretching | 1,3 |
| Prism Layer Total Thickness | 7 mm |
| Volume Growth Rate | Very Slow |
| Maximum Cell Size | 500% |

O tamanho base foi variado, como comentado, anteriormente para produzir o estudo de refinamento de malha. As figuras 3.16 e 3.17 ilustram o resultado final deste processo.

Figura 3.16: *Malha gerada em planos de corte*Figura 3.17: *Malha gerada*

Um método alternativo de refinamento também foi investigado para fins de comparação. Esse outro modelo adota um refinamento em uma região retangular que contém toda a asa (Fig. 3.18). Possui aproximadamente comprimento de $8c$, profundidade $4c$ e altura de $1c$ acima da asa e chegando até o solo.

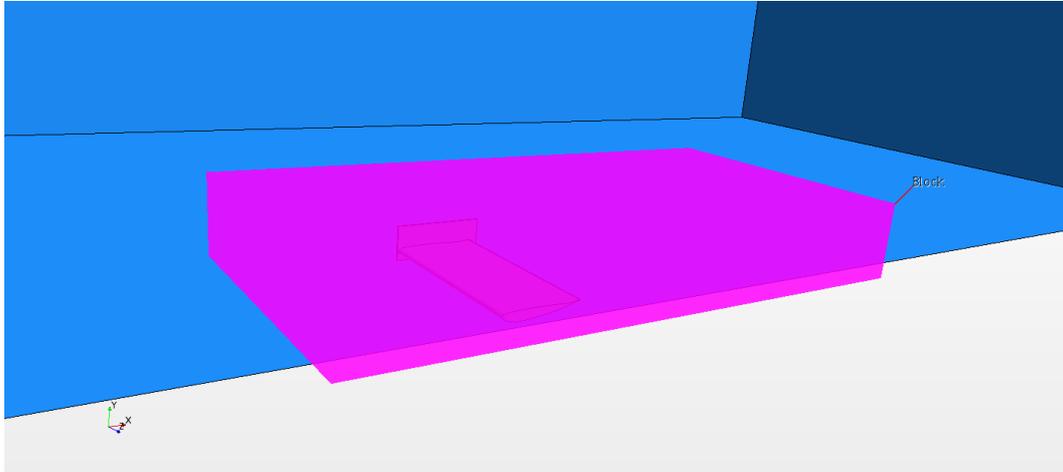


Figura 3.18: *Refinamento Retangular*

3.4 DEFINIÇÃO DA FÍSICA

Em seguida, foi feita a separação de cada parede do domínio em diferentes entidades. Isso é feito através da opção '*split by patch*' e é necessária para definir as condições de contorno.

Regiões são atribuídas a cada uma dessas divisões. Dentro dessa interface, foi possível definir as condições de contorno da seguinte forma:

- Entrada - Condição de velocidade igual à 30m/s .
- Saída - Condição de gradiente de pressão nulo.
- Parede da Asa - Condição de não-deslizamento.
- Plano de Simetria - Condição de simetria, gradientes ortogonais nulos.
- Solo - Condição de não-deslizamento e velocidade igual à 30 m/s .
- Demais paredes - Condição de simetria, gradientes ortogonais nulos.

A seleção de uma velocidade igual à 30 m/s foi feita para que se possa comparar, posteriormente, os resultados com os testes em túnel de vento das referências bibliográficas, que também foram realizados à 30 m/s .

O nó '*Physics 1*' possui a função de seleção de modelos físicos. Nele foram selecionados os seguintes modelos:

- Tratamento de parede para "All y^+ "
- Densidade Constante

- Fluido Gás
- Cálculo de Gradientes
- Reynolds-Averaged Navier-Stokes
- *Segregated Flow*
- Modelo de Turbulência Spalart-Allmaras
- *Standard Spalart-Allmaras*
- Escoamento Permanente
- Tridimensional
- Turbulento

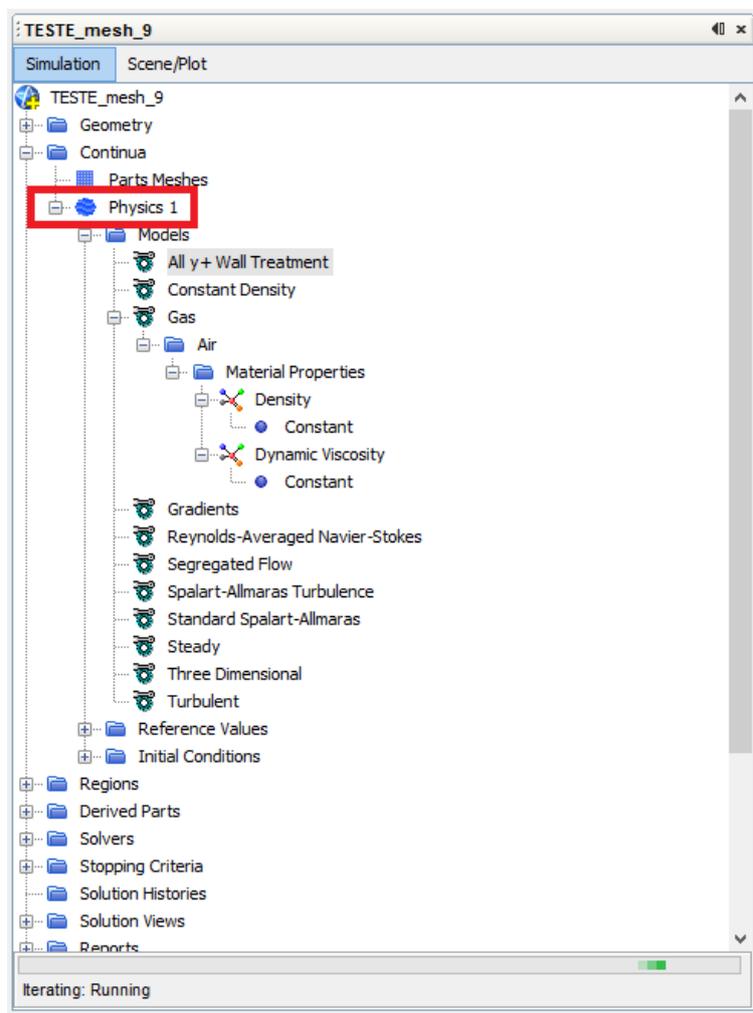


Figura 3.19: Modelos físicos

All y^+ se refere a um modelo híbrido de tratamento de parede. Ele gera resultados mais precisos para uma célula adjacente à parede cujo centroide está dentro da camada de transição ($5 < y^+ < 30$), resultados semelhantes ao tratamento *Low y^+* quando $y^+ < 5$ e semelhantes ao *High y^+* quando $y^+ > 30$. Apesar da camada limite ser modelada de

forma a y^{+1} estar dentro da subcamada viscosa, esse modelo é o recomendado pelo *Star* para a maioria das simulações.

A seleção de Densidade Constante define o fluido como incompressível e de densidade única através de todo o domínio. Pode-se assumir esta hipótese pois o número de Mach é muito menor do que 0.3 e, como ressalta [Anderson 2010], escoamentos com número de Mach abaixo deste valor são usualmente tratados como incompressíveis pois a variação de densidade devido à velocidade é de aproximadamente 5%. O valor dessa densidade é importado do modelo Fluido Gás, o qual dispõe de uma biblioteca de fluidos de fase gasosa e suas respectivas propriedades. Para esse modelo selecionou-se, obviamente, a opção Ar como o gás no escoamento.

Cálculo de Gradiente define os passos do algoritmo de computação dos gradientes envolvidos nas equações modeladas.

Segregated Flow especifica ao programa que as soluções das equações do escoamento para cada componente de velocidade e para a pressão serão resolvidas de forma desacoplada. As relações são posteriormente acopladas pelo algoritmo. Essa modelagem é fundamentada em escoamentos de densidade constante e é automaticamente selecionada pelo programa para a condição de escoamento incompressível.

A escolha da opção Tridimensional refere-se à maneira que o programa modela o espaço e as métricas da malha, como volume de célula, posição do centróide de célula, área de face e deformação.

Os demais pontos tratam do conjunto de escolhas que levam a equação apresentada na seção de modelos de turbulência. O programa irá resolver a equação média de Reynolds para um regime permanente fechando o problema matemático das tensões de Reynolds através do modelo de turbulência de Spalart-Allmaras.

O programa permite que o operador escolha uma das 3 formas de entrada dos parâmetros do modelo de turbulência: especificação da difusividade turbulenta modificada; especificação da intensidade de turbulência e de um comprimento de escala; especificação da razão de viscosidade turbulenta com a viscosidade dinâmica.

A opção utilizada foi a especificação da intensidade turbulenta e do comprimento de escala. Os valores entrados foram de 0,2% de intensidade turbulenta (baseado nas medições do túnel de vento da Universidade de Southampton - [Zerihan e Zhang 2000]) e o comprimento de escala utilizado foi 0,2234 m. Esse comprimento é o mesmo da corda da asa e é o recomendado a ser utilizado pelo manual do *software*.

CAPITULO 4

RESULTADOS E ANÁLISE

4.1 ESTUDO DE DOMÍNIO

O estudo do domínio foi realizado observando-se a sua influência nas variáveis C_L e C_D :

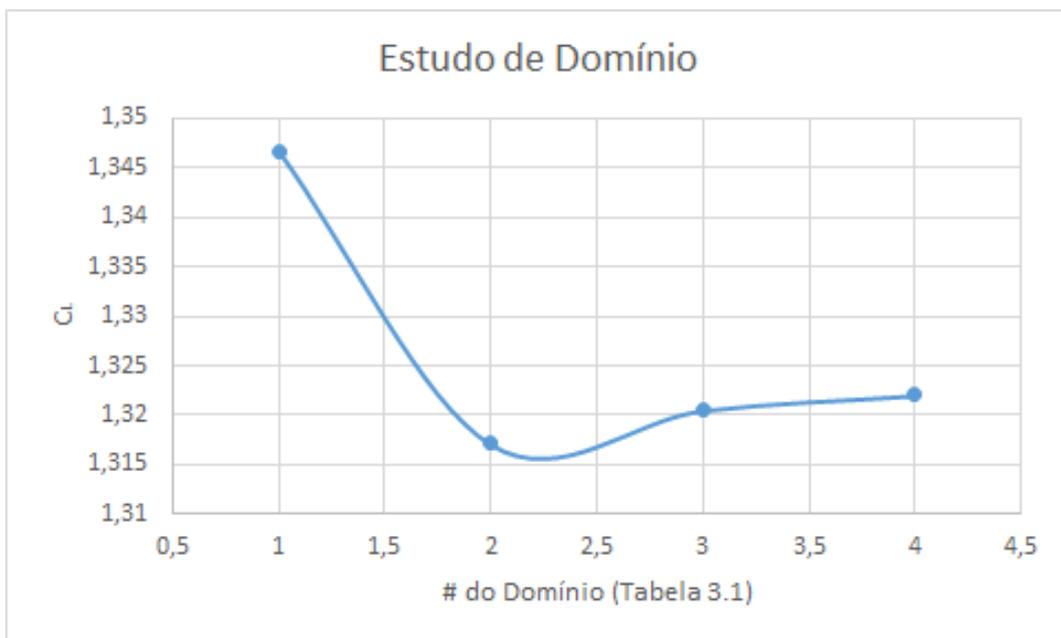


Figura 4.1: *Estudo de Domínio pelo Coeficiente de Sustentação*

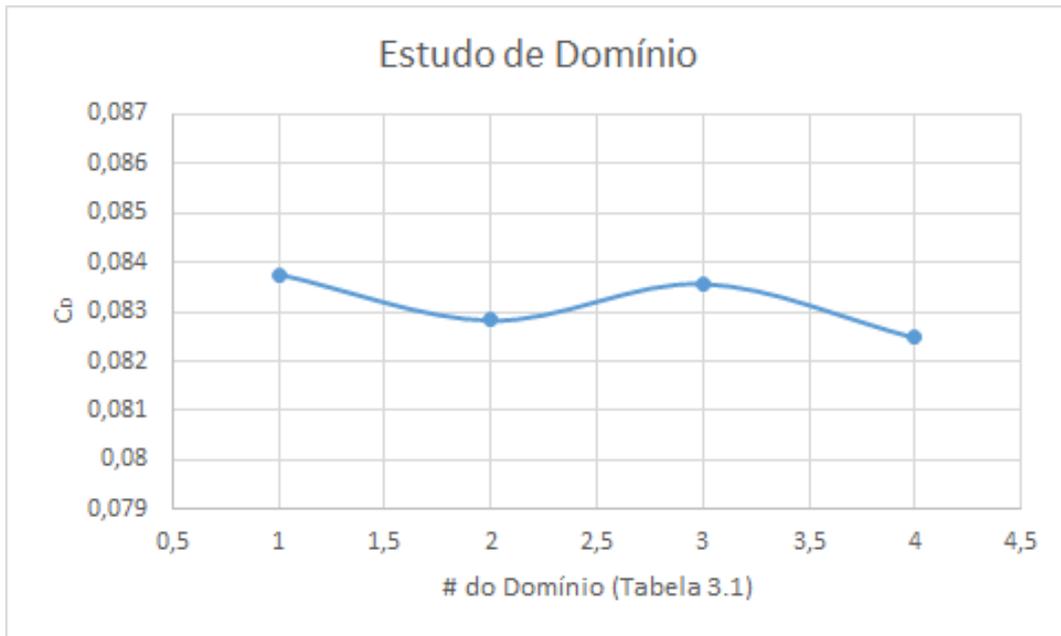


Figura 4.2: *Estudo de Domínio pelo Coeficiente de Arrasto*

Nota-se que, para a configuração de domínio número 4, há convergência suficiente de ambas as variáveis. No entanto, observou-se que, para todos os 4 domínios testados, o resíduo das iterações (principalmente dos momentos e da continuidade) não convergiam para um valor inferior a 10^{-3} (O manual do programa recomenda que estes valores estejam abaixo dessa faixa). Foi feito, então, um aumento do domínio na direção dos momentos (x, y ou z) os quais resíduos apresentavam valores considerados muito altos até que se observasse a convergência de todos os resíduos abaixo de 10^{-3} , como mostra a figura 4.3.

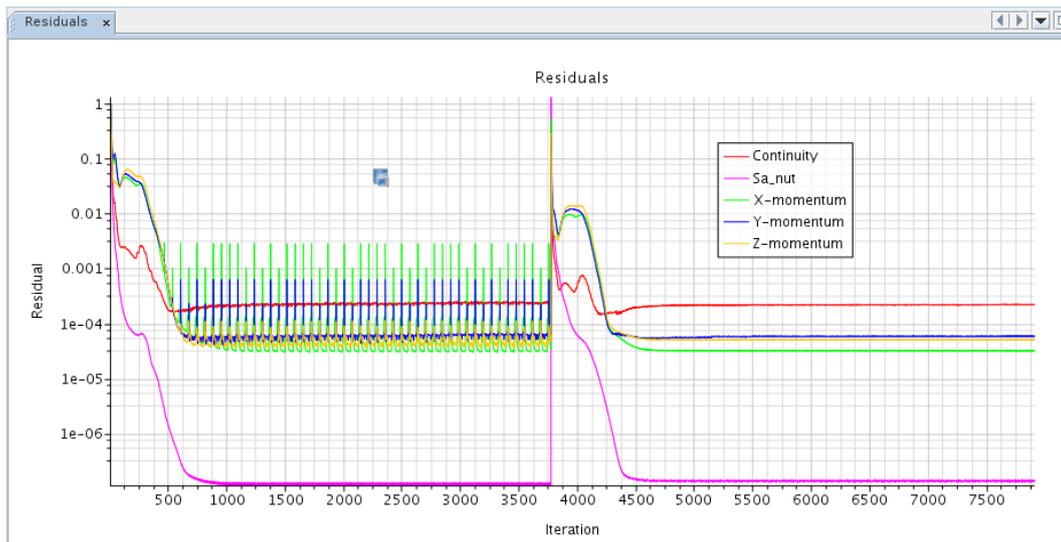


Figura 4.3: *Demonstração da Melhoria de Convergência e Redução dos Resíduos entre o Domínio Número 5 e uma Configuração Ligeiramente Menor*

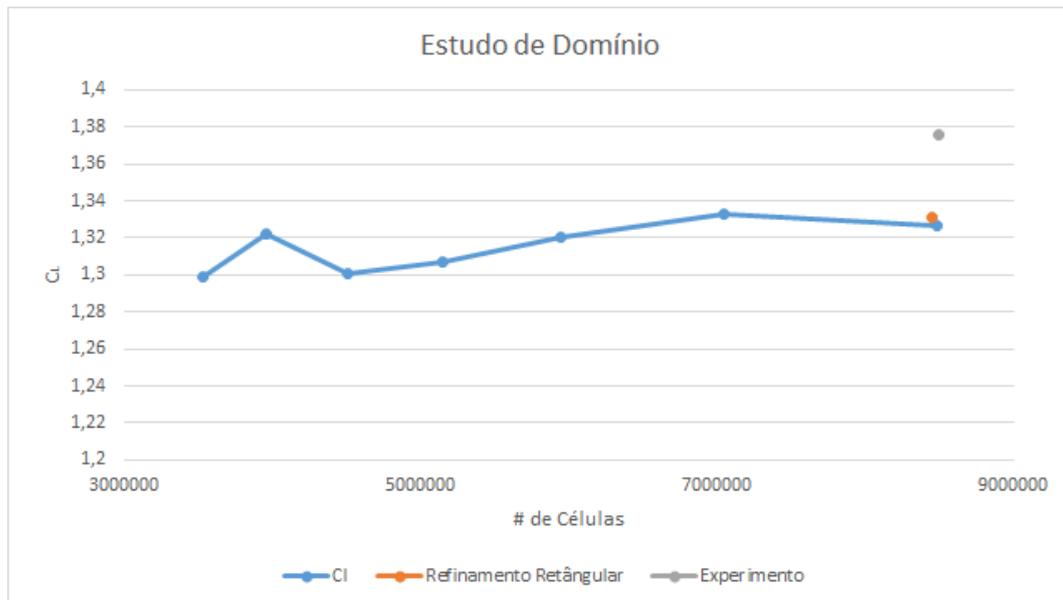
A configuração de domínio que apresentou o resultado desejado é apresentada na tabela abaixo:

Tabela 4.1: Dimensões do domínio utilizado

| # do Domínio | Distância a Montante | Distância a Jusante | Altura | Profundidade |
|--------------|----------------------|---------------------|--------|--------------|
| 5 | 16c | 16c | 10c | 12c |

4.2 ESTUDO DE REFINAMENTO DE MALHA

O estudo de refinamento de malha foi feito observando-se os valores de C_L e C_D para tamanhos base variando de 0,09 m até 0,06 m. Isso resultou em malhas com um número de elementos variando entre 3,5 milhões e 8,5 milhões de células. Esses dados foram plotados e estão representados pelas figuras 4.4 e 4.5. Também foi verificado a influência do tipo de refinamento utilizado. Para comparação, também estão plotados o resultado de uma simulação com refinamento retangular em torno da asa e o dado experimental para aquela altura e ângulo de ataque. A simulação com refinamento retangular foi feita com praticamente o mesmo número de elementos da simulação mais refinada que utilizou a técnica de refinamento do cone na ponta da asa.

