

## **PROJETO DE GRADUAÇÃO**

# **ESTUDO AERODINÂMICO DE CORPO ROMBUDO COM UM DIFUSOR EM EFEITO DE SOLO USANDO FERRAMENTAS DE DINÂMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL**

Por,

**Filipe Eduardo Maglio Colus**

Brasília, 9 de julho de 2017

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA**

**FACULDADE DE TECNOLOGIA**

**DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
Faculdade de Tecnologia  
Departamento de Engenharia Mecânica

## PROJETO DE GRADUAÇÃO

# ESTUDO AERODINÂMICO DE CORPO ROMBUDO COM UM DIFUSOR EM EFEITO DE SOLO USANDO FERRAMENTAS DE DINÂMICA DE FLUIDOS COMPUTACIONAL

Por,

**Filipe Eduardo Maglio Colus**

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

### **Banca Examinadora**

Prof. Luis Felipe De Aguilar Paulinyi \_\_\_\_\_

Prof. Roberto Francisco Bobenrieth Miserda \_\_\_\_\_

Prof. Bráulio Gutierrez Pimenta \_\_\_\_\_

Brasília 9 de julho de 2017



## RESUMO

O uso de ferramentas de dinâmica de fluidos computacional tem se consolidado na indústria automobilística e aeronáutica e tem alcançado cada vez mais espaço no desenvolvimento de produtos e soluções alternativas em projetos de engenharia, em virtude da velocidade e do baixo custo de se elaborar modelos computacionais que evitam a necessidade da construção de modelos físicos para ensaios aerodinâmicos. Não obstante o constante aumento da velocidade dos processadores dos computadores, a complexidade das equações que regem a dinâmica dos fluidos ainda torna proibitivo o custo computacional de se modelar todas as escalas turbulentas em uma simulação de uma aplicação automotiva ou aeronáutica real, que em geral ocorrem em elevados números de Reynolds. Dessa forma a indústria tem se baseado em resultados de simulações baseadas nas Equações Médias de Navier Stokes (RANS), que permitem a descrição de um campo de escoamento médio com o uso de modelos de turbulência. Por esse motivo, resultados numéricos devem ser avaliados com critério e de preferência comparando-se com resultados experimentais. O presente trabalho propõe-se a investigar os resultados de simulações numéricas, usando o pacote comercial STAR-CCM+, do escoamento sobre um corpo rombudo com difusor, para a qual se possui resultados realizados no túnel de vento com assoalho de cinta rotativa da Universidade de Southampton. Mudanças à partir da primeira parte desse projeto possibilitaram visualizar que mesmo com o aumento da resolução da malha, certas estruturas aerodinâmicas não foram bem lidadas à partir dos modelos de turbulência como a região de descolamento, a intensidade e a quebra dos vórtices. Além disso, foi descoberto que a maior influência no erro do cálculo do coeficiente de arrasto é devido a pobre estimação do campo de pressão da região da base do difusor.

**Palavras-chaves:** difusor, STAR-CCM+, efeito de solo.

## ABSTRACT

The usage of computer fluid dynamics softwares has been consolidating in the automotive and aircraft industry, also has been attracting more attention in the development of products and alternative solutions in engineering projects. This is due to main characteristics. First, the results speed and the low cost computer method elaboration, and second, for not having to construct a physical prototype as a first approach for aerodynamic tests. Even though the constant increase of computer processors and velocity due to the complexity of movement equations that govern fluid dynamics it is still restricted to model in every scale the turbulence in a simulation of a real application. Given that restriction, the industry depends on results of simulations based on the Reynolds-Averaged Navier-Stokes Equations (RANS) that allow a description of the mean flow through the usage of turbulence models. As a result, numeric conclusions must be evaluated with a certain kind of criteria, preferably comparing it to experimental results. The following work is going to investigate the numeric result of simulations executed using the commercial software STAR-CCM+, from the flow over a bluff body with a diffuser, for which there is the experimental results performed at the wind tunnel with a moving belt from the University of Southampton. Changes based on the first feedback showed that even with an finer mesh some aerodynamic structures were not well handled by the turbulence model, regions such as the unattached flow at the base of the diffuser, vortex intensity and the vortex breakdown effect. Furthermore, it was found that the most influent error related to the drag coefficient calculation was due the poor resolution of the pressure field at the diffuser base.

**Key-words:** diffuser, STAR-CCM+, ground effect.

# SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>1</b>
<b>1.1</b>	<b>Introdução</b>	<b>1</b>
<b>1.2</b>	<b>Objetivos</b>	<b>5</b>
<b>1.3</b>	<b>Organização do Relatório</b>	<b>6</b>
<b>1.4</b>	<b>Revisão Bibliográfica</b>	<b>6</b>
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTOS TEÓRICOS</b>	<b>16</b>
<b>2.1</b>	<b>Efeito Solo</b>	<b>16</b>
2.1.1	Vórtice do Difusor	17
2.1.2	Efeito Venturi	19
<b>2.2</b>	<b>Arrasto em veículos</b>	<b>20</b>
2.2.1	Arrasto de Pressão e Fricção	20
2.2.2	Arrasto Induzido	21
2.2.3	Influência do Difusor sobre o Arrasto	21
<b>2.3</b>	<b>Fundamentos da Turbulência</b>	<b>22</b>
2.3.1	Modelamento da Turbulência	26
2.3.1.1	O modelo $k - \varepsilon$	27
<b>2.4</b>	<b>Mecânica dos Fluidos Computacional</b>	<b>29</b>
2.4.1	Operação e Solução do Escoamento	30
2.4.2	Pacote Comercial STAR CCM+	31
2.4.2.1	Espécies de Malha	31
2.4.3	Metodologia para a Criação e Verificação De Malha	33
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>35</b>
<b>3.1</b>	<b>Modelagem CAD</b>	<b>35</b>
3.1.1	Corpo Rombudo Experimental	35
<b>3.2</b>	<b>Especificação da Malha</b>	<b>37</b>
3.2.1	Descrição da Malha Inicial	38
3.2.1.1	Condições de Contorno	39
3.2.1.2	Camada Limite	40
3.2.1.3	Blocos de Controle Volumétrico	41

3.2.2	Confiabilidade da Malha . . . . .	42
3.2.3	Refinamento . . . . .	45
<b>3.3</b>	<b>Parâmetros da Análise Temporal (URANS) . . . . .</b>	<b>46</b>
<b>4</b>	<b>ANÁLISE E RESULTADOS . . . . .</b>	<b>47</b>
<b>4.1</b>	<b>Modelo Transiente (URANS) . . . . .</b>	<b>47</b>
4.1.1	Coeficientes Aerodinâmicos . . . . .	48
4.1.2	Escoamento e Distribuição de Pressão . . . . .	48
<b>4.2</b>	<b>Modelo não Transiente (RANS) . . . . .</b>	<b>50</b>
4.2.1	Coeficientes Aerodinâmicos . . . . .	51
4.2.2	Distribuição de Pressão . . . . .	52
4.2.2.1	Coeficiente de Pressão no Difusor (Planos) . . . . .	52
4.2.2.2	Coeficiente de Pressão ao longo do Corpo . . . . .	55
4.2.3	Origem do Erro . . . . .	57
4.2.3.1	Componentes do Arrasto . . . . .	57
4.2.3.2	Pressão da Base . . . . .	58
<b>4.3</b>	<b>Quebra do vórtice . . . . .</b>	<b>59</b>
<b>5</b>	<b>CONCLUSÕES . . . . .</b>	<b>64</b>
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>65</b>
	<b>APÊNDICE A EQUAÇÕES GOVERNANTES . . . . .</b>	<b>69</b>
	<b>ANEXO A DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO . . . . .</b>	<b>71</b>

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1	–	<i>Recordes de Velocidade Anuais para uma Volta</i>	2
Figura 2	–	<i>Túnel de Vento Utilizado pela Ferrari</i>	3
Figura 3	–	<i>Típico Difusor Automotivo</i>	4
Figura 4	–	<i>Modelo e Dimensões do Difusor Estudado</i>	5
Figura 5	–	<i>Gráfico <math>C_L \times (h_r/d)</math> para Difusor de <math>\theta = 15</math> graus</i>	8
Figura 6	–	<i>Variação dos Coeficientes com Alteração da Altura</i>	10
Figura 7	–	<i>Visualização da Rampa do Difusor</i>	11
Figura 8	–	<i>Distribuição de Pressão na Linha Central do Difusor de 20 Graus</i>	12
Figura 9	–	<i>Resultados Experimentais na Rampa do Difusor</i>	12
Figura 10	–	<i>Média da Pressão da Base para Diferentes Ride Heights</i>	13
Figura 11	–	<i>Visualização da Rampa do Difusor</i>	14
Figura 12	–	<i>Escoamento em Diferentes Regimes</i>	14
Figura 13	–	<i>Coeficiente de Sustentação para Diferentes Reynolds (<math>\theta = 17</math> graus)</i>	15
Figura 14	–	<i>Aeronave Talha-mar em Efeito Solo</i>	16
Figura 15	–	<i>Escoamento em Wing com End Plates de Diferentes Tamanhos</i>	18
Figura 16	–	<i>Altura Relativa e Áreas da Razão de Compressão</i>	20
Figura 17	–	<i>Escoamento Esquemática sobre Carro</i>	21
Figura 18	–	<i>Resultados Experimentais - 5 Graus</i>	22
Figura 19	–	<i>Variação Temporal da Velocidade em Escoamento Turbulento</i>	23
Figura 20	–	<i>Dimensões Padrões de Regiões Dentro da Camada Limite</i>	25
Figura 21	–	<i>Tipos de Malha</i>	32
Figura 22	–	<i>Esquema do Modelo de Teste</i>	36
Figura 23	–	<i>Condições de Contorno</i>	40
Figura 24	–	<i>Resultados do Processo de Criação da Malha</i>	41
Figura 25	–	<i>Volumes de Controle</i>	42
Figura 26	–	<i>Análise de Domínio</i>	43
Figura 27	–	<i>Dimensões Finais para o Domínio Computacional</i>	44
Figura 28	–	<i>Análise de Independência da Malha</i>	45
Figura 29	–	<i>Residuais da Simulação</i>	47
Figura 30	–	<i>Coeficientes Aerodinâmicos Resultados da Simulação Transiente</i>	48
Figura 31	–	<i>Distribuição de Coeficientes Locais no Plano Médio (URANS)</i>	49

Figura 32 – <i>Distribuição do Coeficiente de Pressão</i> . . . . .	50
Figura 33 – <i>Residuais da Simulação RANS</i> . . . . .	51
Figura 34 – <i>Coeficientes Aerodinâmicos Resultados da Simulação Não Transiente</i> . . . . .	52
Figura 35 – <i>Distribuição de Pressão no Difusor(1.241 <math>h_r/(d \times \theta)</math>)</i> . . . . .	53
Figura 36 – <i>Distribuição de Pressão no Difusor(0.730 <math>h_r/(d \times \theta)</math>)</i> . . . . .	54
Figura 37 – <i>Esquema do Modelo em Dimensões Normalizadas</i> . . . . .	55
Figura 38 – <i>Varição de Pressão para Diversas Alturas - CFD</i> . . . . .	55
Figura 39 – <i>Varição de Pressão ao Longo do Corpo - 1.800 <math>h_r/(d \times \theta)</math></i> . . . . .	56
Figura 40 – <i>Varição de Pressão ao Longo do Corpo - 0.730 <math>h_r/(d \times \theta)</math></i> . . . . .	56
Figura 41 – <i>Coeficiente Médio de Pressão da Base</i> . . . . .	58
Figura 42 – <i>Vorticidade em Planos no Difusor (<math>\kappa - \varepsilon</math>) - 2.0 <math>h_r/(d \times \theta)</math></i> . . . . .	59
Figura 43 – <i>Vorticidade em Planos no Difusor (<math>\kappa - \varepsilon</math>) - 1.8 <math>h_r/(d \times \theta)</math></i> . . . . .	60
Figura 44 – <i>Vorticidade em Planos no Difusor (Spalart) - 1.8 <math>h_r/(d \times \theta)</math></i> . . . . .	60
Figura 45 – <i>Vorticidade em Planos no Difusor (<math>\kappa - \varepsilon</math>) - 1.426 <math>h_r/(d \times \theta)</math></i> . . . . .	61
Figura 46 – <i>Vorticidade em Planos no Difusor (<math>\kappa - \varepsilon</math>) - 1.241 <math>h_r/(d \times \theta)</math></i> . . . . .	61
Figura 47 – <i>Vorticidade em Planos no Difusor (<math>\kappa - \varepsilon</math>) - 0.730 <math>h_r/(d \times \theta)</math></i> . . . . .	62
Figura 48 – <i>Linhas de Corrente Incidentes na Base</i> . . . . .	63

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Descrição das Regiões de Escoamento . . . . .	8
Tabela 2 – Condições de Contorno . . . . .	39
Tabela 3 – Especificações da Camada Limite . . . . .	40
Tabela 4 – Refinamento dos Volumes de Controle . . . . .	42
Tabela 5 – Comparação entre as Dimensões de Domínio Mínimo . . . . .	44
Tabela 6 – Componentes do Coeficiente de Arrasto . . . . .	57

## Lista de abreviaturas e siglas

CAD	Computer-Aided Aesign
RANS	Reynolds-averaged Navier–Stokes equations



## Lista de símbolos

$R_e$	Reynolds
$g$	Gravidade
$U_e$	Velocidade do escoamento livre
$\tau$	Cisalhamento
$\mu$	Viscosidade
$\rho$	Densidade
$\mu_t$	Viscosidade turbulenta - Eddy Viscosity
$\nu$	Viscosidade cinemática
$t$	Tempo
$\delta$	Espessura da camada limite
$S_{ij}$	Mean strain-rate tensor
$p$	Pressão estática instantânea
$P$	Pressão estática média
$C_L$	Coefficiente de Sustentação
$C_P$	Coefficiente de Pressão
$C_D$	Coefficiente de Arrasto
$u_\tau$	Velocidade de Fricção - Friction velocity
$\tau_w$	Cisalhamento na parede
$\kappa$	Constante de Von Karman
$l$	Comprimento de referência
$\vartheta$	Velocidade de referência
$u'_i, u'_j$	Flutuação da velocidade em notação indicial

$u_i, u_j$	Velocidade instantânea em em notação indicial
$U_i, U_j$	Velocidade média em em notação indicial
$u, v$	Velocidade instantânea
$x_i, x_j$	Vetor posição em em notação indicial
$K$	Energia cinética
$k$	Energia cinética turbulenta
$\varepsilon$	Taxa de dissipação da energia cinética turbulenta por unidade de massa
$c$	Comprimento do modelo ( $c= 1315\text{mm}$ )
$d$	Metade da espessura do modelo ( $d= 157\text{mm}$ )
$H$	Altura do corpo rombudo
$h$	Altura do corpo em relação ao solo - ride height
$\theta$	Ângulo da rampa do difusor
$M$	Massa associada ao pneu
$\mu_{\max}$	Coefficiente de fricção

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 INTRODUÇÃO

A origem de veículos automotores remonta do século XVIII, com o desenvolvimento de máquinas movidas a vapor. Desde então, a necessidade de uma máquina motorizada capaz de transportar cargas ou pessoas, criou não só uma das mais importantes indústrias no aspecto econômico, estratégico e de inovação, bem como causou alterações profundas nos hábitos e comportamentos sociais, modificando radicalmente a estrutura do espaço geográfico.

A indústria automotiva é uma indústria estratégica, que integra diversas cadeias produtivas e movimenta uma grande diversidade de matérias primas e recursos humanos, o que causa grande impacto macroeconômico. Um exemplo da sua importância foi o resgate das três grandes montadoras americanas feito pelo governo dos Estados Unidos durante a crise econômica de 2008 (STEINHAUSER, 2009). No Brasil, a participação da indústria automotiva corresponde a cerca de 10% do PIB (CRUZ, 2015).

Uma indústria tão desenvolvida, possui um potencial de marketing sofisticado e poderoso, nesse sentido, uma forma que as montadoras têm de reforçar a ideia de velocidade, precisão e confiabilidade são provas de corrida automotiva e resultou na criação de toda uma cultura voltada ao esporte automotivo. Esse investimento trazido pelas montadoras foi de extrema importância para o contínuo desenvolvimento de novas técnicas e melhorias nos atuais modelos. A ascensão dos meios de comunicação tornou as equipes automobilísticas em um negócio viável e o esporte foi aos poucos caindo no gosto do público.

A grande variedade nas classes de corrida atrai os olhares de uma grande variedade de espectadores tornando-a um método perfeito de exposição das montadoras ao público. Entre as classes existentes a mais tradicional e tida como a elite das corridas é a Fórmula 1 e tem grande impacto sobre a economia principalmente sobre o Reino Unido onde 70% das equipes estão localizadas. A rede de investimentos beira US\$13Bi anuais e emprega cerca de 40000 profissionais<sup>1</sup>; o reflexo do extenso investimento resulta no desenvolvimento para manter a equipe sempre entre as vencedoras, além de permitir spin-offs tecnológicos que podem ser usados em carros de passeio.

---

<sup>1</sup>Disponível em: <http://www.telegraph.co.uk/sport/motorsport/formulaone/11203136/Formula-Ones-vast-costs-are-driving-small-teams-to-ruin.html>

Os números impressionantes do Motor Sport Valley de hoje tem uma origem, bem mais humilde. Com suas origens nos anos pré-guerra, a Formula 1 reuniu grandes montadoras européias em seus anos iniciais. A sua forma moderna iniciou-se no anos 50 destacando-se a participação de Ferrari, Masserati, Alfa Romeo e Mercedes. Nesses anos iniciais muitas tecnologias foram desenvolvidas: a válvula desmodrônica, o chassi monocoque a injeção de combustível. Essas tecnologias foram responsáveis por uma melhora gradual no desempenho dos veículos. A Figura 1 mostra como que a partir desse momento, fins dos anos 60, um salto na velocidade média dos carros ocorreu.

O desenvolvimento de veículos mais rápidos e com efeitos aerodinâmicos pouco conhecidos, desencadeou uma reação imediata dos organismos reguladores, em função de graves acidentes ocorridos em algumas provas, o banimento de algumas tecnologias de modo a reduzir a ação aerodinâmica dos componentes e tentar deixar o esporte mais seguro. Dessa forma uma constante investigação e desenvolvimento de novas tecnologias é fundamental para as equipes e se transformou em umas das áreas de mais intensa pesquisa nas equipes de F1. (KATZ, 1995).

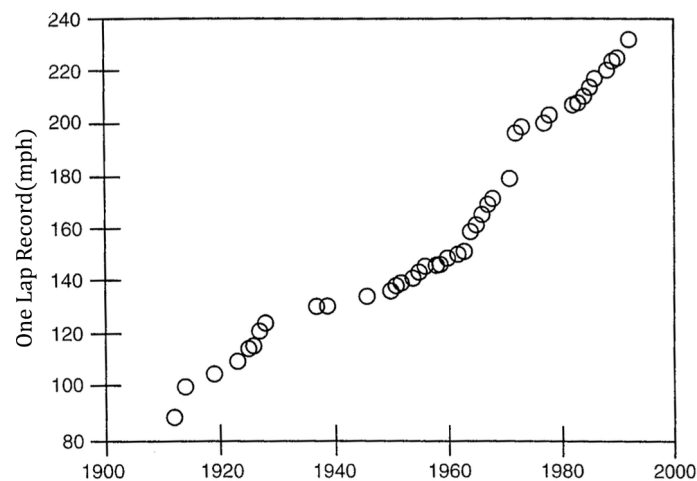


Figura 1 – *Recordes de velocidade anuais para uma volta*<sup>2</sup>

A característica marcante da F1 é o fato de seus carros terem uma série de limites quanto o estilo geométrico e o banimento da utilização de certas tecnologias. De modo que um carro de F1 é, aerodinamicamente falando, um corpo rombudo em efeito de solo. Tendo em vista a complexidade do campo de escoamento nesse tipo de corpo, o desenvolvimento aerodinâmico de um carro de competição é uma ciência essencialmente experimental (ZHANG; TOET; ZERIHAN, 2006). Atualmente as grandes equipes contam com túneis de vento dedicados ao desenvolvimento de seus carros, onde é possível manter a similaridade do Reynolds do escoamento real.

---

<sup>2</sup>(KATZ, 1995)

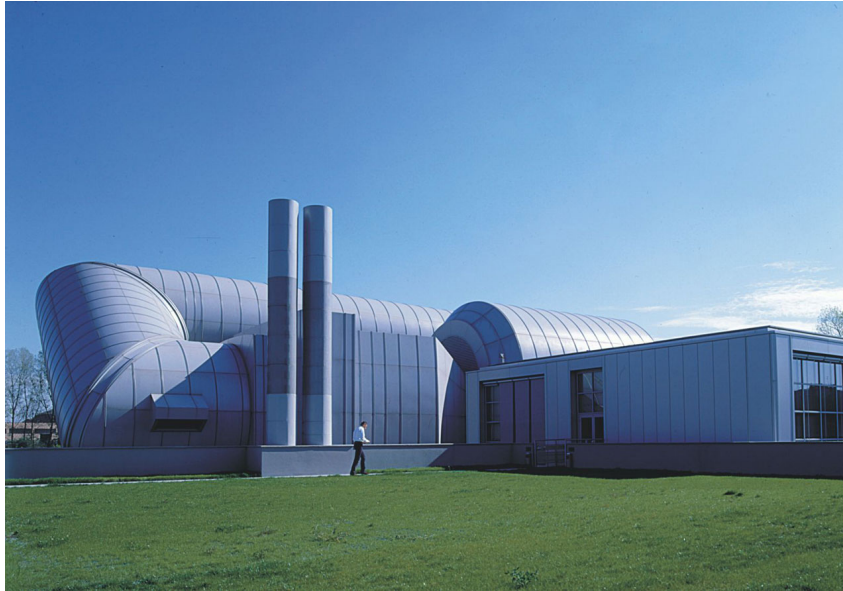


Figura 2 – Túnel de vento utilizado pela Ferrari <sup>3</sup>

Apesar de o desenvolvimento ser feito em túneis de vento o advento da Análise Computacional para Mecânica dos Fluidos (CFD) a possibilidade de simular os experimentos e sempre ter em mãos a coleção de dados do escoamento se tornou um grande complemento na análise de escoamentos e no desenvolvimento dos componentes aerodinâmicos do carro. No entanto, há limitações, como o próprio Zhang explica: “o CFD traz bons resultados para análise individualizada de componentes aerodinâmicos como a das asas dianteiras onde o escoamento está colado por grande parte da superfície, os resultados são menos confiáveis em dispositivos como difusores em que o escoamento caracteriza-se por uma intensa separação e recirculação.”

Em um veículo a aceleração, frenagem e realização de curvas são todas funções da força normal que é gerado entre o contato das rodas com a pista de corrida. Dessa forma as forças necessárias para realizá-las são extremamente influenciáveis pela força normal que o carro exerce na pista, essa força em aerodinâmica é avaliada pelo coeficiente de sustentação, para o caso da aerodinâmica em carros estamos interessados em gerar sustentação negativa, chamada de downforce (KATZ, 1995).

$$Acceleration = g \times \mu_{\max} + \frac{downforce \times \mu_{\max}}{M} \quad (1.1)$$

A Equação 1.1 representa a aceleração sofrida por um carro, em que  $\mu_{\max}$  é o coeficiente de atrito e M a massa associado ao pneu e deixa claro a importância de se aumentar o coeficiente de sustentação negativa sobre um carro ao passo que se o veículo consegue acelerar mais ele conseguirá retornar de uma curva de forma mais efetiva e assim melhorando suas chances na competição (CUI; ZHANG, 2010).

---

<sup>3</sup>Disponível em: <http://corporate.ferrari.com/en/media/media-gallery/photos/corporate>

O entendimento do complexo escoamento formado no difusor pode gerar conhecimento útil para aumentar consideravelmente a geração de sustentação negativa no veículo. O percentual de sustentação média gerado pelo assoalho e pelo difusor está na faixa de 33% total (ZHANG; TOET; ZERIHAN, 2006). No regime de escoamento incompressível, o difusor é um componente aerodinâmico no qual aumenta-se a área de seção transversal ao escoamento causando uma redução da velocidade do escoamento e o consequente aumento da pressão estática. Dessa forma, constitui-se em uma região de gradiente de pressão adverso, que é favorável à separação da camada limite.

Difusores automobilísticos são projetados para funcionar na parte traseira dos veículos, o aumento da seção transversal do difusor forma uma canaleta no assoalho do veículo que desemboca na região de baixa pressão normalmente na formada parte traseira de corpos rombudos. A Figura 3, mostra exemplos de um típico difusor automotivo:



Figura 3 – *Típico difusor automotivo*

A principal função da utilização de um difusor em um corpo rombudo é o incremento na sustentação, para seu funcionamento o efeito solo é muito importante. Basicamente será gerado uma região de baixa pressão no interior do corpo rombudo através de dois métodos, uma primeira compressão do escoamento devido o formato do corpo rombudo e em seguida devido o vórtice formado na saída do difusor. A região de baixa pressão na traseira tem como função aumentar o fluxo de através do difusor, aumentando o fluxo de massa e velocidade do escoamento naquela região, com a consequente redução de pressão, contribuindo para o aumento do sustentação negativa no veículo.

O fluido que escoar na lateral do difusor sofrerá influência da zona de baixa pressão e por estar em uma região de maior pressão tende a ir para dentro difusor. Devido a alta velocidade ocorrerá a separação que toma início no início das placas laterais dessa forma são gerados dois vórtices contra rotativos. Como um resultado final haverá a diminuição do coeficiente de pressão local na superfície inferior do corpo rombudo e a recuperação da pressão no difusor, resultando na geração de sustentação negativa.

## 1.2 OBJETIVOS

O objetivo do presente trabalho é o estudo de um corpo rombudo, com um difusor montado na sua parte traseira, onde serão feitos estudos de variação de sua altura em relação ao solo (ride height) e a variação do ângulo de inclinação da rampa do difusor ( $\theta$ ). Na figura 4 está a representação do corpo estudado bem como o sistema de orientação utilizado nas simulações:

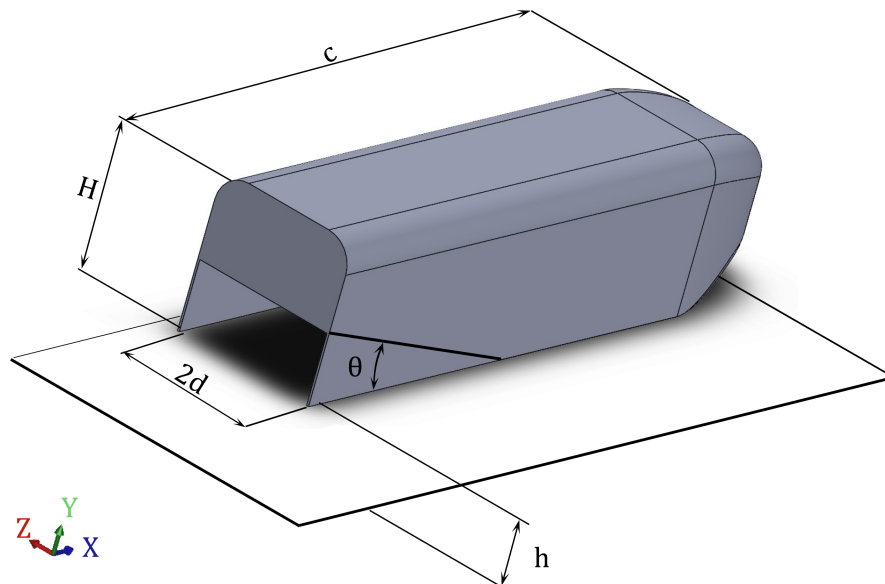


Figura 4 – *Modelo e dimensões do difusor estudado*

Tendo em vista o grande volume de simulações que serão realizadas para cada ângulo de rampa do difusor deseja-se também utilizar os recursos de automatização dos processos de geração de malha, execução da simulação numérica e extração de dados para pós-processamento. Os itens que devem ser abordados para a conclusão desse projeto estão dispostos a seguir:

- Revisão bibliográfica dos efeitos que estão presentes no difusor aerodinâmico. Com foco no efeito de solo e os efeitos que produzem o aumento e a consequente queda dos coeficientes globais do perfil;
- Detalhamento da importância da modelagem em CFD em projetos de mecânica dos fluidos e estudo sobre o pacote de software utilizado para o modelamento CFD;
- Descrição do modelo de turbulência utilizado e os seus limites impostos sobre o desenvolvimento dos resultados;
- Validar e verificar a malha criada através de processos de análise numérica e comparação com os resultados experimentais;

- Criar através de processo iterativos a malha que ofereça o melhor resultado no menor número de células possível e ao mesmo tempo capaz de ser adaptável a outras peças de CAD;
- Realizar a fase do pós-processamento com o intuito de visualizar os efeitos descritos pela bibliografia e resultados experimentais.

### 1.3 ORGANIZAÇÃO DO RELATÓRIO

O presente relatório foi dividido em cinco seções:

- **Introdução:** Introdução teórica bem como os objetivos do presente trabalho.
- **Fundamentação Teórica:** Será introduzido conceitos fundamentais para o entendimento do trabalho.
- **O problema:** Será discutido a metodologia e problemas enfrentados durante o desenvolver do projeto.
- **Análise e Resultados:** Serão demonstrados e discutidos os resultados obtidos do pós-processamento.
- **Conclusões:** Conclusões finais sobre o projeto.

