



PROJETO DE GRADUAÇÃO

**ANÁLISE NUMÉRICA DE UMA ASA
AUTOMOTIVA SUJEITA AO EFEITO SOLO**

Arthur Machado Giolo

Brasília, 11 de Dezembro de 2023

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA

FACULDADE DE TECNOLOGIA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
Faculdade de Tecnologia
Departamento de Engenharia Mecânica

PROJETO DE GRADUAÇÃO

**ANÁLISE NUMÉRICA DE UMA ASA
AUTOMOTIVA SUJEITA AO EFEITO SOLO**

Arthur Machado Giolo

*Projeto de Graduação submetido ao Departamento de Engenharia
Mecânica como requisito parcial para obtenção
do grau de Engenheiro em Engenharia Mecânica*

Banca Examinadora

Prof. Bráulio Gutierrez Pimenta, ENM/FT-UnB
Orientador

Prof. Adriano Possebon Rosa, ENM/FT-UnB
Examinador Interno

Prof. Roberto Francisco Bobenrieth Miserda,
ENM/FT-UnB
Examinador interno

FICHA CATALOGRÁFICA

GIOLO, ARTHUR MACHADO

ANÁLISE NUMÉRICA DE UMA ASA AUTOMOTIVA SUJEITA AO EFEITO SOLO [Distrito Federal] 2023.

xvi, 82 p., 210 x 297 mm (ENM/FT/UnB, Engenheiro, Engenharia Mecânica, 2023).

Projeto de Graduação - Universidade de Brasília, Faculdade de Tecnologia.

Departamento de Engenharia Mecânica

- | | |
|-----------------|---------------------------------|
| 1. Efeito Solo | 2. Fluidodinâmica computacional |
| 3. Aerodinâmica | 4. Turbulência |
| I. ENM/FT/UnB | |

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

GIOLO, A.M. (2023). *ANÁLISE NUMÉRICA DE UMA ASA AUTOMOTIVA SUJEITA AO EFEITO SOLO*. Projeto de Graduação, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 82 p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Arthur Machado Giolo

TÍTULO: ANÁLISE NUMÉRICA DE UMA ASA AUTOMOTIVA SUJEITA AO EFEITO SOLO .

GRAU: Engenheiro em Engenharia Mecânica ANO: 2023

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias deste Projeto Final de Graduação e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desse Projeto Final de Graduação pode ser reproduzida sem autorização por escrito do autor.

Arthur Machado Giolo

Depto. de Engenharia Mecânica (ENM) - FT

Universidade de Brasília (UnB)

Campus Darcy Ribeiro

CEP 70919-970 - Brasília - DF - Brasil

Agradecimentos

Gostaria de expressar minha gratidão a todos os meus familiares e amigos que estiveram comigo durante toda essa jornada até aqui.

Arthur Machado Giolo

RESUMO

O presente trabalho tem como objetivo comparar modelos numéricos de turbulência com valores experimentais para uma asa tridimensional de multi-elementos sob efeito solo. Os modelos computacionais foram feitos utilizando a mesma secção transversal do túnel de vento ensaiado e foram feitas diversas simulações, utilizando modelos Spalart-Allmaras e k-w-SST, para diferentes alturas. Os valores de coeficiente de pressão, arrasto, sustentação, velocidade na esteira e vórtices de ponta de asa foram comparados com os valores experimentais. Os resultados obtidos mostram que ambos os modelos obtiveram valores bem semelhantes para todos os casos analisados e que os dois possuem bastante precisão da sustentação para grandes distâncias do solo, mas um erro considerável no arrasto, e quando a distância diminui o erro de sustentação aumenta a medida que o arrasto diminui.

Palavras-chaves: Efeito Solo, Fluidodinâmica Computacional, Aerodinâmica, Turbulência

ABSTRACT

The present study aims to compare numerical turbulence models with experimental values for a three-dimensional multi-element wing under ground effect. Computational models were created using the same cross-section as the wind tunnel tested and several simulations were conducted using Spalart-Allmaras and k-w-SST models for different heights. The values of pressure coefficient, drag, lift, wake velocity, and wingtip vortices were compared with experimental values. The results obtained show that both models yielded very similar values for all analyzed cases and both demonstrate considerable accuracy in lift for large distances from the ground. However, there is a notable error in drag, and as the distance decreases, the error in lift increases while the drag decreases.

Keywords: Ground Effect, Computational fluidynamics, Aerodynamics, Turbulence

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	AERODINÂMICA EM CARROS	2
1.2	MOTIVAÇÃO	7
1.3	OBJETIVOS	7
1.4	ESTRUTURA DO TRABALHO	8
2	REVISÃO TEÓRICA	9
2.1	ESCOAMENTO LAMINAR E TURBULENTO	9
2.1.1	TURBULÊNCIA	10
2.2	DESCRIÇÃO LAGRANGIANA E EULERIANA	13
2.3	TEOREMA DE TRANSPORTE DE REYNOLDS	13
2.4	EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE	14
2.5	EQUAÇÃO DA QUANTIDADE DE MOVIMENTO	15
2.5.1	EQUAÇÕES MÉDIAS DE NAVIER-STOKES (RANS)	16
2.6	CAMADA LIMITE	17
2.6.1	CAMADA LIMITE LAMINAR E TURBULENTO	18
2.6.2	REGIÕES DA CAMADA LIMITE TURBULENTO	20
2.6.3	SEPARAÇÃO DA CAMADA LIMITE	21
2.6.4	ESTEIRAS	24
2.7	COEFICIENTES AERODINÂMICOS	26
2.8	ASAS INFINITAS OU BIDIMENSIONAIS	28
2.9	ASAS FINITAS OU TRIDIMENSIONAIS	31
2.10	EFEITO SOLO	31
3	REVISÃO NUMÉRICA	35
3.1	MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS	35
3.2	MALHAS COMPUTACIONAIS	36
3.3	MODELOS DE TURBULÊNCIA	38
3.3.1	MODELO K-EPSILON	39
3.3.2	MODELO K-OMEGA	40
3.3.3	MODELO K-OMEGA SHEAR STRESS TRANSPORT (SST)	41
4	METODOLOGIA	43
4.1	ESTUDO EXPERIMENTAL	43
4.2	PROGRAMAS UTILIZADOS	45
4.2.1	ICEM CFD	45
4.2.2	STANFORD UNIVERSITY UNSTRUCTURED (SU2)	45

4.2.3	PARAVIEW.....	45
4.3	MODELAGEM COMPUTACIONAL	45
4.4	PRE-PROCESSAMENTO	46
4.4.1	CONVERGÊNCIA DE MALHA.....	46
4.4.2	PARÂMETROS DE MALHA.....	48
4.5	PARÂMETROS DA SIMULAÇÃO	48
4.6	ANÁLISE DOS DADOS	49
5	RESULTADOS.....	51
5.1	INDEPENDÊNCIA DE MALHA	51
5.2	CONVERGÊNCIA DOS MODELOS	52
5.3	Y+	52
5.4	COEFICIENTE DE PRESSÃO.....	53
5.5	SUSTENTAÇÃO E ARRASTO	55
5.6	ESTEIRA.....	57
5.7	VORTICIDADE	59
6	CONCLUSÃO.....	61
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	62
	APÊNDICES.....	64
I.1	COEFICIENTE DE PRESSÃO E Y+	64
I.1.1	K-W-SST	67
I.1.2	SPALART-ALLMARAS	70
I.2	CÓDIGO SU2	74

LISTA DE FIGURAS

1.1	Concepção de aerodinâmica no séc. XIX	3
1.2	Mercedes W125	3
1.3	Chaparral 2E	4
1.4	Variação do recorde de velocidade numa volta em Indianápolis	4
1.5	Chaparral 2J	5
1.6	Lotus 1978	6
1.7	Distribuição de sustentação negativa e arrasto em um carro de Formula 1	6
2.1	Escoamento laminar	10
2.2	Escoamento turbulento	10
2.3	Flutuações na velocidade	11
2.4	Espectro de energia por comprimento de onda	13
2.5	Volume de controle	14
2.6	Camada limite sobre placa plana	18
2.7	Desenvolvimento da camada limite sobre uma placa plana	19
2.8	Diferença da camada limite laminar para a turbulenta	19
2.9	Análise das tensões dentro de uma camada limite turbulenta	20
2.10	Comparação de valores experimentais com teóricos da distribuição de velocidade em uma camada limite turbulenta	21
2.11	Camada limite sujeita a variações de pressão	22
2.12	Separação da camada limite em um difusor	23
2.13	Separação da camada limite em um perfil aerodinâmico	23
2.14	Esteira gerada por um perfil	24
2.15	Desenvolvimento de uma esteira	24
2.16	Esteiras de um corpo rombudo para diferentes valores de Re	25
2.17	Comparação da esteira de uma esfera para diferentes valores de Re	26
2.18	Similaridade entre dois modelos	27
2.19	Partes de um perfil	28
2.20	Perfil aerodinâmico e forças associadas	29
2.21	Distribuição de pressão em diferentes perfis	29
2.22	Gráfico de sustentação de um perfil subsônico	30
2.23	Geração de sustentação por um perfil de multi elementos	30
2.24	Vórtice de ponta de asa	31
2.25	Campo de escoamentos de uma asa com e sem <i>endplate</i>	32
2.26	Campo de velocidade para um chão fixo e móvel	32
2.27	Sutentação gerada ao aproximar a asa do chão	33
2.28	Visualização do escoamento no extradorso para diferentes alturas	34
2.29	Distância da camada descolada pela variação da altura	34

3.1	Representação da conservação em um elemento	36
3.2	Malha estruturada	37
3.3	Malha não estruturada	37
3.4	Extrusão da malha para captar fenômenos na camada limite	38
4.1	Vista lateral da asa	43
4.2	Dimensões da asa	44
4.3	Comprimento da asa e espessura do <i>endplate</i>	44
4.4	Vista frontal do modelo tridimensional	46
4.5	Modelo computacional da asa	46
4.6	Refinamento próximo da asa	47
4.7	Refinamento para a esteira	47
5.1	Estudo de independência de malha	51
5.2	Malha refinada	51
5.3	Convergência dos resultados numéricos para H30	52
5.4	Valores de y^+ para H30	53
5.5	Comparação do coeficiente de pressão - H30	53
5.6	Comparação do coeficiente de pressão entre diferentes modelos - H30	54
5.7	Comparação do coeficiente de pressão - H225	54
5.8	Comparação do coeficiente de pressão entre diferentes modelos - H225	55
5.9	Comparação do coeficiente de sustentação entre diferentes modelos	55
5.10	Comparação do erro relativo de sustentação entre diferentes modelos	56
5.11	Comparação do coeficiente de arrasto entre diferentes modelos	56
5.12	Comparação do erro relativo de arrasto entre diferentes modelos	57
5.13	Campo de velocidades para esteira - H080	57
5.14	Campo de velocidades	58
5.15	Campo de velocidade para H150	59
5.16	Campo de velocidade para H80	59
5.17	Campo de velocidade para H40	59
5.18	Vorticidade na ponta da asa H100	60
5.19	Campo de vorticidade para H100	60
1	Valores de C_p e Y para H20	64
2	Valores de C_p e Y para H30	64
3	Valores de C_p e Y para H40	65
4	Valores de C_p e Y para H50	65
5	Valores de C_p e Y para H60	65
6	Valores de C_p e Y para H100	66
7	Valores de C_p e Y para H150	66
8	Valores de C_p e Y para H225	66
9	Valores de C_p e Y para H750	67

10	Valores para H20 SST	67
11	Valores para H30 SST	68
12	Valores para H40 SST	68
13	Valores para H50 SST	68
14	Valores para H60 SST	69
15	Valores para H100 SST	69
16	Valores para H150 SST	69
17	Valores para H225 SST	70
18	Valores para H750 SST	70
19	Valores para H20 SA	71
20	Valores para H30 SA	71
21	Valores para H40 SA	71
22	Valores para H50 SA	72
23	Valores para H60 SA	72
24	Valores para H100 SA	72
25	Valores para H150 SA	73
26	Valores para H225 SA	73
27	Valores para H750 SA	73

LISTA DE TABELAS

4.2	Configurações de malha	48
4.1	Nomes das regiões do modelo	49
4.3	Parâmetros para refinamento da camada limite	49

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolos Latinos

v	Vetor velocidade
v'	Vetor flutuação de velocidade
n	Componente normal
g	Aceleração gravitacional
m	Massa
t	Tempo
p	Pressão
b	Propriedade intensiva do fluido
k	Energia cinética turbulenta
d	Tamanho do vórtice
l	Comprimento de mistura
u	Componente da velocidade no eixo das abcissas
u^+	Velocidade adimensional
u_0	Velocidade característica
l_0	Comprimento característico
y^+	Distância adimensional da parede
B_{sist}	Propriedade extensiva do fluido
Re	Número de Reynolds
V	Volume
A	Área
C_L	Coefficiente de sustentação
C_f	Coefficiente de fricção
C_D	Coefficiente de arrasto
C_p	Coefficiente de pressão
F	Força
F_g	Força gravitacional
F_p	Força por pressão
F_{visc}	Forças viscosas
L	Força de sustentação
D	Força de arrasto
V_∞	Velocidade no escoamento não perturbado
p_∞	Pressão no escoamento não perturbado

Símbolos Gregos

τ	Tensão de cisalhamento
τ^R	Tensão de tensões de Reynolds
ζ	Escala de tempo de Komogorov
η	Escala de comprimento de Komogorov
ϑ	Escala de velocidade de Komogorov
ε	Taxa de dissipação turbulenta
μ	Coefficiente de viscosidade
μ_t	Coefficiente de viscosidade turbulenta
$\bar{\sigma}$	Tensor de tensões
κ	Comprimento de onda da turbulência
ϕ	Propriedade do fluido
ϕ'	Propriedade flutuante do fluido
Φ	Propriedade média do fluido
ρ	Massa específica
ω	Taxa de conversão de energia turbulenta para energia interna

Siglas Principais

CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional
FIA	Federação Internacional de Automóveis
TTR	Teorema de Transporte de Reynolds
MVF	Método dos Volumes Finitos
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
SU2	Stanford University Unstructured
SA	Spalart-Allmaras
SST	Shear Stress Transport
CAD	Desenho Assistido por Computador

1 INTRODUÇÃO

A necessidade de compreender o comportamento de fluidos sempre esteve presente na história da humanidade, sendo de amplo conhecimento que a sobrevivência da civilização egípcia era extremamente dependente da agricultura e que canais, bombas manuais e moinhos foram desenvolvidos para cultivar as lavouras em um clima árido. Portanto é possível perceber que já havia um conhecimento sobre como um fluido se comportava e como manipula-lo para o desenvolvimento de uma sociedade desde a idade antiga.

Apesar de receber o nome de mecânica dos fluidos recentemente, pensadores antigos já estudavam e contribuíam para o desenvolvimento do tema, um exemplo muito conhecido é a lei de empuxo formulada por Arquimedes que estabelece uma correlação entre a força exercida pelo fluido no corpo submerso e o volume de água deslocado pelo objeto.

Outro momento histórico em que a mecânica dos fluidos se mostrou crucial foi no conflito do canal inglês, entre a coroa britânica e a armada espanhola. Conhecida como o primeiro combate travado por navios propulsionados apenas pela força do vento, a batalha possuía um contraste significativo entre as esquadras navais (1). A marinha espanhola possuía tradicionais navios robustos, cheios de canhões potentes e inúmeros soldados à bordo. Já os navios ingleses possuíam características dissimilares ao padrão da época, eram menores, leves e mais fáceis de se manobrar (2). Tais características se apresentaram fundamentais para o triunfo britânico e mostraram para o mundo que um problema de engenharia seria fundamental para estabelecer o poder político no período.

No século XVII, Isaac Newton publicou os *Princípios Matemáticos da Filosofia Natural* que foi um livro abordando temas fundamentais para a física em geral. Por consequência, formulações das leis do movimento tiveram influência direta no estudo atual do comportamento de um fluido em movimento. Newton também contribuiu com o desenvolvimento da teoria de viscosidade presente em fluidos, lei fundamental para relacionar o cisalhamento e o gradiente de velocidade.

Alguns pensadores da idade moderna, como Bernoulli e Euler, também tiveram contribuições importantes para o estudo de fluidos analisando a conservação de energia numa linha do escoamento e formulando uma maneira de descrever o movimento sem que seja necessário acompanhar cada partícula. Mas as abordagens analíticas não foram bem aceitas pelos pesquisadores da época, visto que não levavam em consideração a viscosidade do fluido, fazendo com que não houvesse muita correlação com a realidade (3). Um bom exemplo da divergência entre o real e a teoria é o paradoxo de D'Alembert, que provava a inexistência de forças de arrasto em corpos imersos num fluido. Essa afirmação se provou errônea em diversos casos envolvendo medição de forças em corpos imersos.

