

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

ESTUDO NUMÉRICO DO CONTROLE PASSIVO DE CAMADA LIMITE VIA
GERADORES DE VÓRTICES EM PERFIL AERODINÂMICO DE UM VEÍCULO DE
COMPETIÇÃO

por

Paulo Augusto Soliman

Dissertação para obtenção do Título de
Mestre em Engenharia

Porto Alegre, Março de 2018

ESTUDO NUMÉRICO DO CONTROLE PASSIVO DE CAMADA LIMITE VIA
GERADORES DE VÓRTICES EM PERFIL AERODINÂMICO DE UM VEÍCULO DE
COMPETIÇÃO

por

Paulo Augusto Soliman
Engenheiro Mecânico

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, da
Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos
necessários para a obtenção do Título de

Mestre em Engenharia

Área de Concentração: Fenômenos de Transporte

Orientador: Prof. Dr. Sergio Viçosa Möller

Aprovada por:

Prof^a. Dr^a. Adriane Prisco Petry PROMEC/UFRGS

Prof. Dr. Fernando Marcelo Pereira PROMEC/UFRGS

Prof. Dr. Mario Eduardo Santos Martins DEM/UFSM

Prof. Dr. Jackson Manfredini Vassoler
Coordenador do PROMEC

Porto Alegre, 20 de Março de 2018

AGRADECIMENTOS

Agradeço à CAPES (Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior) pela concessão de bolsa durante todo o período de realização deste Mestrado.

Agradeço ao Professor Orientador Sergio Viçosa Möller e ao Professor Alexandre Vagtinski De Paula pelos ensinamentos, correções e por me guiarem ao longo do desenvolvimento deste trabalho.

Aos meus pais, Valcir Antonio Soliman e Maria Lúcia Soliman, sou eternamente grato pela educação ensinada e suporte incondicional. Agradeço a minha irmã, Marianna Soliman, pela irmandade e auxílios durante a redação deste texto. A minha namorada, Camila Oliveira, agradeço pela compreensão, incentivo e companheirismo.

A Equipe de Fórmula SAE da Universidade Federal de Santa Maria, Formula UFSM, local onde nutri maior parte das motivações para realizar este estudo, meu muito obrigado por disponibilizar a geometria do veículo.

RESUMO

O presente trabalho apresenta um estudo numérico dos efeitos da aplicação de geometrias geradoras de vórtices, com intuito de controlar passivamente a camada limite, em um perfil aerodinâmico que integra a asa traseira de multi elementos de um veículo de Fórmula SAE. As equações de Navier-Stokes com médias de Reynolds foram resolvidas utilizando o modelo $k-\omega$ SST (*Shear Stress Transport*) para o problema de fechamento da turbulência. Uma metodologia numérica padrão foi definida e utilizada nos diferentes casos analisados. Domínio de cálculo, malha, condições de contorno e critério de convergência foram escolhidos com base em norma SAE para análise numérica de escoamento externo em veículos terrestres. As camadas de volumes prismáticos próximos as superfícies com não-deslizamento foram dimensionadas de forma a resultar em um tratamento de parede adequado ao modelo de turbulência aplicado. O método GCI (*Grid Convergence Index*) foi utilizado para avaliar a qualidade da malha. Com o intuito de reduzir o custo computacional nos testes com diferentes configurações de geradores de vórtices, apenas parte de interesse do domínio de cálculo foi resolvido, impondo perfis de velocidade, energia cinética da turbulência e dissipação específica em sua entrada. Estas condições foram importadas da simulação com domínio completo resolvida. Para verificar a correta captação dos principais efeitos físicos envolvidos, comparações com resultados experimentais foram feitas para 2 casos com escoamentos representativos: o corpo de Ahmed e um perfil aerodinâmico com geradores de vórtices. Além disso, as diferenças entre resolver o domínio completo ou parcial foram estudadas em outro comparativo com resultados experimentais. Concluiu-se que a metodologia numérica foi capaz de obter os coeficientes aerodinâmicos, e suas tendências frente a mudanças de geometria, nos casos estudados. Resolver parcialmente o domínio, impondo perfis em sua entrada, acarretou em diferença nos coeficientes obtidos na ordem de 2% para o coeficiente de sustentação e 7% para o coeficiente de arrasto. O controle passivo via geradores de vórtices foi eficaz em atrasar a separação da camada limite no flap do veículo de Fórmula SAE, as melhoras nos coeficientes de arrasto e sustentação foram da ordem de 7% e 0,3%, respectivamente.

Palavras-chave: Força Descendente, Arrasto, Aerodinâmica Automotiva, CFD, RANS, Custo Computacional, Perfil Aerodinâmico Multi Elementos.

ABSTRACT

The present work is a numerical study of the effects of the application of vortex generating geometries, in order to passively control the boundary layer, in an aerodynamic profile that integrates a multi-element rear wing of a Formula SAE vehicle. The Reynolds Averaged Navier-Stokes equations were solved using the $k-\omega$ Shear Stress Transport model for the turbulence closure problem. A standard numerical methodology was defined and used in the different cases analyzed. Computational domain, mesh, boundary conditions and convergence criteria were chosen based on SAE standard for numerical analysis of external flow in land vehicles. The layers of prismatic volumes near the non-slip surfaces were dimensioned to result in a wall treatment suitable to the applied turbulence model. The Grid Convergence Index (GCI) method was applied to evaluate the mesh quality. In order to reduce the computational cost in tests with different vortex generators configurations, only the part of interest of the calculation domain was solved, imposing velocity, turbulent kinetic energy and specific dissipation profiles on its inlet. These conditions were imported from the full domain simulation already solved. To verify the correct capture of the main physical effects involved, comparisons with experimental results were made for 2 cases with representative flows: the Ahmed body and an aerodynamic profile with vortex generators. In addition, the differences between solving the complete or partial domain were studied in another comparative with experimental results. It was concluded that the numerical methodology was able to obtain the aerodynamic coefficients, and their tendencies against changes of geometry, in the cases studied. Partially solving the domain, imposing profiles at its entrance, resulted in a difference in the coefficients obtained in the order of 2% for the lift coefficient and 7% for the drag coefficient. The passive control via vortex generators was effective in delaying the separation of the boundary layer on the flap of the Formula SAE vehicle, the improvements in drag and lift coefficients were of the order of 7% and 0,3%, respectively.

Keywords: Downforce, Drag, Automotive Aerodynamics, CFD, RANS, Computational Cost, Multi-Element Airfoil.

ÍNDICE

1	INTRODUÇÃO.....	1
1.1	Motivação	1
1.2	Justificativa	4
1.3	Objetivos Gerais	5
1.4	Objetivos Específicos	6
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	7
2.1	Geradores de Vórtices.....	8
2.2	Fluidodinâmica Computacional Aplicada a Automóveis	20
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	31
3.1	Fluido e Forças Atuantes	31
3.2	Aerodinâmica de Automóveis de Competição	35
4	METODOLOGIA.....	39
4.1	Modelagem Matemática	39
4.1.1	Equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds	39
4.1.2	Fechamento da Turbulência.....	40
4.1.3	Tratamento de Parede	43
4.1.4	Método dos Volumes Finitos.....	44
4.2	Domínio de Cálculo, Condições de Contorno e Critério de Convergência	47
4.3	Malha	48
4.4	Estudo de Independência de Malha	49
4.5	Imposição De Perfis como Condição de Contorno de Entrada.....	51
4.6	Definição e Visualização de Vórtices: Critério-Q	52
5	RESULTADOS	55
5.1	<i>Benchmarks</i>	55
5.1.1	Gerador de vórtices	55
5.1.2	Corpo de Ahmed.....	61
5.1.3	Imposição de Perfis como Condição de Contorno de Entrada	65
5.2	Aplicação dos Geradores de Vórtices no Veículo	72
6	CONCLUSÕES.....	84

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	86
APÊNDICE A – Tabela utilizada para estimativa de y^+	97
APÊNDICE B – Tabela utilizada para cálculo do GCI	98
APÊNDICE C – Resíduos das simulações numéricas	99
APÊNDICE D - y^+ para o caso do veículo de FSAE	100
ANEXO I - Publicação aceita durante a Dissertação	101

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 - Chaparral 2E CanAm [Adaptado de Motortrend, 2017]	1
Figura 1.2 - Veículo de FSAE da Universidade de Missouri/Roula em 1991 [Adaptado de MST FSAE, 2017]	2
Figura 1.3 - Geradores de vórtices na asa dianteira de um Mercedes F1 W06 [Adaptado de Franky F1 Aerodynamics , 2015].	3
Figura 1.4 - Geradores de vórtices na parte inferior da dianteira de um protótipo Oreca 03 Nissan [Adaptado de Mulsanne's Corner, 2014].	3
Figura 1.5 - Geradores vórtices montado no Halo (dispositivo de proteção do <i>cockpit</i>) em testes do veículo de F1 Haas VF-18 [Adaptado de Formula 1, 2018].	4
Figura 1.6 - Asa traseira do veículo de FSAE da Universidade de Monash [Adaptado de Monash Motorsport, 2017].	5
Figura 2.1 - Escoamento ao redor da esfera: (a) Lisa; (b) Com arame de tropeço [Adaptado de Van Dyke, 1988].	7
Figura 2.2 - Coeficiente de arrasto em cilindros circulares, com variação de rugosidade [Adaptado de Schlichting, 1968].	8
Figura 2.3 - Geradores de Vórtices: (a) Kuethe; (b) Wheeler [Adaptado de Rao e Kariya, 1988].	8
Figura 2.4 - Características geométricas de GVs do tipo palheta triangular na configuração: (a) Co-rotativa; (b) Contra-rotativa [Adaptado de Godard e Stanislas, 2006].	9
Figura 2.5 - Posicionamento dos GVs em configuração: (a) de cruzeiro, baixo arrasto (GVs dentro do perfil principal); (b) de alta sustentação, GVs atuando no controle da CL [Adaptado de Lin, 1999].	12
Figura 2.6 - Gurney flap montado em perfil aerodinâmico [Adaptado de Katz, 1995]	15
Figura 2.7 - Degrau no contato pneu/solo [Adaptado de Diasinos, 2015].	27
Figura 2.8 - Amostragem da esteira aerodinâmica como plano de entrada [Adaptado de Newbon et al., 2015].	28
Figura 3.1 - Camada limite ao longo de uma placa plana, transição laminar/turbulenta [Adaptado de Katz, 1995].	31

Figura 3.2 - Gradiente de pressão adverso e a separação da camada limite em um cilindro circular [Adaptado de Schlichting, 1968].....	32
Figura 3.3 - Separação da camada limite: (a) escoamento em torno de um corpo com separação (S = ponto de separação); (b) linhas de corrente próximo ao ponto de separação; (c) distribuição de velocidades próximo ao ponto de separação (PI = ponto de inflexão) [Adaptado de Schlichting, 1968].....	32
Figura 3.4 - Perfis de velocidade para escoamento turbulento em um duto liso [Adaptado de Çengel e Cimbala, 2014].	34
Figura 3.5 - Componentes das forças aerodinâmicas e área frontal [Adaptado de Katz, 1995]	35
Figura 3.6 - Efeito Venturi: (a) Tubo de Venturi; (b) Veículo de F1 Red Bull Racing RB6 [Adaptado de Rendle, 2011].....	36
Figura 3.7 - Terminologia de asa com dois elementos [Adaptado de McBeath, 2006].	37
Figura 3.8 - Visualização de vórtices de ponta de asa [Adaptado de Van Dyke, 1988].	38
Figura 3.9 - (a) Vórtices de ponta de asa e (b) Placas de extremidade [Adaptado de Katz, 1995].	38
Figura 4.1 - Volume de controle arbitrário [Adaptado de ANSYS, 2013a].....	44
Figura 4.2 - Exemplo de perfil amostrado.....	51
Figura 4.3 - Imposição de perfis na entrada do domínio (dimensões em mm).	52
Figura 4.4 - Visualização via Critério-Q de desprendimento oblíquo de vórtices atrás de um cilindro [Adaptado de Möller e Silvestrini, 2004].....	54
Figura 5.1 - Perfil NACA 4415 com geradores de vórtices (dimensões em mm).....	56
Figura 5.2 - Domínio de cálculo e condições de contorno para perfil NACA 4415 (dimensões em mm).....	57
Figura 5.3 - Malha gerada para perfil NACA 4415 com GVs.	57
Figura 5.4 - Contornos de velocidade no plano central: (a) Perfil liso; (b) Perfil com GVs....	58
Figura 5.5 - Contornos de velocidade em planos paralelos a entrada do domínio a: (a) 32% da corda; (b) 36% da corda.....	59
Figura 5.6 - Vórtices isolados via isosuperfícies do Critério-Q para perfil NACA 4415.	59
Figura 5.7 – Principais características dimensionais do corpo de Ahmed (dimensões em mm).	61

Figura 5.8 - Domínio de cálculo e condições de contorno para o corpo de Ahmed (dimensões em mm).....	62
Figura 5.9 – Malha gerada para o corpo de Ahmed.	62
Figura 5.10 - Espessura da camada limite próxima ao solo a montante do corpo.....	63
Figura 5.11 - Contornos de velocidade no plano de simetria.	63
Figura 5.12 - Vórtices isolados via isosuperfícies do Critério-Q para o corpo de Ahmed.....	64
Figura 5.13 - Geometria para o estudo da imposição de perfis como condição de contorno de entrada (dimensões em mm).....	65
Figura 5.14 - Domínio para o estudo da imposição de perfis como condição de contorno de entrada (dimensões em mm).....	66
Figura 5.15 - Malha gerada para o estudo da imposição de perfis como condição de contorno de entrada.....	67
Figura 5.16 - Contornos de velocidade no plano de simetria.	68
Figura 5.17 - Gráficos dos coeficientes aerodinâmicos variando com o <i>offset</i> e com a separação adimensionais.	70
Figura 5.18 - Diferenças nos coeficientes obtidos entre os dois métodos numéricos avaliados.	70
Figura 5.19 - Distâncias para avaliação de S'	71
Figura 5.20 - Dimensões utilizadas na nomenclatura do perfil Benzinger 183-125 [Adaptado de Benzinger, 2012].	74
Figura 5.21 - (a) Protótipo na pista e (b) geometria em CAD, já simplificada.	74
Figura 5.22 - Dimensões externas do protótipo, em detalhe o degrau no contato pneu/solo (dimensões em mm)..	75
Figura 5.23 - Asa traseira e posicionamento dos GVs (dimensões em mm).....	75
Figura 5.24 - Domínios de cálculo, completo e parcial, para o veículo de FSAE.....	76
Figura 5.25 – Malha gerada para o veículo de FSAE.....	76
Figura 5.26 - Vista lateral de contornos de velocidade no plano de simetria central para diferentes ângulos de ataque testados, com e sem GVs.	79
Figura 5.27 - Plano paralelo e distante 1095 mm com relação ao solo, logo após os GVs (dimensões em mm).	81
Figura 5.28 - Vista superior de contornos de velocidade no plano definido na Figura 5.27....	82

Figura 5.29 - Vista da traseira do veículo de FSAE, vórtices isolados via isosuperfícies do Critério-Q.	82
Figura C.1 - Exemplo de resíduos obtidos em simulações dos <i>benchmarks</i>	99
Figura C.2 - Exemplo de resíduos obtidos em simulações do veículo de FSAE.	99
Figura D.1 - Contornos do y^+ na parede para caso do veículo de FSAE.....	100

LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1 - Resumo da modelagem matemática	39
Tabela 5.1 - Comparação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos para perfil NACA 4415. ..	60
Tabela 5.2 - Comparação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos para o corpo de Ahmed. ..	64
Tabela 5.3 - Diferenças percentuais entre coeficientes de sustentação e arrasto obtidos de forma numérica vs. obtidos de forma experimental da literatura.....	71
Tabela 5.4 - Comparação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos para o veículo de FSAE... ..	77
Tabela 5.5 - Coeficientes aerodinâmicos da asa traseira para os testes realizados.	80
Tabela A.1 - Exemplo de utilização de tabela para estimativa do y^+ em um dos casos.....	97
Tabela B.1 - Exemplo de utilização de tabela para cálculo do GCI em um dos casos.....	98

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

AOA	<i>Angle of attack</i>
CAD	<i>Computer-aided design</i>
CAFV	<i>Computer aided flow visualization</i>
CFD	<i>Computational fluid dynamics</i>
CL	<i>Camada limite</i>
DDES	<i>Delayed detached eddy simulation</i>
DES	<i>Detached eddy simulation</i>
DNS	<i>Direct numerical simulation</i>
ERCOFTAC	<i>European Research Community On Flow, Turbulence and Combustion</i>
GCI	<i>Grid convergence index</i>
FSAE	<i>Fórmula SAE</i>
GV	<i>Gerador de vórtices</i>
IDDES	<i>Improved delayed detached eddy simulation</i>
LDV	<i>Laser doppler velocimeter</i>
LES	<i>Large eddy simulation</i>
PISO	<i>Pressure-Implicit with Splitting of Operators</i>
PIV	<i>Particle image velocimetry</i>
RAM	<i>Random Access Memory</i>
RANS	<i>Reynolds-averaged Navier-Stokes</i>
RSM	<i>Reynolds stress model</i>
SA	<i>Spalart-Allmaras</i>
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
SIMPLE	<i>Semi Implicit Linked Equations</i>
SIMPLEC	<i>Semi Implicit Linked Equations – Consistent</i>
SST	<i>Shear stress transport</i>
TDMA	<i>Tridiagonal matrix algorithm</i>
URANS	<i>Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Constante do EWT
a_{nb}	Coefficiente linearizado para ϕ_{nb}
a_p	Coefficiente linearizado para ϕ
a_1	Função de mistura do modelo $k-\omega$ SST
a^*	Constante de amortecimento da viscosidade turbulenta
A	Área (m ²)
A_f	Área da face (m ²)
b	Constante do EWT
B	Termo fonte no Método dos Volumes Finitos
c_c	Corda do <i>canard</i> (m)
c_w	Corda da asa (m)
c_{GV}	Posição do GV ao longo da corda (m)
C_D	Coefficiente de arrasto
C_L	Coefficiente de sustentação
C_S	Coefficiente de força lateral
d	Distância horizontal entre o <i>canard</i> e a asa (m)
DN	Número de dimensões para o GCI
D	Arrasto (N)
D_ω	Termo de difusão cruzada
D_ω^+	Porção positiva do termo de difusão cruzada do modelo $k-\omega$ SST
f	Termo fonte da escala de velocidade
f_i	Solução discreta para malha mais refinada
f_j	Solução discreta para malha menos refinada
F_1	Função de mistura do modelo $k-\omega$ SST
F_2	Função de mistura do modelo $k-\omega$ SST
F_S	Fator de segurança do GCI

G_k	Produção de turbulência (m^2/s^3)
G_ω	Produção de turbulência (m^2/s^3)
k	Energia cinética da turbulência (m^2/s^2)
L	Sustentação (N)
N_i	Número de elementos no domínio para malha mais refinada
N_j	Número de elementos no domínio para malha menos refinada
O_c	<i>Offset</i> adimensional
p	Ordem de convergência do GCI
p'	Termo de correção de pressão no SIMPLE
P'	Valor de p na iteração anterior no GCI
Q	Parâmetro do Critério-Q
r_{ij}	Razão de refinamento do GCI
Re	Número de Reynolds
Re_c	Número de Reynolds calculado com base na corda
Re_c	Número de Reynolds calculado com base o diâmetro
Re_l	Número de Reynolds calculado com base no comprimento
S	Força lateral (N)
S'	Espaçamento adimensional
S_k	Módulo da taxa média de deformação do tensor das tensões
S_ϕ	Termo fonte no Método dos Volumes Finitos
S_ω	Módulo da taxa média de deformação do tensor das tensões
S_{ij}	Taxa de deformação do tensor do gradiente de velocidade
t	Tempo (s)
U_∞	Velocidade do escoamento (m/s)
u_i	Velocidade em i (m/s)
u_j	Velocidade em j (m/s)
u^+	Função do <i>EWT</i>
u^*	Velocidade de fricção (m/s)
ν	Viscosidade cinemática (m^2/s)
V	Volume da célula (m^3)
w	Fator de relaxação do GCI

y^+	Distância adimensional da parede
y'	Altura da primeira camada de prismas (m)
y_c	Distância vertical entre o <i>canard</i> e a asa (m)
Y_k	Dissipação da turbulência para k (m^2/s^3)
Y_ω	Dissipação da turbulência para ω (m^2/s^3)
α_2	Ângulo do segundo flap ($^\circ$)
β	Função do GCI
$\beta_{i,1}$	Constante do modelo $k-\omega$ SST
$\beta_{i,2}$	Constante do modelo $k-\omega$ SST
ϵ	Erro relativo do GCI
ε	Taxa de dissipação da energia cinética da turbulência (m^2/s^3)
ρ	Massa específica (kg/m^3)
ω	Taxa específica de dissipação da turbulência (1/s)
δ_{ij}	Delta de Kronecker
δ	Espessura da camada limite (m)
μ_t	Viscosidade turbulenta ($N.s/m^2$)
τ_ϕ	Coefficiente de difusão de ϕ
Γ_k	Difusividade efetiva de k
Γ_ω	Difusividade efetiva de ω
Γ_ϕ	Difusividade efetiva de ϕ
Γ	Função de mistura do <i>EWT</i>
ϕ	Quantidade escalar geral para Método dos Volumes Finitos
Ω_{ij}	Taxa de rotação do tensor do gradiente de velocidade
Φ_1	Termo da função de mistura do modelo $k-\omega$ SST
Φ_2	Termo da função de mistura do modelo $k-\omega$ SST
σ_k	Número de Prandtl para turbulência
σ_ω	Número de Prandtl para turbulência
$\sigma_{k,1}$	Constante do modelo $k-\omega$ SST
$\sigma_{\omega,1}$	Constante do modelo $k-\omega$ SST
$\sigma_{k,2}$	Constante do modelo $k-\omega$ SST
$\sigma_{\omega,2}$	Constante do modelo $k-\omega$ SST

1 INTRODUÇÃO

1.1 Motivação

O automóvel em que a aplicação do controle passivo de camada limite via geração de vórtices será estudada é um veículo de FSAE (Fórmula SAE). O programa FSAE é promovido mundialmente pela SAE (*Society of Automotive Engineers*) e também pelo IMechE (*Institution of Mechanical Engineers*) sob nome de *Formula Student*. Trata-se de uma competição de projeto de engenharia para estudantes de graduação e pós-graduação onde o objetivo é desafiar as equipes a desenvolver e construir um carro monoposto do tipo fórmula (veículo para apenas um ocupante, com rodas colocadas fora do corpo principal, utilizado especialmente em esportes à motor) com o melhor pacote geral de projeto, construção, desempenho e custo.

Historicamente, segundo McBeath, 2006, a primeira tentativa de utilização de um perfil com o objetivo de gerar sustentação negativa ou força descendente (em inglês *downforce*) em uma competição automobilística data de 1956, quando o engenheiro suíço Michael May fixou uma asa acima do *cockpit* de seu Porsche Spyder, porém ela foi considerada ilegal pelos comissários da prova. O primeiro uso de fato é amplamente creditado a Jim Hall, dez anos depois, com seu Chaparral 2E, apresentado na Figura 1.1. Muito antes disso a indústria automotiva aproveitava-se de, e desenvolvia, conhecimentos aerodinâmicos para tornar os veículos de rua mais rápidos e/ou energeticamente eficientes. Segundo Hucho, 1987, desde meados de 1900 existem automóveis com formas esbeltas visando reduzir o arrasto aerodinâmico.



Figura 1.1 - Chaparral 2E CanAm [Adaptado de Motortrend, 2017]

Tratando-se de FSAE, a história do desenvolvimento aerodinâmico é análoga a das categorias principais do automobilismo (guardadas as devidas proporções devido a diferenças na natureza das competições, velocidades, orçamentos, etc): asas, efeito solo, regulamentos mais desafiadores e recente utilização proposital de vórtices. Segundo a organização da competição (SAE International, 2005) a primeira aparição considerável de asas em uma competição de FSAE foi em 1991, com as Universidades de Michigan e Missouri/Roula utilizando asas acima da cabeça do piloto, como mostra a Figura 1.2.



Figura 1.2 - Veículo de FSAE da Universidade de Missouri/Roula em 1991 [Adaptado de MST FSAE, 2017]

Como o objetivo principal dos programas *Formula SAE/Student* é fomentar a indústria com alunos que participaram deles, e boa parte acaba sendo absorvida pela área automotiva, de competição ou não, existe forte ligação entre o desenvolvimento dos três tipos de veículos já citados. Corroborar com isso o fato de que as montadoras prestam suporte financeiro e técnico às equipes e à própria competição, sendo que a troca de conhecimentos pode ser benéfica para ambos.

Testar uma geometria geradora de vórtices e checar sua aplicabilidade em um veículo de FSAE é uma das motivações do presente trabalho. Todavia, a maior motivação é entender os mecanismos de funcionamento. Como os vórtices são utilizados neste caso? Como eles interagem com a camada limite fluidodinâmica? Desta forma esse conhecimento pode ser estendido e auxiliar no entendimento da utilização de outras estruturas vorticais, comuns nas categorias de topo do esporte a motor atual. Soares et al.,

2014 relatam uma conversa com um Aerodinamicista Sênior de uma equipe de F1 em que este recomenda, a quem quiser entender o funcionamento aerodinâmico de um veículo moderno da categoria, o estudo de estruturas vorticiais, formações e coerências, pois a força descendente destes veículos está fortemente relacionada com estas estruturas. Para Hussain, 1986, uma estrutura coerente é uma massa de fluido conectada que tem vorticidade com correlação de fase instantânea ao longo de sua extensão espacial. Exemplos de aplicações de geradores de vórtices no esporte a motor são apresentados nas Figura 1.3, 1.4 e 1.5.

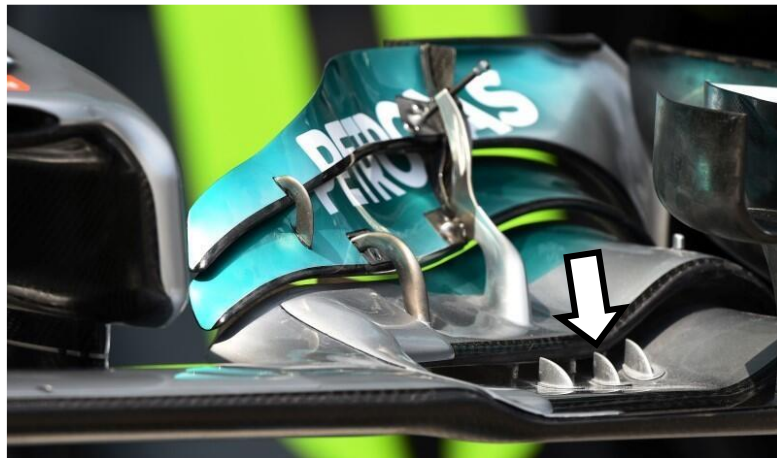


Figura 1.3 - Geradores de vórtices na asa dianteira de um Mercedes F1 W06 [Adaptado de Franky F1 Aerodynamics , 2015].

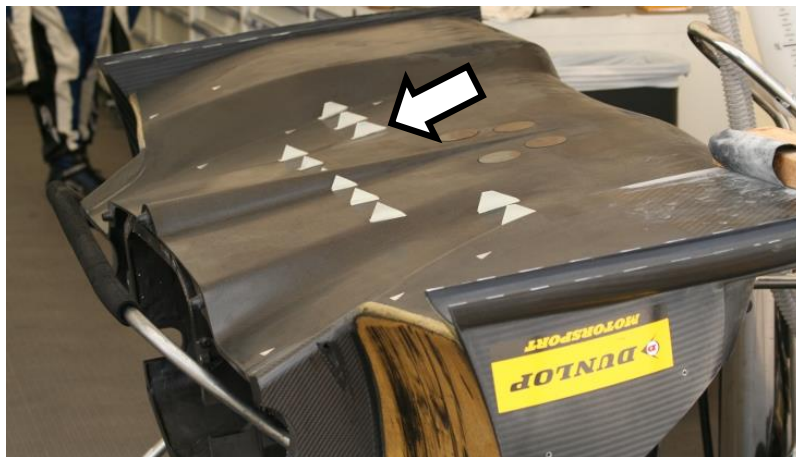


Figura 1.4 - Geradores de vórtices na parte inferior da dianteira de um protótipo Oreca 03 Nissan [Adaptado de Mulsanne's Corner, 2014].



Figura 1.5 - Geradores vórtices montado no Halo (dispositivo de proteção do *cockpit*) em testes do veículo de F1 Haas VF-18 [Adaptado de Formula 1, 2018].

1.2 Justificativa

O estudo numérico do controle da camada limite fluidodinâmica em perfis aerodinâmicos de um veículo de Fórmula SAE contribui para o entendimento inicial dos mecanismos físicos envolvidos, e suas consequências no escoamento. Além disso, a metodologia utiliza como base ferramentas numéricas sólidas, amplamente utilizadas industrialmente, porém, propõem simplificações com o intuito de reduzir o custo computacional entre iterações do projeto, ou possibilitar simulações quando o recurso computacional não é suficiente para uma análise resolvendo o modelo inteiro. A validade da metodologia é aferida via comparações com trabalhos experimentais da literatura.

Esta metodologia pode gerar interesse não só de equipes de Fórmula SAE ou de aplicações semelhantes que não tenham recurso computacional suficiente para realizar simulações do caso completo, mas também de quem deseja agilizar os processos iterativos do projeto. A análise dos geradores de vórtices em si colabora mais especificamente para aplicações em asas compostas de perfis multi elementos, comuns em diversos veículos de competição e praticamente unânimes em FSAE. Devido às relativas baixas velocidades impostas pelo regulamento através dos circuitos demarcados

por cones, o limitante para os projetistas comumente são os volumes que podem ser ocupados por elementos aerodinâmicos, e não o arrasto máximo tolerado. Isto resulta em asas com ângulos de ataque elevados, com diversos elementos para controlar a separação da camada limite, como exemplifica a Figura 1.6, que mostra a asa do veículo de FSAE da Monash Motorsport, com 4 elementos (1 perfil principal e 3 flaps) e ângulo de ataque bastante elevado no último flap, como destacado.



Figura 1.6 - Asa traseira do veículo de FSAE da Universidade de Monash [Adaptado de Monash Motorsport, 2017].

O presente estudo também visa responder se os geradores de vórtices podem contribuir para um maior controle da camada limite nessas situações, e se isso implica em maior força descendente gerada.

1.3 Objetivos Gerais

O objetivo geral do presente trabalho é avaliar numericamente, via código comercial, quais os efeitos causados pelo controle de camada limite fluidodinâmica com geradores passivos de vórtices nos coeficientes aerodinâmicos de uma asa traseira de um veículo de Fórmula SAE.

1.4 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos podem ser listados como:

- Definir uma metodologia numérica (tamanho do domínio, malha, condições de contorno e critério de parada) com embasamento teórico, avaliar sua qualidade via GCI (*Grid Convergence Index*), e aplicá-la nos casos simulados;
- Comparar os resultados numéricos obtidos via metodologia adotada com valores experimentais da literatura. Primeiramente a comparação será feita com 2 casos com escoamentos semelhantes aos de interesse do presente estudo: perfil aerodinâmico com geradores de vórtices e corpo de Ahmed. Como última comparação, será verificada a viabilidade de resolver apenas parte do domínio de interesse, impondo perfis amostrados da solução com domínio completo na entrada do domínio parcial;
- Utilizar uma definição quantitativa para visualização de regiões de vórtices. Ou seja, aplicar um método baseado em formulação matemática, que permita isolar e visualizar os vórtices;
- Aplicar um gerador de vórtices, com geometria baseada na literatura, na asa traseira de um veículo de Fórmula SAE. Utilizando a metodologia numérica estabelecida, serão avaliados os efeitos de diferentes configurações de geradores de vórtices nos coeficientes aerodinâmicos, associando as mudanças com visualizações geradas no pós-processamento.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Antes de iniciar a revisão dos geradores de vórtices, é importante comentar que previamente à sua pesquisa e utilização, outras técnicas baseadas no mesmo princípio (de que uma camada limite turbulenta pode suportar maior gradiente adverso de pressão antes de sua separação) eram conhecidas. Pode-se citar a utilização de arames de tropeço, ou da própria rugosidade superficial para adiantar a transição para uma CL (camada limite) turbulenta. Segundo Schlichting, 1968 e Prandtl em 1914, estudando o escoamento ao redor de uma esfera, mostrou que a CL pode artificialmente tornar-se turbulenta, com a aplicação de um arame de tropeço, a um Re (número de Reynolds) menor do que se tornaria para a esfera lisa. O resultado é o adiantamento do Re crítico, quando ocorre elevada queda do coeficiente de arrasto, devido a queda no arrasto de pressão ocasionado pela redução da separação da CL, quando esta se torna turbulenta. A Figura 2.1 mostra visualização em água de casos semelhantes aos estudados por Prandtl, 1914. Nota-se como o ponto de separação da CL é atrasado e a redução na esteira após o corpo.