### 1.4 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O escopo desse estudo tem como base os resultados calculados de antemão por estudiosos na área da aerodinâmica em especial sobre difusores. A principal função de um difusor é através da sua geometria criar estruturas e fenômenos aerodinâmicos capazes de gerar uma região de baixa pressão na região inferior do corpo. Essa região de baixa pressão faz com seja gerado um vácuo em baixo do corpo que o puxa no sentido do chão, em outras palavras será gerado uma força aerodinâmica que empurra o corpo para baixo, gerando sustentação negativa. No desenvolver de toda literatura sobre difusores e também nesse projeto foi denominado como o sentido de sustentação direcionado ao chão, diferente de estudos sobre asa que calculam a sustentação em sentido oposto.

Estudos feitos no passado conseguiram comprovar a existência dos mesmos fenômenos aerodinâmicos para diversos ângulo de rampa e orientação dos difusores, bem como a distinta diferença entre os regimes de força (MOREL, 1978; GEORGE, 1981). Foi investigado também o efeito da placa lateral na geração de sustentação e as consequências de se utilizar dois difusores no final do corpo rombudo (AULAKH, 2016).

Recentemente Kang estudou o reflexo do tamanho da rampa traseira do difusor sobre o arrasto gerado em carros populares (KANG et al., 2012). Uma das comprovações



do interesse da indústria no efeito solo sobre difusores é o constante aparecimento de novas patentes atuais (PAVULLO, 2014; FROLING et al., 2014). Apesar da existência de estudos passados sobre a alteração relativa do solo e comprimento dos difusores, como por exemplo Kang, o presente trabalho decidiu focar nos estudos realizados por Zhang. Devido seus experimentos culminarem em análises gráficas de alta precisão e diversos estudos posteriores para a melhor descrição dos fenômenos aerodinâmicos para cada regime de escoamento, Zhang se tornou uma sólida referência no assunto de efeito solo em difusores.

A análise através de métodos numéricos tem mostrado grandes adversidades ao lidar com o escoamento rotacional na seção da rampa do difusor (ZHANG; TOET; ZERIHAN, 2006; HESCHL et al., 2013). Dessa forma, é tido de antemão que a modelagem em si pode apresentar certas limitações e dessa forma a análise dos resultados toma grande importância em selecionar a melhor configuração para solucionar o escoamento e deixar claro quais as limitações dos modelos utilizados (HESCHL et al., 2013).

Em seus estudos Zhang utilizou um difusor acoplado em corpo rombudo, variando quanto a angulação da rampa de saída e a altura relativa ao solo (Fig. 4). Para melhor compreender como essas alterações afetam o regime do escoamento foram testados os ângulos de 5, 10, 15, 17 e 20 graus. A motivação desse estudo deve-se ao fato que variando os ângulos pode-se estudar como o bloqueio do fluido debaixo do corpo rombudo para os diferentes regimes do escoamento afetam a performance geral do corpo. Um dos pontos marcantes em suas pesquisas foi a investigação da diferença sobre elevar ou descer o corpo de estudo com o intuito de se averiguar a existência de um ponto de histerese.

Todos os experimentos foram realizados no Túnel de Vento com assoalho de cinta rotativa da Universidade de Southampton, o uso da cinta rotativa mostrou-se pertinente quanto o cálculo dos coeficientes uma vez que estudos posteriores mostraram que a sua falta gera divergências nos resultados (LAJOS, 1986; LAJOS; PRESZLER; FINTA, 1986; ZHANG; SENIOR, 2001). No túnel de vento existe também um controlador de camada limite, seu papel é fundamental uma vez que diversos estudos comprovam a alteração dos resultados quando desprezada esse passo de controle de escoamento (SARDOU, 1986). No entanto, o mecanismo não conseguiu retirar toda a criação de uma camada limite no inferior do corpo. Em seus estudos Zhang menciona a existência dela de baixo do corpo da ordem de dois milímetros.

No emprego de aparelhos para a geração de sustentação negativa deve-se tomar o cuidado sobretudo em regiões onde a geração de sustentação negativa tem uma variação muito intensa (Regiões do **b'** e **c'**). Uma vez que durante o percurso devido a imprevistos, por exemplo, uma freada brusca, uma curva acentuada ou uma manobra não esperada, ocorrerá alteração da altura relativa com o solo suficiente para que a geração de sustentação sofra alterações drásticas. Dessa forma, o projetista deve levar em consideração esses imprevistos e configurar o difusor para trabalhar em uma região de variações menos intensas (Regiões do **a** e **b**)(KATZ, 1995).

Primeiramente, Zhang notou que variando a ride height as seções de aumento de força possuíam taxas de variação diferentes, característico de uma mudança na física do escoamento. Dessa forma, Zhang propôs a seguinte nomenclatura para cada seção do Gráfico  $C_L \times h_r/d$  representado na Fig. 5:

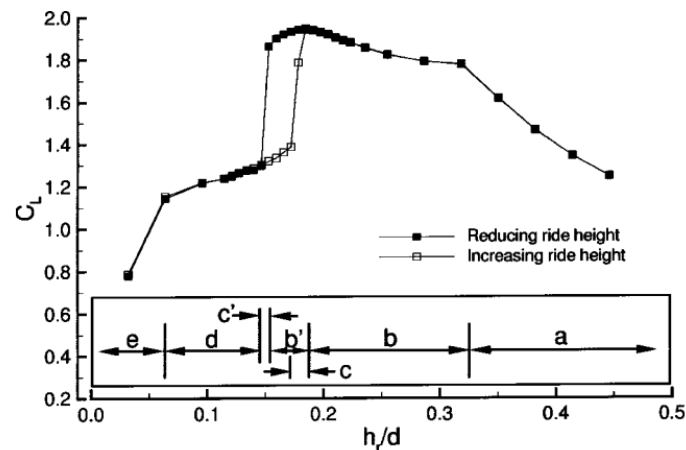


Figura 5 – Gráfico  $C_L \times h/d$  para difusor de  $\theta = 15$  graus<sup>4</sup>

As características de cada escoamento podem ser encontradas na Tab. 1

Tabela 1 – Descrição das regiões de escoamento<sup>5</sup>

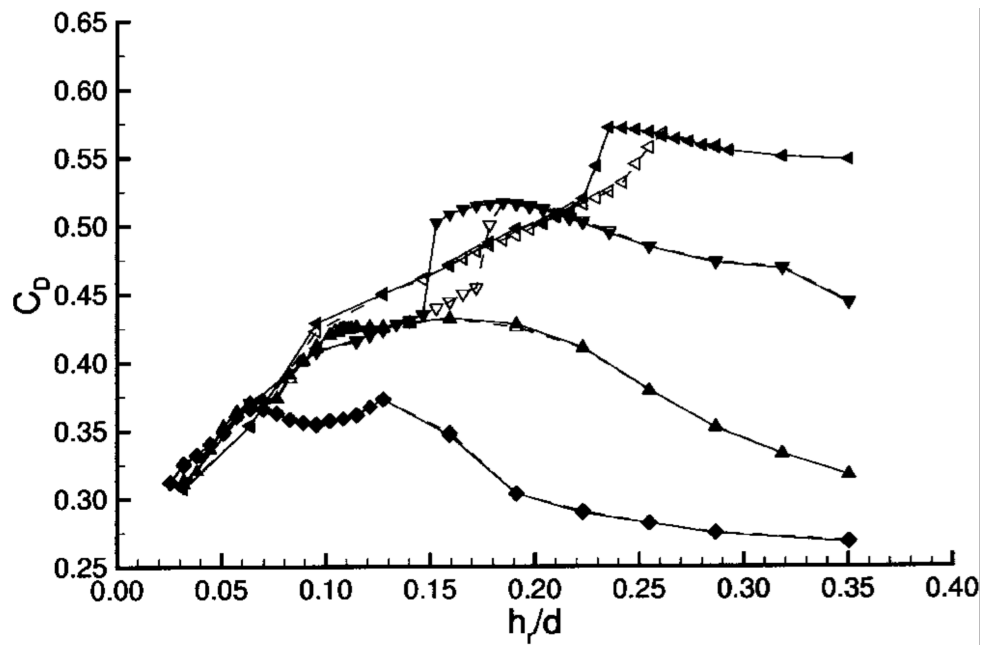
Tipo	Direção	Descrição (Veja Fig. 5)
a	ambos	aumento do downforce com a redução da altura
b	ambos	patamar quase constante de alto downforce, pouco aumento com variação da altura
b'	descendo	uma continuação da sessão b quando a altura é diminuída
c	subindo	aumento brusco do downforce com o aumento da altura
c'	descendo	diminuição brusca do downforce com o decremento da altura
d	ambos	região quase plana de baixo downforce
d'	subindo	uma extensão de d quando subindo com leve incremento do downforce com aumento da altura
e	ambos	contínua diminuição do downforce

As regiões b' e c se sobrepõem igual a d' e c'

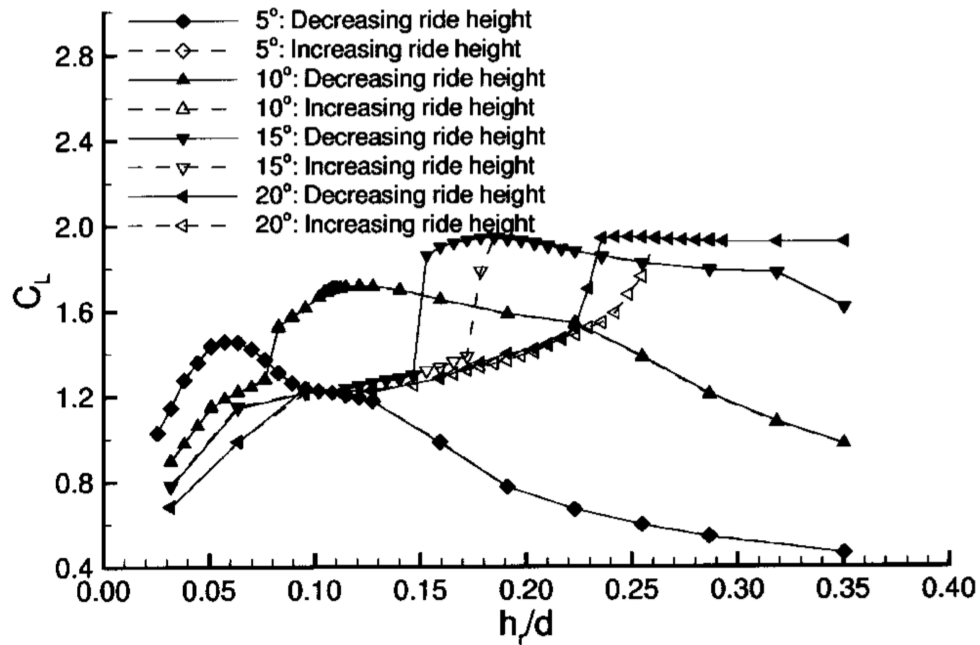
Os gráficos presentes na Figura 6 foram retirados para os diferentes difusores estudados. A principal diferença entre eles é que o último (Fig. 6(c)) foi adimensionalizado pelo ângulo em radianos visando otimização na análise entre os diferentes difusores.

<sup>4</sup>(ZHANG; RUHRMANN, 2003)

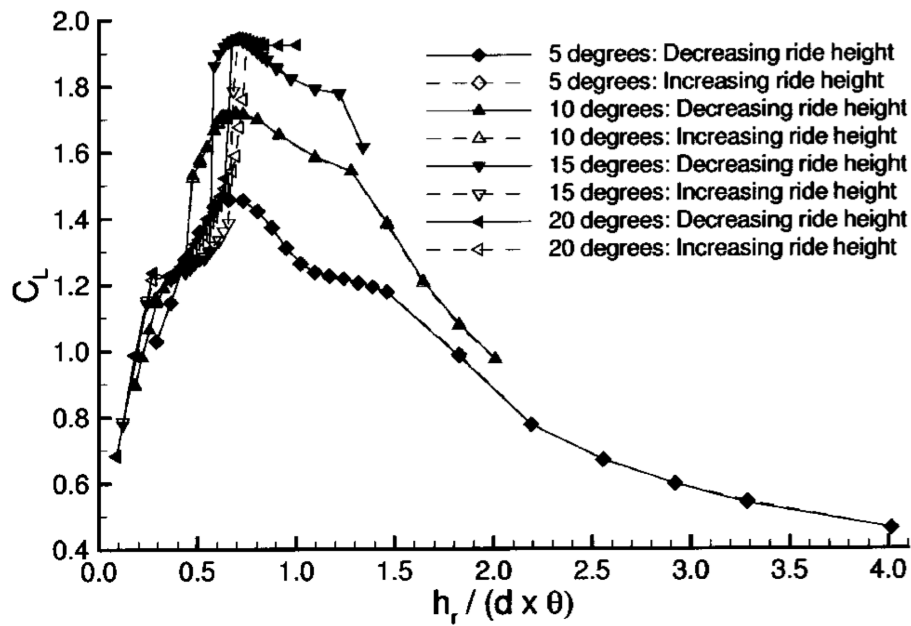
<sup>5</sup>(ZHANG; RUHRMANN, 2003)



(a) *Coefficiente de Arrasto*



(b) *Coefficiente de Sustentação*



(c) Coeficiente de sustentação normalizada pelo ângulo

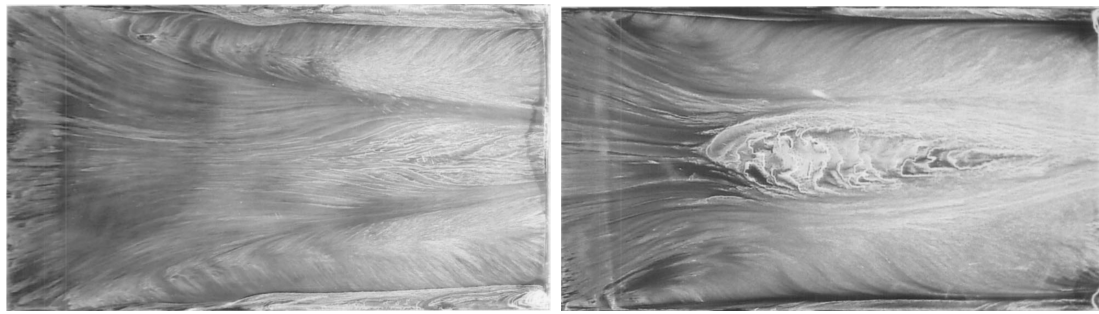
Figura 6 – Variação dos coeficientes com alteração da altura<sup>6</sup>

Ao analisar os gráficos acima nota-se que um padrão é seguido para todos difusores estudados. No entanto, a variação da ride height afeta de forma diferente os difusores. Como um resultado da adimensionalização do último gráfico (Fig. 6(c)) pode-se notar que independente do ângulo o difusor o mesmo ponto de máximo foi encontrado, no valor de aproximadamente  $0,7 h_r / (d \times \theta)$ .

Outro aspecto fundamental para a análise foi a recorrência de certos fenômenos para alguns ângulos. Por exemplo, para ângulos pequenos não houve o aparecimento do ponto de histerese e a redução do sustentação negativa não foi tão pronunciada como os de ângulos maiores.

A existência da bolha de separação é característica específica para cada ângulo de difusor. Como pode-se notar na Fig. 7, a presença de uma bolha de separação é evidente para os ângulos de 10 e 15 graus porém não existe para o de 5 graus. O fechamento da bolha de separação é devido o aumento do diâmetro do vórtice (ZHANG; RUHRMANN, 2003). A Figura 7 representada os difusores para a altura de sustentação máxima:

<sup>6</sup>(ZHANG; RUHRMANN, 2003)



(a) *Difusor com 5 graus de inclinação*

(b) *Difusor com 10 graus de inclinação*



(c) *Difusor com 15 graus de inclinação*

Figura 7 – *Visualização da rampa do difusor com o escoamento da esquerda para direita*<sup>7</sup>

Após atingir a altura crítica (Fig. 7), contínuas reduções na ride height demonstraram a redução da velocidade axial dos vórtices, aumento substancial dos seus diâmetros e queda na ordem de grandeza da vorticidade do escoamento (ZHANG et al., 2004), características clássicas do evento da quebra do vórtice (vortex breakdown). Com os vórtices enfraquecidos a bolha de separação caminha em direção à entrada do difusor diminuindo a recuperação de pressão (Escoamento tipo **b'**) até o ponto de histerese, marcando a perda intensa do coeficiente de sustentação (Escoamento tipo **c'**).

Quando no experimento existe a diminuição da ride height o efeito solo toma partida rejeitando a entrada do ar vinda do inferior do corpo rombudo. Em outras palavras existirá um aumento da razão de áreas de entrada e saída do difusor ( $A_2/A_1$ ) com a redução da altura. Um dos seus efeitos é a restrição da passagem do fluido acelerando-o na região inferior. Com essa elevação da velocidade haverá uma redução na pressão local promovendo o aumento da geração de sustentação negativa.

<sup>7</sup>(ZHANG; RUHRMANN, 2003)

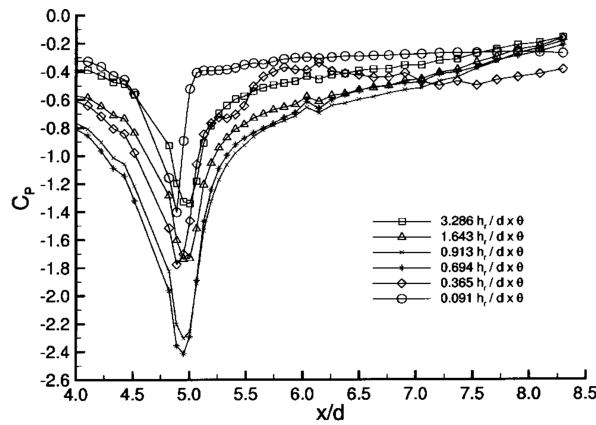
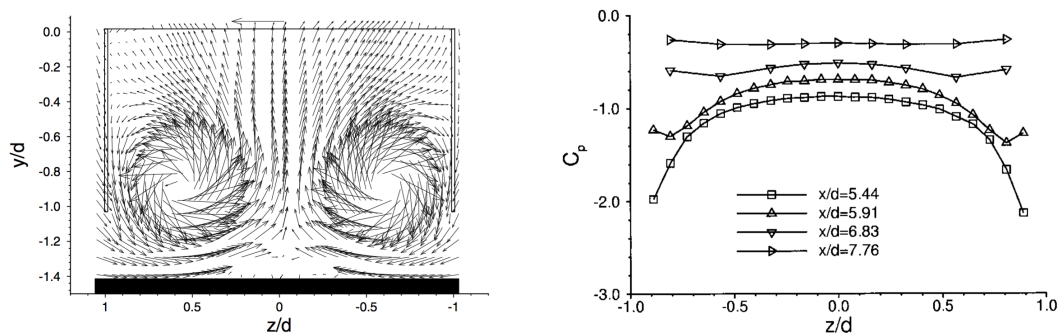


Figura 8 – Distribuição de pressão na linha central do difusor de 20 graus

Esse efeito da elevação da velocidade foi identificado por Zhang principalmente no escoamento do tipo **a**, nessa região o escoamento é dominado pelos dois vórtices que são responsáveis por retardar a separação da camada limite. O vórtice é formado a partir de certa altura devido a baixa pressão dentro da rampa, fazendo com que o escoamento lateral entre pelas placas laterais, devido a alta velocidade que entram o escoamento se descola nas placas laterais gerando um shear layer que se enrola e forma o vórtice.

A Figura 9(a) ilustra o vórtice para um difusor de 17 graus em  $x/d = 8,476$ . A Figura 9(b) ilustra o coeficiente de pressão na região de escoamento tipo **a** para vários planos ao longo do difusor e reflete como o vórtice irá diminuir ao longo do difusor.

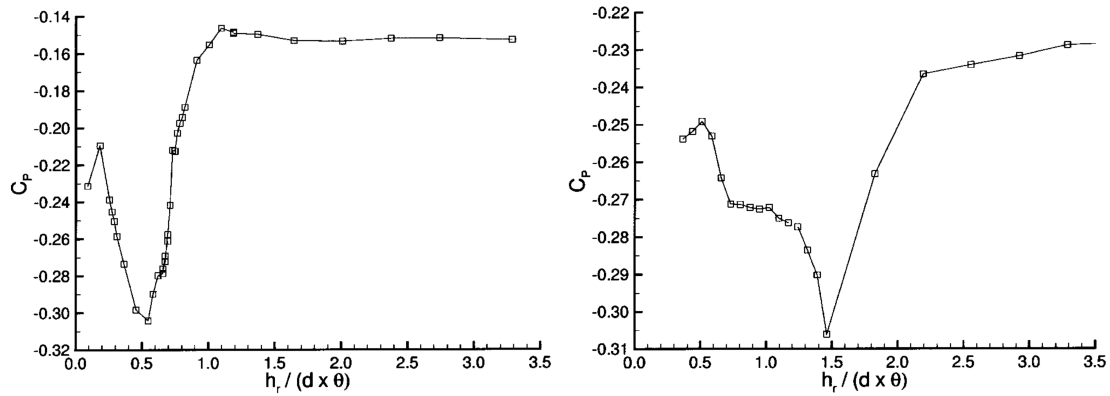


(a) Vetores da velocidade em  $7(x/d)$  (b) Coeficientes de pressão em quatro diferentes planos ao longo do difusor

Figura 9 – Resultados experimentais na rampa do difusor <sup>8</sup>

A Figura 10 representa a média do coeficiente de pressão na base do difusor. Nota-se que ela é sempre negativa e dessa forma mostrando ser uma grande Com a proximidade do assoalho é de se esperar que essa recuperação de pressão sofra uma queda devido efeito solo:

<sup>8</sup>(a)-(ZHANG; SENIOR, 2001), (b)-(ZHANG et al., 2004)



(a) Pressão média da base para difusor de 20 Graus (b) Pressão média da base para difusor de 5 Graus

Figura 10 – Média da pressão da base para diferentes alturas relativa<sup>9</sup>

Nota-se através da observação da Fig. 10 que a queda do coeficiente médio de pressão acontece em diferentes ride heights para os difusores estudados, demonstrando que são fenômenos distintos que responsáveis pela variação. Para os ângulos maiores é tido que o responsável pela queda da média de pressão é a bolha de separação na rampa do difusor. E através da Figura 10 nota-se a confirmação de que quanto mais intenso o vórtice maior será a pressão da base uma vez que os vórtices de Venturi do difusor de 20 graus é muito mais intenso que o de 5 graus (ZHANG; RUHRMANN, 2003).

Para os de ângulos pequenos não é encontrado bolha de separação, dessa forma, é desconhecido qual o motivo da queda da pressão média da base, mas a opção mais provável é que ela seja decorrente da quebra do vórtice presente no difusor, fazendo com que a razão de áreas seja penalizada e por consequência, a recuperação de pressão. O aumento da pressão de base a partir de alturas menores que  $1,5h_r/(d \times \theta)$  não é visualizado para difusores de maiores ângulos, assim é acreditado que à partir desse ponto a camada limite começa a influenciar no escoamento limitando a razão de áreas do difusor devido a proximidade do assoalho(ZHANG; RUHRMANN, 2003).

Ao passo que o difusor se aproxima do assoalho a bolha de separação aproximará da entrada do difusor. O momento em que a bolha encontra a entrada do difusor marca o ponto de histerese da curva de sustentação. Devido o intenso gradiente de pressão favorável na parte inferior do corpo a bolha não pode consegue avançar mais. Dessa forma, devido a baixa pressão decorrente dos vórtices criados a bolha irá em seguida para uma das pontas da entrada do difusor resultando em um escoamento assimétrico com apenas um vórtice formado (Fig. 11):

<sup>9</sup>(ZHANG; RUHRMANN, 2003)



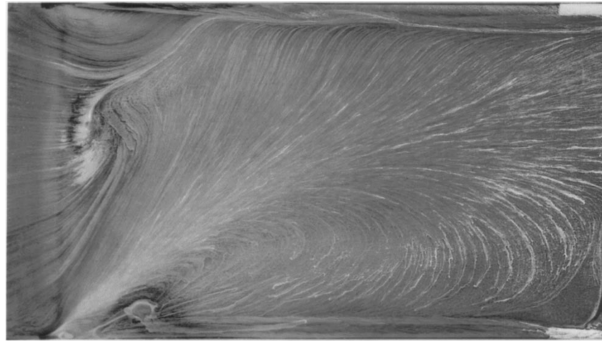


Figura 11 – Visualização da rampa do difusor com o escoamento da esquerda para direita<sup>10</sup>

Após análise minuciosa dos gráficos e coleta de dados pode-se caracterizar as três regiões mais pertinentes do escoamento em difusores de ângulos maiores:

- Região de Escoamento Simétrico e Estável: Contempla a região **a**, marcado pela simetria em relação ao plano médio do difusor (Plano x-y da Fig.4).
- Região de Escoamento Simétrico e Não-Estável: Contempla a região **b** e **b'**, marcado pelo aumento de geração de sustentação negativa mesmo com o descolamento na rampa do difusor.
- Região de Escoamento Assimétrico e Não-Estável: Contempla a região **d** e **e**, marcado pela queda da geração de sustentação negativa e apenas um vórtice.

Tendo em vista a extensa coleção de dados obtidas a Fig. 12 tem o intuito de resumir os pontos principais relativos ao estudo em difusor:

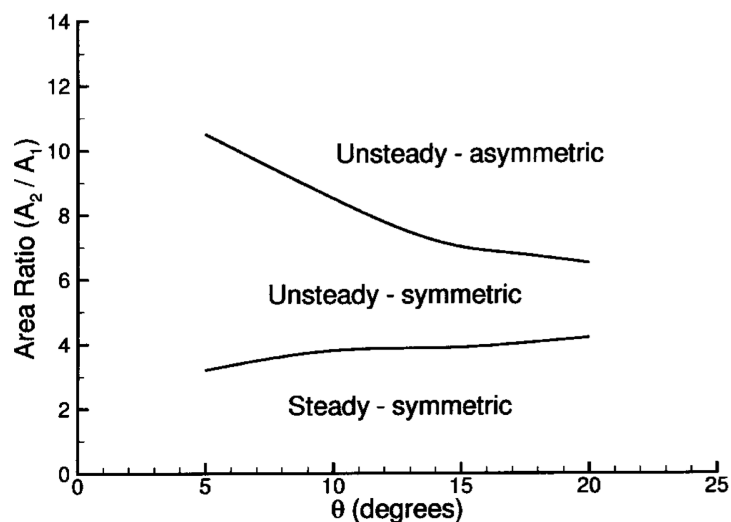


Figura 12 – Escoamento em diferentes regimes<sup>11</sup>

<sup>10</sup>(ZHANG; RUHRMANN, 2003)

<sup>11</sup>(ZHANG; RUHRMANN, 2003)



A transição entre o regime estável para o instável ocorre em razões de área similares independente do ângulo, demonstrando que é governada pelo gradiente de pressão desfavorável. Em estudos posteriores a literatura atribuiu a transição do escoamento simétrico-não estável para o assimétrico à interação entre a camada limite do chão e do corpo, no entanto a Fig. 12 contradiz essa afirmação. Se a camada limite tomasse papel relevante na transição ela ocorreria em razões de área menores que as encontradas para os difusores de ângulo menor, uma vez que a área efetiva de entrada ( $A_1$ ) seria limitada pela camada limite. Já para ângulos maiores Zhang mostra que sua importância é mínima uma vez que para diferentes valores de Reynolds o ponto de transição continuou constante (Fig. 13) (ZHANG; RUHRMANN, 2003).

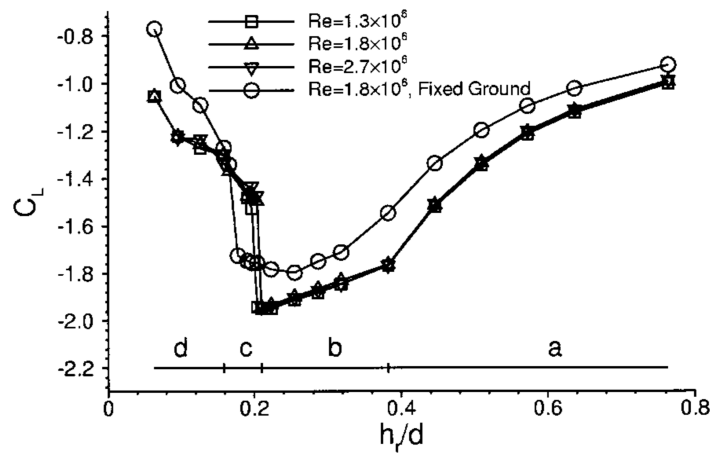


Figura 13 – Coeficiente de sustentação para diferentes Reynolds ( $\theta = 17$  graus)<sup>12</sup>

Devido a pronunciada variação da linha de transição instável-assimétrica pode-se concluir que o gradiente de pressão adverso não é o fator determinante na transição. Se o gradiente de pressão fosse o único e determinante efeito da transição, a curva deveria ter taxa de variação similar a estável-simétrica (Ver Fig. 12).

<sup>12</sup>(ZHANG; SENIOR, 2001)

## 2 FUNDAMENTOS TEÓRICOS

### 2.1 EFEITO SOLO

O efeito solo é a utilização do solo para realizar de alguma forma o impedimento do fluxo de ar com o intuito de se melhorar as condições de operação do perfil aerodinâmico quando comparado com o mesmo perfil em um escoamento livre. O estudo da aerodinâmica do efeito solo é referente principalmente a alterações e impactos que a proximidade com o solo causam na performance do perfil em questão uma vez que como visto existem alturas ótimas e alturas críticas de operação. Situações claras em que esse efeito toma grandes escalas por exemplo é na decolagem e pouso de aeronaves.