Finalmente, no século XIX, foram feitas as devidas alterações na equação de Cauchy para que fluidos viscosos pudessem ser considerados numa abordagem analítica. Sendo uma das contribui-

ções mais famosas da mecânica dos fluidos, o tensor de tensões de Navier-Stokes, que consegue prever o comportamento de fluidos reais. Entretanto, por ser uma equação parcial diferencial não homogênea, a expressão matemática não possui solução analítica para problemas mais complicados, dificultando seu uso.

É bastante conhecido que no final do século XIX e início do XX, houve concursos e incentivos para que um objeto mais pesado que o ar conseguisse flutuar. As primeiras aeronaves surgiram nessa época, mas não possuíam um conhecimento profundo sobre aerodinâmica, só no começo da primeira guerra que foi formulada uma teoria fundamental para o desenvolvimento da área. Com o conceito de camada limite e da teoria da linha de sustentação, Prandtl deu grandes ferramentas para que a aviação desse um salto e aviões mais velozes fossem produzidos.

Apenas com a popularização do computador e utilizando ferramentas do cálculo numérico é que foi possível realizar análises de escoamentos complexos, devida a grande capacidade de realizar cálculos de maneira precisa e rápida. Foi então fundada, nos anos setenta, a área de Dinâmica dos Fluidos computacional (CFD), que começou tentando prever o comportamento de escoamentos simples como cisalhamentos em paredes e jatos livres (4). Com a melhora do poder computacional, se tornou possível fazer análises ainda mais complexas, como escoamentos tridimensionais ao redor de asas ou carenagens de aviões e como o método numérico se mostrou muito vantajoso financeiramente, por eliminar custos de protótipos e tempo de análise, o CFD se expandiu para diversas áreas da indústria, desde análise de bolas de golfe até análises de escoamento em motores de espaçonaves. Outro mercado que aderiu fortemente ao estudo computacional foi o automobilismo, devida a necessidade de otimizar o tempo de volta e melhorar a eficiência do veículo.

1.1 AERODINÂMICA EM CARROS

Assim como as embarcações navais, carros estão em contato com fluidos e conseqüentemente estão sob o efeito das forças viscosas e de pressão que surgem com o escoamento. E da mesma maneira que o exercito inglês percebeu que navios menores e mais rápidos possuíam vantagens estratégicas fundamentais, estudiosos automotivos observaram que a forma do automóvel era diretamente correlacionada com seu desempenho e altera-la poderia trazer vantagens significativas para economia de combustível e velocidade máxima. A Figura 1.1 exemplifica essa mudança de concepção e quais vantagens o novo formato.

Com esse entendimento que velocidades maiores poderiam ser obtidas com corpos mais carenados, competições automobilísticas passaram a ter carros com formatos bastante aerodinâmicos, visando melhorar ao máximo o desempenho em retas, como é mostrado na Figura 1.2.

Por anos os carros se limitaram a utilizar essa abordagem, posteriormente tampando as rodas para que o mínimo de arrasto fosse gerado. Mas foi apenas nos anos 60 que decidiu-se implementar asas em carros de competição para fornecer mais carga nos pneus, gerando mais atrito,

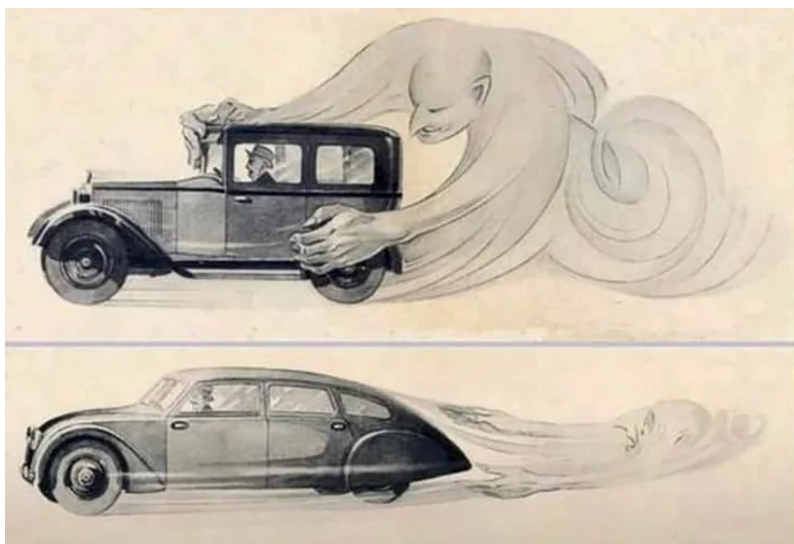


Figura 1.1: Concepção de aerodinâmica no séc. XIX

Autor desconhecido

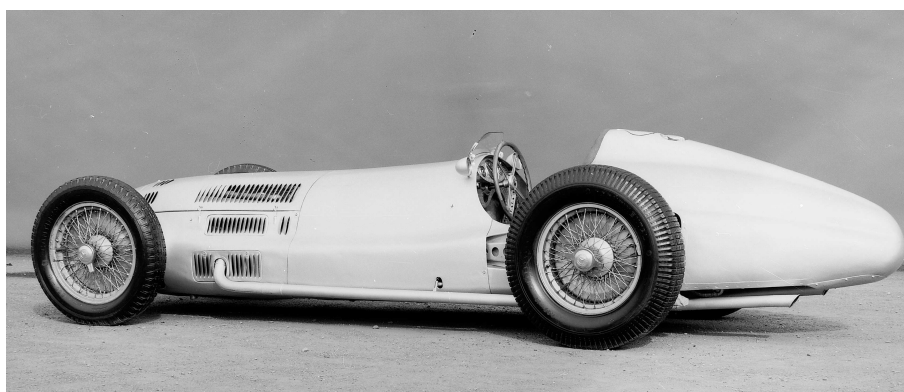


Figura 1.2: Mercedes W125

Mercedes-Benz, 2018

favorecendo a velocidade de curva (5). A Figura 1.3 mostra o Chaparral 2E, primeiro carro de competição a adotar tal mecanismo.

Há um gráfico que demonstra a evolução na velocidade máxima atingida por carros de Formula Indy no autódromo de Indianápolis, mostrado na Figura 1.4. Percebe-se que há uma melhora significativa na velocidade dos carros após os anos 60, época que se começou a utilizar dispositivos aerodinâmicos em carros de competição, o que é bastante compreensível, pois os carros que utilizavam mecanismos para gerar sustentação negativa conseguiam fazer curvas com velocidades maiores, podendo começar uma reta com uma velocidade inicial maior do que o mesmo carro sem asas. Mesmo tendo o problema de arrasto mais elevado do que os carros carenados, a implementação da sustentação negativa se mostrou bastante vantajosa.

Tendo em mente as vantagens originadas pelas forças aerodinâmicas, a corrida por novas inovações havia começado. Carros com seis rodas, sendo quatro menores na dianteira e duas maiores



Figura 1.3: Chaparral 2E

Klemantaski, 1963

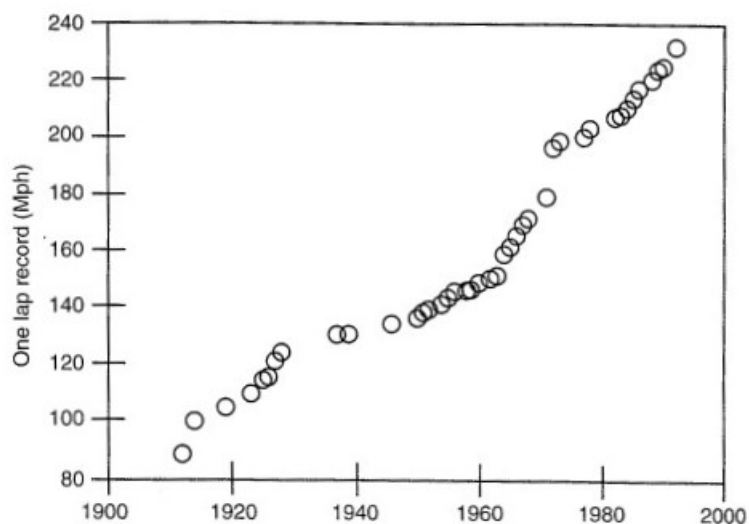


Figura 1.4: Variação do recorde de velocidade numa volta em Indianápolis

Katz, 1995

na traseira, visando diminuir o arrasto causado pelos pneus, carros com duas asas colocadas como o Chaparral 2E e carros que faziam com que sua carenagem imitasse o formato de uma asa foram desenvolvidos. Outro salto de performance veio quando se percebeu que asas próximas ao chão poderiam produzir uma zona de baixa pressão muito mais alta do que uma asa distante do solo (6). Com isso, vários mecanismos foram feitos para que se pudesse aproveitar desse efeito de proximidade, incluindo métodos ativos de efeito solo, como foi feito no Chaparral 2J, mostrado na Figura 1.5.

O modelo 2J possuía um ventilador, para sugar todo o ar por baixo do carro, e saias laterais para evitar que o ar de alta pressão entrasse na parte inferior do automóvel. Todo esse aparato garantia a existência de uma zona de baixíssima pressão no assoalho do carro, fazendo com que



Figura 1.5: Chaparral 2J

Melissen, 2013

uma sustentação negativa muito acentuada fosse gerada, sem a necessidade de utilizar uma forma de asa no carro. Tal aparato foi banido no mesmo ano da competição, por apresentar riscos a outros pilotos quando dendritos eram ejetados pelo ventilador nos retardatários.

A implementação do carro asa, para aproveitar o efeito solo foi implementada na Formula 1 apenas em 1978 (7). A primeira equipe a utilizar desse feito foi a Lótus e teve grande vantagem no campeonato, ganhando o primeiro e segundo lugar do campeonato de pilotos. Após se mostrar uma tecnologia muito útil, aproveitar do efeito solo se tornou obrigatório entre as equipes e esse mecanismo era levado até seu limite. Mas apesar de possuir uma grande vantagem de produzir muita sustentação negativa e diminuir o arrasto gerado pelo assoalho do carro, a inovação possuía um problema muito sério. Caso o piloto passasse sobre uma zebra ou tivesse uma mudança brusca sua altura com relação ao solo, a efetividade do mecanismo caía drasticamente e ocasionava perda de tração dos carros e possíveis acidentes. A Figura 1.6 mostra o primeiro carro de Formula 1 com carro asa.

Por apresentar essa característica instável e imprevisível a utilização de carro asa foi banida em 1982, sendo obrigatório que o assoalho fosse reto. E para evitar que trapassas fossem feitas, a Federação Internacional de Automóveis (FIA) tornou obrigatório a utilização de uma tábua reta, com dimensões predefinidas e de madeira, no meio do assoalho do carro para que pudesse ser mensurado o quão próximo do solo ele esteve ao decorrer da prova e impedir que formatos de asa fossem utilizados abaixo do veículo. Caso o carro chegasse muito próximo do solo, a madeira iria entrar em contato com o asfalto e se desgastar. Ao final da prova seria possível medir o quão desgastada estava a tábua e se estava dentro da espessura estabelecida pelo regulamento. Apesar de ser banido o uso do efeito solo no assoalho, ainda era permitido que a asa dianteira pudesse aproveitar da distância do solo para otimizar a produção de sustentação negativa, mas ainda era produzida uma quantidade considerável de força pelo assoalho reto do carro.

Uma análise muito interessante de distribuição de sustentação negativa, em inglês *downforce*, e arrasto pode ser feita através da Figura 1.7. Pode-se perceber que cerca de oitenta por cento da



Figura 1.6: Lotus 1978

Formula 1, 2022

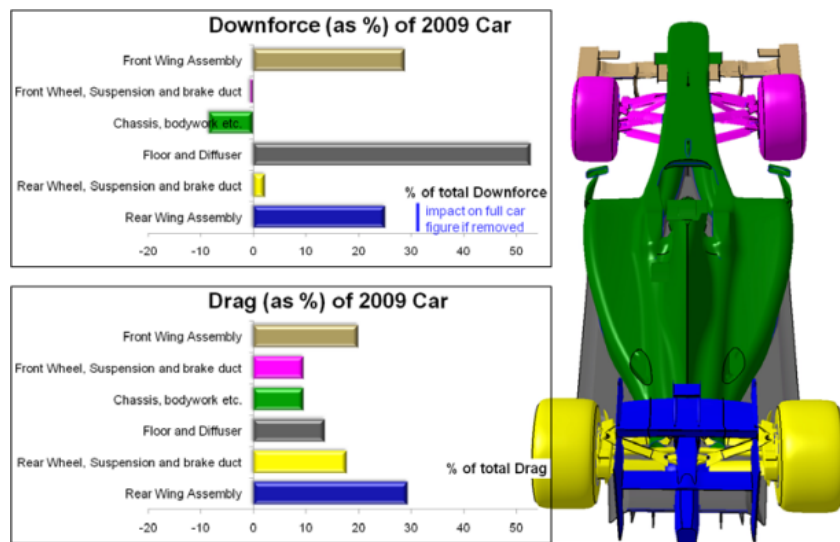


Figura 1.7: Distribuição de sustentação negativa e arrasto em um carro de Formula 1

Toet, 2015

sustentação negativa do veículo vem de dispositivos que aproveitam do efeito solo a um custo de trinta e cinco por cento do arrasto gerado (8), o que mostra a eficiência e importância do fenômeno para o desempenho do protótipo.

Outras formas para melhorar a produção de sustentação negativa foram implementadas no decorrer do tempo, mas ao custo de gerar um ar extremamente turbulento e de baixa pressão atrás do carro, dificultando que ultrapassagens fossem feitas. Apesar desse escoamento caótico possuir a vantagem no carro atrás, produzindo um menor arrasto e facilitando que houvesse a aproximação, tem a desvantagem de diminuir consideravelmente a sustentação negativa produzida, sendo muito difícil ultrapassar em curvas e fazendo com que o esporte tivesse problemas de audiência, visto que se tornava extremamente monótono ultrapassagens apenas em zonas específicas.

Em 2021 a FIA aprovou uma mudança no regulamento dos carros, permitindo a volta da utilização de efeito solo pelo assoalho. Essa medida foi tomada para aumentar a popularidade do esporte, pois o carro asa possui a qualidade de produzir grande quantidade de sustentação negativa sem que seja produzida uma esteira turbulenta e de baixa pressão para o carro atrás, facilitando a ultrapassagem e fornecendo mais emoção para a corrida.

1.2 MOTIVAÇÃO

Sabe-se que desde a proibição do efeito solo, na Formula 1, até os dias de hoje o poder de processamento dos computadores e sua acessibilidade aumentou consideravelmente. Sendo possível realizar simulações, que eram consideradas complicadas antigamente, com *notebooks* básicos. Logo, estudos mais relevantes e tridimensionais de problemas aerodinâmicos podem ser realizados com uma elevada velocidade, fazendo com que seja possível desenvolver estruturas com bastante complexidade.

Com a mudança de regulamento numa das maiores competições de automobilismo do mundo, se tornou interessante entender mais como funciona o fenômeno de efeito solo para carros de performance. Pesquisadores como Vogt e Barber (9) já realizaram estudos bidimensionais de uma asa com apenas um elemento sob efeito solo, para geração de sustentação negativa e obtiveram resultados próximos do coeficiente de pressão. Deng et al. (10) realizou simulações tridimensionais de uma asa com multi elementos, mas para aviões e não houve comparação experimental em seu trabalho. Mahon e Zang (11) já realizaram simulações e comparações de valores de uma asa de multi elementos sob efeito solo, com um caso bidimensional e perceberam que os resultados estavam próximos do experimental. Logo, percebe-se que é necessário um estudo numérico tridimensional com multi elementos que possui o objetivo de averiguar a eficácia dos modelos de CFD para prever, e comparar com valores experimentais, o escoamento de aerofólios sob efeito solo.

1.3 OBJETIVOS

Os objetivos deste trabalho são:

- Comparar os resultados numéricos com os experimentais presentes na literatura, para diferentes alturas de asa dentro de um valor de Reynolds, utilizando modelos de turbulência diferentes
- Validar a metodologia utilizada pelo programa SU2 para a simulação de escoamentos com gradiente de pressão adverso com a presença de efeito solo.