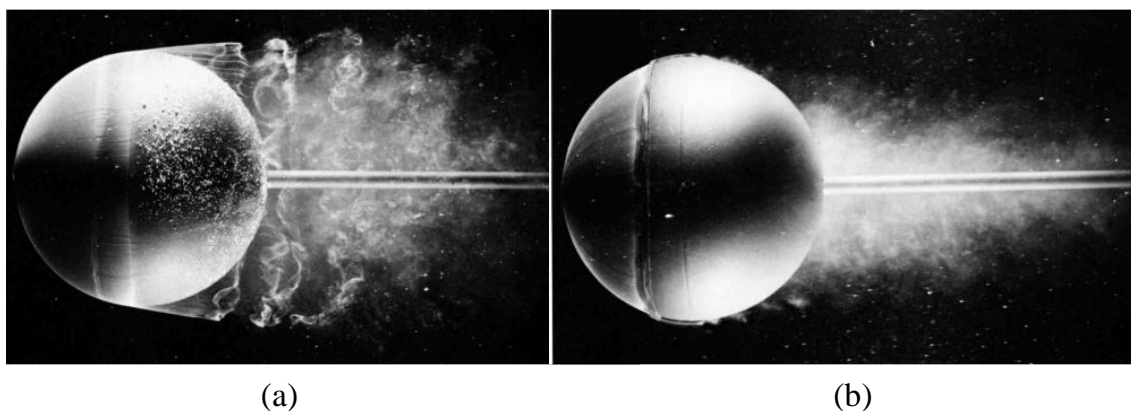


Figura 2.1 - Escoamento ao redor da esfera: (a) Lisa; (b) Com arame de tropeço

[Adaptado de Van Dyke, 1988].

Em corpos rombudos a rugosidade tem efeito semelhante ao do arame de tropeço [Schlichting, 1968]. Fage e Warsap, 1930, mostraram, via estudo da influência da rugosidade no escoamento ao redor de cilindros circulares, que o Re crítico decresce com o aumento da rugosidade relativa (que é a razão entre a rugosidade e o diâmetro do cilindro). Para certas faixas de Re , o coeficiente de arrasto diminuiu com o aumento da rugosidade, como pode ser visto na Figura 2.2.

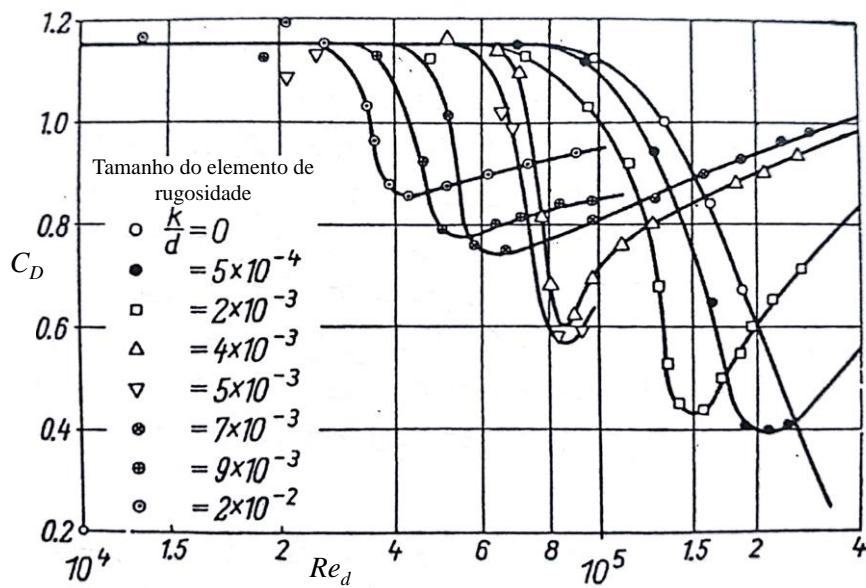


Figura 2.2 - Coeficiente de arrasto em cilindros circulares, com variação de rugosidade [Adaptado de Schlichting, 1968].

2.1 Geradores de Vórtices

A primeira aparição de geometrias conhecidas como geradores passivos de vórtices no intuito de controlar a camada limite fluidodinâmica é atribuída a Taylor, 1948, utilizando-os para prevenção da separação em um difusor de um túnel vento. Kuethe, 1970, obteve patente americana de sua geometria geradora de vórtices, que consiste em relevos com seção transversal semi-circular que se estendem formando um zigue-zague perpendicular à direção do escoamento. Wheeler, 1983, obteve patente americana de suas geometrias para evitar separação no escoamento. A Figura 2.3 ilustra o GV de Kuethe e uma das formas de controle de Wheeler.

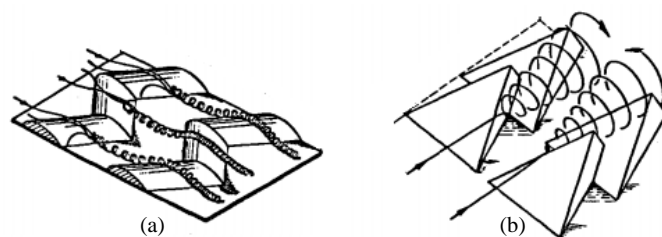


Figura 2.3 - Geradores de Vórtices: (a) Kuethe; (b) Wheeler [Adaptado de Rao e Kariya, 1988].

Outro marco importante no estudo de GVs data do final dos anos 80. Rao e Kariya, 1988, reduziram a altura dos GVs, que até então eram iguais ou maiores que a espessura da CL (camada limite), para aproximadamente 62,5% da espessura total da CL no ponto. Os autores realizaram experimentos em uma placa plana atingindo a separação da CL via gradiente de pressão adverso obtido com um difusor. Com isso esperavam reduzir o arrasto parasita (viscoso) sem afetar a funcionalidade dos GVs. Concluíram que os GVs com altura menor que a espessura da CL, que batizaram de GVs submersos, podem alcançar níveis de performance melhores que os convencionais quando dispostos de forma correta. E também que sua performance é sensível a alguns parâmetros, tais como: altura, comprimento, ângulo e espaçamento entre os GVs.

Lin et al., 1989, levaram ao túnel de vento da NASA em Langley uma seção de teste semelhante a uma rampa, que ocasionava separação no escoamento nas condições de teste ($Re = 9000$). Nela aplicaram diversas técnicas de controle passivo de camada limite, dentre elas: ranhuras na superfície, transferência de quantidade de movimento com sangria via superfícies porosas e geradores de vórtices. Dentre os GVs, foram testados os patenteados por Wheeler em 1984 e os tradicionais, também conhecidos como do tipo palheta (*vane type*) no formato contra-rotativo. A Figura 2.4 apresenta as principais características de GVs do tipo palheta triangular, em configurações co-rotativa e contra-rotativa.

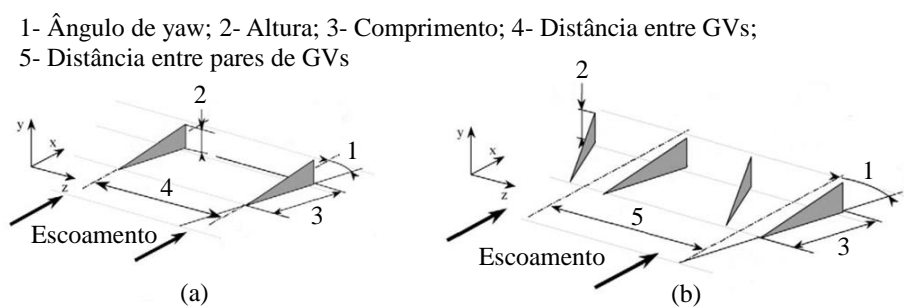


Figura 2.4 - Características geométricas de GVs do tipo palheta triangular na configuração: (a) Co-rotativa; (b) Contra-rotativa [Adaptado de Godard e Stanislas, 2006].

Encorajados pelos bons resultados de Rao e Kariya, 1988, Lin et al., 1989, testaram alturas de GVs que vão de 10% a 80% da espessura total da CL, caracterizando-

os como GVs submersos. É interessante ressaltar que nessa época, aplicações desse tipo de controle de camada limite em veículos comerciais terrestres já eram estudadas, apesar de pouco ou não publicadas. Em seu texto os Autores afirmam que testes de uma indústria de grandes semi-reboques atingiram economia de até 10% no consumo de combustível com seu uso. Os principais resultados deste estudo foram: todos os GVs testados diminuíram a distância de recolamento e aumentaram a recuperação de pressão estática na superfície, sendo que o do tipo palheta, com altura igual a 80% a espessura da CL, apresentou a maior recuperação de pressão entre todos os dispositivos testados, mas ao custo de um aumento no arrasto. A superfície porosa piorou ambos os fatores. As ranhuras apresentaram diferentes resultados dependendo de sua configuração.

Lin et al., 1990, conduziram estudo análogo ao citado anteriormente, porém com novas técnicas para evitar a separação, incluindo controles ativos como jatos geradores de vórtices e o resfriamento da parede. Com respeito aos geradores de vórtices foram testados o modelo patenteado por Wheeler e do tipo fúrcula (do inglês *furcula* ou *wishbone*, "osso da sorte", que recebeu este nome devido à sua semelhança com o osso bifurcado encontrado em aves). Concluíram que ambos os GVs, com alturas entre 0,1 e 0,2 vezes a espessura da CL, foram efetivos no controle da separação. Além disso, que a localização ótima na direção do escoamento fica entre 3 a 10 vezes a altura do GV a montante do ponto de separação sem controle. Outra observação importante é que a diminuição demasiada da altura impede a correta atuação dos GVs. Com alturas abaixo de 0,05 vezes a altura da CL (equivalente a um y^+ aproximadamente igual a 150, segundo os autores), os GVs do tipo fúrcula demonstraram um efeito adverso na recuperação de pressão estática e adiantaram a separação.

Gad-el-hak e Bushnell, 1991, fizeram uma extensa revisão de grande parte dos métodos de controle de separação estudados até então. Em um escopo mais aprofundado apresentam os mecanismos que levam à separação e seus tipos, fazendo uso de textos clássicos como o de Schlichting, 1968. Tratando-se da geração passiva de vórtices, os Autores explicam que os vórtices contra-rotativos forçam grandes regiões de vorticidade a afastar-se da superfície e, conseqüentemente, não são tão eficientes como os dispositivos co-rotativos. No entanto, os vórtices co-rotativos com espaçamento excessivamente estreito acabam por cancelar a vorticidade mutuamente, concluindo então que o espaçamento entre os GVs é crítico neste caso. Os Autores recomendam algumas práticas de projeto para GVs tradicionais como: utilizar seção retangular ou triangular,

ângulos de *yaw* menores que 15° e altura da ordem da espessura da CL. Para disposição co-rotativa o espaçamento na direção perpendicular ao escoamento deve ser maior que 3 vezes a altura do dispositivo para evitar o cancelamento mútuo da vorticidade. Para dispositivos contra-rotativos, a distância ótima fica entre 4 e 5 vezes a altura do dispositivo, ainda que essa configuração não sofra o cancelamento mútuo. Apesar do guia prático apresentado, os autores reiteram que GVs com altura na ordem de magnitude da espessura da CL estão associados a valores consideravelmente altos de arrasto parasita. Citam o trabalho de Rao e Kariya, 1988, como uma segunda fase de otimização dos GVs, e alegam que grande quantidade de movimento está disponível próximo à superfície, não sendo necessário utilizar dispositivos com ordem de magnitude da espessura da CL para energizá-la. Porém, alertam que os GVs submersos são bastante sensíveis à sua localização ao longo do corpo na direção do escoamento, devendo ser posicionados próximos ao ponto de separação sem controle. Como o ponto de separação base muitas vezes é difícil de prever (mesmo nos tempos atuais com modernos códigos de CFD, esta discussão ainda é oportuna), ressaltam que os GVs tradicionais ainda tem aplicabilidade neste tipo de situação, pois não exigem um posicionamento tão específico em relação ao ponto de separação.

Smith, 1994, baseado em alguns trabalhos experimentais publicados, questionou-se: A forma do GV é vital para sua função? Arestas são benéficas ou é melhor arredondá-las? Quais são os efeitos do deslocamento e fator de forma a jusante? São estes fatores determinantes no sucesso ou falha de um sistema gerador de vórtices? Quantidade de movimento é transferida para a parede ou da parede? Se ambos, qual é mais benéfico? Na tentativa de responder essas perguntas o Autor resolveu as equações governantes para um sistema do tipo vórtice tridimensional analiticamente, quando suas simplificações o permitem, e computacionalmente via método de Crank-Nicolson. O domínio de cálculo incluiu GVs semelhantes aos de Wheeler, 1984, porém com apenas uma fileira e devido a sua altura em relação a espessura da CL caracterizam-se como submersos. O Autor concluiu qualitativamente que benefícios podem ser obtidos com formas não arredondadas, com maior proximidade entre os GVs e com certo aumento em seu volume, dentro de um limite.

Lin, 1999, aplicou o conhecimento obtido em seus estudos experimentais prévios em um aerofólio em configuração de alta sustentação. O aerofólio em questão foi desenvolvido pela McDonnell Douglas Aerospace e é formado por 3 elementos: um perfil

principal com um *slat* e um flap, ambos móveis. Tanto o *slat* como o flap são elementos normalmente com menor corda, localizados respectivamente no bordo de ataque e de fuga do perfil principal. Segundo Lin, a fonte de quantidade de movimento que os micro GVs utilizam para transferência neste caso é o jato proveniente do espaçamento formado entre os perfis, e que esta fonte tem um pico em aproximadamente 1% da corda do flap. Foram analisados GVs triangulares chamados asa delta (do inglês *delta-wing*) e trapezoidais com alturas iguais a 0,45% e 0,18% da corda do flap, respectivamente. Estas alturas representam uma ocupação de no máximo 50% da região do escoamento abaixo do pico de velocidade, caracterizando-os como micro GVs. Com a finalidade de avaliar o melhor posicionamento na direção do escoamento, GVs foram posicionados a 19%, 25% e 33% da corda do flap. Estes valores foram selecionados pois a separação sem GVs ocorria aproximadamente a 45% da corda. Além disso, foram testadas configurações contra e co-rotativas, e algumas dimensões dos GVs foram ligeiramente alteradas levando em conta observações realizadas em trabalhos anteriores (aumento no ângulo de *yaw* de 15° para 23° e espaçamento entre GVs). Concluiu-se que o melhor resultado foi obtido com o micro GV contra-rotativo trapezoidal localizado a 25% da corda do flap. Com isso o ponto de separação foi atrasado de 45% para 85% da corda, com ganhos de 10% na sustentação, diminuição de 50% no arrasto, resultando em aumentos na eficiência do perfil (sustentação sobre o arrasto) da ordem de 100%. Outro interessante ponto levantado por Lin foi o de que os micro GVs na posição ótima encontrada ficariam escondidos dentro da asa quando o flap estivesse retraído (configuração de baixo arrasto), o que resultaria em um aumento da eficiência em configuração de alta sustentação sem acréscimo de arrasto em cruzeiro, este esquema é exemplificado na Figura 2.5.

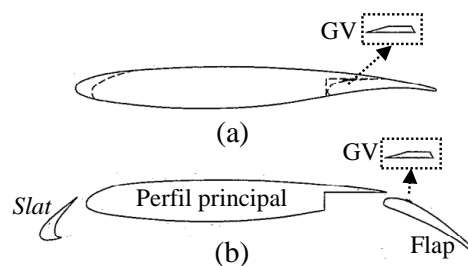


Figura 2.5 - Posicionamento dos GVs em configuração: (a) de cruzeiro, baixo arrasto (GVs dentro do perfil principal); (b) de alta sustentação, GVs atuando no controle da CL [Adaptado de Lin, 1999].

Godard e Stanislas, 2006, iniciam seu texto enunciando que a atuação de um gerador de vórtices deve acontecer suficientemente acima do ponto de separação para que os mecanismos não lineares tenham tempo suficiente para se desenvolver, aumentando a transferência de quantidade de movimento entre a CL e o escoamento livre com auxílio de estruturas coerentes "ótimas", acionadas por um atuador "ótimo". É natural concluir que projetar um atuador "ótimo" com estruturas coerentes "ótimas" significa um profundo entendimento da física em uma camada limite turbulenta. Até então, os autores usualmente utilizavam óleo para visualização do escoamento, sensores de pressão estática na superfície e medições do perfil de velocidades para comparar a efetividade dos GVs. Neste estudo os autores fizeram o uso de técnicas mais avançadas, como a anemometria de fio quente, medições da tensão de cisalhamento na parede via sensor de filme quente e PIV (velocimetria por imagem de partículas). A espessura da chapa utilizada para manufatura dos GVs, por vezes negligenciada, foi especificada como sendo igual a 0,5 mm. Foram testados micro GVs do tipo palheta com seção retangular e triangular, com parâmetros iniciais semelhantes aos sugeridos por Lin, 1999, que foram variados em busca de resultados melhores que os já alcançados na literatura. O corpo que causava separação era constituído de uma saliência na superfície plana, semelhante a uma lombada (sendo batizado de *bump* pelos autores).

As principais conclusões do estudo de Godard e Stanislas, 2006, foram: a seção transversal triangular obteve resultados melhores (ordem de 20%) em comparação a retangular, e também apresentou menor arrasto. De acordo com a maior parte dos estudos prévios a configuração co-rotativa foi menos efetiva. A diferença média ficou na ordem de 100%. A efetividade dos GVs é sensível ao ângulo de *yaw*, sendo que seu valor ótimo ficou em torno de 18°. A razão de aspecto (comprimento sobre altura) dos GVs não se mostrou muito influente nos resultados, sendo que valores próximos a 2 foram utilizados para este parâmetro. A razão de aspecto transversal (distância entre eixos de simetria sobre distância entre bordos de fuga do par de GVs) mostrou melhores resultados com seu valor em 2,5. Foram testados valores na faixa de 1 a 3 para evitar ejeção dos vórtices para longe da parede, fenômeno que não foi observado. Estes valores estão um pouco abaixo dos encontrados nos trabalhos de Pearcey, 1961 e Lin, 1999, porém são semelhantes aos reportados por Lin, 1991, Betterton et al., 2000 e Angele, 2003. Por último, para a altura dos GVs, foi observado um ganho monotônico quando as alturas excederam 0,2 vezes a altura da CL, resultado diferente de boa parte da literatura segundo

os próprios autores. Outra notável observação feita é de que a alta transferência de quantidade de movimento em direção à parede parece ser muito mais sensível à altura do dispositivo do que a baixa transferência de quantidade de movimento para fora dela.

Shan et al., 2008, investigaram numericamente métodos ativos e passivos de controle da separação em regime subsônico em um perfil NACA 0012 com ângulo de ataque de 6° . Os autores utilizaram os *benchmarks* de escoamento no degrau e em torno de um cilindro para validar sua solução numérica baseada no método de fronteira imersa. Foram testados GVs em configuração contra-rotativa do tipo palheta triangular, porém com bordo de fuga circular, possibilitando que o GV gire em torno do seu centro. Deste modo os dispositivos podem ficar totalmente retraídos, formando ângulo de 0° com a superfície do perfil, ou totalmente expostos formando ângulo de $30,96^\circ$. No método de controle passivo estudado, os GVs ficaram estáticos e totalmente expostos. Já no ativo, oscilaram da posição retraída para exposta em ciclo definido como uma função senoidal com frequência específica, que é igual à frequência de desprendimento de vórtices encontrada na simulação base, sem nenhum tipo de controle. Concluíram que ambos os métodos foram efetivos no controle da separação, sendo que o passivo reduziu a zona de separação em mais de 80%, enquanto que o ativo a eliminou completamente, analisando-se o escoamento médio temporal. Porém, nenhum ganho significativo foi notado nos coeficientes de arrasto e sustentação, fato que foi atribuído pelos Autores ao baixo ângulo de ataque do perfil.

Kuya et al., 2009, estudaram o controle da separação utilizando GVs em uma asa dianteira, sob efeito solo, de um veículo de competição. Colaborou ainda com o trabalho um integrante da equipe Williams F1. A investigação foi totalmente experimental utilizando o túnel de vento da Universidade de Southampton, no Reino Unido. A velocidade de escoamento livre e do solo simulado via esteira foi de 30 m/s, resultando em um número de Reynolds igual a 450.000 em relação à corda. Foi utilizado um modelo em escala 80% baseado na asa dianteira de um F1 Tyrrell 026 1998. Esse modelo é formado pelo perfil principal baseado no NASA GA(W) LS(1)-0413, sem o flap presente no carro, e com *end plates* simplificadas. Foram testados GVs do tipo palheta retangular em três configurações: contra-rotativos e co-rotativos sub-camada limite, com altura de 2 mm, e contra-rotativos de grande escala, com altura de 6 mm. Todos foram construídos em chapas de alumínio com 0,6 mm de espessura, em pares com separação medida entre bordos de ataque igual a 4 vezes sua altura. A separação entre os pares foi variada entre

2, 4 (padrão para o resto das medições) e 8 mm apenas para a configuração contra-rotativa sub-camada limite. Todas as configurações foram fixadas ao longo da asa com distância, medida entre os bordos de ataque da asa e dos GVs, igual a 0,537 vezes a corda. Os Autores observaram melhor desempenho nos GVs com configuração contra-rotativa sub-camada limite na maioria das situações, apresentando melhoras de até 26% na força descendente e 10% na eficiência (razão força descendente/arrasto). Quanto ao espaçamento entre os pares, nenhuma diferença significativa notada entre 2 e 4 mm, para 8 mm menor ganho foi reportado. Os Autores concluem qualitativamente que GVs ajudam a reduzir os efeitos de histerese ocasionados pela separação do escoamento e que potenciais ganhos podem ser obtidos combinando seu uso com Gurney flaps e asas multi elementos. Gurney flap consiste em uma pequena aba plana, instalada a 90° do bordo de fuga do perfil, como ilustra a Figura 2.6. O vórtice formado a jusante do Gurney flap auxilia no atraso da separação da CL [Katz, 1995]. Além disso, Kuya et al., 2009, afirmam que no esporte a motor diferentes níveis de força descendente e força descendente/arrasto são exigidos, e que os GVs apresentam ganhos mais favoráveis em um cenário que demanda maior força descendente, como em um circuito com menos retas e mais curvas de baixa/média velocidades.

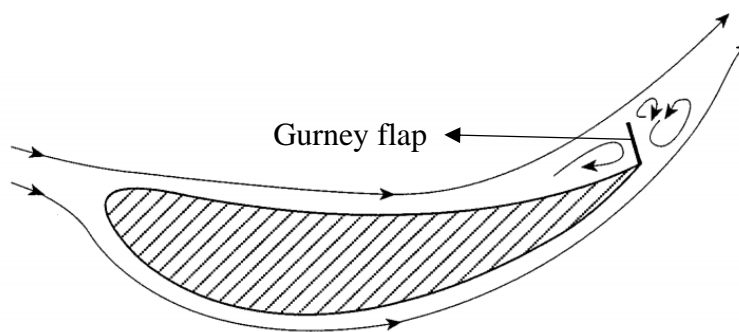


Figura 2.6 - Gurney flap montado em perfil aerodinâmico [Adaptado de Katz, 1995]

Souckova et al., 2009, aplicaram as técnicas de design exploradas por Lin, 2002, e Godard e Stanislas, 2006, em um perfil NACA 63A421 com um flap. Para o posicionamento dos GVs ao longo da corda necessitavam prever o ponto de separação, o fizeram numericamente: uma malha estruturada foi criada via software Gambit e resolvida no código Fluent considerando regime permanente e escoamento incompressível. As condições de contorno foram velocidade prescrita na entrada de 14,3

m/s ($Re=200,000$) com intensidade de turbulência igual a 0,25%, pressão atmosférica na saída e simetria para as paredes do túnel. Para turbulência foi utilizado modelo de 2 equações $k-\omega$ SST e discretização *upwind* de segunda ordem foi selecionada. Além do ponto de separação outro parâmetro de projeto foi obtido através de CFD, a espessura da CL para determinar a altura dos GVs. A simulação mostrou que para o caso do perfil com 0° de ângulo de ataque e flap defletido a 45° a separação se iniciava logo no bordo de ataque do flap. A segunda parte do trabalho trata então de aplicar os GVs e ensaiar o modelo em túnel de vento, utilizando tufo de lã (do inglês *wool tufts*) para observar o comportamento da CL. Duas configurações de GVs foram testadas, ambas produzindo vórtices contra-rotativos: GVs tipo palheta triangular com altura igual a 0,37 vezes a espessura da CL, posicionados a montante do ponto de separação base a uma distância igual a 57 vezes sua altura, com ângulo de *yaw* de 18° ; e também GVs tipo palheta retangular com altura igual a 0,2 vezes a espessura da CL, posicionados a montante do ponto de separação base a uma distância igual a 10 vezes sua altura, com ângulo de *yaw* de 25° . Concluíram que com 45° de deflexão no flap os GVs não apresentaram redução na separação da CL.

Lengani et al., 2011, avaliaram experimentalmente o controle da separação e perdas utilizando GVs de perfil baixo. A seção de teste foi projetada para prover gradiente de pressão adverso semelhante ao encontrado em difusores de motores aeroespaciais, os GVs foram aplicados em uma placa plana horizontal, onde também foram coletados dados de pressão via transdutores de pressão, e de velocidade via LDV (*laser doppler velocimeter*). No restante das paredes da seção foi aplicada sucção na CL para evitar interação com os planos de medição e consequentemente efeito de bloqueio. Os GVs trapezoidais de perfil baixo foram dispostos em configuração co-rotativa, 95 mm a montante do ponto de separação noticiado sem controle, que ocorria a 350 mm da entrada da seção. Sua altura foi de 20% a espessura da CL no ponto, o que resultou em 16 mm, distância entre cada GV igual a espessura da CL no ponto, 80 mm e ângulo de *yaw* de 23° . Devido a tridimensionalidade intrínseca do escoamento com controle a perda de pressão global foi computada através de um balanço do fluxo de pressão total no domínio. Com base nos ensaios concluíram que os GVs foram efetivos na redução das perdas de pressão, reduzindo-as em 50% em comparação direta com o caso não controlado.

Van de Wijdeven e Katz, 2014, estudaram a aplicação de GVs sob efeito solo. Levaram a um túnel de vento com velocidade de 53,6 m/s uma placa plana com GVs do

tipo palheta retangular próxima a outra placa plana lisa, com o intuito de reproduzir parcialmente o assoalho de um veículo de competição e o solo, avaliaram sua capacidade de gerar sustentação, arrasto e a pressão em planos perpendiculares ao escoamento a jusante dos GVs. Para verificar o argumento de que o incremento na sustentação é proveniente apenas da aceleração do escoamento causada pelo bloqueio local na área de passagem quando inseridos os GVs, testaram uma configuração com perfis NACA 0012 a 0° de ângulo de *yaw* no lugar dos GVs, causando mesmo efeito de bloqueio porém sem gerar vórtices. Nenhuma geração de sustentação foi percebida nessa configuração o que confirma a eficácia dos vórtices. Quando o ângulo dos perfis foi aumentado para 20° , gerando vórtices nos bordos de fuga, comportamento semelhante ao com GVs foi notado reforçando a teoria de que a geração de sustentação é um efeito das estruturas vorticais e não apenas resultado do bloqueio. Foram ainda analisados os comportamentos dos GVs a diferentes distâncias e angulações (denominadas *rake* ou *pitch angle*) em relação ao solo. Os resultados indicaram aumento na sustentação com a redução da distância para o solo e para ângulos de pitch negativos (dianteira do veículo mais baixa que a traseira, situação que é comumente utilizada em corridas, como na Fórmula 1).

Utilizando controle ativo através da injeção de quantidade de movimento via jato plano em um perfil NACA 0012 com ângulo de ataque de 12° a um número de Reynolds igual a 10^5 , Soares et al., 2014, analisaram numericamente o efeito da turbulência sobre um mecanismo de recolamento da camada limite.. O canal para injeção foi posicionado a meia corda no extradorso do perfil, o domínio foi subdividido via ICEM CFD em elementos exclusivamente hexaédricos formando uma malha de bloco estruturado. A primeira camada de volumes próxima a parede tem espessura de cerca de 5×10^{-6} mm a fim de manter o y^+ menor que 1, 10 camadas perpendiculares a parede foram utilizadas, totalizando cerca de 10^6 volumes para todo o domínio tridimensional. Para solução das equações foi utilizado o código independente UNSCYFL3D, modelo de fechamento de turbulência $k-\varepsilon$, discretização de 2ª ordem e algoritmo SIMPLE (*Semi Implicit Linked Equations*), critério de resíduos de 10^{-6} para regime permanente e 10^{-4} para regime transiente. Foram realizadas simulações sem controle, apenas com o canal, porém sem injeção, e com diferentes velocidades de injeção, concluindo que a própria geometria do canal gera vórtices e que mesmo sem o jato já se observa o atraso no descolamento da CL, quanto as velocidades dos jatos observou-se que quanto maior, maior quantidade de

movimento injetada e mais o descolamento é suprimido, porém esta relação não se mostrou linear.

Manolesos e Voutsinas, 2015, investigaram experimentalmente o escoamento em um perfil sofrendo separação tridimensional com GVs. O perfil em questão foi um NTUA-t18, avaliado em um número de Reynolds igual a $0,87 \times 10^6$, os GVs do tipo palheta triangular na configuração contra-rotativa foram utilizados com altura igual a espessura da CL no ponto, 6 mm, com posição axial a 0,3% da corda e 20° de *yaw*. O conceito de células de estol é citado, que são estruturas vorticiais coerentes formadas com a separação da CL em ângulos de ataque suficientemente elevados. Os GVs contribuem, então, para evitar a formação de células de estol. Para avaliar o escoamento foram utilizados transdutores de pressão e PIV. Observaram que os GVs atrasaram em 5° a formação de células de estol, para ângulo de ataque de 15° , aumentando a sustentação máxima em 44%. Em ângulos de ataque pré-estol os GVs acarretaram um aumento de 0,002 no C_D .

Rice et al., 2016, analisaram geradores de vórtice estáticos e dinâmicos em um perfil NACA 0012 com flap comum defletido. Os GVs aplicados foram do tipo palheta retangular em configuração co-rotativa. Parte do experimento foi realizado numericamente e parte experimentalmente. Para a parte numérica foram resolvidas as URANS (equações médias de Reynolds em regime transiente) com modelo de Spalart-Allmaras para o fechamento da turbulência. O código implementado foi o AcuSolve, comercializado pela Altair Engineering. O estudo experimental foi realizado em túnel de vento com intensidade de turbulência menor que 0,2% e velocidade máxima de 50 m/s, sendo utilizada a velocidade de 25 m/s correspondendo a $Re = 9,1 \times 10^5$ baseado na corda, o modelo foi instrumentado com 96 pontos de aferição de pressão e PIV também foi utilizado para comparação com os resultados computacionais. O estudo numérico testou 2 alturas de GVs, igual e metade da espessura da CL no ponto, e 3 posições ao longo da corda. Como a altura do GV varia com a espessura da CL que por sua vez varia com a posição ao longo da corda, as alturas tiveram de ser atualizadas para cada posição. Apenas os GVs estáticos foram analisados computacionalmente. No geral todas as configurações apresentaram aumento na razão sustentação/arrasto e redução na sustentação, no arrasto, nas flutuações das forças na média temporal e na frequência de desprendimento de vórtices com relação a simulação do perfil sem GVs. Os GVs mais altos apresentaram melhores resultados e a posição mais perto do flap utilizada se saiu melhor na maior parte das situações. A comparação numérico/experimental demonstrou boa correlação entre os

perfis de velocidade da CL. Experimentalmente, também foi realizado o estudo dos GVs dinâmicos, estes oscilavam periodicamente a 50 Hz, procurando atingir a frequência de desprendimento de vórtices na região separada, alguns resultados deste estudo foram inconclusivos e apenas com o aumento do espaçamento entre os GVs foi observada pequena vantagem na utilização da configuração dinâmica em relação a estática.