Figura 14 – *Aeronave Talha-mar em efeito solo* <sup>1</sup>

No entanto, esse efeito não fica restrito a aeronaves, podendo influenciar também na aerodinâmica em carros. Para o segundo, o efeito solo tem como principal foco de estudo a geração de sustentação negativa motivado para melhorar a performance geral especialmente sobre a razão arrasto-sustentação. O fenômeno por trás em ambas situações são semelhantes, no entanto com efeitos opostos para cada caso.

---

<sup>1</sup>Disponível em: <http://bit.ly/2g93G2B>

### 2.1.1 VÓRTICE DO DIFUSOR

Um perfil bidimensional gera sustentação através da diferença de pressão, superior e inferior. Uma asa tridimensional tem o mesmo princípio porém efeitos tridimensionais começam tomar partida. As linhas de corrente da extradorso asa diferenciarão das do intradorso de tal forma que na ponta da asa a grande diferença de pressão entre elas fará com que o fluido de alta pressão vá para a região de baixa criando dois vórtices, chamados de vórtices de ponta de asa.

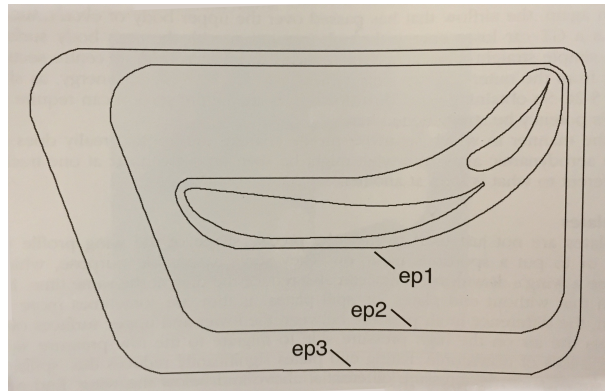
Os dois vórtices gerados serão responsáveis em gerar um escoamento induzido para baixo (downwash) fazendo com que o escoamento sofra uma deflexão, desta forma o ângulo de ataque muda. Como a sustentação estará perpendicular a velocidade de escoamento a mudança desse ângulo de ataque fará com que uma componente extra de arrasto apareça, chamado de arrasto induzido. Os dois benefícios trazidos pelo efeito de solo são: redução do arrasto induzido e criação de um colchão de ar sobre a asa.

Quando próximo do solo (distância de 1 asa) o vórtice de ponta de asa terá pouco espaço para o seu desenvolvimento, dessa forma seus efeitos negativos são mitigados, gerando um aumento no coeficiente de sustentação e diminuição do arrasto. Já para a aeronave a uma distância de um quarto de asa do chão o escoamento entre a asa e o solo é comprimido gerando um acréscimo de pressão na região inferior da asa e um aumento na sustentação negativa (CUI; ZHANG, 2010).

Quando tratamos de efeito solo para automotivos temos principalmente o estudo focado para carros de alta performance. Dois dos mais estudados componentes aerodinâmicos retiram do efeito solo o aumento da performance dos veículos, quando acoplados chegam a gerar dois terços da força negativa, são eles as asas e difusores.

As asas normalmente são acopladas ao chassi do veículo juntamente com outra peça de extrema importância, as placas laterais, ambas trabalham em conjunto para manter o nível de sustentação negativa sempre elevado, uma completando a funcionalidade da outra. Como estamos tratando de uma asa invertida os mesmos efeitos estarão presentes para a asa acoplada no carro. Com o intuito de combater o efeito aerodinâmico mais danoso das asas, o vórtice de ponte, é instalado as placas laterais.

Devido a sua utilização um outro tipo de vórtice aparecerá que terá como papel principal o de energizar a camada limite mantendo-a colada por uma distância maior, chamado pela literatura de "edge vortex"(Vórtice de Venturi) (ZHANG; SENIOR, 2001; KATZ, 1995). Um dos reflexos diretos desse maior percurso da camada limite colada é ilustrada pela Fig. 15(d). Em asas que se aplicam placas laterais a perda de sustentação ao longo da extensão da asa será menor. O mesmo tipo de vórtice é notado nas placas laterais do difusor com a mesma finalidade de energizar a camada limite. Portanto, a quebra do vórtice de Venturi tem efeito direto tanto sobre a geração de sustentação negativa quanto de arrasto.



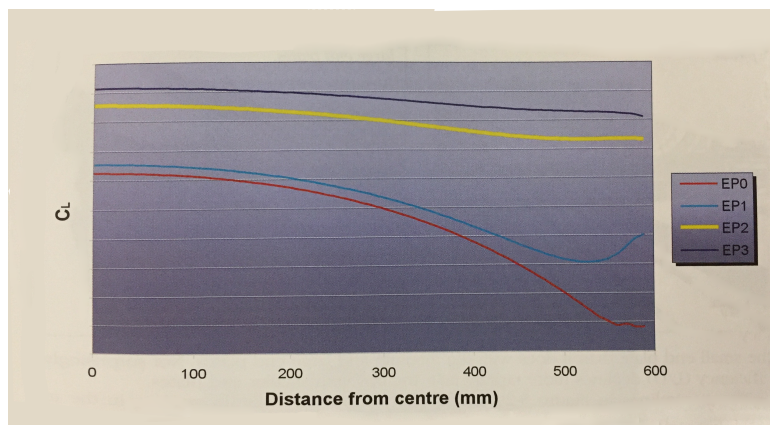
(a) Wing com end plates de diferentes tamanhos



(b) Formação do vórtice ponta de asa para uma wing



(c) Formação do edge vortex para uma wing com end plates



(d) Coeficiente  $C_L$  por toda envergadura da wing

Figura 15 – Escoamento em wing com end plates de diferentes tamanhos<sup>2</sup>

<sup>2</sup>(MCBEATH, 2011)

O vórtice de Venturi, diferente do vórtice de ponta traz benefícios quanto a performance de força. Nota-se através da Figura 15(c) que o "edge vortex" aumenta a sucção para a intradorso da wing. Além disso eles induzem no escoamento uma componente de velocidade vertical reduzindo localmente o ângulo de ataque, conseqüentemente atrasando o aparecimento da separação próxima a borda de fuga.

### 2.1.2 EFEITO VENTURI

A separação é tida na mecânica dos fluidos com grande pesar sendo geralmente associada comumente a um fenômeno não desejado, normalmente vem acompanhada de perda de performance, instabilidade; porém o seu aparecimento está presente em uma série de escoamentos típicos. Da equação da primeira lei da termodinâmica aplicada com o teorema de transporte de Reynolds encontra-se a equação do trabalho do campo de pressão expressa pela Equação 2.1. Juntamente com a lei da continuidade a Eq. 2.1 demonstra que um ganho de pressão deve ser compensado com diminuição da velocidade e vice-versa.

$$\oint_{VC} \left( \frac{-p}{\rho} \right) \rho \vec{v} \cdot d\vec{s} = \oint_{VC} \left( \frac{v^2}{2} \right) \rho \vec{v} \cdot d\vec{s} \quad (2.1)$$

Para o caso de um escoamento em um bocal tipo convergente-divergente haverá primeiro a compressão do fluido e em seguida a sua expansão. É esperado que ocorra a velocidade seja máxima na região central do mesmo. Traçando um paralelo com o corpo rombudo acoplado a um difusor sua geometria é em excelência um típico bocal convergente-divergente com o solo delimitando a sua razão de compressão. Como a Figura 16 ilustra com diminuição de  $h_r/d$ , a razão de  $(A_2/A_1)$  será aumentada. Dessa forma ao passo que a alta razão de expansão aumenta espera-se que aconteça a separação do escoamento em alguma altura (ZHANG; RUHRMANN, 2003; HUNTER, 1998).

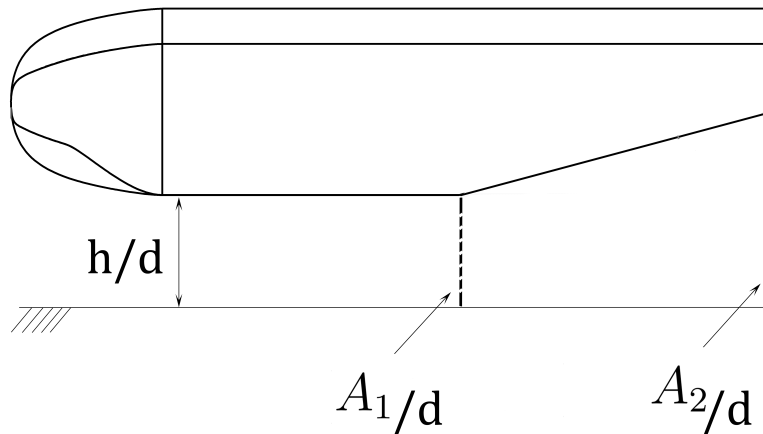


Figura 16 – *Altura relativa e áreas da razão de compressão*

Dessa forma a utilização do efeito Venturi tem como intuito recuperar a pressão na região do difusor retornando o fluido a velocidade de escoamento livre da maneira mais branda possível, gerando o mínimo de recirculação. Mesmo assim a pressão média na saída do difusor é menor que a do escoamento livre, dessa forma existirá certo nível de geração de sustentação negativa (MCBEATH, 2011). Para o caso do corpo rombudo acoplado com difusor de maneira geral a parte inferior sofrerá uma aceleração devido a diminuição da área, isso deve-se a lei da conservação da massa, e no final do difusor haverá a recuperação dessa pressão perdida.

## 2.2 ARRASTO EM VEÍCULOS

A componente de arrasto para veículos pode ser dividida em duas grandes componentes:

$$C_D = C_{Do} + C_{Di} \quad (2.2)$$

O primeiro termo do lado direito,  $C_{Do}$ , diz respeito ao arrasto gerado pelos efeitos viscosos, já o segundo termo,  $C_{Di}$ , é composto pelo arrasto induzido que é gerado pelo campo de vórtices gerado pelo escoamento.

### 2.2.1 ARRASTO DE PRESSÃO E FRICÇÃO

Os arrasto de pressão e de fricção são ambos gerados pelos efeitos viscosos. O escoamento exerce sobre o corpo um distribuição de pressão e cisalhamento sobre o corpo. Se o gradiente de pressão é muito adverso haverá separação da camada limite gerando uma região de recirculação. No corpo rombudo haverá uma grande região de separação,



a base do difusor, a integração tanto da pressão e o cisalhamento sobre o corpo gerá o resultado do arrasto total do carro incluindo o arrasto induzido (HUCHO, 1978).

### 2.2.2 ARRASTO INDUZIDO

O arrasto induzido tem como fonte os vórtices que ocorrem sobre o veículo, no caso do corpo rombudo, no difusor. A Figura 17 ilustra o vórtice gerado no escoamento de um carro padrão. O campo de vórtices gerado consome energia cinética extra que deve ser gerado pelo escoamento, essa energia consumida pelo campo de vórtices está já incluída no cálculo do arrasto (HUCHO, 1978).

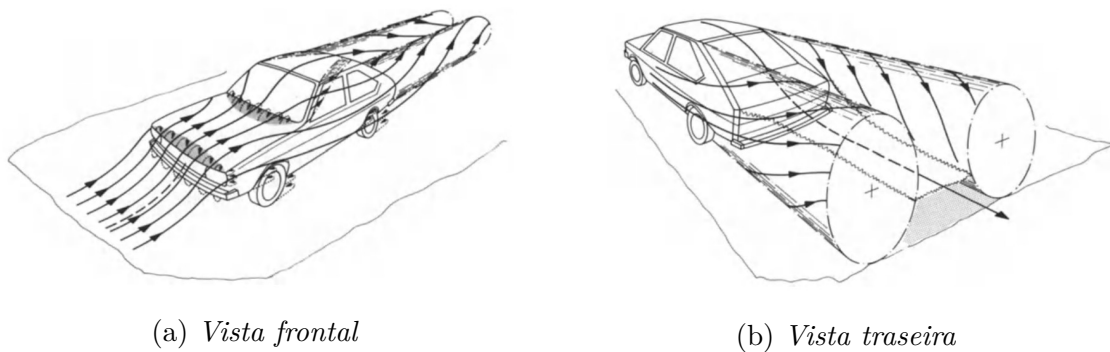


Figura 17 – *Escoamento esquemática sobre carro*<sup>3</sup>

### 2.2.3 INFLUÊNCIA DO DIFUSOR SOBRE O ARRASTO

O arrasto de pressão é de forma dominante a componente que mais afeta o coeficiente de arrasto. No corpo do difusor a popa do corpo rombudo é marcado por uma região de grande separação e afeta em grande escala o arrasto total. Como pode ser verificada na Figura 18 a variação do coeficiente médio de pressão da base do corpo rombudo possui comportamento semelhante a do coeficiente de arrasto para diversas alturas relativas, salvo regiões muito próxima ao assoalho (ZHANG; RUHRMANN, 2003).

O difusor mostra-se importante para o controle do arrasto uma vez que o difusor fará com que o escoamento de alta velocidade do assoalho diminua sua velocidade e permite que fluido com pressão relativamente maior entre pelas placas laterais e preencha a região de descolamento posterior a base. Dessa forma, o dispositivo aumenta a pressão da base fazendo com que o arrasto diminua (KANG et al., 2012).

---

<sup>3</sup>(HUCHO, 1978)

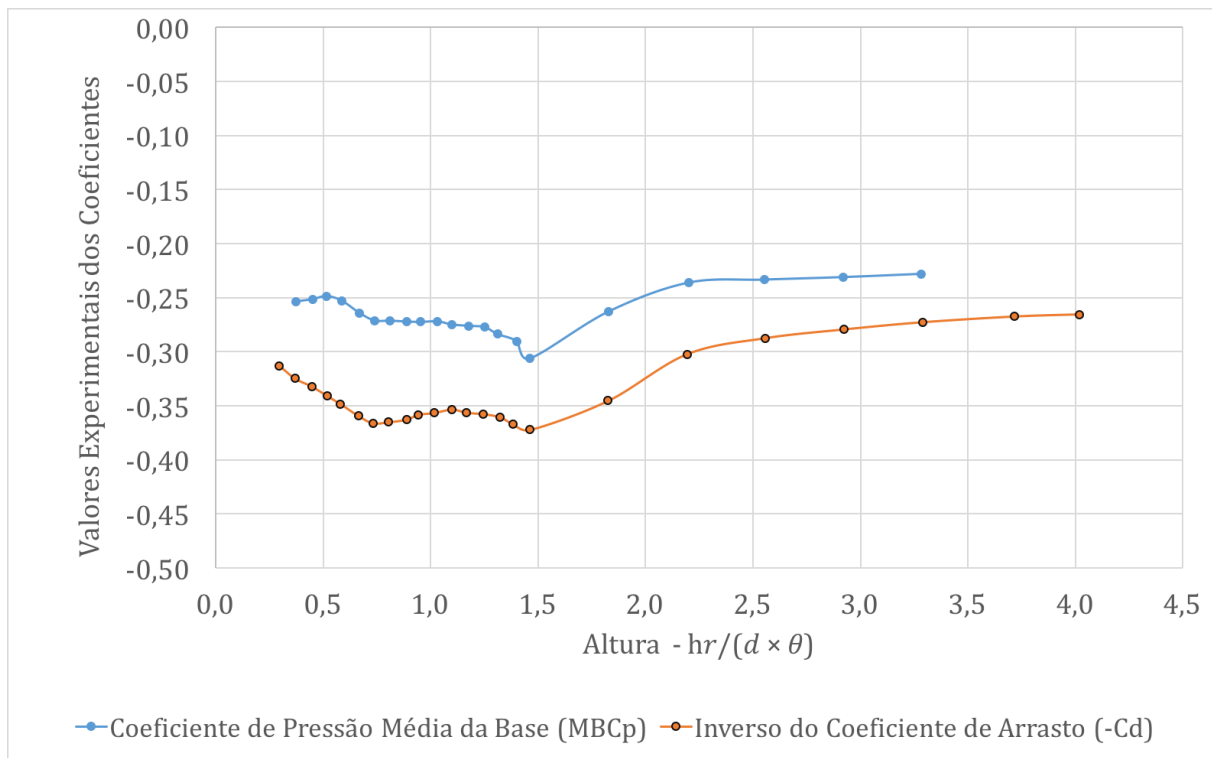


Figura 18 – *Resultados experimentais - 5 Graus*

## 2.3 FUNDAMENTOS DA TURBULÊNCIA

É conhecido pela literatura que certas instabilidades caracterizadas pelas suas frequências podem culminar na transição para o regime turbulento. Para esse projeto o principal caso de estudo diz respeito a transição da camada limite, ela pode transicionar de regimes através de dois métodos, com ou sem ponto de inflexão no perfil de velocidades.

O primeiro diz respeito a situações em que exista um gradiente de pressão adverso, gerando posteriormente região de recirculação. O segundo ocorre sem um ponto de inflexão, mesmo sob um gradiente de pressão favorável o acúmulo de instabilidade é suficiente para que ocorra a transição de regimes. Após a transição para o escoamento turbulento haverá o aparecimento de estruturas chamadas de vórtices que serão responsáveis pelo transporte das propriedades do escoamento.

O grande problema é que quando em regime turbulento, essas estruturas aparecem em diversas escalas de tempo e espaço, em outras palavras, os vórtices podem ser grandes ou pequenos ou dissiparem rápida ou lentamente. Dessa forma, utilizar as equações de movimento como se apresentam na literatura (Apêndice A) mostra-se um grande desafio matemático e computacional. Existem métodos de maior custo que tentam descrever formas mais completas da equação de Navier-Stokes resolvendo para todas escalas ou com menores simplificações da usada nesse estudo. Porém modelos de turbulência de duas equações tem demonstrado resultados coerentes quando aplicadas sob as condições apropriadas.



Os métodos para descrever o escoamento turbulento serão aprofundados na Seção 2.3.1 porém o cerne do modelo utilizado é avaliar o escoamento médio através da média temporal de todos os termos das Equações de Navier-Stokes para se obter as equações médias de Navier-Stokes (RANS). Ao fazer isso estamos tratando as propriedades como uma média somado com sua variação temporal:

$$u_i(x, t) = U_i(x, t) + u'_i(x, t) \quad (2.3)$$

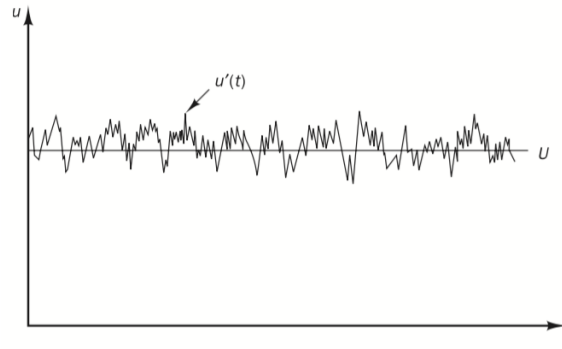


Figura 19 – *Variação temporal da velocidade em escoamento turbulento*<sup>4</sup>

Ao aplicarmos a descrição dada por 2.3 na equação do movimento obteremos a equação de RANS, aqui descrita em notação indicial:

$$\rho U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (2\mu S_{ij} - \overline{\rho u'_i u'_j}) \quad (2.4)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.5)$$

A diferença para o modelo transiente (Unsteady RANS) para o modelo permanente (RANS) é presença ou não do primeiro termo do lado esquerdo da Equação 2.4. No modelo permanente a solução ignora variações temporais diferente do modelo transiente. Reynolds foi o primeiro a concluir esse estudo e como resultado da normalização temporal das equações de movimento o termo  $-\overline{\rho u'_i u'_j}$  apareceu, nomeado de tensor de Reynolds. Juntamente com as equações médias de Reynolds a hipótese de Boussinesq é usada para o modelamento de escoamentos turbulentos. Através da análise dimensional Boussinesq propôs que as tensões viscosas e de Reynolds fossem análogas, introduzindo o conceito da viscosidade turbulenta ( $\mu_t$ ):

<sup>4</sup>(VERSTEEG; MALALASEKERA, 2011)

$$\begin{array}{ccc}
\overbrace{ML^{-1}T^2}^{\tau} = \underbrace{ML^{-1}T^{-1}}_{\text{Tensões Viscosas}} \overbrace{\frac{\partial u}{\partial y}}^{L^{-1}} & c.f. & \underbrace{\overbrace{ML^{-1}T^2}^{-\rho u'_i u'_j}}_{\text{Tensão de Reynolds}} = \underbrace{ML^{-3}}_{\rho} \underbrace{L^2 T^{-1}}_{\mu_t} \overbrace{\frac{\partial U_i}{\partial x_j}}^{T^{-1}} \quad (2.6)
\end{array}$$

Dessa forma, com o intuito de se descrever como a viscosidade turbulenta os modelos necessitam escolher dois parâmetros de referências, um de velocidade e um de comprimento. Nas simulações do presente trabalho, optou-se por se utilizar o modelo  $k - \varepsilon$  que será mais discutido na Seção 2.3.1.

O surgimento dessa variação temporal é devido as estruturas particulares do escoamento turbulento, os vórtices. Vórtices são estruturas tridimensionais, dessa forma todo escoamento turbulento é obrigatoriamente tridimensional, porém no caso da camada limite pode ser simplificado para duas dimensões. Essas estruturas são cruciais para o transporte de massa, calor, momento e partículas de forma aleatória caracterizando o escoamento turbulento. Vale lembrar que apesar de toda aleatoriedade envolvida no regime turbulento ele não é completamente desordenado, uma vez que através da análise estatística é comprovado a correlação entre as variações das propriedades do escoamento (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2011). Mais precisamente a respeito da análise do momento de segunda ordem do tensor de Reynolds, com a análise dessa propriedade pode-se concluir que as estruturas ali presentes, mesmo sendo caóticas induzem variações nas propriedades que são dependentes uma das outras.

No entanto, esse efeito de flutuações é amortecido para regiões próximas da parede. Ao realizarmos outra análise adimensional em 2.6 tomando que  $-\overline{\rho u'v'}$  tem dimensão de  $c(U_e)^2$  sendo  $c$  uma constante qualquer teremos o seguinte resultado:

$$\begin{array}{ccc}
\tau = \underbrace{\mu \frac{\partial u}{\partial y}}^{O(\frac{\mu U_e}{\delta})} & c.f. & \underbrace{-\rho u'_i u'_j}_{O(\rho c U_e^2)} = \mu_t \frac{\partial U}{\partial y}
\end{array}$$

$$\frac{\mu \frac{\partial u}{\partial y}}{-\rho u'_i u'_j} = O\left(\frac{1}{R_e}\right) \quad (2.7)$$

Dessa forma tendo o resultado de 2.7 em mãos pode-se notar que para altos números de  $R_e$  os esforços viscosos podem ser desprezados ao se comparar com as tensões de Reynolds. Como consequência dessa conclusão temos que para regiões muito próximas da parede os efeitos viscosos terão influência maior que os efeitos da turbulência, essa fina região dentro da camada limite é chamada de subcamada viscosa. Para poder descrever relações dessa discreta região em que os efeitos viscosos são mais pertinentes deve-se tomar a unidade de medida adimensional  $y^+$ , a velocidade adimensional dada por

$u^+$ , a chamada friction velocity  $u_\tau$  e utilizando da definição de unidade de parede ( $\nu/u_\tau$ ) teremos:

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} \quad (2.8)$$

$$u^+ = \frac{U}{u_\tau} \quad u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (2.9)$$

A camada limite então pode ser dividida como mostra a figura a seguir:

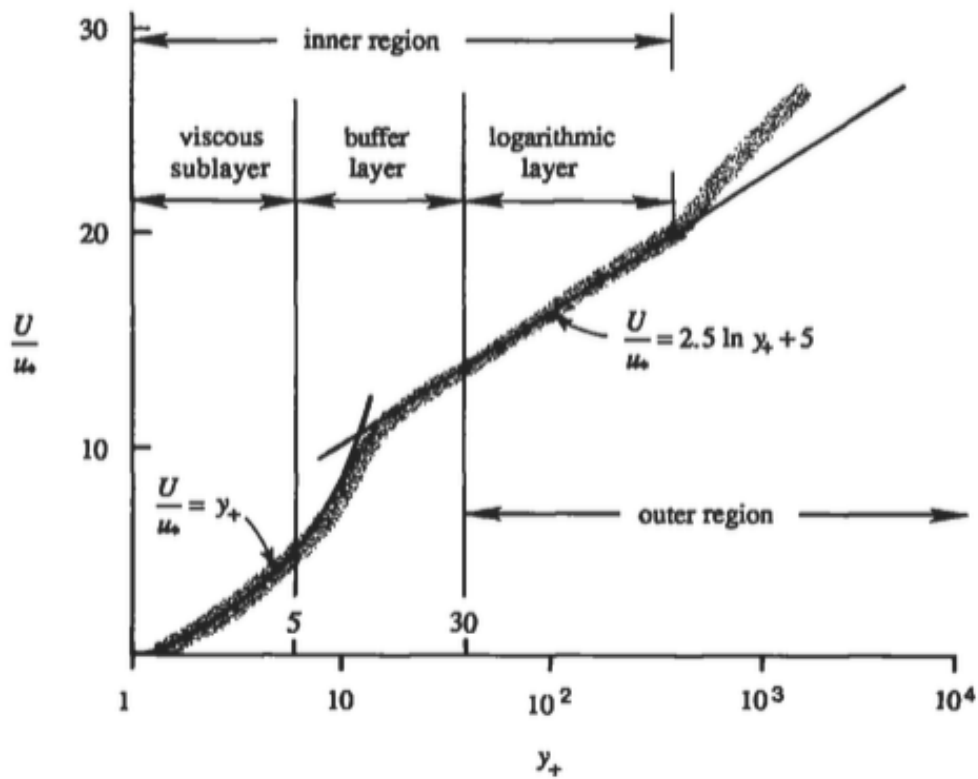


Figura 20 – Dimensões padrões de regiões dentro da camada limite<sup>5</sup>

Através da Figura 20 pode-se notar as distintas regiões da camada limite e as relações que definem seu perfil. Majoritariamente como será discutido nas seções a seguir é interessante utilizar para o modelamento as distâncias para  $y^+$  entre 30 e 500 ao passo que isso simplifica o cálculo do arrasto pelo cálculo de  $u_\tau$  utilizando a Eq. 2.9 e a lei logarítmica denotada na Fig. 20 como:

$$u^+ = 2,54 \ln y^+ + 5,56 \quad (2.10)$$

<sup>5</sup>(KUNDU; COHEN, 2002)

Para podermos descrever a turbulência em termos do escoamento temos que por definição a energia cinética total é dada por  $k$  e a intensidade da turbulência  $T_i$  que é um número adimensional no valor de:

$$k = \frac{1}{2} \left( \overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2} \right) \quad T_i = \frac{\left(\frac{2}{3}k\right)^{1/2}}{U_{\text{ref}}}$$

O método que define como iremos descrever de forma diferencial o valor de  $k$  fica como função do modelo de turbulência escolhido, na Seção 2.3.1 será mais abrangido como essa equação diferencial é encontrada.

### 2.3.1 MODELAMENTO DA TURBULÊNCIA

Quando aplicamos um modelo para descrever o problema da variação temporal estamos tentando compreender algo que é de sua natureza aleatória. Os modelos matemáticos criam métodos que tem como finalidade traduzir toda informação possível de se retirar do problema. O maior desafio é que a partir do momento que utilizamos tais ferramentas estamos propagando todos os seus erros e incertezas sobre a nossa modelagem.

O principal desafio em compreender a turbulência é devido sua natureza aleatória, porém como visto em 2.3 existe correlação e certa coerência quando tratamos das estruturas ali presentes no escoamento, os vórtices. Dessa forma, do mesmo modo que tratamos a equação do movimento levando em consideração apenas os fatores com ordem de grandeza relevante a solução do problema, pode-se também tomar assimilações e certas simplificações da descrição dos efeitos turbulentos presentes no problema para resolvê-lo de maneira menos custosa.

A partir desse princípio desenvolveu-se através das últimas décadas vários métodos capazes de descrever o tensor de Reynolds. A diferença entre os métodos é justamente entre os pontos positivos e negativos que cada um possui. A metodologia da criação dos modelos de turbulência que focam em tirar soluções médias do escoamento baseiam-se em dois princípios fundamentais que sustentam toda sua solução:

- **RANS:** As equações de Navier-Stokes continuam válidas para escoamentos turbulentos, porém resolver todos os seus termos para a todas as escalas de tempo e espaço presentes em um simples escoamento turbulento seria inviável mesmo para o computador mais potente da atualidade (KUNDU; COHEN, 2002). Tendo em vista sua praticidade é comum utilizar as equações médias de Navier-Stokes para uma primeira avaliação por ser um método de menor ordem de complexidade computacional e matemática e sua vasta validação para diversas aplicações.
- **Hipótese de Boussinesq:** Como visto em 2.3 temos que ao tirar a média das equações do movimento terminamos com um termo extra. Para descrevê-lo da ma-

neira mais simples em forma de tensão deve-se escolher uma unidade de tempo e de espaço, limitando assim o modelo criado.

A principal premissa para o desenvolvimento de modelos de turbulência do tipo RANS é que a viscosidade turbulenta é isotrópica em todo domínio, em outras palavras, a razão entre o tensor de Reynolds e taxa de deformação média do fluido são constantes para todas as direções. Essa premissa nem sempre é válida principalmente sobre escoamentos mais complexo. Portanto, como dito anteriormente o projetista tem que analisar qual o melhor modelo aplicar para o dado problema e julgar quais erros ele está disposto a cometer ao usar o escolhido modelo (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2011).