1.4 ESTRUTURA DO TRABALHO

O projeto será dividido nas seguintes partes:

- **Introdução:** Será feita uma breve introdução sobre o tema, explicando a parte histórica, a motivação para a realização do projeto e os objetivos esperados do projeto. Também será mostrada a estrutura do trabalho.
- **Fundamentação teórica:** Nesta parte do trabalho serão explicados conceitos fundamentais para a mecânica dos fluidos, uma introdução para o comportamento turbulento e como é feita uma aproximação para a solução de fechamento das equações de Navier-Stokes. Também será explicado o que é e como se comporta a camada limite, levando em consideração os efeitos turbulentos e abordando sua separação. Após, será feita uma definição de um perfil aerodinâmico, seu funcionamento e como são feitas comparações adimensionais. Por fim, será explicado como o comportamento de uma asa finita se difere de uma asa infinita e o comportamento do efeito solo.
- **Fundamentação numérica:** Será feita uma breve abordagem de como resolver o problema de escoamento utilizando um método numérico conhecido como Método dos Volumes Finitos e como são feitas as modelagens de turbulência para resolver o problema de fechamento. Será também explicado como é feita a discretização do domínio por meio de malhas e como elas influenciam na solução.
- **Metodologia:** Será explicado passo-a-passo como foi feita a modelagem do problema utilizando desenho assistido por computador, quais parâmetros de malha foram utilizados e os diferentes refinamentos do domínio para buscar a independência de malha. Será feita uma explicação dos parâmetros de entrada e saída utilizados no SU2.
- **Resultados e discussões:** Uma breve abordagem dos resultados numéricos será comparada com os experimentais, haverá uma comparação dos valores de sustentação, arrasto e coeficiente de pressão obtidos pelo túnel de vento. Também foram feitas comparações qualitativas do campo de velocidades na esteira da asa e na nos vórtices de ponta de asa.
- **Conclusões:** Serão feitas conclusões e considerações a partir dos resultados obtidos pelas análises numéricas.

2 REVISÃO TEÓRICA

É de fundamental importância que seja primeiramente definido o que é um fluido e como foi formulada sua movimentação antes que se entre, de fato, no problema aerodinâmico em si. Fluidos podem ser caracterizados como substâncias que não apresentam forma própria, mas sim a do recipiente em que estão. Uma definição fundamental para a mecânica dos fluidos, diz que quando colocado entre duas placas e feito uma força, tangencial à placa, o fluido tenderá a se deformar indefinitivamente, enquanto um sólido irá se deformar até atingir uma posição de equilíbrio (12). Por fim, outra definição muito importante para o tema, afirma que os pontos do fluido em contato com a superfície da placa terão a mesma velocidade de deslocamento que o próprio objeto, chegando a conclusão de que existe uma adesão do fluido com as paredes sólidas que estão em contato com o mesmo.

Após elucidar o conceito de fluido, é importante entender como ele se comporta e como é feita a formulação matemática. Alguns conceitos e equações serão expostos para que haja uma boa base para o entendimento do problema. Conteúdos como descrição lagrangiana e euleriana, derivada material, equação da continuidade e equação da variação da quantidade de movimento serão abordadas no decorrer do capítulo.

2.1 ESCOAMENTO LAMINAR E TURBULENTO

Apesar de ser estudado há muito tempo, a ideia de que existem duas fases no escoamento de um fluido é bastante recente. Já havia estudiosos em 1839 que perceberam a existência de dois regimes no movimento do fluido, mas foi apenas em 1883 que Osborne Reynolds fez seu famoso experimento de um filete de corante em um escoamento (13). Osborne percebeu que em velocidades muito baixas de vazão, o corante tinha um comportamento retilíneo e controlado, não possuindo alterações com o passar do tempo. O comportamento laminar do fluido é mostrado na Figura 2.1.

Ao aumentar a vazão, houve uma mudança no comportamento do fluido, rajadas intermitentes de escoamento desordenado começavam a aparecer, mas ainda tinha um comportamento retilíneo. Por fim, após um determinado valor de vazão o escoamento passou a ser puramente caótico, uma mistura intensa do corante começou a aparecer, como mostrado na Figura 2.2.

Reynolds percebeu que existia uma relação entre a transição do escoamento com um parâmetro adimensional Re , que é nomeado em homenagem ao pesquisador. Após um valor crítico o escoamento irá mudar de laminar para turbulento. O valor crítico de Re pode variar muito, dependendo da rugosidade da superfície e das flutuações da corrente de entrada, não podendo ser generalizado para todos os casos (3).

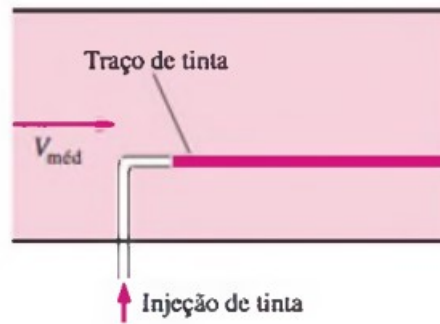


Figura 2.1: Escoamento laminar

ÇENGEL, 2011

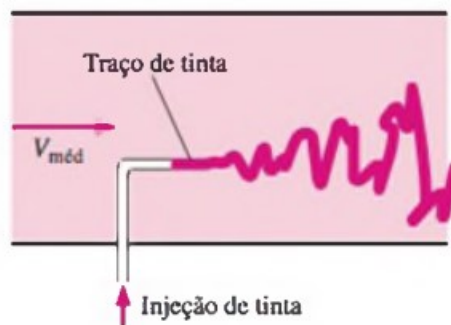


Figura 2.2: Escoamento turbulento

ÇENGEL, 2011

A relação obtida por Reynolds está presente na equação

$$Re = \frac{\rho u_0 l_0}{\mu}, \quad (2.1)$$

sendo que o valor l_0 é uma unidade característica do escoamento, podendo ser o diâmetro do tubo ou a corda de uma asa, u_0 a velocidade do escoamento não perturbado, ρ a massa específica do fluido e μ sua viscosidade. Cabe ao pesquisador escolher a melhor dimensão para seu estudo.

2.1.1 Turbulência

O fenômeno da turbulência é um tema bastante estudado, mas ainda não compreendido em sua plenitude. Desde a renascença já haviam desenhos de Leonardo Da Vinci sobre a forma aleatória do movimento da água, mas até os dias atuais não se sabe o motivo da desordem gerada no fluido após um determinado número de *Reynolds*.

Apesar de não ser um caso conhecido completamente, sabe-se que a turbulência possui algumas características bem marcantes. O movimento turbulento tem uma alta capacidade de mistura, seja ela de temperatura, concentração, quantidade de movimento ou energia (14). Existem outros

atributos importantes, sendo eles:

- rotacional: A turbulência só ocorre em escoamentos rotacionais.
- tridimensional: As flutuações randômicas só conseguem se manter se as flutuações de velocidade foram tridimensionais.
- dissipativo: As tensões viscosas transformam a deformação em um aumento da energia interna do fluido, por meio da energia cinética turbulenta.
- contínuo: Todos os fenômenos que ocorrem na turbulência são maiores que as escalas moleculares, podendo ser utilizada a mecânica do contínuo para descrever o movimento turbulento.
- imprevisível: Um escoamento turbulento é único, sendo impossível ser replicado mesmo com condições iniciais e de contorno idênticas.

Mesmo possuindo aleatoriedades e unicidade a turbulência consegue ser estudada utilizando abordagens estatísticas. As propriedades do fluido podem ser divididas em um componente médio estável Φ e um componente de flutuações $\phi'(t)$, mostrado na Equação 2.2 (15). Ao contrário das flutuações, o componente médio pode ser recriado em diferentes testes.

$$\phi(t) = \Phi + \phi'(t) \quad (2.2)$$

Uma boa visualização de como ocorre essa divisão e o comportamento turbulento pode ser visto na Figura 2.3, onde existe uma reta constante da propriedade analisada mais variações aleatórias que ocorrem com o passar do tempo. Essa abordagem proporciona uma boa replicabilidade de escoamentos e um estudo mais aprofundado da turbulência.

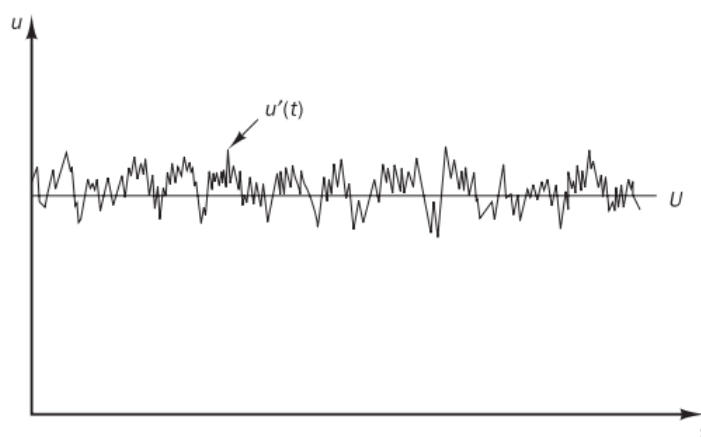


Figura 2.3: Flutuações na velocidade

Malalasekera, 2007

Um fator interessante da turbulência é a transformação de vórtices de maior escala para de menor escala, esse fator é chamado de *vortex stretching*. Os vórtices de maior escala irão se distorcendo e acelerando ao se transformarem em vórtices menores (15). É possível comprovar essa teoria através do teorema de Kelvin e Helmholtz, afirmando que a circulação é constante em um vórtice e se a secção transversal do vórtice diminui sua velocidade necessariamente aumentará (16).

A implicação da variação de tamanho dos *eddies* é que há uma transformação da energia cinética do escoamento para energia interna do fluido, conhecido como cascata de energia. Existem vórtices de tamanhos diferentes e que os maiores tem suas dimensões similares ao do escoamento, portanto possuiriam valores de Re similares, logo os efeitos viscosos são pequenos (17). A medida que esses vórtices instáveis vão se quebrando e originando vórtices menores, as escalas vão mudando e os efeitos viscosos passam a ter grande efeito sobre os *eddies*, fazendo com que a energia presente seja dissipada pelo efeito viscoso do fluido.

Por fim, outras informações muito importantes no estudo da turbulência são as hipóteses de Kolmogorov. As hipóteses afirmam que as pequenas escalas turbulentas são isotrópicas e as informações do escoamento vão se perdendo a medida que o vórtice vai diminuindo, tornando os movimentos similares em todos os escoamentos de alto Re (17). A segunda hipótese é de que os menores *eddies* tem suas escalas de tempo τ , velocidade ϑ e tamanho η dependentes apenas da viscosidade cinemática ν e da taxa de dissipação da energia turbulenta ε . As escalas de Kolmogorov

$$\eta/l_o \sim Re^{-3/4}, \quad (2.3)$$

$$\vartheta/u_o \sim Re^{-1/4}, \quad (2.4)$$

$$\zeta/t \sim Re^{-1/2}, \quad (2.5)$$

foram rearranjadas para serem da ordem de *Reynolds*.

Pode-se analisar a energia cinética contida nos vórtices em função do seu tamanho, utilizando a função de espectro de energia. É utilizada a variável κ para determinar o comprimento de onda da turbulência, sendo $\kappa = 2\pi/d$ e d é o tamanho do vórtice (18).

É possível perceber através da análise da Figura 2.4 que grande parte da energia está presente nos grandes vórtices pela sua interação com o escoamento e essa energia vai sendo passada para os vórtices de tamanho médio que não dependem nem dos vórtices grandes nem dos dissipativos. Pode-se perceber também que na região onde os vórtices tem o tamanho descrito pelas escalas de Kolmogorov a energia é mínima, visto que está sendo dissipada pela viscosidade. O coeficiente angular de $-5/3$ é uma constante da região inercial que irá aparecer para escoamentos de altos

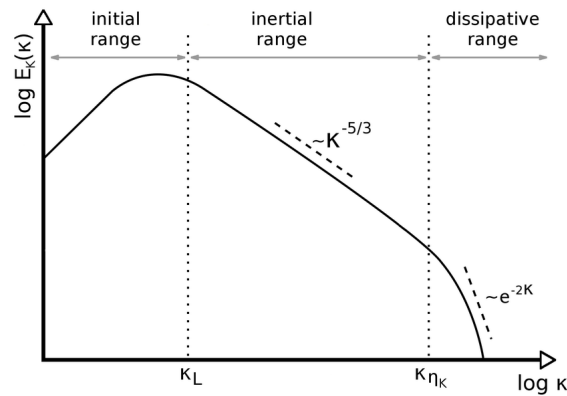


Figura 2.4: Espectro de energia por comprimento de onda

Ries, 2018

Re (18).

2.2 DESCRIÇÃO LAGRANGIANA E EULERIANA

A forma que se analisa um problema é fundamental para resolvê-lo. A forma mais comum e conhecida para prever o movimento de corpos é analisar a trajetória do seu movimento acompanhando cada partícula individualmente, chamado de descrição lagrangiana. Porém, para sistemas muito complexos, com bilhões de partículas, acompanhar o movimento de todas ao mesmo tempo se torna uma tarefa hercúlia, sendo inviável sua análise (3). Por isso a descrição euleriana se mostra muito popular entre o estudo de fluidos, pois serão apenas acompanhadas as propriedades em um ponto fixo do escoamento fazendo com que as propriedades sejam variáveis de campo, simplificando muito a análise de escoamentos.

A descrição euleriana viabiliza muito simulações numéricas, pois não é necessário que a malha se deforme para acompanhar o movimento do fluido. Fazendo com que não existam grandes deformações nos elementos e consequentemente erros fatais na simulação.

2.3 TEOREMA DE TRANSPORTE DE REYNOLDS

Tendo em mente o mesmo princípio da descrição euleriana, é interessante formular um método matemático para que se possa medir as variáveis de campo, sem que seja necessário acompanhar um conjunto delas. A resolução desse problema pode ser feita adotando volumes de controle, que são regiões fixas no espaço onde pode haver fluxo de massa e energia. Diferenciando da abordagem de sistema, uma região onde não há alteração da massa, que tentará englobar todas aquelas partículas do instante inicial durante todo o tempo de análise.

A maioria das equações da mecânica clássica são baseadas na ideia de sistemas, mas é mais

comum e simples que se tenha uma abordagem adotando volumes de controle para fluidos (13). Logo, faz-se necessária uma forma de se transformar a formulação de sistema para volume de controle. Por isso é utilizado o Teorema de transporte de Reynolds (TTR)

$$\frac{dB_{sist}}{dt} = \frac{d}{dt} \int_{VC} \rho b dV + \int_{SC} b \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} dA. \quad (2.6)$$

Analisando melhor a Equação 2.6, percebe-se que a variação de uma propriedade extensiva do sistema, B_{sist} , é igual a variação da propriedade intensiva do sistema, b , vezes a massa do sistema, que nesse caso será o produto entre o volume e a massa específica do volume de controle, mais o fluxo da propriedade intensiva que passa pelas fronteiras do volume de controle. A Figura 2.5 mostra um exemplo do TTR para um volume de controle.

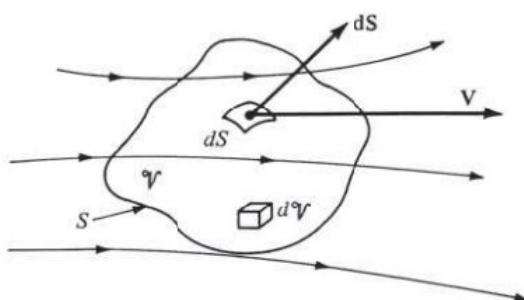


Figura 2.5: Volume de controle

Anderson, 2011

A formulação do TTR é base para o desenvolvimento de todas as equações fundamentais para prever o comportamento de um fluido. Será utilizado o teorema para chegar em cada uma delas.

2.4 EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE

A equação da continuidade tem seu desenvolvimento de maneira bem simples. Basta utilizar o princípio físico da conservação da massa (1). Portanto a variação da massa no sistema m_{sist} é igual a zero, como mostra

$$\frac{dm_{sist}}{dt} = 0. \quad (2.7)$$

Para chegar na equação da continuidade em sua forma integral, basta substituir, na Equação 2.6, um na variável intensiva, que é a massa dividida por ela mesma, e a relação da Equação 2.7 no lado direito, chegando a seguinte forma

$$\frac{d}{dt} \int_{VC} \rho dV + \int_{SC} \rho \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} dA = 0. \quad (2.8)$$

Pode-se utilizar o teorema de Stokes e o da localização para obter a forma diferencial da equação da continuidade, que será utilizada para resolver o problema numericamente, apresentada na Equação 2.9.

$$\frac{d}{dt}\rho + \nabla \cdot (\rho\mathbf{v}) = 0 \quad (2.9)$$

Para casos incompressíveis a Equação 2.9 se reduz para

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0. \quad (2.10)$$

2.5 EQUAÇÃO DA QUANTIDADE DE MOVIMENTO

Uma maneira direta de se derivar a equação da variação de quantidade de movimento é utilizando a segunda lei de Newton (12), deve-se partir de

$$F = \frac{d}{dt}(m\mathbf{v}). \quad (2.11)$$

Pode-se desenvolver o lado esquerdo da equação com o TTR, fazendo com que a equação resulte em

$$F = \frac{d}{dt} \int_{VC} \rho\mathbf{v}dV + \int_{SC} \rho\mathbf{v}\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}dA. \quad (2.12)$$

Agora é necessário que se formule as forças atuantes no volume de controle. As forças podem ser separadas como de corpo e de superfície (1). Forças de corpo são definidas como atuantes à distância no corpo, como gravidade e forças eletromagnéticas. No caso das forças de superfície, são aquelas atuantes nas fronteiras do volume de controle, como pressão e tensões viscosas.