Fouatih et al., 2016, otimizaram o controle passivo da CL em um perfil NACA 4415 utilizando GVs. Os Autores selecionaram os do tipo palheta em configuração contra-rotativa por concluírem ser os com melhor performance baseados em sua revisão da literatura. As formas triangular e retangular foram testadas, variando: espessura, ângulo de *yaw*, espaçamento e a sua localização ao longo da corda. O processo de otimização foi conduzido via experimental, uma balança de três componentes foi utilizada para mensurar os coeficientes aerodinâmicos enquanto sensores de pressão foram utilizadas para a obtenção das distribuições de pressão no perfil. O resultado sem GVs foi comparado com a literatura para verificar a metodologia aplicada. Espessuras de 0,25 mm e 1 mm foram testadas e resultaram em um aumento de 10,6% e 7,1% no C_L máximo, respectivamente em comparação ao teste sem GVs, com pequena diferença no C_D , indicando vantagem na utilização de menor espessura. No caso da localização ao longo da corda aumentos no C_L máximo de 10,6% para 30% da corda, 11,3% para 40% da corda e 7,8% para 50% da corda, com pouca diferença no arrasto parasita, concluindo que o posicionamento ótimo para os GVs triangulares situa-se a 40% da corda. Quanto ao ângulo de *yaw*, para obtenção de maior C_L máximo o ângulo de 20° mostrou-se mais eficaz, atrasando o estol de 13° para 16° e aumentando 15,4% o C_L máximo no caso dos GVs retangulares e de 13° para 17° e aumentando 17,1% o C_L máximo no caso dos GVs triangulares. Devido ao acréscimo no arrasto parasita a maiores ângulos de *yaw*, o ponto ótimo para eficiência do perfil ficou em torno de 11-12°. Para as distâncias entre GVs testadas, 3 e 5 mm, pouca diferença foi notada nos resultados, com variações na ordem de 2-3% nos coeficientes. Foram testados GVs tradicionais, com altura da ordem da espessura da CL de 5 mm para este caso, e GVs submersos com altura igual a 3 mm. Para maior C_L máximo GVs com altura da ordem da espessura da CL obtiveram melhores resultados, 16,4% de aumento contra 10,6% para os submersos. Quando o foco é a eficiência os GVs submersos levam vantagem devido ao menor arrasto parasita, aumento de até 8,85% na razão sustentação/arrasto foi atingido com os GVs triangulares. Testes com GVs em série também foram realizados. Os GVs tradicionais foram posicionados a

29% da corda e logo atrás, a 30% da corda GVs submersos foram instalados, estes com dimensões iguais a 3/5 das dimensões dos GVs a montante. Com esta configuração o C_L máximo foi aumentado até 21,3%. A eficiência no entanto piorou devido ao grande incremento no arrasto parasita.

Saindo das aplicações até então comentadas, GVs atualmente são utilizados em pás de turbinas eólicas para reduzir a separação da CL, aumentando a energia produzida. Além disso colaboram para redução do ruído gerado. A 3MTM comercializa GVs, com geometria própria para instalação em pás de turbina de eixo horizontal. Segundo a fabricante (3MTM, 2018), a correta aplicação dos GVs proporciona ganhos de 2 a 3% na energia anual produzida.

2.2 Fluidodinâmica Computacional Aplicada a Automóveis

Han, 1989, na época engenheiro da General Motors, analisou computacionalmente o escoamento turbulento ao redor do corpo de Ahmed. Código próprio foi utilizado para resolver as equações médias de Reynolds, aplicando o conceito de viscosidade turbulenta e modelo de turbulência $k-\varepsilon$ para obter o fechamento das equações. As equações governantes foram discretizadas via método dos volumes finitos, para o acoplamento pressão-velocidade foi utilizado o algoritmo PISO (*Pressure-Implicit with Splitting of Operators*), e para resolver as equações de transporte o TDMA (*tridiagonal matrix algorithm*). O domínio foi dimensionado para ter 5 vezes o comprimento do corpo na esteira, foi imposta velocidade, energia cinética da turbulência e sua dissipação na entrada, pressão na saída, e não deslizamento nas paredes. A condição inicial especificada foi um campo de escoamento potencial obtido via método dos painéis. Foi aplicada função de parede logarítmica. Segundo o Autor, no experimento de Ahmed, o coeficiente de arrasto viscoso variou entre 0,047 e 0,051, e que, como este é um corpo rombudo, a contribuição do arrasto viscoso é pequena frente ao arrasto de pressão. O coeficiente de arrasto previsto pelo código variou entre 0,047 e 0,055. O coeficiente de arrasto total computado foi de 0,33, para inclinação no final do corpo de 0°, maior que os 0,25 determinados experimentalmente, a diferença foi atribuída ao baixo valor de pressão previsto para a base devido ao tratamento dado a turbulência e por erros numéricos. Esse comportamento também foi observado com o aumento da inclinação. O Autor concluiu que a maior parte das características essenciais, como a formação dos vórtices no bordo

de fuga e o escoamento reverso na região de separação, foram previstas numericamente, mas que o modelo de turbulência subestimou a pressão na base do corpo fazendo com que o coeficiente de arrasto fosse levemente superestimado.

Takagi, 1990, fez uma revisão das aplicações computacionais em aerodinâmica automotiva, destacando o uso no auxílio para visualização de escoamentos, CAFV (*computer aided flow visualization*). Esta técnica consiste em utilizar dados experimentais para computação gráfica. Outra forma de utilizar a computação para estudos aerodinâmicos mencionada é o cálculo das variáveis do escoamento de forma computacional, via CFD. O Autor afirma que os métodos experimentais e numéricos utilizados na aerodinâmica de automóveis são bastante semelhantes aos aeronáuticos, porém como os automóveis são normalmente menos aerodinâmicos que as aeronaves os problemas se tornam mais complexos. Diversos exemplos de escoamentos envolvidos são citados: externo, no compartimento do motor, na cabine de passageiros, dentro do motor de combustão, etc. Quanto aos métodos de CFD propriamente ditos, o Autor afirma que em um primeiro estágio o mais utilizado era o método dos painéis por sua boa adaptação a escoamentos tridimensionais. Porém este considera um escoamento potencial, tendo atrito com a parede nulo e a integração da pressão ao longo da superfície leva em conta o paradoxo de D'Alembert. Como o escoamento apresenta elevada separação, esta metodologia não é adequada, alguns meios para contornar essa limitação foram testados porém nenhum conseguiu lidar com os efeitos viscosos corretamente. O caminho adotado então é a resolução das equações de Navier-Stokes via: conceito de médias de Reynolds modelando a turbulência com $k-\varepsilon$, ou via simulação direta (DNS ou *Direct Numerical Simulation*). Revisão semelhante foi feita por Dhaubhadel, 1996, na ocasião engenheiro da Ford Motor Company, que destaca a aplicabilidade do CFD industrialmente para: melhorias no projeto do produto, redução de custos e tempo de ciclo, aumentar o entendimento dos fenômenos físicos envolvidos no escoamento para melhorar os testes e validações. O Autor afirma que o modelo de turbulência mais utilizado é o $k-\varepsilon$ porém que um consenso sobre qual modelo utilizar é inexistente, e que casos com DNS aplicado em automóveis já eram encontrados na literatura porém que a técnica envolve custo computacional muito elevado para torná-la viável no processo de projeto. O Autor conclui que LES e RSM estavam em estágio de desenvolvimento e a aplicação para qualquer geometria real não era viável.

Himeno e Fujitani, 1993, pesquisadores da Nissan Motor Co., utilizaram código próprio para resolver o escoamento externo e no compartimento do motor de um automóvel com spoiler traseiro a um $Re = 9 \times 10^6$ baseado em seu comprimento. O código resolvia as equações da continuidade, Navier-Stokes e Poisson para pressão para um escoamento incompressível e transiente. O método implícito de segunda ordem de Euler foi aplicado nas derivações temporais, os termos convectivos foram discretizados utilizando método *upwind* de terceira ordem e para outras derivações espaciais foi aplicado diferença central de segunda ordem. A malha foi gerada via transformação multi blocos a partir da superfície em CAD, resultando em 1,3 milhões de nós para o caso de escoamento apenas externo e 2,2 milhões para o caso externo incluindo compartimento do motor, levando 20 horas para convergência no supercomputador CRAY Y-MP8/664. Chegaram a resultados com diferença de em média 0,01 em relação ao experimental e concluíram que a metodologia é efetiva e uma ferramenta prática para projetistas apesar do relativo longo tempo de computação.

Ahmed e Demoulin, 2002, no período ligados a Renault/Powertrain Technology Department, fizeram uma revisão do estado da arte das simulações em CFD utilizadas na indústria automotiva. Segundo eles no início tratamentos Lagrangianos eram aplicados nos códigos e em 1980 surgiu a primeira aplicação do Método dos Volumes Finitos, com formulação integral, que permitiu lidar com malhas não ortogonais e tridimensionais. Paralelamente também eram desenvolvidos códigos com foco na indústria automotiva. Na indústria em geral a utilização de análise numérica data do começo dos anos 80, bastante limitada pela capacidade de computação. O poder dos CPUs foi multiplicado por mais de 100 em 10 anos e a memória passou de algumas centenas de KBs para centenas de GB, o que permitiu passar de malhas de 10.000 elementos em 1985 para mais de 2 milhões no período em que foi feita a revisão. Os métodos para gerar a malha também evoluíram passando de elementos obrigatoriamente hexaedrais, que não se adaptam bem a geometrias complexas, para tetraedrais. Com esses avanços uma malha tridimensional de um bloco de motor e cabeçote para estudar o escoamento do fluido refrigerante passou de 4-6 meses para uma semana. O Autor afirma que em escoamentos práticos de engenharia, o custo computacional em resolver diretamente as Equações de Navier-Stokes, via DNS, é proibitivo. Uma alternativa é a abordagem LES, mas que ainda apresenta diversas limitações como: custo computacional a altos Re , dificuldades em especificar condições de contorno e iniciais e a necessidade de resolver problemas

tridimensionais transientes em todas aplicações. A outra alternativa é utilizar RANS com modelos de turbulência. Para fechar a revisão exemplos de aplicação de CFD na indústria automotiva são citados: aerodinâmica externa, escoamento no compartimento do motor, dentro dos cilindros e combustão. No tópico de aerodinâmica externa, os Autores alertam para a necessidade de traçar paralelos com experimentos devido a severa separação e complexas estruturas turbulentas, que podem não ser bem captadas pelos métodos numéricos mais empregados, sendo o corpo de Ahmed uma ótima geometria para comparação, pois numerosa quantidade de resultados experimentais está disponível.

Perry e Marshall, 2008, estudaram os efeitos da proposta da FIA para mudança no regulamento técnico do mundial de Fórmula 1 de 2009. O novo regulamento visava principalmente diminuir a perda de força descendente quando o carro se situava na esteira de outro, para facilitar a aproximação, aumentar as chances de ultrapassagens tornando o esporte mais atrativo para o público. Para isso utilizaram o código comercial FLUENT com malhas criadas no ICEM CFD. As malhas somaram em média 15 milhões de elementos para um único carro e 35 milhões para dois (simulação do comportamento na esteira).

Os Autores conduziram um estudo para decidir qual o modelo de turbulência mais adequado para o caso, para isso compararam dados experimentais de um perfil NACA 4412 e de um pneu com os obtidos numericamente utilizando os modelos $k-\omega$ SST e *Realizable* $k-\varepsilon$. Concluíram que não tendo resolução de malha suficiente para resolver a CL, utilizando então funções de parede, o *Realizable* $k-\varepsilon$ apresenta resultados mais precisos. Além disso, que a diferença entre empregar o *Realizable* $k-\varepsilon$ com função de parede e o $k-\omega$ SST sem é pequena em termos de precisão porém considerável em custo computacional, chegando a triplicar o número de células necessárias para um caso 2D. Como decidiram fazer uso de funções de parede o y^+ desejado foi de 60 para assegurar que as primeiras células não estariam localizadas na região de amortecimento, manter a camada de prismas inicial pequena o suficiente para encaixar em ângulos agudos e garantir mais de uma camada dentro da CL. Uma questão interessante levantada é de que estudos de independência de malha são difíceis de serem realizados em domínios de cálculos que compreendam modelos de carro inteiro. Como seriam requeridos diversos refinamentos a contagem de células poderia chegar facilmente a 100-400 milhões de células, necessitando aproximadamente 500 GB de RAM para resolvê-las. O estudo de independência de malha foi conduzido então com a geometria mais complexa do carro: a

asa dianteira. Os resultados das simulações com 2 carros indicaram perda de 17,3% na força descendente do carro de trás para o regulamento de 2007, valores compatíveis com os reportados pela BMW Sauber F1 Team na época. Para o regulamento de 2009 esse valor aumentou para 25,7%, mostrando que a proposta de mudança seria contra produtiva para o propósito de facilitar ultrapassagens.

Toet, 2013, na época engenheiro da Sauber F1 Team, escreveu sobre a importância da pesquisa em aerodinâmica dentro da Fórmula 1. Segundo ele a aerodinâmica de carros de competição *open-wheel* envolve uma complexa física de fluidos, que inclui:

- Separação da camada limite como algo corriqueiro.
- Alterações de rugosidade da superfície durante as provas, adiantando a transição.
- Movimentos da suspensão adicionando instabilidades a um escoamento já altamente transiente.
- Vórtices utilizados no aprimoramento das forças aerodinâmicas.
- Interação da esteira turbulenta com a camada limite do solo.
- Compressibilidade.

Toet alega que, mesmo com a queda no custo computacional, desenvolver o projeto utilizando os limites conhecidos da tecnologia em CFD combinados com as melhores práticas disponíveis na indústria aeronáutica seria muito lento para as equipes, que tendem a simplificar muitos fatores para encontrar o que elas acreditam ser o melhor compromisso entre a precisão e o tempo. Como as decisões são baseadas em um conjunto de análises em CFD, túnel de vento e em pista o tempo é um fator muito relevante. Afirma que as simulações em RANS são as mais utilizadas em equipes de F1 devido a sua relativa alta velocidade de resposta. Além disso, destaca que a maioria dos times acredita atingir maior performance em pista rodando a maior parte dos casos utilizando RANS em comparação a DES.

Keogh et al., 2014, questionaram a validade da aplicação em carros de competição do conceito de incompressibilidade para valores de Mach menores que 0,3, bastante conhecido na indústria aeronáutica. Para averiguação, simularam o mesmo caso modelando o fluido como incompressível e depois compressível com o software comercial ANSYS FLUENT 14, por ser comumente utilizado na indústria do esporte a motor. Uma malha tetraédrica foi criada e depois convertida em poliédrica, obtendo melhor precisão e menor custo computacional. No plano de entrada de velocidade uma

intensidade de turbulência de 0,1% foi estabelecida, valor semelhante ao encontrado em um túnel de vento bem calibrado. O critério de convergência adotado foi baseado nos resíduos de massa e quantidade de movimento e nas forças aerodinâmicas, quando estes paravam de variar mais de 0,01% em mais de 1000 iterações a simulação estava considerada convergida. Diante da já comentada dificuldade em realizar estudos de independência de malha para estes problemas, a qualidade da malha foi quantificada segundo método GCI de Roache, 1997, resultando em erros de 0,11 e 0,01 e GCIs de 0,34 e 0,18 para o C_L e para o C_D respectivamente. Esses valores são referentes à malha mais fina testada, que foi então escolhida para as simulações posteriores. Com respeito a modelagem da turbulência, os Autores citam diversos estudos comparativos entre, principalmente, os modelos *Realizable k- ϵ* e *k- ω SST*. Com base em sua revisão concluem que neste tipo de aplicação, devido a complexidade das geometrias, existe muita dificuldade em manter um y^+ adequado para o modelo *k- ω SST*, o que leva a resultados menos precisos do que com a utilização de outros modelos menos sensíveis ao y^+ , com o uso de funções de parede. Uma análise é conduzida comparando os resultados numéricos com experimentais encontrados na literatura. Os casos utilizados como *benchmark* foram os do pneu e também o da asa dianteira. Decidem utilizar o *Realizable k- ϵ* por observarem sua maior fidelidade à física dos problemas analisados, exemplificando com os coeficiente aerodinâmicos: o C_D previsto para a asa dianteira por ambos os modelos foi de 0,076 enquanto o experimental foi 0,072, já no C_L o *Realizable k- ϵ* apresentou maior coerência, 1,37 contra 1,08 do *k- ω SST* sendo que o encontrado experimentalmente foi de 1,38. Fechando o trabalho, os Autores estabelecem que simulações modelando o fluido como compressível são recomendadas a partir de Mach 0,15 em um carro de competição, muito abaixo do Mach 0,3 comumente encontrado em outras aplicações. As simulações em Mach 0,15 acusaram pontos em que a velocidade atingiu até 3 vezes a magnitude do escoamento livre. Considerar o fluido incompressível a um Mach 0,26 resultou em discrepâncias na ordem de 20%. O principal motivo para este fato é a existência de elementos de alta sustentação negativa sob efeito solo, em especial o assoalho trabalhando em conjunto com o difusor. O custo de assumir o fluido como compressível foi de um tempo 150% maior e consumo de 15% a mais de RAM para o mesmo número de iterações em 48 processadores.

Dang et al., 2015, analisaram a influência em utilizar rodas rotativas ao invés de estacionárias em simulações de carro inteiro com um modelo genérico de monoposto

open-wheel, com dimensões semelhantes a de um F1. Justificaram a escolha do modelo de turbulência *Realizable k-ε* citando diversos estudos demonstrando as vantagens dessa modelagem, e concluindo que é a que melhor se adequa a física desse problema. A malha foi criada com células tetraédricas, foi aplicada discretização de segunda ordem para os termos viscosos e convectivos. O acoplamento pressão-velocidade foi resolvido através do algoritmo SIMPLE. As simulações foram conduzidas a 50 m/s, equivalente a um $Re = 14,9 \times 10^6$. Três camadas de prismas foram criadas próximas às superfícies com condição de não-deslizamento, visando manter um $30 < y^+ < 60$. O critério de convergência adotado foi o decaimento de todos os resíduos para valores menores que 10^{-4} . Um estudo de qualidade de malha foi feito e uma malha de aproximadamente 6×10^6 células foi selecionada. Os autores concluíram que houve redução no C_D e no C_L de aproximadamente 17% e 13% respectivamente para o caso com as rodas rotacionando, comportamento que concorda com estudos prévios.

Diasinos et al., 2015, estudaram os efeitos de simplificações encontradas corriqueiramente na aerodinâmica do conjunto pneu/roda isolado. Utilizaram o código comercial ANSYS FLUENT, *solver* segregado baseado na pressão, discretização de segunda ordem *upwind* e o algoritmo SIMPLEC (*Semi Implicit Linked Equations – Consistent*) para acoplamento pressão-velocidade. O critério de convergência adotado foi resíduos menores que 10^{-4} , atingido normalmente após 2000 iterações, e a estabilização dos coeficientes aerodinâmicos, considerada atingida quando a variação é menor que 0,1% por mais de 1000 iterações. Malhas híbridas foram geradas, hexaédrica estruturada na maior parte do domínio e semi-estruturada tetraédrica (*swept*) na região do contato pneu/solo, para evitar células excessivamente alongadas. O y^+ foi mantido abaixo de 1 e o tratamento de parede utilizado foi o EWT (*Enhanced Wall Treatment*). O EWT é um método que busca tornar as soluções menos dependentes do tamanho dos elementos da malha próximos a parede. Uma averiguação da resolução da malha foi conduzida e o domínio com 8,06 milhões de elementos foi selecionado. Os Autores também compararam três modelos de turbulência com resultados experimentais da literatura: Spalart Allmaras, SST $k-\omega$ e *Realizable k-ε*. Observaram que os modelos SST $k-\omega$ e *Realizable k-ε* obtiveram resultados muito semelhantes e de acordo com o experimental, enquanto o Spalart Allmaras apresentou discrepâncias. Por notarem vasta preferência pelo modelo *Realizable k-ε* na literatura ele foi o escolhido nas simulações subsequentes. As simplificações avaliadas foram a roda estacionária, a geometria do contato pneu/solo,

e a forma aplicada na roda e no ombro do pneu. O contato pneu/solo é problemático pois considerar o pneu tangente ao solo não é realista devido a deformação do pneu na pista e resulta em problemas numéricos devido aos elementos alongados na região, a solução para representar o contato é a criação de um pequeno degrau entre os dois, a altura deste degrau foi o parâmetro variado, a técnica é ilustrada na Figura 2.7.

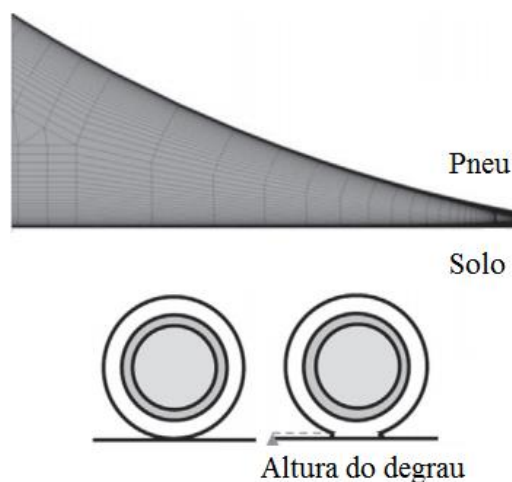


Figura 2.7 - Degrau no contato pneu/solo [Adaptado de Diasinos, 2015].

Quanto à forma da roda, foram testadas a roda com cubo, sólida e sólida com raio constante no ombro do pneu. Os Autores concluíram que pequenas simplificações podem provocar alterações significativas nas estruturas dos vórtices, comportamento da camada limite e nas forças atuantes. A roda estacionária alterou o ponto de separação em 90%, resultando em valores de arrasto 20% menores e sustentação 40% menores. Com o aumento de pouco mais de 2 mm no degrau no contato entre pneu/solo diminuições de 20% no arrasto, 50% na sustentação e 52% na largura máxima da esteira foram noticiadas, sendo recomendada a utilização do menor degrau possível sem afetar a qualidade da malha. Utilizar a roda sólida reduziu arrasto e sustentação em 30 e 8% respectivamente, e a roda sólida com raio constante no ombro do pneu resultou em aumento da sustentação em 30% sem alteração significativa no arrasto, ambas comparações em relação a roda com cubo (geometria mais realista avaliada).

Newbon et al., 2015, investigaram os efeitos da alteração de parâmetros da esteira de um veículo de competição no veículo seguinte. Para isso fizeram uso de um modelo em acordo com o regulamento FIA Formula 1 de 2008. Modelaram o escoamento via

método de Lattice-Boltzmann utilizando $k-\varepsilon$ como modelo de turbulência, via software EXA PowerFLOW. A metodologia praticada foi de criar um plano de amostragem na esteira do primeiro carro, e utilizar suas informações como entrada na simulação de outro carro, com redução drástica do domínio de cálculo em comparação a simular os 2 veículos ao mesmo tempo. Para evitar a amostragem em região com escoamento reverso (observado a distâncias de até 0,125 vezes o comprimento do carro na esteira) o plano de amostragem foi posicionado a 0,25 vezes o comprimento do carro a jusante. Esse plano foi então utilizado como entrada para outra simulação, localizado agora a 0,75 vezes o comprimento do carro a montante do modelo, equivalendo então a uma simulação com 2 modelos com distância entre eles igual a 1 carro. Com essa prática ficou mais fácil a variação dos parâmetros da esteira conforme desejado pelos autores, por exemplo variando-se as magnitudes dos componentes de velocidades u_x , u_y e u_z . Além das conclusões relacionadas a influência dos parâmetros da esteira na performance do carro seguinte, os autores destacam a utilidade da abordagem com plano de amostragem como entrada e sua boa correlação com simulações multi-veículos. A Figura 2.8 ilustra a abordagem utilizada.

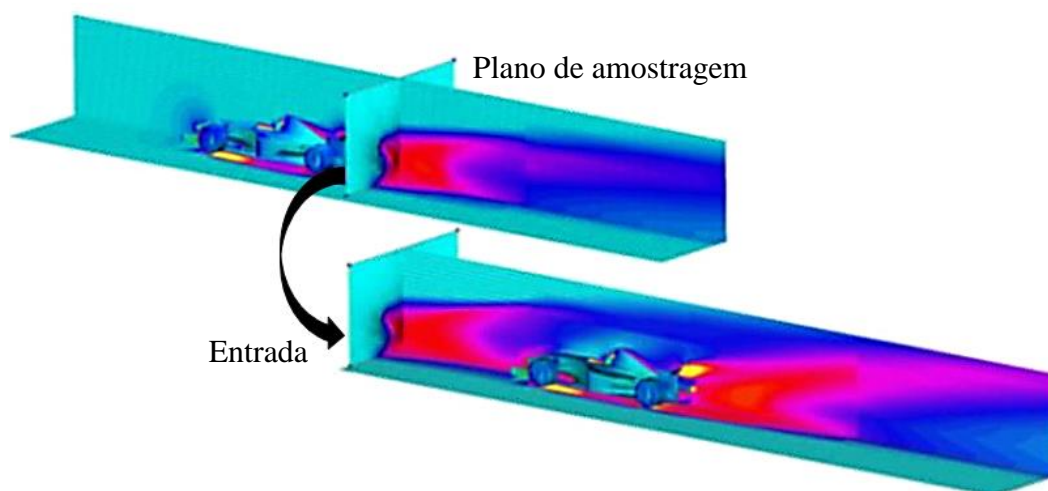


Figura 2.8 - Amostragem da esteira aerodinâmica como plano de entrada [Adaptado de Newbon et al., 2015].

Com o emprego do pacote ANSYS e modelo de turbulência *Realizable k- ε* , TienPhuc et al., 2016, estudaram o escoamento em torno de um modelo genérico de

Fórmula 1. Foram utilizados elementos tetraédricos para criar a malha numérica. Para resolvê-la, utilizaram discretização de segunda ordem para os termos convectivos e viscosos das RANS. O algoritmo SIMPLE foi utilizado para o acoplamento pressão-velocidade. Cinco camadas de prismas foram utilizadas na malha e a faixa de y^+ mantida foi de 30 a 60, as malhas reuniram em média 2 milhões de elementos. Baseados em sua revisão, que compreendeu os modelos *Realizable k- ϵ* , *k- ω SST*, Spalart-Allmaras, comparações com coeficientes aerodinâmicos da literatura e LES, concluíram que o modelo *Realizable k- ϵ* se adequou melhor a esse problema.

Ashton et al., 2016, compararam os métodos RANS e DES (*Detached Eddy Simulation*) aplicados em modelos automotivos. A abordagem DES foi escolhida para representar os modelos híbridos RANS-LES por ser considerada o modelo híbrido largamente utilizado na indústria automotiva, visto que a abordagem totalmente em LES é ainda cara para escoamentos complexos com alto número de Reynolds, altamente influenciados por efeitos próximos a parede, como encontrado em carros. Modelando com RANS a camada limite e LES fora dela, o número de células pode ser reduzido consideravelmente já que os modelos baseados em RANS não exigem tanta resolução na CL. As geometrias avaliadas foram o corpo de Ahmed e o modelo automotivo DrivAer (modelo automotivo desenvolvido pela Universidade Técnica de Munique em parceria com a Audi e BMW, para fomentar estudantes e pesquisadores com uma geometria realista *open-source*, baseada em veículos de passeio comerciais, com dados experimentais disponíveis para *benchmark*). Dentre os modelos de turbulência para RANS foram testados: Spalart Allmaras, *Realizable k- ϵ* , *k- ω SST*, *k- ϵ v²-f* e RSM. O modelo *k- ϵ v²-f* é semelhante ao tradicional *k- ϵ* porém utiliza para o fechamento das equações as variáveis v^2 e seu termo fonte, f . Uma de suas particularidades é ser capaz de captar alguma anisotropia das tensões de Reynolds [Laurence et al., 2004]. Para Durbin, 1995 a variável v^2 , que é uma escala de velocidade ao quadrado, pode ser imaginada como a flutuação de velocidade normal as linhas de corrente. Para RANS-LES foram testados DDES (*Delayed DES*) e IDDES (*Improved DDES*) com SST e SA. As malhas foram criadas com elementos predominantemente poliédricos com 20 camadas de prismas próximas as paredes visando manter sempre um $y^+ < 1$. As malhas para RANS foram de 18×10^6 a 80×10^6 células enquanto as para DES começaram em 80×10^6 e foram até 100×10^6 células. O critério de convergência adotado foi o decaimento do desvio padrão dos coeficiente de sustentação e arrasto para valores abaixo de 2×10^{-5} por 400 amostras

em conjunto com resíduos abaixo de 10^{-5} , condições alcançadas em média após 2000-5000 iterações. Tanto os modelos em RANS quanto DES conseguiram prever com coerência o coeficiente de arrasto. Já para o coeficiente de sustentação o resultado foi diferente, os modelos em DES se aproximaram mais do resultado experimental. Foi analisado o custo computacional das abordagens, a simulação em RANS com $k-\omega$ SST e 80×10^6 células levou 4 horas para ser computada em 512 núcleos e a simulação com SST-IDDES, com 100×10^6 células, levou 50 horas para ser computada em 704 núcleos. Foi utilizado um centro de supercomputação em Barcelona, com processadores Intel Sandy Bridge Xeon de 2,6 GHz, 16 núcleos e 32 GB por nó. Utilizando custo computacional relativo como sendo igual ao tempo adicional de computação multiplicado pelo custo de recurso adicional (por exemplo número de núcleos a mais), as simulações em RANS obtiveram o custo relativo igual a 1 enquanto as em DES igual a 17. Segundo os autores uma boa estimativa inicial utilizada na indústria para decidir em quantos núcleos realizar a simulação é utilizar 144.000 células por núcleo. Os Autores concluem que a abordagem híbrida RANS-LES obteve maior acurácia tanto nos valores das forças aerodinâmicas como nas condições do escoamento em torno das geometrias. Porém, a consideram 17 vezes mais cara computacionalmente que a modelagem em RANS, e que por este motivo desenvolver melhorias para os modelos em RANS ainda pode ser muito atrativo.

3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 Fluido e Forças Atuantes

Segundo Schlichting, 1968, aplicar simplificações que são comuns na hidrodinâmica, como fluido sem atrito, não-viscoso, em problemas como determinar o arrasto de um corpo que se move em uma massa de fluido, conduz a contradições com resultados experimentais (Paradoxo de D’Alambert). Prandtl, 1928, analisou escoamentos viscosos sob corpos sólidos simples e concluiu que existe uma região fina próxima à parede, onde a viscosidade tem grande importância. Concluiu ainda que fora desta região a viscosidade tem menor influência no escoamento. Este estudo deu origem a uma importante teoria para análises fluidodinâmicas, conhecida como Teoria da camada limite. O escoamento dentro da CL (camada limite) pode ser laminar ou turbulento, como mostra a Figura 3.1. Devido à maior transferência de quantidade de movimento para próximo da parede ocasionada pela turbulência, quando o escoamento dentro da camada limite se encontra nesta condição, ele consegue suportar maiores gradientes de pressão adversos. Isto implica que a separação da CL é mais tardia na camada limite turbulenta do que na laminar.

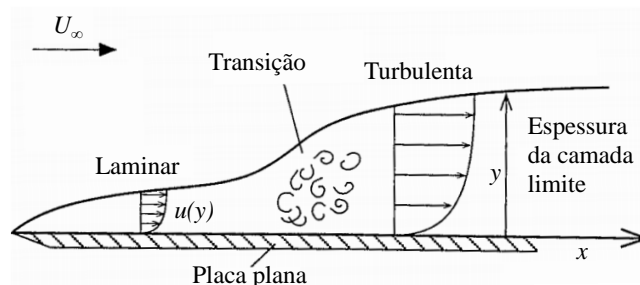


Figura 3.1 - Camada limite ao longo de uma placa plana, transição laminar/turbulenta
[Adaptado de Katz, 1995]

Pode-se melhor explicar o gradiente de pressão adverso e a separação da CL, analisando-se o escoamento em torno de um cilindro circular da Figura 3.2. Para uma partícula de fluido que se move, dentro da CL, do ponto D ao ponto E, pressão é transformada em energia cinética. Do ponto E ao ponto F existe um aumento de pressão e, parte da energia cinética acumulada do ponto D ao E pela partícula será dissipada, devido às forças viscosas presentes dentro da CL. O resultado é que a partícula não tem

energia cinética suficiente para vencer a gradiente adverso de pressão. Ela então para, e é empurrada para trás pela distribuição de pressão do escoamento fora da CL [Schlichting, 1968]. Inverter a direção provoca a deflexão da CL, afastando-a do contorno da superfície [Shames, 1973]. Este comportamento é ilustrado na Figura 3.3 que também mostra que o gradiente de velocidade normal a parede é maior que zero antes do ponto de separação, nulo no ponto e menor que zero após o ponto.