### 2.3.1.1 O MODELO $K - \varepsilon$

Nessa revisão o foco será apenas sobre o método utilizado na modelagem em CFD desse projeto, o modelo  $k-\varepsilon$ . Como todo modelo que analisa o escoamento pela solução das equações médias seu principal objetivo é prescrever uma escala de tempo e de velocidade visando a descrição da viscosidade turbulenta. A equação da Energia Cinética ( $K$ ) e a equação da Energia Cinética Turbulenta ( $k$ ) é encontrada partindo da Eq. 2.4 ambas equações são fundamentais para o entendimento de como cada fator influencia o modelamento escolhido e quais suas implicações. Outro fator que é de suma importância é a da taxa de dissipação da energia cinética turbulenta por unidade de massa,  $\varepsilon$ . A seguir estão representadas as relações utilizadas pelo modelo para sua descrição:

$$\nu_t = \frac{\mu_t}{\rho} \qquad \vartheta = k^{\frac{1}{2}} \qquad l = \frac{k^{\frac{3}{2}}}{\varepsilon}$$

Com essas relações determinadas pode-se especificar as escalas de  $\mu_t$  através da análise dimensional:

$$\mu_t = \rho \frac{k^2}{\varepsilon} C_\mu$$

Com a relação da viscosidade turbulenta em mãos o modelo propõe a resolver mais duas equações parciais com o intuito de estimar os valores de  $k$  e  $\varepsilon$ . Para utilizar esse modelo de turbulência deve-se fornecer informações sobre as condições de contorno, sendo elas:

- **Entrada:** Deve-se fornecer os dados da distribuição tanto de  $k$  quanto para  $\varepsilon$ .
- **Saída e Planos Simétricos:** Taxa de variação com a normal tanto de  $k$  e  $\varepsilon$  serem nulas ( $\partial k / \partial n$  e  $\partial \varepsilon / \partial n$ ).

- **Escoamento Livre:** A taxa de variação com a normal deve ser dada ou ambas devem ter o valor nulo.
- **Paredes:** Aproximação para lei de parede.

Em valores de Reynolds elevados o modelo pode usar como auxílio as equações para lei de parede como discutido em 2.3, dessa forma não há a necessidade assim de se resolver as equações do modelo para a condição na parede. Ao passo que a velocidade média calculada para um  $y^+$  entre  $30 < y^+ < 500$  é capaz de resolver a lei de parede. Outro motivo de evitar a descrição da malha utilizando  $y^+$  é devido a diminuição da precisão dos valores e aumento significativo da malha.

Ao especificar  $y^+$  menor que 30 o software será obrigado a resolver o cisalhamento pelas relações da região sub-viscosa ou intermediária, cada uma apresentando adversidades diferentes quanto a solução. A primeira é devido o aumento significativo da resolução da malha e a segunda é devido a existência da conexão entre a região sub-viscosa e a intermediária, diminuindo a precisão ao utilizar o modelo  $k - \varepsilon$  (KALITZIN et al., 2004). O modelo retira os valores do cisalhamento através das seguintes relações:

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \ln(Ey^+) \qquad \varepsilon = \frac{u_\tau^3}{\kappa y} \qquad k = \frac{u_\tau^2}{\sqrt{C_\mu}}$$

Outra consideração quanto as condições de contorno é que em muitas vezes os valores de  $k$  e  $\varepsilon$  nas condições de contorno não são acessíveis, dessa forma é utilizado comumente o valor da intensidade de turbulência para se calcular a distribuição de  $k$  e de  $\varepsilon$ .

Como dito anteriormente temos que os limites de cada modelo devem ser analisados e tomados os seus devidos efeitos sobre à análise. De uma maneira geral o modelo  $k - \varepsilon$  é o modelo que mais possui aplicação na indústria, assim sendo é um dos modelos mais comprovados pela literatura (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2011) no entanto deve-se ter em mente suas desvantagens:

1. Vantagens:

- Método simples de resolução apenas necessitando das condições de contorno iniciais.
- Excelente performance em uma grande variedade de escoamentos.
- Método mais comprovado e utilizado pela indústria.

2. Desvantagens:

- Mais complexo que métodos algébricos de uma equação, tornando-o mais caro em comparação.

- (b) Escoamentos externos podem ser um empecilho na resolução.
- (c) Camada Limite curvas e escoamentos rotacionais.
- (d) Escoamentos no qual o tensor de Reynolds é principalmente afetado por anisotropia da geometria, seções quadradas por extensa região.

Assim tomando como partida o experimento que queremos modelar já possuímos as condições de contorno através da intensidade de turbulência  $T_i$  do túnel de vento. A grande dificuldade é que iremos trabalhar com um perfil que pode ser considerado quadrado; dessa forma, o problema descrito pelo item 2d influenciará no resultado. no entanto como o emprego do mesmo modelo para diversas situações encontra valores próximo do esperado (HESCHL et al., 2013) foi selecionado o modelo de turbulência  $\kappa - \varepsilon$ .

## 2.4 MECÂNICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL

Com o intuito de se retirar os coeficientes aerodinâmicos é necessário levar em consideração todos os fatores relevantes no seu cálculo. Como visto anteriormente temos que para a teoria do fluido invíscido o cálculo fica limita-se em não conseguir descrever o arrasto de fricção. No entanto, aplicar as equações parciais seguindo o método de turbulência para descobrir a distribuição de cisalhamento sobre o corpo é uma tarefa árdua e impossível de ser feita manualmente. Dessa forma, aos pesquisadores restam dois métodos de se calcular os coeficientes que restam:

1. Modelos empíricos e resultados experimentais
2. Modelagem através de pacotes de Mecânica dos Fluidos Computacional(CFD)

Cada um apresenta limitações e desvantagens, quanto ao item 1 dezenas de estudos foram realizados com o intuito de tentar mitigar os problemas que eles representam, principalmente a respeito das condições de testes uma vez que podem diferir das modelos utilizados para o descrever. Assim, raramente em túneis de vento convencionais o mesmo mesmo nível de similaridade é atingido sendo necessário a utilização de túneis de vento específicos, tornando essa análise muito cara (HOUGHTON; CARPENTER, 2002). Outro problema é a retirada da camada limite com o chão uma vez que em condições de uso normais no chão não existirá uma camada limite, e com o aumento do número de  $R_e$  essa camada limite começa afetar de maneira pronunciada sobre os resultados (SARDOU, 1986; LAJOS; PRESZLER; FINTA, 1986).

A análise mencionada no item 2 tem como ponto positivo o menor custo para se realizar a investigação sobre modelos. O maior problema da análise de CFD é a permutação dos erros envolvidos nos métodos tanto de discretização do espaço computacional (Malha) quanto na resolução do problema (Modelos matemáticos). No entanto, ao passo

que realizar experimentos necessita de um grande investimento a modelagem em CFD tem ganhado cada vez mais atenção.

Um dos pontos centrais da análise de escoamentos utilizando métodos computacionais é entender que para se atingir uma malha concisa e resultados confiáveis deve-se primeiro compreender todas as limitações e capacidades desse método. Ao julgar com um olhar clínico os resultados e a malha conseguimos garantir o sucesso da nossa simulação. Tais análises são divididos pela literatura em duas grandes seções:

- (I) **Verificação:** Diz respeito se o software está resolvendo de maneira correta as equações, em outras palavras, assegurar se o programa está sendo conciso na solução numérica. Normalmente é garantido através de estudos de convergência sobre a malha, bem como os resíduos da análise (LEER; POWELL, 2010).
- (II) **Validação:** Diz respeito se a seleção dos modelos transcrevem corretamente o que de fato ocorre em um escoamento para o meio computacional. Validar o experimento, também é tido como um processo de análise para aferir se as equações dos modelos estão utilizando corretamente as condições de contorno na solução. Normalmente é assegurada ao comparar com resultados experimentais ou descrições teóricas do comportamento.

#### 2.4.1 OPERAÇÃO E SOLUÇÃO DO ESCOAMENTO

Cada pacote comercial tem um método específico tanto para a organização quanto para as linhas de programação que serão responsáveis em resolver o escoamento. No entanto, é comum que os software existentes resolvam o escoamento sendo completamente laminar ou turbulento, descartando o efeito da transição ou seção laminar inicial (ÇEN-GEL; CIMBALA, 2007). A análise envolvida pelos software fica restrita à solução de apenas as equações parciais do movimento para o caso laminar e as demais vista na seção 2.3.1 que são necessárias para se resolver o modelamento de turbulência, se o mesmo for especificado nas opções de análise.

Dessa forma, tomando como partida que computadores consegue lidar apenas com uma quantidade finita de informação a solução das equações parciais que descrevem o modelamento devem ser representadas através de uma quantidade finita de dados (LEER; POWELL, 2010). Para atingir um ótimo nível de precisão devemos então dividir o espaço computacional em pequenas células, criando assim a malha de trabalho. Ao criar pequenos volumes de controle a relação com as células ao seu redor possibilitam o transporte de informações que em instantes posteriores resultarão em na convergência do resultado. Dessa forma existem alguns métodos de descrição do problema, os mais usuais são o método de diferenças finitas (FDMs), o método de volumes finitos (FVMs) e o método de elementos finitos (FEMs).



Deve-se notar que ao simplificar o meio contínuo através de métodos finitos estamos criando os erros de truncamento e de aproximação. Porém essas discrepâncias são necessárias para a análise computacional. Com o passar das iterações os erros chamados pelo programa de resíduos tendem a diminuir, ao atingir um patamar fixo diz-se que a solução convergiu, podendo levar de centenas a milhares de iterações. Com a convergência dos resultados pode-se retirar as informações do escoamento através do pós processamento usualmente através de gráficos, a limite do pacote de CFD escolhido

## 2.4.2 PACOTE COMERCIAL STAR CCM+

O pacote utilizado para fazer o modelamento da análise do difusor foi o software STAR-CCM+ devido a sua intuitiva interface com o usuário e sua ampla utilização na indústria. Os pontos positivos que o pacote de software estão de maneira simplificada expressa a seguir:

- **Adaptabilidade:** O pacote oferece uma vasta opção para reproduzir numericamente os efeitos físicos, no entanto, o tempo de convergência é diretamente proporcional com a complexidade da simulação seja ela por conta da geometria do problema ou da seleção do modelo que irá solucionar o escoamento.
- **Criação de Malha:** O pacote tem uma seção especializada para a criação de malhas, limitada a malhas não estruturadas porém como a própria malha é criada pelo software a chance de ocorrer incompatibilidade é mitigada. Uma discussão mais aprofundada sobre a criação de malhas será descrita nas seções subsequentes.
- **Pós-processamento:** O próprio software consegue analisar os resultados da simulação através de ferramentas chamadas de “monitors” e de “plots”. Além disso, existe a opção como demonstrada pelas imagens na seção 4 de se criar não apenas animações mas também de renderizar imagens para melhor entendimento dos efeitos físicos em determinadas seções do corpo.

### 2.4.2.1 ESPÉCIES DE MALHA

Como visto anteriormente o espaço computacional discretizado é fundamental para a solução das equações de RANS. Com a evolução dos métodos de organização das células, malhas mais complexas e especializadas tornaram-se possíveis. O que define cada tipo de malha são as escolhas quanto ao seu tipo de mapeamento, discretização e modelamento (SONI; SHIH; ITO, 2010):

- (i) **Mapeamento:** Diz respeito ao estabelecimento de um mapeamento efetivo do espaço físico no meio computacional através de células de tamanho pré-determinado.

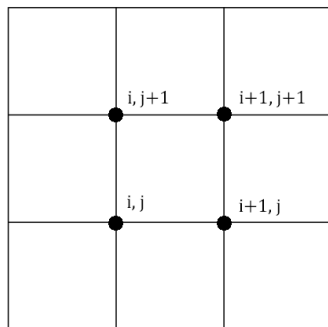
Caso sua natureza for estrutural, isso se dá através da aplicação de métodos otimizados para organizar através do sistema de multi-blocos, e se sua natureza for não estruturada a organização apropriada dos nós de cada célula.

- (ii) **Discretização:** Descrição numérica de toda superfície sólida (Parede) em conjunto com o mapeamento bem executado dado uma densidade de células pré-definida.
- (iii) **Modelamento:** A distribuição de células, seja qual for sua natureza, baseado nas condições de contorno para cada superfície. Isso se dá através da distribuição organizada de células (Malhas Estruturais) ou através da disposição de estilos geométricos definido por cada tipo de malha não estruturada.

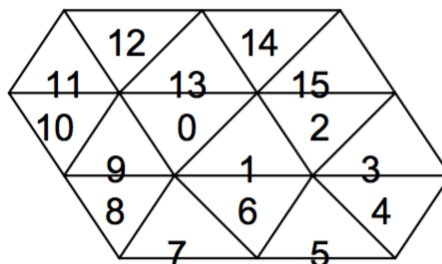
O processo descrito por (i), (ii) e (iii) estão mais relacionados com o software de escolha, o operador deve selecioná-lo após aferir se para a sua análise o pacote possui as ferramentas necessárias para gerar uma malha de boa qualidade. Os passos e as configurações escolhidas para se determinar a melhor malha possível para a dada geometria serão discutidas na seção 3.2.1.

Tendo em vista as características das malhas descritas acima os tipos de malha podem ser divididos de duas formas:

- **Estruturadas:** São malhas organizadas de forma tal que cada célula é identificada através de duas (para o caso bidimensional) ou três componentes (para o caso tridimensional). Dessa forma, organiza-se a célula através da nomenclatura de  $(i, j, k)$  podendo estar relacionado com qualquer sistema de coordenadas escolhido. A facilidade dessa organização é que a célula  $i$  sempre estará entre as células  $(i + 1)$  e  $(i - 1)$  sendo que essa relação é análoga para qualquer direção.
- **Não Estruturadas:** A malha não estruturada não tem esse rigor quanto ao número de células que são interligadas e assim não podem ser especificadas através do sistema  $(i, j, k)$ , o sistema de nomenclatura de células fica a requisito do software.



(a) Malha estruturada



(b) Malha não estruturada

Figura 21 – Tipos de malha <sup>6</sup>

Para cada problema deve-se analisar qual malha a ser utilizado, ao passo que cada uma apresenta vantagens e desvantagens quanto ao seu uso:

1. Geometria Complexa: Malhas não estruturadas são mais rápidas para a criação comparadas com as estruturadas, no entanto quando o problema altera pouco a geometria da peça a malha estruturada já pré-existente é usada como base tornando o processo muito rápido.
2. Precisão: Problemas com apenas um elemento ou de fácil descrição usualmente apresenta melhores resultados utilizando malhas estruturadas. Da mesma forma, a adaptabilidade que a malha não estruturada oferece ao programador torna mais confiável a resolução de problema mais complexos.
3. Tempo de Convergência: De um modo geral o tempo de convergência para malhas estruturadas é menor devido ao modo da sua organização e os algoritmos utilizados no transporte de informação pontual entre células (MIT, 2016).

A seção de desenvolvimento de malha do programa STAR-CCM+ possui duas vertentes de criação de acordo com a aplicação necessária para cada caso, sua escolha fica a rigor do projeto e da habilidade do projetista.

- A primeira é referente a criação de uma malha uniforme salvo região da camada limite que necessita de uma discretização mais detalhada.
- A segunda e mais pertinente ferramenta para a criação de malhas é a automatizada. Assim como a primeira, os comandos ficam acessíveis ao controlador com a única diferença da possibilidade de ao gerar novas geometrias por alteração da peça os pontos de controle da malha se alterem sem a necessidade de reconfiguração, o seu nome, automatizada, provém dessa característica. A grande diferença entre as duas modalidades de criação de malha está relacionada a sua automatização e adaptabilidade com alteração do modelo CAD simulado.

### 2.4.3 METODOLOGIA PARA A CRIAÇÃO E VERIFICAÇÃO DE MALHA

Com a finalidade de mitigar toda incerteza possível deve-se como descrito anteriormente na Seção 2.4 realizar a verificação e validação da simulação. Dessa forma para construir o espaço computacional que melhor se adapta para a nossa geometria utilizando o menor número de células possíveis a criação da malha deve ser seguida uma ordem lógica. Segui-lo de uma forma geral é crucial uma vez que invertendo a ordem desses passos não se pode garantir que fatores antes determinados permanecerão corretos:

---

<sup>6</sup>(MIT, 2016)

1. **Descrição da Camada Limite:** O primeiro ponto que precisa ser estimado é como será a variação da camada limite contornando o corpo modelado. A melhor forma de se estimá-la é através de resultados experimentais realizados previamente. Especialmente quando se trata de uma geometria complexa pois as aproximações de placa plana podem nem sempre representar a verdadeira espessura da camada limite.
2. **Análise do wall  $y^+$ :** Ao redor de toda superfície determinada como parede existirá uma região especial de células específicas, o wall  $y^+$  diz respeito a distância da primeira célula da malha da camada limite. Esse ponto é crucial uma vez que o programa irá tratar o escoamento como turbulento, a determinação do cisalhamento na parede será estimada através da lei de parede descrita pela teoria da turbulência. Dessa forma, para combinarmos a efetividade do programa na resolução do cisalhamento na parede utilizando das propriedades do modelamento  $k - \varepsilon$  deve-se escolher um número entre 30 e 500 de  $y^+$ . Assegurando esse ponto possibilitamos que sua resolução da forma descrita na seção 2.3.1.1 seja feita de maneira mais efetiva sem perda de informações pertinentes.
3. **Análise de Domínio:** Com a finalidade de não perder informação do escoamento, uma análise apropriada do tamanho mínimo do domínio computacional deve ser investigada. Estudar o domínio assegura que o escoamento percorreu distancia suficiente para se desenvolver por completo antes de interagir com o corpo. Da mesma forma deve-se deixar uma boa distância entre o final do corpo e a saída do escoamento sob pena de estar calculando coeficientes que provavelmente não possuem teor físico real.
4. **Refinamento da Malha:** O último passo para que seja criada uma malha confiável é conferir qual nível mínimo de refinamento a malha deve possuir. Esse passo é normalmente assegurado através da análise de convergência de certo coeficiente; dessa forma, deve-se escolher o número de células a partir do ponto em que a medida do coeficiente fique estagnado em um patamar mesmo com o aumento do refinamento.

Essa foi a metodologia utilizada para a criação da malha computacional, o intuito de aplicar esse método é que ao final dos passos a malha gerada seja a mais otimizada possível.

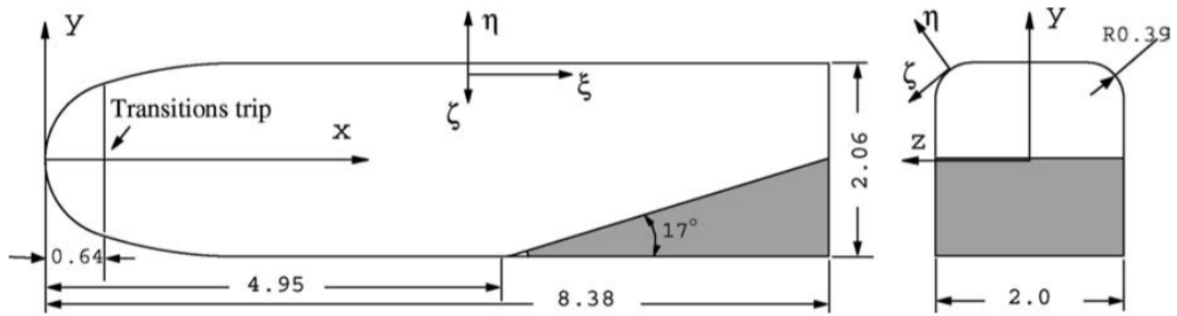
## 3 METODOLOGIA

### 3.1 MODELAGEM CAD

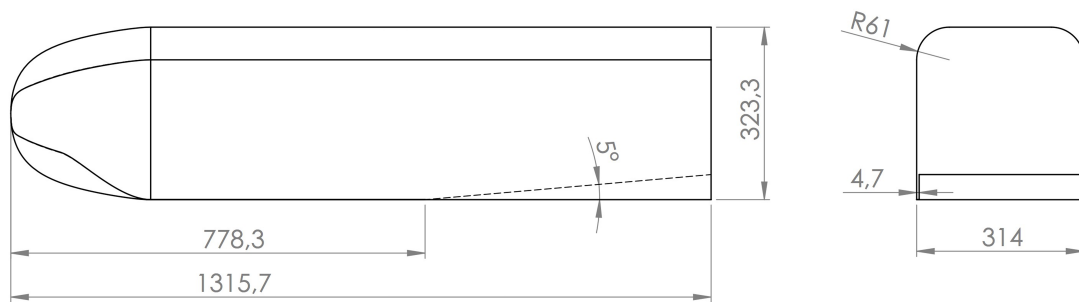
As medidas para a modelagem 3D do corpo estudado foram retiradas dos artigos da literatura estudados (ZHANG et al., 2004; ZHANG; RUHRMANN, 2003). Em algumas seções do corpo não existia a cota real utilizada, como no caso das placas laterais, sendo estimadas pelo Figura 22(a) e confirmados por valores reais de placas de aço comerciais, sendo assim utilizado uma espessura no valor de  $e = 4,71mm$ . O raio da curvatura no bordo de ataque do corpo rombudo que foi estimado e posteriormente confirmado pela literatura (SENIOR, 2001). Foi analisado a possibilidade de se utilizar um plano ao invés de se criar uma seção com espessura com o intuito de se salvar poder computacional. Essa alternativa se mostrou ineficiente ao passo que a função responsável por criar a malha da camada limite encontraria ao longo desse plano singularidade representadas por uma área que não contém espessura, dessa forma não possibilitando a criação efetiva da malha.

#### 3.1.1 CORPO ROMBUDO EXPERIMENTAL

Para a criação de um modelo tridimensional foi retirado de (ZHANG et al., 2004) o real protótipo utilizado nos experimentos. A única alteração foi o ângulo do difusor alterado de 17 graus para 5 graus , essa foi uma decisão tomada para analisarmos um escoamento mais estável e sem bolha de separação. Para salvar recurso computacional foi simulado apenas metade do corpo. Seguindo o mesmo padrão de estudos anteriores as medidas foram normalizadas pela metade da espessura do modelo  $d = 157mm$ :



(a) *Dimensões Normalizadas*



(b) *Dimensões Utilizadas*

Figura 22 – *Esquema do modelo de teste*

Nas configurações do pacote de CFD para uma primeira análise foi importado o modelo feito pelo software de CAD e suas faces foram determinadas a partir da “divisão por curvas”. Devido a pouca adaptabilidade à complexa geometria que o problema apresenta essa divisão não retornou resultados viáveis. Em seguida foi dividido por “seções do estilo por seções”, esse método apresentou melhor controle no quesito de divisão e seleção das partes. Ao completar esse passo as seções ficaram divididas em seis superfícies sendo elas:

(I) Divisão das Superfícies do Modelo

- (a) Bombordo
- (b) Esteira Inferior
- (c) Esteira Superior
- (d) Symmetric plane
- (e) Popa
- (f) Proa

Tal divisão foi inicialmente realizada com o intuito de criar malhas automatizadas para cada seção. Contudo, nessa primeira etapa de criação de malha essa propriedade

mostrou-se menos efetiva de modo que será mais investigada em trabalhos futuros. A criação de espaços de controle volumétrico e seu devido refinamento se mostraram nessa primeira análise um ponto crucial e uma melhor opção quanto a obtenção de uma malha concisa e econômica.

Dessa forma, em análises subsequentes será utilizado como referência os pontos aqui analisados manualmente através dos volumes de controle e posteriormente transformados em controles referenciados pelas superfícies descritas por (I).

### 3.2 ESPECIFICAÇÃO DA MALHA

Como descrito em 2.4.3 a criação da malha deve seguir uma sequência lógica de escolha de fatores. Nessa seção será descrito como foram feitas as escolhas iniciais e os resultados gráficos das malhas criadas. O maior desafio do problema é a complexidade que o projeto apresenta, não apenas quanto a sua solução mas também devido a sua discretização matemática e espacial. Com base na especificação dada em 2.4.3 quanto a criação da malha os três pontos a seguir foram levado em consideração:

- (i) Adequada discretização da Camada Limite e seleção do  $y^+$ .
- (ii) O tamanho mínimo do domínio de forma que não seja interferido na obtenção de dados.
- (iii) Pontos cruciais em que deve ser aplicado uma malha mais refinada.

O ponto (i) é crucial para se analisar o cisalhamento que é produzido devido a formação da camada limite sobre o corpo. Para se desenvolver o cálculo na parede deve-se tomar o cuidado de englobar toda camada limite que existirá sobre o corpo dentro da malha destinada à análise da camada limite. Isso deve-se ao fato que essa seção da malha possuirá uma maior densidade de células para se coletar todas as informações cruciais.

Da mesma forma deve ser evitado um super refinamento nessa seção uma vez que para o modelo empregado de turbulência o  $y^+$  entre 30 e 500 calcula para a lei da parede o cisalhamento. O motivo pelo qual os pontos 1 e 2 da seção 2.4.3 aqui foram tratados em conjunto é porque notou a necessidade de várias interações para conseguir atingir o nível de  $y^+$  ótimo com adequada descrição da camada limite.

O ponto (ii) visa garantir que o domínio computacional será uma região grande suficiente para que o escoamento consiga se desenvolver antes de encontrar o corpo e que no final o escoamento tenha espaço suficiente para que todos os efeitos e estruturas aerodinâmicas se desenvolvam.

O último ponto (iii) é referente às seções críticas do escoamento onde a existência de uma malha bem refinada é de suma importância para a tomada de dados fisicamente coerentes.

Como apresentado pela literatura, modelagem em CFD nem sempre oferece como um produto final, resultados confiáveis ou que possuam significado físico. Isso deve-se ao fato a três motivos: limitação do software, da inexperiência do modelador ou das escolhas erradas na programação da solução. Dessa forma, como descrito pelo ponto (II) na seção 2.4 os seguintes métodos de avaliação quanto a qualidade de malha serão aplicados:

- (iv) **Validação:** Comparação entre o  $C_p$ ,  $C_L$  e  $C_D$  obtidos pelo modelamento com o experimentos feitos em escala real.
- (v) **Verificação:** Alterações quanto ao refinamento da malha até atingir o grau cujo qual os resultados não se alteram.

Em primeiro lugar a respeito ao item (iv), a comparação entre os resultados físicos e a modelagem tem que ser feita de maneira cuidadosa. Uma vez que os resultados podem apresentar certo grau de diferença devido a escolhas da modelagem e as reais condições físicas em que foram tomadas as medidas do experimento. Da mesma forma, discrepâncias entre o experimento e a análise CFD com relação a modelagem da curvatura do corpo rombudo (LAJOS, 1986), ou o ponto em que ocorre a transição para o regime turbulento (SARDOU, 1986) influenciam na obtenção dos resultados empíricos de forma relevante.

Levando em consideração o foco do presente projeto em otimizar o custo computacional o item (v) apresentado acima é referente ao valor mínimo de células que deve ser empregado com a finalidade de balancear o custo benefício da análise CFD. O fator crucial para a determinação do cumprimento desse ponto é pela análise de convergência da malha, apresentada pela Fig. 26.

### 3.2.1 DESCRIÇÃO DA MALHA INICIAL

A malha final foi obtida após várias iterações do método criativo, nessa subseção será descrito quais os resultados intermediários e quais dificuldades foram encontradas. Primeiramente foi investigado qual a melhor seleção dos componentes do programa deveria ser utilizada para a criação da malha. Baseado em recomendações do próprio manual do software (STAR-CCM+..., 2011) quanto a otimização da malha e melhores aplicações visando o custo-benefício da malha as seguintes opções foram tomadas para:

- Prism Layer Mesher: Esse operador cria através da região delimitado como parede pelo software, utilizando a sua superfície a malha que será usada para resolver a camada limite. Os inputs que deverão ser fornecidos de antemão são: espessura relativa a parede que deve ser preenchida com as células, o número de camadas de volume e a taxa de crescimento(stretching factor)
- Surface Remesher: A principal função desse ponto é melhorar a qualidade geral da superfície da peça ao gerar a malha usando valores pré-determinados como referên-



cia. Inicialmente a malha seria gerado de forma desordenada utilizando a face como parâmetro de referência para gerar a malha. Dessa forma, o produto final é formado por grandes triângulos muitas vezes tornando incapaz de retornar uma malha precisa e em certos casos até incompleta.

- Trimmed Cell Mesher: É um algoritmo de criação de malha que junta vários pontos positivos tornando-o um ótimo operador para criação de malhas não-estruturadas. Dentre os pontos positivos, a criação de células com baixa assimetria (Skewness), refinamentos pré-programados e com possibilidade de adição de controles extras pelo usuário e alinhamento com qualquer sistema de coordenadas.

Para uma primeira análise foram utilizados os comprimentos de entrada e de saída no valor de cinco vezes o comprimento do corpo.

### 3.2.1.1 CONDIÇÕES DE CONTORNO

As condições de contorno foram retiradas para a entrada do túnel de vento fornecido pelo estudo experimental (ZHANG; RUHRMANN, 2003). Os principais valores são os seguintes:

Tabela 2 – Condições de contorno

	Velocidade de Entrada [ $m/s$ ]	Intensidade da Turbulência na Entrada ( $T_i$ )
Condições de Contorno	30	0,2

As outras condições expressas na Seção 2.3.1.1 são descritas automaticamente pelo programa de acordo com o tipo de superfície estamos lidando. O software fornece a opção de limitar ou não a condição de não escorregamento, ferramenta fundamental para simular as condições do experimento. Com relação as outras três superfícies, visando economizar poder computacional será modelado apenas metade do difusor, dessa forma a seção que divide o modelo CAD é ilustrada de plano simétrico (Fig.23). Uma última condição de contorno utilizada foi a utilização do modelo incompressível uma vez que a simulação estará trabalhando com um escoamento de baixa velocidade, no valor de 0,1 Mack.