Figura 4.4: $C_L \times$ Número de elementos no domínio

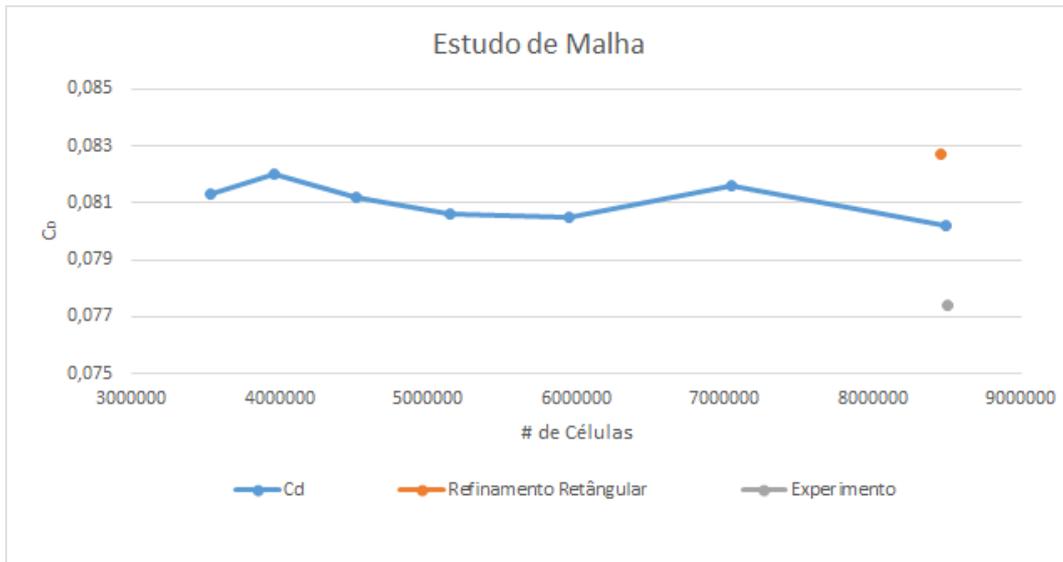


Figura 4.5: $C_D \times$ Número de elementos no domínio

Entre as simulações de 7 e 8,5 milhões de células, houve uma variação de 0,5% de C_L e 1,7% para o valor de C_D . Considerou-se, então, que há convergência adequada a partir de 8,5 milhões de células no domínio. Também é possível notar que o modelo utilizando o refinamento retangular não apresenta nenhuma tendência clara. Tanto no sentido de melhorar a precisão da simulação comparada ao experimento, quanto em descrever algum padrão, já que apresenta o mesmo valor de C_L , mas difere para o valor de C_D .

Para as simulações utilizando *Tetrahedral Mesher* e *Polyhedral Mesher*, as malhas resultantes não apresentaram resultados satisfatórios para a abordagem de refinamento citada na metodologia. Não foi possível obter um crescimento suave dos elementos do domínio para as regiões de transição entre os volumes de refinamento abaixo da asa e no cone na ponta da asa, como mostra a figura 4.6. Pode-se compará-la com a figura 3.7, mostrando a transição mais suave da malha hexaédrica.

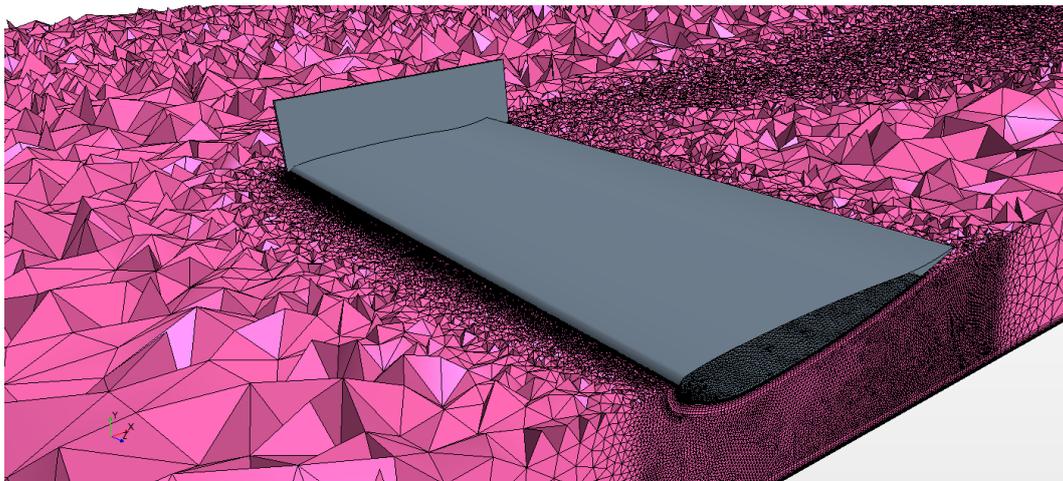


Figura 4.6: Malha Tetraédrica com Transição Brusca entre Regiões de Refinamento

Então, as malhas poliédricas e tetraédricas foram refinadas de modo semelhante ao refinamento retangular citado na metodologia (3.18). A malha tetraédrica possui aproximadamente o mesmo número de elementos do que a malha hexaédrica (entre 8,5 e 10

milhões de células, dependendo da altura do domínio). No entanto, devido ao alto requerimento computacional da malha Poliédrica, não foi possível gerá-la com a mesma quantidade de elementos das duas anteriores, ficando com um número de elementos em torno 5 milhões. As figuras 4.8 e 4.7 abaixo apresentam o resultado do processo de geração de malha para esses dois casos.

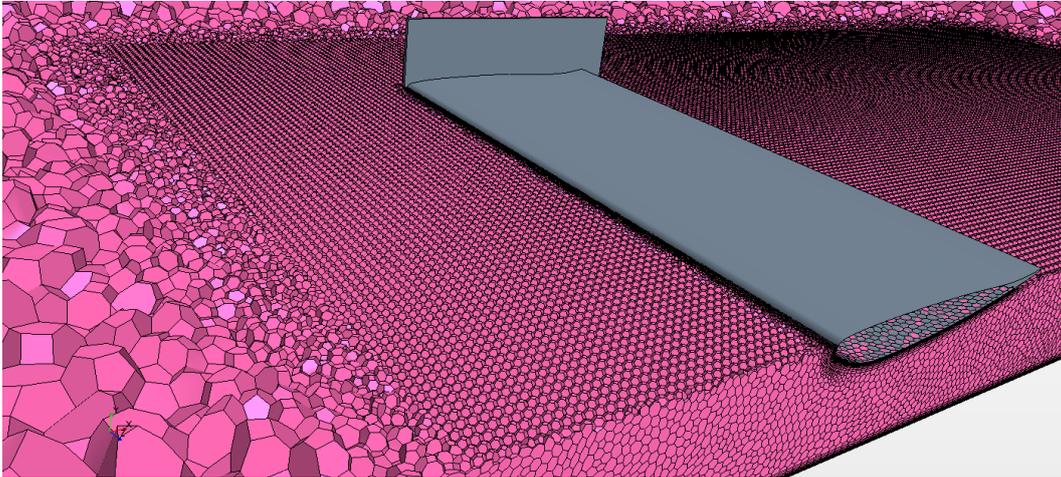


Figura 4.7: *Polyhedral Mesh*

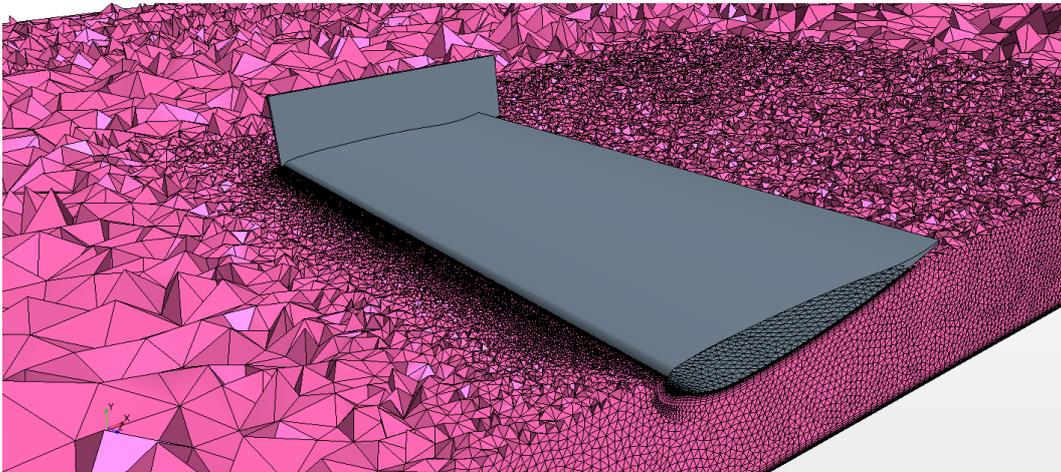


Figura 4.8: *Tetrahedral Mesh*

4.3 CURVAS DE SUSTENTAÇÃO E ARRASTO EM EFEITO SOLO

Com os parâmetros de domínio e malha definidos, foram realizadas simulações com a asa em diferentes alturas do solo, observando-se seus resultados de coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto.

Abaixo (Figuras 4.9 e 4.10) são apresentadas os gráficos comparativos da performance deste modelo em relação aos dados experimentais realizados por [Zerihan 2001]. A comparação foi feita com o experimento que utilizou transicionadores de camada limite pois, na simulação, o modelo adota uma camada limite inicialmente já turbulenta.

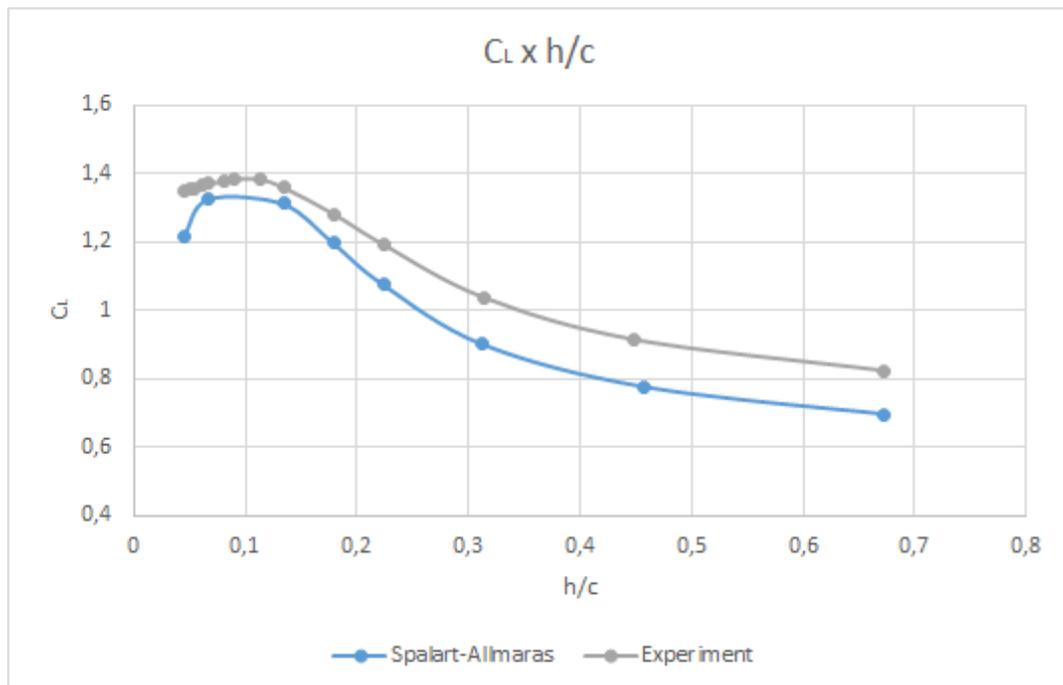


Figura 4.9: Curva de Sustentação em Efeito Solo

Observa-se que a curva gerada pelas simulações apresenta comportamento semelhante ao observado experimentalmente. O seu crescimento e seu decaimento acontecem para as mesmas alturas h/c do solo. No entanto sub-estima o coeficiente de sustentação para todas as alturas avaliadas.

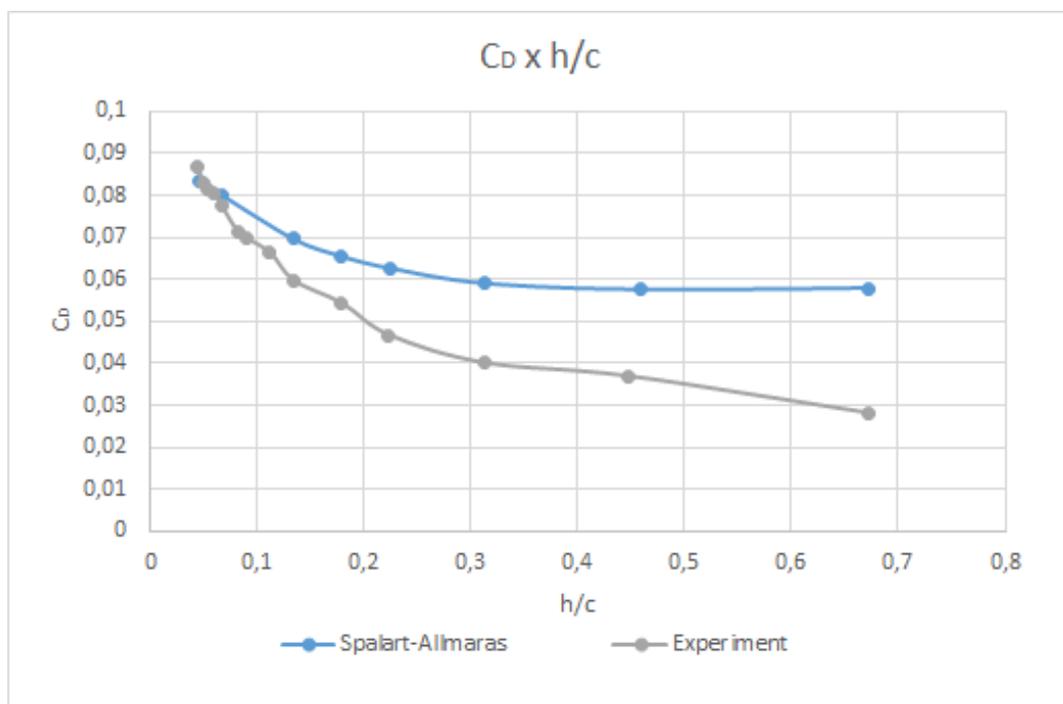


Figura 4.10: Curva de Arrasto em Efeito Solo

A curva de coeficiente de arrasto obtida pelas simulações demonstra grande erro para as condições de maior altura e gradual convergência para os valores de túnel de vento

para as condições mais próximas ao solo. Para $h/c = 0,673$, o erro chega a 100%

Os fenômenos de escoamento e desenvolvimento de suas estruturas, tratadas no tópico seguinte, são localizadas na curva de sustentação em efeito solo e apresentadas na figura 4.11. Nela é possível observar que a simulação e o experimento em túnel de vento apresentam diferentes localizações para algumas das estruturas importantes que regem o problema. Comparando-a com a figura 4.12 (repetida aqui por conveniência) é possível notar os efeitos dessas estruturas no comportamento da curva de sustentação. Como esperado, a altura para a maior intensidade de vórtice está localizada próxima da região de maior inclinação da curva e a quebra deste vórtice entre o máximo da curva a região de maior inclinação. Ainda é possível notar que a sustentação continua a aumentar mesmo com regiões de separação, como previsto pela teoria.