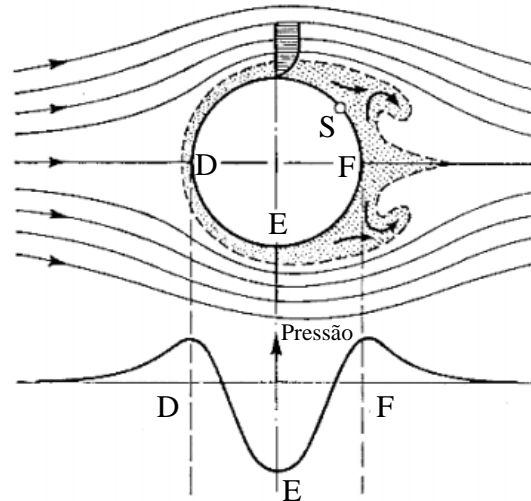


Figura 3.2 - Gradiente de pressão adverso e a separação da camada limite em um cilindro circular [Adaptado de Schlichting, 1968]

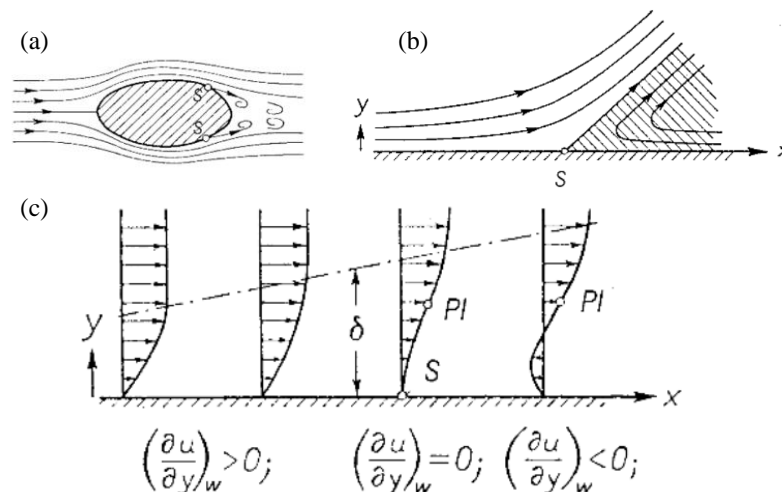


Figura 3.3 - Separação da camada limite: (a) escoamento em torno de um corpo com separação (S = ponto de separação); (b) linhas de corrente próximas ao ponto de separação; (c) distribuição de velocidades próximas ao ponto de separação (PI = ponto de inflexão) [Adaptado de Schlichting, 1968].

Outro conceito importante para o presente trabalho foi o da distância adimensional da parede, y^+ . Para a aplicação numérica, este adimensional serve de parâmetro para avaliar se os volumes próximos da parede tem dimensão adequada à modelagem matemática adotada. Porém, antes disso, o y^+ tem um importante significado físico. Este pode ser compreendido com o estudo do escoamento turbulento em um duto liso. Nesse caso, a CL pode ser dividida em 4 camadas, conforme se distancia da parede [Çengel e Cimbala, 2014]:

1. Subcamada viscosa: região fina próxima a parede com efeitos viscosos dominantes e perfil de velocidade praticamente linear;
2. Camada de amortecimento: logo acima da subcamada viscosa onde efeitos da turbulência começam a ser significantes.
3. Subcamada inercial: onde os efeitos da turbulência são muito mais significantes, porém ainda não dominantes.
4. Camada externa: onde os efeitos da turbulência predominam sobre os viscosos.

Como cada camada tem características diferentes no escoamento, diferentes hipóteses tem de ser aplicadas a cada uma delas. Exemplificando para a subcamada viscosa, tem-se que o gradiente de velocidade permanece constante, o perfil de velocidades já na forma adimensional fica

$$\frac{u}{u_*} = \frac{yu_*}{\nu} \quad (3.1)$$

Também conhecida como Lei da parede. Surge então a definição dos adimensionais u^+ e y^+

$$u^+ = \frac{u}{u_*} \quad (3.2)$$

$$y^+ = \frac{yu_*}{\nu} \quad (3.3)$$

A Equação 3.1 pode então ser escrita como

$$u^+ = y^+ \quad (3.4)$$

A subcamada viscosa compreende a faixa de $0 \leq y^+ \leq 5$. Nesse caso, o y^+ indica qual camada do escoamento está sendo considerada, podendo-se então definir para ela hipóteses ou lei adequada, como mostra a Figura 3.4.

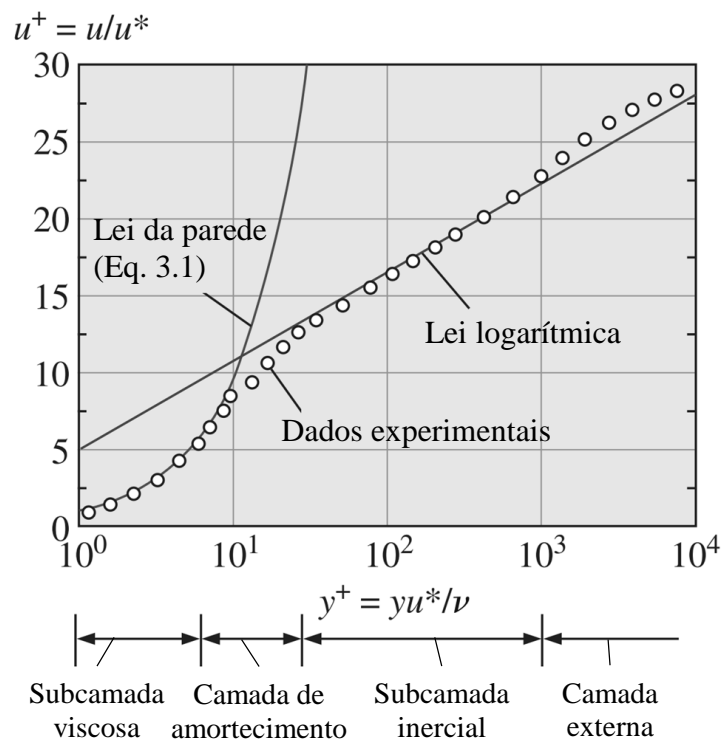


Figura 3.4 - Perfis de velocidade para escoamento turbulento em um duto liso
[Adaptado de Çengel e Cimbala, 2014].

Agora, a decomposição das forças aerodinâmicas em um automóvel será tratada. Para Katz, 1995, as forças aerodinâmicas que atuam em um veículo podem ser separadas em duas categorias. A primeira é de pressão, que atua perpendicularmente à superfície. A segunda é a de fricção, devido ao cisalhamento do fluido, que atua paralelamente à superfície. A força resultante pode ser dividida em várias componentes. As componentes típicas são mostradas na Figura 3.5. A força de pressão é responsável pela sustentação e parte do arrasto. A força de fricção é responsável pela parcela restante do arrasto.

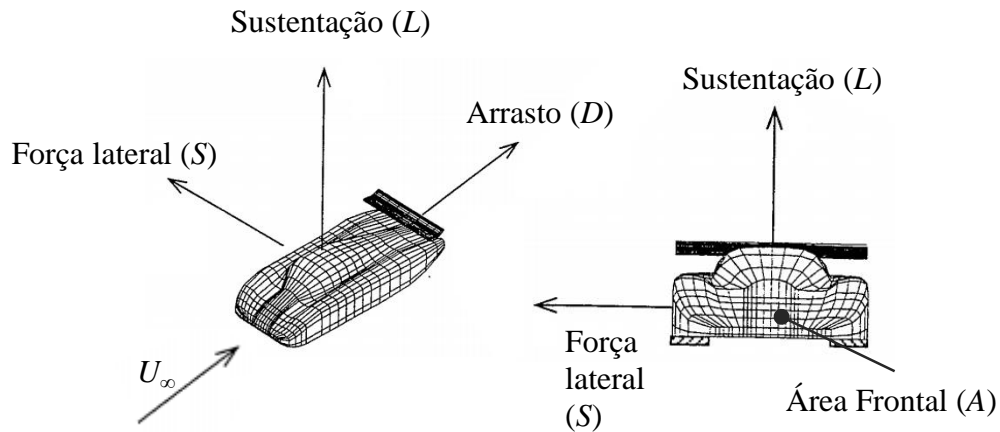


Figura 3.5 - Componentes das forças aerodinâmicas e área frontal [Adaptado de Katz, 1995]

Utilizando a pressão dinâmica e uma área característica, as componentes das forças aerodinâmicas podem ser adimensionalizadas. A área característica utilizada em aplicações automotivas é a área frontal (Figura 3.5). Chega-se então aos coeficientes de arrasto, de sustentação, e de força lateral (do inglês *drag*, *lift* e *side force*)

$$C_D = \frac{D}{\frac{\rho}{2} U_\infty^2 A} \quad (3.5)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{\rho}{2} U_\infty^2 A} \quad (3.6)$$

$$C_S = \frac{S}{\frac{\rho}{2} U_\infty^2 A} \quad (3.7)$$

3.2 Aerodinâmica de Automóveis de Competição

Segundo Milliken e Milliken, 1995, para um veículo ser rápido em uma pista de corridas ele deve ser capaz de manter a maior aceleração possível na direção apropriada. Os componentes aerodinâmicos de forças e momentos podem auxiliar nisto: menor arrasto significa maior aceleração longitudinal em retas, porém maior arrasto significa

maior desaceleração longitudinal em freadas. Maior força descendente significa aumentar a força normal aplicada nos pneus, aumentando a aceleração lateral máxima suportada em curvas. As forças laterais estão ligadas à estabilidade e controle conforme o movimento da carroceria.

A geração de força descendente em um veículo de competição está principalmente ligada a geometria do seu assoalho, aproveitando o efeito Venturi, e as asas (do inglês *wings*). O efeito Venturi é assim denominado pela semelhança do fenômeno que ocorre no escoamento por baixo do veículo com o escoamento em um tubo de Venturi. Existe uma redução de área na entrada convergente, que aproxima as linhas de corrente acelerando o escoamento até uma velocidade máxima, atingida na garganta. Após a garganta tem-se um difusor que desacelera o escoamento até a velocidade da esteira. Como na garganta o escoamento tem maior velocidade, tem menor pressão. Este diferencial de pressão gera grande quantidade de força descendente. A Figura 3.6 mostra a analogia entre o tubo de Venturi e o assoalho do veículo de F1 RB6 da Red Bull Racing.

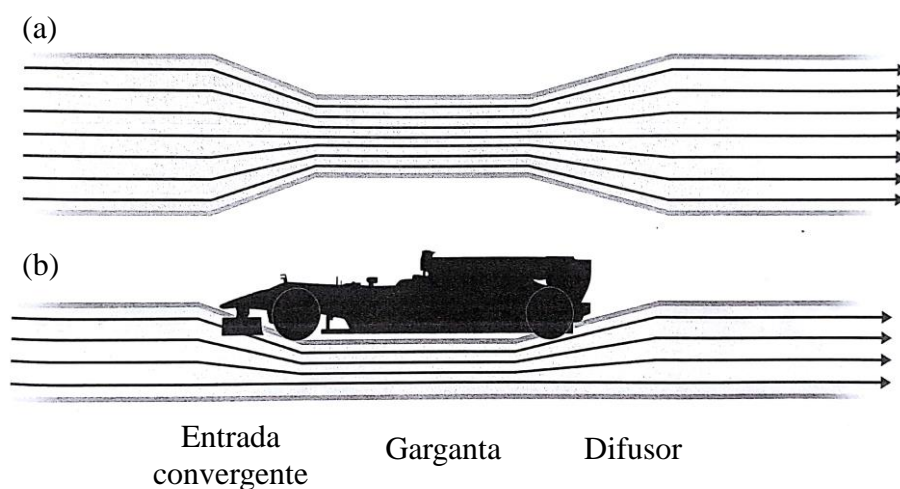


Figura 3.6 - Efeito Venturi: (a) Tubo de Venturi; (b) Veículo de F1 Red Bull Racing RB6 [Adaptado de Rendle, 2011].

Segundo McBeath, 2006, perfis aerodinâmicos (do inglês *airfoil*) são as seções transversais bidimensionais de uma asa tridimensional. Para Milliken e Milliken, 1995, perfis aerodinâmicos são dispositivos que utilizam diferença de pressão para gerar forças de sustentação. Essa diferença de pressão é resultado do formato dos corpos. No geral, perfis aerodinâmicos mais arqueados, promovem maior diferença de pressão e

consequentemente maior sustentação. O arqueamento é definido como a distância entre a linha de corda e a linha de arqueamento, já o arqueamento máximo é a maior distância entre as linhas de corda e arqueamento, como mostra a Figura 3.7. Porém, um grande arqueamento pode expor a camada limite a um excessivo gradiente de pressão adverso, e levar à sua separação. Segundo Katz, 1995, uma forma de possibilitar o uso de maiores arqueamentos é utilizar perfis aerodinâmicos adicionais próximos aos bordos de ataque e de fuga do perfil principal. Estes são conhecidos como *slats* e *flaps*, respectivamente. Configurações com perfil principal, *flaps* e/ou *slats* são denominados dispositivos de alta sustentação. O uso de maiores arqueamentos é possibilitado pelo aumento de energia cinética na camada limite via aceleração do escoamento nas fendas entre os elementos.

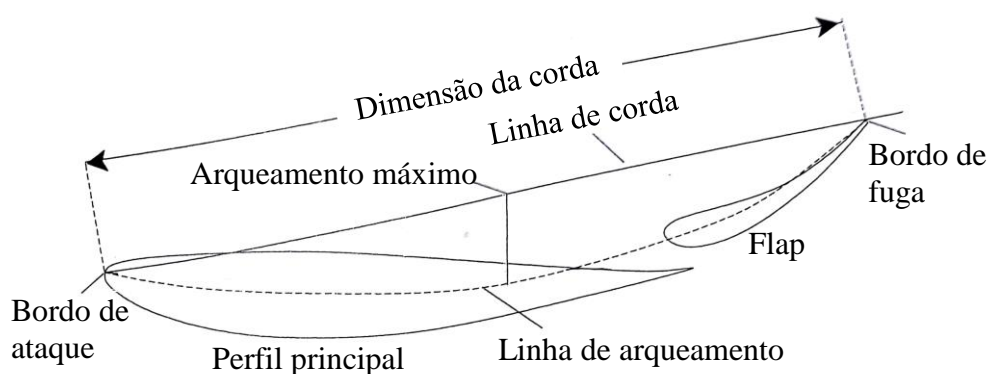


Figura 3.7 - Terminologia de asa com dois elementos [Adaptado de McBeath, 2006].

Nas extremidades de uma asa tridimensional finita, o fluido tende a escoar do lado de maior pressão para o de menor pressão. Esta migração cria fortes vórtices, conhecidos como vórtices de ponta de asa (Figura 3.8). Estes vórtices causam redução na sustentação e aumento no arrasto em comparação a valores considerando o perfil aerodinâmico bidimensional [Katz, 1995]. Superfícies são montadas nas extremidades das asas visando reduzir esse efeito. Essas superfícies são conhecidas como placas de extremidade (do inglês *end plates*), como ilustra a Figura 3.9.

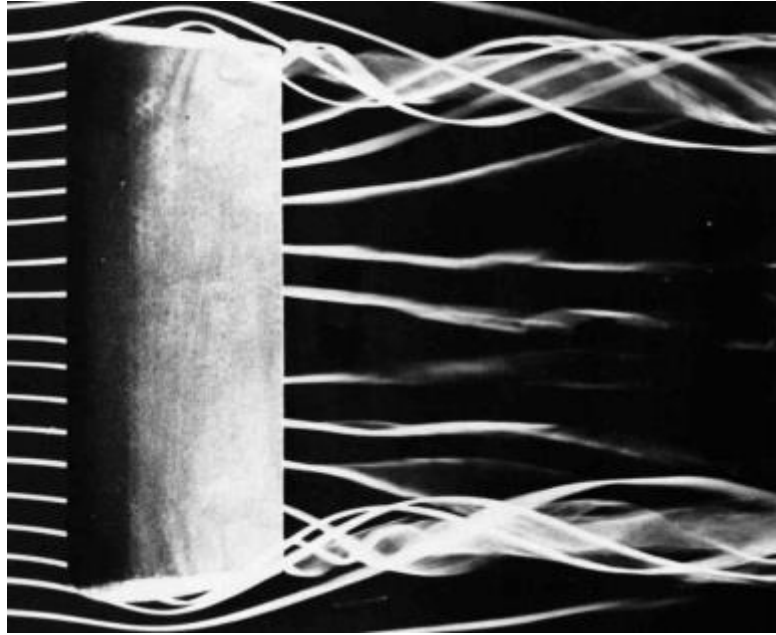


Figura 3.8 - Visualização de vórtices de ponta de asa [Adaptado de Van Dyke, 1988].

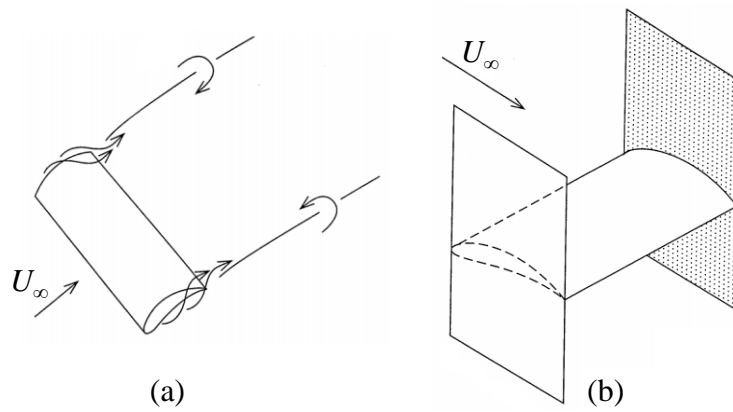


Figura 3.9 - (a) Vórtices de ponta de asa e (b) Placas de extremidade [Adaptado de Katz, 1995].

4 METODOLOGIA

4.1 Modelagem Matemática

Nesta seção a base matemática envolvida nas simulações será apresentada. Para facilitar a rápida consulta do leitor que deseja utilizar metodologia semelhante, um resumo da modelagem é explicitado antes das discussões específicas de cada sub-seção. Este resumo é apresentado na Tabela 4.1. Todo o trabalho foi realizado em um computador com 2 processadores Intel® Xeon® E5520, totalizando 8 núcleos físicos para paralelização e 24 GB de memória RAM.

Tabela 4.1 - Resumo da modelagem matemática

Equações Governantes	(RANS) Equações de Navier-Stokes com médias de Reynolds
Modelo de turbulência	$k-\omega$ SST (<i>Shear Stress Transport</i>)
Tratamento de parede	EWT (<i>Enhanced Wall Treatment</i>)
Material	Fluido incompressível com propriedades constantes
Espaço	Tridimensional
Tempo	Regime permanente
Malha	Não-estruturada poliédrica com células prismáticas próximas as paredes
Algoritmo de solução	Baseado em pressão, segregado
Acoplamento pressão-velocidade	SIMPLE (<i>Semi Implicit Linked Equations</i>)
Função de interpolação	<i>Upwind</i> de segunda ordem

4.1.1 Equações de Navier-Stokes com Médias de Reynolds

O conceito das médias de Reynolds consiste em decompor variáveis em componentes médios e flutuantes [Tennekes e Lumley, 1972]. Tomando como exemplo a velocidade,

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i, \quad (4.1)$$

aplicando o mesmo conceito à equação de conservação de massa, já considerando escoamento incompressível

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (4.2)$$

e quantidade de movimento

$$\rho \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \rho \frac{\partial (\bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \right) \right] - \rho \frac{\partial (\overline{u'_i u'_j})}{\partial x_j} \quad (4.3)$$

chega-se então ao problema de fechamento da turbulência. Uma prescrição é necessária para tornar possível o cálculo de $\overline{u'_i u'_j}$ [Wilcox, 2006]. O termo $-\overline{u'_i u'_j}$ é conhecido como tensor de tensões de Reynolds (τ_{ij}) que é um tensor simétrico $\tau_{ij} = \tau_{ji}$. Tem-se um número de incógnitas maior que o número de equações disponíveis, não formando um sistema fechado. Para relacionar as tensões de Reynolds com os gradientes das velocidades médias, a aproximação da viscosidade turbulenta de Boussinesq é utilizada

$$-\overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \left(k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij}. \quad (4.4)$$

4.1.2 Fechamento da Turbulência

Para possibilitar o cálculo da viscosidade turbulenta e resolver então o problema do fechamento são adotados os chamados modelos de turbulência. Baseado na revisão da literatura, o presente trabalho utiliza o modelo $k-\omega$ SST. O modelo em questão foi desenvolvido por Menter, 1994, com o intuito de combinar a formulação robusta e precisa do modelo $k-\omega$ na região próxima a parede, com a independência para região não-perturbada do $k-\varepsilon$ [ANSYS, 2013a]. As equações de transporte do modelo são

$$\frac{\partial k}{\partial t} + \frac{\partial(ku_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - Y_k + S_k \quad (4.5)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + \frac{\partial(\omega u_j)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega \quad (4.6)$$

onde G é o termo de produção de turbulência e Y de dissipação, D é o termo de difusão cruzada e S é o módulo da taxa média de deformação do tensor das tensões. As difusividades efetivas, Γ_k e Γ_ω , são definidas como a razão entre a viscosidade turbulenta e o número de Prandtl para turbulência

$$\Gamma_k = \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad (4.7)$$

$$\Gamma_\omega = \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (4.8)$$

a viscosidade turbulenta é calculada por

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[\frac{1}{a^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega} \right]} \quad (4.9)$$

os números de Prandtl para turbulência são definidos como

$$\sigma_k = \frac{1}{\frac{F_1}{\sigma_{k,1}} + \frac{(1-F_1)}{\sigma_{k,2}}} \quad (4.10)$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{\frac{F_1}{\sigma_{\omega,1}} + \frac{(1-F_1)}{\sigma_{\omega,2}}} \quad (4.11)$$

as funções de mistura são projetadas para serem iguais a um na região próxima a parede, o que ativa o modelo $k-\omega$ padrão, e zero longe da superfície, o que ativa o modelo $k-\varepsilon$ transformado. As funções de mistura, F_1 e F_2 são

$$F_1 = \tanh(\Phi_1^4) \quad (4.12)$$

onde

$$\Phi_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0,09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega,2} D_{\omega^+} y^2} \right] \quad (4.13)$$

$$D_{\omega^+} = \max \left[2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega,2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (4.14)$$

$$F_2 = \tanh(\Phi_2^2) \quad (4.15)$$

$$\Phi_2 = \max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0,09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right] \quad (4.16)$$

restam então as definições para G , Y e D

$$G_k = \mu_t S^2 \quad (4.17)$$

onde S é o módulo da taxa média de deformação do tensor das tensões, definido como

$$S \equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (4.18)$$

$$G_{\omega} = \frac{a}{\nu_t} G_k \quad (4.19)$$

$$Y_k = \rho \beta^* k \omega \quad (4.20)$$

$$Y_\omega = \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \quad (4.21)$$

para combinar os dois modelos o k - ε padrão é transformado em equações baseadas em k e ω , o que leva a introdução do termo de difusão cruzada D_ω na Equação 4.6. Este é definido como

$$D_\omega = 2(1 - F_1) \frac{1}{\omega \sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (4.22)$$

por fim, as constantes do modelo são: $\sigma_{k,1} = 1,176$; $\sigma_{\omega,1} = 2$; $\sigma_{k,2} = 1$; $\sigma_{\omega,2} = 1,168$; $a_1 = 0,31$; $\beta_{i,1} = 0,075$; $\beta_{i,2} = 0,0828$.

4.1.3 Tratamento de Parede

O tratamento de parede aplicado é denominado EWT (*Enhanced Wall Treatment*) pelo desenvolvedor do código [ANSYS, 2013a]. É um método que busca tornar as soluções menos dependentes do y^+ , consequentemente do tamanho dos elementos da malha próximos a parede. Ou seja, sua formulação tem de ser aplicável em toda a região próxima a parede: subcamada viscosa, região de amortecimento e região totalmente turbulenta [ANSYS, 2013a]. Isto é atingido via combinação das leis de parede linear (laminar) e logarítmica (turbulenta) utilizando função sugerida por Kader, 1981.

$$u^+ = e^\Gamma u_{laminar}^+ + e^{1/\Gamma} u_{turbulento}^+ \quad (4.23)$$

onde a função de mistura é dada por

$$\Gamma = \frac{a(y^+)^4}{1 + by^+} \quad (4.24)$$

com as constantes: $a = 0,01$ e $b = 5$.

Quando o $y^+ \approx 1$, as equações são integradas em toda a região próxima da parede, incluindo a subcamada viscosa. Apesar do EWT possibilitar soluções para valores de y^+ maiores buscou-se manter um $y^+ \approx 1$. Essa decisão foi tomada com base na revisão da literatura.

4.1.4 Método dos Volumes Finitos

O código comercial adotado resolve as equações integrais governantes do problema via método dos volumes finitos. O método consiste em dividir o domínio em volumes de controle discretos, integrar as equações governantes nesses controles individualmente para as variáveis desconhecidas, linearizar essas equações discretizadas e resolver o sistema resultante para obter valores atualizados das variáveis dependentes. O método pode ser baseado em pressão ou densidade. O método baseado em pressão foi desenvolvido para escoamento com baixas velocidades e incompressíveis, por este motivo foi adotado no presente trabalho [ANSYS, 2013a]. A discretização das equações governantes pode ser ilustrada considerando a equação de transporte para uma quantidade escalar geral ϕ ,

$$\int \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} + \oint \rho \phi \vec{v} \cdot d\vec{A} = \oint \tau_\phi \nabla \phi \cdot d\vec{A} + \int S_\phi dV \quad (4.25)$$

onde \vec{v} é o vetor velocidade, τ_ϕ o coeficiente de difusão e S_ϕ o termo fonte e V o volume da célula. A Figura 4.1 ilustra um volume de controle arbitrário.

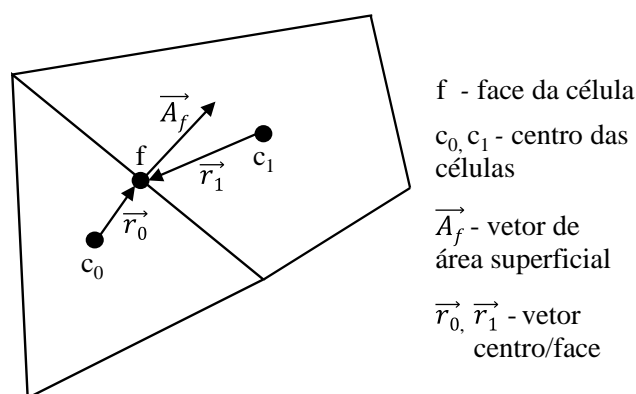


Figura 4.1 - Volume de controle arbitrário [Adaptado de ANSYS, 2013a].

Exemplificando para o volume de controle arbitrário bidimensional apresentado na Figura 4.1

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} V + \sum_f^{N_{faces}} \rho_f \vec{v}_f \phi_f \cdot \vec{A}_f = \sum_f^{N_{faces}} \tau_\phi \nabla \phi_f \cdot \vec{A}_f + S_\phi V \quad (4.26)$$

N_{faces} é o número de faces que cercam a célula. Apesar das equações considerarem casos transientes, a discretização temporal não será abordada devido ao fato de que todos os casos do presente trabalho serão estudados em regime permanente.

A Equação 4.26 pode ser escrita de forma linearizada,

$$a_p \phi = \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} + B \quad (4.27)$$

onde o subíndice nb refere-se as células vizinhas e a é o coeficiente linearizado. Equação similar pode ser escrita para cada célula do domínio, sendo que conjunto de equações algébricas forma uma matriz. Para as equações escalares, o sistema linear é resolvido via método de Gauss-Seidel em conjunto com método algébrico *multigrid* (AMG).

Os valores discretos de ϕ são armazenados no centro das células (c_0 e c_1 na Figura 4.1). Valores na face ϕ_f são necessários para os termos convectivos da Equação 4.26, a solução adotada é interpolar os valores do centróide para a face. Existem diferentes funções de interpolação que produzem soluções diferentes para a mesma equação diferencial enquanto a malha não for suficientemente refinada [Maliska, 2004]. Segundo o manual do código computacional [ANSYS, 2013b], a interpolação *Upwind* de segunda ordem obtém melhores resultados para malhas tetraédricas em comparação a de primeira ordem. Isto se deve ao fato de que para esta geometria de célula raramente o escoamento se alinha com a malha, aumentando significativamente a difusão numérica. Outras funções de interpolação estão disponíveis no código, porém a função *Upwind* de segunda ordem é considerada suficiente e recomendada para os casos do presente trabalho.

Segundo Maliska, 2004, a difusão numérica, ou falsa difusão, pode ser entendida como um mecanismo de suavização de gradientes e está associada ao erro de truncamento

das aproximações por série de Taylor. É análogo ao processo físico de difusão de uma propriedade, e por isso recebe este nome. Calcula-se o valor de ϕ_f utilizando a equação

$$\phi_f = \phi + \nabla\phi \cdot \vec{r} \quad (4.28)$$

que é baseada na função de interpolação *Upwind* de segunda ordem. Como o algoritmo baseado em pressão segregado é empregado, um método de acoplamento pressão-velocidade é necessário. O método SIMPLEC (*Semi Implicit Linked Equations - Consistent*) foi adotado por ser mais adequado a malhas com elementos distorcidos, situação recorrente em geometrias automotivas. Além disso é indicado para escoamentos com diversas regiões turbulentas. Outros métodos disponíveis, como o PISO (*Pressure-Implicit with Splitting of Operators*), não demonstram vantagem sobre o SIMPLE no resultado para o regime permanente, porém elevam o custo computacional [ANSYS, 2013b].

O método SIMPLE foi desenvolvido por Patankar e Spalding, 1972. Segundo Patankar, 1980, a sequência de operações do método é:

1. Supõe-se um campo de pressão;
2. As equações de quantidade de movimento são resolvidas;
3. Uma correção para a pressão é calculada;
4. A correção de pressão é adicionada ao campo original;
5. As velocidades são calculadas utilizando equações de correção para velocidade.
6. As equações discretizadas para outras quantidades escalares (temperatura, concentrações, variáveis da turbulência) são resolvidas se estes influenciam o escoamento, caso contrário são calculados após solução convergida;
7. A pressão corrigida é tomada agora como sendo a nova pressão suposta, retorna-se ao passo 2 e repete-se até a convergência.

A equação de correção de pressão discretizada implementada pelo código fica [ANSYS, 2013a]

$$a_p p' = \sum_{nb} a_{nb} p'_{nb} + B \quad (4.29)$$

4.2 Domínio de Cálculo, Condições de Contorno e Critério de Convergência

Além dos casos de aplicação no veículo foram resolvidos 3 *benchmarks*, portanto as dimensões dos domínios e as condições de contorno variaram conforme necessidade. Nesta seção um panorama geral sobre a lógica adotada no dimensionamento do domínio e aplicação das condições de contorno é apresentado, cada caso é detalhado individualmente em sua respectiva sub-seção na seção de Resultados. Além disso, o critério de convergência adotado é definido.

Como o escopo principal do trabalho envolve aplicação automotiva, uma norma com guias para avaliação de veículos terrestres via CFD foi tomada como base, norma J2966 da SAE International [SAE International, 2013]. Esta norma foi desenvolvida para veículos comerciais médios e pesados. Na ausência de uma norma específica para veículos de competição, esta foi julgada a mais próxima. Considerou-se como critério que ambos são corpos rombudos, com severa separação da camada limite, que se movimentam próximos ao solo, e seu ponto de contato com ele são conjuntos pneu/roda.

Nos casos em que houve ausência da necessidade de modelar uma seção de ensaios (casos da aplicação no veículo de FSAE), foram utilizadas as maiores dimensões sugeridas pela norma para uma simulação em condição de estrada. São elas: 5 comprimentos do corpo a montante e 8 a jusante, altura igual a 6 vezes a altura do corpo e largura igual a 5 vezes a largura do corpo. Isto visa reduzir a influência do tamanho do domínio nos resultados obtidos, porém sem ser exageradamente custoso do ponto de vista computacional.

Com respeito às condições de contorno, o padrão adotado foi: velocidade de entrada, pressão manométrica nula na saída, simetria no plano central para as simulações em que apenas metade do corpo foi resolvida, simetria também nas paredes em que a influência no resultado não é desejada, condição de não deslizamento para as superfícies do corpo estudado e para paredes em que a influência no resultado é desejada (quando se modelou a seção de ensaio) e condição de deslizamento livre para o plano do solo em condição de estrada. Nas simulações em que apenas a parte traseira do veículo de FSAE foi resolvida, perfis de velocidade, energia cinética da turbulência e dissipação específica foram impostos na entrada, como explicitado na Seção 4.5.

O critério de convergência padrão para este estudo foi de resíduos na ordem de 10^{-5} , com valores de C_D e C_L variando apenas na casa de 10^{-3} por mais de 300 iterações.

Esta condição não foi atingida para as simulações envolvendo o FSAE. Para estes casos então foram admitidos resíduos de continuidade e energia cinética da turbulência na ordem de 10^{-4} , e C_D e C_L variando de forma cíclica na casa de 10^{-2} . Gráficos com exemplos de resíduos obtidos nas simulações são apresentados no Apêndice C. Os coeficientes apresentados como resultado representam a média aritmética das 100 últimas iterações.

4.3 Malha

A discretização espacial foi feita via *software* ANSYS ICEM CFD. Devido à complexidade das geometrias estudadas, foram utilizadas malhas não-estruturadas com elementos tetraédricos e camadas prismáticas próximas as superfícies. Após a importação do domínio discretizado para o FLUENT, os elementos tetraédricos foram convertidos em poliédricos via ferramenta do próprio FLUENT. A principal vantagem em converter os tetraedros em poliedros é a redução no número total de células [ANSYS, 2013b e Siemens, 2017]. Segundo ANSYS, 2013b, essa redução resulta em um domínio com 3 a 5 vezes menos células que o original tetraédrico. Segundo Siemens, 2017, o número total de células é aproximadamente 5 vezes menor.