As forças do lado esquerdo da Equação 2.12 podem ser divididas da seguinte forma

$$F = F_g + F_{vis} + F_p, \quad (2.13)$$

sendo que F_g é a força gerada pelo campo gravitacional, F_{vis} as forças geradas pela viscosidade do fluido e F_p as forças geradas pelo campo de pressão.

Pode-se derivar facilmente as forças gravitacionais atuando no volume de controle, basta integrar todos os elementos multiplicando pela massa específica e aceleração gravitacional, chegando em

$$F_g = \int_{VC} \rho\mathbf{g}dV. \quad (2.14)$$

A integral das forças de pressão podem ser obtidas a partir de integral de superfície do produto interno da pressão com o vetor normal a face, obtendo a seguinte relação

$$F_p = - \int_{SC} p \cdot \mathbf{n} dA. \quad (2.15)$$

O valor negativo é para expressar que a pressão sempre tem sua direção entrando no volume de controle.

Por fim, pode-se desenvolver a componente de tensão viscosa deve-se fazer a integral do tensor de tensões com a superfície do volume de controle

$$F_{visc} = \int_{SC} \bar{\sigma} \cdot \mathbf{n} dA. \quad (2.16)$$

Substituindo todas as derivações de força na Equação 2.12, obtém-se

$$\int_{VC} \rho \mathbf{g} dV - \int_{SC} p \cdot \mathbf{n} dA + \int_{SC} \bar{\sigma} \cdot \mathbf{n} dA = \frac{d}{dt} \int_{VC} \rho \mathbf{v} dV + \int_{SC} \rho \mathbf{v} \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} dA. \quad (2.17)$$

Utilizando do teorema de Stokes e da localização, pode-se chegar na forma diferencial da equação da variação de quantidade de movimento

$$\frac{d(\rho \mathbf{v})}{dt} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = \rho \mathbf{g} - \nabla p + \nabla \cdot \bar{\sigma}, \quad (2.18)$$

sendo que o tensor de tensões, $\bar{\sigma}$, varia de material para material. Um fluido newtoniano em um escoamento isotérmico e incompressível terá o seu tensor de tensões =

$$\bar{\sigma} = \mu(\nabla \mathbf{v} + \nabla^T \mathbf{v}). \quad (2.19)$$

Para um fluido incompressível, a Equação 2.20 se reduz a

$$\rho \left(\frac{d\mathbf{v}}{dt} + \mathbf{v} \cdot \nabla \mathbf{v} \right) = \rho \mathbf{g} - \nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{v}. \quad (2.20)$$

2.5.1 Equações médias de Navier-Stokes (RANS)

Um método interessante é dividir os componentes médios das flutuações nas equações de continuidade e de momento (19). Logo, as variáveis de pressão e velocidade terão componentes como da Equação 2.2. Haverá apenas uma mudança na equação do momento, como mostrada

$$\rho \left(\frac{d\mathbf{v}}{dt} + \mathbf{v} \cdot \nabla \mathbf{v} \right) = \rho \mathbf{g} - \nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{v} - \nabla \cdot (\rho \overline{\mathbf{v}' \mathbf{v}'}). \quad (2.21)$$

Percebe-se que há a adição de um termo $\overline{\rho \mathbf{v}' \mathbf{v}'}$ conhecido como tensor de tensão de Reynolds, que representa a transferência de momento devido a flutuações turbulentas (20). A presença desse tensor introduz seis novas variáveis para a equação e faz com que haja um problema de fechamento nas equações de momento.

O tensor de tensão de Reynolds pode ser aproximado como dependente das propriedades do escoamento médio, essa modelagem é conhecida como a hipótese de Boussinesq e ela infere que o tensor

$$\tau^R = -\overline{\rho \mathbf{v}' \mathbf{v}'} = \mu_t \{ \nabla \mathbf{v} + \nabla^T \mathbf{v} \} - \frac{2}{3} \rho k \mathbf{I} \quad (2.22)$$

se comportará como uma viscosidade sintética no fluido. O termo μ_t introduzido por Boussinesq é uma viscosidade turbulenta, uma propriedade que não tem relação com o fluido mas sim com o escoamento. Outra variável introduzida no problema é da energia cinética turbulenta k e tem seu valor definido através da relação

$$k = \frac{1}{2} \overline{\mathbf{v}' \cdot \mathbf{v}'}. \quad (2.23)$$

A aproximação de Boussinesq facilita a solução do sistema de equações de Navier-Stokes, pois diminui o número de incógnitas do problema. Sendo apenas necessário determinar a viscosidade turbulenta e a energia cinética turbulenta.

2.6 CAMADA LIMITE

O conceito de camada limite tem uma importância extremamente relevante para o avanço da engenharia no século XX. Existia uma grande dificuldade em aplicar os conhecimentos de mecânica dos fluidos para um problema real, visto que as equações de Navier-Stokes não possuem soluções analíticas os modelos de Euler para o escoamento não conseguem fornecer arrasto por tensões cisalhantes nem garantir que haja não escorregamento entre a interface do sólido com o fluido (1).

Para resolver tal problema Prandtl ofereceu um caminho diferente para analisar o escoamento externo. Foi feita uma suposição que o escoamento próximo a placa, numa região fina, teria todos os efeitos de vorticidade e viscosidade que não poderiam ser desconsideradas e fora dessa região o escoamento poderia ser resolvido com as equações de Euler, sendo considerado como um escoamento irrotacional e invíscido (3). A descoberta de Prandtl pode ser considerada como uma das maiores revoluções da história da mecânica dos fluidos, sendo a primeira a levar em consideração a adesão do fluido à parede do sólido (21).

As aproximações de camada limite fizeram com que as hipóteses de Navier-Stokes pudessem ser utilizadas de maneira mais simples, fazendo com que grandes avanços na aviação ocorres-

sem (21). Mas com o surgimento do computador e sua utilização para resolução de problemas numéricos, as soluções de camada limite começaram a perder espaço, visto que as formulações de Navier-Stokes poderiam ser resolvidas de maneira numérica. Isso se tornou uma vantagem imensa, pois a teoria da camada limite só abrange uma camada laminar e para Reynolds relativamente altos (3). Logo, se torna muito mais vantajoso utilizar meios computacionais mais completos e semelhantes à realidade, tornando o CFD o principal meio de estudo da mecânica dos fluidos atualmente.

Apesar de não ser mais amplamente utilizada, o conceito de camada limite ainda tem uma importância relevante para ilustrar alguns fenômenos que acontecem no escoamento. Tais conceitos serão de ampla importância para o desenvolvimento do seguinte trabalho.

2.6.1 Camada limite laminar e turbulenta

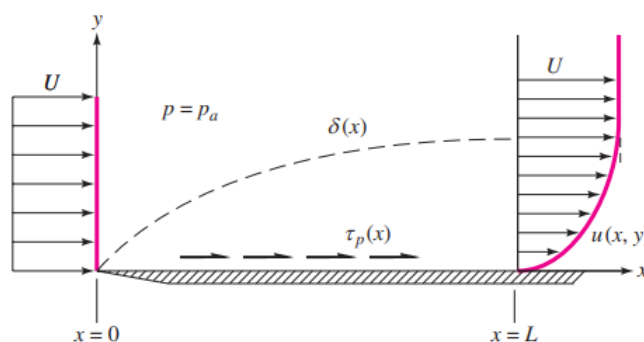


Figura 2.6: Camada limite sobre placa plana

White, 2011

Um das primeiras análises que podem ser feitas é da quantidade de arrasto gerado pelas forças viscosas. O arrasto viscoso é gerado pelo gradiente de velocidade (1). Utilizando a Figura 2.6 pode-se perceber que o escoamento antes da placa era uniforme, mas após entrar em contato com a superfície, a condição de não escorregamento gera uma variação no perfil de velocidade do fluido até um certo ponto. Essa região de variação de velocidade pode ser definida como a camada limite e consequentemente, todo arrasto viscoso gerado estará dentro desse intervalo.

Outro fenômeno físico importante está presente na Figura 2.7, mostrando que há uma evolução da camada limite a medida que desloca no eixo x . A equação para o cálculo é similar a 2.1, entretanto L será uma medida da distância do ponto de medição com o início da placa (13). A partir dessa relação pode-se examinar as três regiões mostradas na Figura 2.7, sendo elas a região laminar, de transição e turbulenta.

A primeira região é aquela em que as formulações de Prandtl são válidas e que o escoamento dentro da camada limite é laminar, dando o nome à região. Após um *Reynolds* de 10^5 a camada

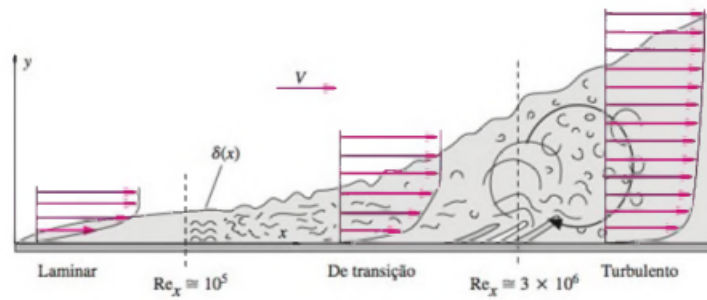


Figura 2.7: Desenvolvimento da camada limite sobre uma placa plana

Çengel, 2012

limite deixaria de ter um comportamento puramente laminar e começaria a apresentar flutuações na direção y , fenômeno que não ocorre na região laminar (3). Alguns autores divergem sobre o *Reynolds* do regime turbulento, mas isso mostra a imprevisibilidade da mudança de estado da camada limite, mas ambos colocam a camada limite como plenamente turbulenta a um *Reynolds* maior que $3 \cdot 10^6$ (13) (3).

A região de turbulenta para a camada limite sofre alterações consideráveis, quando comparada a parte laminar. A primeira diferença é de que não existem soluções analíticas para o escoamento turbulento e que a camada limite terá um comportamento transiente (13). Há um aumento considerável na espessura da camada limite ao transicionar para um regime turbulento, aumentando também o arrasto viscoso gerado (22). A Figura 2.8 é uma boa ilustração da diferença entre o tamanho e o perfil de velocidade de uma camada limite turbulenta, quando compara a uma camada laminar.

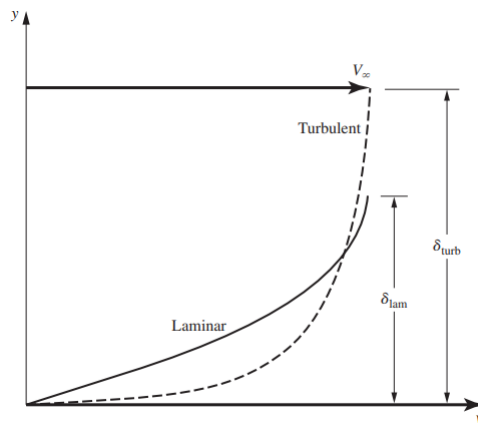


Figura 2.8: Diferença da camada limite laminar para a turbulenta

Anderson, 2011

2.6.2 Regiões da camada limite turbulenta

Uma característica interessante presente na camada limite turbulenta são as diferentes regiões onde haverá uma maior influência viscosa e outra que terá um comportamento maior da inércia.

Existem três regiões, conhecidas como *viscous sublayer*, *buffer layer* e *internal sublayer* (19).

Para definir o tamanho de cada região é utilizado um parâmetro adimensional da distância da parede conhecido como y^+ . Por meio de análise dimensional é possível afirmar que a velocidade adimensional u^+ será função de y^+ dentro da camada limite turbulenta (23).

Para para distâncias pequenas ($y^+ < 5$) há uma dominância viscosa do escoamento, produzindo uma relação linear entre os dois parâmetros adimensionais

$$u^+ = y^+. \quad (2.24)$$

A região mais longe da parede ($30 < y^+ < 500$) existe uma dominância das forças inerciais e a relação entre os parâmetros será

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \ln(y^+), \quad (2.25)$$

com valor de κ conhecido como constante de von Karman e é próximo de 0,4 (23).

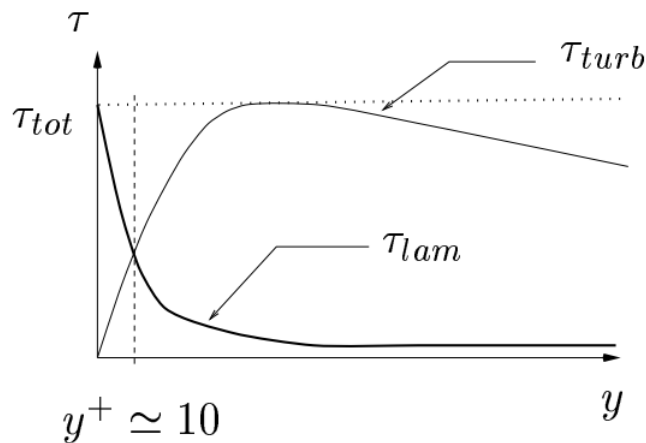


Figura 2.9: Análise das tensões dentro de uma camada limite turbulenta

Davidson, 2003

É interessante utilizar a Figura 2.9 para perceber que há uma região de grande influência de cisalhamentos laminares, para valores menores que 10 de y^+ e uma região de transição até que os cisalhamentos turbulentos passem a ser dominantes. Essa região intermediária não possui uma relação definida, apenas aproximações e é conhecida como *buffer layer*.

Através da Figura 2.10 é possível ver que há uma região onde os pontos não se aproximam de

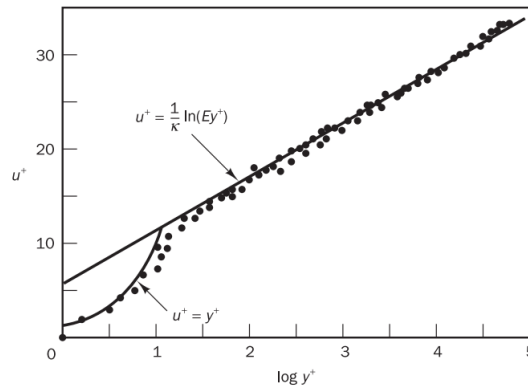


Figura 2.10: Comparação de valores experimentais com teóricos da distribuição de velocidade em uma camada limite turbulenta

Malalasekera, 2007

nenhuma das duas curvas de velocidade adimensional.

2.6.3 Separação da camada limite

Uma constatação fundamental para a teoria da aerodinâmica é que a variação da pressão não ocorre na direção normal a superfície, mas podem haver variações paralelas à extensão do corpo (22). A variação de pressão é muito importante para compreender outro fenômeno fundamental para o trabalho, pois através de gradientes de pressão adversa, pode se originar o descolamento da camada limite.

Para ter um melhor entendimento de como a camada limite se comporta em variações crescentes e decrescentes de pressão, pode-se utilizar as equações fornecidas por White (13). O Autor afirma que na parede a velocidade do escoamento é zero e a equação da quantidade de movimento se reduz a

$$\frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \Big|_{y=0} = \frac{1}{\mu} \frac{dp}{dx}. \quad (2.26)$$

Alguns autores utilizam a Equação 2.26 para dar uma abordagem qualitativa para o problema (3). Pois onde há uma crescente de pressão a segunda derivada da velocidade será positiva, ou como é usualmente falado, um gradiente de pressão adverso. No caso de um gradiente de pressão favorável, a pressão irá diminuir ao longo do escoamento, fazendo com que a derivada seja negativa.

Analisando a Figura 2.11 pode-se perceber que a concavidade positiva, gerada pelo gradiente de pressão desfavorável, gera um ponto de inflexão no escoamento, pois para gerar uma curva suave, a concavidade deve ser negativa para equalizar com o escoamento não perturbado. Outro fator importante ocorre na região de separação da camada limite, onde gradiente de velocidade terá uma inclinação nula e o cisalhamento na parede é nulo. Após a separação, o fluido ten-

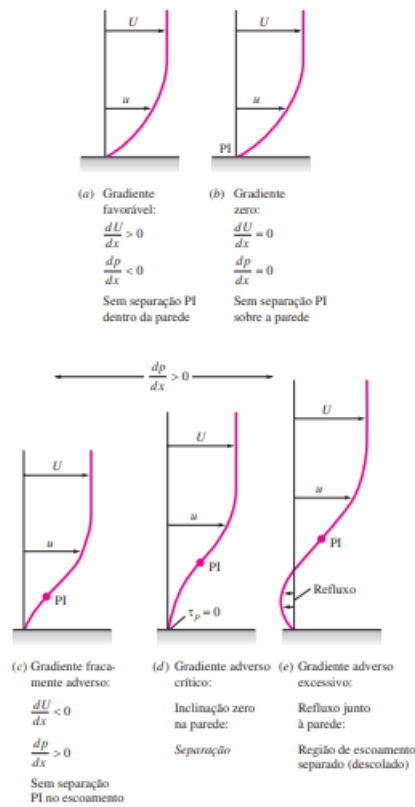


Figura 2.11: Camada limite sujeita a variações de pressão

White, 2011

derá a mover-se na direção de menor pressão, sendo ela contrária a direção do escoamento não perturbado.