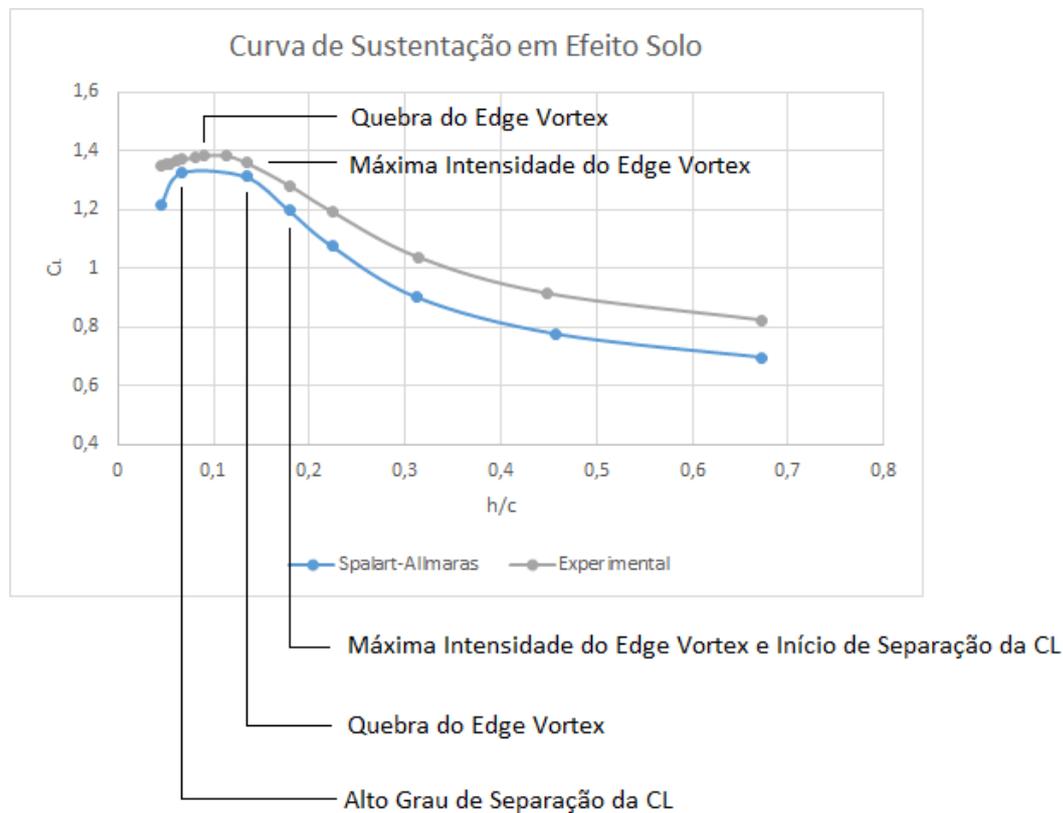


Figura 4.11: Localização das Estruturas de Escoamento na Curva de Sustentação Experimental e Simulada

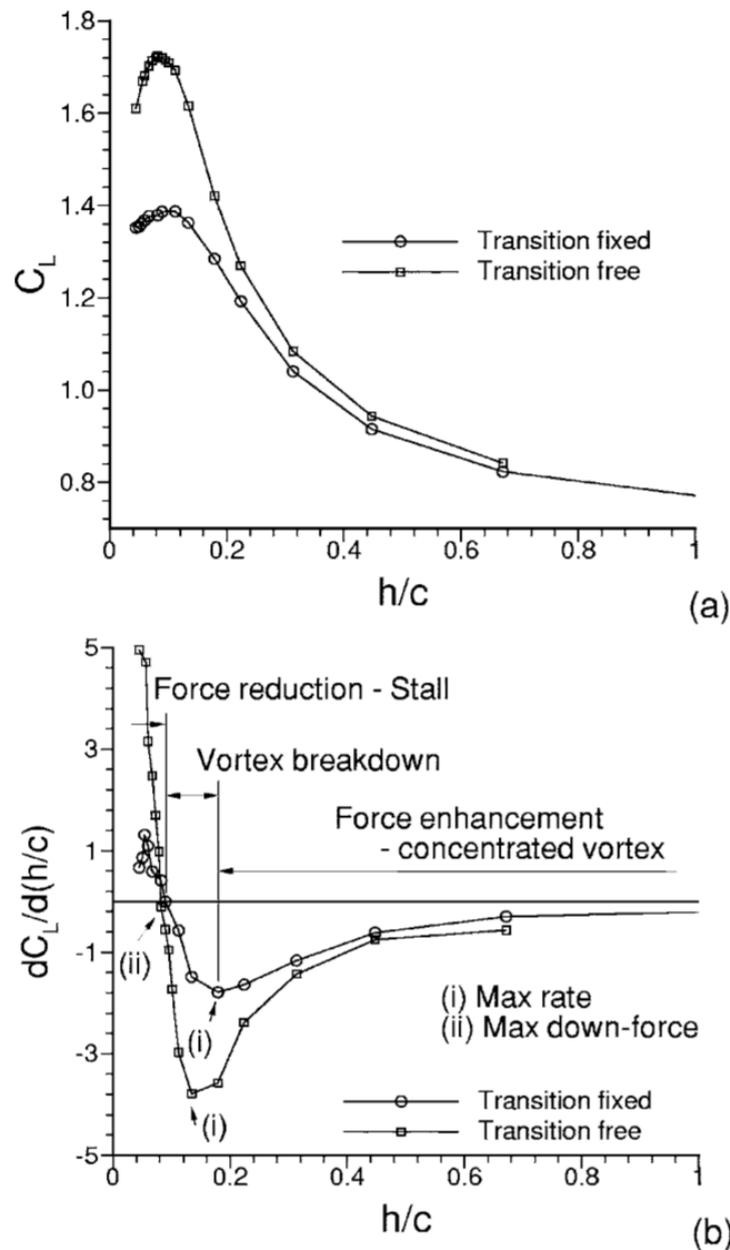


Figura 4.12: *Influência do Edge Vortex e da Separação na Curva de Sustentação (Fonte: [Zhang, Toet e Zerihan 2006])*

4.4 FENÔMENOS E ESTRUTURAS DO ESCOAMENTO

4.4.1 Efeito Venturi

Como citado no capítulo de introdução, um dos mecanismos de geração de downforce é o efeito Venturi. A região entre a asa e o solo formam um canal no qual o ar é acelerado pelo efeito combinado da geometria do perfil e da redução de seção transversal do escoamento, gerando uma zona de baixa pressão. Esse efeito foi reproduzido com sucesso pelas simulações e pode ser observado nas figuras 4.13 à 4.16.

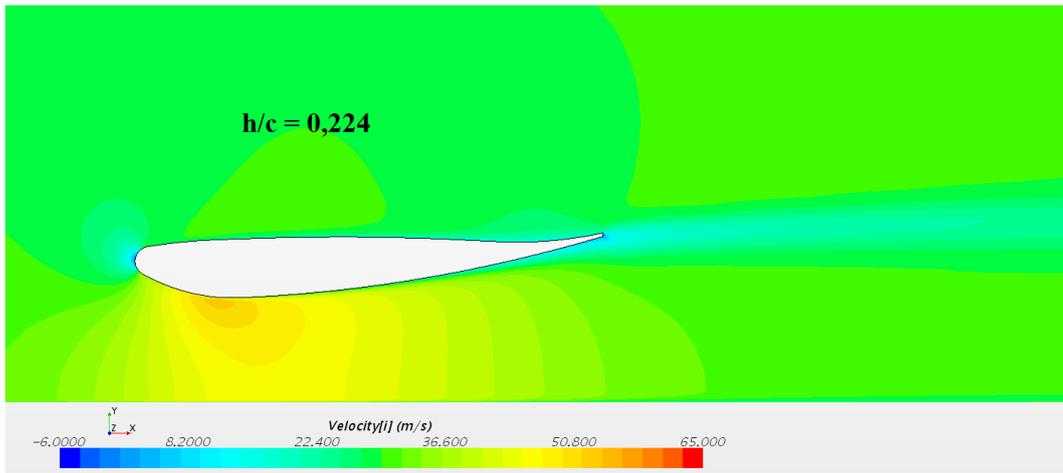


Figura 4.13: Distribuição de Velocidade na Direção x no Plano de Simetria, $h/c = 0,224$

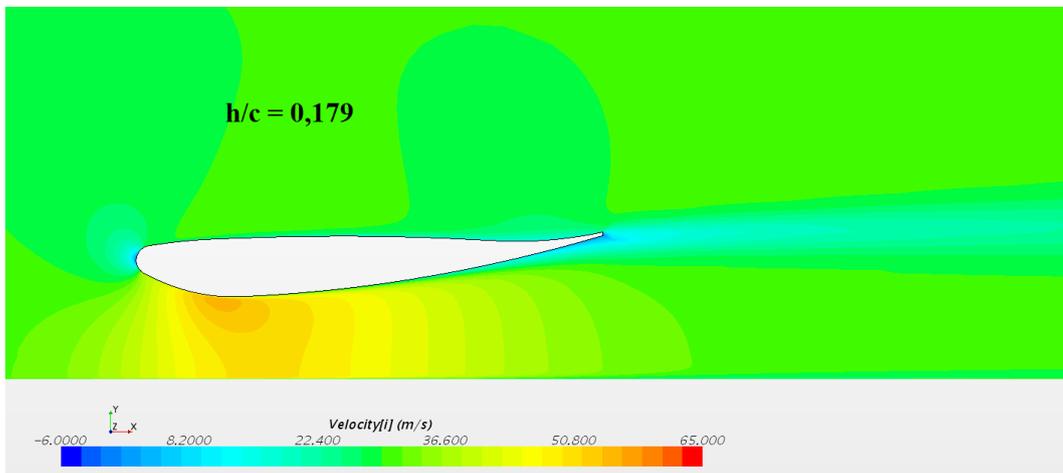


Figura 4.14: Distribuição de Velocidade na Direção x no Plano de Simetria, $h/c = 0,179$

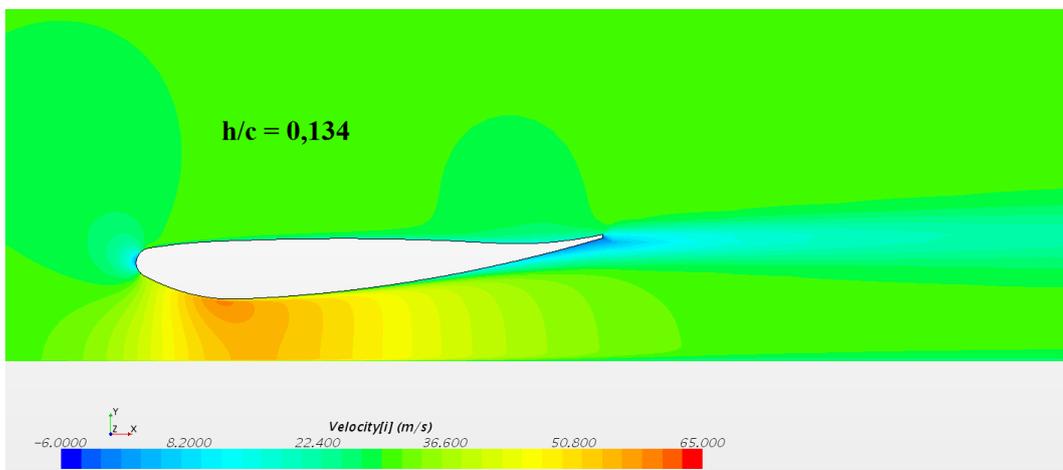


Figura 4.15: Distribuição de Velocidade na Direção x no Plano de Simetria, $h/c = 0,134$

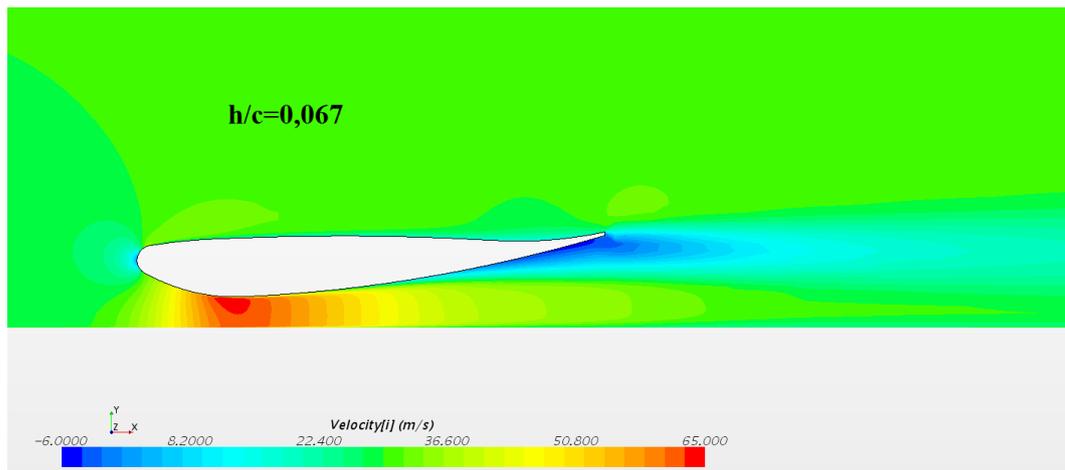


Figura 4.16: Distribuição de Velocidade na Direção x no Plano de Simetria, $h/c = 0,067$

Essas imagens também permitem observar a separação da camada limite (tópico do item 4.4.2, a seguir) de uma outra maneira. As regiões onde o escoamento apresenta velocidade nula (região azul escuro) são regiões de separação. Comparando-se com o perfil de velocidade obtido experimentalmente (Fig. 4.17), é possível notar que a separação obtida pelas simulações é significativamente maior do que os resultados de túnel de vento. Note que a escala utilizada pelo gráfico experimental possui escala mínima (azul escuro) de 60% da velocidade de escoamento não perturbado, enquanto que nas simulações, diversas regiões demonstram uma escala mínima de -6m/s . Acredita-se que essa diferença seja devida ao modelo de turbulência RANS. Por tratar o fenômeno de turbulência, que é fundamentalmente transiente, com uma abordagem de escoamento permanente, o modelo não é capaz de capturar devidamente os efeitos das regiões de alto cisalhamento e separação da camada limite.

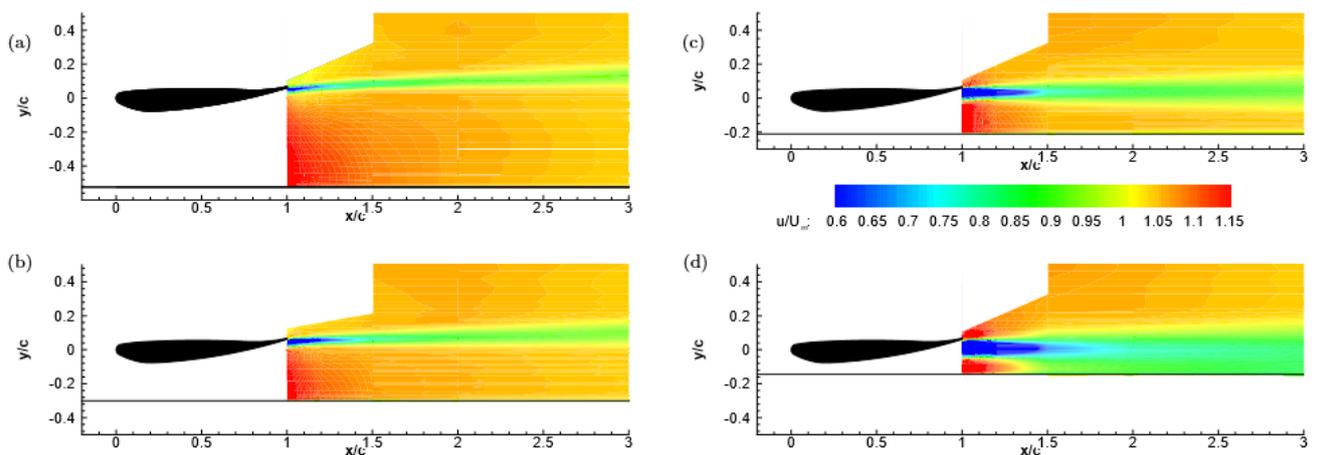


Figura 4.17: Distribuição de Velocidade no Plano de Simetria Obtida no Túnel de Vento ($h/c =$ a) 0,448; b) 0,224; c) 0,134; d) 0,067)

4.4.2 Crescimento da Região de Separação

Zerihan [Zerihan 2001] comenta que a diferença entre a queda abrupta de sustentação em uma asa (longe do solo) devido ao aumento do ângulo de ataque (Fig. 1.16) e a queda

suave de sustentação em uma curva de sustentação em efeito solo se deve às regiões de separação serem contidas pelo campo de velocidade altamente acelerado para o caso do efeito solo. Assim, a região de separação cresce progressivamente, ao invés subitamente, e é possível obter uma continuação do aumento da sustentação, mesmo com consideráveis regiões de separação na asa (como obtido na figura 4.11). As simulações foram capazes de reproduzir esse fenômeno, como demonstram as figuras 4.18 à 4.21. Essas figuras traçam as regiões de pressão total igual à zero. Como a pressão estática foi definida como zero no programa (já que ela não interfere nas diferenças de pressão), regiões de pressão total igual à zero significam regiões onde o fluido está estagnado. Tais regiões de velocidade nula na camada limite definem a região de separação do escoamento.