Para assegurar simetria foi escolhido casos em que isso é verdade, para o difusor de 5 graus toda a região é simétrica até entrar na região e. Uma das especificações que foram de grande relevância na determinação dos resultados foi a criação de uma malha de camada limite no chão e impor que ele se movimenta da mesma forma que no experimento:

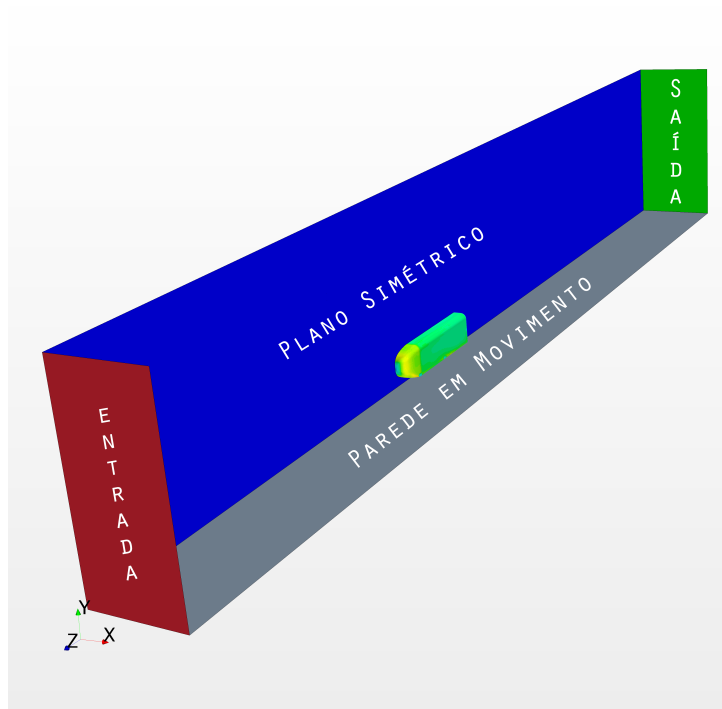


Figura 23 – Condições de contorno

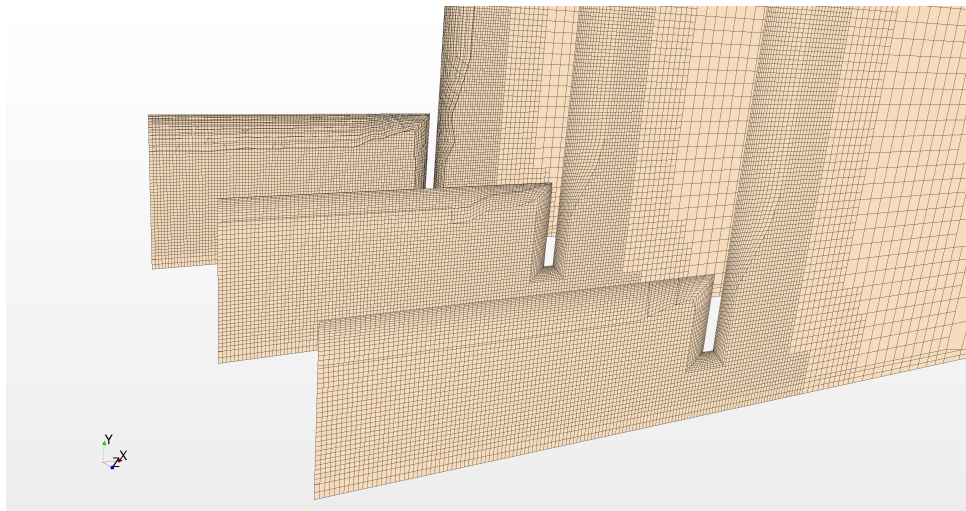
### 3.2.1.2 CAMADA LIMITE

Para seguir a metodologia proposta em 2.4.3 foi necessário uma medida inicial para a camada limite sobre o corpo. Zhang faz uma primeira aproximação como visto inicialmente para uma placa plana na ordem de  $O(0,094d)$ . O resultado divergiu em regiões onde o gradiente de pressão era muito intenso, no entanto majoritariamente todos os pontos da camada limite foram englobados pela malha. O manual (STAR-CCM+..., 2011) aconselha a utilização de um número entre 8 e 15 camadas para uma boa descrição da camada limite:

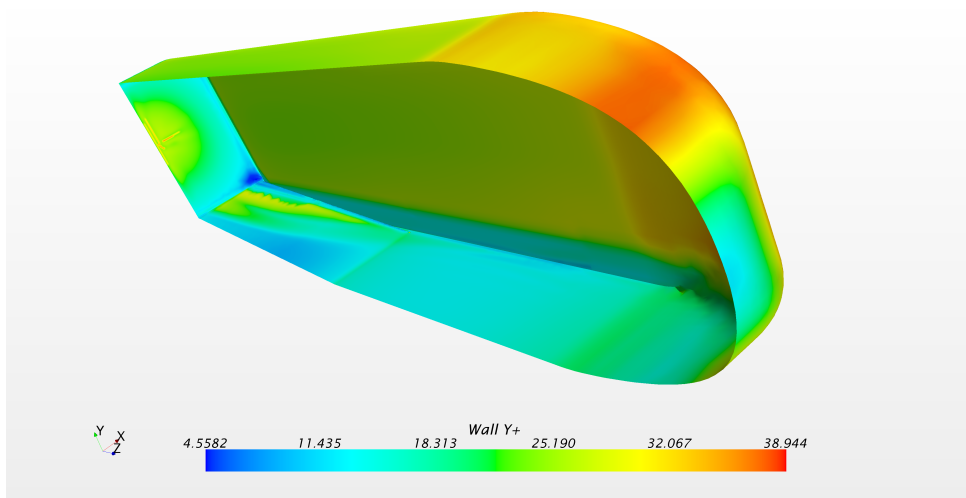
Tabela 3 – Especificações da camada limite

	Camadas no Corpo	Camadas no Chão	Stretching
Condições Iniciais	15	8	1.1

Como resultado final foi possível a melhoria da qualidade da malha. A Figura 24 ilustra o processo final e o valor otimizado de  $y^+$ . Com a malha da camada limite criada pode-se dar seguimento na análise de domínio exposta na Seção 3.2.2:



(a) *Malha final*



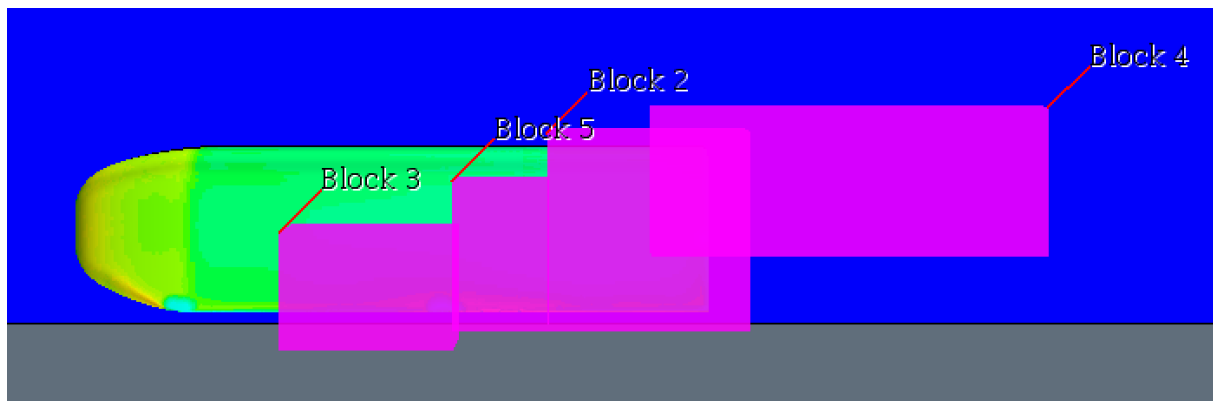
(b) *Valores otimizados de  $y^+$*

Figura 24 – Resultados Processo de criação da malha

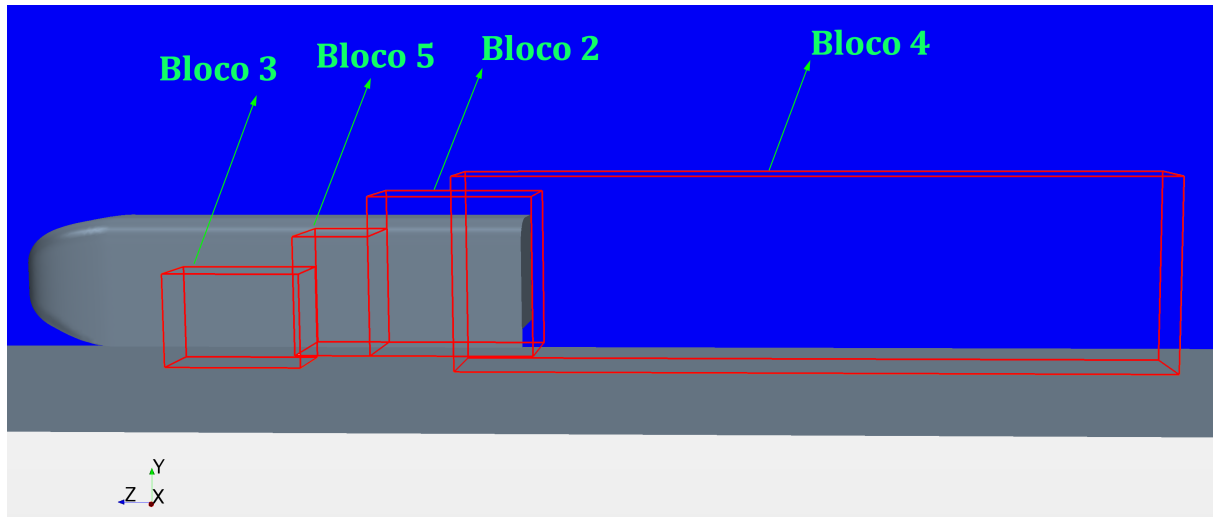
### 3.2.1.3 BLOCOS DE CONTROLE VOLUMÉTRICO

No escoamento foram definidas as seções críticas e nessas regiões foram definidos volumes de controle, como na saída do difusor ou na região inferior do corpo rombudo que são regiões que precisam de uma malha mais refinada que áreas de escoamento livre. Esses pontos de controle foram estabelecidos através de resultados obtidos antes de colocar os blocos e aferido qual a ordem da sua influência.

Como parte da nossa motivação é encontrar uma malha refinada o suficiente para estimar os coeficientes globais mais próximos do experimento, a malha utilizada nessa segunda análise (Fig.25(b)) em comparação a primeira malha (Fig.25(a)) teve um maior grau de refinamento, especialmente no bloco de controle número 4 que teve suas dimensões aumentadas. A Figura 25 ilustra a imagem final dos volumes de controle utilizados na segunda parte comparado com a primeira parte:



(a) *Inicial*



(b) *Final*

Figura 25 – *Volumes de controle*

De maneira geral foi notado que os blocos do volume de controle foram estabelecidos em regiões em que ocorrem os fenômenos mais complexos do escoamento. Quando comparado com a malha uniforme da região de escoamento livre os blocos tiveram o tamanho base de célula reduzida segundo a Tab. 4, os valores de refinamento estão demonstrados para a malha mais otimizada que foi criada:

Tabela 4 – Refinamento dos volumes de controle

	Grau de Refinamento de Células (%)	Espessura[m]
Base	100	0,0115
Block 2	20	0,0023
Block 3	40	0,0046
Block 4	25	0,0029
Block 5	20	0,0023

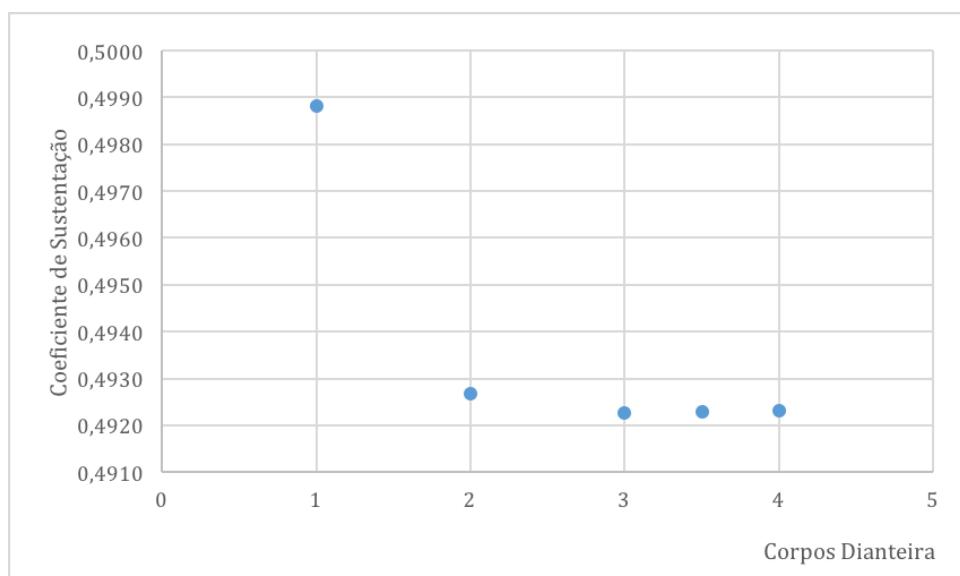
### 3.2.2 CONFIABILIDADE DA MALHA

Dois pontos devem ser garantido com o intuito de assegurar a confiabilidade da análise de CFD: que o resultado independa do número de células e que o domínio seja

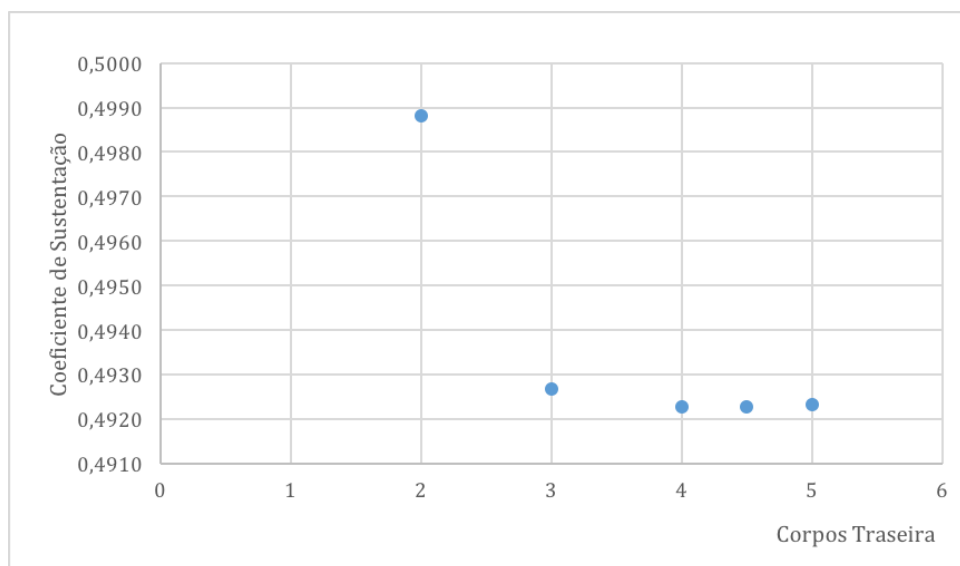
grande suficiente para que a distribuição do modelo estudado não afete as condições iniciais. Tendo isso em mente uma primeira análise, referente ao domínio foi realizada reduzindo o valor inicial do domínio de 5 corpos na traseira e 4 na dianteira até 2 na traseira e 1 na dianteira variando para cada simulação um corpo de diferença.

Todas as variações foram feitas através de pares pré-selecionados com o intuito de otimizar a análise e foram comparadas levando em consideração o valor do coeficiente de sustentação. Quanto à segunda análise, após determinar as posições dos blocos de controle foi-se reduzindo o tamanho de referência das células (cell base size) até ser determinado o patamar em que o resultado dos coeficientes independesse do número de células.

Quanto a análise de domínio os resultados estão dispostos nas Figuras 26(a) e 26(b):



(a) *Corpos de distância na dianteira*



(b) *Corpos de distância na traseira*

Figura 26 – *Análise de domínio*

Como notado houve uma diferença quanto ao ponto de convergência entre as distâncias traseiras e dianteiras. De acordo com a Figura 26(b) foi necessário um corpo a mais na traseira para convergência do domínio quando comparado com a distância dianteira. Isso provavelmente é resultado de que a região dianteira é uma região em que o escoamento é mais simples quando comparado com a traseira, necessitando assim de um percurso menor para o seu completo desenvolvimento.

Como esperado a partir de uma certa distância foi notado que o valor atinge estabilidade e se torna independente do valor de corpos (ponto  $x = 3c$  para Fig. 26(a) e  $x = 4c$  para Fig. 26(b)). Como a alteração da resolução nesse patamar não aumentou de forma significativa o número de células foram escolhidos valores para a dianteira e traseira respectivamente no valor de  $3,5c$  e  $4,5c$  e estão dispostas na Tab. 5 e os valores nominais descritos na Fig. 27:

Tabela 5 – Comparação entre as dimensões de domínio mínimo

	Entrada		Saída	
Número de Corpos	3	3,5	4	4,5
Células	1,37E+07	1,40E+07	1,37E+07	1,40E+07
Coefficiente ( $C_L$ )	0,4927	0,4923	0,4927	0,4923

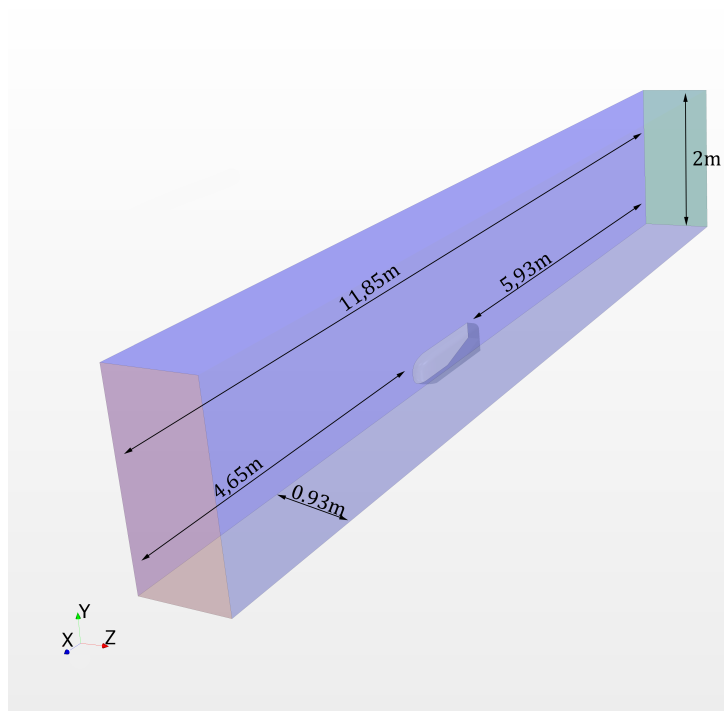
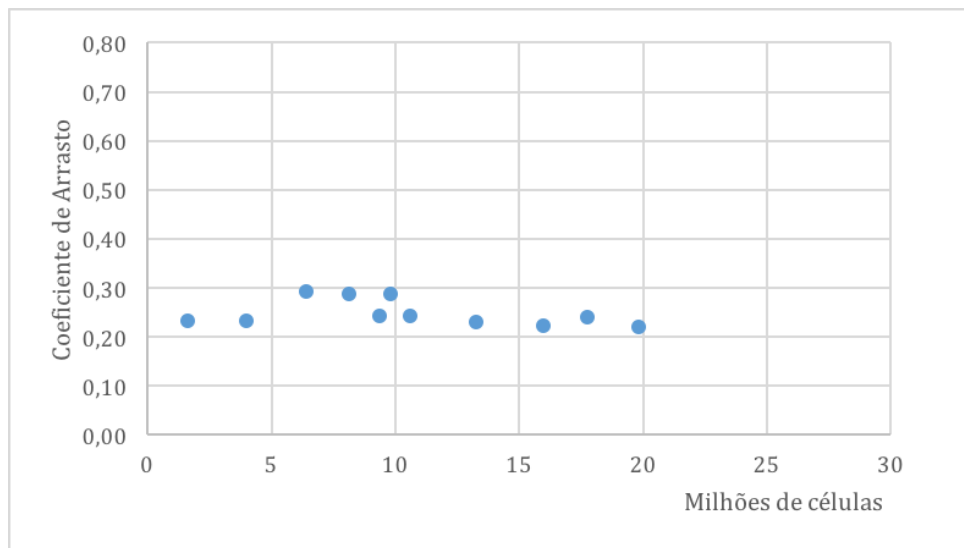


Figura 27 – Dimensões finais para o domínio computacional

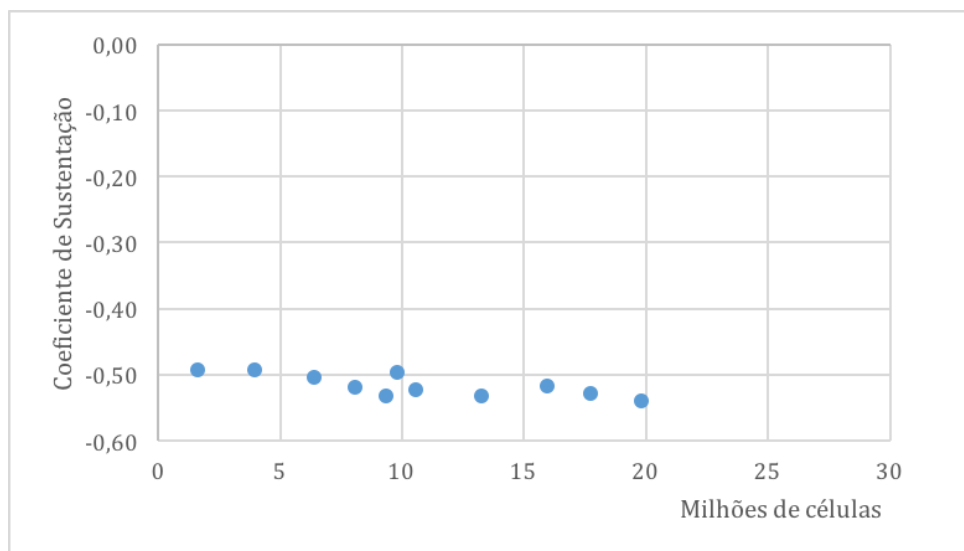
Dessa forma, com a malha da camada limite definida e a análise de domínio propriamente realizada pode-se a seguir verificar a independência do resultado com relação ao tamanho base das células.

### 3.2.3 REFINAMENTO

O estudo subsequente à análise de domínio visa garantir independência dos resultados do valor do número de células. Para tirarmos as conclusões dessa análise foi seguido o mesmo procedimento já confirmado em estudos passados (KANG et al., 2012). Primeiramente trabalhar na malha e em seus pontos críticos e em seguida aumentar a resolução da malha até descobrir o número mínimo de células necessárias. Os resultados foram comparados para ambos coeficientes de sustentação e de arrasto, dispostos na Fig. 28:



(a) *Coeficiente de arrasto*



(b) *Coeficiente de sustentação*

Figura 28 – *Análise de independência da malha*

Ambos fatores analisados não tiveram variações de forma marcante durante a alteração do número de células. No entanto nota-se que a região entre 6 e 11mi de células

os valores ficaram muito dispersos; dessa forma, com o intuito de evitar essa região instável o valor inicial da malha foi utilizado de 16 milhões.

### 3.3 PARÂMETROS DA ANÁLISE TEMPORAL (URANS)

Para iniciar o processo da análise temporal as condições de contorno devem ser selecionadas com o intuito de assegurar o melhor desempenho para o problema. Como fator inicial foi utilizado valores de discretização temporal (time-step no valor de  $5 \times 10^{-3}s$ ) padrão do software e uma descrição temporal de primeira ordem. Primeiramente, deve-se escolher um valor tal que a escala de tempo dos efeitos transientes sejam maiores que a do tempo virtual escolhido para poder descrever o efeito transiente em passos de tempo bem menores do que ele ocorre (GREENBLATT; WYGNANSKI; RUMSEY, 2010).

Em segundo lugar, outra condição importante é que os efeitos transientes tenham baixa frequência de ocorrência. Essas são condições dadas pela literatura como um guia de boa prática para a aplicação do URANS uma vez que estamos trabalhando com o resultado médio do escoamento e ao aplicar variações temporais sobre a média podemos estar adicionando erros na nossa solução (GREENBLATT; WYGNANSKI; RUMSEY, 2010).



## 4 ANÁLISE E RESULTADOS

O vão entre o carro e o solo representa parcela determinante como um dos fatores associados ao aumento da aderência do veículo a pista. Dessa forma um dos motivadores desse estudo é validar a simulação para uma série de alturas. Como verificado pela primeira seção desse estudo, o coeficiente de arrasto foi previsto com maior erro quando comparado com o de sustentação, dessa forma uma primeira maneira de tentar aproximar ao máximo do experimento foi o aumento da resolução da malha, quase que triplicando o valor utilizado na primeira seção. Uma segunda sugestão foi a implementação de uma análise temporal para capturar os efeitos transientes presentes no escoamento com o intuito principalmente de melhorar a previsão do arrasto. Partindo dessas duas primeiras alterações pode-se inicializar o processo de análise e verificação da simulação.

### 4.1 MODELO TRANSIENTE (URANS)

Os resultados obtidos pela análise transiente mostraram grande divergência com relação os resultados experimentais, especialmente para o coeficiente de arrasto. Os resultados da distribuição de pressão também mostraram a utilização de um modelo transiente não foi adequada para resolver o escoamento do problema. Todos valores foram retirados após um longo período de tempo para assegurar que a convergência foi atingida, a Figura 29 ilustra um resultado padrão para o processo de convergência da simulação.

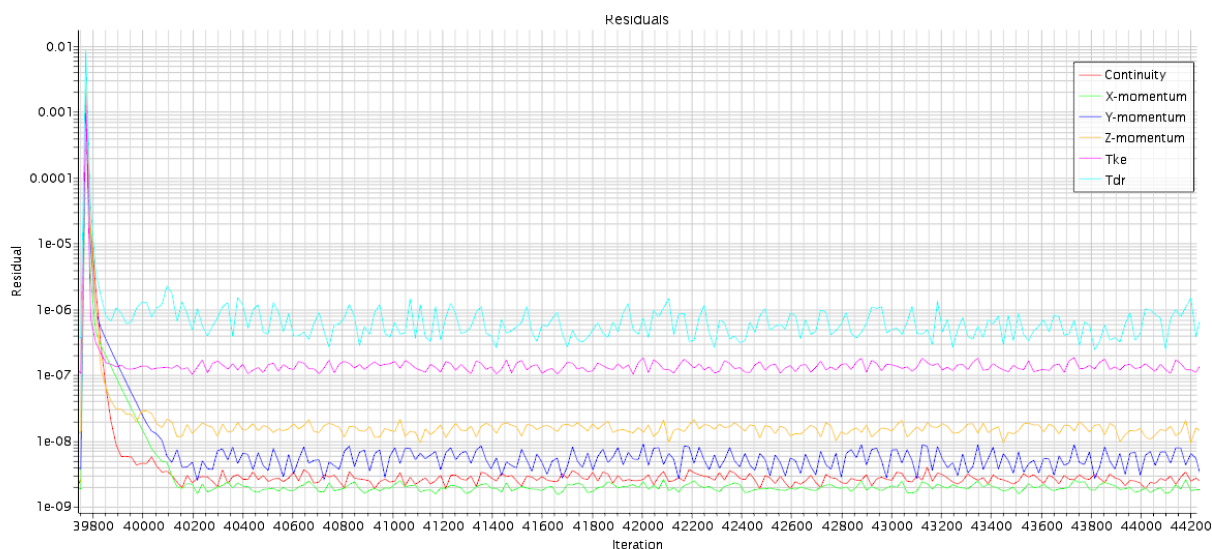
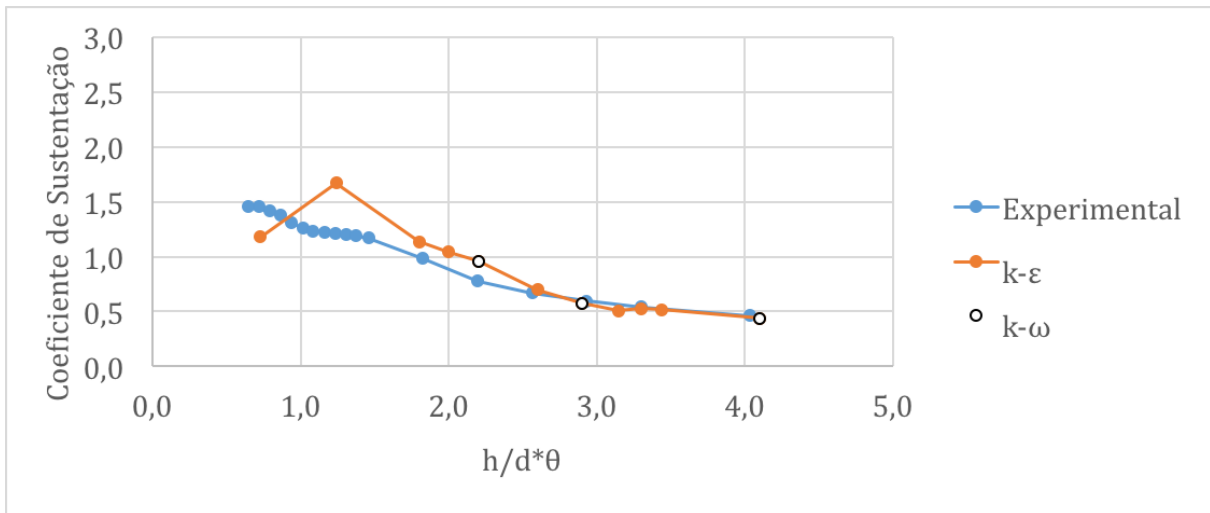


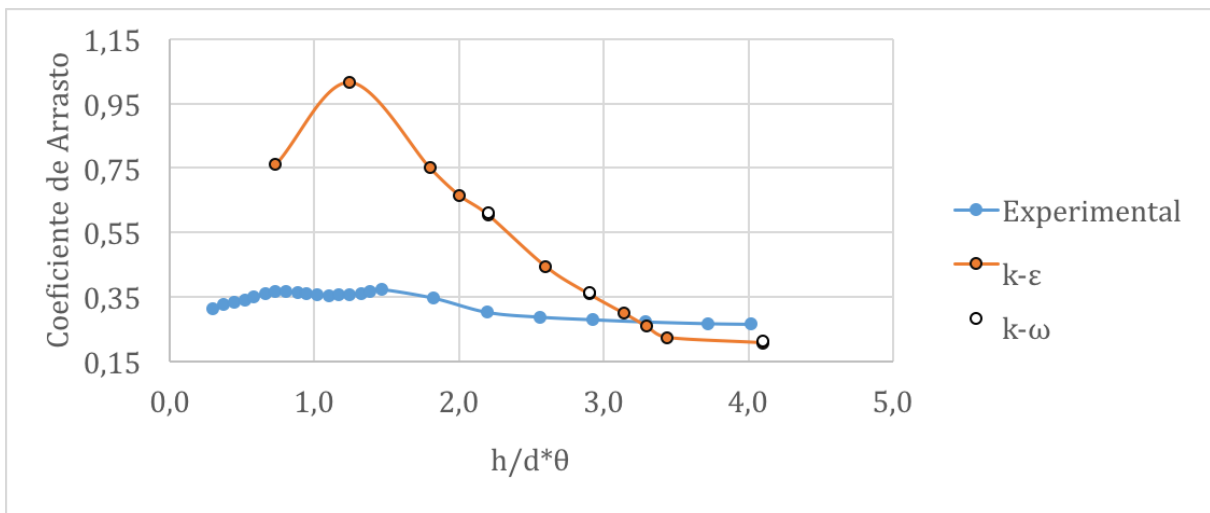
Figura 29 – Residuais da simulação

### 4.1.1 COEFICIENTES AERODINÂMICOS

Os valores encontrados para os coeficientes foram os primeiros resultados obtidos e mostraram grande diferença quanto a taxa de variação ao longo da reta, completamente diferente da obtida experimentalmente. Assim nota-se que a captação de efeitos que ocorrem durante essa aproximação do assoalho, tal como a quebra do vórtice ou a interação das camadas limites não foram obtidas de forma satisfatória. Mesmo aplicando outro modelo de turbulência os resultados seguiram o mesmo padrão.