Apesar do tratamento de parede aplicado, EWT, possibilitar soluções com valores maiores de y^+ para o $k-\omega$ SST, a utilização de funções de parede para esse modelo de turbulência continua não sendo recomendada [Keogh, 2014]. Deve-se então resolver a camada limite por completo, para isso é recomendado garantir que 15-20 camadas de prismas cubram a CL e ter um y^+ entre 1 e 10. Para estimar estas características da camada de prismas, metodologia semelhante a adotada por Abramchuk, 2014, foi utilizada. A tabela utilizada para estas estimativas é apresentada no Apêndice A. Primeiro calculou-se a espessura total da CL, para simplificar esta estimativa considerou-se o corpo em análise uma placa plana, a lei da potência 1/7 para CL turbulenta permite então este cálculo [Çengel e Cimbala, 2014]

$$\frac{\delta}{x} = \frac{0.16}{Re^{1/7}} \quad (4.30)$$

a altura necessária para a primeira camada de prismas, y' , é obtida da definição do y^+

$$y' = \frac{y^+ v}{u_*} \quad (4.31)$$

Após realizar a simulação, foi verificado se o y^+ permaneceu dentro da faixa desejada. O caso para a geometria mais complexa, do veículo de FSAE, é utilizado como exemplo e apresentado no Apêndice D. O refinamento na malha no entorno das geometrias baseou-se nas dimensões de seus componentes e estruturas do escoamento. Maiores detalhes sobre o refinamento são fornecidos individualmente, junto com os resultados.

4.4 Estudo de Independência de Malha

Para verificar a qualidade das malhas, o método GCI proposto por Roache, 1994, foi selecionado. A escolha foi motivada por ser um método padronizado de quantificação das incertezas associadas aos refinamentos das malhas, que é indicado pela norma J2966 da SAE International [SAE International, 2013] como ferramenta de estudo de qualidade de malha, e tem aplicação recorrente em estudos do Programa o qual este está vinculado [Beck, 2010; Abramchuk, 2014; De Oliveira, 2014]. A metodologia deriva da extrapolação de Richardson generalizada. No presente trabalho, a versão do GCI aplicado compara três refinamentos sucessivos de malha. As equações envolvidas nesta seção podem ser encontradas no formato apresentado nos textos de Roache, 1994 e 1997. Dado que as malhas utilizadas não são estruturadas, a razão de refinamento r entre elas não é constante, para o seu cálculo é utilizado

$$r_{ij} = \left(\frac{N_i}{N_j} \right)^{\frac{1}{DN}} \quad (4.31)$$

onde o sub índice i indica a malha mais refinada e o j a menos, N é o número de elementos no domínio e DN é o número de dimensões, 3 neste caso. O erro relativo entre duas malhas é calculado por

$$\epsilon_{ij} = \frac{f_j - f_i}{f_i} \quad (4.32)$$

onde f é a solução discreta do parâmetro de interesse. Pode-se então calcular a ordem de convergência p com iteração de substituição simples e um fator de relaxamento ω igual a 0,5, P' é igual ao valor de iteração anterior de p , começando com uma estimativa inicial de 2. A equação de iteração é

$$p = \omega P' + (1 - \omega) \frac{\ln(\beta)}{\ln(r_{12})} \quad (4.33)$$

a variável β utilizada para o cálculo de p é obtida de

$$\beta = \frac{(r_{12}^p - 1)\epsilon_{23}}{(r_{23}^p - 1)\epsilon_{12}} \quad (4.34)$$

por fim, os GCI s para a malha mais fina e mais grossa podem ser calculados

$$GCI_{12} = F_S |\epsilon_{12}| (r_{12}^p - 1) \quad (4.35)$$

$$GCI_{23} = F_S |\epsilon_{23}| (r_{23}^p - 1) \quad (4.36)$$

onde F_S é o fator de segurança. A faixa assintótica é considerada alcançada quando $GCI_{23} \approx r_{12}^p GCI_{12}$.

No presente trabalho o estudo do GCI foi aplicado a um dos casos estudados. Tendo sido considerada atingida a faixa assintótica para o caso em questão, a mesma filosofia de geração de malha foi estendida aos outros. O estudo foi realizado para o primeiro *benchmark* (cujos resultados serão apresentados na Seção 5.1.1), pois envolve os fenômenos físicos de maior interesse para este trabalho, e de mesma escala. O C_L foi adotado como f (solução discreta do parâmetro de interesse) pois se mostrou mais sensível aos refinamentos do que o C_D .

Uma malha grossa (1.840.064 células), uma média (4.529.551 células) e uma malha fina (10.802.251 células) foram geradas para o mesmo caso. O fator de segurança

F_S conservador igual a 3 foi utilizado, chegou-se então a um GCI_{23} de 3,88% e um GCI_{12} de 2,25%. Com isso $GCI_{23} / (r_{12}^p GCI_{12})$ iguala-se a 1,32, e a faixa assintótica foi considerada alcançada. A tabela com todas as variáveis envolvidas no GCI encontra-se no Apêndice B. A malha grossa foi escolhida porque apresenta um GCI próximo da malha fina, mas com uma redução considerável no tempo de computação.

4.5 Imposição De Perfis como Condição de Contorno de Entrada

Com o intuito de reduzir o custo computacional, apenas parte do domínio de cálculo foi resolvido para alguns casos. Para isso, o domínio foi seccionado e no novo plano de entrada gerado foram impostas condições específicas, amostradas de uma solução do domínio inteiro obtida anteriormente. Esta técnica baseou-se nos trabalhos de Newbon et al., 2015 e Newbon, 2016.

As condições amostradas foram: as velocidades u, v e w , a energia cinética da turbulência k e a dissipação específica ω . Este processo é exemplificado através da Figura 4.2 e da Figura 4.3. Como impor condições ao escoamento em determinado local pode introduzir erros na solução numérica, um estudo foi conduzido para avaliar a viabilidade da técnica, e se a magnitude do erro introduzido é relevante para o presente trabalho. A distância entre o plano de amostragem e os corpos, igual a 88 mm, respeita o limite encontrado no estudo realizado, este é apresentado na Seção 5.1.

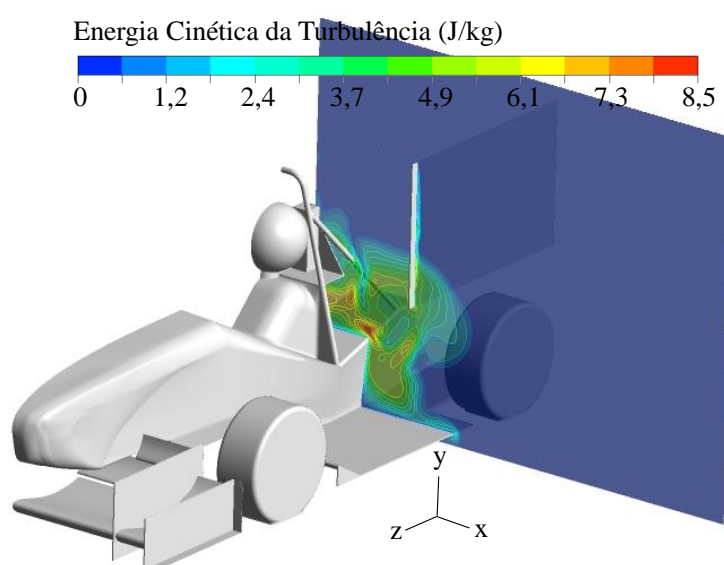


Figura 4.2 - Exemplo de perfil amostrado.

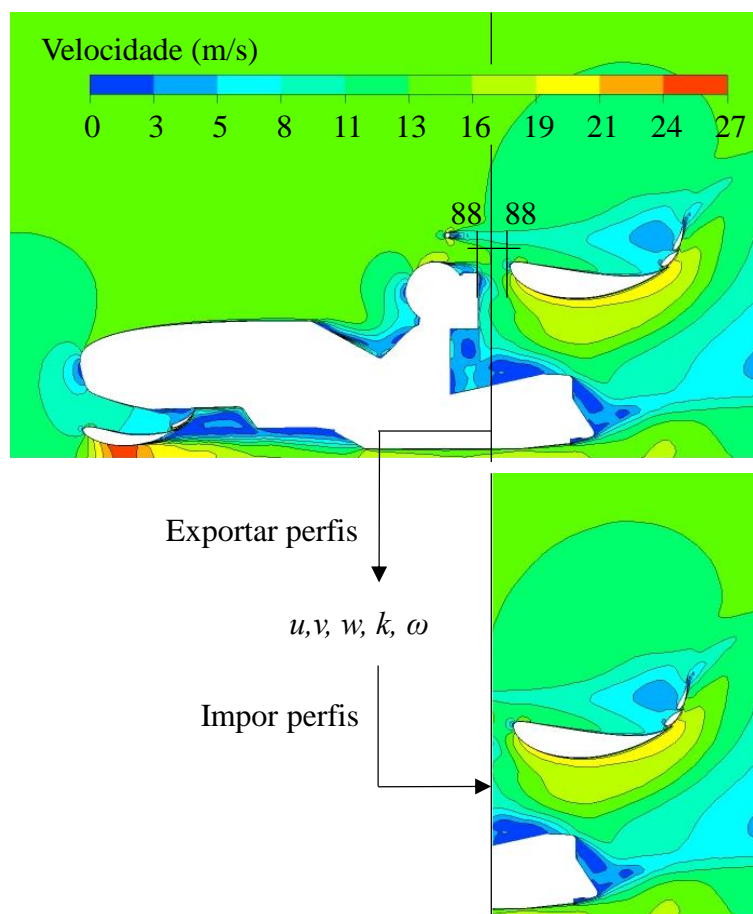


Figura 4.3 - Imposição de perfis na entrada do domínio (dimensões em mm).

4.6 Definição e Visualização de Vórtices: Critério-Q

No pós-processamento das simulações, uma ferramenta para visualizar se os vórtices estavam sendo formados, e sua localização, foi necessária. Vórtices foram definidos qualitativamente como:

- “Um vórtice é o movimento rotativo de uma multiplicidade de partículas materiais em torno de um centro comum.” [Lugt, 1979]
- “Existe um vórtice quando as linhas de corrente, mapeadas em um plano normal ao seu núcleo, exibem um padrão circular ou espiral, sob um referencial apropriado.” [Robinson, 1991]
- “Um vórtice é constituído por uma região central (núcleo) rodeada por linhas de corrente em rotação.” [Portela, 1997]

Para não se ater às definições qualitativas, um método de identificação quantitativo foi procurado. O método conhecido como Critério-Q foi escolhido por ser um método bastante citado em revisões do assunto [Garth, 2010; Holmén et al., 2012; Soldati, 2008], considerado o primeiro método tridimensional baseado na decomposição do tensor de gradiente de velocidade [Haller, 2005] e já aplicado em diversas publicações [Serre et al., 2011; Ji et al., 2012; Brücker e Weidner, 2014; Kao et al., 2015; Guilmineau et al., 2016].

O Critério-Q foi introduzido por Hunt et al., 1988. É um método baseado no tensor de gradiente de velocidade decomposto em uma parte referente a taxa de deformação (S_{ij}), e outra em taxa de rotação (Ω_{ij}), ou vorticidade:

$$\nabla u = \Omega_{ij} + S_{ij} \quad (4.37)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (4.38)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (4.39)$$

o parâmetro Q é definido então como:

$$Q = \frac{1}{2} \left(\Omega_{ij}^2 - |S_{ij}|^2 \right) \quad (4.40)$$

A região conectada em que a rotação predomina sobre a deformação ($Q > 0$), e que a pressão é menor que a ambiente, é considerada uma região de vórtice. O quão maior a taxa de rotação tem de ser em relação a taxa de deformação, para ser considerada predominante, é um parâmetro considerado arbitrário e, por isso, o principal ponto negativo da metodologia [Soldati, 2008]. No presente trabalho o valor de Q adotado será explicitado nas imagens obtidas, para possibilitar futuras reproduções e comparações. Segundo Möller e Silvestrini, 2004, o Critério-Q permite separar as estruturas coerentes das camadas de vorticidade (*vortex sheets*). Silvestrini e Lamballais, 2004, afirmam que o Critério-Q é adequado para isolar núcleos de vórtices evitando a detecção de camadas

de vorticidade e grande cisalhamento. A Figura 4.4 ilustra a utilização do Critério-Q para visualização de vórtices. Imagens semelhantes foram geradas para os casos do presente trabalho.

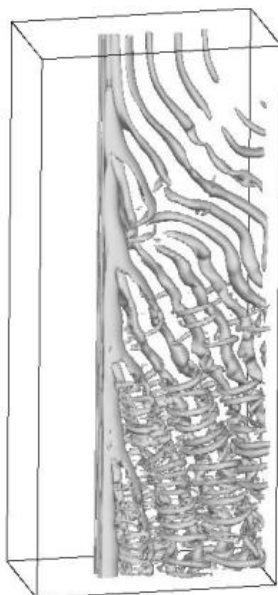


Figura 4.4 - Visualização via Critério-Q de desprendimento oblíquo de vórtices atrás de um cilindro [Adaptado de Möller e Silvestrini, 2004].

5 RESULTADOS

5.1 *Benchmarks*

Como o presente trabalho baseia-se em resultados numéricos, *benchmarks* foram conduzidos para verificar a correta captação dos fenômenos físicos de interesse. Estes foram realizados antes da análise do modelo principal e por isso seus resultados serão apresentados na mesma ordem.

Para a análise pretendida, a metodologia utilizada deve ser capaz de obter os coeficientes C_D e C_L de:

- Perfis aerodinâmicos com e sem controle de camada limite via geradores passivos de vórtices, reproduzindo seu efeito nos coeficientes;
- Automóveis, considerando escoamento externo;

Além disso, como parte das simulações foram realizadas com apenas parte do domínio, impondo perfis como condição de contorno, esta técnica foi analisada para verificar sua aplicabilidade neste estudo. Para avaliar cada caso, resultados experimentais da literatura foram comparados com os obtidos numericamente, de acordo com a metodologia já apresentada.

Para cada *benchmark*, uma publicação em meio científico com dados experimentais foi buscada. Na seleção foram considerados fatores como a boa descrição dos aparatos experimentais, condições do ensaio e análise de erros, com o intuito de possibilitar uma modelagem numérica em acordo com os testes físicos realizados. Os resultados comparativos são apresentados a seguir.

5.1.1 Gerador de vórtices

O primeiro *benchmark* realizado foi referente aos efeitos do gerador passivo de vórtices em um perfil aerodinâmico. A publicação utilizada para comparação é a de Fouatih et al., 2016, nele diversas configurações de GV foram testadas em um perfil NACA 4415, variando-se seu ângulo de ataque. No presente trabalho foram testadas duas configurações: com e sem GVs, ambas em um perfil com ângulo de ataque de 16° . A Figura 5.1 mostra as dimensões, em mm, do perfil e dos GVs estudados. Os GVs em

questão podem ser classificados como do tipo palheta triangular, contra-rotativos e pela sua altura em relação a espessura da CL não são submersos ou micro GVs.

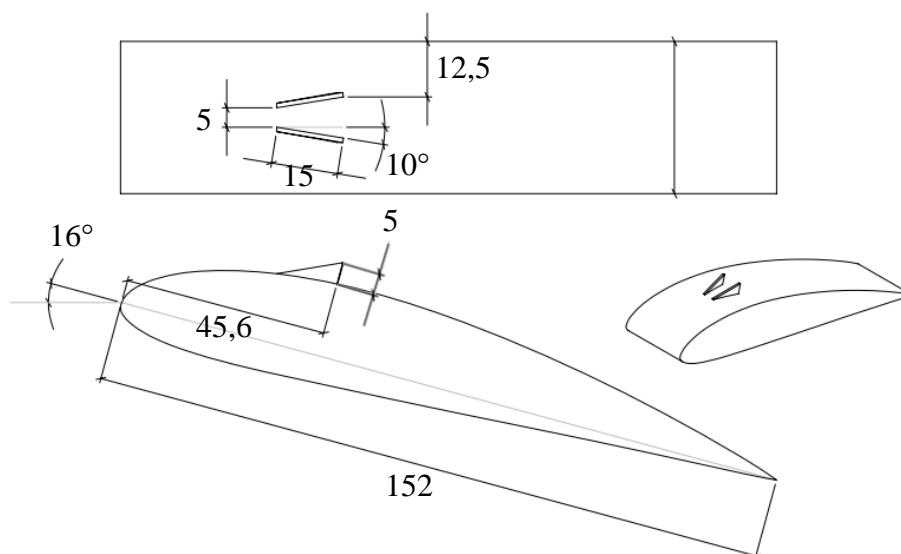


Figura 5.1 - Perfil NACA 4415 com geradores de vórtices (dimensões em mm).

Como os resultados apresentados por Fouatih et al., 2016, foram corrigidos levando em conta o efeito de bloqueio do túnel utilizado, este não foi modelado. Assim, foram aplicados o dimensionamento e as condições de contorno conforme Seção 4.2. Apenas a altura do domínio foi mantida igual a da seção de teste (460 mm), visto que aplicar o padrão da norma, conforme demonstrado na metodologia, reduziria esta dimensão.

Para reduzir o tamanho do domínio e consequentemente o número de volumes da malha, a envergadura da asa foi dimensionada para comportar apenas um par de GVs, como ilustrado na Figura 5.1, respeitando a distância entre pares do trabalho de referência. Para simular a condição de uma asa com maior envergadura e mais pares de GVs, uma condição de contorno de periodicidade foi definida para os planos laterais do domínio. Esta técnica foi utilizada previamente nos estudos de Baldacchino et al., 2016, para caso semelhante. As condições de contorno restantes foram mantidas no padrão apresentado na Seção 4.2, como mostra a Figura 5.2.

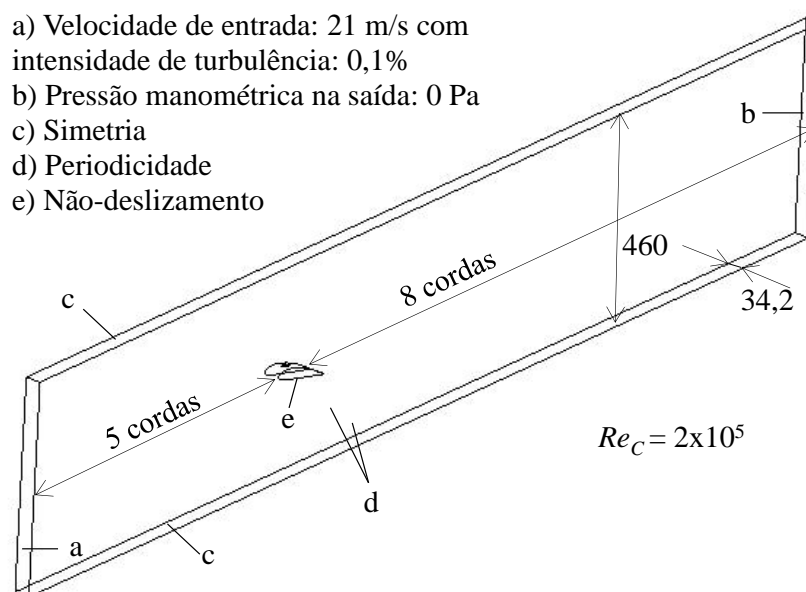


Figura 5.2 - Domínio de cálculo e condições de contorno para perfil NACA 4415 (dimensões em mm).

O domínio foi discretizado conforme a metodologia apresentada na Seção 4.3. Refinamentos foram aplicados em torno do perfil e na sua esteira (células com dimensão equivalente a 5% da corda), na superfície dos GVs (2% da altura dos GVs) e logo após eles (10% da altura). Em testes iniciais, malhas sem os refinamentos nos GVs não capturaram os vórtices gerados, consequentemente o atraso na separação da CL não foi observado. Esta necessidade de refino nos GVs, ocasionada pela grande diferença de escalas entre eles e a superfície em que estão instalados, foi comentada por Florentie et al., 2017. A malha obtida é ilustrada na Figura 5.3, sendo que as linhas da malha estão plotadas em um dos planos laterais do domínio.

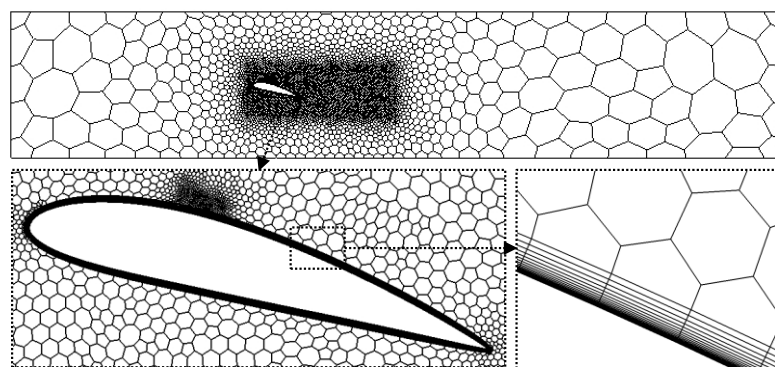


Figura 5.3 - Malha gerada para perfil NACA 4415 com GVs.

A malha para o caso sem GVs totalizou 612.480 células, enquanto a com GVs totalizou 1.840.064 células. Contornos de velocidade plotados no plano central, paralelo as laterais do domínio, são apresentados na Figura 5.4. Nela nota-se que a jusante dos GVs uma velocidade mais alta é mantida por maior extensão próxima a parede do perfil, indício que de fato quantidade de movimento foi transferida para a camada limite, aumentando sua energia cinética, o resultado é o atraso da sua separação.

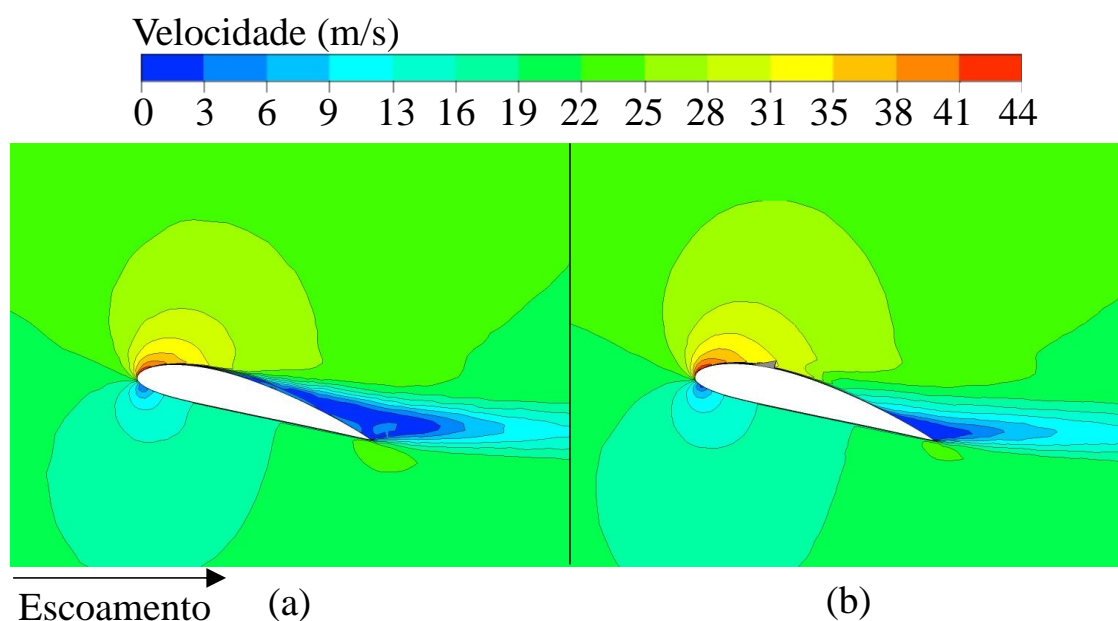


Figura 5.4 - Contornos de velocidade no plano central: (a) Perfil liso; (b) Perfil com GVs.

Na Figura 5.5 também nota-se a transferência de quantidade de movimento da região mais afastada da parede para a região mais próxima, contornos de maior velocidade se localizam próximos a parede. Esta transferência se dá via vórtices primários (internos aos GVs) e secundários (externos). Na Figura 5.6 estes vórtices característicos também são notados nas isosuperfícies do Critério-Q. Para isolá-los, o valor de Q foi definido

como 0,01 e, a cor azul aplicada nas isosuperfícies não representa nenhuma grandeza, tem apenas o objetivo de melhorar sua visualização.

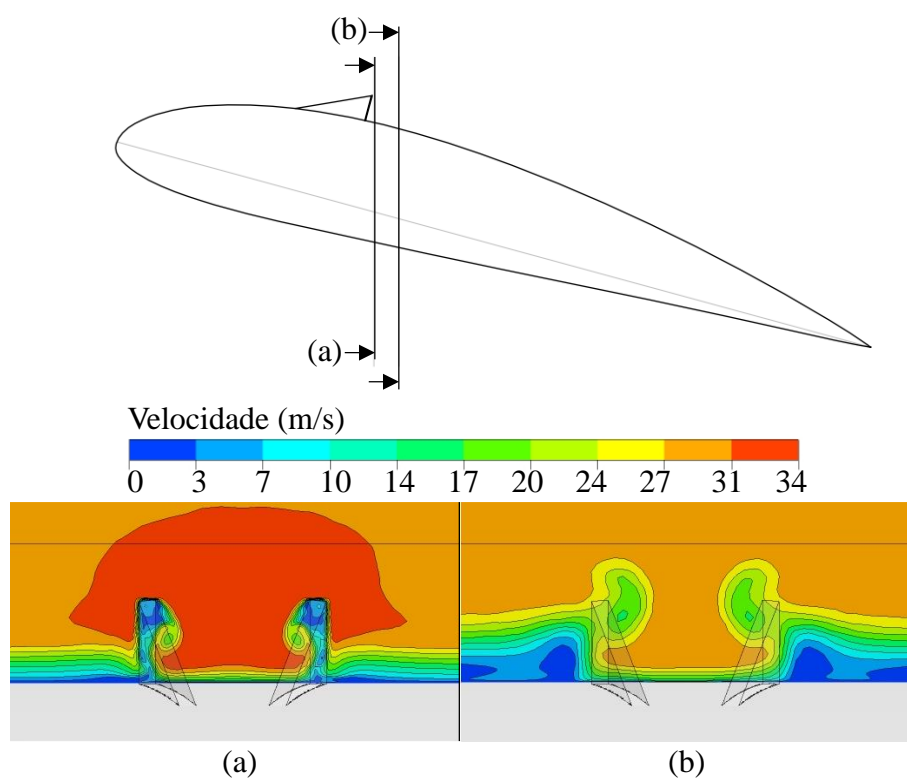


Figura 5.5 - Contornos de velocidade em planos paralelos a entrada do domínio a: (a) 32% da corda; (b) 36% da corda.

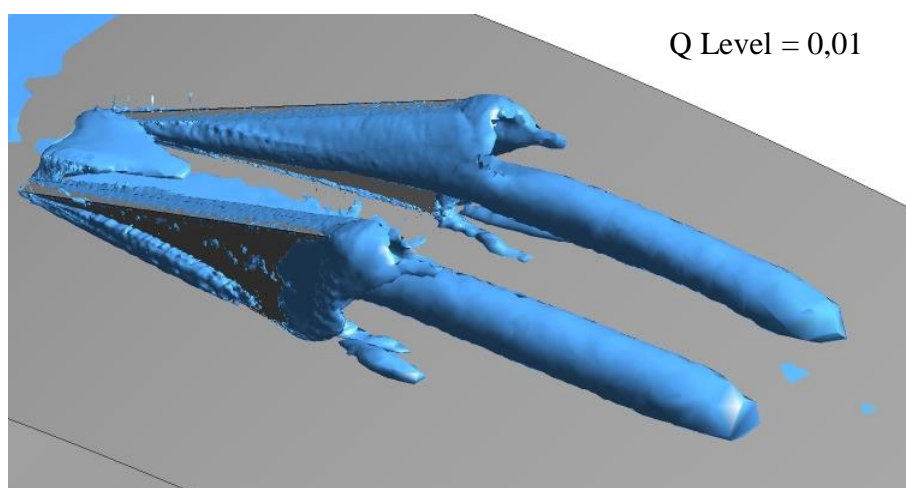


Figura 5.6 - Vórtices isolados via isosuperfícies do Critério-Q para perfil NACA 4415.

A Tabela 5.1 apresenta os coeficientes obtidos no presente estudo, bem como os valores apresentados pela literatura. Nota-se que dentre os próprios valores experimentais da literatura para o perfil sem controle (com escoamento que pode ser considerado de menor complexidade) existem diferenças de ordem semelhante a encontrada quando comparamos com o estudo numérico deste trabalho. Nota-se também que os resultados aproximam-se mais dos trabalhos experimentais de Pope e Harper, 1966 e Efstratios, 1988, do que os de Fouatih et al., 2016, também experimentais. É importante salientar que o coeficiente de arrasto de Fouatih et al., 2016 é o maior e o coeficiente de sustentação o menor quando comparados aos outros trabalhos. Este fato pode indicar que o C_D foi superestimado e o C_L subestimado, o que também pode ter colaborado para as diferenças no caso com GVs em relação ao presente trabalho.

Pela correta captura das principais estruturas formadas pelos GVs e seu efeito nos coeficientes aerodinâmicos e pela proximidade dos valores obtidos com os encontrados na literatura, a metodologia numérica foi considerada apta para analisar o impacto deste tipo de controle de CL em um perfil de asa.

Tabela 5.1 - Comparação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos para perfil NACA 4415.

	Perfil liso		Perfil com GVs	
	C_D	C_L	C_D	C_L
Presente trabalho	0,095	1,37	0,12	1,48
Exp. Fouatih et al., 2016	0,12	1,30	0,18	1,45
ΔC_i	0,025	0,070	0,070	0,030
$\Delta C_i \%$	20,8	5,4	33,3	2,1
Exp. Pope e Harper, 1966	0,10	1,41	-	-
ΔC_i	0,005	0,040	-	-
$\Delta C_i \%$	5,0	2,8	-	-
Exp. Efstratios, 1988	0,11	1,35	-	-
ΔC_i	0,015	0,020	-	-
$\Delta C_i \%$	13,6	1,5	-	-

5.1.2 Corpo de Ahmed

O segundo *benchmark* realizado foi referente à aerodinâmica automotiva externa. A publicação utilizada para comparação é a de Meile et al., 2011. O corpo de Ahmed foi proposto por Ahmed et al., 1984, com o intuito de ser uma geometria simplificada, porém com as características aerodinâmicas mais notáveis em um automóvel.

O trabalho de Meile et al., 2011 compara seus resultados numéricos obtidos via FLUENT com dados experimentais próprios e também disponibilizados via ERCOFTAC (*European Research Community On Flow, Turbulence and Combustion*). Uma variável de estudo do corpo de Ahmed é seu ângulo de declínio da parte traseira (ângulo de *slant*). Para a presente comparação, este foi fixado em 25° , como mostra a Figura 5.7.

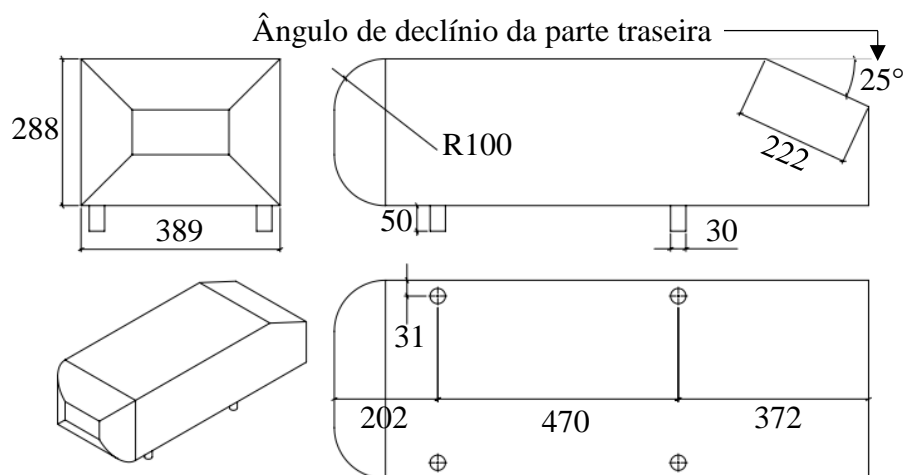


Figura 5.7 – Principais características dimensionais do corpo de Ahmed (dimensões em mm).

O padrão para dimensões do domínio e condições de contorno foi mantido como mostra a Figura 5.8. Cuidado maior foi tomado com a região que representa o solo. Esta região teve de ser dimensionada de acordo com os trabalhos de referência, e aplicada condição de não-deslizamento, de forma que a camada limite se desenvolva, e que quando encontra o corpo tenha espessura coerente com a condição do ensaio físico. A Figura 5.10 especifica estas dimensões.