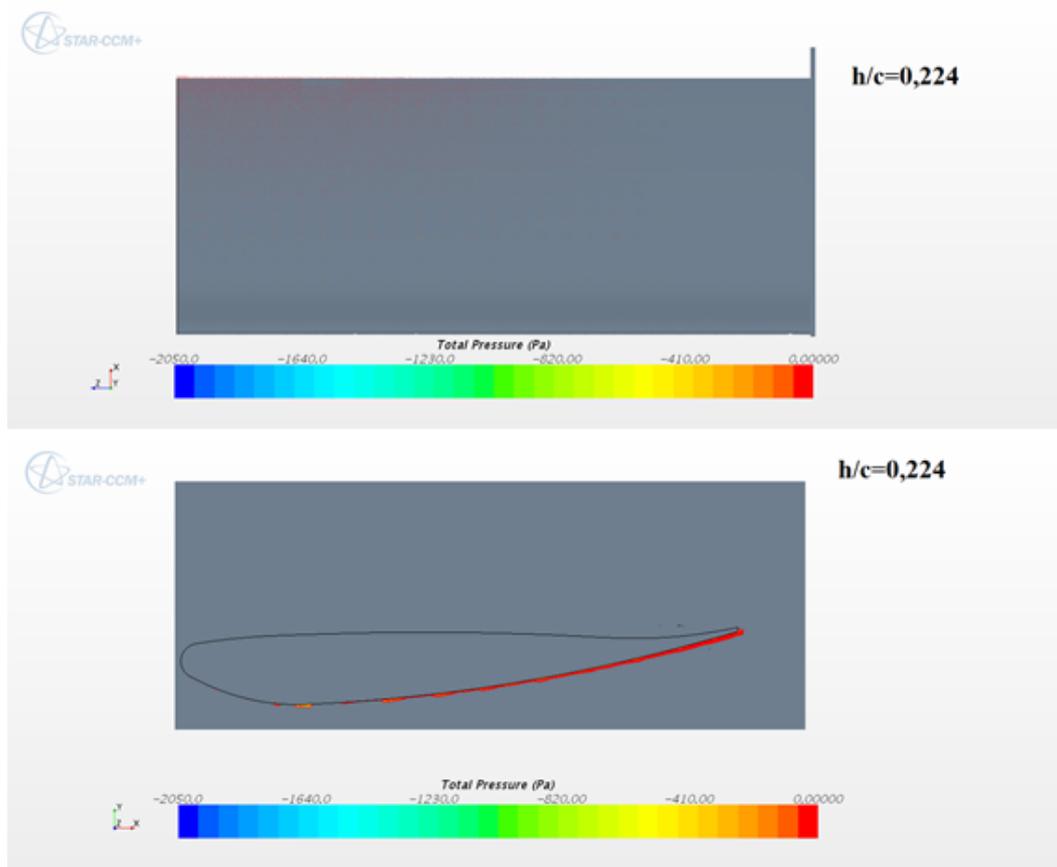


Figura 4.18: *Vista de Baixo e Lateral da Separação da Camada Limite, $h/c = 0,224$*

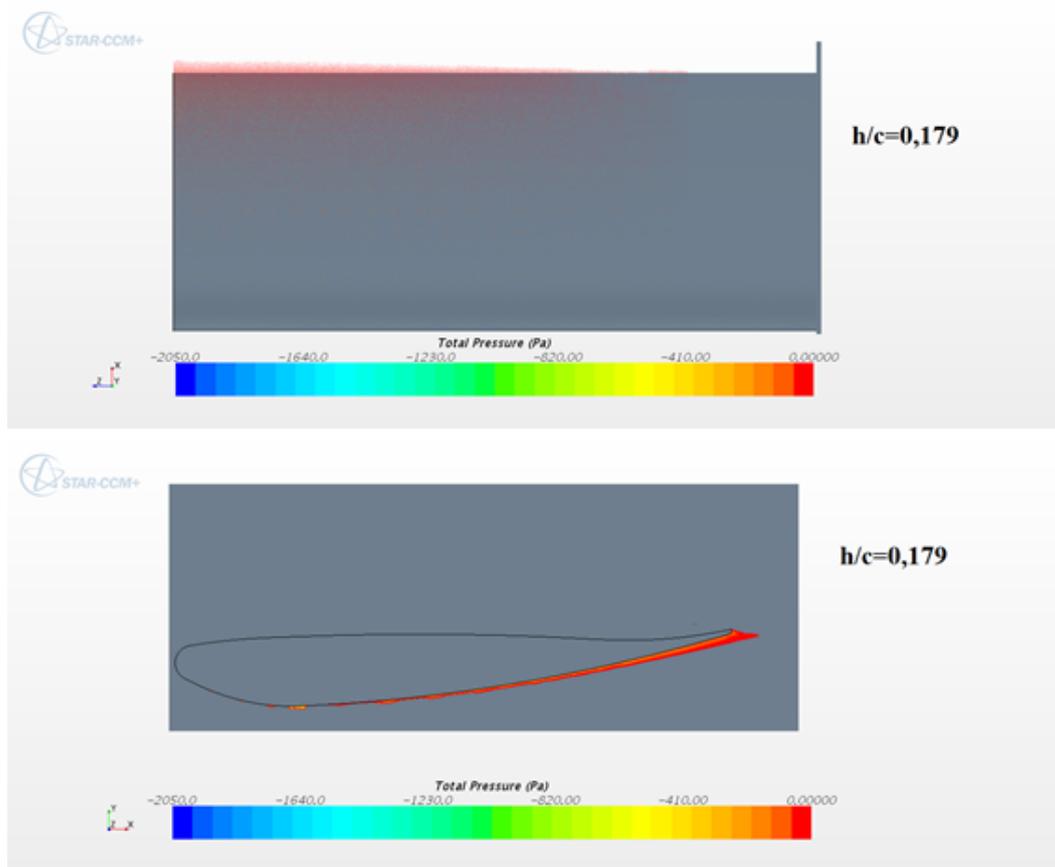


Figura 4.19: Vista de Baixo e Lateral da Separação da Camada Limite, $h/c = 0,179$

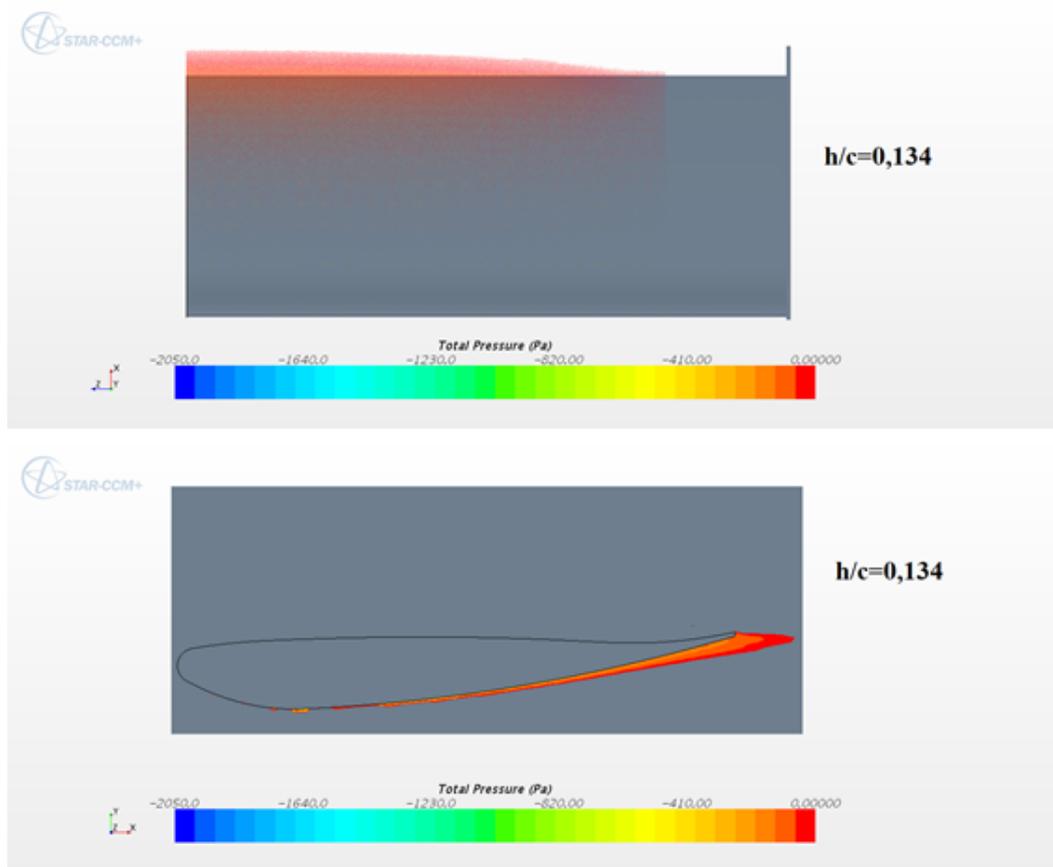


Figura 4.20: Vista de Baixo e Lateral da Separação da Camada Limite, $h/c = 0,134$

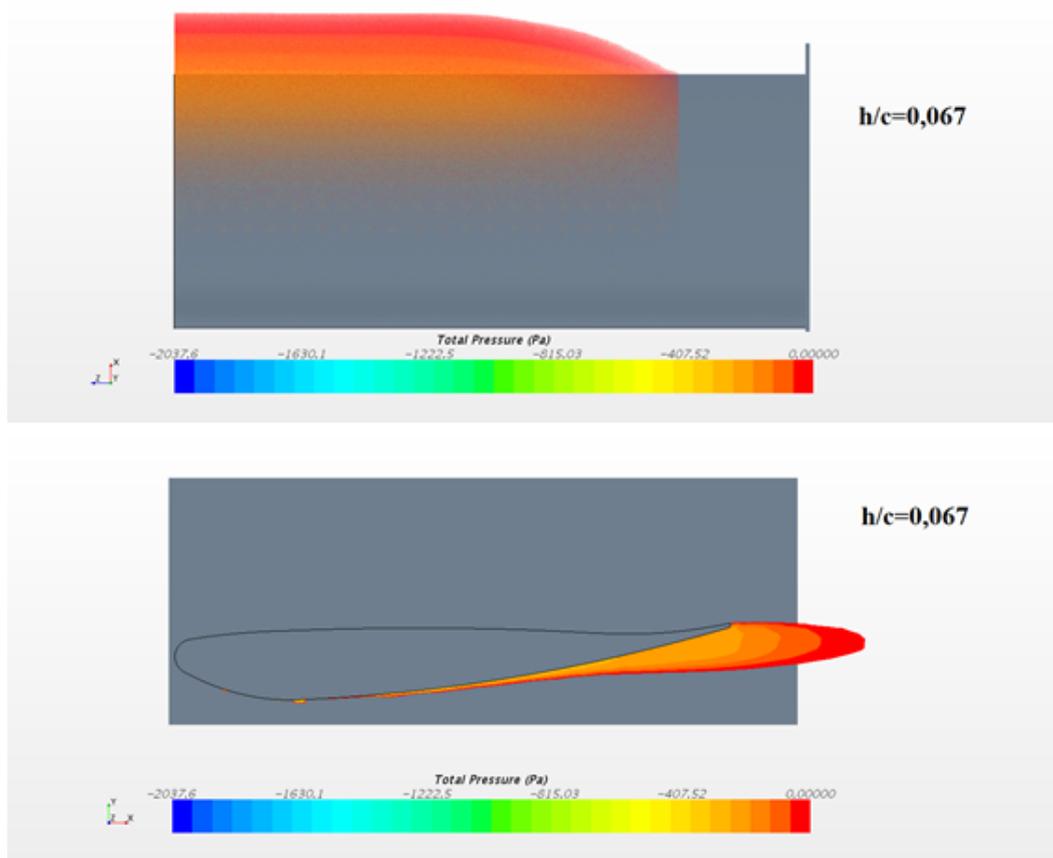
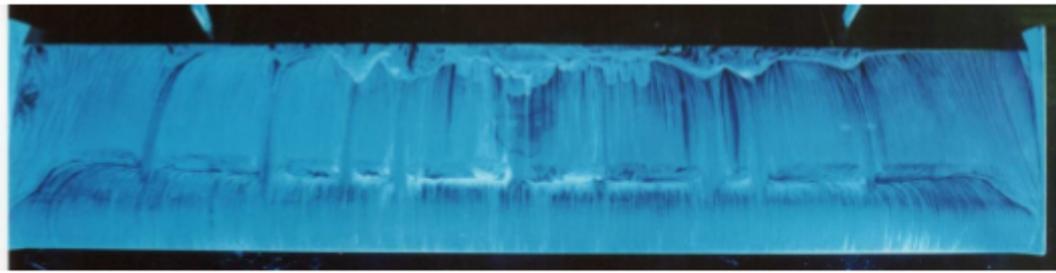


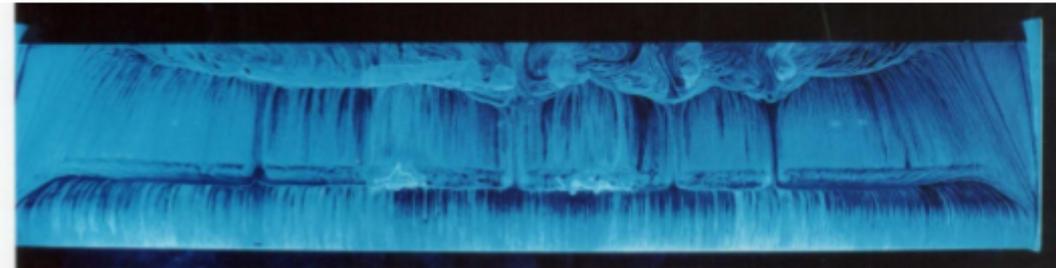
Figura 4.21: *Vista de Baixo e Lateral da Separação da Camada Limite, $h/c = 0,067$*

É importante ressaltar que também existe separação próximo a ponta da asa, porém, com o intuito de transmitir somente a informação do crescimento da separação devido ao intenso gradiente de velocidade, o visualizador de separação foi limitado para não chegar muito próximo à ponta da asa para não capturar a separação devido à end-plate. Por esta razão existe uma interrupção vertical pelo lado direito na distribuição em coloração vermelha.

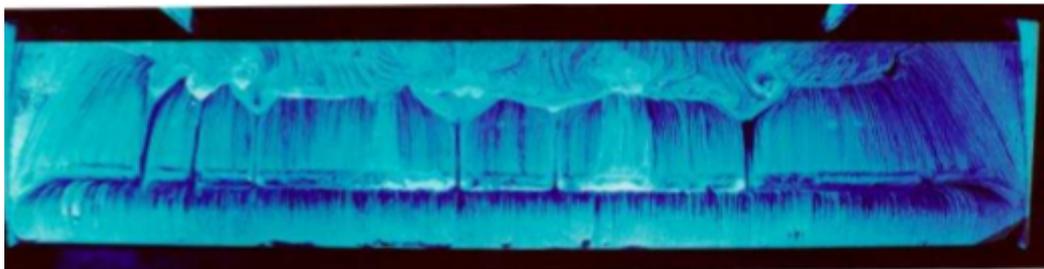
Apesar disso, principalmente na altura $h/c = 0,067$, é notável a diferença do tamanho da região separada do centro da asa comparado com a ponta. Os efeitos tridimensionais aliviam o gradiente de velocidade na ponta da asa e sua separação é mais tardia. Esse efeito também foi constatado pelo experimento (Fig. 4.22).