(a) Coeficiente de sustentação

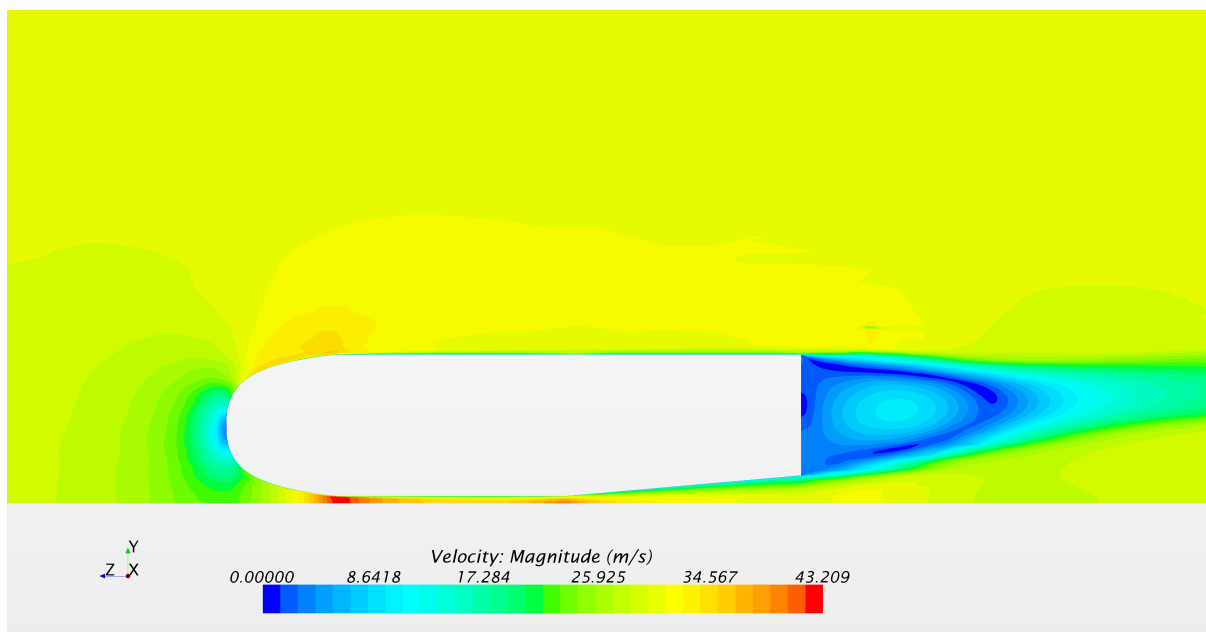


(b) Coeficiente de arrasto

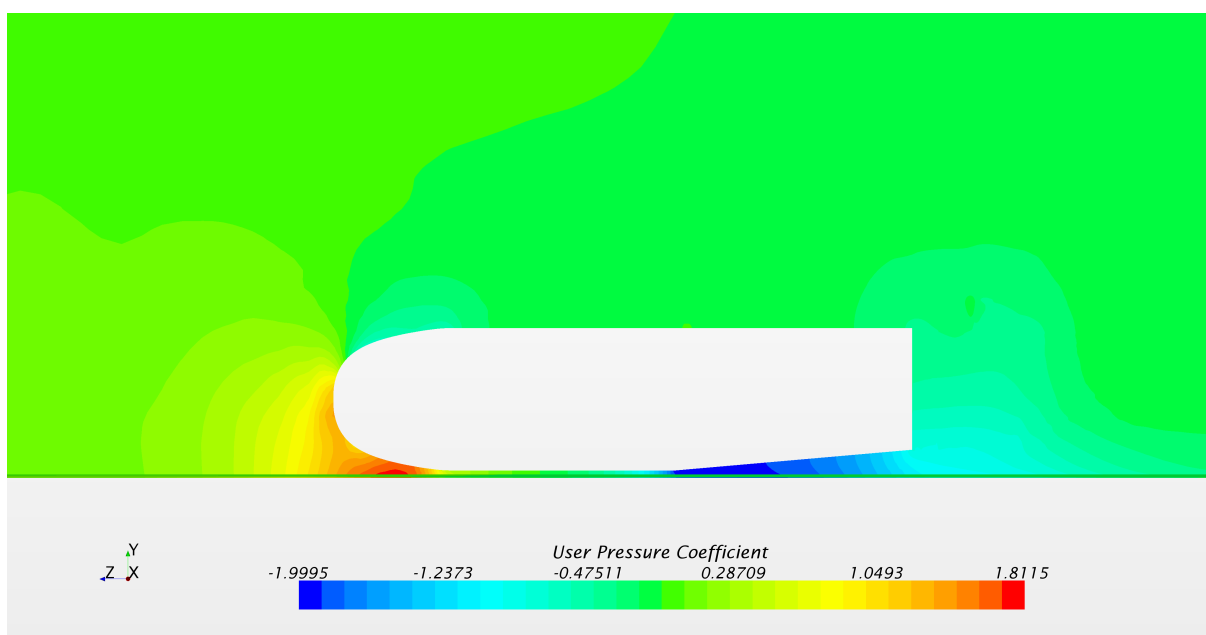
Figura 30 – Coeficientes aerodinâmicos resultados da simulação transiente

### 4.1.2 ESCOAMENTO E DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO

A solução transiente gerou grandes discrepâncias no valor que era esperado da pressão, como por exemplo o ponto de estagnação não ser o ponto de maior pressão do escoamento como pode ser visto na Figura 31.



(a) *Velocidade absoluta*



(b) *Distribuição do coeficiente de pressão*

Figura 31 – *Distribuição de coeficientes locais no plano médio (URANS)*

As inconsistências primeiramente levantaram o questionamento sobre a fonte de discrepância encontrada, principalmente relacionado com as condições de contorno do problema e se a utilização de um modelo Unsteady RANS de solução era o ideal. Como descrito pela Seção 3.3 para que a modelagem utilizando o modelo URANS seja ótima o escoamento deve satisfazer de forma bem definida as condições de contorno. A fonte de erro mais provável é sobre o cálculo da viscosidade turbulenta, devido a utilização da descrição transiente.

Quando comparado com modelos de maior ordem de complexidade, por exemplo,

Large Eddy Simulation (LES), o modelo URANS é o meio termo entre o complexo e o simples. Dessa forma, dado os resultados colhidos, um método mais adequados para a geometria do difusor seria impor que as estruturas de baixa frequência fossem lidadas pelo modelo transiente enquanto as estruturas de alta frequências fossem lidadas pelo modelo de turbulência, características de uma simulação LES ou Implicit LES. Dessa forma, devido a falta dessa filtragem e a grande faixa de frequências presente no problema, o modelo URANS se demonstrou muito ineficaz na predição tanto de coeficientes globais quanto nas distribuições locais de pressão.

## 4.2 MODELO NÃO TRANSIENTE (RANS)

Como o resultado obtido da análise da simulação transiente não foi satisfatória o próximo passo adotado foi retroceder para a análise permanente mantendo o mesmo refinamento da malha. Uma das maiores inconsistências da simulação transiente foi no cálculo do coeficiente de pressão local, assim, ao aplicarmos a mesma metodologia de análise podemos avaliar os resultados da nova simulação.

Com base na Figura 32, os valores encontrados ilustraram resultados dentro do esperado, diferente dos resultados para a simulação transiente (Fig. 31(b)). Dessa forma, o estudo através da simulação permanente foi o optado para dar seguimentos nas análises.

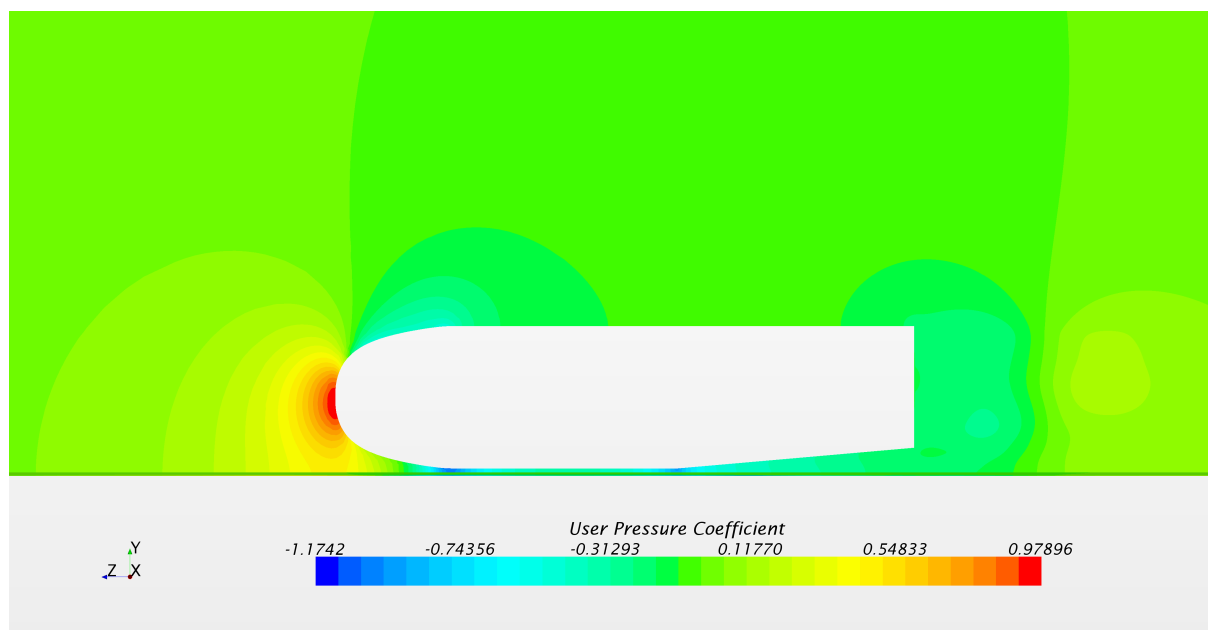


Figura 32 – *Distribuição do coeficiente de pressão*

A Figura 33 ilustra o processo de convergência para as simulações permanentes (RANS). Os valores dos resíduos ficaram no mesmo patamar para as diversas alturas relativas estudadas

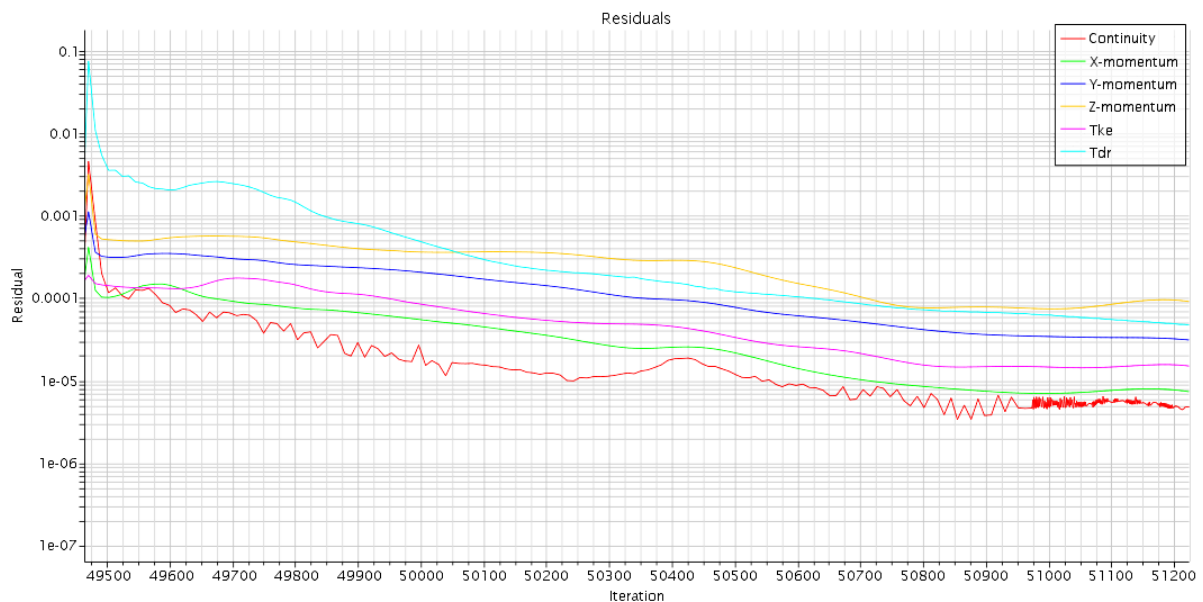
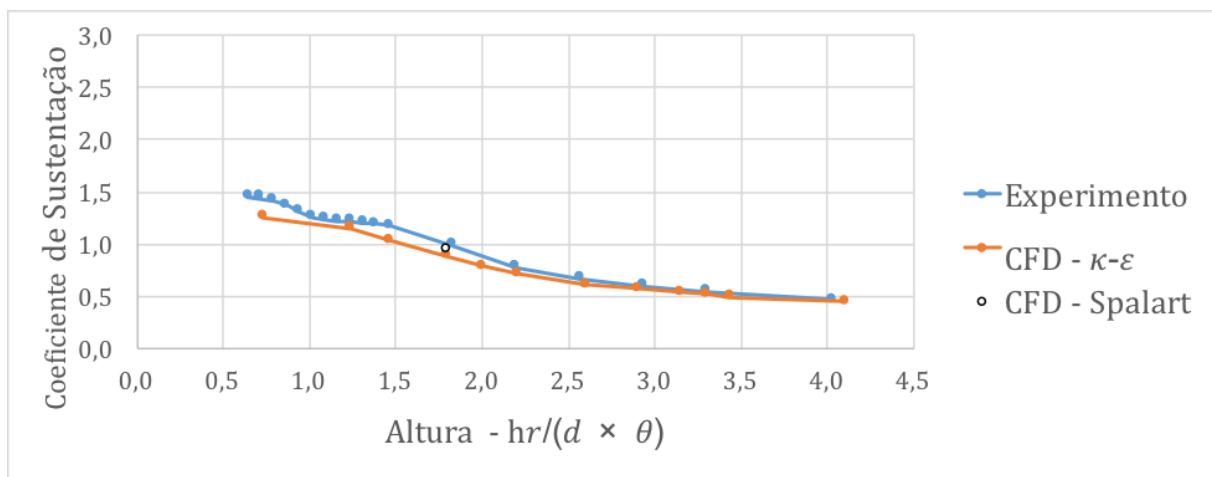


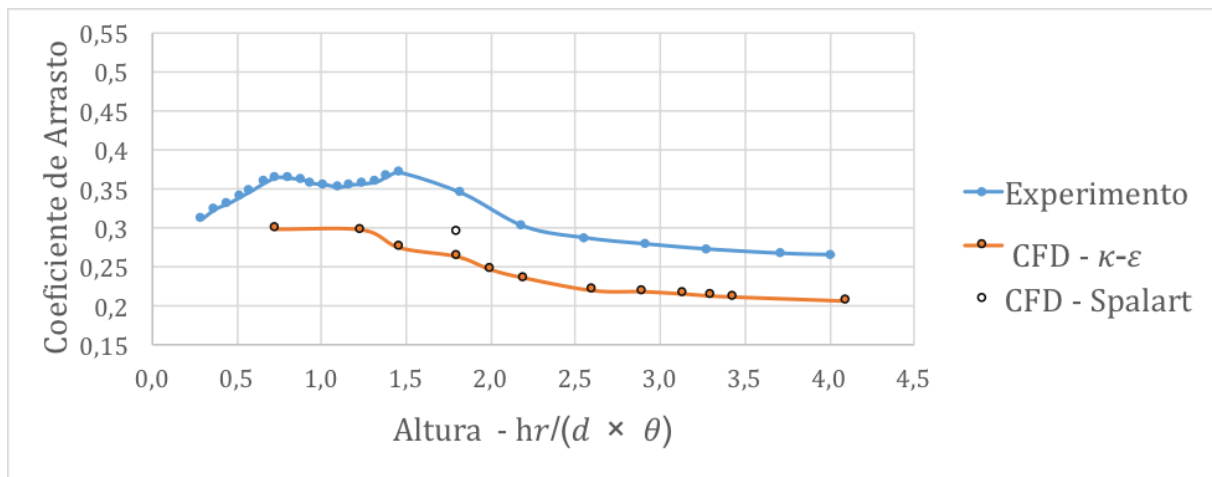
Figura 33 – Residuais da simulação RANS

#### 4.2.1 COEFICIENTES AERODINÂMICOS

Um dos pontos de comparação com o experimento foi a relação entre a variação da altura relativa do difusor com o chão e as implicações disso sobre os coeficientes aerodinâmicos. A Figura 34 mostra a coleção de dados obtidos a partir da simulação para os valores de  $C_l$  e  $C_d$



(a) Coeficiente de sustentação



(b) Coeficiente de arrasto

Figura 34 – Coeficientes aerodinâmicos resultados da simulação não transiente

A simulação não transiente resultou numa previsão de sustentação melhor que quando utilizando o modelo transiente. A curva encontrada para o coeficiente de arrasto foi obtida com um erro que permaneceu de maneira quase constante ao variar a altura do corpo. Quando comparado com a análise temporal (Fig.30(b)) o resultado obtido mostrou-se mais adequado pois a variação do  $C_d$  foi similar com a do experimento. Assim pode-se notar que o erro típico no cálculo foi mantida constante durante a variação das altura, assim é de suma importância estudar a natureza desse erro.

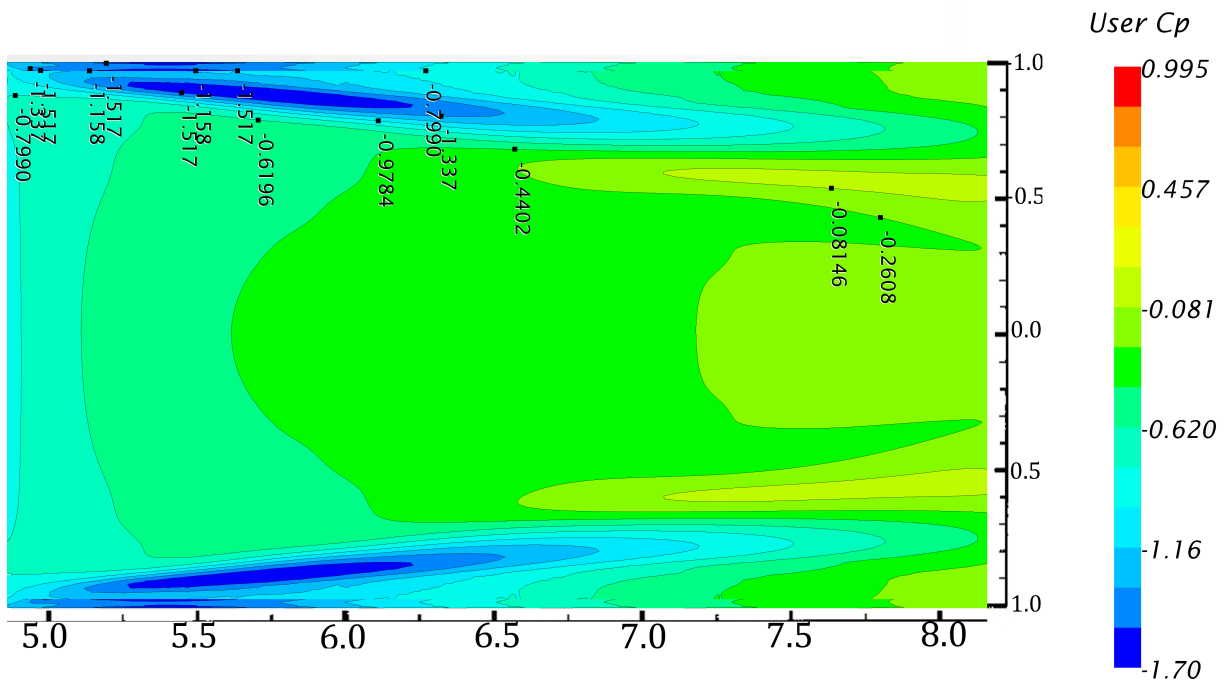
Para a simulação foi utilizada o modelo  $\kappa - \epsilon$  de turbulência, no entanto em sua tese de doutorado, Senior afirma que o modelo Spalart-Allmaras seria também adequado. Dessa forma, foi utilizado para apenas uma altura o modelo Spalart-Allmaras com intuito investigativo para analisar os seus resultados e foi notado que os valores encontrados foram mais próximo do esperado experimentalmente.

## 4.2.2 DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO

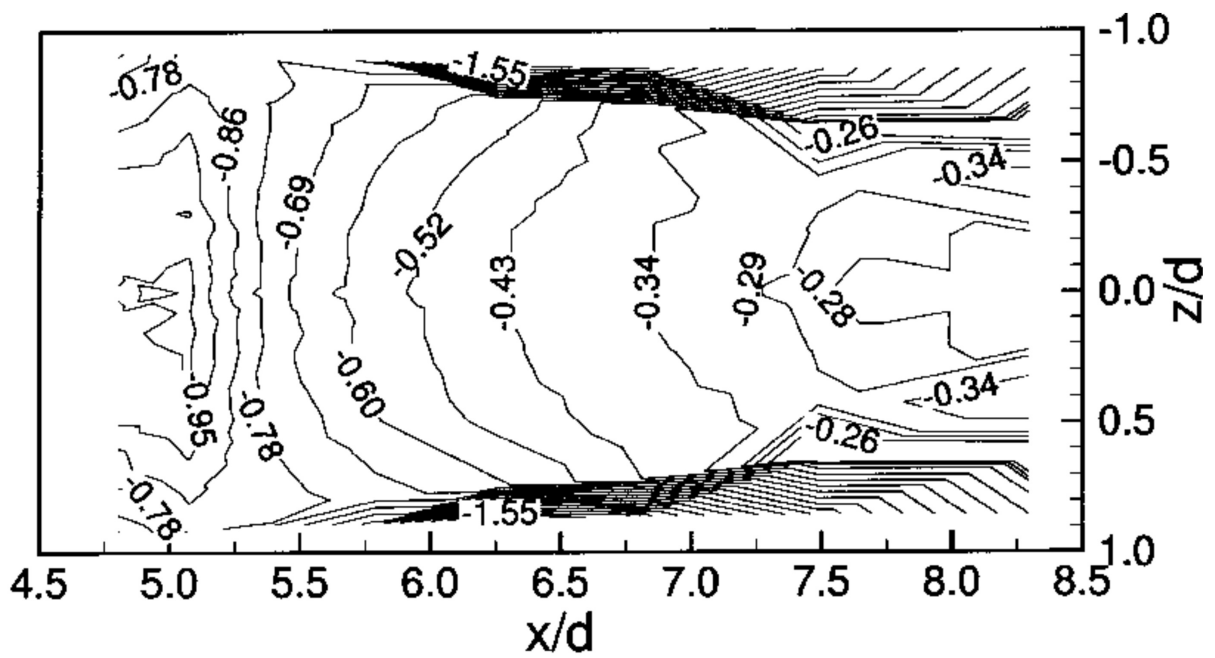
Na literatura é tido que ao passo que o corpo se aproxima do assoalho, principalmente para difusores de pequena angulação, a quebra do vórtice (Região **b** do escoamento) implica na diminuição também do arrasto induzido, como resultado disso, o arrasto devido a região descolada da base começa tomar papel muito mais significante.

### 4.2.2.1 COEFICIENTE DE PRESSÃO NO DIFUSOR (PLANOS)

Inicialmente uma análise qualitativa foi feita para verificar as diferenças da distribuição de pressão no difusor do experimento para o encontrado pela simulação. Na literatura em difusores de 5 graus foi avaliado em duas alturas,  $1.241h_r/(d \times \theta)$ , região de escoamento **b** e  $0.730 h_r/(d \times \theta)$  ponto de geração máxima de sustentação negativa. As Figuras 35 e 36 resumem os resultados para ambas alturas.