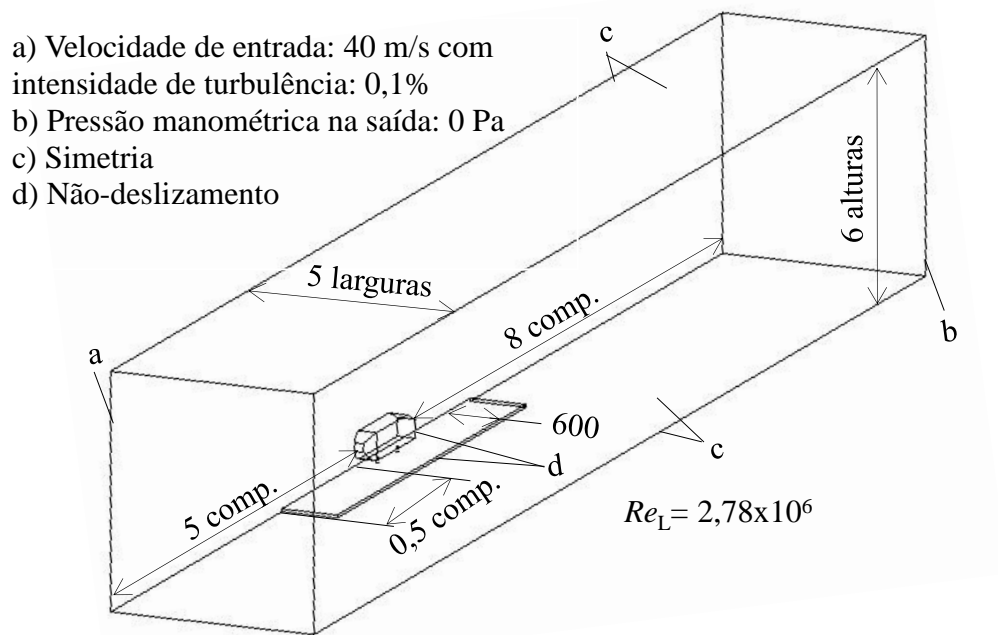


Figura 5.8 - Domínio de cálculo e condições de contorno para o corpo de Ahmed (dimensões em mm).

A malha obtida é ilustrada na Figura 5.9, sendo que suas linhas estão plotadas no plano de simetria. O domínio somou 1.920.538 células.

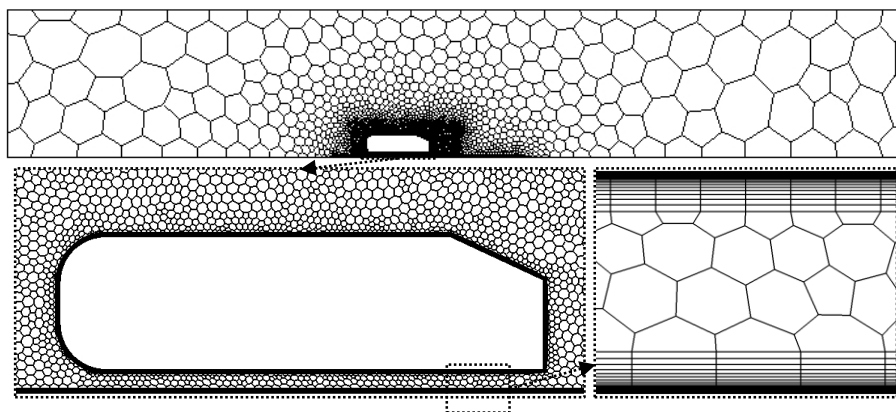


Figura 5.9 – Malha gerada para o corpo de Ahmed.

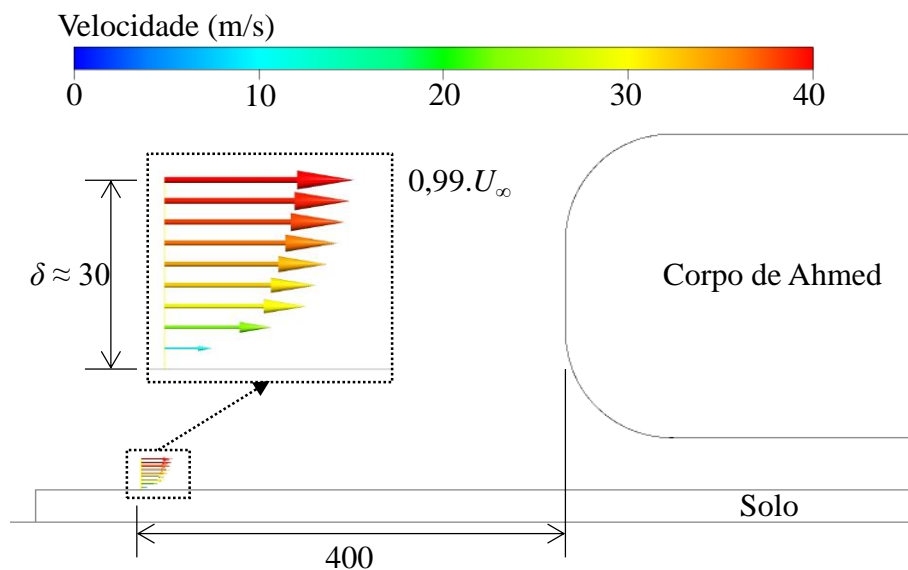


Figura 5.10 - Espessura da camada limite próxima ao solo a montante do corpo.

Da Figura 5.11 pode-se concluir que no plano de simetria, no centro do corpo, a separação no decaimento da traseira é coerente com resultados da literatura para este ângulo. Nota-se também a formação da CL no solo, a jusante do corpo, e sua interação com a parte inferior dele.

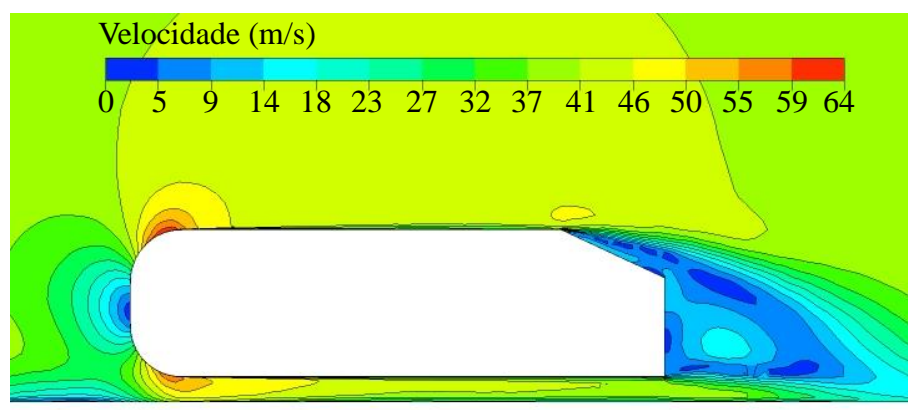


Figura 5.11 - Contornos de velocidade no plano de simetria.

Na Figura 5.12 pode-se perceber estruturas vorticiais típicas do corpo de Ahmed para este caso: bolha de separação frontal (1), bolha de separação frontal lateral (2), vórtices inferiores (3), vórtices da coluna C (4), bolha de separação da luz traseira ou vórtices superiores (5), recirculação traseira (6). Nomenclatura semelhante foi adaptada do trabalho de Ahmed et al., 1984 por Keogh et al., 2016. Para isolar os núcleos dos

vórtices, o valor de Q foi definido como 0,0012 e, novamente, a cor azul aplicada nas isosuperfícies não representa nenhuma grandeza, tem apenas o objetivo de melhorar sua visualização.

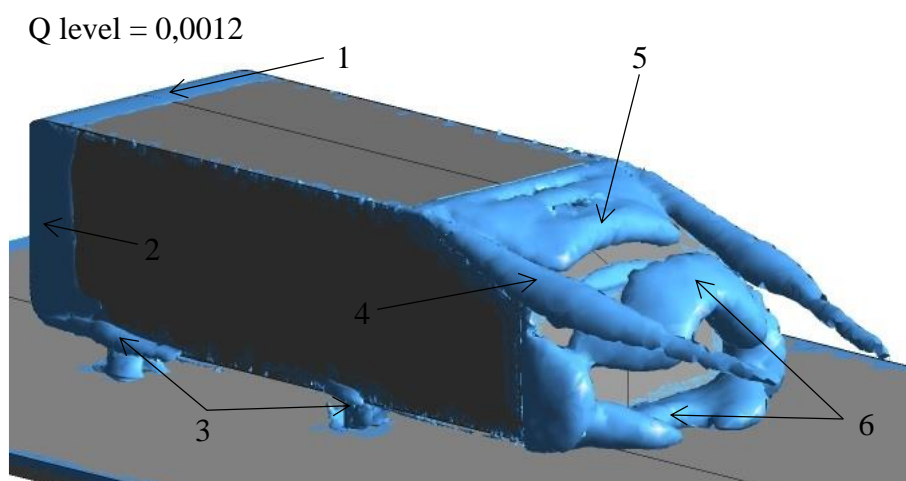


Figura 5.12 - Vórtices isolados via isosuperfícies do Critério- Q para o corpo de Ahmed.

A Tabela 5.2 apresenta os coeficientes obtidos no presente estudo, bem como os valores numérico e experimental do trabalho utilizado como base. As diferenças de 3% no C_D e 10% no C_L são plausíveis com resultados apresentados na literatura. Os pontos característicos de separação e vorticidade foram captados corretamente. Pelos motivos citados, a metodologia numérica foi considerada apta a prever os coeficientes de arrasto e sustentação em uma análise aerodinâmica externa de um automóvel simplificado.

Tabela 5.2 - Comparação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos para o corpo de Ahmed.

	C_D	C_L
Presente trabalho	0,29	0,31
Experimental Meile et al., 2011	0,299	0,345
ΔC_i	0,009	0,035
ΔC_i %	3,0	10,1
Numérico Meile et al., 2011	0,295	0,387
ΔC_i	0,005	0,077
ΔC_i %	1,7	19,9

5.1.3 Imposição de Perfis como Condição de Contorno de Entrada

Nesta seção serão apresentados os resultados do estudo da viabilidade da aplicação da imposição de perfis de velocidade, energia cinética da turbulência e dissipação específica na entrada do domínio. Para realizar esta avaliação, buscou-se um trabalho experimental para comparação, em que o corpo de interesse fosse um perfil aerodinâmico submetido à interferência da esteira de um corpo a montante. Esta busca levou ao trabalho de Michelsen e Mueller, 1987. O comportamento dos coeficientes aerodinâmicos com a variação do posicionamento entre os corpos foi reproduzido através de simulações com domínio completo e também apenas com a asa a jusante, impondo os perfis de velocidade, energia cinética da turbulência e dissipação específica na entrada. Ambos foram comparados aos dados experimentais e uns aos outros.

A geometria manteve-se fiel a descrita no trabalho original. Consiste em dois perfis Wortmann FX 63-137 com diferentes cordas e ângulos de ataque. Além disso, placas de extremidade foram fixadas nas laterais do perfil em que os coeficientes foram avaliados, para reduzir efeitos tridimensionais inevitáveis com o aparato experimental utilizado [Mueller e Jansen, 1982]. A geometria é apresentada na Figura 5.13. Como a placa de extremidade tem dimensões bem maiores que o perfil que está anexado nela, o plano de amostragem acaba interceptando-a, assim como acontece nos casos de aplicação desta técnica no FSAE.

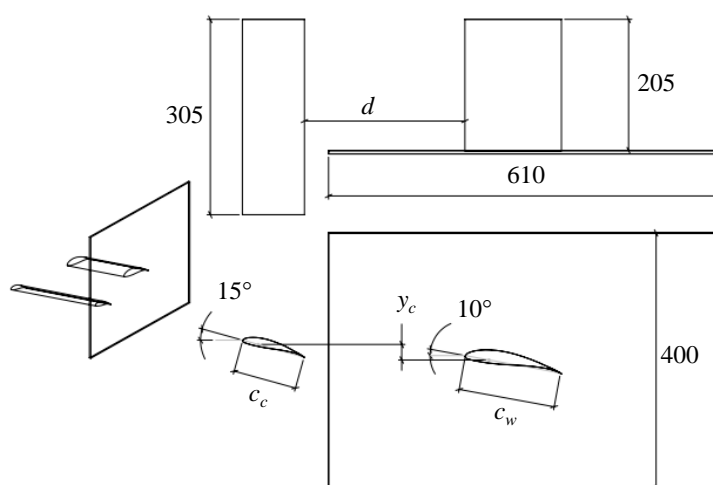


Figura 5.13 - Geometria para o estudo da imposição de perfis como condição de contorno de entrada (dimensões em mm).

Os valores dos coeficientes aerodinâmicos apresentados no trabalho de Michelsen e Mueller, 1987, não foram corrigidos para o bloqueio do túnel utilizado (ver Maskell, 1963), por este motivo o domínio foi dimensionado de acordo com a seção de testes (1830 mm x 610 mm x 610 mm). Para reduzir o tamanho do domínio e diminuir os custos computacionais, apenas metade da seção de testes foi resolvida, aproveitando-se o plano de simetria central. Além disso, nas paredes superior e inferior da seção foi aplicada a condição de não-deslizamento. Pela existência da placa de extremidade, a aplicação da mesma condição na parede lateral não foi realizada. Para não ter de resolver o escoamento no bocal de entrada antes da seção de testes e no difusor depois dela, o domínio se estendeu seguindo o padrão apresentado para o presente trabalho. O comprimento considerado para dimensionamento do prolongamento do domínio, a montante e a jusante da geometria, foi a medida do bordo de ataque do primeiro perfil até o final da placa de extremidade, para o caso com maior distância d testado. Na Figura 5.14 são apresentados o domínio e as condições de contorno.

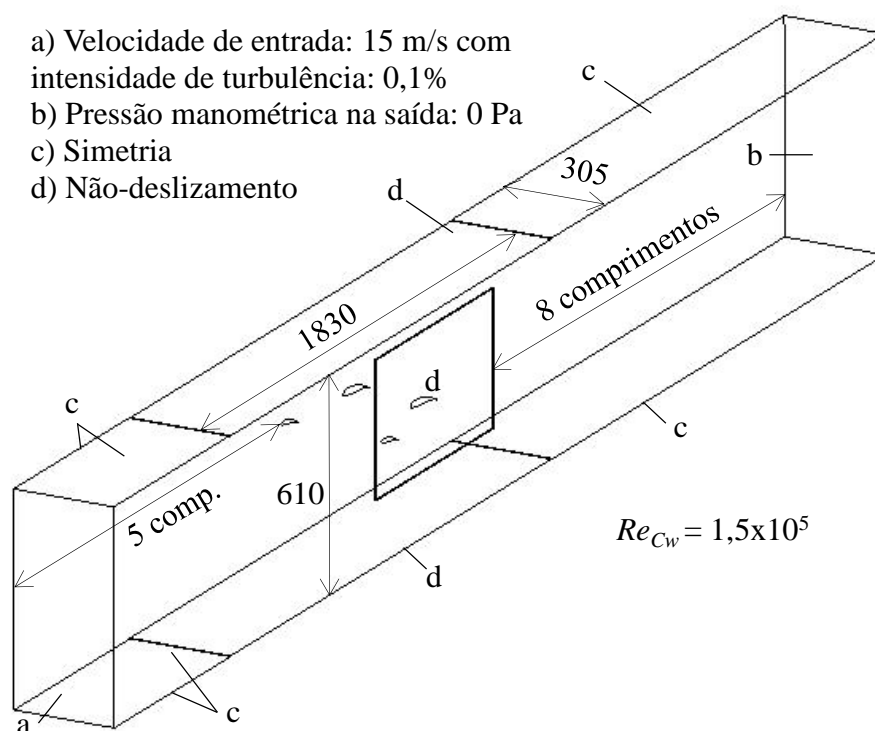


Figura 5.14 - Domínio para o estudo da imposição de perfis como condição de contorno de entrada (dimensões em mm).

A malha foi gerada seguindo o padrão apresentado na metodologia. A Figura 5.15 mostra as linhas de uma das malhas utilizadas, plotadas no plano de simetria. Observa-se o diferente dimensionamento da camada de prismas dependendo do comprimento característico da superfície em questão.

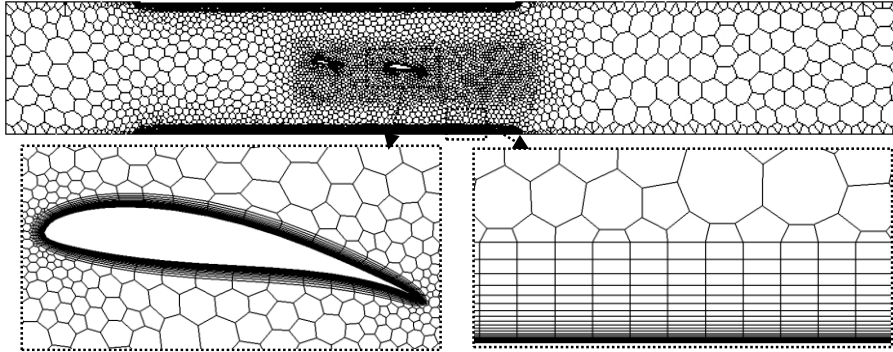


Figura 5.15 - Malha gerada para o estudo da imposição de perfis como condição de contorno de entrada.

Para facilitar a comparação com outros casos, as distâncias variadas (o *offset* y_c e o espaçamento d , ambos podem ser vistos na Figura 5.13) foram adimensionalizadas pelo comprimento característico do corpo que gera a esteira, neste caso a corda do perfil a montante do perfil principal (c_c), chamado de *canard* no trabalho de Michelsen e Mueller, 1987. A nomenclatura *canard* provém da aeronáutica, onde este consiste em uma asa de menor dimensão localizada a montante da asa principal de uma aeronave. O *offset* adimensionalizado é definido como

$$O_c = \frac{y_c}{c_c}, \quad (5.1)$$

e o espaçamento adimensionalizado é definido como

$$S' = \frac{d}{c_c}. \quad (5.2)$$

Além disso, serão apresentados gráficos com a diferença entre coeficientes calculados pelos dois métodos numéricos, definida como

$$\Delta C_i = |C_{if} - C_{iw}|, \quad (5.3)$$

onde o sub-índice i é substituído por L para sustentação e D para arrasto, e os sub-índices f e w referem-se as simulações com domínio inteiro e parcial, respectivamente.

O primeiro estudo realizado se consistiu em fixar o espaçamento entre os perfis S' em 3,4 e variar seu *offset*, da mesma forma apresentada no trabalho de Michelsen e Mueller, 1987. O intuito principal desta análise foi verificar a coerência, com respeito aos coeficientes aerodinâmicos, dos dois métodos numéricos (domínio completo e domínio parcial, impondo perfis na entrada) com os valores obtidos experimentalmente no trabalho de Michelsen e Mueller, 1987.

Para o segundo estudo, o *offset* O_c foi fixado em 0,25 e o espaçamento variado. Esta condição não é encontrada no trabalho de Michelsen e Mueller, 1987, e foi realizada com o objetivo de avaliar a mínima distância entre os corpos em que resolver o domínio parcial, com imposição de perfis na entrada, é viável. A Figura 5.16 ilustra os efeitos nos contornos de velocidade em fixar o espaçamento e variar o *offset* e, também, em fixar o *offset* e variar o espaçamento.

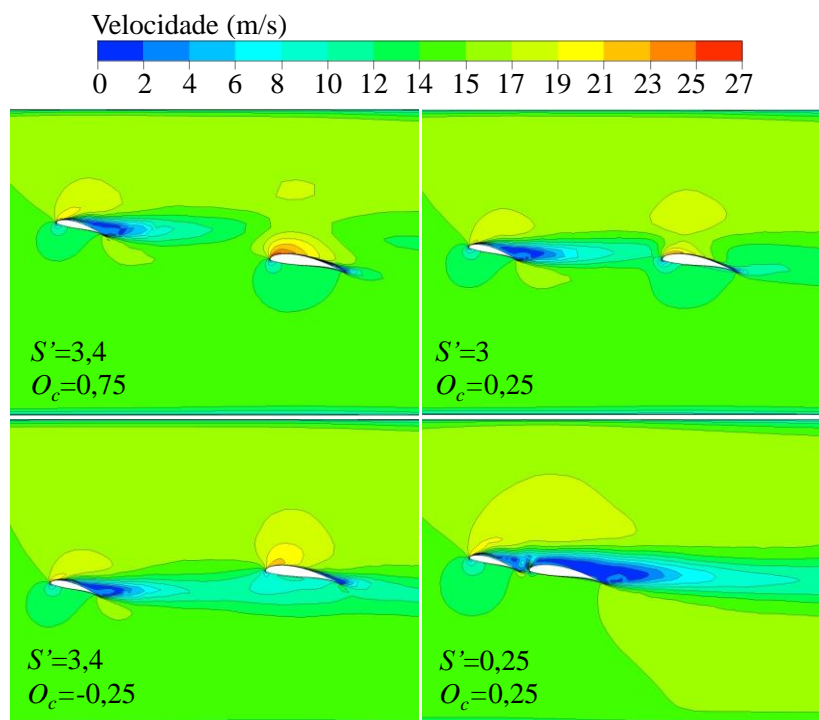


Figura 5.16 - Contornos de velocidade no plano de simetria.

Os resultados quantitativos dos dois estudos são apresentados graficamente na Figura 5.17. A Figura 5.18 mostra as diferenças obtidas nos coeficientes entre os dois métodos numéricos avaliados. Da análise do primeiro estudo (gráficos de C_L e C_D variando com O_C na Figura 5.17), concluiu-se que ambas metodologias numéricas capturaram corretamente as tendências nos coeficientes, comparando-as com os valores experimentais sob variação do *offset*. Apesar de existirem diferenças quantitativas consideráveis, todas caíram dentro do intervalo de incerteza das análises.

Do segundo estudo (gráficos de C_L e C_D variando com S' na Figura 5.17), observou-se um aumento na diferença entre os coeficientes obtidos via domínio completo e parcial, conforme o espaçamento entre os perfis foi reduzido. Comportamento que ocorreu até uma distância mínima, com S' igual a 0,25, onde a simulação com domínio parcial divergiu. Por este motivo valores de C_D e C_L para S' igual a 0,25 com domínio parcial não são apresentados. O notável aumento no C_D e redução no C_L em S' igual a 0,25 é explicado pelo fato de que nesta condição a camada limite se separa logo após o bordo de ataque do perfil, causando elevado incremento no arrasto de pressão e redução na sustentação (situação de estol).

Com respeito ao custo computacional, as simulações com domínio completo levaram em média 57 minutos para iterar 2000 vezes, enquanto as com o domínio parcial levaram 31 minutos. Nenhuma mudança foi observada no tempo requerido para alcançar o critério de convergência. O decréscimo no tempo é diretamente explicado por uma redução de 30% no número de volumes do domínio.

Para verificar a aplicabilidade da imposição de perfis no estudo principal deste trabalho, a distância adimensionalizada entre o corpo que gera a esteira e a asa traseira foi avaliada. As principais perturbações ao escoamento que chega aos perfis traseiros são provenientes do conjunto capacete do piloto/restritor de cabeça, e dos tubos do arco central da estrutura. Como o conjunto capacete/restritor tem maior dimensão e está mais próximo dos perfis, seu comprimento característico foi adotado para adimensionalização da distância. A Figura 5.19 mostra as distâncias e interação dos corpos a montante com a asa traseira do veículo. Considerando estas distâncias obtém-se um S' igual a 0,52. Para valor semelhante, o estudo já apresentado obteve convergência na simulação numérica com domínio parcial, com diferença nos coeficientes obtidos na ordem de 10^{-3} para o C_D

e 10^{-2} para o C_L , como mostra a Figura 5.18. Os resultados do estudo apresentado nesta seção foram publicados em revista científica, conforme mostra o Anexo I.

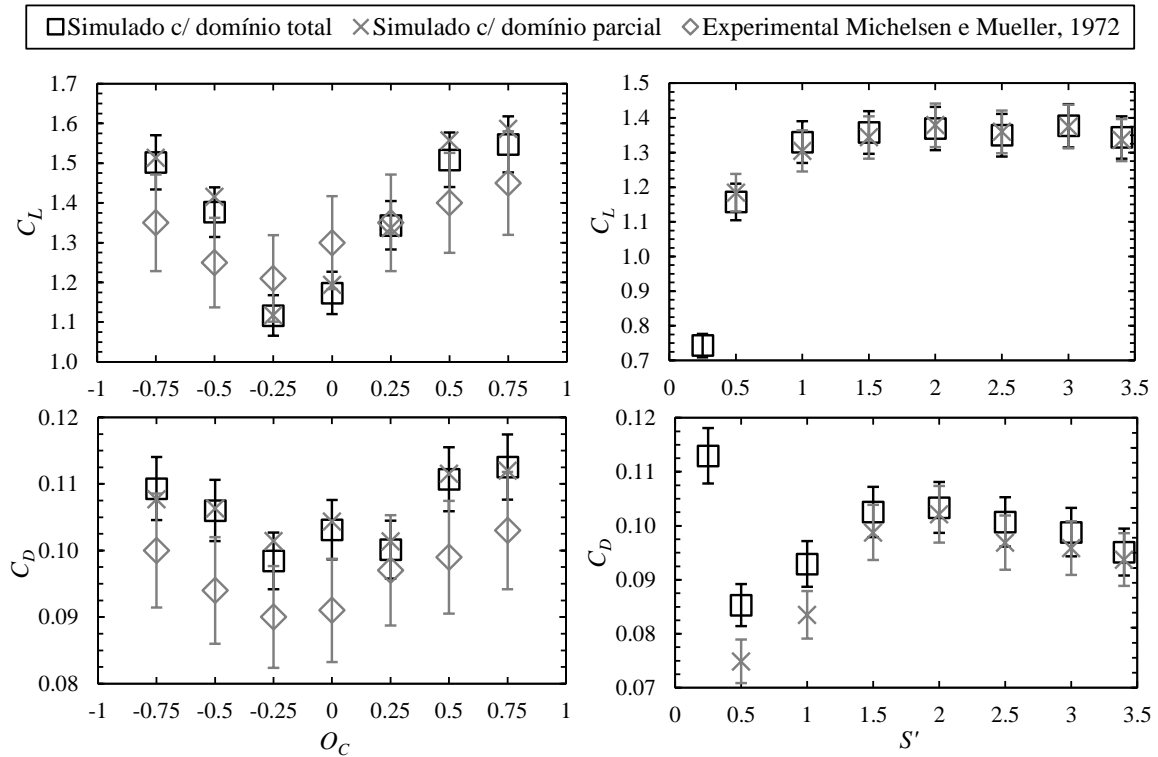


Figura 5.17 - Gráficos dos coeficientes aerodinâmicos variando com o *offset* e com a separação adimensionais.

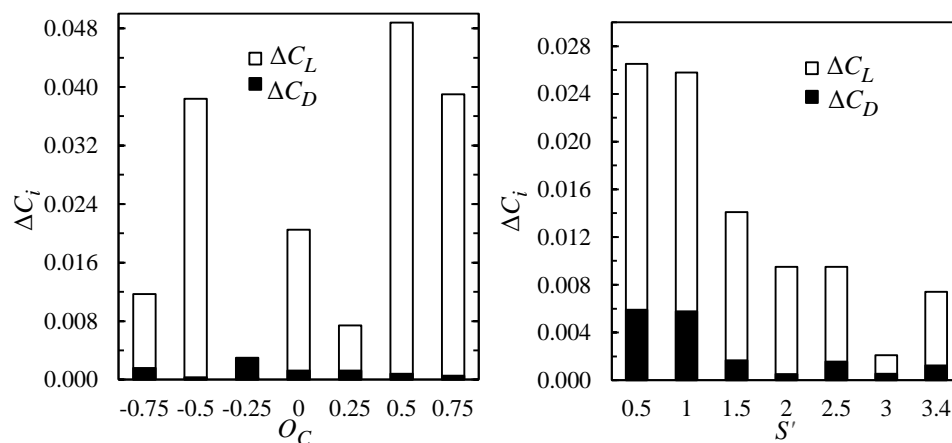


Figura 5.18 - Diferenças nos coeficientes obtidos entre os dois métodos numéricos avaliados.

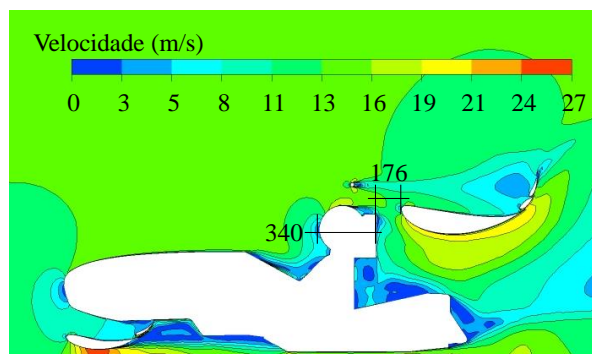


Figura 5.19 - Distâncias para avaliação de S' .

As diferenças por resolver parcialmente o domínio foram consideradas toleráveis para os testes intermediários de configurações de GVs. As tendências foram reproduzidas e avaliou-se que o ganho proporcionado em custo computacional sobrepõe-se à eventual perda de exatidão no resultado. Além da simulação inicial para amostrar os perfis a serem impostos, uma simulação final com domínio completo e GVs foi feita para verificação de resultados. Para formar um critério de julgamento para a metodologia numérica como um todo, diferenças entre resultados experimentais e numéricos encontrados na literatura são apresentados juntamente com as comparações provenientes dos *benchmarks* deste trabalho. Estes são apresentados na Tabela 5.3.

Tabela 5.3 - Diferenças percentuais entre coeficientes de sustentação e arrasto obtidos de forma numérica vs. obtidos de forma experimental da literatura

Autor	Caso	ΔC_L (%)	ΔC_D (%)
Presente trabalho	Corpo de Ahmed	10,1	1,3
Presente trabalho	Perfil com GVs (16° AOA)	2,1	33,3
Meile et al., 2011	Corpo de Ahmed	12,2	1,3
Wang et al., 2014	Veículo de referência MIRA ¹	3,9	10,9
Keogh et al., 2016	Asa frontal F1 genérico ²	0,7	5,56
Tienphuc et al., 2016	F1 genérico ²	-	7,9
Manolesos et al., 2016	Perfil com GVs (15° AOA)	9,4	23,5
Ashton et al., 2016	Veículo de referência DrivAer ^{1,2}	24	0,4
Wang et al., 2016	Perfil com GVs (16° AOA)	15	14

¹Para carroceria *fastback*; ²Para modelo *k- ω SST*

Da análise da Tabela 5.3, conclue-se que as diferenças entre coeficientes de arrasto e sustentação, obtidos de forma numérica e obtidos de forma experimental, encontradas neste trabalho são de ordem semelhante a valores encontrados na literatura. A diferença mais expressiva no coeficiente de arrasto para o caso dos GVs pode ter sido superestimada, este fato foi explicado na Seção 5.1.1 Para todos os casos, contribuem para as diferenças tanto erros provenientes do método numérico como do experimental. Por este motivo, estas diferenças não podem ser tomadas como incerteza da metodologia numérica, esta incerteza foi baseada no método GCI. Com base nestas comparações, a metodologia numérica foi julgada aplicável ao presente estudo.

5.2 Aplicação dos Geradores de Vórtices no Veículo

O veículo de FSAE estudado foi o modelo de 2015/1 da equipe Formula UFSM, da Universidade Federal de Santa Maria, denominado Celeris. A escolha foi motivada pelo fato de ser um veículo de alto desempenho que utiliza perfis aerodinâmicos para geração de força descendente. Estes perfis são o foco para aplicação dos GVs. Além disso, a familiaridade do autor do presente trabalho com FSAE contribuiu para a seleção deste veículo.

Simplificações foram aplicadas à geometria em CAD do veículo para reduzir o custo computacional das simulações. As mais notáveis são:

- Os componentes de suspensão, *powertrain* (em veículos automotores, refere-se aos componentes encarregados de gerar potência e entregá-la ao solo através dos pneus) e fixação das asas foram suprimidos. Tubos de chassi foram envoltos por uma só casca, conectando-se às carenagens e formando um sólido. Os únicos tubos mantidos foram o arco central e seus 2 travamentos estruturais. Estas simplificações foram motivadas por estudo interno, não publicado, da equipe Formula UFSM em 2015. Com estas simplificações espera-se que o coeficiente de arrasto seja subestimado e o de sustentação negativa superestimado;
- O conjunto pneu/roda foi modelado como um disco sólido, com raios de arredondamento. Como o foco principal do presente trabalho está no desempenho da asa traseira, a rotação do conjunto pneu/roda não foi aplicada. Um degrau no

contato pneu/solo foi criado para evitar células excessivamente distorcidas na região, conforme estudado por Diasinos et al., 2015;

- O piloto foi modelado de acordo com o gabarito antropométrico referente ao 95º percentil masculino da SAE International, 2016. O *cockpit* foi todo fechado, coincidindo com o corpo do piloto e, juntamente com o chassi, formando um só sólido.