(a)



(b)



(c)

Figura 4.22: *Visualização de Óleo, Separação da Camada Limite (experimental, sem transicionadores); $h/c = a)0,134$ b) $0,090$ c) $0,067$*

4.4.3 Intensificação e Desintegração do Vórtice de Aresta

O efeito de intensificação e desintegração do vórtice de aresta foi reproduzido pela simulação. No entanto, diferentemente dos resultados experimentais, a altura para maior intensidade do vórtice obtida pela simulação foi de $h/c = 0,179$ (Fig. 4.25), enquanto que no experimento em túnel de vento, essa condição foi observada para a altura de $h/c = 0,134$ (Fig. 4.28).

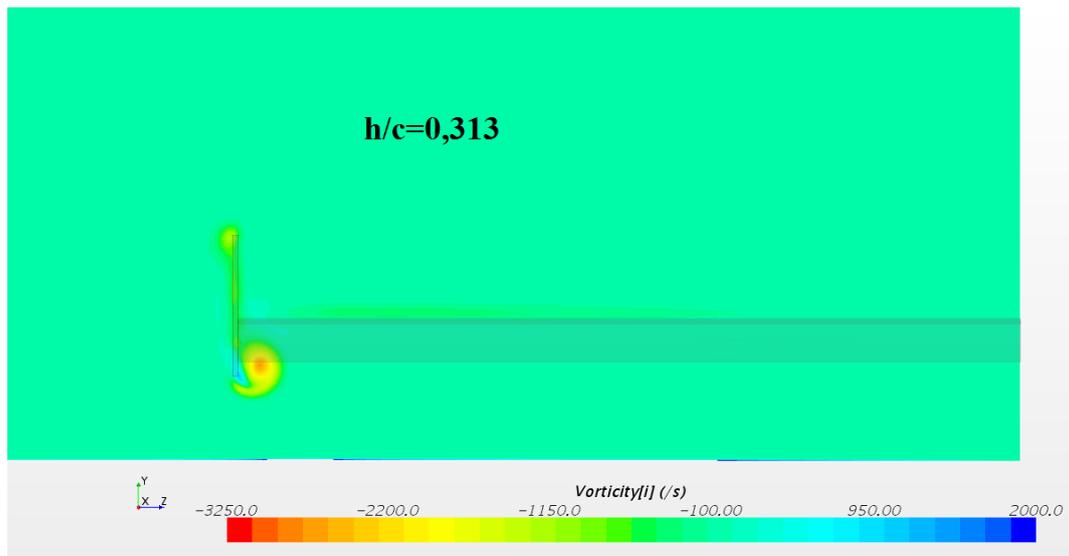


Figura 4.23: *Vorticidade Planar, $h/c = 0,313$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)*

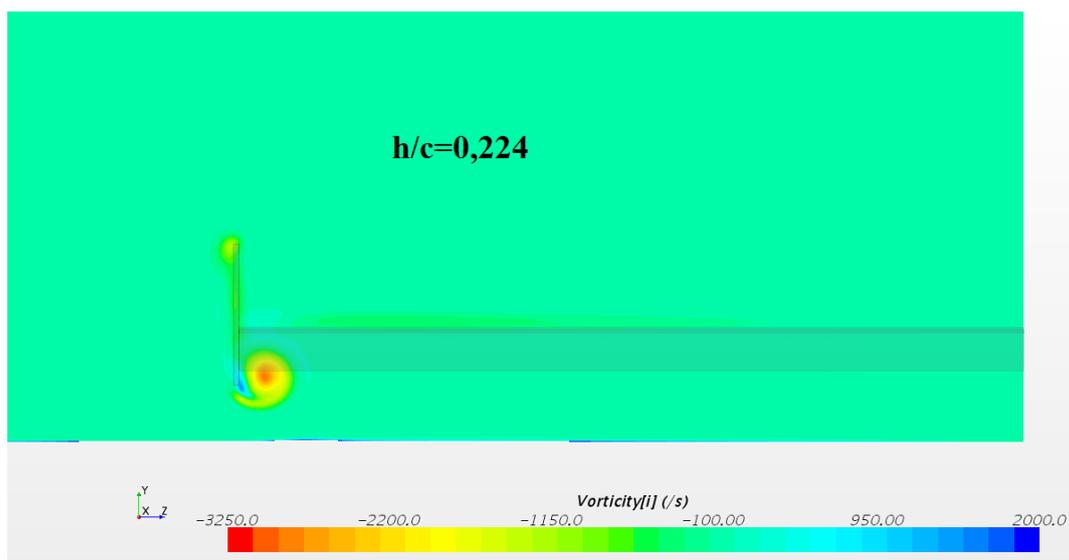


Figura 4.24: *Vorticidade Planar, $h/c = 0,224$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)*

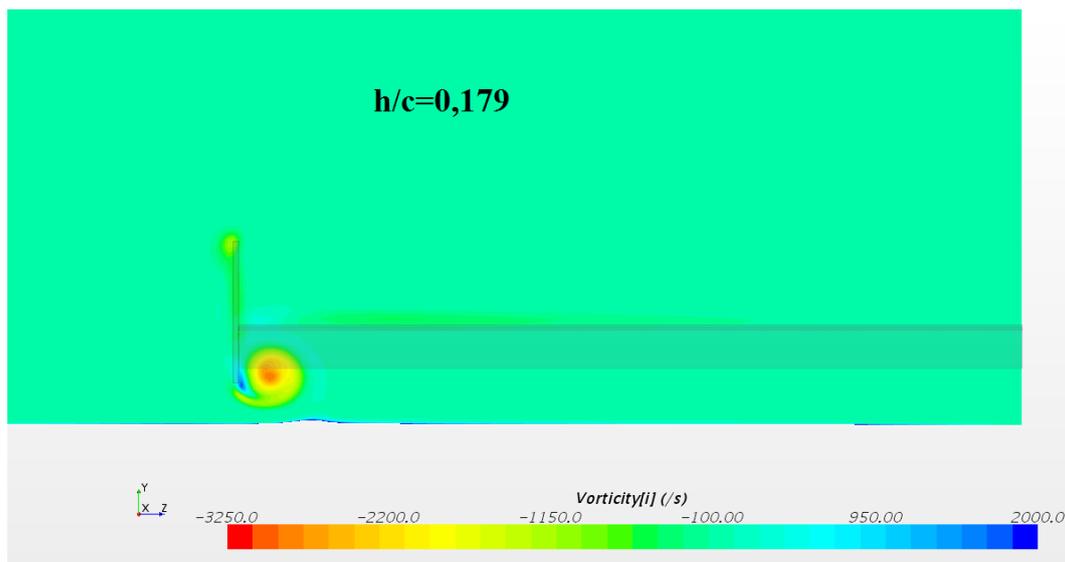


Figura 4.25: *Vorticidade Planar*, $h/c = 0,179$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)

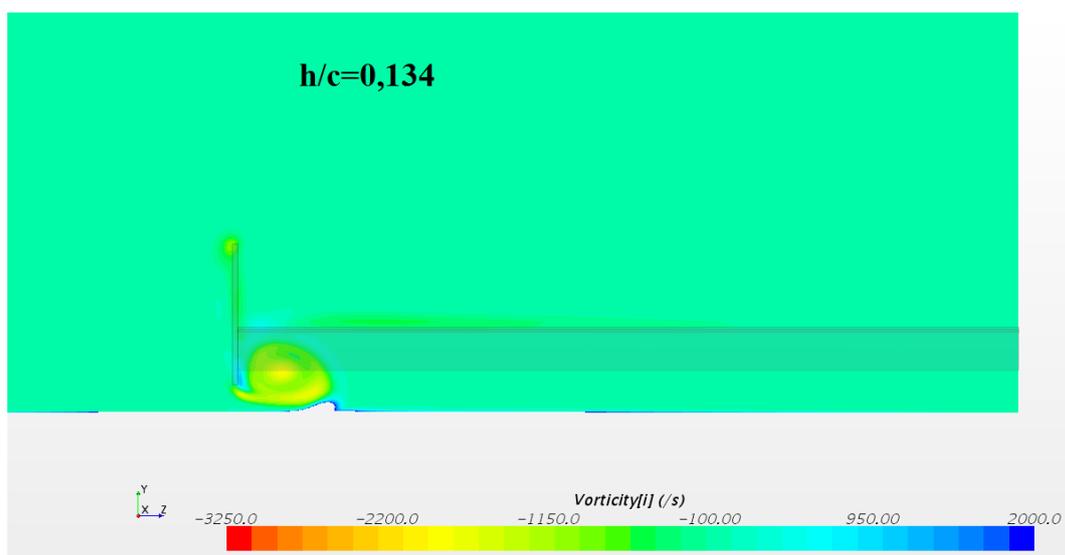


Figura 4.26: *Vorticidade Planar*, $h/c = 0,134$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)

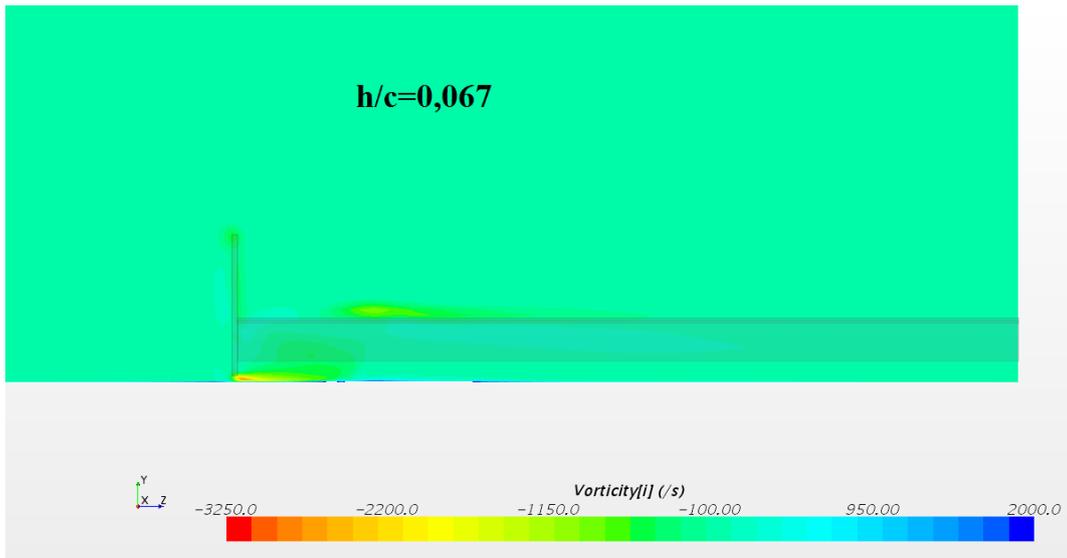


Figura 4.27: *Vorticidade Planar, $h/c = 0,067$ (Plano de Corte em $x/c = 1,2$)*

A escala apresentada nas figuras 4.23 à 4.27 estão em valores absolutos, mas foram escolhidos de forma a representarem os mesmos valores de mínimo e máximo da escala da figura 4.28, que usa valores adimensionalizados.

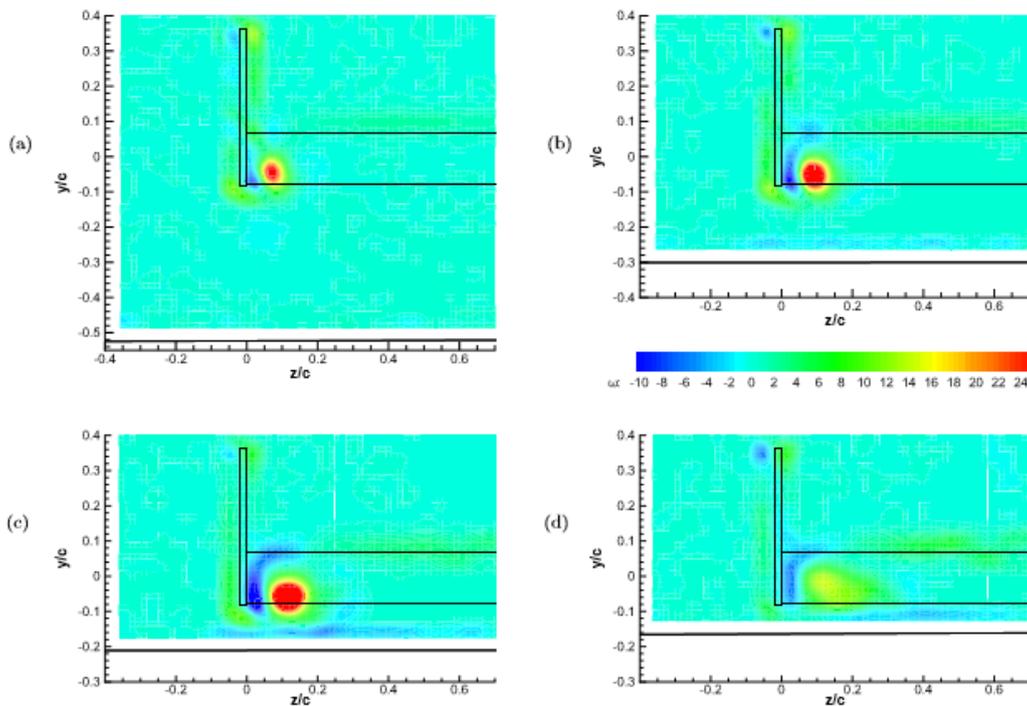


Figura 4.28: *Distribuição de Vorticidade Planar Obtida no Experimento; a) $h/c = 0,448$, b) $h/c = 0,224$ c) $h/c = 0,134$ d) $h/c = 0,090$ (Sem Transicionadores)*

4.5 COMPARAÇÃO DA PERFORMANCE DOS DIFERENTES MODELOS

As curvas de sustentação e arrasto em efeito solo foram plotadas para os modelos de turbulência Spalart-Allmaras e $k - \varepsilon$, e para os modelos de malha *Trimmed Mesher*, *Polyhedral Mesher* e *Tetrahedral Mesher* (Figuras 4.29 a 4.32).

Em relação à curva de arrasto, o modelo S-A demonstrou pouca eficiência na reprodução dos dados experimentais. Todos os modelos de malha superestimam seus valores e, para os casos extremos, a divergência passa de 100% do valor experimental.

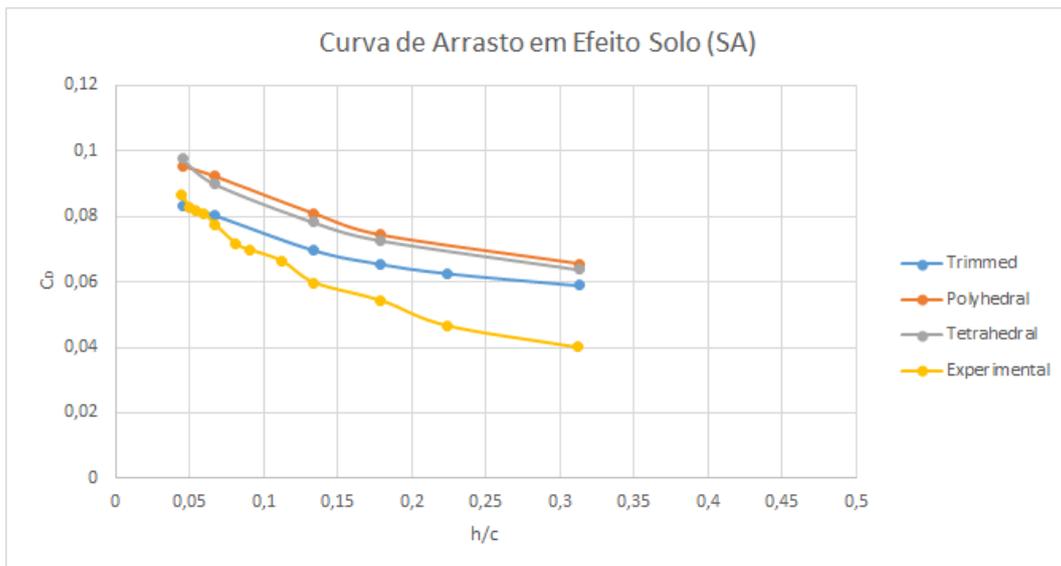


Figura 4.29: Curva de Arrasto em Efeito Solo Utilizando Modelo de Turbulência S-A

Já para o modelo $k - \varepsilon$, as simulações se aproximam mais do esperado, em especial, para o caso da malha hexaédrica, que demonstrou bons resultados em regiões próximas ao solo. Porém, ainda superestimam seus valores experimentais.