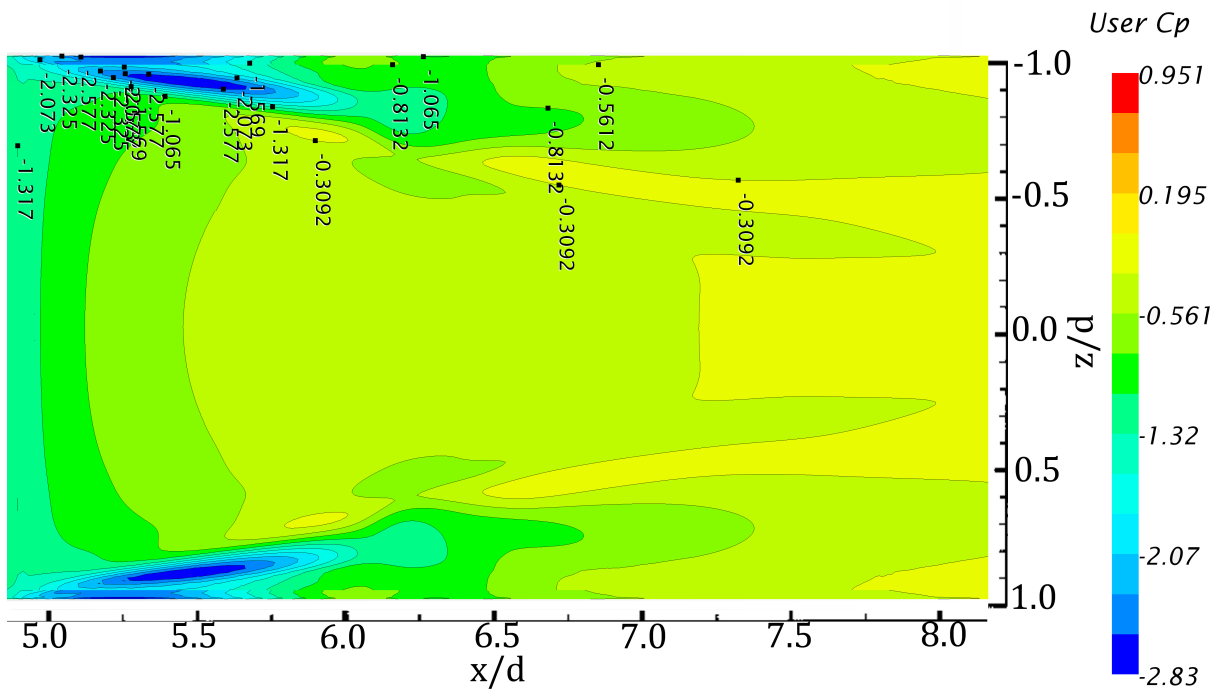


(a) Distribuição de pressão no difusor - CFD

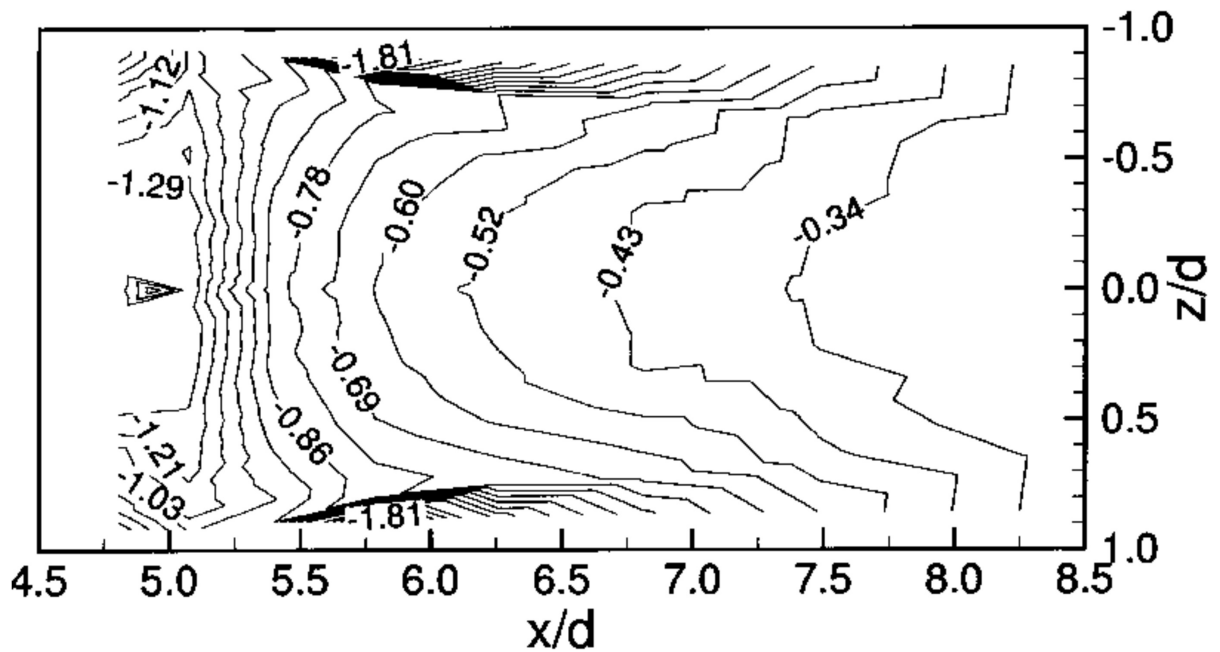


(b) Distribuição de pressão no difusor - Experimento

Figura 35 – Distribuição de pressão no difusor ( $h_r = 1.241 h_r / (d \times \theta)$ )



(a) Distribuição de pressão no difusor - CFD



(b) Distribuição de pressão no difusor - Experimento

Figura 36 – Distribuição de pressão no difusor ( $h_r = 0.730h_r / (d \times \theta)$ )

Pode-se notar que a distribuição de pressão seguiu o mesmo padrão encontrado pelo experimento e algumas estruturas foram também observadas, o segundo par de vórtices que aparece para o difusor de 5 graus é visto na Figura 35 e diferente do previsto para a altura 0.730 eles continuam presentes no difusor.



### 4.2.2.2 COEFICIENTE DE PRESSÃO AO LONGO DO CORPO

Outro ponto importante para analisar é a distribuição do coeficiente de pressão ao longo da extensão do corpo e a análise da sua variação ao longo do corpo. Para efeito de comparação foi utilizado o mesmo padrão de distâncias de estudos posteriores ilustrados pela Figura 37:

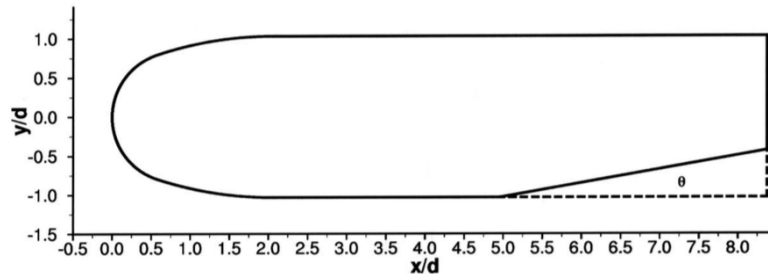


Figura 37 – Esquema do Modelo em Dimensões Normalizadas<sup>1</sup>

Entre as alturas  $1.241 h_r/(d \times \theta)$  e  $0.730 h_r/(d \times \theta)$  existe tanto uma diminuição da distribuição de pressão ao longo do corpo quanto uma alteração na força dos vórtices de Venturi. Essa redução da pressão juntamente com o fortalecimento dos vórtices externo e o enfraquecimento dos vórtices internos entre essas alturas, faz com que exista o pico de geração de sustentação negativa no ponto de  $0.730 h_r/(d \times \theta)$  (ZHANG; RUHRMANN, 2003).

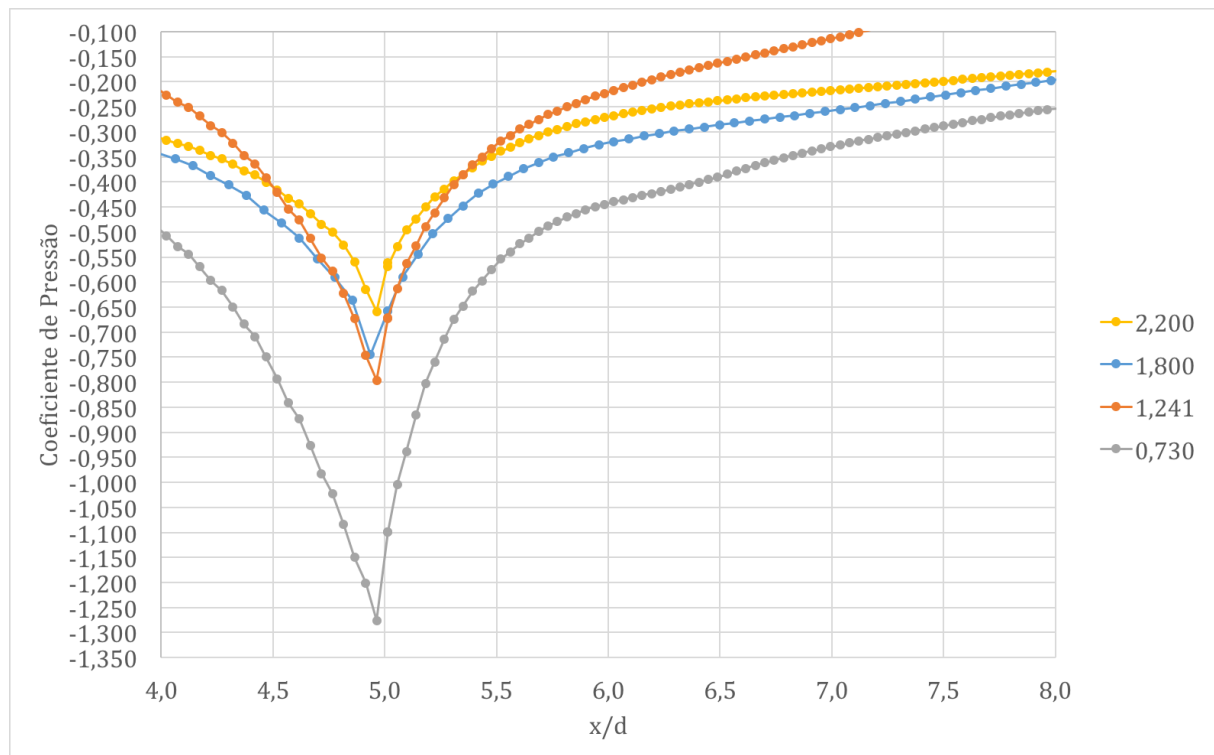


Figura 38 – Variação de pressão para diversas alturas - CFD

<sup>1</sup>(ZHANG; RUHRMANN, 2003)

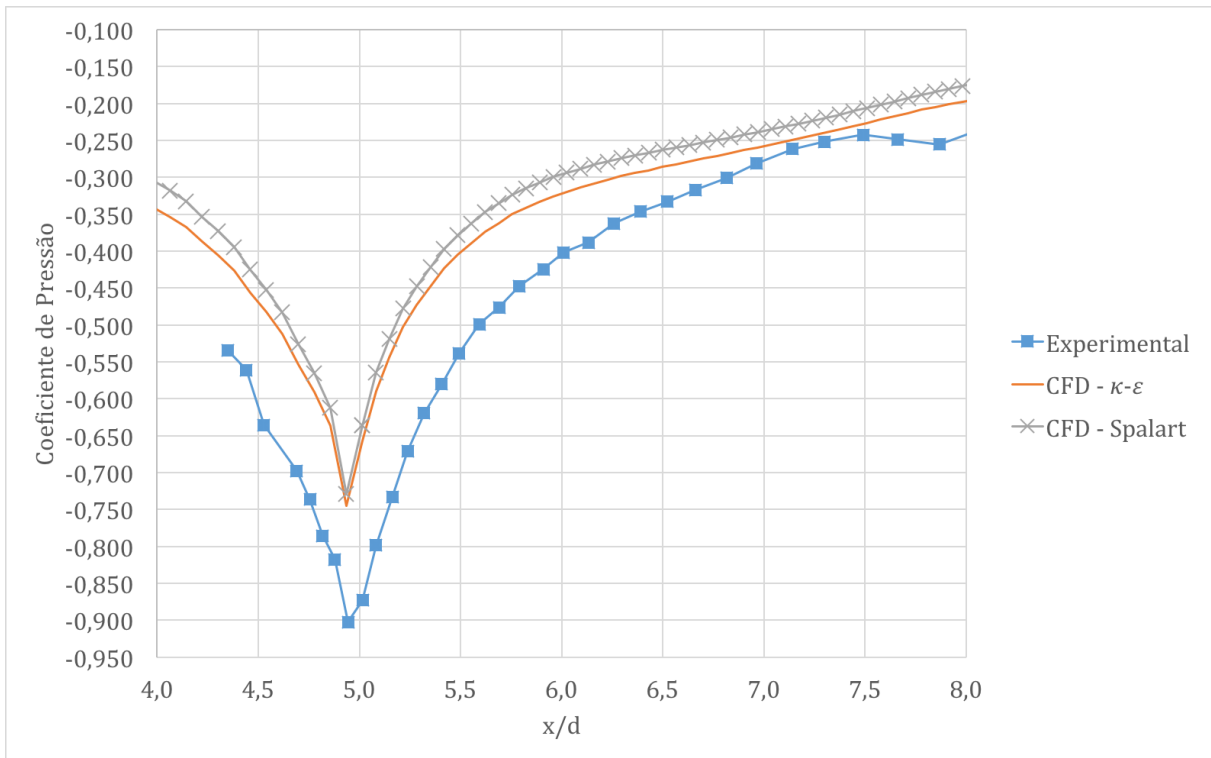


Figura 39 – Variação de pressão ao longo do corpo -  $1.800 h_r / (d \times \theta)$

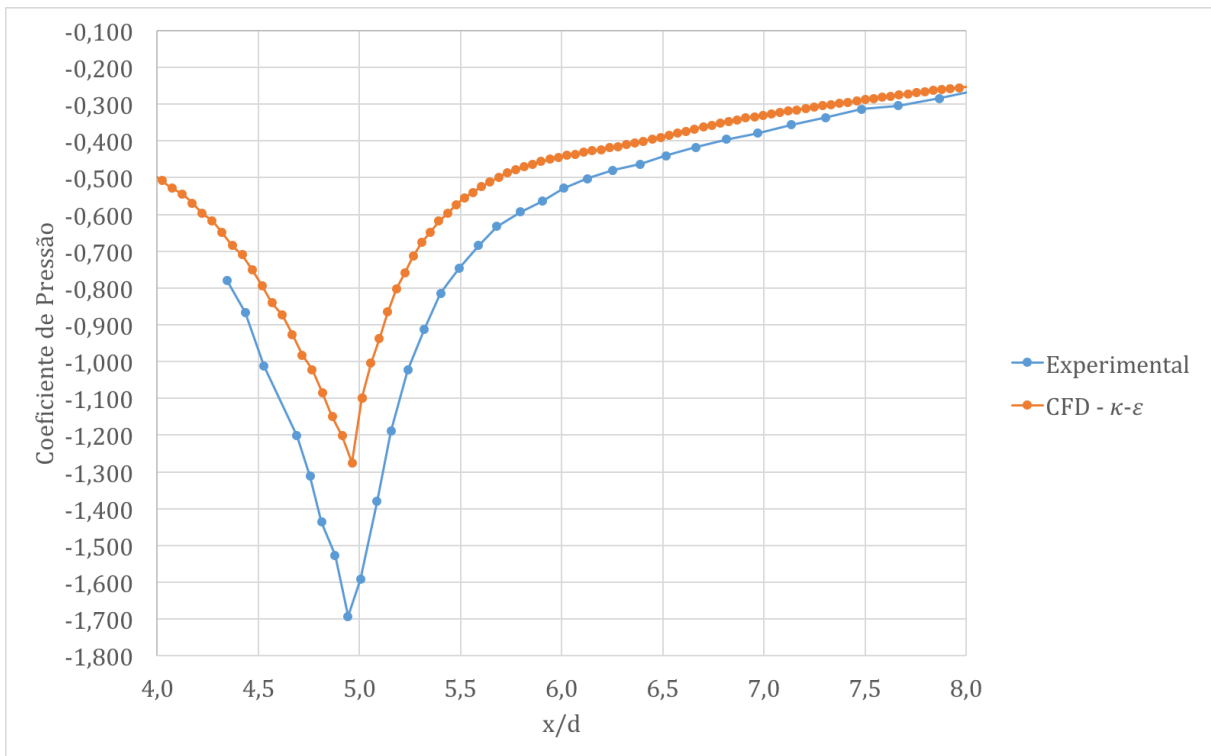


Figura 40 – Variação de Pressão ao Longo do Corpo -  $0.730 h_r / (d \times \theta)$

Como a diferença de pressão entre o experimental e o simulado para as alturas tiveram um pequeno aumento (De 25% em  $1,800 h_r / (d \times \theta)$  para 30%  $0,730 h_r / (d \times \theta)$ ) o motivo pelo qual o erro no ponto de sustentação negativa máxima ter aumentado vem da má representação dos efeitos de quebra de vórtice, uma vez que eles são segundo a

literatura o outro fator majoritariamente responsável por isso (ZHANG; RUHRMANN, 2003).

Outro motivo pelo qual pode-se concluir que a representação da quebra do vórtice não foi bem estimada é devido o fato que o coeficiente de arrasto no ponto 0,730  $h_r/(d \times \theta)$  não seguiu o mesmo padrão do erro da curva (Figura 34). Esse resultado em conjunto com o obtido pelas distribuições de pressão indica que a quebra do vórtice não está ocorrendo da forma prevista.

É interessante verificar que para o ponto estudado utilizando o modelo de turbulência Spalart-Allmaras a distribuição ao longo do corpo foi mais distante do esperado 39 e mesmo assim a componente de sustentação negativa foi melhor prevista. No entanto não é possível aferir se o modelo é mais adequado ou não uma vez que foi apenas pontualmente analisado. As demais alturas e as distribuições de pressão ao longo do corpo estão dispostas no Anexo A.

### 4.2.3 ORIGEM DO ERRO

Ao passo que diminui-se a altura do difusor a quebra de vórtice aumenta a influência do arrasto de pressão causado pelo descolamento na base sobre a componente de arrasto total. Dessa forma, a alta resolução para a região da base do difusor foi empregada com o intuito de melhorar o cálculo do arrasto de pressão que será gerado pelo descolamento .

#### 4.2.3.1 COMPONENTES DO ARRASTO

A divisão das componentes de arrasto é essencial para verificar qual parcela é mais significativa sobre o resultado obtido. As fonte de arrasto podem ser tanto de pressão ( $C_{Dp}$ ), ou de fricção sobre o corpo ( $C_{Df}$ ). Os resultados das componentes de arrasto e suas respectivas porcentagens estão dispostos na Tabela 6

Tabela 6 – Componentes do coeficiente de arrasto

$(h_r/(d \times \theta))$	Modelo de Turbulência ( $k - \varepsilon$ )			
	$C_{Df}$	$C_{Df}$ (%)	$C_{Dp}$	$C_{Dp}$ (%)
0,73	0,070	23,2	0,230	76,8
1,80	0,069	26,2	0,196	73,8
2,20	0,068	28,7	0,170	71,5
2,90	0,067	30,6	0,153	69,4

Como esperado ao passo que aproximamos do assoalho o arrasto de pressão aumenta de influência. Dessa forma, erros associados ao cálculo do arrasto de pressão terão grande influência sobre o resultado do coeficiente de arrasto.

### 4.2.3.2 PRESSÃO DA BASE

Como foi indicado pelo experimento e pela Tabela 6 o arrasto de pressão influencia muito o arrasto total. A fonte de arrasto de pressão são os vórtices do difusor (Arrasto induzido) e a grande área da base do difusor (Fig.22(b)). A Figura 41 resume os dados obtidos experimentalmente comparado com os valores retirados da simulação.

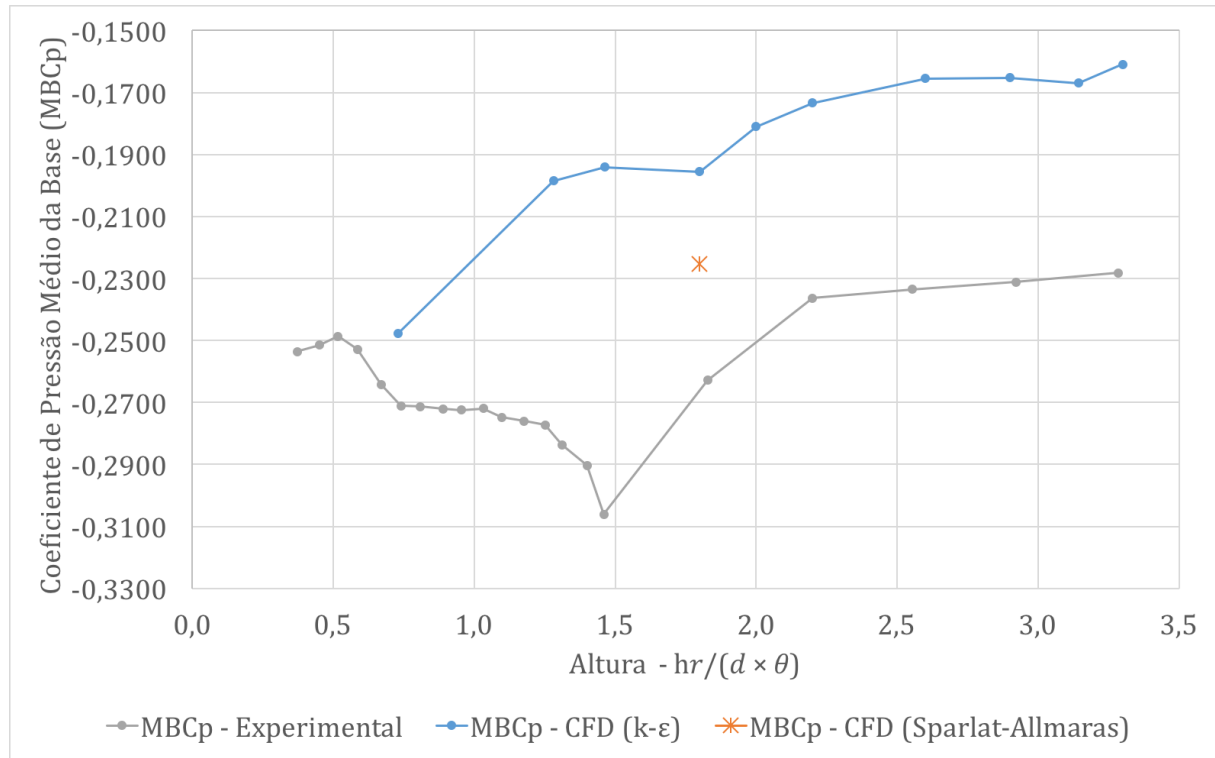


Figura 41 – Coeficiente médio de pressão da base

O resultado obtido da Tabela 6 mostra que a parcela mais significativa do arrasto vem do arrasto de pressão. Associado com a Figura 41 que relata que existe um erro associado ao cálculo da pressão média da base do difusor pode-se concluir que majoritariamente parte do erro do cálculo do coeficiente de arrasto provém do arrasto de pressão que está sendo subestimado.

Experimentalmente foi retirado que o vale do gráfico de coeficiente médio da base coincide com o ponto de máximo coeficiente de arrasto e para alturas menores desse ponto é visualizado a quebra dos vórtices internos, assim o arrasto diminui devido à diminuição do arrasto induzido causado pela quebra dos vórtices. No entanto, o resultado obtido numericamente não retorna o mesmo efeito sobre a curva de pressão média calculada.

A literatura afirma que uma queda no coeficiente médio da base do difusor é um reflexo direto da quebra dos vórtices externos, isso ocorre uma vez que diminui-se a efetividade do difusor por diminuir a razão de áreas e assim prejudicando a injeção de fluido de alta pressão na região da base. Esse efeito é verificado com o aumento do diâmetro do vórtice externo (Fig. 36) no entanto não está ocorrendo como previsto devido ao ainda presente vórtice interno para a altura de  $0.730 h_r/(d \times \theta)$ .

### 4.3 QUEBRA DO VÓRTICE

Todos os resultados obtidos numericamente apontam que o efeito da quebra do vórtice não está ocorrendo da forma esperada. Segundo estudos posteriores, para difusores de 5 graus no escoamento **b** um dos vórtices deixará de existir (Vórtice próximo do centro) enquanto o segundo aumentará de intensidade (Vórtice próximo das placas laterias) (ZHANG; RUHRMANN, 2003). O ápice da força do segundo é na altura  $0.730 h_r / (d \times \theta)$  e na mesma altura o segundo vórtice não existe mais. As Figuras 42-47 mostram os resultados numéricos da simulação da vorticidade em planos paralelos ao escoamento em 7, 7.5 e 8.37  $x / (d \times \theta)$ :

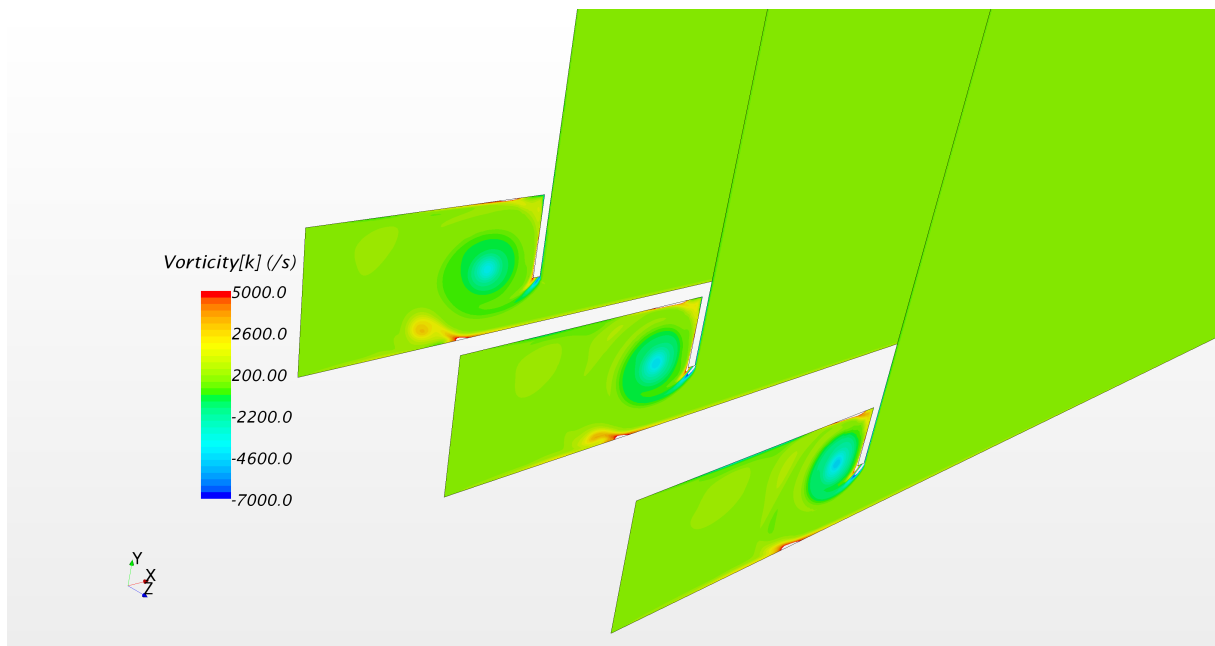


Figura 42 – Vorticidade em Planos no Difusor  $(\kappa - \varepsilon) - 2.0 h_r / (d \times \theta)$

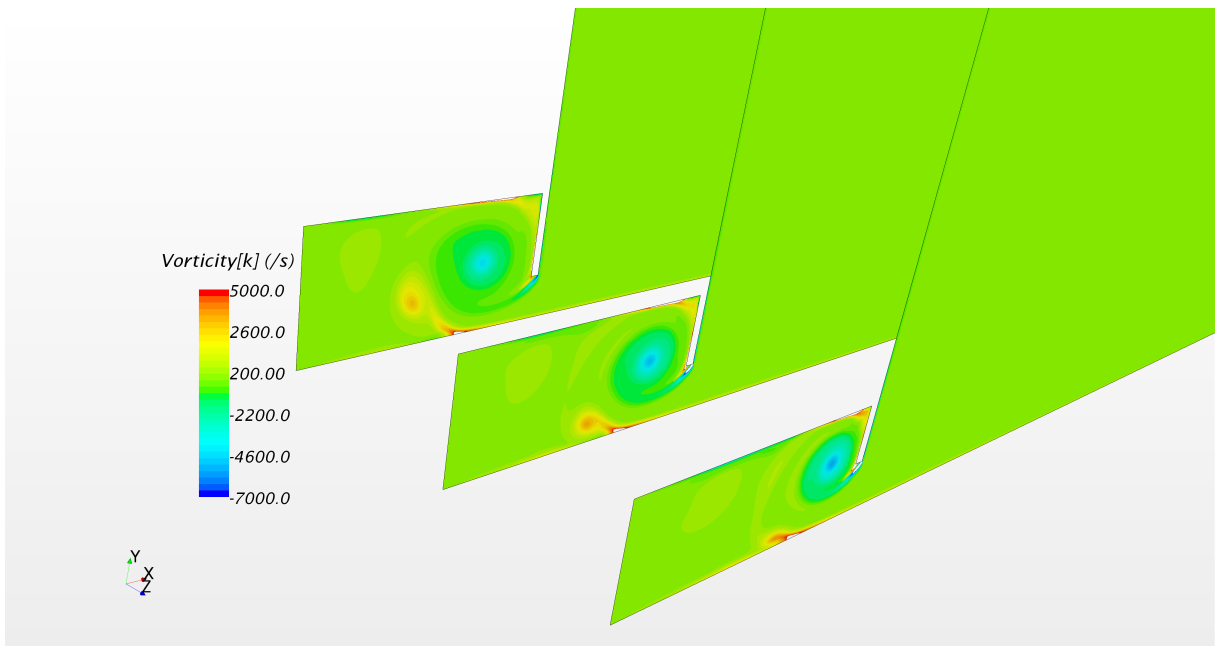


Figura 43 – Vorticidade em Planos no Difusor ( $\kappa - \varepsilon$ ) -  $1.8 h_r / (d \times \theta)$

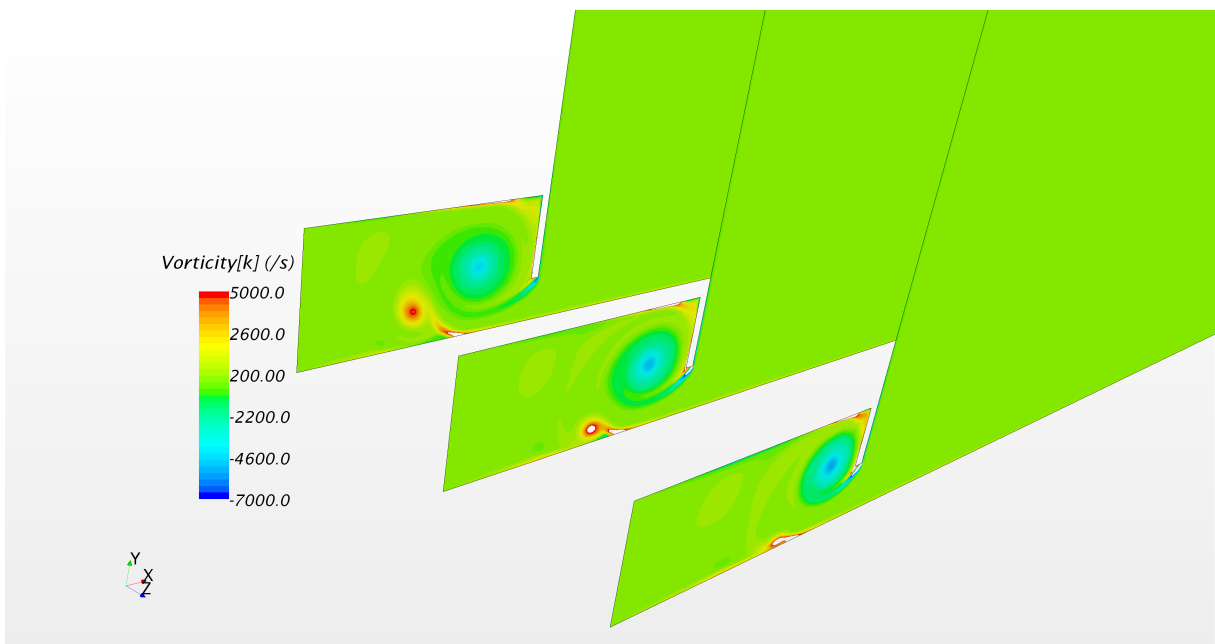


Figura 44 – Vorticidade em Planos no Difusor (Spalart) -  $1.8 h_r / (d \times \theta)$