Uma boa análise do descolamento e recirculação é imaginar que a partícula da camada limite irá se desacelerar quando encontrar um gradiente de pressão adverso, até o momento irá parar e mudar a sua direção (24). Como a partícula na região mais próxima à parede tem uma quantidade de movimento menor, estará mais sujeita aos gradientes de pressão.

A Figura 2.12 mostra a camada limite separando em um difusor. Tal fenômeno ocorre pela expansão contínua do fluido, fazendo com que a sua velocidade seja reduzida cada vez mais. Entretanto a expansão foi muito abrupta e gerou um gradiente de pressão muito adverso, fazendo com que o houvesse a separação do fluido. Pode-se perceber que na Figura 2.13 (b) há um exemplo de uma camada limite deslocada de uma que continuou aderida à parede e que há uma região de recirculação e baixa velocidade na região deslocada.

O mesmo pode ocorrer para um perfil aerodinâmico, que possui o nome de *estol*. A região descolada possui velocidade menor e pressão menor do que se não houvesse descolamento. Tais características geram uma diferença de pressão entre a face superior e inferior do aerofólio, diminuindo sua força de sustentação e criando uma diferença de pressão à montante e a jusante, gerando uma força de arrasto.

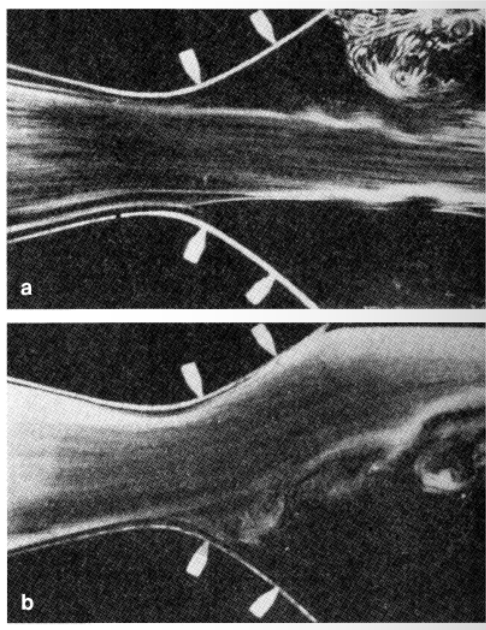


Figura 2.12: Separação da camada limite em um difusor

Hermann, 2017

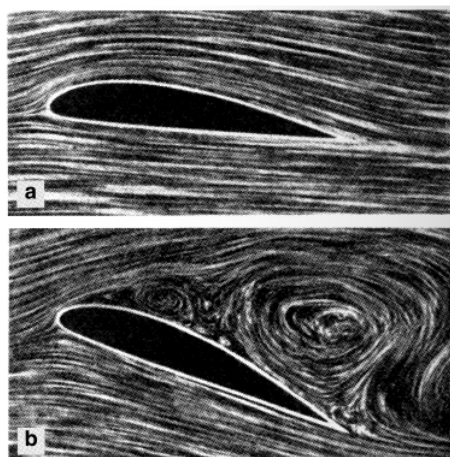


Figura 2.13: Separação da camada limite em um perfil aerodinâmico

Hermann, 2017

Um fator interessante é que camadas limites laminares são mais sensíveis a gradientes de pressão adversos que camadas turbulentas (22). Esse fator pode ser explicado por uma característica da turbulência que a mistura da quantidade de movimento gerada pelos vórtices. Essa mistura irá acelerar o fluido que está embaixo e desacelerar o que está mais acima na camada, fazendo com que a quantidade de movimento seja maior próximo a parede e mais resistente ao descolamento que uma camada laminar, como mostrado na Figura 2.8 (15).

2.6.4 Esteiras

Na análise de asas também é importante se atentar para o comportamento depois das asas. No caso de uma asa dianteira de um carro de corrida, o escoamento a sujante da mesma tem grande importância para o desempenho do carro, portanto é importante entender como funcionam os fenômenos após o objeto.

No caso de um escoamento que não se separa, haverá uma região influenciada pela camada limite com velocidades menores que o escoamento não perturbado e com a presença de turbulência, como mostra a Figura 2.14.

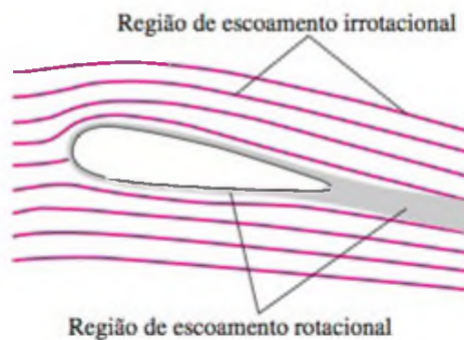


Figura 2.14: Esteira gerada por um perfil

Çengel, 2012

Conforme a observação da imagem, pode-se perceber que essa região rotacional irá se estender por uma distância após o objeto, mas essa região irá misturar-se com o escoamento não perturbado, a medida que cresce, e sua velocidade se homogenizará até que não haja mais perturbação no escoamento. Uma parte desse processo pode ser visto pela Figura 2.15 (15).

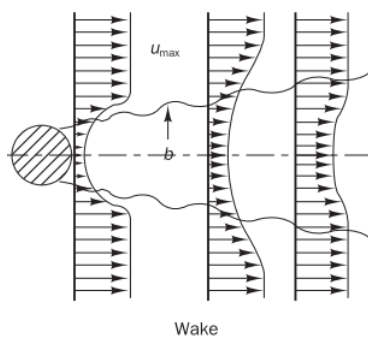


Figura 2.15: Desenvolvimento de uma esteira

Malalasekera, 2007

Outro tipo de esteira ocorre quando há a separação da camada limite. Normalmente esse fenômeno é analisado com esferas para demonstrar o comportamento da esteira, mas pode acontecer

com qualquer corpo rombudo ou com camada limite separada (25). Também é considerado que o arrasto de pressão gerado é muito influenciado pela secção transversal da esteira.

Um fator importante é que o comportamento da esteira é dependente do *Reynolds* do escoamento e terá mudanças significativas à medida que ele é variado. A figura abaixo mostra o comportamento do escoamento para diversos casos.

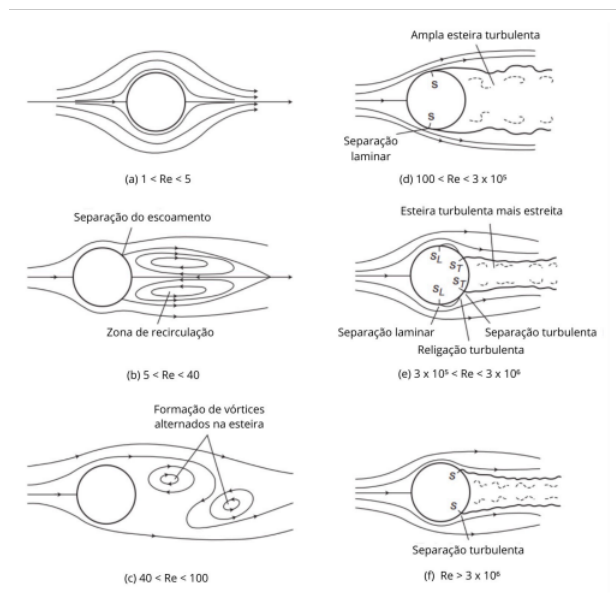


Figura 2.16: Esteiras de um corpo rombudo para diferentes valores de *Re*

Houghton, 2013

O analisar a Figura 2.16 percebe-se que para valores de *Re* muito baixos ($Re < 5$) as forças viscosas são dominantes e o escoamento se comporta como potencial e é conhecido como de Stokes. Ao aumentar a inércia do escoamento um padrão de recirculação estável aparece atrás do objeto e essa recirculação irá crescer à medida que o valor de *Re* aumenta. Após um valor de *Re* maior que quarenta o escoamento perderá sua estabilidade e terá um comportamento periódico onde os vórtices serão gerados de maneira alternada e esse fenômeno tem o nome de esteira de von Karman.

Mas os fenômenos que mais ocorrem em asas de automóveis e aviões começam a se originar em *Re* bem maiores, onde a esteira será completamente turbulenta e à medida que a inércia aumenta o ponto de separação irá se retardar à justante do corpo, como pode ser visto na Figura 2.17.

É possível perceber que à medida que o descolamento é retardado a secção transversal da esteira irá diminuir. Tal acontecimento pode ser benéfico para corpos rombudos, visto que o arrasto de pressão irá diminuir para valores mais altos de *Reynolds*.

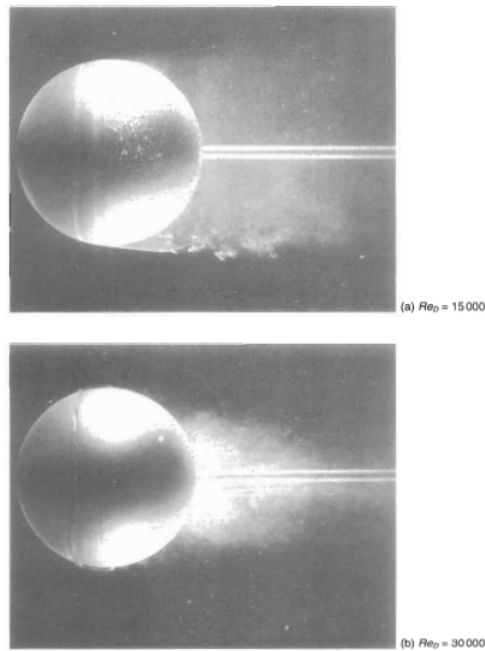


Figura 2.17: Comparação da esteira de uma esfera para diferentes valores de Re

Houghton, 2013

2.7 COEFICIENTES AERODINÂMICOS

Apesar de existirem diversos túneis de vento ao redor do mundo, poucos comportam uma análise em escala real de um carro de formula 1 e o custo para esse tipo de ensaio é demasiado caro. Logo, faz-se uso de mecanismos como a análise dimensional e de similaridade para conseguir resultados coerentes de um carro, mas utilizando modelos e tuneis menores. Para conseguir valores coerentes os modelos precisam apresentar similaridade geométrica, cinemática e dinâmica (3). Ou seja, o modelo precisa ter uma forma proporcional ao de escala real, suas velocidades devem ser proporcionais em todos os pontos do escoamento e suas forças também devem ser proporcionais ao do modelo em escala real.

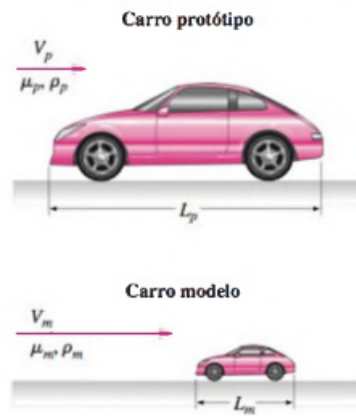


Figura 2.18: Similaridade entre dois modelos

Çengel, 2012

Um importante número adimensional utilizado para analisar equivalência de modelos é o número de *Reynolds*, pois é possível atingir equivalência mesmo com fluidos dissimilares. A Figura 2.18 mostra dois modelos de tamanhos diferentes, mas se seus valores de *Re* forem iguais, é esperado que o campo de velocidades seja proporcional. Existem números adimensionais muito utilizados na aerodinâmica para medir sustentação, arrasto, pressão e fricção.

As equações para cada coeficiente estão presentes logo abaixo:

- Coeficiente de sustentação:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}V_\infty^2 \rho A} \quad (2.27)$$

- Coeficiente de arrasto:

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}V_\infty^2 \rho A} \quad (2.28)$$

- Coeficiente de pressão:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}V_\infty^2 \rho} \quad (2.29)$$

- Coeficiente de fricção:

$$C_f = \frac{\tau}{\frac{1}{2}V_\infty^2 \rho} \quad (2.30)$$

É importante ressaltar que as variáveis V_∞ e p_∞ são a velocidade e a pressão do escoamento não perturbado, respectivamente. A área A e uma referência que pode variar de aplicação para aplicação, no caso da aviação utiliza-se a área da vista superior das asas para o coeficiente de sustentação e a área frontal para o coeficiente de arrasto. Mas a área utilizada pelos coeficientes de arrasto e sustentação é a mesma, utiliza-se a área frontal como referência para ambas (5).

Finalmente, p representa a pressão local, L a força de sustentação, D a força de arrasto e τ a força de arrasto gerada pela fricção. O coeficiente de pressão é bastante utilizado para ver os

gradientes de pressão presentes no aerofólio, sendo possível ver onde o fluido está sendo acelerado e desacelerado no escoamento.

2.8 ASAS INFINITAS OU BIDIMENSIONAIS

A medida que o ar se desloca ao redor de um corpo, as mudanças no campo de velocidade e pressão serão base para gerar forças sobre o objeto. Em 1799 foi descoberto que asas curvadas poderiam gerar forças de sustentação do que superfícies retas, mudando um pensamento da época que para voar seria necessário utilizar asas móveis, como de pássaros (21). Tal forma de pensamento é utilizada até hoje, utilizando uma asa fixa para gerar a sustentação.

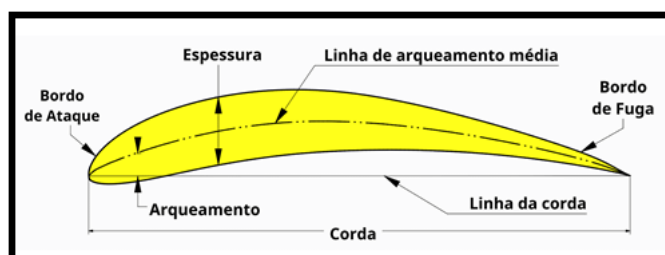


Figura 2.19: Partes de um perfil

Camargo, 2018

Algumas regiões fundamentais do perfil estão ilustradas na Figura 2.19. A função de cada parte do perfil e como influência no comportamento do mesmo (26). Sendo elas:

- Bordo de Ataque: É a região que primeiro entra em contato com o fluido e que o acelera na parte superior e o freia na sua parte inferior
- Bordo de Fuga: É a ultima região que entrará em contato com o fluido, podendo afetar o centro aerodinâmico do perfil.
- Corda: É considerada como uma linha reta que une o bordo de ataque e bordo de fuga.
- Espessura: É caracterizada pela distância entre a face superior e inferior do aerofólio. Ela também tem influência na geração de sustentação, pois o local de máxima geração de sustentação será o mesmo que a região mais espessa do perfil.
- Arqueamento: É a medida da máxima distância perpendicular à linha de corda. Quanto maior o arqueamento, maior será a geração de sustentação com um ângulo de ataque nulo.

A Figura 2.20 mostra as forças resultantes do escoamento e outras variáveis importantes no estudo da aerodinâmica. Primeiramente deve-se atentar a direção do escoamento não perturbado, ilustrada por V_∞ . É importante ter noção da direção do escoamento pois o comportamento do perfil é relacionado ao ângulo feito entre o escoamento e a corda do perfil, chamado ângulo de

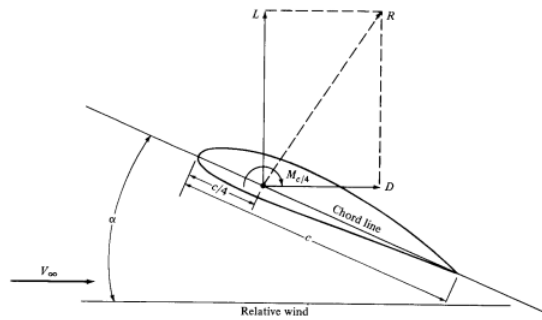


Figura 2.20: Perfil aerodinâmico e forças associadas

Anderson, 2017

ataque. As forças mais importantes geradas são a sustentação, também conhecida como *lift*, e a força de arrasto. O arrasto pode ser dividido em dois tipos, como arrasto de pressão e arrasto viscoso.

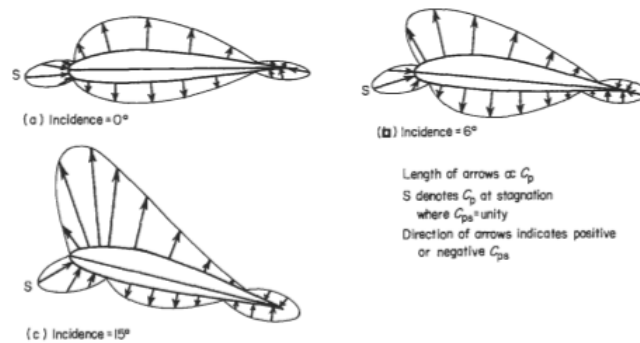


Figura 2.21: Distribuição de pressão em diferentes perfis

Houghton, 2003

É importante ressaltar que as o tamanho das flechas é uma representação da magnitude da pressão na região mostradas na Figura 2.21. Através da figura, pode-se perceber que a sustentação seria a pela diferença entre a decomposição do vetor na vertical.