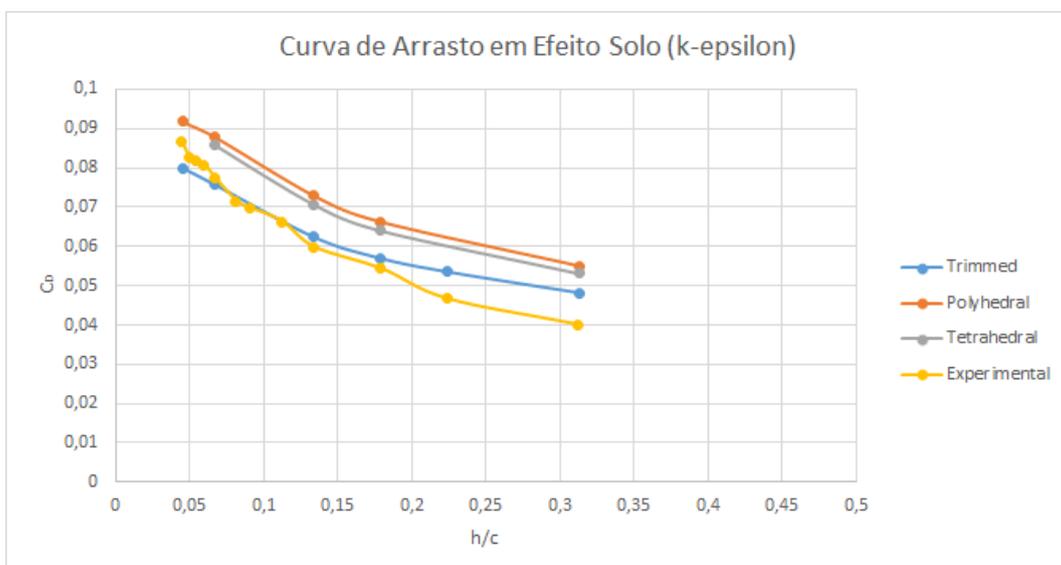


Figura 4.30: Curva de Arrasto em Efeito Solo Utilizando Modelo de Turbulência $k - \varepsilon$

É esperado que as simulações apresentem valores de arrasto mais elevados, uma vez que, como comentado em 4.4.2, as simulações apresentam maiores regiões de separação do que o observado experimentalmente.

Em relação a curva de sustentação, o modelo S-A apresentou uma variação mais intensa, tanto na região de ganho de downforce quanto na perda de sustentação, quando comparado à declividade mais suave da curva experimental. Os modelos tetraédrico e poliédrico superestimam a força máxima, em aproximadamente 4% e o modelo hexaédrico subestima em aproximadamente 3%.

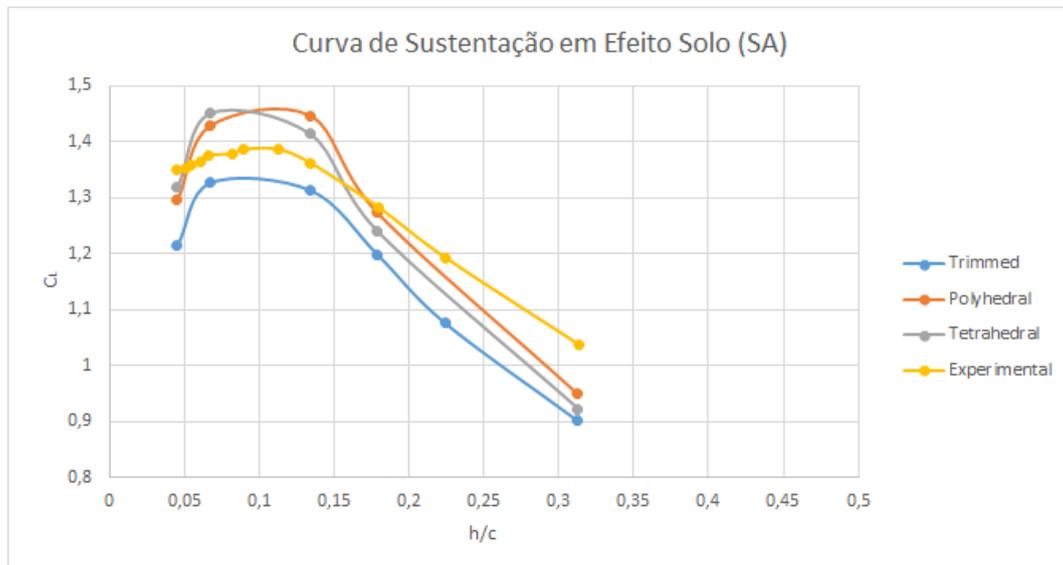


Figura 4.31: *Curva de Sustentação em Efeito Solo Utilizando Modelo de Turbulência S-A*

O modelo $k - \varepsilon$ proporcionou resultados consideravelmente precisos para a região da crista da curva quando utilizados os modelos tetraédrico e poliédrico, no entanto, a curva da malha hexaédrica, apesar de subestimar significativamente (aproximadamente 8%) a região de máximo, segue a mesma tendência de crescimento suave que a curva experimental, não havendo queda abrupta para regiões muito próximas ao solo, como é o caso da malha poliédrica.

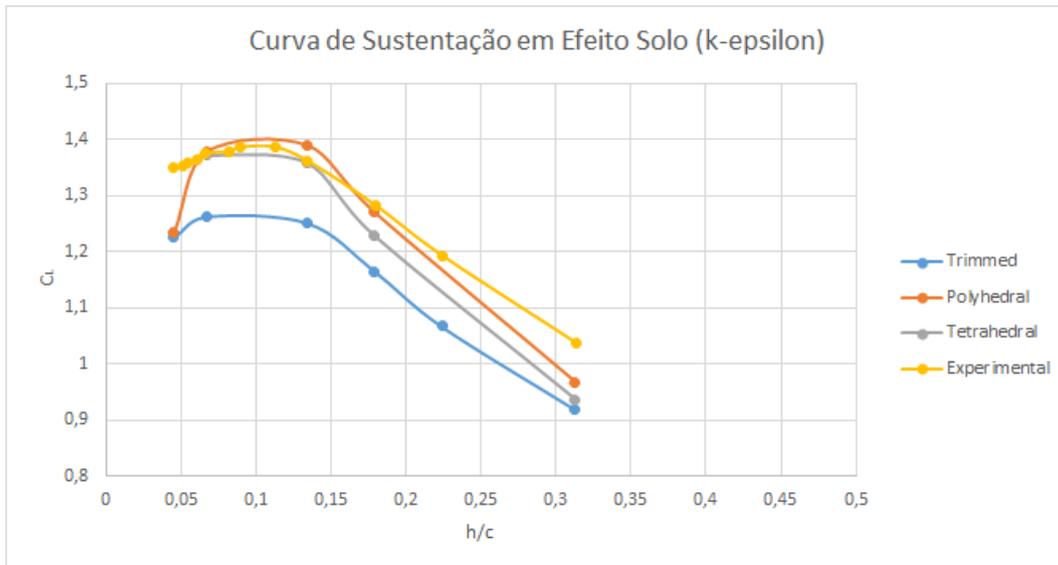


Figura 4.32: Curva de Sustentação em Efeito Solo Utilizando Modelo de Turbulência $k-\varepsilon$

4.5.1 Avaliação do Perfil da Camada Limite

O perfil de velocidades da camada limite na superfície de sucção foi plotado para as alturas $h/c = 0,134$ (Figuras 4.33 e 4.34) e $h/c = 0,067$ (Figuras 4.35 e 4.36). Essa medição foi realizada no bordo de fuga da asa, em $x/c = 1$. A coordenada ξ representa unidades de comprimento na direção normal a superfície da asa.

Para a altura de $h/c = 0,134$, os três modelos de malha apresentam valores muito semelhantes, tanto para o caso S-A, quanto para $k - \varepsilon$. Quando comparados aos valores de túnel de vento dentro da camada limite, superestimam consideravelmente. Fora da camada limite ($u/U > 0,99$), subestimam em aproximadamente 10%. Além disso, nenhuma das combinações de modelo foi capaz de reproduzir os valores negativos da componente de velocidade próximo à parede. No entanto, a curva da simulação apresenta bom comportamento em relação a tendência geral da curva experimental.

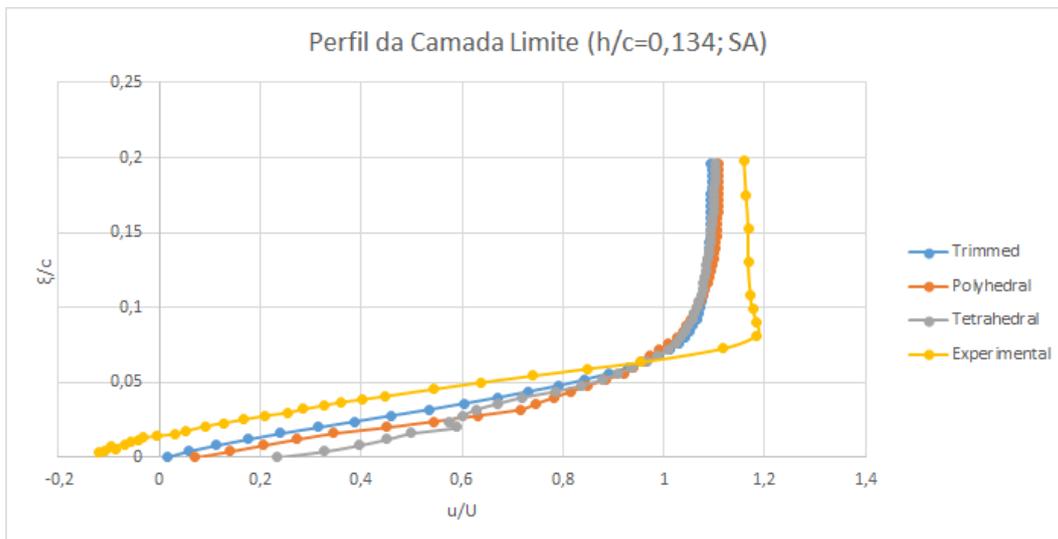


Figura 4.33: Perfil de Velocidade da Camada Limite na Superfície de Sucção para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A ($x/c = 1$)

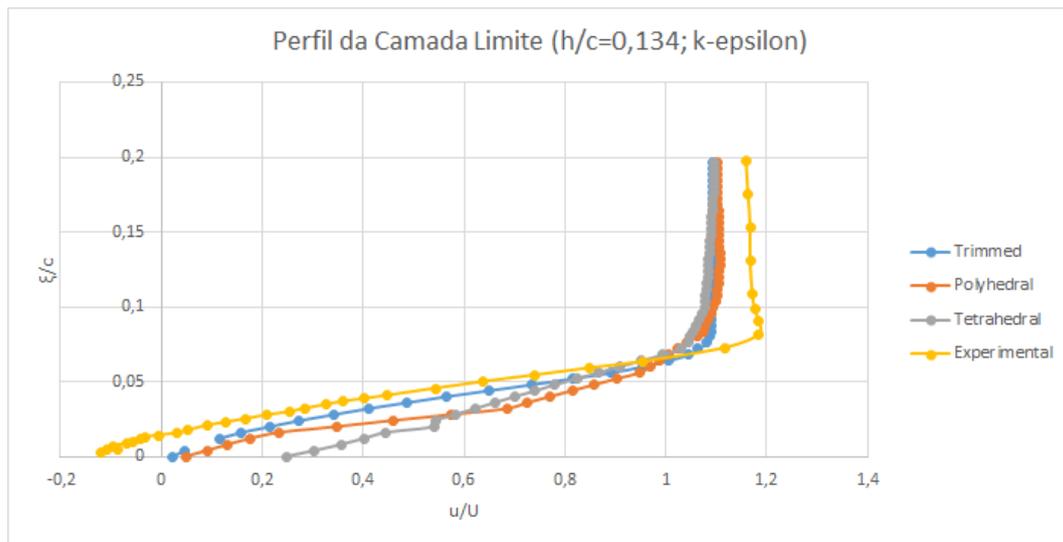


Figura 4.34: Perfil de Velocidade da Camada Limite na Superfície de Sucção para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência k - ϵ ($x/c = 1$)

Para a altura de $h/c = 0,067$, a curva da malha poliédrica usando S-A prevê bem o comportamento experimental, em especial a região de inversão de fluxo. O modelo hexaédrico também é capaz de reproduzir a região de velocidades negativas, porém seus valores estão consideravelmente deslocados.

A malha tetraédrica segue a tendência da hexaédrica para quase todas as alturas, exceto próximo à asa, onde tem um comportamento diferente de todas as outras, não apresentando inversão de fluxo e voltando a ter velocidades maiores do que zero próximo à superfície. Esse comportamento também é observado quando utilizado o modelo de turbulência $k - \epsilon$.

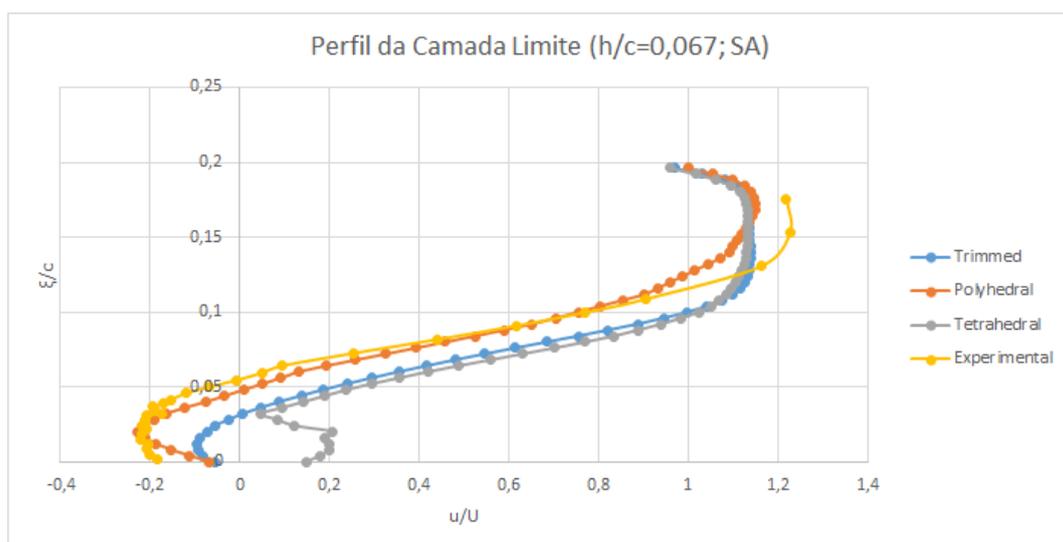


Figura 4.35: Perfil de Velocidade da Camada Limite na Superfície de Sucção para $h/c = 0,067$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A ($x/c = 1$)

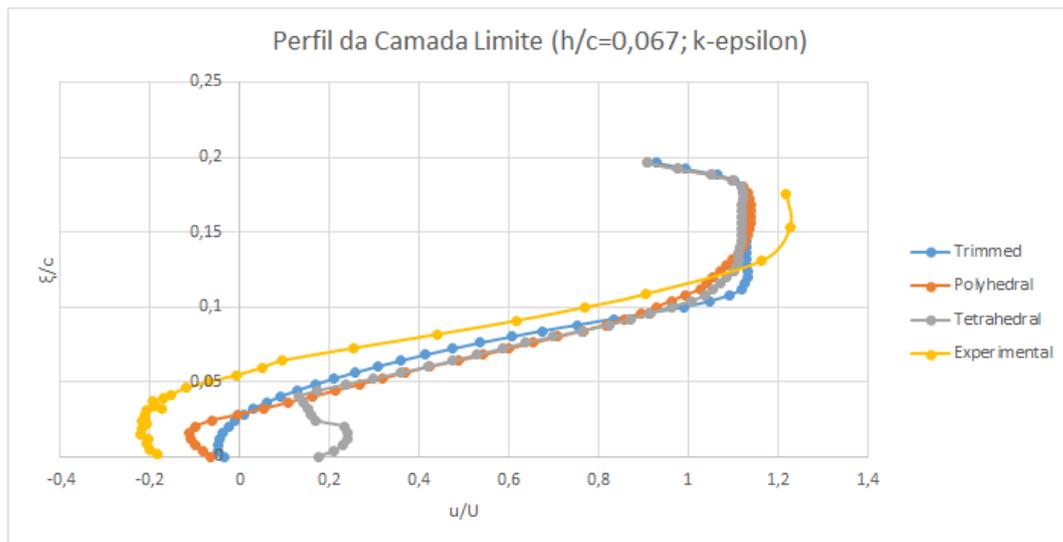


Figura 4.36: Perfil de Velocidade da Camada Limite na Superfície de Sucção para $h/c = 0,067$ Utilizando Modelo de Turbulência k - ϵ ($x/c = 1$)

É possível observar que há um comportamento discordante da curva obtida para a malha tetraédrica nas regiões próximas à parede da asa. Em princípio, acreditou-se que tal comportamento fosse atribuído a falhas na geração de malha nesta região. No entanto, como demonstram as figuras as figuras 4.37 4.38 4.39, as malhas não aparentam ter nenhuma irregularidade.