A Figura 5.21 mostra uma foto do protótipo durante testes em pista e a geometria simplificada em CAD. Na Figura 5.22 encontram-se as dimensões externas do veículo e o degrau no contato pneu/solo. O local de aplicação dos GVs foi o último flap da asa traseira. A asa traseira do veículo em questão é do tipo multi elementos, composta por um perfil principal e dois flaps. Os perfis utilizados foram da série Benzing, desenvolvidos especificamente para veículos de competição. As fendas (do inglês *gaps*) entre os elementos e angulações relativas foram estudados por Benzing, 2015.

O conjunto foi baseado na Asa 2S-23-17, com algumas alterações que obtiveram melhores resultados como mostrado no estudo de Soliman et al., 2015. De acordo com a nomenclatura de Benzing, a nomenclatura 2S-23-17 refere-se a: 2S para *double-slotted* (asa com dois flaps separados do perfil principal, com fendas entre eles), 23 e 17 são as cordas do primeiro e segundo flap, respectivamente, em % da corda total. O perfil principal é um Be 183-125, o primeiro flap um Be 122-125 e o segundo flap um Be 152-105. Para a nomenclatura de Benzing os dois primeiros dígitos referem-se a espessura máxima (em % da corda) e o terceiro dígito a sua posição (em décimos da corda). Após o hífen, o quarto e quinto dígitos referem-se ao arqueamento máximo (em % da corda) e o sexto a sua posição (em décimos da corda). Para exemplificar: o perfil Be 183-125 tem espessura máxima de dimensão equivalente a 18% da corda, esta localiza-se em 3 décimos da corda. Tem arqueamento máximo com dimensão equivalente a 12% da corda, localizado a 5 décimos dela, como mostra a Figura 5.20.

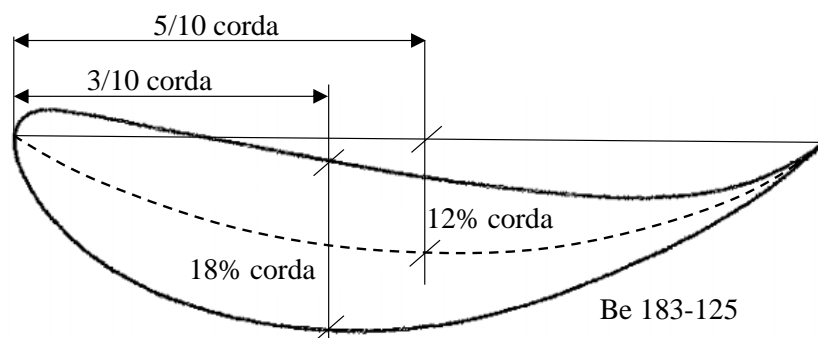


Figura 5.20 - Dimensões utilizadas na nomenclatura do perfil Benzing 183-125
[Adaptado de Benzing, 2012].

A Figura 5.23 mostra os perfis utilizados, seus posicionamentos e o local de aplicação dos GVs. Os GVs utilizados mantiveram as dimensões do avaliado no *benchmark* da Seção 5.1.1, apenas sua posição ao longo da corda, c_{GV} , foi variada. Como já observado no *benchmark*, estes GVs são classificados como do tipo palheta triangular, de configuração contra-rotativa e, pela sua altura em relação a espessura da CL no local de aplicação, não são micro GVs ou GVs submersos.

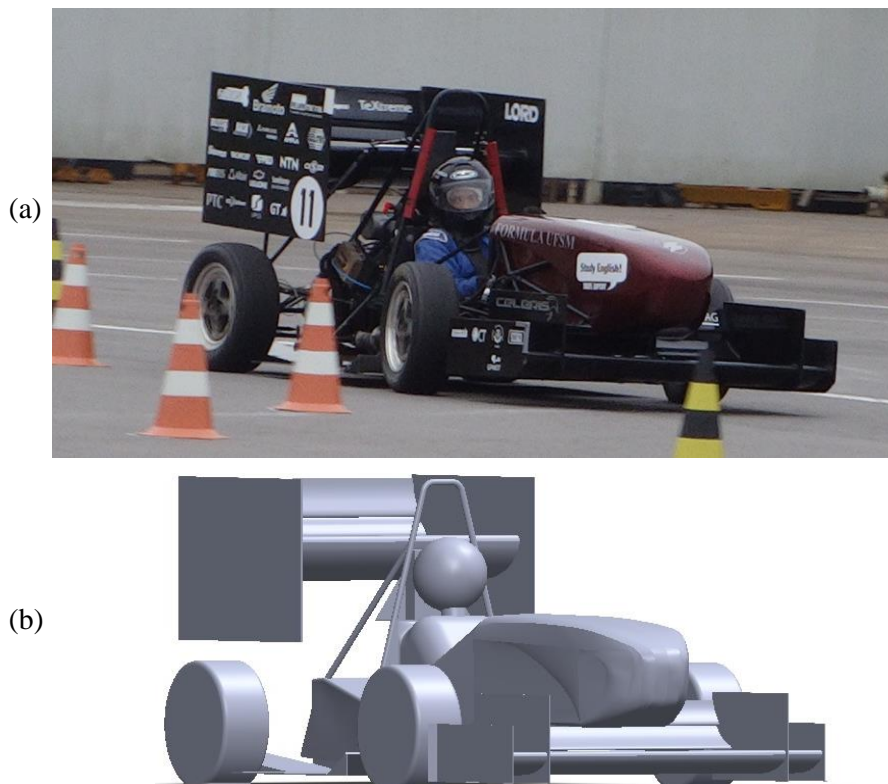


Figura 5.21 - (a) Protótipo na pista e (b) geometria em CAD, já simplificada.

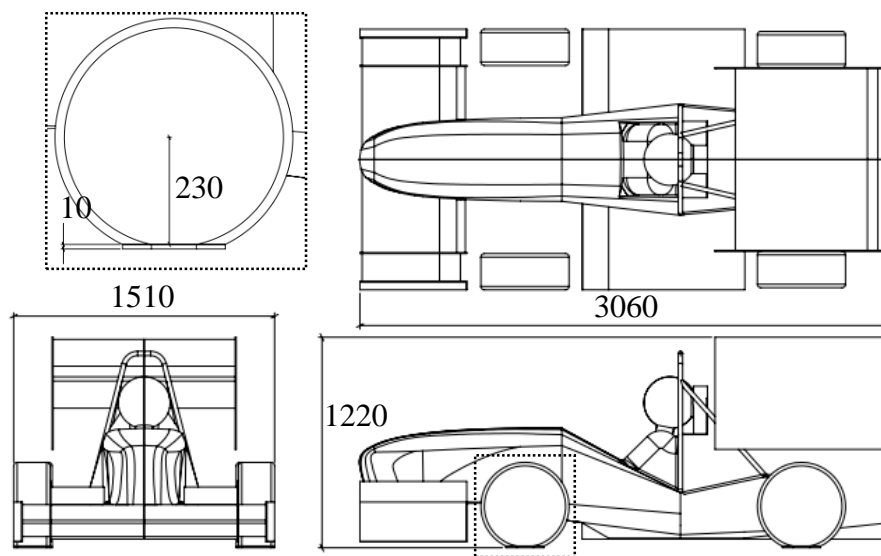


Figura 5.22 - Dimensões externas do protótipo, em detalhe o degrau no contato pneu/solo (dimensões em mm)..

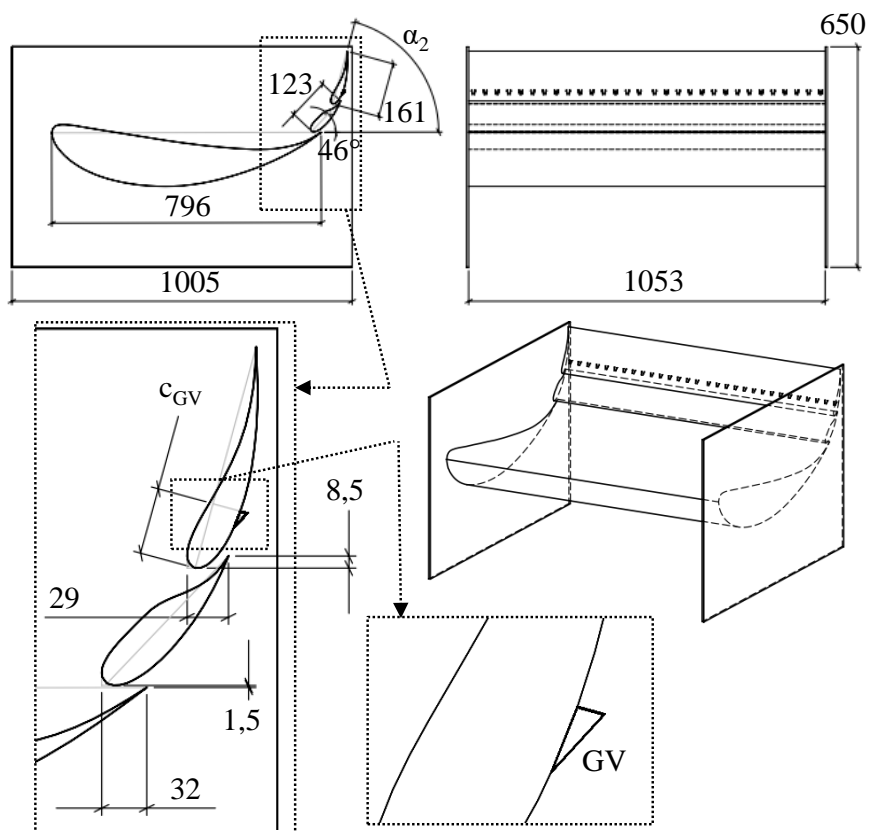


Figura 5.23 - Asa traseira e posicionamento dos GVs (dimensões em mm)..

O domínio, condições de contorno e malha seguiram o padrão do trabalho, já utilizado nos *benchmarks*. Os refinamentos para os casos com GVs foram dimensionados conforme comentado na Seção 5.1.1. Os domínios, completo e parcial, e respectivas condições de contorno são ilustrados na Figura 5.24. A Figura 5.25 mostra a malha utilizada em caso de domínio completo, com linhas mostradas no plano de simetria central.

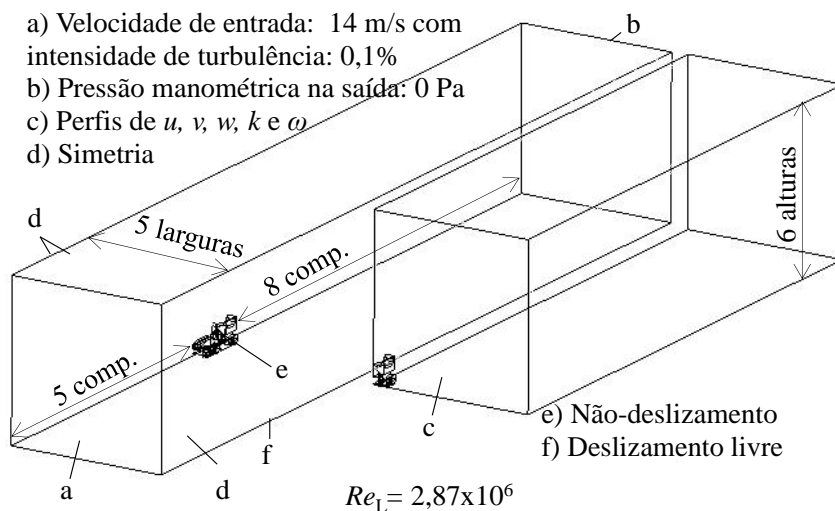


Figura 5.24 - Domínios de cálculo, completo e parcial, para o veículo de FSAE.

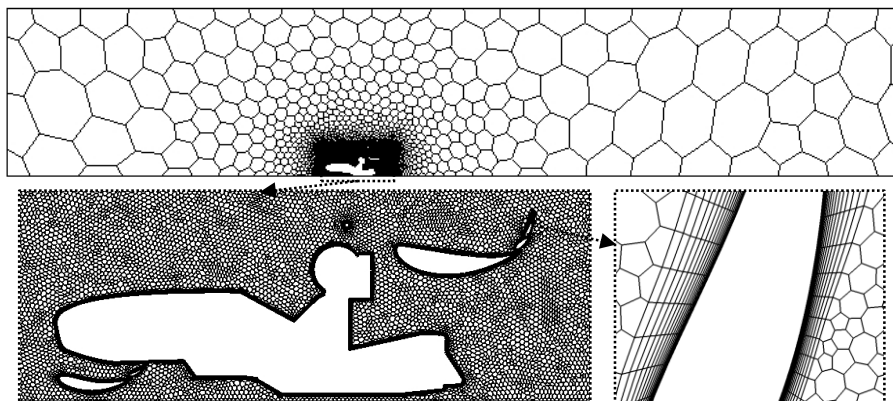


Figura 5.25 – Malha gerada para o veículo de FSAE.

A malha para o caso sem GVs, com domínio parcial, totalizou 2.396.064 e com domínio inteiro 5.252.947 células. Para o caso com GVs foram 10.812.240 células para o domínio parcial e 19.393.250 para o domínio inteiro. A primeira simulação realizada para este caso foi a com o domínio inteiro, sem GVs. Esta simulação serviu como base

para exportar os perfis de velocidade, energia cinética da turbulência e dissipação específica, impostos nas simulações com domínio parcial. Além disso, os valores dos coeficientes aerodinâmicos obtidos puderam ser comparados com os de Soliman et al., 2015. A Tabela 5.4 mostra estes resultados.

As diferenças quantitativas encontradas podem ser atribuídas, além dos diferentes códigos e malhas utilizados, às maiores simplificações assumidas no presente estudo, com destaque para o conjunto pneu/roda estacionário. De fato, estudos prévios mostram que o conjunto rotativo isolado apresenta menor C_D e C_L em comparação ao estático [Diasinos et al., 2015]. O mesmo comportamento foi encontrado nos coeficientes do veículo completo, comparando-se conjuntos estáticos contra rotativos [Dang et al., 2014], o que também foi observado nos resultados obtidos. No presente trabalho, o escoamento em torno do veículo foi resolvido apenas por, inevitavelmente, gerar perturbações que influenciam no funcionamento da asa traseira. O foco está no desempenho da mesma com e sem GVs. Por este motivo não se enxergou empecilhos nas simplificações adotadas, nem nas diferenças com o trabalho de Soliman et al., 2015.

Tabela 5.4 - Comparação dos coeficientes aerodinâmicos obtidos para o veículo de FSAE.

	C_D	C_L
Presente trabalho	1,25	-2,31
Numérico Soliman et al., 2015	1,08	-2,15

Para avaliar o efeito da aplicação dos GVs, foram comparados os coeficientes aerodinâmicos da asa traseira isolada. As primeiras configurações com GVs consistiram em sua aplicação no segundo flap com ângulo de ataque $\alpha_2 = 74,5^\circ$ (Figura 5.23). Esta é a configuração que o veículo utilizou durante as competições. Com este ângulo, a CL se mantém anexada por quase todo o flap. Uma pequena bolha de separação é observada já próximo ao seu bordo de fuga. Estas observações concordam com o resultado numérico e visualização experimental, em pista, realizada por Soliman et al., 2015.

O caso com GVs para esta configuração apresentou redução da região de separação, com leve aumento na força descendente. Objetivando atingir maior força descendente, considerou-se então utilizar maiores ângulos de ataque, o que causaria maior separação em caso sem controle da CL. Como mencionado na seção introdutória,

atualmente o limitante para os projetos aerodinâmicos em FSAE não é o arrasto máximo tolerado e sim o tamanho dos elementos, que é restringido por regulamento. Daí surge o interesse em testar ângulos de ataque mais agressivos com o intuito de alcançar maiores níveis de força descendente. Além do ângulo de ataque do flap, a posição dos GVs ao longo da corda c_{GV} também foi variado (Figura 5.23). Foram testadas duas posições para cada ângulo de ataque. A primeira fixa a 20% da corda do flap, e a segunda em posição ligeiramente a montante do ponto de separação da CL, no caso sem controle. Como o ponto de separação varia com o ângulo de ataque, cada ângulo adotado resultou em uma posição diferente ao longo da corda. Ambos posicionamentos foram motivados por trabalhos que constam na revisão da literatura, em especial os de Lin, 1999 e Fouatih et al., 2016. Para o ângulo de $79,5^\circ$, o ponto ligeiramente a montante da separação ficou próximo dos 20% da corda. Por este motivo, apenas um caso com GVs foi testado neste ângulo.

Qualitativamente, para todos os ângulos de ataque testados, pelo menos uma configuração de GVs se mostrou eficaz em atrasar a separação da CL, como mostra a Figura 5.26. Entretanto, quantitativamente as mudanças nos coeficientes não foram tão expressivas, como mostra a Tabela 5.5. Mesmo assim, valores importantes como os menores C_L e C_D e a maior eficiência da asa, $|C_L/C_D|$, foram alcançados via controle da CL (estes estão apresentados em negrito). Quanto à posição dos GVs ao longo da corda, observou-se que estes devem estar sempre a montante do ponto de separação sem controle. Os valores encontrados na bibliografia, próximos a 20% da corda, são uma boa aproximação, excluindo situações com ângulos de ataque muito elevados (casos 6, 7 e 8), em que a separação da CL ocorre logo após o bordo de ataque.

Nota-se ainda, que o incremento no ângulo de ataque falhou em obter maior força descendente. No entanto acabou levando ao menor C_D e maior eficiência observados. A redução no arrasto em ângulos de ataque mais agressivos pode ser considerada inesperada em um grande número de aplicações, visto que comumente maiores ângulos levam a maior separação da CL, resultando em aumento no arrasto de pressão, que é preponderante nestes casos. No tipo de asa aqui estudada, boa parcela do arrasto total é composta pelo arrasto induzido, em virtude da alta força descendente. A redução no arrasto induzido, ocasionada pela perda de força descendente devido a separação da CL pode se sobrepor ao aumento no arrasto de pressão, o que explica a redução no C_D . Esta

característica já foi utilizada por equipes de F1 para obter maiores velocidades em retas, via estol de suas asas traseiras, como foi estudado por Raul, 2008.

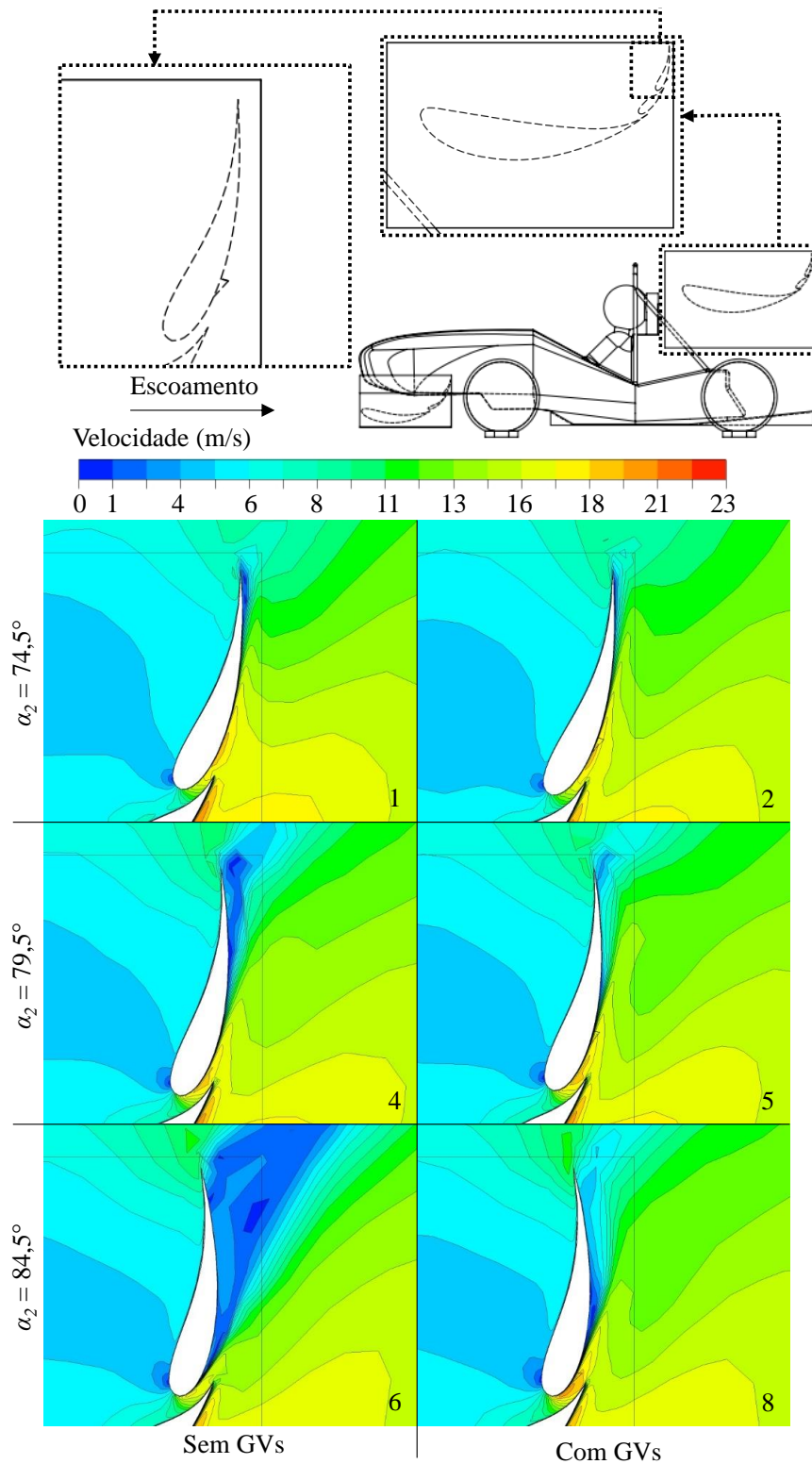


Figura 5.26 - Vista lateral de contornos de velocidade no plano de simetria central para diferentes ângulos de ataque testados, com e sem GV's.

Tabela 5.5 - Coeficientes aerodinâmicos da asa traseira para os testes realizados.

Caso	GVs	α_2	c_{GV} (% corda)	C_D	C_L	$ C_L/C_D $	Domínio
1c	Não	74,5°	-	1,34	-3,74	2,79	Completo
1	Não	74,5°	-	1,34	-3,74	2,79	Parcial
2	Sim	74,5°	32 mm (20%)	1,34	-3,75	2,8	Parcial
3	Sim	74,5°	64 mm (40%)	1,31	-3,69	2,82	Parcial
4	Não	79,5° (+5°)	-	1,28	-3,65	2,79	Parcial
5	Sim	79,5° (+5°)	32 mm (20%)	1,33	-3,69	2,77	Parcial
6	Não	84,5° (+10°)	-	1,27	-3,56	2,8	Parcial
7	Sim	84,5° (+10°)	32 mm (20%)	1,24	-3,53	2,85	Parcial
8	Sim	84,5° (+10°)	3,2 mm (2%)	1,27	-3,66	2,88	Parcial
2c	Sim	74,5°	32 mm (20%)	1,34	-3,75	2,8	Completo

A Figura 5.28 apresenta contornos de velocidade plotados em plano paralelo ao solo, que intercepta o flap logo após os GVs. Esse plano é melhor visualizado na Figura 5.27. O detalhe 1 na Figura 5.28 mostra os dois pares de GVs mais próximos do plano de simetria central, já o detalhe 2 mostra o oposto, dois pares que estão próximos da placa de extremidade. Nota-se que existe interação entre os vórtices gerados pelos GVs com o vórtice de ponta de asa próximo da placa de extremidade. No detalhe 1, os vórtices gerados apresentam simetria. No detalhe 2, a componente rotacional inserida pelo vórtice de ponta de asa desloca-os para o lado da placa de extremidade. Observa-se também que esta interação aparenta ser negativa para os GVs, maiores velocidades próximas à parede podem ser visualizadas no detalhe 1 em relação ao 2, o que indica que os vórtices estão conseguindo transportar maior quantidade de movimento para a CL em 1 do que em 2. A interação pode também ser notada na Figura 5.29. As flechas tracejadas mostram como os vórtices gerados pelos GVs, próximos da placa de extremidade, são desviados pelos

vórtices de ponta de asa. Essa interação não é observada nos GVs próximos ao plano de simetria.

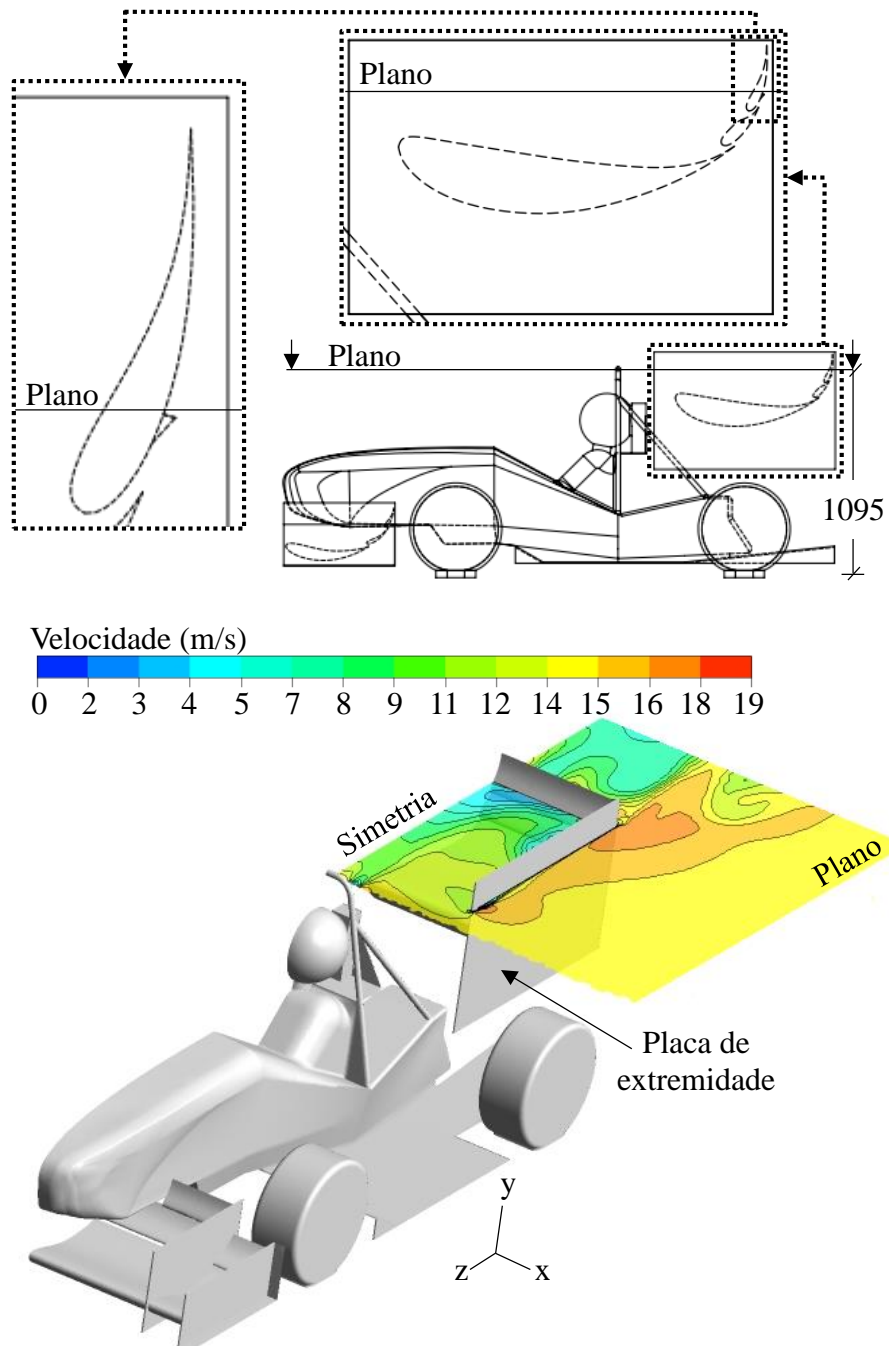


Figura 5.27 - Plano paralelo e distante 1095 mm com relação ao solo, logo após os GVs (dimensões em mm).

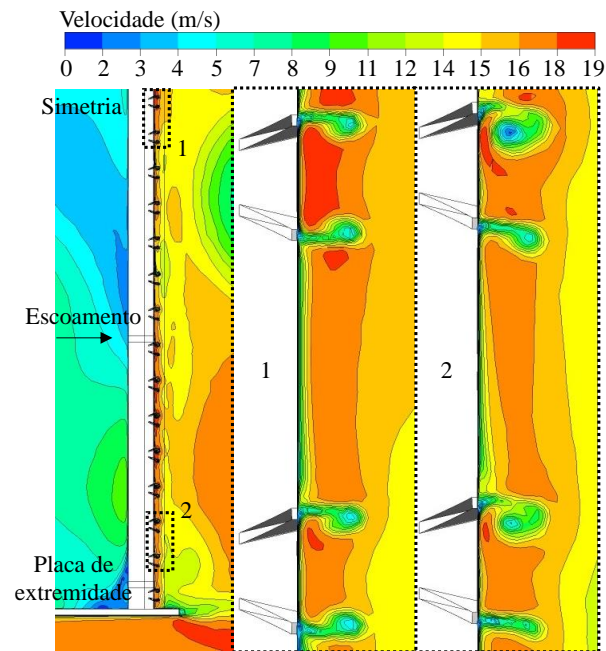


Figura 5.28 - Vista superior de contornos de velocidade no plano definido na Figura 5.27.

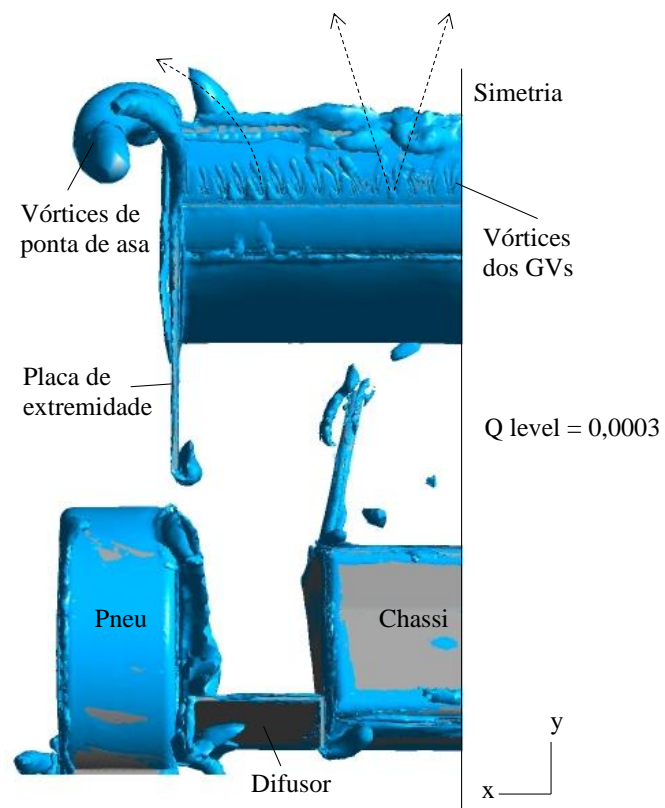


Figura 5.29 - Vista da traseira do veículo de FSAE, vórtices isolados via isosuperfícies do Critério-Q.

Da análise dos GVs no flap se observou que pelo menos uma configuração, em cada ângulo de ataque testado, apresentou redução na separação da CL. Notou-se ainda que os menores C_L e C_D e a maior eficiência da asa, $|C_L/C_D|$, foram atingidos em casos com a presença dos GVs. Comparando o melhor caso obtido com a configuração base, sem GVs, o C_D reduziu 7%, o C_L reduziu 0,3% e o $|C_L/C_D|$ aumentou em 3%.

De imagens obtidas no pós-processamento (Figura 5.28 e Figura 5.29) uma interação dos vórtices gerados pelos GVs com os vórtices de ponta de asa foi verificada. Essa interação ocorre quando estes estão suficientemente próximos. As menores velocidades no escoamento próximo à parede, nos pares de GVs que estão interagindo com o vórtice de ponta de asa, são um indício de que esta relação pode ser prejudicial para o controle da CL.

6 CONCLUSÕES

Neste trabalho foram estudados, via análise numérica, os efeitos nos coeficientes aerodinâmicos da utilização de geradores passivos de vórtices em um flap de uma asa traseira de um veículo de competição tipo Fórmula SAE.