Os perfis aerodinâmicos tem um comportamento linear de sustentação com a variação do ângulo de ataque (21). Nessa região, a camada limite estará aderida à superfície do perfil. Após um ângulo crítico, o perfil perderá grande parte de sua sustentação, devido ao descolamento da camada limite, e perderá seu comportamento linear. Essa região após o descolamento tem o nome de *stall*, como mostra a Figura 2.22.

Entretanto existe uma limitação na quantidade que um perfil consegue gerar sem que haja descolamento, mas existem outras maneiras de se conseguir coeficientes de sustentação ainda maiores (5).

Para tal, deve-se utilizar a combinação de vários perfis, como mostra a Figura 2.23. A utilização de multi elementos só é possível graças a reenergização da camada limite, quando a camada

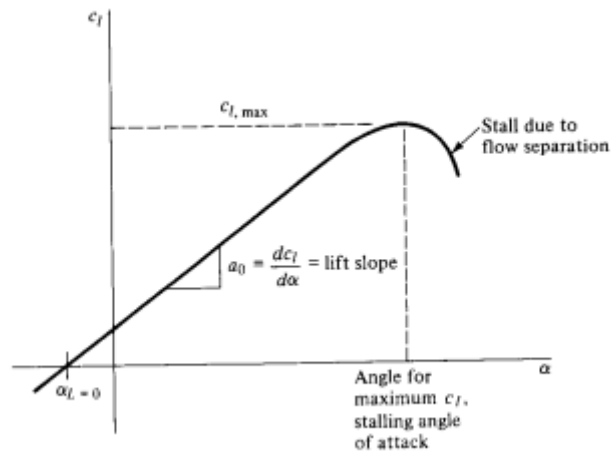


Figura 2.22: Gráfico de sustentação de um perfil subsônico

Anderson, 2017

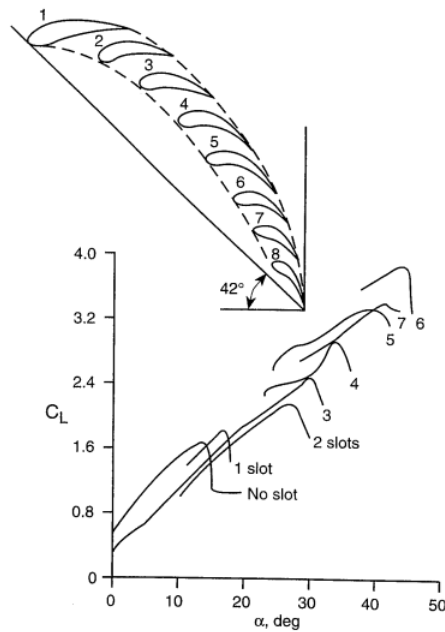


Figura 2.23: Geração de sustentação por um perfil de multi elementos

Katz, 1995

limite turbulenta do perfil principal irá se juntar com a camada limite laminar do perfil adjacente, fazendo com que o camber dos multi elementos seja maior que de apenas um elemento só. Pode-se perceber também que a inclinação da curva de sustentação não aumenta, mas sim o ângulo de ataque que pode ser utilizado para os perfis (27).

2.9 ASAS FINITAS OU TRIDIMENSIONAIS

Mesmo tendo o mesmo perfil que uma asa infinita, a asa finita sempre gerará mais arrasto e menos sustentação. Isso se dá pelo fato de haver um arrasto induzido, gerado pela diferença de pressão da face superior da asa com sua face inferior (1).

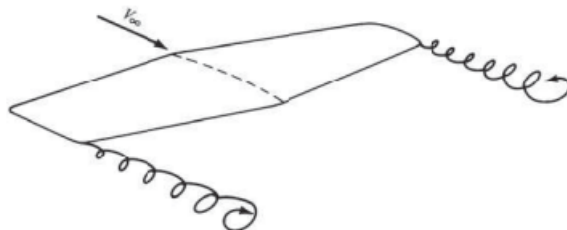


Figura 2.24: Vórtice de ponta de asa

Anderson, 2017

A diferença de pressão irá forçar o fluido curvar-se ao redor das pontas, produzindo um escoamento rotacional de energizado chamado de vórtice. Esse mecanismo irá gerar um componente de velocidade para baixo e um componente de velocidade para trás, criando um *downwash* e um arrasto induzido na asa (25). O *downwash* irá reduzir o ângulo efetivo da asa, fazendo com que ela sempre produza uma sustentação menor que uma asa infinita.

Tal problemática pode ser resolvida de algumas maneiras diferentes (27). Pode-se diminuir a sustentação próxima a ponta da asa reduzindo o ângulo, chamado de *wash-out*, ou mudar a forma para que a sustentação seja praticamente nula na ponta e assim não haja muito arrasto induzido associado, como uma asa de um *spitfire* que possui uma geometria elíptica, sendo considerada a melhor forma geométrica para asas finitas.

Outro tipo de artefato muito utilizado em carros de competição é o *end-plate* que tem a função de minimizar os vórtices de ponta de asa utilizando uma barreira física (28). Através da análise do campo de velocidades, presente na Figura 2.25, que o ar em alta velocidade permanece confinado entre os *endplates* fazendo com que a sustentação gerada pela asa seja maior que o caso sem *endplate*.

2.10 EFEITO SOLO

Mesmo sendo conhecido pela sua grande utilização em carros de corrida, a utilização do efeito solo teve sua origem em aviões. O primeiro protótipo a utilizar o aumento de sustentação gerado pelo solo foi uma aeronave russa denominada de *Caspian sea monster*, em 1960, sendo considerada uma das maiores aeronaves da história. Basicamente, o *ekranoplan* utilizava a proximidade com a água para sustentar o avião, mas foi descontinuado após uma colisão em 1980 (29).

A adoção desse conceito de maximização de sustentação só foi feito em carros de competição

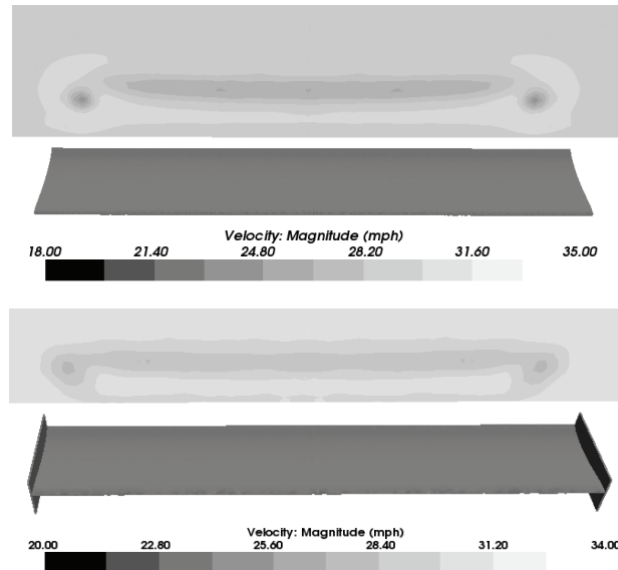


Figura 2.25: Campo de escoamentos de uma asa com e sem *endplate*

Mokhtar, 2008

décadas depois, tendo um impacto substancial no tempo de volta que tornou indispensável sua utilização em corridas de alta performance (30).

O aumento da sustentação pode ser explicado pelo aumento de velocidade gerada pela proximidade com o chão. O ganho de velocidade pode ser correlacionado a um efeito venturi, quando o fluido tem sua velocidade aumentada ao passar em uma secção de área menor para manter a continuidade do escoamento (6).

Uma boa maneira de ver o comportamento do efeito solo é utilizando a velocidade relativa, considerando a asa como fixa e o escoamento e o chão movendo-se com velocidade V_∞ (31). Pois haverá um campo de velocidades na região de baixa pressão muito maior do que um caso considerando o chão como estático, como pode ser visto na Figura 2.26.

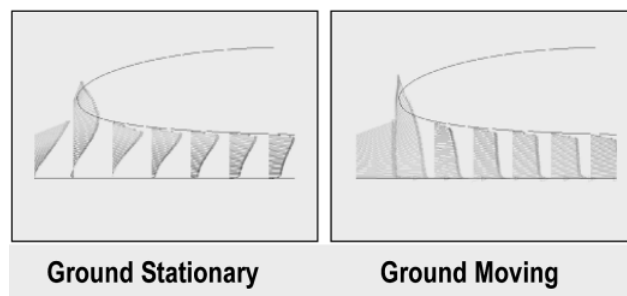


Figura 2.26: Campo de velocidade para um chão fixo e móvel

Barber, 2006

O aumento da sustentação é limitado pelo gradiente de pressão, existem regiões diferentes para a produção de sustentação pelo efeito solo, mostrado na Figura 2.27 (32). Percebe-se que a sus-

tentação cresce significativamente até um ponto e depois irá cair abruptamente, pois o gradiente pressão forçará a camada limite a se descolar e reduzirá o campo de velocidades no extradorso. É interessante notar que o efeito solo ocorre independente do ângulo de ataque do *flap*.

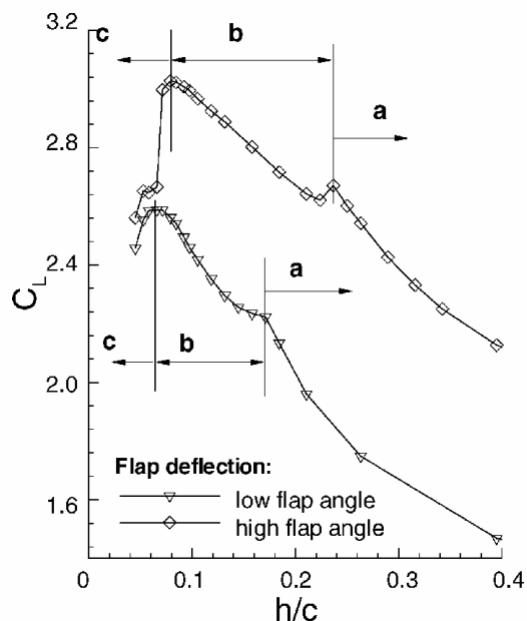
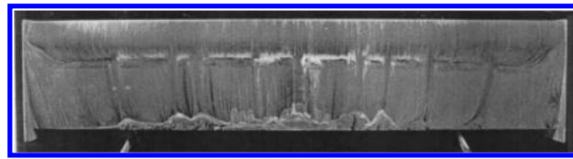


Figura 2.27: Sustentação gerada ao aproximar a asa do chão

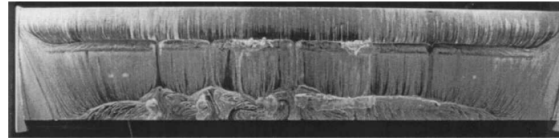
Zhang, 2003

Outro fator que cresce com a diminuição da distância com o solo é o arrasto. Os dois possíveis motivos para o aumento do *drag* produzido pela asa, primeiramente com o aumento da velocidade na região de sucção também ocorre uma diminuição significativa da pressão, fortalecendo o vórtice de ponta de asa e conseqüentemente o arrasto induzido. Também pelo separação gradual da camada limite ao aumentar o efeito solo, como pode ser visto pela Figura 2.28 (33). É possível perceber um efeito muito interessante na ponta das asas, que não apresentam descolamento em nenhuma distância do solo, pois o *downwash* faz com que a camada limite se mantenha colada no objeto. É importante ressaltar que os valores de distância do chão estão adimensionalizados pela corda do perfil.

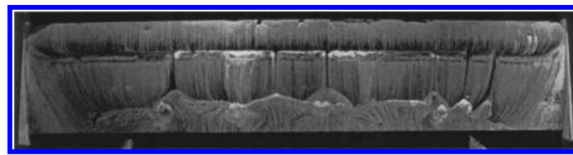
Uma análise muito curiosa sobre o avanço da separação da camada limite ao se diminuir a distância (33). Se comparar os valores obtidos na Figura 2.27 com os valores da Figura 2.29 é possível perceber que mesmo com o descolamento aumentando o efeito solo consegue produzir uma sustentação crescente.



$h_r/c = 0.13$



$h_r/c = 0.09$



$h_r/c = 0.07$

Figura 2.28: Visualização do escoamento no extradorso para diferentes alturas

Zerihan, 2000

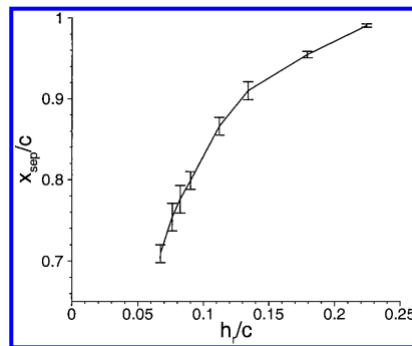


Figura 2.29: Distância da camada descolada pela variação da altura

Zerihan, 2000

3 REVISÃO NUMÉRICA

Muitas vezes, quando se deseja analisar um problema real na mecânica dos fluidos recorre-se à *softwares* de Dinâmica dos Fluidos Computacional, ou CFD. A utilização de métodos numéricos se dá pela incapacidade em resolver problemas viscosos de alto *Reynolds* (*Re*) e com objetos tridimensionais com muitos detalhes de maneira analítica. Existem apenas casos muito simples em que a equação de Navier-Stokes consegue ser resolvida por uma pessoa, como problemas com valores de *Re* próximos a 1. Logo é de fundamental importância o uso de métodos numéricos para o desenvolvimento da área.

As maneiras mais populares de se resolver equações diferenciais parciais é utilizando o método das diferenças finitas, método dos elementos finitos e método dos volumes finitos (MVF). Para a mecânica dos fluidos computacional o modelo de volumes finitos é o mais utilizado e desenvolvido, apesar de existirem pacotes comerciais que já se utilizam do método dos elementos finitos. Portanto será apenas abordada a formulação de MVF neste trabalho.

3.1 MÉTODO DOS VOLUMES FINITOS

Um dos motivos para sua grande utilização é que sua formulação computacional é bastante simples e podem ser relacionadas com os outros métodos (34). A simplicidade do modelo vem pela sua formulação de volume de controle, que utiliza as formulações integrais de Navier-Stokes, mostradas nas Equações 2.8 e 2.17. O método também se baseia na conservação de massa e momento dentro do volume de controle. O autor sugere as equações sejam organizadas na seguinte forma

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial x_i} = \mathbf{B}, \quad (3.1)$$

conhecido como o sistema de Navier-Stokes. Sendo que as variáveis \mathbf{U} , \mathbf{F}_i , \mathbf{G}_i e \mathbf{B} são matrizes das equações de continuidade, momento e energia dadas por

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho v_j \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_i = \begin{bmatrix} \rho v_i \\ \rho v_i v_j + p \delta_{ij} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ -\tau_{ij} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho F_j \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Para obter a base do método de volumes finitos, basta integrar a Equação 3.1 e dividi-la entre a integral de volume e superfície, como no TTR, resultando em

$$\int_{VC} \left(\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} - \mathbf{B} \right) dV + \int_{SC} (\mathbf{F}_i + \mathbf{G}_i) n_i dA = 0. \quad (3.3)$$

Logo é realizado um cálculo dos fluxos das propriedades da face de um volume de controle e medida sua variação interna. Um erro associado a essa formulação é de que há uma interpolação da propriedade na face do volume de controle e quando o elemento deixa de ser infinitesimal, erros associados a discretização irão ocorrer no modelo (35). Também há a dificuldade dos modelos de volumes finitos em conseguirem precisões maiores do que segunda ordem, visto que as distâncias e ângulos entre as faces nem sempre são iguais e ortogonais, respectivamente (36). Logo, o autor afirma que a utilização MVF é recomendada para análises onde o termo viscoso não é dominante.

Uma boa representação gráfica do modelo de volumes finitos está presente na Figura 3.1.

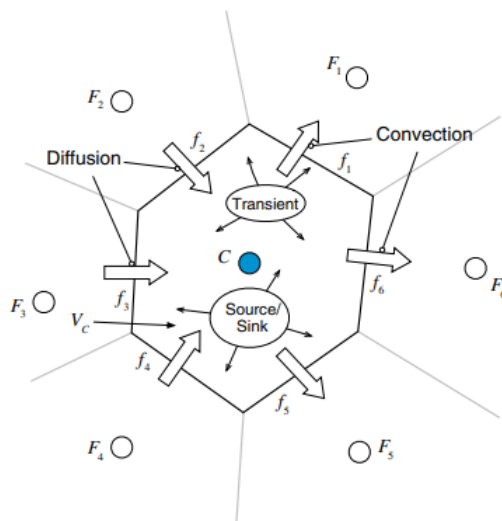


Figura 3.1: Representação da conservação em um elemento

Moukalled, 2016

É possível ver que o método utiliza apenas fluxos das propriedades em cada face, fazendo uma soma de cada termo no elemento.