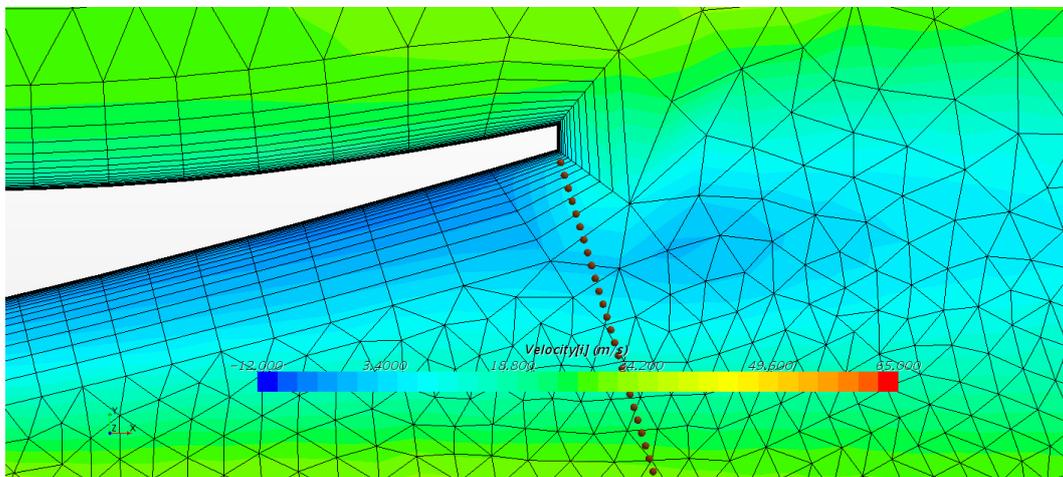


Figura 4.37: Malha Tetraédrica na Região de Avaliação do Perfil da Camada Limite

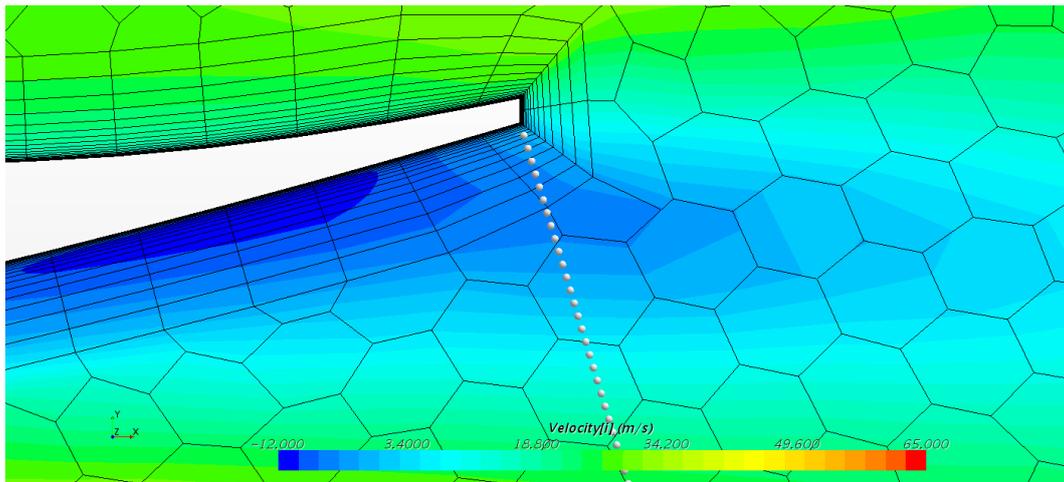


Figura 4.38: *Malha Dodecaédrica na Região de Avaliação do Perfil da Camada Limite*

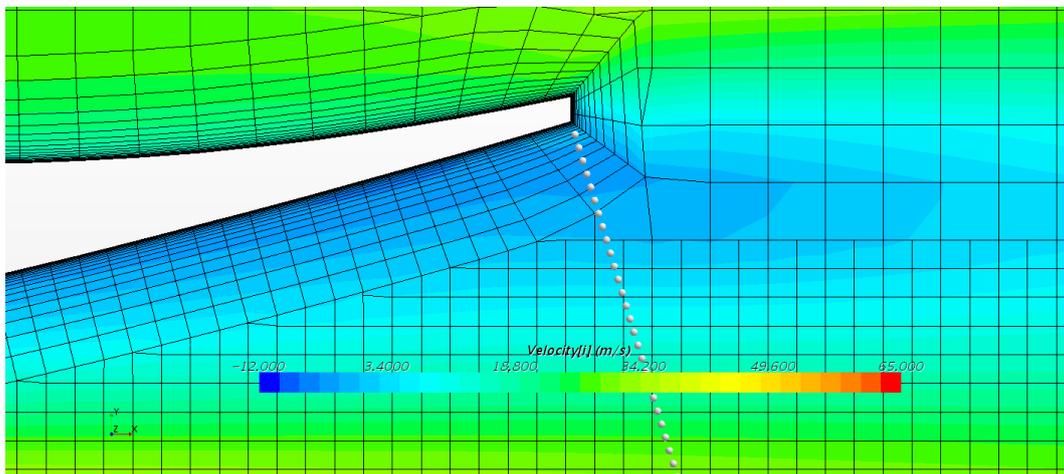


Figura 4.39: *Malha Hexaédrica na Região de Avaliação do Perfil da Camada Limite*

4.5.2 Avaliação do Perfil de Velocidades na Esteira

O déficit de velocidade na esteira foi plotado para a região no plano de simetria da asa a uma distância de $x = 1,5c$ a jusante, partindo do bordo de ataque da asa (Figuras 4.40 a 4.36). De forma semelhante às análises anteriores, foram observados os efeitos dos três diferentes modelos de malha e de ambos modelos de turbulência.

É possível observar nas figuras abaixo que todas as condições de simulação superestimam o déficit de velocidade na esteira. A malha hexaédrica apresenta os resultados mais divergentes. Para a altura de $h/c = 0,134$, a malha poliédrica é capaz de manter o mesmo déficit que os dados experimentais, mas apenas para a região central. Para a altura de $h/c = 0,067$, as simulações apresentam resultados melhores para as bordas da esteira, no entanto, ainda superestimam o déficit no centro da esteira.

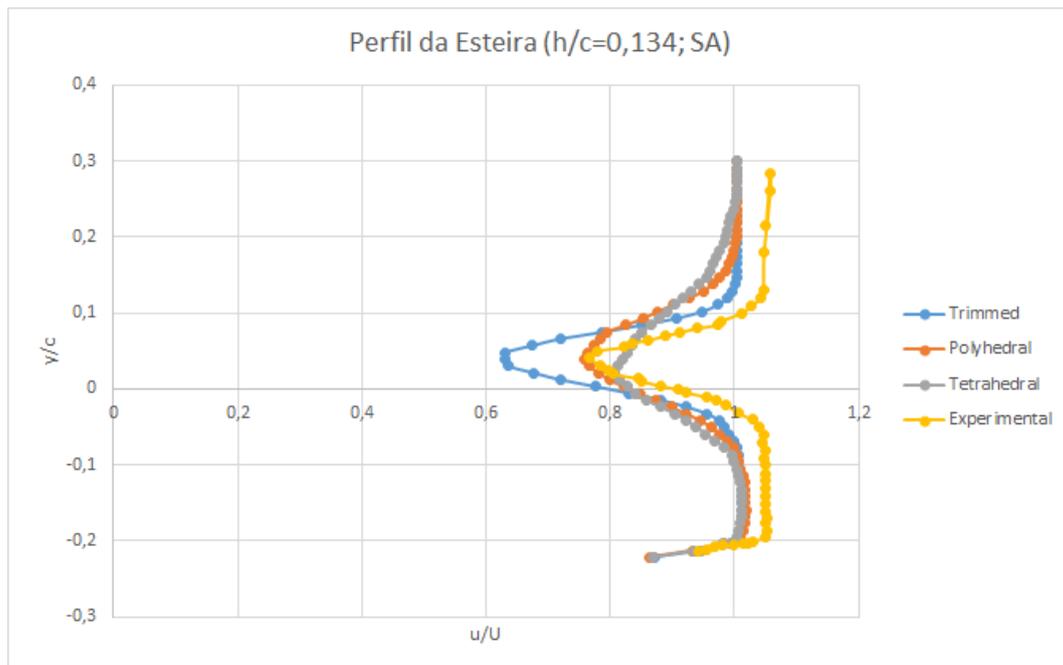


Figura 4.40: Perfil de Velocidade da Esteira no Plano de Simetria para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A ($x/c = 1,5$)

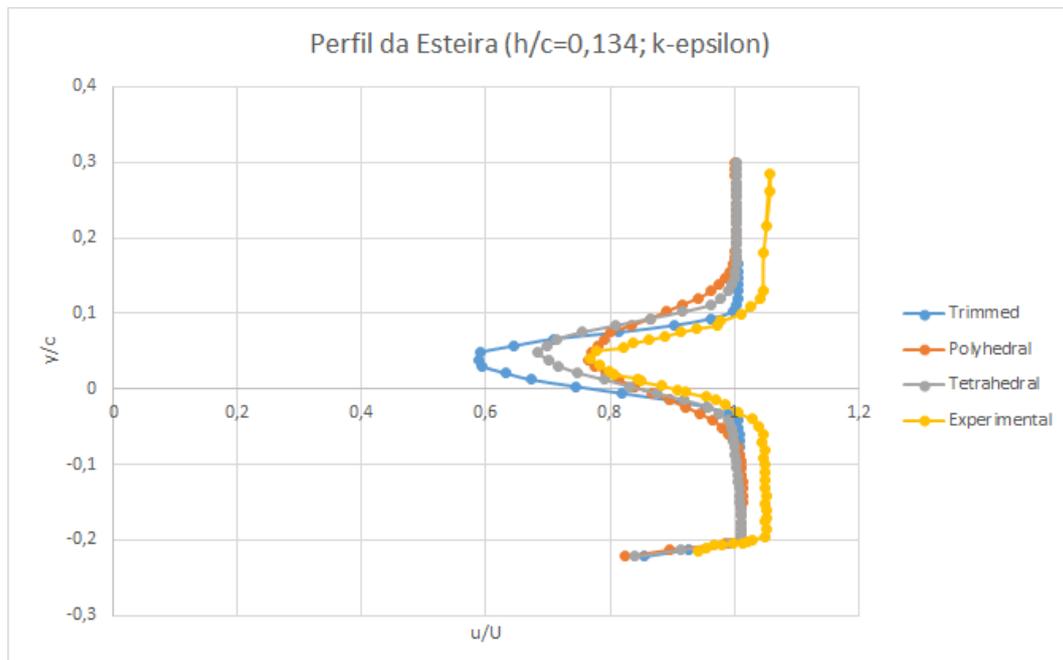


Figura 4.41: Perfil de Velocidade da Esteira no Plano de Simetria para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência k- ϵ ($x/c = 1,5$)

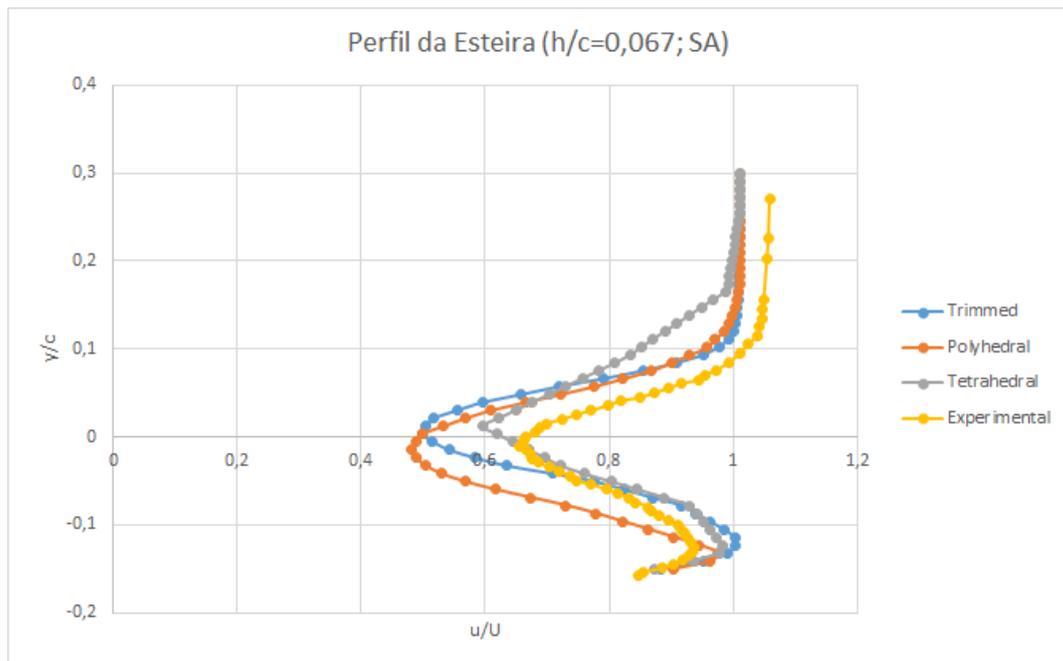


Figura 4.42: Perfil de Velocidade da Esteira no Plano de Simetria para $h/c = 0,067$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A ($x/c = 1,5$)

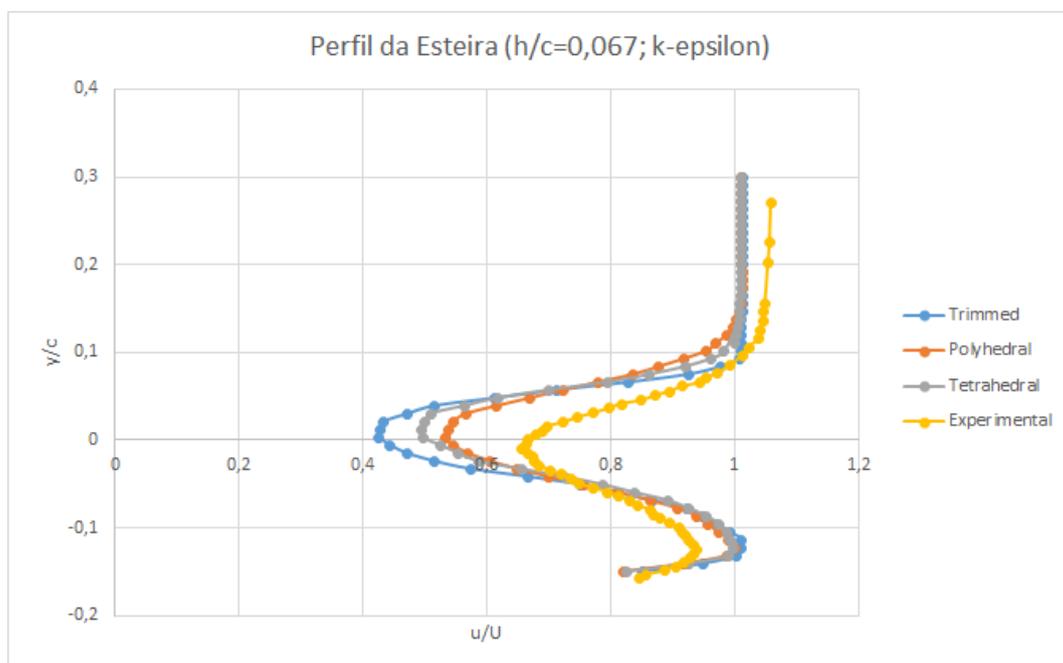


Figura 4.43: Perfil de Velocidade da Esteira no Plano de Simetria para $h/c = 0,067$ Utilizando Modelo de Turbulência k- ϵ ($x/c = 1,5$)

Assim como a esteira, o valor de arrasto gerado pelas simulações também é sempre maior do que o dado experimental. Acredita-se que o maior déficit de velocidade na esteira esteja ligado ao maior arrasto nas simulações.

Tendo em vista que as simulações apresentaram valores de arrasto mais elevados do que o experimento, é de se esperar que os déficits de velocidade na esteira também sejam mais elevados. Uma análise de integração das equações de quantidade de movimento

ao redor do volume de controle demonstra que, pela conservação do momento, para um arrasto maior, o déficit de momento na esteira é maior.

4.5.3 Avaliação da Distribuição de Pressão

Graficos da distribuição de pressão para a altura de $h/c = 0,134$ foram plotados no plano de simetria da asa. Como é possível ver nas figuras 4.44 e 4.45, os valores estão muito próximos aos obtidos experimentalmente. No entanto, as simulações apresentam resultados diferentes de C_D e C_L para essa altura quando comparadas com o experimento e entre si. Acredita-se que a distribuição de pressão nas regiões mais próximas à ponta da asa possam estar contribuindo com essas diferenças. As alturas de maior intensidade do vórtice de aresta são diferentes entre a simulação e o experimento, como comentado em 4.4.3. Esses vórtices tem grande influência na distribuição de pressão na ponta da asa e podem causar essa diferença de C_L e C_D , mesmo para uma distribuição convergente de C_P no centro da asa. Infelizmente, o autor do trabalho experimental citado não colheu dados de distribuição de pressão em regiões mais próximas da ponta. Outro fator que pode contribuir para isso seria uma diferença nos valores obtidos para o arrasto de fricção. Mesmo com distribuições de pressão idênticas, diferenças no arrasto de fricção poderiam fazer com que os resultados experimentais e simulados fossem divergentes.