Uma metodologia numérica foi definida com base em manuais do código comercial utilizado e de norma SAE para análise em CFD. A qualidade dessa metodologia foi verificada com GCI (*Grid Convergence Index*) e *benchmarks* com resultados experimentais de interesse para o problema em questão. As comparações dos resultados numéricos obtidos com os valores experimentais da literatura revelaram diferenças mínimas de 2% e no C_L (coeficiente de sustentação), 3% no C_D (coeficiente de arrasto) e máximas de 10% no C_L e 33% no C_D . Do estudo de qualidade de malha, um GCI igual a 3,88% foi encontrado, visto que a malha mais grossa foi adotada. Resolver parcialmente o domínio, impondo perfis em sua entrada, acarretou em diferença nos coeficientes obtidos na ordem de 2% para o C_L e 7% para o C_D , baseando-se no estudo apresentado na seção de *benchmarks*. Esta técnica mostrou-se uma forma viável para reduzir o custo computacional durante o processo de projeto aerodinâmico. A definição quantitativa de regiões de vórtices foi utilizada e permitiu localizar, com embasamento físico e matemático, tanto os vórtices característicos do corpo de Ahmed como os gerados pelos GVs (geradores de vórtices).

Com respeito a aplicação no flap da asa traseira do FSAE, para todos os ângulos de ataque testados pelo menos uma configuração apresentou redução na separação da CL (camada limite). Concluiu-se então que o controle passivo via GVs é uma forma eficaz de atrasar a separação da CL neste caso. Sobre os coeficientes aerodinâmicos obtidos, valores importantes como os menores C_L e C_D e a maior eficiência da asa, $|C_L/C_D|$, foram alcançados via controle da CL. Porém, quantitativamente as diferenças são pequenas. Comparando o melhor caso obtido com a configuração original, o C_D reduziu 7%, o C_L reduziu 0,3% e o $|C_L/C_D|$ aumentou em 3%. Frente à análise de qualidade de malha, as diferenças não são expressivas, podendo ser consideradas desprezíveis no caso do C_L . Por fim, observou-se interação dos vórtices gerados pelos GVs com os vórtices de ponta de asa, quando suficientemente próximos. Esta interação mostrou-se prejudicial ao funcionamento dos GVs.

6.1. Sugestões para trabalhos futuros

Com a conclusão do presente trabalho pode-se imaginar temas para continuação do estudo. Além disso, conhecimentos nele desenvolvidos podem ser úteis para outras áreas de estudo. Iniciando pelos temas com maior ligação ao presente trabalho e estendendo-os para outras áreas lista-se:

- Estudo da interação dos vórtices de ponta de asa com os GVs: como mostrado na parte final deste trabalho os vórtices gerados com o intuito de controlar a CL interagiram com os vórtices de ponta de asa. Este fenômeno se mostrou prejudicial à transferência de quantidade de movimento para próximo da parede. Um estudo deste comportamento pode sugerir geometrias de GVs que levem em conta esta interação;
- Aplicação em perfis aerodinâmicos de outros veículos: utilizar metodologia numérica semelhante para estudar o efeito dos GVs em outros tipos de perfis aerodinâmicos. Avaliar se os ganhos com os GVs são mais expressivos em veículos com perfis de apenas um elemento (sem flaps) e/ou sob efeito solo (como em uma asa dianteira);
- Aplicação em outros apêndices aerodinâmicos: em difusores pode-se estudar o uso dos GVs para atingir ângulos de saída mais elevados, resultando em maior aceleração do escoamento na parte inferior do veículo e, conseqüentemente, maior sustentação negativa. Em veículos com separação localizada da CL a aplicação dos GVs para reduzi-la visando redução no arrasto é plausível;
- Verificação experimental: conduzir estudo experimental de um dos *benchmarks* apresentados, ou da própria aplicação no veículo, para comparação com os resultados numéricos;
- Redução de ruído em veículos de passeio: avaliar impacto aeroacústico em regiões que podem causar ruído na cabine;
- Estudo de GVs em pás de turbina eólica.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Abramchuk, V. **Estudo da Força de Arrasto sobre Veículos de Transporte de Pessoas Empregando CFD**. Dissertação de Mestrado, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2014.

Ahmed, A., Demoulin, M. Turbulence Modelling in the Automotive Industry, **Engineering Turbulence Modelling and Experiments**, vol. 5, p. 29–42, 2002.

Ahmed, S. R., Ramm, G., Faltin, G. Some Salient Features Of The Time-Averaged Ground Vehicle Wake, **SAE Technical Paper Series**, 1984.

ANSYS, **ANSYS Fluent Theory Guide**. Release 15.0. ANSYS, Inc., 2013a

ANSYS, **ANSYS Fluent User's Guide**. Release 15.0. ANSYS, Inc., 2013b

Ashton, N., West, A., Lardeau, S., e Revell, A. Assessment of RANS and DES methods for realistic automotive models, **Computers and Fluids**, vol. 128, p. 1–15, 2016.

Baldacchino, D., Manolesos, M., Ferreira, C., González Salcedo, Á., Aparicio, M., Chaviaropoulos, T., Diakakis, L., Florentie, L., García, N., Papadakis, G., Sorensen, N., Timmer, N., Troldborg, N., Voutsinas, S., Van Zuijlen, A. Experimental benchmark and code validation for airfoils equipped with passive vortex generators. **Journal of Physics: Conference Series**, vol. 753, 2016.

Beck, P. A. **Análise Metodológica de Simulações de escoamentos Turbulentos sobre Seções de Perfis Aerodinâmicos**. Dissertação de Mestrado, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2010.

Benzing, E. **Ali/Wings**. Giorgio Nada Editore, 2012.

Brücker, C., Weidner, C. Influence of self-adaptive hairy flaps on the stall delay of an airfoil in ramp-up motion, **Journal of Fluids and Structures**, vol. 47, p. 31-40, 2014.

Çengel, A. Y., Cimbala, J. M. **Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications**. McGraw Hill, 2014.

Dang, T. P., Gu, Z., Chen, Z. Numerical simulation of flow field around the race car in case: Stationary wheel and rotating wheels, **International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow**, vol. 25(8), p. 1896–1911, 2015.

De Oliveira, C. P. **Análise do Desempenho de uma Turbina Savonius Helicoidal com Torção de 180° Empregando Simulação Numérica**. Dissertação de Mestrado, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2014.

Dhaubhadel, M. N. Review: CFD Applications in the Automotive Industry, **Journal of Fluids Engineering**, vol. 118, p. 647–653, 1996.

Diasinos, S., Barber, T. J., Doig, G. The effects of simplifications on isolated wheel aerodynamics, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 146, p. 90–101, 2015.

Durbin, P. A. Separated Flow Computations with the k-e-v2 Model, **AIAA Journal**, vol. 33, p. 659–664, 1995.

Efstratios, S. **The aerodynamic performance of the NACA-4415 aerofoil section at low Reynolds number**. Master's Thesis, College of Science and Engineering, University of Glasgow, 1988.

Fage, A., Warsap, J. H. The effects of turbulence and surface roughness on the drag of circular cylinders, **Reports and memoranda**, vol. 1283, 1930.

Florentie, L., van Zuijlen, A., Hulshoff, S., Bijl, H. Effectiveness of Side Force Models for Flow Simulations Downstream of Vortex Generators, **AIAA Journal**, vol. 55(4), p. 1373-1384, 2017.

Franky F1 Aerodynamics. **Flow Control Techniques – from Aerospace to Motorsports**. Disponível em: <<https://tianyizf1.wordpress.com/2015/01/18/flow-control/>> Acesso em: 7 nov. 2017.

Formula 1. **Tech insight: How the teams are developing the halo**. Disponível em: <<https://www.formula1.com/en/latest/technical/2018/3/tech-insight--how-the-teams-are-developing-the-halo.html>> Acesso em: 6 mar. 2018.

Fouatih, O. M., Medale, M., Imine, O., e Imine, B. Design optimization of the aerodynamic passive flow control on NACA 4415 airfoil using vortex generators, **European Journal of Mechanics B/Fluids**, vol. 56, p. 82–96, 2016.

Gad-El-Hak, M. e Bushnell, D. M. Separation Control: Review, **Journal of Fluids Engineering**, vol. 113, p. 5–30, 1991.

Garth, C. **An Introduction to Flow Visualization**. Notas de aula, Universidade da Califórnia, Davis, 2010. <http://graphics.cs.ucdavis.edu/~joy/ecs277/>

Godard, G. e Stanislas, M. Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators, **Aerospace Science and Technology**, vol. 10, p. 181–191, 2006.

Guilmineau, E., Deng, G. B., Leroyer, A., Queutey, P., Visonneau, M., Wackers, J. Assessment of RANS and DES methods fo the Ahmed body, **VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering**, 2016.

Haller, G. An objective definition of a vortex, **Journal of Fluid Mechanics**, vol. 525, p. 1-26, 2005.

Han, T. Computational Analysis of Three-Dimensional Turbulent Flow Around a Bluff Body in Ground Proximity, **AIAA Journal**, vol. 27(9), p. 1213–1219, 1989.

Himeno, R., Fujitani, K. Numerical Analysis and Visualization of Flow in Automobile Aerodynamics, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 46, p. 785–790, 1993.

Holmén, V. **Methods for Vortex Identification**. Master's Thesis, Faculty of Engineering, Lund University, 2012.

Hucho, W. H. **Aerodynamics of Road Vehicles: From Fluid Mechanics to Vehicle Engineering**. Butterworth-Heinemann, 1987.

Hunt, J. C. R., Wray, A. A., Moin, P. Eddies, Streams, and Convergence Zones in Turbulent Flows, **Center for Turbulence Research – Proceedings of the Summer Program**, 1988.

Hussain, A. K. M. F. Coherent structures and turbulence. **Journal of Fluid Mechanics**, vol. 173, p. 303-356, 1986.

Ji, B., Luo, X., Wu, Y., Xiaoxing, P., Duan, Y. Numerical analysis of unsteady cavitating turbulent flow and shedding horse-shoe vortex structure around a twisted hydrofoil, **International Journal of Multiphase Flow**, vol. 51, p. 33-43, 2013.

Katz, J. **Race Car Aerodynamics: designing for speed**. Bentley Publishers, 1995.

Kader, B. Temperature and Concentration Profiles in Fully Turbulent Boundary Layers, **International Journal of Heat and Mass Transfer**, vol. 24(9), p. 1541–1544, 1981.

Kao, D. L., Ahmad, J. U., Terry L. H. Visualization and Quantification of Rotor Tip Vortices in Helicopter Flows, **53st AIAA Aerospace Sciences Meeting**, 2015.

Keogh, J., Doig, G., and Diasinos, S. **Flow compressibility effects around an open-wheel racing car**, *The Aeronautical Journal*, vol. 118(1209), 2014.

Keogh, J., Barber, T., Diasinos, S., Doig, G. The aerodynamic effects on a cornering Ahmed body. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 154, p. 34-46, 2016.

Kuethé, A. M. **Boundary Layer Control of Flow Separation and Heat Exchange**. Patent number US3741285A, 1970.

Kuya, Y., Takeda, K., Zhang, X., Beeton, S., Pandaleon, T. Flow Separation Control on a Race Car Wing With Vortex Generators in Ground Effect, **Journal of Fluids Engineering**, vol. 131, p. 1–8, 2009.

Laurence, D. R., Uribe, J. C., Utyuzhnikov, S. V. A Robust Formulation of the v2-f Model, *Flow, Turbulence and Combustion*, vol. 73, p. 169–185, 2004.

Lengani, D., Simoni, D., Ubaldi, M., Zunino, P., Bertini, F. Turbulent boundary layer separation control and loss evaluation of low profile vortex generators, **Experimental Thermal and Fluid Science**, vol. 35, p. 1505–1513, 2011.

Lin, J. C. Control of Turbulent Boundary-Layer Separation using Micro-Vortex Generators, **AIAA 30th Fluid Dynamics Conference**, 1999.

Lin, J. C. Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation, **Progress in Aerospace Sciences**, vol. 38, p. 389–420, 2002.

Lin, J. C., Howard, F. G., Bushnell, D. M. Investigation of Several Passive and Active Methods for Turbulent Flow Separation Control, **AIAA 21st Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference**, 1990.

Lin, J. C., Howard, F. G., Selby, G. V. Turbulent Flow Separation Control Through Passive Techniques, **AIAA 2nd Shear Show Conference**, 1989.

Lugt, H. J. The dilemma of defining a vortex, **Recent Developments in Theoretical and Experimental Fluid Mechanics**, p. 309-321, 1979

Maliska, C. R. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional**. LTC, 2004.

Manolesos, M. e Voutsinas, S. G. Experimental investigation of the flow past passive vortex generators on an airfoil experiencing three-dimensional separation, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 142, p. 130–148, 2015.

Manolesos, M., Sorensen, N. N., Troldborg, N., Florentie, L., Papadakis, G., Voutsinas, S. Computing the flow past Vortex Generators: Comparison between RANS Simulations and Experiments, **Journal of Physics: Conference Series**, vol. 753, 2016.

Maskell, E. C. A theory of the blockage effects on bluff bodies and stalled wings in a closed wind tunnel, **Reports and memoranda**, vol. 3400, 1963.

McBeath, S. **Competition Car Aerodynamics**, Haynes Publishing, 2006.

Meile, W., Brenn, G., Reppenhagen, A., Lechner, B., Fuchs, A. Experiments and numerical simulations on the aerodynamics of the Ahmed body, **CFD Letters**, vol. 3(1), p. 32–39, 2011.

Menter, F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, **AIAA Journal**, vol. 32(8), p. 1598–1605, 1994.

Michelsen, W., Mueller, T. Low Reynolds number airfoil performance subjected to wake interference from an upstream airfoil, **AIAA 5th Applied Aerodynamics Conference**, 1987.

Milliken, W. F., Milliken, D. L. **Race Car Vehicle Dynamics**. SAE International, 1995.

Monash Motorsport. **Monash Motorsport Facebook**. Disponível em: <<https://www.facebook.com/monashmotorsport/photos/a.1351032761584639.1073741860.185745901446670/1351033541584561/?type=3&theater>>. Acesso em: 6 nov. 2017.

Motortrend. **Chevrolet Chaparral Vision Gran Turismo Concept Bound for L.A.** Disponível em: <<http://www.motortrend.com/news/chevrolet-chaparral-vision-gran-turismo-concept-bound-for-l-a/>>. Acesso em: 7 nov. 2017.

Möller, S. V. e Silvestrini, J. H. **Turbulência**. ABCM, 2004

MST FSAE Racing. **MST FSAE Racing Flickr**. Disponível em: <<https://www.flickr.com/photos/mstfsae/>>. Acesso em: 6 nov. 2017.

Mueller, T. J., Jansen, B. Aerodynamic Measurements At Low Reynolds Numbers, **AIAA 12th Aerodynamic Testing Conference**, 1982.

Mueller, T. J., Jansen, B. J. Low Reynolds Number Wind Tunnel Measurements: The Importance of Being Earnest. **Aerodynamics at Low Reynolds Numbers $10^4 < \text{Re} < 10^6$ International Conference**, 1986.

Mulsanne's Corner. **Mulsanne's Corner Sebring 2012**. Disponível em <<http://www.mulsannescorner.com/Sebring2012.html>>. Acesso em: 7 nov. 2017.

Newbon, J., Dominy, R., Sims-Williams, D. CFD Investigation of the Effect of the Salient Flow Features in the Wake of a Generic Open-Wheel Race Car, **SAE International Journal of Passenger Cars - Mechanical Systems**, vol. 8, p. 217–232, 2015.

Newbon, J. **Aerodynamic Effects of the Salient Flow Features in Grand Prix Car Wakes**. Doctoral Thesis, Faculty of Science, Durham University, 2016.

Patankar, S. V., Spalding, D. B. A Calculation Procedure for Heat, Mass and Momentum Transfer in Three-Dimensional Parabolic Flows, **International Journal of Heat and Mass Transfer**, vol. 15, p. 1787–1806, 1972.

Patankar, S.V. **Numerical Heat Transfer and Fluid Flow**. McGraw-Hill, 1980.

Perry, R. L., Marshall, D. D. An Evaluation of Proposed Formula 1 Aerodynamic Regulations Changes Using Computational Fluid Dynamics, **26th AIAA Applied Aerodynamics Conference**, 2008.

Pope, A. Harper, J. J., **Low Speed Wind Tunnel Testing**, John Wiley and Sons, 1966.

Portela, L. M., **Identification and characterization of vortices in the turbulent boundary layer**. PhD Thesis, Stanford University, 1997.

Prandtl, L. **Motion of fluids with very little viscosity**, NACA-TM-452, 1928.

Rao, D. M., Kariya, T. T. Boundary-layer submerged vortex generators for separation control - An exploratory study, **AIAA 1st National Fluid Dynamics Conference**, 1988.

Raul, V. V. **Analysis of F-Duct Drag Reduction System in Formula 1**. Master's Thesis, Department of Aerospace Engineering, Wichita State University, 2013.

Rendle, S. **Red Bull Racing F1 Car 2010 (RB6): Owner's Workshop Manual**. Haynes Publishing, 2011.

Rice, T. T., Cummings, R., Clingman, D. J., Sahni, O., Amitay, M. Experimental and Numerical Investigation of Static and Dynamic Cortex Generators on an Airfoil with a Deflected Flap, **AIAA 8th Flow Control Conference**, 2016.

Robinson, S.K., Coherent Motions in the Turbulent Boundary Layer, **Annual Review of Fluid Mechanics**, vol. 23(1), p. 601–639, 1991.

SAE International. **SAE Standard J2966: Guidelines for Aerodynamic Assessment of Medium and Heavy Commercial Ground Vehicles Using Computational Fluid Dynamics**, 2013.

SAE International. **Formula SAE Competition History**, 2005. Disponível em: <<http://www.sae.org/students/fsaehistory.pdf>>. Acesso em: 6 nov. 2017.

SAE International. **2017-18 Formula SAE Rules**, 2016. Disponível em: <<https://www.fsaeonline.com/content/2017-18%20FSAE%20Rules%209.2.16a.pdf>>. Acesso em: 6 nov. 2017.

Schlichting, H. **Boundary-layer theory**, McGraw-Hill, 1968.

Serre, E., Minguéz, M., Pasquetti, R., Guilmineau, E., Deng, G. B., Kornhaas, M., Schäfer, M., Frölich, J., Hinterberger, C., Rodi, W. On simulating the turbulent flow around the Ahmed body: A French-German collaborative evaluation of LES and DES, **Computers & Fluids**, vol. 78, p. 10-23, 2013.

Shames, I. H. **Mecânica dos Fluidos: Análise de escoamentos**. MEC, 1973.

Shan, H., Jiang, L., Liu, C., Love, M., Maines, B. Numerical study of passive and active flow separation control over a NACA0012 airfoil, **Computers and Fluids**, vol. 37, p. 975–992, 2008.

Siemens, **The Steve Portal**, 2017. Disponível em: <<https://thesteveportal.plm.automation.siemens.com/>>. Acesso em: 10 nov. 2017.

Silvestrini, J. H. e Lamballais, E. Direct numerical simulation of oblique vortex shedding from a cylinder in shear flow, **International Journal of Heat and Fluid Flow**, vol. 25, p. 461-470, 2004.

Smith, F. T. Theoretical prediction and design for vortex generators in turbulent boundary layers, **Journal of Fluid Mechanics**, vol. 270, p. 91–131, 1994.

Soares, R. F., Souza, F., Medina, A. Análise Preliminar do Efeito de Turbulência sobre um Mecanismo de Recolamento de Camada Limite, **IX Escola de Primavera de Transição e Turbulência**, 2014.

Soldati, A. **Particles, Vortices and Turbulence**. Notas de aula, University of Udine, 2008. Disponível em: <<http://calliope.dem.uniud.it/CLASS/epfl-course.html>>. Acesso em: 15 nov. 2017

Soliman, P. A., Martins, M. E. S., Schommer, A. Formula SAE Aerodynamics: Design process with focus on drivability, **24th SAE Brazil International Congress and Display**, 2015.

Souckova, N., Simurda, D. S., Popelka, L. Control of boundary layer separation on flapped airfoil with low-profile vortex generator, **Institute of Thermomechanics ASCR Fluid Dynamics Colloquium**, 2009.

Takagi, M. Application of computers to automobile aerodynamics, **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 33, p. 419–428, 1990.

Tennekes, H., Lumley, J. L. **A First Course in Turbulence**. The MIT Press, 1972.

TienPhuc, D., ZhengQi, G., Zhen, C. Numerical Simulation of Flow Field around Generic Formula One, **Journal of Applied Fluid Mechanics**, vol. 9(1), p. 443–450, 2016.

Toet, W. Aerodynamics and aerodynamics research in Formula 1, **The Aeronautics Journal**, vol. 117(1187), 2013.

Van Dyke, M. **An Album of Fluid Motion**. The Parabolic Press, 1988.

Van de Wijdeven, T., Katz, J. Automotive Application of Vortex Generators in Ground Effect, **Journal of Fluids Engineering**, vol. 136, p. 785-790, 2014.

Wang, H., Zhang, B., Qiu, Q., Xu, X. Flow control on the NREL S809 wind turbine airfoil using vortex generators, **Energy**, p. 1–12, 2016.

Wang, Y., Xin, Y., Gu, Z., Wang, S., Deng, Y., Yang, X. Numerical and Experimental Investigations on the Aerodynamic Characteristic of Three Typical Passenger Vehicles, **Journal of Applied Fluid Mechanics**, vol. 7(4), p. 659-671, 2014.

Wheeler, G. O. **Means for Maintaining Attached Flow of a Flowing Medium**. Patent number WO1983001421A1, 1983.

3M™, **3M™ Wind Vortex Generators: Improved Aerodynamics. Made Easy**. 3M Renewable Energy Division, 2016. Disponível em: <<http://multimedia.3m.com/mws/media/992348O/3m-vortex-generator-brochure.pdf>>. Acesso em: 25 jan. 2018.

APÊNDICE A – Tabela para estimativa de y^+

Tabela A.1 - Exemplo de utilização de tabela para estimativa do y^+ em um dos casos.

y^+			
Variável	Símbolo	Unidade	Valor
Espessura adimensional desejada	y^+	-	5
Viscosidade dinâmica	μ	kg/m.s	1,7894E-05
Massa específica	ρ	kg/m ³	1,2
Velocidade esc. livre	U_∞	m/s	21
Comprimento caract.	L	m	1,52E-01
Viscosidade cinemática	ν	m ² /s	1,49117E-05
Nº de Reynolds	Re	-	2,1852E+05
Coef. de atrito superficial local	Cfx	-	0,005046075
Tensão cisalhamento parede	τ_w	kg/m.s ²	1,363007942
Velocidade de fricção	u^*	m/s	1,054826784
Espessura da primeira camada	y	mm	0,070683169
Espessura total calculada	δ	mm	4,94002193
Nº de camadas calculado	n	-	14,84507827
Espessura total recalculada	δ_2	mm	5,091669714
Nº de camadas escolhido	n_2	-	15
Razão de crescimento escolhida	q	-	1,2

APÊNDICE B – Tabela para cálculo do GCI

Tabela B.1 - Exemplo de utilização de tabela para cálculo do GCI em um dos casos

<i>Grid Convergence Index</i>		
Variável	Símbolo	Valor
Resultado malha mais fina	$f1$	1,4356
Resultado malha intermediária	$f2$	1,4389
Resultado malha mais grossa	$f3$	1,4434
N° elementos malha mais fina	$N1$	10802251
N° elementos malha intermediária	$N2$	4529551
N° elementos malha mais grossa	$N3$	1840064
Dimensões	D	3
Fator de ref. entre malhas fina/interm.	$r12$	1,336040747
Fator de ref. entre malhas interm./grossa	$r23$	1,350228928
Erro relativo entre malhas fina/interm.	$\varepsilon12$	0,00229869
Erro relativo entre malhas interm./grossa	$\varepsilon23$	0,003127389
Fator de relaxação	ω	0,5
Ordem de convergência formal (valor inicial = 2)	ρ	0,921445
-	β	1,305985958
Ordem de convergência (converge quando = ρ)	p	0,921455215
Resultado exato esperado	f_{exato}	1,431396204
Fator de segurança (sugerido = 3)	F_s	3
GCI para malha mais fina	$GCI12$	2,254%
GCI para malha mais grossa	$GCI23$	3,882%

APÊNDICE C – Resíduos das simulações numéricas

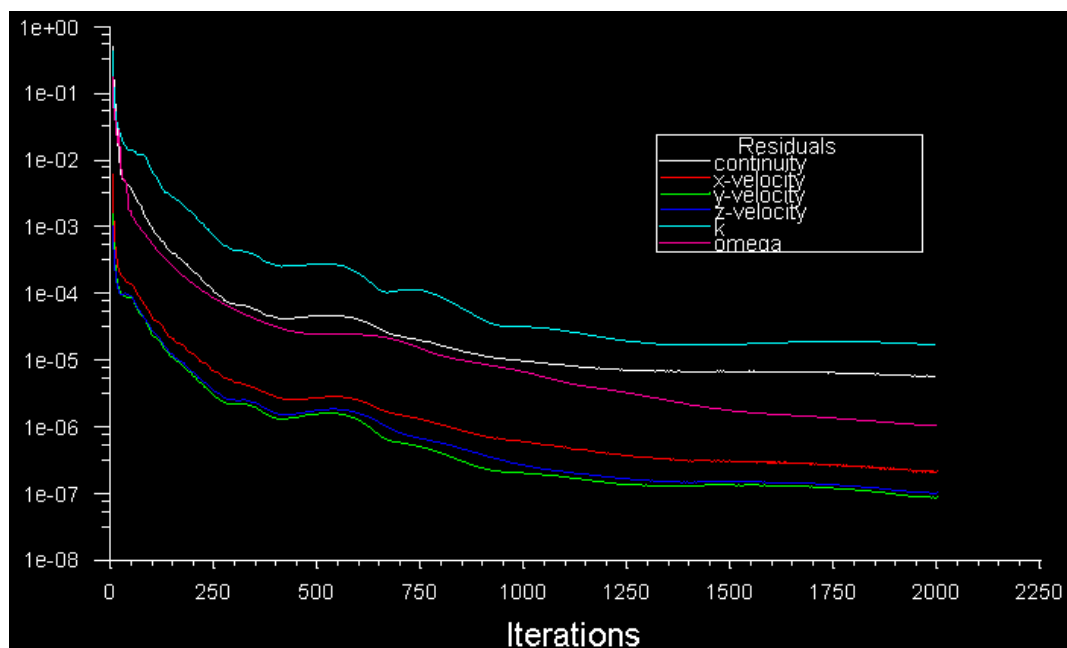


Figura C.1 - Exemplo de resíduos obtidos em simulações dos *benchmarks*.

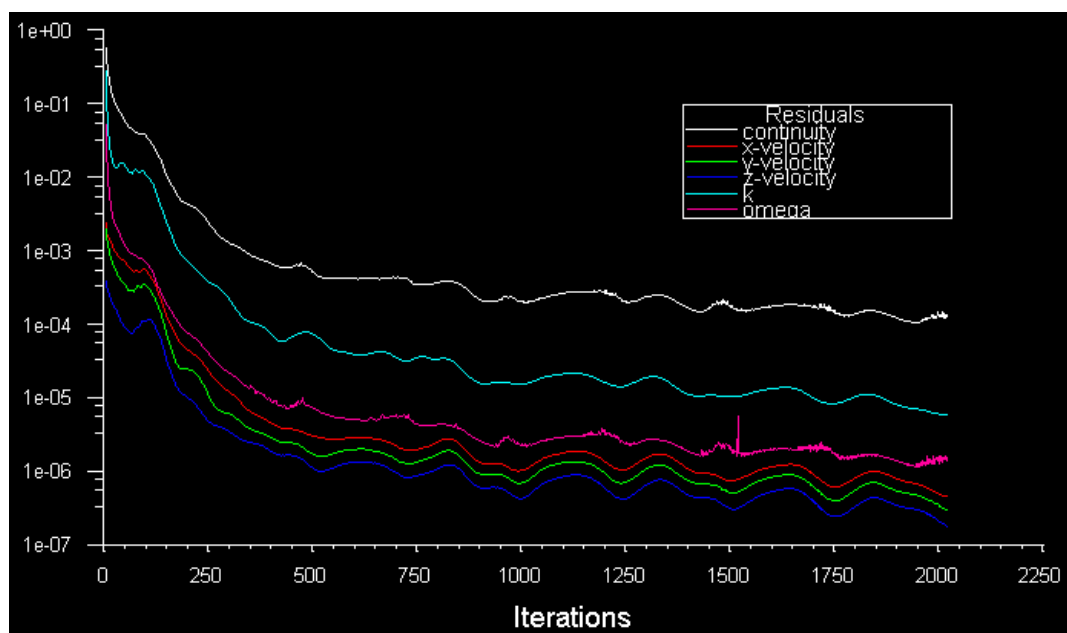


Figura C.2 - Exemplo de resíduos obtidos em simulações do veículo de FSAE.

APÊNDICE D - y^+ para o caso do veículo de FSAE

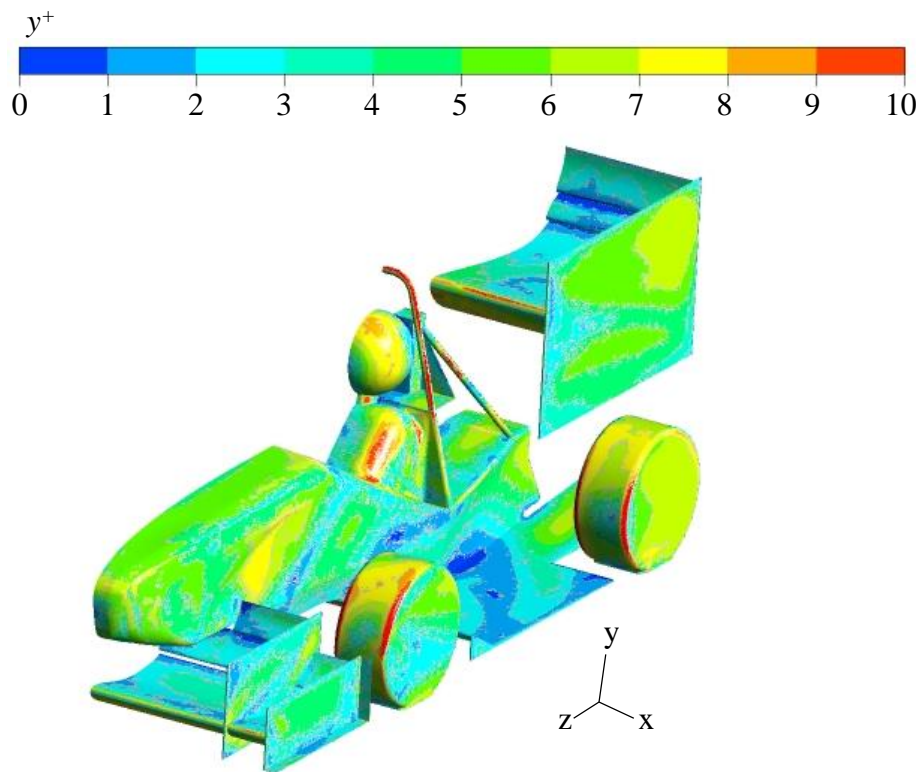


Figura D.1 - Contornos do y^+ na parede para caso do veículo de FSAE.

ANEXO I - Publicação aceita durante a Dissertação



ABCm
Associação Brasileira
de Ciências Mecânicas

Engenharia TÉRMICA

THERMAL ENGINEERING

**ENERGIA
EQUIPAMENTOS
PETRÓLEO &
GÁS NATURAL**



anp
Agência
Nacional do
Petróleo

José Viriato Coelho Vargas

Departamento de Engenharia Mecânica
Universidade Federal do Paraná
Centro Politécnico
Caixa Postal 19011
81531-980 Curitiba - PR
BRASIL
Tel: + 55 41 3361-3307
Fax: + 55 41 3361-3129
E-mail: jvargas@demec.ufpr.br

October 30, 2017

Paulo A. Soliman
Universidade Federal do Rio Grande do Sul
Departamento de Engenharia Mecânica
P. de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica
Bairro Centro
CEP. 90050-170, Porto Alegre, RS, Brasil
paulo.soliman@ufrgs

Paper Submission Number: 418-2017

Paper: " EVALUATION OF THE APPLICABILITY OF TURBULENT WAKE IMPOSITION AS INLET BOUNDARY CONDITION ", by P. A. Soliman, A. V. De Paula, A. P. Petry, and S. V. Möller.

Dear author,

The Editorial Board of **RETERM** has completed the review process of the above-referenced paper, according to the scientific criteria of the journal. I am pleased to inform you that the paper has been accepted for publication in **RETERM – Thermal Engineering** in the Science section.

RETERM is ranked as a B4 level journal in the CAPES-QUALIS system in the Interdisciplinary area.

I would like to take this opportunity to thank you for choosing **RETERM** as your publishing medium.

Yours sincerely,

José Viriato Coelho Vargas
Technical Editor of **RETERM**