3.2 MALHAS COMPUTACIONAIS

Tendo em mente o funcionamento do MVF para um elemento, faz-se importante expandi-lo para todo o domínio de estudo. A discretização do objeto de estudo em vários elementos é conhecido como geração de malha. O trabalho de geração de uma malha compõe 70% do tempo de uma análise de CFD e o autor afirma que os resultados de uma simulação serão tão bons quanto a qualidade da malha feita (37).

Um fator importante da geração de malha é a resolução dos elementos, como acontece uma aproximação das propriedades na face do elemento, o tamanho da célula influencia muito a precisão. Quanto mais refinado for a malha em uma análise, maior será a probabilidade de se ter um resultado fiel, mediante a um custo computacional elevado (35). Portanto, é recomendado que

se faça uma análise de convergência de malha, refinando o elemento e simulando o problema até que se tenha um valor fixo.

Existem diversos tipos de malhas e elementos utilizados na indústria atualmente, os *grids* utilizados para CFD podem ser divididos em dois campos, como sendo malhas estruturadas e não estruturadas (20).

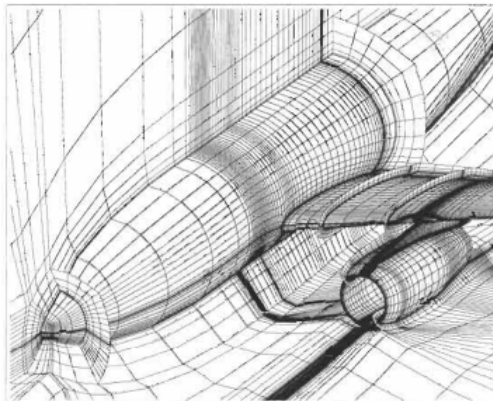


Figura 3.2: Malha estruturada

Blazek, 2001

Malhas estruturadas, mostradas na Figura 3.2, são caracterizadas pela continuidade dos elementos da malha. Haverá uma continuidade dos componentes de direção i, j, k (20). Apesar de serem modelos que demandam mais interferência do usuário e tempo de trabalho, malhas estruturadas costumam apresentar menos elementos e um menor espaço no disco, pois não é necessário utilizar uma matriz de conectividade para correlacionar as células adjacentes (38).

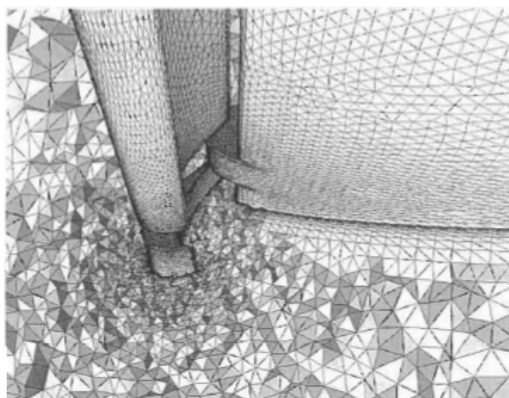


Figura 3.3: Malha não estruturada

Blazek, 2001

Apesar de serem mais pesadas, por necessitarem uma matriz para correlacionar os elementos adjacentes, as malhas não estruturadas são relativamente rápidas de serem geradas, pois não necessitam de muita intervenção do usuário e conseguem discretizar domínios mais complexos com certa facilidade quando comparadas com malhas estruturadas. Essas vantagens fazem com que as

malhas não estruturadas sejam mais utilizadas no mercado, apesar do alto custo computacional associado (38).

É de suma importância que a malha seja bem discretizada para poder captar fenômenos físicos, logo o autor sugere que para escoamentos que possuam camada limite devem ter uma discretização refinada próximo à parede (37). Uma métrica muito utilizada é a distância do centroide da célula à parede. Essa distância deve atender aos requisitos do modelo turbulento utilizado. O autor recomenda que quando possível utilizar o a distância do centroide coincidindo com o parâmetro adimensional $y^+ = 1$ para que possíveis separações possam ser bem previstas.

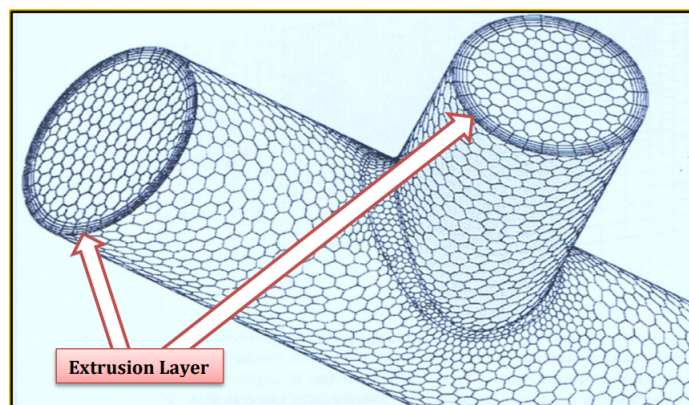


Figura 3.4: Extrusão da malha para captar fenômenos na camada limite

Sadrehaghghi , 2020

É possível ver como é feita a solução para captar a camada limite através da Figura 3.4. A malha é extrudada e são utilizados diversos elementos prismáticos para conseguir discretizar bem a região de interesse.

3.3 MODELOS DE TURBULÊNCIA

Como já foi discutido previamente, as equações médias de Navier-Stokes possuem um problema de fechamento, pois o tensor de tensões de Reynolds introduz seis novas variáveis na análise. Tendo em vista a problemática, o estudo de modelos de turbulência buscam maneiras de resolver as equações visando a precisão e peso computacional.

Com o decorrer do tempo diversos modelos foram propostos, desde Prandtl até os dias atuais novas formas de modelar a turbulência são testadas todos os dias. Os modelos que modelam todas as escalas de onda da turbulência podem ser divididos entre as seguintes categorias (35):

- Modelos de zero equação (algébrico)
- Modelo de uma equação
- Modelo de duas equações

- Modelo de fechamento de segunda ordem

O nome dos modelos é em função das relações diferenciais de transporte adotadas para determinar a viscosidade turbulenta. Dentre todos os modelos citados os que utilizam apenas duas equações são os mais adotados na indústria, pelo seu bom desempenho e custo computacional (20).

Modelos algébricos buscam fechar o sistema de equações sem utilizar relações diferenciais adicionais. O primeiro modelo foi proposto por Prandtl para resolver escoamento de camada limite bidimensional. O modelo utiliza a seguinte relação

$$\mu_t = \rho l^2 \left| \frac{d\bar{u}}{dy} \right|, \quad (3.4)$$

sendo a variável l conhecida como comprimento de mistura e é um o produto da constante de von Karman com a distância da parede. Existem valores tabelados de l para cada problema, logo o modelo é altamente dependente do escoamento e sua precisão é muito limitada para problemas complexos ou que envolva separação (15).

Um dos modelos mais conhecidos de uma equação é o de Spalart-Allmaras que utiliza uma equação de transporte para a viscosidade turbulenta cinemática. O modelo possui uma precisão razoável de modelos turbulentos com gradiente de pressão adverso (20). Mas o modelo utiliza o comprimento de mistura e isso leva a uma complicação para escoamentos mais complexos, pois há uma dificuldade em definir o comprimento (15). O autor também cita problemas como inexatidão para separação de escoamentos e decaimento de turbulência em escoamentos uniformes.

Os modelos de duas equações tem dois principais modelos conhecidos, sendo eles $k-\epsilon$ e $k-\omega$. Os modelos assumem que a produção e dissipação local da turbulência é aproximadamente igual e que as flutuações são isotrópicas, fato que não ocorre com os vórtices de maior tamanho (23).

Pela complexidade e importância, será feita uma explicação mais aprofundada dos modelos de duas equações a seguir

3.3.1 Modelo k-epsilon

O modelo $k-\epsilon$ se baseia na equação de transporte para a energia cinética turbulenta e a taxa de dissipação turbulenta. O modelo se utiliza a seguinte relação para determinar a viscosidade turbulenta

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\epsilon}, \quad (3.5)$$

sendo ϵ dado pela seguinte relação

$$\varepsilon = \nu \overline{\nabla \mathbf{v}' \nabla \mathbf{v}'}. \quad (3.6)$$

Para resolver o problema de fechamento é são utilizadas as equações (19)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} k) = \nabla \cdot (\mu_{eff,k} \nabla k) + \tau^R : \nabla \mathbf{v} - \rho \varepsilon, \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \varepsilon) = \nabla \cdot (\mu_{eff,\varepsilon} \nabla \varepsilon) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} (\tau^R : \nabla \mathbf{v}) - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k}. \quad (3.8)$$

O significado de cada termo nas equações, sendo o mesmo tanto para k quanto para ε (34). O primeiro termo do lado esquerdo é a variação temporal, o segundo do lado esquerdo é o transporte por convecção. O primeiro termo do lado direito é o transporte por difusão, o segundo termo a taxa de produção e o terceiro a taxa de destruição.

É importante saber que os valores de $\mu_{eff,k}$ e $\mu_{eff,\varepsilon}$ são

$$\mu_{eff,k} = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}, \quad (3.9)$$

$$\mu_{eff,\varepsilon} = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}. \quad (3.10)$$

O restante das constantes tem os seguintes valores: $C_{\varepsilon 1} = 1.44$, $C_{\varepsilon 2} = 1.92$, $C_\mu = 0.09$, $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$.

O modelo não pode ser integrado até a parede do objeto, logo necessita de funções de parede para determinar o comportamento da camada limite (19). Modelos que conseguem integrar até a parede possuem resultados melhores com relação à modelos de parede (23). A medida que a velocidade do escoamento aumenta as funções de parede começam a ter comportamentos irreais e não confiáveis (34). Logo o modelo é recomendado para escoamentos internos, jatos livres e esteiras, não sendo confiável para prever separação e nem para escoamentos com gradiente de pressão adverso.

3.3.2 Modelo k-omega

O modelo de $k - \omega$, de Wilcox, utiliza o parâmetro da taxa que a energia cinética turbulenta é convertida para energia interna ω e é definido por (39)

$$\omega = \frac{\varepsilon}{C_\mu k}, \quad (3.11)$$

e a viscosidade turbulenta é fornecida pela por

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega}. \quad (3.12)$$

As equações de transporte para k e ω estão presentes em

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} k) = \nabla \cdot (\mu_{eff,k} \nabla k) + \tau^R : \nabla \mathbf{v} - \beta \rho k \omega, \quad (3.13)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \omega) = \nabla \cdot (\mu_{eff,\omega} \nabla \omega) + C_{\alpha 1} \frac{\omega}{k} (\tau^R : \nabla \mathbf{v}) - C_{\beta 1} \rho \omega^2. \quad (3.14)$$

Onde os valores de $\mu_{eff,k}$ e $\mu_{eff,\omega}$ são dados por

$$\mu_{eff,k} = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k1}}, \quad (3.15)$$

$$\mu_{eff,\omega} = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 1}}. \quad (3.16)$$

Os valores das constantes são os seguintes: $C_{\alpha 1} = 5/9$, $C_{\beta 1} = 0.075$, $\beta = 0.09$, $\sigma_{k1} = 2$ e $\sigma_{\omega 1} = 2$.

Por poder ser integrado até a parede, consegue resolver o escoamento na camada sub-viscosa e também tem um bom comportamento para gradientes de pressão (17). Mas o autor afirma que o modelo é muito sensível as condições de escoamento não perturbado, sendo muito dependente da especificação de ω para o escoamento não perturbado.

3.3.3 Modelo k-omega Shear Stress Transport (SST)

Apesar de não ser um bom modelo para análises com gradientes de pressão e escoamentos com separação, o modelo $k - \varepsilon$ possui uma boa robustez para escoamentos longe da parede e no fim da camada limite. Logo, foi criado um modelo que combina as qualidades de ambos os modelos e tem a performance com gradientes de pressão melhorada, o $k - \omega - SST$ (20).

Menter fornece as equações para a determinação da viscosidade turbulenta pelo seu modelo, mostrada em (40)

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\text{Max}(a_1 \omega, \sqrt{2} S_t F_2)}. \quad (3.17)$$

É importante dizer que o valor de d se dá pela distância a parede mais próxima. As equações de transporte estão presentes em

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} k) = \nabla \cdot (\mu_{eff,k} \nabla k) + \tau^R : \nabla \mathbf{v} - \beta \rho k \omega, \quad (3.18)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \nabla \cdot (\rho\mathbf{v}\omega) = \nabla \cdot (\mu_{eff,\omega}\nabla\omega) + \tilde{C}_\alpha \frac{\omega}{k} \tilde{P}_k - \tilde{C}_\beta \rho\omega^2 + 2(1 - F_1)\sigma_{\omega 2} \frac{\rho}{\omega} \nabla k \cdot \nabla\omega, \quad (3.19)$$

sendo P_K

$$\tilde{P}_k = \text{Min}(\tau^R : \nabla\mathbf{v}, c_1\varepsilon). \quad (3.20)$$

O valor de F_1 é dado por

$$F_1 = \tanh(\gamma_1^4), \text{ Sendo } \gamma_1 = \text{Min}\left(\text{Max}\left(\frac{\sqrt{k}}{\beta\omega d}, \frac{500\nu}{d^2\omega}\right), \frac{4\rho\sigma_{\omega 2}k}{CD_{k\omega}d^2}\right). \quad (3.21)$$

O valor de $CD_{k\omega}$ é fornecido por

$$CD_{k\omega} = \text{Max}\left(2\rho\sigma_{\omega 2}\frac{1}{\omega}\nabla k \cdot \nabla\omega, 10^{-10}\right). \quad (3.22)$$

O F_2 é dado por

$$F_2 = \tanh(\gamma_2^2), \text{ Sendo } \gamma_2 = \text{Max}\left(2\frac{\sqrt{k}}{\beta\omega d}, \frac{500\nu}{d^2\omega}\right). \quad (3.23)$$

É importante ressaltar que uma variável com o supraescrito tilde possui a seguinte relação

$$\tilde{A} = F_1A_1 + (1 - F_1)A_2. \quad (3.24)$$

Outra mudança no modelo $k - \omega - SST$ são os cálculos das viscosidades efetivas, presentes em

$$\mu_{eff,k} = \mu + \frac{\mu_t}{\tilde{\sigma}_k}, \quad (3.25)$$

$$\mu_{eff,\omega} = \mu + \frac{\mu_t}{\tilde{\sigma}_\omega}. \quad (3.26)$$

Logo as contantes do problema terão os seguintes valores: $C_{\alpha 1} = 0.5532$, $C_{\alpha 2} = 0.4403$, $C_{\beta 1} = 0.075$, $C_{\beta 2} = 0.0828$, $\beta = 0.09$, $\sigma_{k1} = 2$, $\sigma_{k2} = 1$, $\sigma_{\omega 1} = 2$, $\sigma_{\omega 2} = 1.186$, $c_1 = 10$.

4 METODOLOGIA

Estudos aerodinâmicos normalmente são feitos de duas formas, pode-se utilizar um software para tentar simular o comportamento do escoamento ou utilizar abordagens experimentais, como um túnel de vento. Abordagens experimentais tendem a ser demasiadamente caras e tempo para produção de protótipos. O elevado custo está correlacionado ao túnel de vento, que precisa gerar um escoamento com intensidade turbulenta controlada, fluxo constante, em uma velocidade alta e com uma área de secção grande, mas há uma confiabilidade maior do que uma simulação. Entretanto, pela praticidade de criar e testar modelos e o custo associado com o estudo menor que o experimental, é comum fazer simulações para tentar entender fenômenos depois validá-los em um túnel de vento. O seguinte trabalho procura estudar e entender se a simulação do efeito solo possui uma confiabilidade e pode ser estudada através de métodos numéricos.

4.1 ESTUDO EXPERIMENTAL

Como não há a possibilidade de criar um protótipo de asa, que atenda as necessidades de velocidade para um carro de Formula 1, para fazer uma comparação experimental dentro do trabalho, será feita uma validação a partir de valores obtidos por Zerihan (2002).

O estudo experimental foi feito utilizando uma asa de um Tyrell-26 dentro do túnel de vento da universidade de Southampton. As dimensões da asa e da instalação foram tirados do trabalho do autor, a fim de trazer a maior semelhança possível entre os modelos. O valor de *Reynolds* adotado foi de $7.65 \cdot 10^5$.

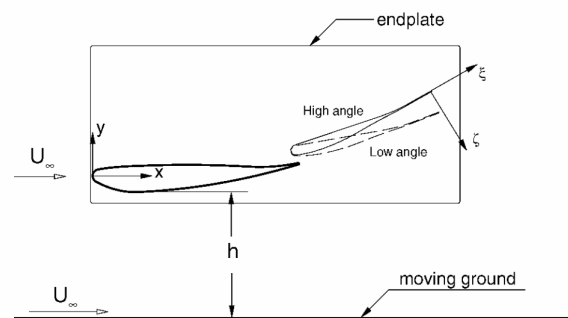


Figura 4.1: Vista lateral da asa

Zhang, 2003

A Figura 4.1 mostra a configuração da asa vista de lado. Pode-se perceber que foram estudados dois modelos com flap, mas para o trabalho será feita a análise apenas com a configuração de alto ângulo de ataque. É importante perceber que a distância da asa para o chão h utiliza o ponto mais próximo ao chão da face inferior e o trabalho irá adotar a mesma forma de mensuração.