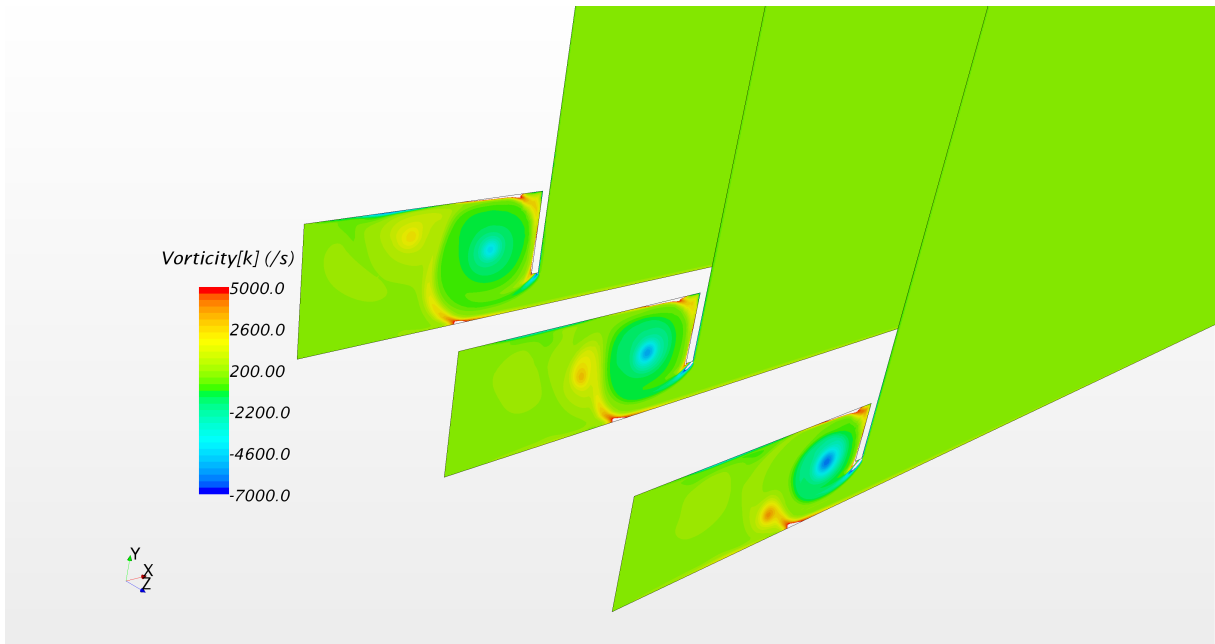


Figura 45 – Vorticidade em Planos no Difusor  $(\kappa - \varepsilon) - 1.426 h_r / (d \times \theta)$

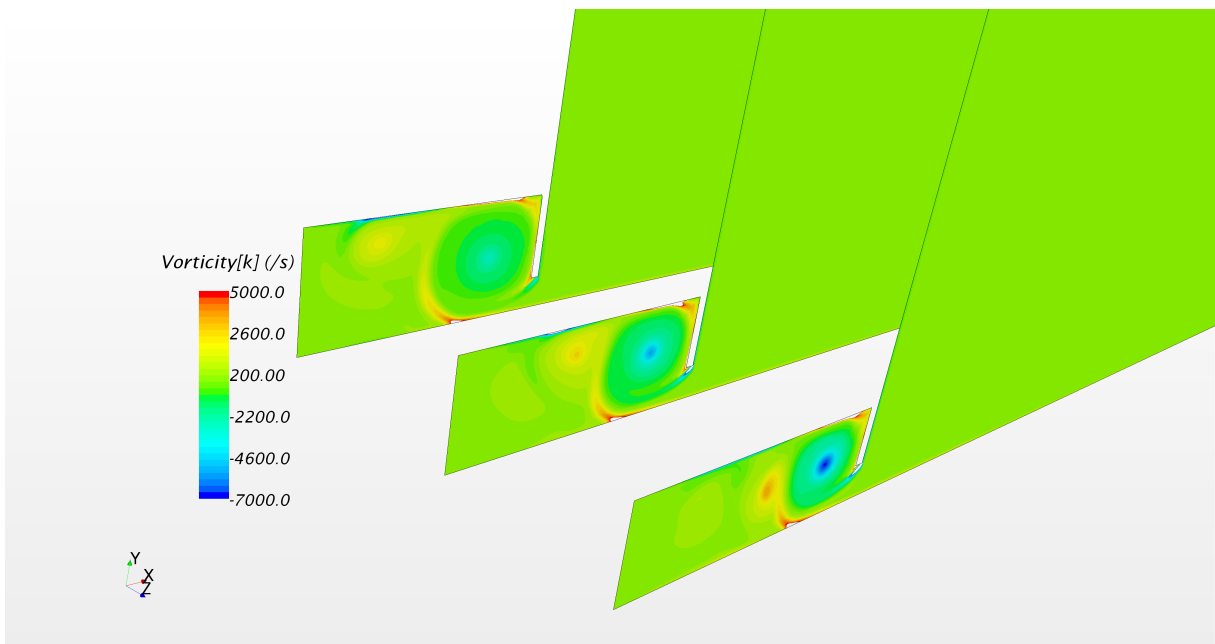


Figura 46 – Vorticidade em Planos no Difusor  $(\kappa - \varepsilon) - 1.241 h_r / (d \times \theta)$

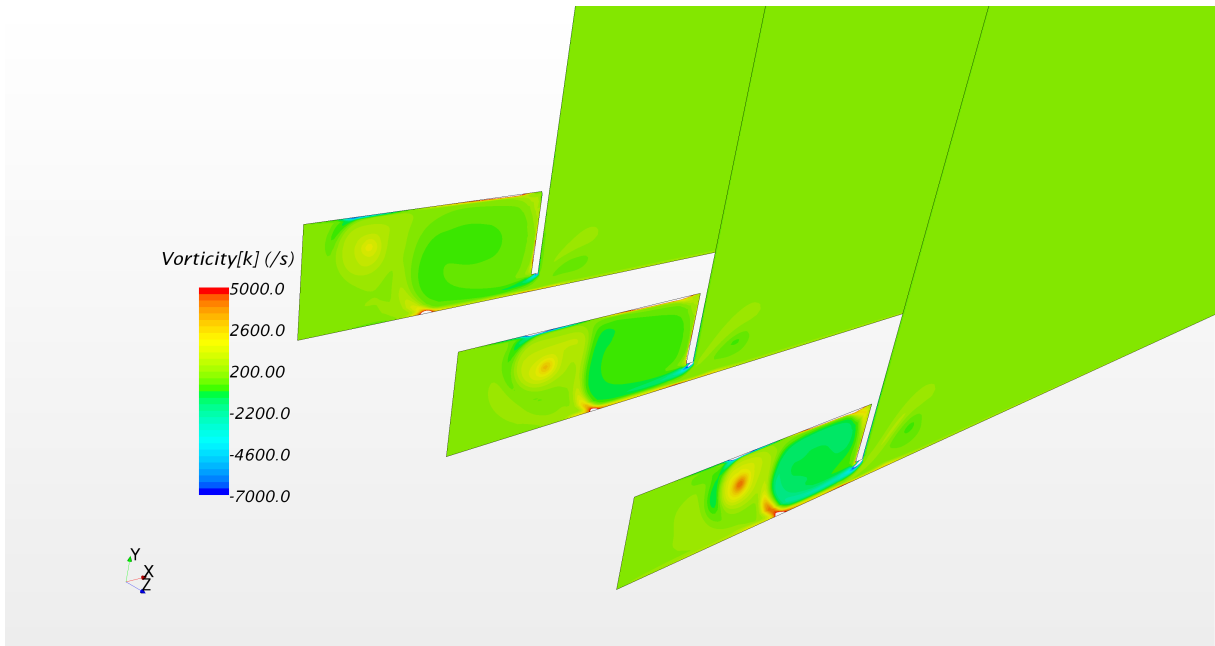


Figura 47 – Vorticidade em Planos no Difusor ( $\kappa - \varepsilon$ ) -  $0.730 h_r / (d \times \theta)$

Segundo o experimento era de se esperar que a altura  $1.426 h_r / (d \times \theta)$  representasse o ponto de maior intensidade dos vórtices internos, no entanto nota-se que em alturas menores ele aumenta de intensidade (Figs. 46 e 47). Esse fato implica resultados sobre o cálculo do arrasto total e sustentação negativa. O vórtice externo aumenta de força em valores, no entanto a simulação não consegue representar a quebra do vórtice interno (Figs. 47 e 36(a))

Como a força dos vórtices estão sendo superestimadas podemos assimilar principalmente o erro do coeficiente de arrasto a região de descolamento e não ao arrasto induzido dos vórtices, uma vez que por serem superestimados pela simulação deveríamos obter um arrasto maior que o encontrado no experimento. Dessa forma, associado ao valor superestimado da pressão média da base, o erro do coeficiente de arrasto está em grande parte representada na componente do arrasto de pressão devido descolamento.

No entanto, quanto mais forte o vórtice mais alta será a pressão da base conforme resultados de estudos passados (Fig. 10). Dessa forma, percebe-se que o erro no cálculo da pressão da base pode ser um resultado também da superestimação dos vórtices internos e externos. Como consequência da pressão da base ser maior que a esperada, o fluido entre o assoalho e o corpo rombudo não consegue acelerar como nos experimentos, refletindo os resultados obtidos na Figura 40. A influência dos vórtices na região da base pode ser verificada também através da Figura 48 que ilustra as linhas de corrente que incidem na região da base.



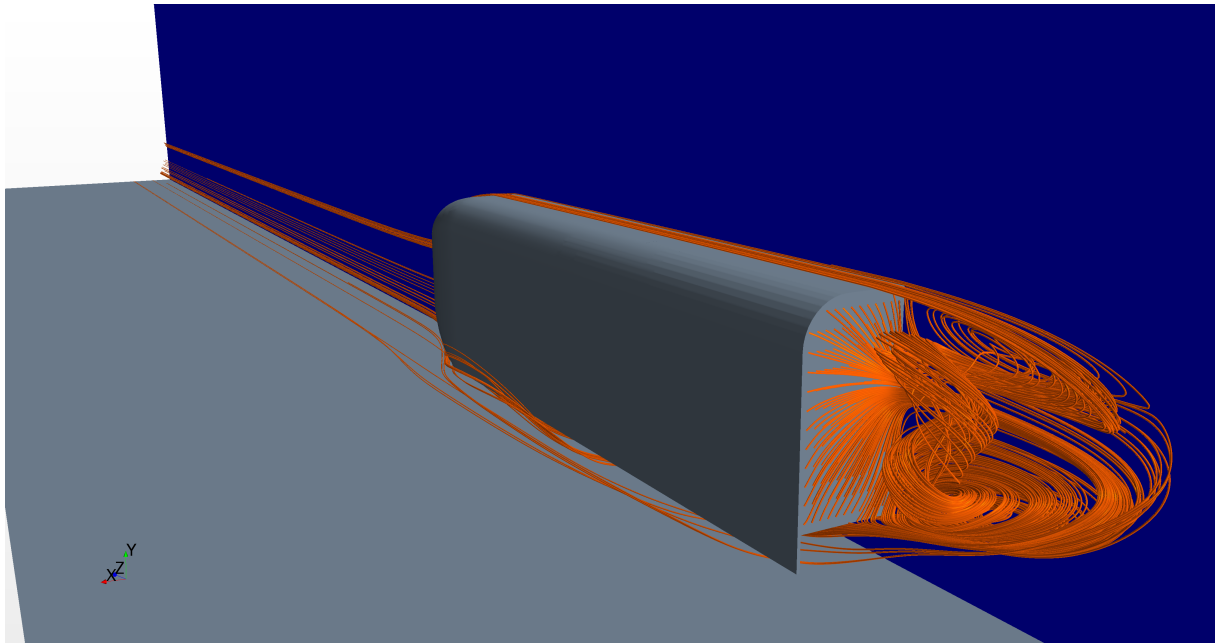


Figura 48 – *Linhas de corrente incidentes na base*

A diferença da simulação utilizando o modelo Spalart mostra que mesmo com uma distribuição de pressão sob o corpo rombudo mais divergente o coeficiente de sustentação foi melhor previsto mostrando que os vórtices possuem maior potência confirmado pela Figura 44. O efeito resultou tanto em um coeficiente arrasto maior e uma pressão de base menor. Como o vórtice foi estimado de forma mais intensa esperava-se uma pressão na base maior que do modelo  $\kappa - \varepsilon$ , no entanto o valor retornado foi uma pressão na base menor, comprovando que o modelo Spalart lidou melhor com a região de descolamento. Uma análise para outras alturas seria necessária para concluir se o modelo Spalart é uma melhor opção para representar a quebra dos vórtices.

O modelo  $\kappa - \varepsilon$  se mostrou ineficiente para simular a quebra dos vórtices internos como esperado para regiões próximas ao assoalho, o resultado foi o inverso do esperado, ambos vórtices aumentaram de intensidade. Devido a superestimação da pressão da base a sucção gerada pela região de baixa pressão do descolamento não é tão forte como a do experimento. Isso pode ser o motivo pelo qual o vórtice interno não quebre na altura prevista.

## 5 CONCLUSÕES

De uma forma sucinta o presente trabalho pode através de estudos existentes na área de escoamento em difusores utilizar métodos numéricos capazes de reproduzir com certo nível de fidelidade os efeitos prescritos pela literatura. A metodologia utilizada na geração da malha computacional se mostrou eficaz a ponto de otimizar o tempo computacional e ao mesmo tempo ser capaz de ser utilizada para uma várias alturas.

Os resultados numéricos mostraram que a predição do arrasto foi subestimada e através da divisão das componentes de arrasto conclui-se que o erro provém da má representação do campo de pressão na base do difusor. O modelo de turbulência escolhido tanto pode não estar lidando com o descolamento da forma prevista pela literatura quanto a superestimação dos vórtices podem estar gerando esse valor discrepante da pressão da base

Devido a intuitiva interface com o usuário a escolha do pacote STAR-CCM+ se mostrou uma ótima opção tendo em vista que o autor do presente estudo não possuía de antemão experiência com CFD. Devido várias iterações na criação da malha foi possível notar que a curva de aprendizagem foi intensa e muito gratificante. Após comparação dos resultados do pós-processamento com os esperados pela literatura, nota-se que a metodologia para a criação e verificação da malha foram aplicadas corretamente. Todo o pós-processamento foi retirado do próprio pacote utilizado, reafirmando-o como uma ótima ferramenta, mesmo para iniciantes.

Concluindo, os valores encontrados e os efeitos obtidos foram defasados do valor real, dessa forma, se para um difusor genérico o único teste possível de ser realizado seja através de métodos computacionais, a melhor alternativa é manter uma postura conservadora na análise dos resultados. A comparação com os resultados de estudos passados foi de extrema relevância servindo como gabarito a ser seguido para a análise dos resultados. A verificação desse trabalho confirma também a fragilidade e o reflexo de escolhas iniciais quanto o método de solução do escoamento perante os resultados.

## Referências

- AULAKH, D. J. S. Effect of underbody diffuser on the aerodynamic drag of vehicles in convoy. *Cogent Engineering*, v. 3, n. 1, 2016. Citado na página 6.
- CRUZ, V. *Participação da indústria no PIB encolhe e setor culpa o governo*. 2015. Disponível em: <<http://www1.folha.uol.com.br/mercado/2015/09/1681116-participacao-da-industria-no-pib-encolhe-e-setor-culpa-o-governo.shtml>>. Citado na página 1.
- CUI, E.; ZHANG, X. Ground effect aerodynamics. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, v. 1, p. 203–214, 2010. Citado 2 vezes nas páginas 3 e 17.
- ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. *Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e Aplicações*. 1. ed. [S.l.]: McGraw Hill, 2007. ISBN 978-85-86804-58-8. Citado na página 30.
- Thomas H. Froling, Joeal P. Ruschman, Joshua L. Thurter e Chris Piscitelli. *Active Aero Diffuser*. 2014. US 8,882,176 B2. Citado na página 7.
- GEORGE, A. R. Aerodynamic effects of shape, camber, pitch, and ground proximity on idealized ground-vehicle bodies. *Journal of Fluids Engineering*, ASME, v. 103, n. 4, 1981. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1115/1.3241783>>. Citado na página 6.
- GREENBLATT, D.; WYGNANSKI, I. J.; RUMSEY, C. L. Aerodynamic flow control. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, v. 1, p. 489–498, 2010. Citado na página 46.
- HESCHL, C. et al. Evaluation and improvements of rans turbulence models for linear diffuser flows. *Computers And Fluids*, v. 71, p. 272 – 282, 2013. ISSN 0045-7930. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0045793012004045>>. Citado 2 vezes nas páginas 7 e 29.
- HOUGHTON, E.; CARPENTER, P. W. *Aerodynamics For Engineering*. 5. ed. [S.l.]: Butterworth-Heinemann press, 2002. ISBN 0 7506 5111 3. Citado na página 29.
- HUCHO, W. H. The aerodynamic drag of cars current understanding, unresolved problems, and future prospects. In: \_\_\_\_\_. *Aerodynamic drag mechanisms of bluff bodies and road vehicles*. [S.l.: s.n.], 1978. p. 19–26. Citado na página 21.
- HUNTER, C. Experimental, theoretical, and computational investigation of separated nozzle flows. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, v. 98, p. 1–20, 1998. Citado na página 19.
- KALITZIN, G. et al. Near-wall behavior of rans turbulence models and implications for wall functions. *Journal of Computational Physics*, v. 204, p. 265–291, 2004. Citado na página 28.

- KANG, S. O. et al. Actively translating a rear diffuser device for the aerodynamic drag reduction of a passenger car. *International Journal of Automotive Technology*, v. 13, n. 4, p. 583–592, 2012. Disponível em: <<http://dx.doi.org/10.1007/s12239-012-0056-x>>. Citado 3 vezes nas páginas 6, 21 e 45.
- KATZ, J. *Race Car Aerodynamics: Designing for Speed*. [S.l.]: Bentley Publisher, 1995. ISBN 0837601428. Citado 4 vezes nas páginas 2, 3, 7 e 17.
- KUNDU, R. K.; COHEN, I. M. *Fluid Mechanics*. 2. ed. [S.l.]: Academic Press, 2002. ISBN 0-12-1782514. Citado 2 vezes nas páginas 25 e 26.
- LAJOS, T. Drag reduction by the production of a separation bubble on the front of a bluff body. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 22, n. 6, p. 331–338, 1986. Citado 2 vezes nas páginas 7 e 38.
- LAJOS, T.; PRESZLER, L.; FINTA, L. Effect of moving ground simulation on the flow past bus models. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 22, n. 6, p. 271–277, 1986. Citado 2 vezes nas páginas 7 e 29.
- LEER, B. van; POWELL, K. G. Introduction to computational fluid dynamics. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, v. 1, p. 457–470, 2010. Citado na página 30.
- MCBEATH, S. *Competition Car Aerodynamics - A Practical Handbook*. 2. ed. [S.l.]: Haynes Publishing, 2011. ISBN 978-0-85733-007-9. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 20.
- MIT. *Lecture 48 : Structured vs. Unstructured Grids*. 2016. All rights reserved. Disponível em: <<https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-100-aerodynamics-fall-2005/lecture-notes/>>. Citado na página 33.
- MOREL, T. *The Effect Of Base Slant On The Flow Pattern And Drag Of Three-Dimensional Bodies With Blunt Ends*. [S.l.]: General Motors Research Laboratories, 1978. 191-218 p. Citado na página 6.
- Franco Cimatti Pavullo. *Car with an Underbody Provided with an Aerodynamic Diffuser*. 2014. US 2014/0001789 A1. Citado na página 7.
- SARDOU, M. Reynolds effect"and "moving ground effect"tested in a quarter scale wind test over a high speed moving belt. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 22, n. 6, p. 245–270, 1986. Citado 3 vezes nas páginas 7, 29 e 38.
- SENIOR, A. E. *An Investigation of a Generic 3D Diffuser in Ground Effect*. PhD, April 2001. Citado na página 35.
- SONI, B. K.; SHIH, A. M.; ITO, Y. Grid generation techniques. *Encyclopedia of Aerospace Engineering*, v. 1, p. 489–498, 2010. Citado na página 31.
- STAR-CCM+ Manual. [S.l.], 2011. Citado 2 vezes nas páginas 38 e 40.
- STEINHAUSER, C. D. P. D. P. *Polls: Americans don't like auto bailouts*. 2009. Disponível em: <<http://politicalticker.blogs.cnn.com/2009/03/30/polls-americans-dont-like-auto-bailouts/>>. Citado na página 1.
- VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*. 2. ed. [S.l.]: Pearson Education Limited, 2011. ISBN 978-0-13-127498-3. Citado 4 vezes nas páginas 23, 24, 27 e 28.

ZHANG, X.; RUHRMANN, A. Influence of diffuser angle on bluff body in ground effect. *Journal of Fluid Engineering*, v. 125, p. 1–7, 2003. Citado 13 vezes nas páginas 8, 10, 11, 13, 14, 15, 19, 21, 35, 39, 55, 57 e 59.

ZHANG, X. et al. Vortices behind a bluff body with an upswept aft section in ground effect. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, v. 25, p. 1–9, 2004. Citado 3 vezes nas páginas 11, 12 e 35.

ZHANG, X.; SENIOR, A. E. The force and pressure of a diffuser-equipped bluff body in ground effect. *Journal of Fluid Engineering*, v. 123, p. 105–111, 2001. Citado 4 vezes nas páginas 7, 12, 15 e 17.

ZHANG, X.; TOET, W.; ZERIHAN, J. Ground effect aerodynamics of race cars. *Applied Mechanics Review*, v. 59, p. 33–49, 2006. Citado 3 vezes nas páginas 2, 4 e 7.

## APÊNDICES

## A EQUAÇÕES GOVERNANTES

A seguir está representado as equações que serão base de todo desenvolvimento do seguinte projeto. As equações do movimento de Navier-Stokes.

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (\text{A.1})$$

$$\rho \frac{\partial u_i}{\partial t} + \rho u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{A.2})$$

$$\frac{\partial p}{\partial x_i} = -\rho U_e \frac{dU_e}{dx_i} \quad (\text{A.3})$$

Devido a grande complexidade das equações que definem o movimento dos fluidos é normalmente empregado a análise adimensional por dois motivos. Primeiramente, focar o estudos apenas nas componentes mais representantes do escoamento e em segundo lugar assegurar o máximo de compatibilidade entre os experimentos ao alterarmos as escalas dos modelos experimentais. Para atingir esse nível de similaridade os estudos da mecânica dos fluidos muitas vezes utilizam de ferramentas capazes de aferir essas semelhanças ou divergências, elas são chamadas de números adimensionais. Em particular um dos números mais conhecidos é o número de Reynolds, que relaciona a razão entre as forças inerciais e viscosas do escoamento:

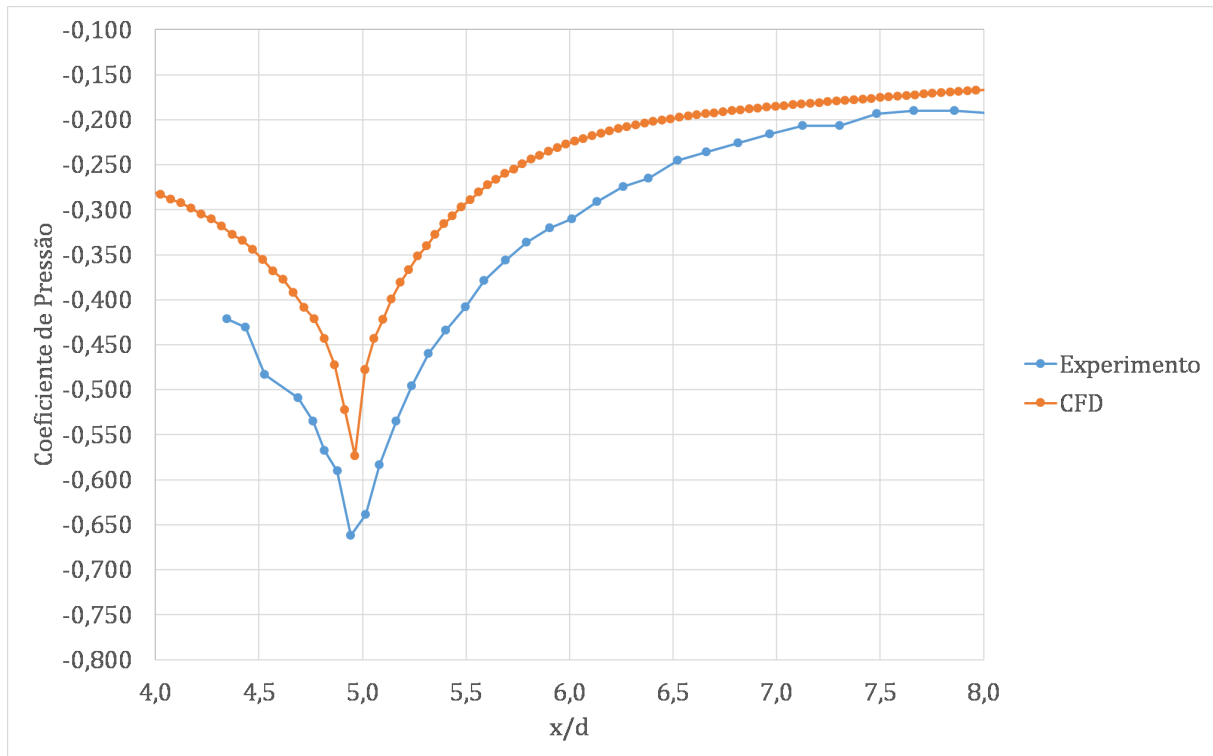
$$R_e = \frac{UL}{\nu} \quad (\text{A.4})$$

Por toda literatura uma série de comparações utiliza como parâmetro de referência o número de  $R_e$ .

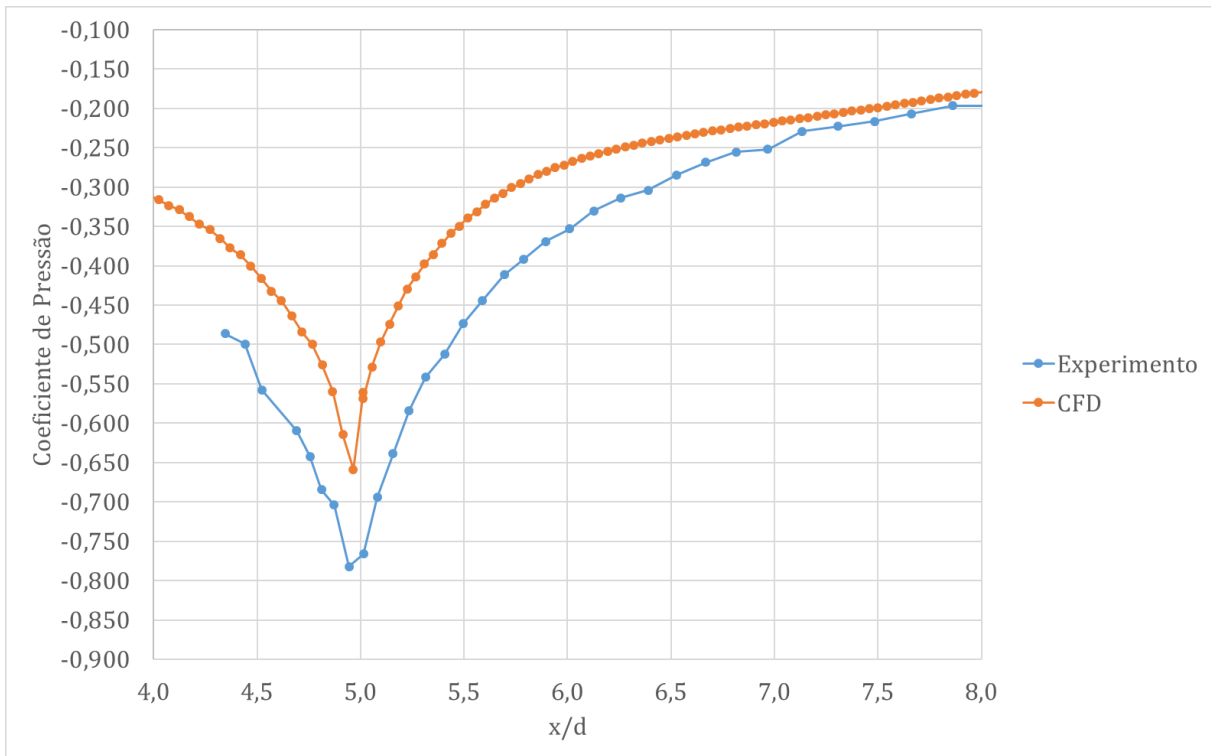
## ANEXOS



## A DISTRIBUIÇÃO DE PRESSÃO



Varição de pressão ao longo do corpo -  $2.900 h_r / (d \times \theta)$



Varição de pressão ao longo do corpo -  $2.200 h_r/(d \times \theta)$