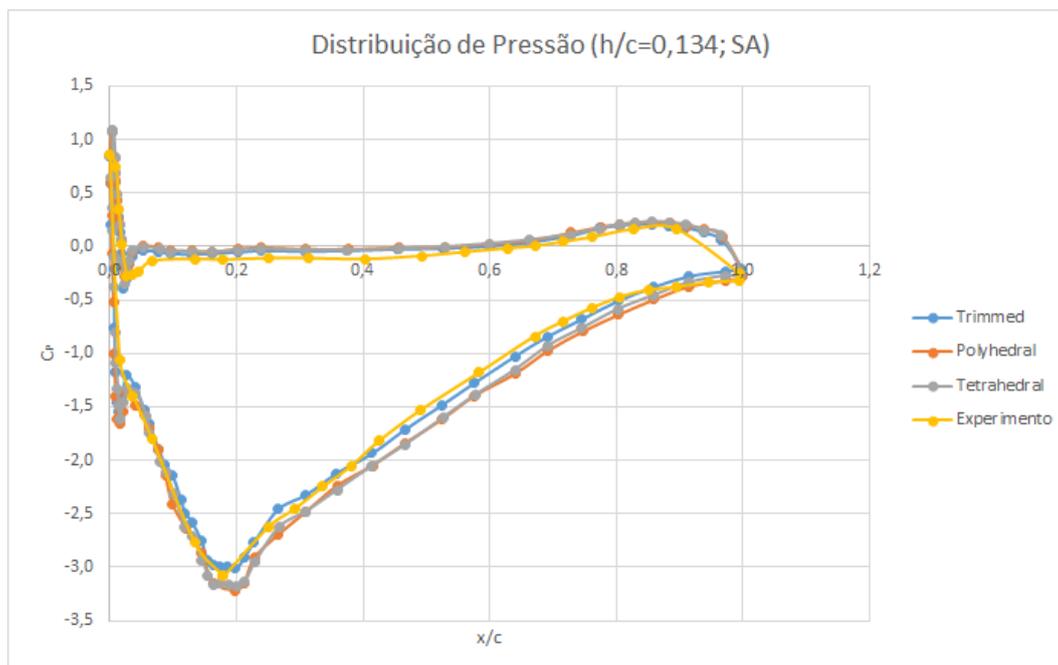


Figura 4.44: Distribuição de Pressão ao Longo da Corda no Plano de Simetria para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência S-A

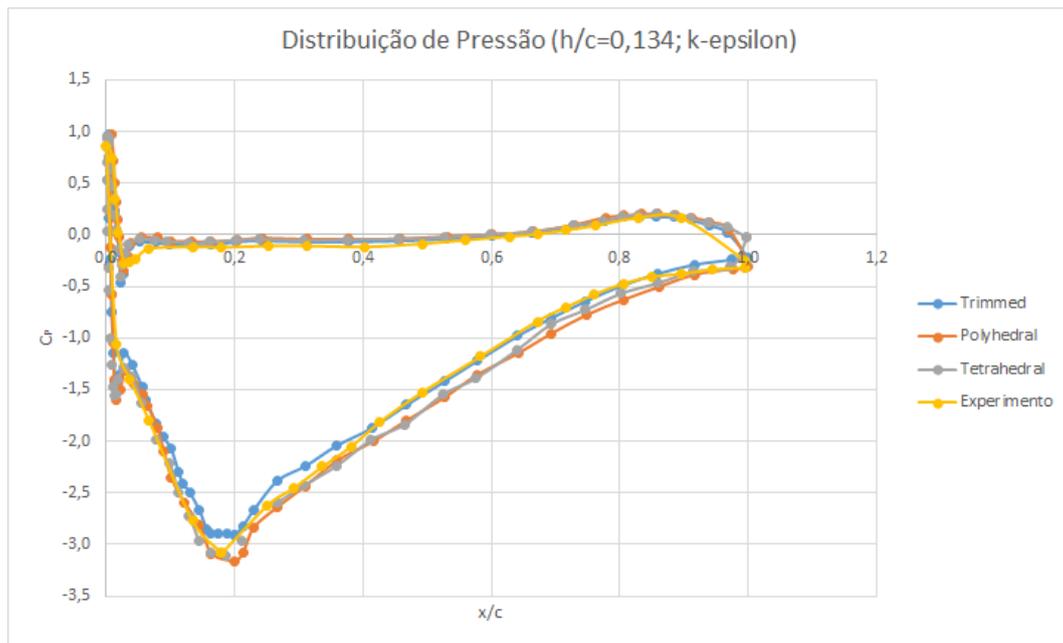


Figura 4.45: Distribuição de Pressão ao Longo da Corda no Plano de Simetria para $h/c = 0,134$ Utilizando Modelo de Turbulência k - ϵ

4.6 EFEITOS DE INSTALAÇÃO

Uma das possíveis explicações para as divergências entre os resultados computacionais e experimentais apresentadas neste trabalho pode estar relacionada aos efeitos de instalação. Enquanto as simulações computacionais foram realizadas em domínios grandes (4.1), os experimentos foram realizados em um túnel de vento no qual suas bordas estão relativamente próximas à asa e estruturas do escoamento. A figura 4.46 demonstra como a envergadura da asa tem um tamanho significativo em relação à largura do túnel.



Figura 4.46: Túnel de Vento Utilizado no Experimento

CAPITULO 5

CONCLUSÕES

A partir dos resultados obtidos neste trabalho, não é possível definir com clareza a abordagem e seleção de parâmetros que melhor se adequa ao tratamento deste tipo de problema. Cada combinação de modelos de simulação apresentavam melhores resultados para diferentes critérios em diferentes condições. Algumas performances notáveis foram: O modelo de turbulência $k - \varepsilon$ em gerar melhores resultados para o arrasto; O modelo de malha poliédrico em capturar os perfis de velocidade na camada limite e na esteira; e o modelo de malha tetraédrico, combinado ao modelo de turbulência $k - \varepsilon$, em prever a curva de sustentação em efeito solo.

Foi possível observar a reprodução de todos os fenômenos e estruturas de escoamento citados em literatura para este tipo de aplicação. E ainda, as estruturas encontradas e a altura para a qual elas eram desenvolvidas ou extinguidas estão de acordo com o comportamento das curvas de sustentação, evidenciando a sua influência e governância do problema.

As curvas de arrasto foram sempre superestimadas. O modelo $k - \varepsilon$ demonstrou uma melhor reprodução dos valores, enquanto que o modelo Spalart-Allmaras chegou a produzir dados com mais de 100% de erro. Acredita-se que a superestimação do arrasto esteja ligada ao fato do modelo RANS não estar capturando devidamente os efeitos das regiões de alto cisalhamento e descolamento da camada limite, já que são regiões de grande influência dos efeitos transientes, gerando assim maiores regiões de separação e consequentemente maior arrasto.

Foi observada a formação, intensificação e desintegração do vórtice de aresta (*edge vortex*). A região de maior intensidade desse vórtice estava próxima da região de maior derivada da curva de sustentação em efeito solo e a região de desintegração estava entre os pontos de máxima derivada e máximo da curva de sustentação. No entanto, as alturas de máxima intensidade de vórtice de aresta, para a simulação, apresentaram valores menores do que para o experimento. O mesmo aconteceu em relação a altura de desintegração do vórtice.

Os perfis de velocidade na camada limite apresentaram tendências semelhantes ao obtido experimentalmente, mas seus valores apresentaram um deslocamento em relação a curva prevista.

Todos os perfis de velocidade na esteira apresentam um déficit consideravelmente maior do que o obtido em túnel de vento. Entende-se que isso se deve aos maiores valores de coeficiente de arrasto.

A distribuição de pressão ao longo da corda central apresentou resultados muito

semelhantes aos obtidos em túnel de vento. É possível que as diferenças na formação do vórtice de aresta esteja alterando a distribuição de pressão nas regiões próximas a ponta da asa, o que causaria que os valores de C_L e C_D fossem diferentes, mesmo com o perfil de C_P na corda central sendo muito semelhante. Infelizmente o artigo experimental não disponibiliza dados de distribuição de pressão para regiões diferentes do plano de simetria para o caso com a utilização de transicionadores. Também é possível que esse diferença se deva ao arrasto de fricção.

CAPITULO 6

SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Sugere-se que trabalhos futuros se dediquem a quantificar as contribuições do cisalhamento e da pressão no coeficiente de arrasto. Estudos da asa sem efeito solo e de escoamento invíscido em efeito solo possivelmente poderiam adicionar informações relevantes para essa pesquisa. Também é interessante que sejam quantificados os valores de coeficiente de pressão ao longo da envergadura da asa, quantificando com maior refinamento a influência dos efeitos tridimensionais no escoamento.

Referências Bibliográficas

- ALHO e ILHA 2006 ALHO, A.; ILHA, A. Turbulência, simulação numérica de escoamentos complexos. *V Escola de Primavera em Transição e Turbulência-5ª EPTT, ABCM, Rio de Janeiro*, 2006.
- Anderson 2010 ANDERSON, J. J. D. *Fundamentals of aerodynamics*. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- Beard 1996 BEARD, B. T. *Wonderful Flying Machines: A History of US Coast Guard Helicopters*. [S.l.]: Naval Inst Press, 1996.
- Cui e Zhang 2010 CUI, E.; ZHANG, X. Ground effect aerodynamics. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, Wiley Online Library, 2010.
- Dominy 1992 DOMINY, R. Aerodynamics of grand prix cars. *Proceedings of the Institution of Mechanical engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*, Sage Publications, v. 206, n. 4, p. 267–274, 1992.
- FAA US Department of Transportation 2004 FAA US DEPARTMENT OF TRANSPORTATION, F. A. A.-F. S. S. . *Handbook, Airplane Flying*. [S.l.], 2004.
- Gessow 1945 GESSOW, A. Flight tests of the sikorsky hns-1 (army yr-4b) helicopter ii: Hovering and vertical-flight performance with the original and an alternate set of main-rotor blades, including a comparison with hovering performance theory. 1945.
- Houghton e Carpenter 2003 HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W. *Aerodynamics for engineering students*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2003.
- Katz 1985 KATZ, J. Calculation of the aerodynamic forces on automotive lifting surfaces. *Journal of fluids engineering*, American Society of Mechanical Engineers, v. 107, n. 4, p. 438–443, 1985.
- Knowles, Donoghue e Finnis 1994 KNOWLES, K.; DONOGHUE, D.; FINNIS, M. A study of wings in ground effect. In: *Loughborough University Conference on Vehicle Aerodynamics*. [S.l.: s.n.], 1994. v. 22, p. 1–13.
- Komissarov e Gordon 2010 KOMISSAROV, S.; GORDON, Y. *Soviet and Russian Ekranoplans*. [S.l.]: Midland, 2010.
- Laidlaw e Vilanova 2012 LAIDLAW, D. H.; VILANOVA, A. *New developments in the visualization and processing of tensor fields*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2012.
- Menter 1993 MENTER, F. R. Zonal two equation k-turbulence models for aerodynamic flows. *AIAA paper*, v. 2906, p. 1993, 1993.
- Ranzenbach e Barlow 1994 RANZENBACH, R.; BARLOW, J. B. *Two-dimensional airfoil in ground effect, an experimental and computational study*. [S.l.], 1994.

- Seljak 2008 SELJAK, G. Race car aerodynamics. *University of Ljubljana Faculty of mathematics and physics, Department of physics (2008-05)*, 2008.
- Spalart e Allmaras 1992 SPALART, P. R.; ALLMARAS, S. R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows. *AIAA journal*, v. 94, 1992.
- Spenser 1998 SPENSER, J. P. *Whirlybirds: A history of the US Helicopter Pioneers*. [S.l.]: University of Washington Press, 1998.
- Versteeg e Malalasekera 2007 VERSTEEG, H.; MALALASEKERA, W. An introduction to computational fluid dynamics: The finite volume method. Pearson Education, 2007.
- Werl 1963 WERL, H. Simulation de l'effet de sol au tunnel hydrodynamique (ground-effect simulation at the water-tunnel). *La Rech. Akrospatiale*, n. 95, p. 7–15, 1963.
- Werlè 1969 WERLÈ, H. Le tunnel hydrodynamique au service de l'industrie. *Sci. Tech. (Paris)*, v. 17, p. 35–42, 1969.
- Xin et al. 1999 XIN, H. et al. Ground effect aerodynamics of lifting rotors hovering above inclined ground plane. In: *17th Applied Aerodynamics Conference*. [S.l.: s.n.], 1999. p. 3223.
- Yunus e Cimbala 2006 YUNUS, A. C.; CIMBALA, J. M. Fluid mechanics: fundamentals and applications. *International Edition, McGraw Hill Publication*, p. 185–201, 2006.
- Zahm e Bear 1921 ZAHM, A. F.; BEAR, R. Ground-plane influence on airplane wings. *Journal of the Franklin Institute*, Elsevier, v. 191, n. 5, p. 687–693, 1921.
- Zerihan 2001 ZERIHAN, J. *An investigation into the aerodynamics of wings in ground effect*. Tese (Doutorado) — University of Southampton, 2001.
- Zerihan e Zhang 2000 ZERIHAN, J.; ZHANG, X. Aerodynamics of a single element wing in ground effect. *Journal of aircraft*, v. 37, n. 6, p. 1058–1064, 2000.
- Zhang, Toet e Zerihan 2006 ZHANG, X.; TOET, W.; ZERIHAN, J. Ground effect aerodynamics of race cars. *Applied Mechanics Reviews*, American Society of Mechanical Engineers, v. 59, n. 1, p. 33–49, 2006.

APÊNDICE A

| Suction surface | | Pressure surface | |
|-----------------|---------|------------------|--------|
| x/c | y/c | x/c | y/c |
| 0.0000 | 0.0000 | 0.0000 | 0.0000 |
| 0.0010 | -0.0076 | 0.0010 | 0.0079 |
| 0.0020 | -0.0107 | 0.0020 | 0.0109 |
| 0.0049 | -0.0168 | 0.0051 | 0.0173 |
| 0.0099 | -0.0228 | 0.0101 | 0.0232 |
| 0.0149 | -0.0266 | 0.0151 | 0.0271 |
| 0.0199 | -0.0294 | 0.0201 | 0.0300 |
| 0.0249 | -0.0320 | 0.0251 | 0.0313 |
| 0.0298 | -0.0345 | 0.0301 | 0.0322 |
| 0.0348 | -0.0369 | 0.0351 | 0.0330 |
| 0.0398 | -0.0393 | 0.0401 | 0.0338 |
| 0.0448 | -0.0416 | 0.0451 | 0.0346 |
| 0.0498 | -0.0438 | 0.0501 | 0.0354 |
| 0.0548 | -0.0460 | 0.0551 | 0.0361 |
| 0.0598 | -0.0481 | 0.0601 | 0.0369 |
| 0.0698 | -0.0520 | 0.0701 | 0.0382 |
| 0.0797 | -0.0557 | 0.0801 | 0.0395 |
| 0.0897 | -0.0591 | 0.0902 | 0.0407 |
| 0.0997 | -0.0622 | 0.1002 | 0.0417 |
| 0.1197 | -0.0676 | 0.1202 | 0.0436 |
| 0.1396 | -0.0718 | 0.1402 | 0.0451 |
| 0.1596 | -0.0750 | 0.1602 | 0.0463 |
| 0.1796 | -0.0769 | 0.1802 | 0.0472 |
| 0.1996 | -0.0778 | 0.2002 | 0.0480 |
| 0.2496 | -0.0762 | 0.2501 | 0.0498 |
| 0.2996 | -0.0732 | 0.3001 | 0.0515 |
| 0.3496 | -0.0692 | 0.3501 | 0.0527 |
| 0.3996 | -0.0645 | 0.4001 | 0.0534 |
| 0.4496 | -0.0590 | 0.4501 | 0.0537 |
| 0.4996 | -0.0526 | 0.5001 | 0.0535 |
| 0.5497 | -0.0454 | 0.5501 | 0.0529 |
| 0.5997 | -0.0373 | 0.6001 | 0.0518 |
| 0.6497 | -0.0285 | 0.6500 | 0.0503 |
| 0.6997 | -0.0188 | 0.7000 | 0.0482 |
| 0.7498 | -0.0083 | 0.7500 | 0.0456 |
| 0.7998 | 0.0031 | 0.8000 | 0.0438 |
| 0.8498 | 0.0152 | 0.8500 | 0.0443 |
| 0.8999 | 0.0282 | 0.9000 | 0.0479 |
| 0.9199 | 0.0336 | 0.9200 | 0.0502 |
| 0.9399 | 0.0392 | 0.9400 | 0.0530 |
| 0.9599 | 0.0449 | 0.9600 | 0.0562 |
| 0.9799 | 0.0507 | 0.9800 | 0.0599 |
| 0.9900 | 0.0537 | 0.9900 | 0.0619 |
| 1.0000 | 0.0567 | 1.0000 | 0.0640 |

Figura 6.1: *Coordenadas adimensionais do perfil com $\alpha = 1^\circ$ (Fonte: [Zerihan 2001])*