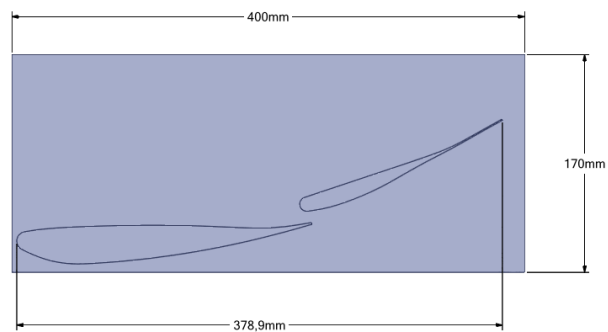


Figura 4.2: Dimensões da asa

A Figura 4.2 mostra as dimensões adotadas para o endplate e a corda do conjunto de multi elementos. As posições dos elementos são dadas pelo autor através de pontos, que estão presentes no Anexo. Também é possível ver a espessura do *endplate* e o comprimento da asa na Figura 4.3.

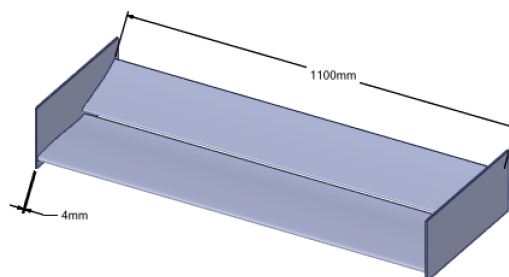


Figura 4.3: Comprimento da asa e espessura do *endplate*

As dimensões do túnel também foram fornecidas pelo autor, mas o comprimento da instalação, o tamanho e posição da esteira, as dimensões dos chanfros e o comprimento do túnel não foram fornecidos por Zerihan (2002). Sabe-se que a secção transversal possui 2,1m de largura por 1,7m de comprimento. A velocidade do escoamento não perturbado foi de 30m/s em todos os intervalos de altura utilizados.

4.2 PROGRAMAS UTILIZADOS

4.2.1 ICEM CFD

O ICEM CFD é um pacote de geração de malha, oferecido pela empresa Ansys. O *software* oferece um pacote avançado para a geração, diagnóstico e reparo de malhas (41). O programa oferece diversas ferramentas que possibilitam criar malhas estruturadas, não estruturadas e híbridas com um boa resolução.

4.2.2 Stanford University Unstructured (SU2)

O programa desenvolvido pela Universidade de Stanford é de código aberto e utilizado para solucionar equações parciais diferenciais, abrangendo malhas não estruturadas. Apesar de possuir rotinas de resolução de problemas estruturais e de multi física, o *software* tem seu principal foco em problemas RANS, sendo capaz de resolver escoamentos compressíveis e turbulentos (42).

4.2.3 ParaView

O Paraview também é um programa de código aberto bastante utilizado para pós-processamento. A ferramenta é bastante utilizada no meio científico por possuir uma extrema gama de ferramentas para análises de dados e visualizações de propriedades, como um campo de velocidades ou determinar sustentação e arrasto (43).

4.3 MODELAGEM COMPUTACIONAL

O modelo do túnel terá um comprimento de 8 metros e as dimensões dos chanfros, altura e largura estão presentes na Figura 4.4. Também foi feita uma simplificação no modelo, adotando a simetria para que o número de elementos caísse pela metade.

As dimensões da asa, no modelo computacional, foram todas baseadas nos modelos fornecidos por Zerihan (2002), portanto o modelo possuirá as mesmas dimensões nas Figuras 4.2 e 4.3. Serão colocados suportes e faces adicionais no bordo de ataque da asa e do flap, como mostra a Figura 4.5

Optou-se por fazer duas regiões de refinamentos para poder captar melhor o escoamento próximo a asa e a esteira gerada pelo corpo. A Figura 4.6 mostra a região de refinamento próxima a asa, em preto.

A Figura 4.7 mostra a região de refinamento que visa captar os efeitos de esteira do modelo.

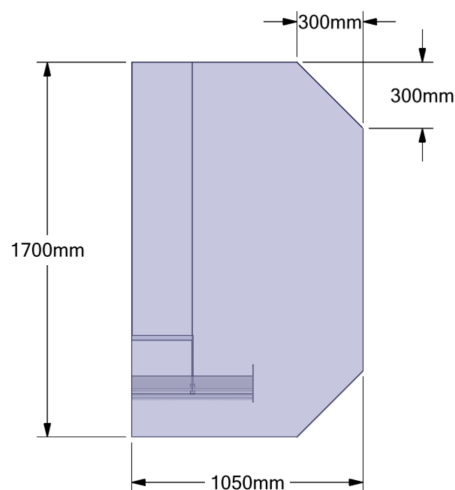


Figura 4.4: Vista frontal do modelo tridimensional

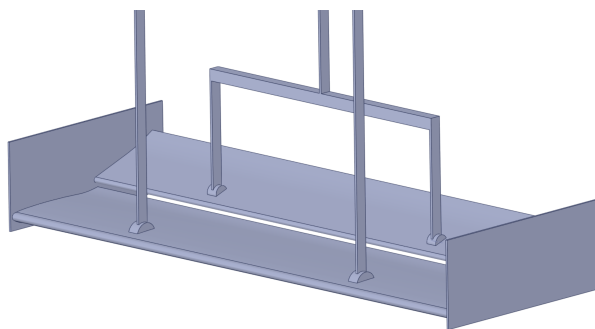


Figura 4.5: Modelo computacional da asa

4.4 PRE-PROCESSAMENTO

Visando obter um melhor controle sobre a geração de malha do modelo, foram definidos nomes para cada uma das regiões. Optou-se por uma discretização mais detalhada da malha, pois o escoamento no extradorso do main e do flap, por possuir regiões de gradiente de pressão adverso. Também será feita uma região de refino maior no bordo de ataque dos perfis, visando uma boa definição do comportamento do escoamento nesta região.

Portanto o modelo tridimensional foi dividido em diversas partes, seus nomes e descrições estão presentes na Tabela 4.1.

4.4.1 Convergência de malha

Visando diminuir o erro da simulação, foi pensado em variar o tamanho dos elementos nas regiões da asa e medir o coeficiente de sustentação e de arrasto, para um caso viscoso, até que os valores tenham convergência. Portanto, foram propostos vários casos com refinamentos diferentes

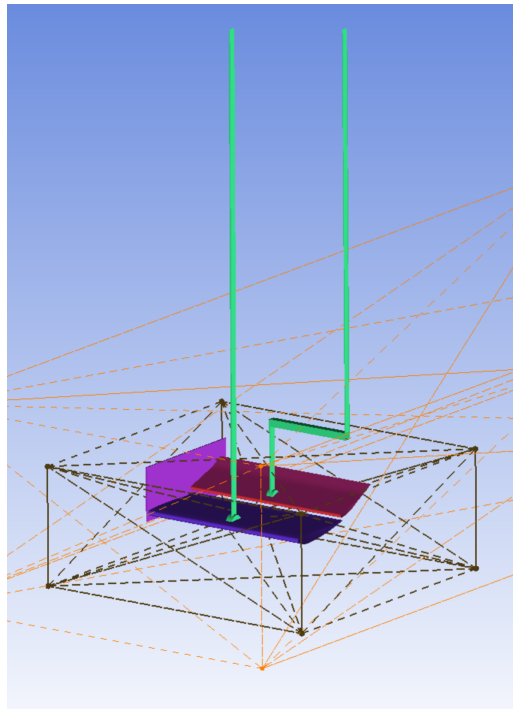


Figura 4.6: Refinamento próximo da asa

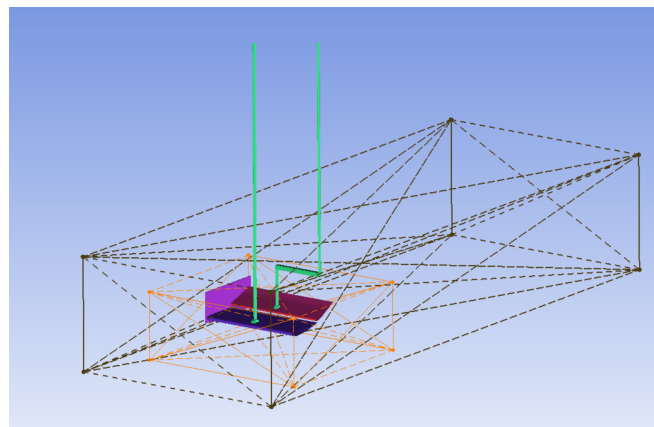


Figura 4.7: Refinamento para a esteira

para as regiões do modelo e as medidas, em milímetros estão presentes na Tabela 4.2.

	Tamanho do Elemento (mm)								
	Caso 1	Caso 2	Caso 3	Caso 4	Caso 5	Caso 6	Caso 7	Caso 8	Caso 9
BA_Main	10	8	6	5	4	3	2	1	0.5
BA_Flap	10	8	6	5	4	3	2	1	0.5
BF_Main	3	3	2	2	1	1	1	1	0.5
BF_Flap	3	3	2	2	1	1	1	1	0.5
I_Main	10	8	6	5	4	3	2	1	0.5
I_Flap	10	8	6	5	4	3	2	1	0.5
E_Main	12	10	8	6	5	4	3	2	1

	Tamanho do Elemento (mm)								
E_Flap	12	10	8	6	5	4	3	2	1
Suporte	15	12	10	10	10	8	8	6	6
Endplate	12	10	8	8	6	5	5	4	3

Tabela 4.2: Configurações de malha

Os elementos que não foram citados na Tabela 4.2 terão um tamanho de 200 mm e as regiões de refino BOI_1 e BOI_2 terão tamanhos de 20 mm e 80 mm respectivamente. A distância da asa para o solo determinada para o estudo de malha foi de 152 mm.

4.4.2 Parâmetros de malha

Para a confecção da malha, foram adotados alguns parâmetros importantes, como a utilização de um refinamento específico para a camada limite. Também foi preferido que se utilizassem malhas não estruturadas, para que houvesse uma maior agilidade em criar os modelos.

A criação de refinamentos para captar a camada limite é feita de maneira muito simples no ICEM CFD. É necessário apenas fornecer a quantidade de camadas a serem utilizadas, a taxa de crescimento entre uma camada e sua mais exterior e o tamanho da primeira camada. Dados esses valores o programa irá tentar criar uma malha para a região demarcada. Os valores adotados estão presentes na Tabela 4.3.

O modelo de *Patch Independent* foi escolhido para gerar as malhas de superfície, por gerar uma malha mais precisa, e *Robust (Octree)* foi o método utilizado para malhas volumétricas, por gerar um refinamento melhor em regiões com curvatura.

Visando diminuir o número de elementos da simulação, não foram feitos refinamentos específicos para a camada limite na região das paredes laterais, superior e dos chanfros do modelo.

O formato exportado das malhas foi de *cgns* por ser um modelo compatível com o SU2.

4.5 PARÂMETROS DA SIMULAÇÃO

Para fazer a configuração da simulação no SU2, versão 7.3.1, é necessário preencher os valores necessários, para o programa compreender o que é demandado, em um arquivo *cfg*. Os arquivos de texto utilizados para todos os casos estão presentes nos Apêndices.

Alguns parâmetros foram comuns em todos os casos, como impor uma velocidade no *Inlet* de 30 *m/s*, definir o *Ground* como móvel e na mesma velocidade que o *Inlet*.

Nas condições de contorno do modelo foi imposto que haveria adesão do fluido na superfície da asa, do suporte e no chão em movimento. As paredes laterais e superiores, junto com os chanfros tiveram condição de escorregamento.

Região	Descrição
Inlet	Região de entrada de ar no túnel de vento
Outlet	Região de saída de ar no túnel de vento
Walls	Paredes laterais, superiores e chanfros do túnel
Ground	Parede inferior do túnel de vento
BA_Main	Região do bordo de ataque da asa
BA_Flap	Região do bordo de ataque do flap
BF_Main	Região do bordo de fuga da asa
BF_Flap	Região do bordo de fuga do flap
I_Main	Região do intradorso da asa
I_Flap	Região do intradorso do flap
E_Main	Região do extradorso da asa
E_Flap	Região do extradorso do flap
Suporte	Estrutura que segura a asa
Endplate	Endplates da asa
Symmetry	Região de simetria do domínio
BOI_1	Região de refino próximo a asa
BOI_2	Região de refino para a esteira

Tabela 4.1: Nomes das regiões do modelo

Parâmetros	
Numero de Layers	25
Growth Ratio	1.2
First Layer size	0.005 mm

Tabela 4.3: Parâmetros para refinamento da camada limite

O critério de convergência para todos os casos foi medir a variação de pressão entre as iterações. O software assumiria convergência caso a diferença dos valores do campo de pressão entre uma iteração e outra fossem menores que 10^{-8} . O programa também irá parar após atingir o valor de quinze mil iterações. Após o fim da simulação, serão feitos arquivos de formato *vtu*, para análise do escoamento.

Os modelos de turbulência adotados para os casos viscosos foram de *Spallart-Almaras (SA)* e *k - ω - SST*.

Todas as simulações foram feitas utilizando o cluster Amadea, localizado no laboratório de aeroacústica computacional da Universidade de Brasília. Sendo que o cluster conta com oito processadores *Intel Xeon Phi KNL*, com 64 núcleos e 256 *threads*, 128 GB de memória MC-DRAM e 768 GB de memória SDRAM DDR4 e possui um poder computacional de 21,28 Teraflops.

4.6 ANÁLISE DOS DADOS

Foram feitas comparações de coeficiente de sustentação e arrasto, para todas as alturas utilizadas, entre os casos numéricos e experimentais. O valores dos coeficientes foram obtidos através

da média dos últimos mil valores das simulações e foram apenas considerados caso o desvio padrão seja menor que 0,05. Caso não ocorra tal imposição do desvio padrão, o caso será simulado por mais mil iterações e será feita uma nova média dos mil valores finais. Também será necessário que o desvio médio padrão (RMS) do campo de pressão seja menor que 10^{-7} .

Também foram comparações do coeficiente de pressão dos casos numéricos e experimentais, visando compreender melhor o fenômeno e buscar a origem das divergências entre os modelos.

5 RESULTADOS

5.1 INDEPENDÊNCIA DE MALHA

Os resultados dos coeficientes de sustentação e arrasto foram colocados na Figura 5.1.

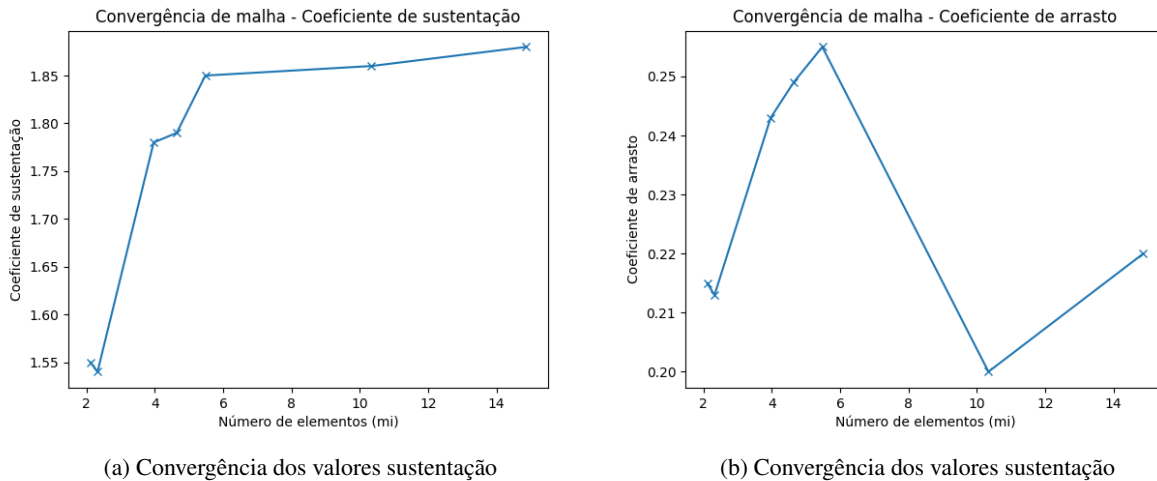


Figura 5.1: Estudo de independência de malha

Através da figura é possível perceber que não foi atingida a independência de malha e que apenas sete simulações foram realizadas. Isso se dá pelo fato de que malhas maiores que a do Caso 7 excediam a memória do cluster Amadea, portanto não foi possível realizar mais refinamentos. Pode-se ver também que há uma pequena variação do Caso 5 para o Caso 7 no coeficiente de sustentação, mas há uma diferença significativa no número de elementos. Outro fator importante é que o coeficiente de arrasto teve variações muito bruscas.

Afim de definir parâmetros para o refinamento de malha, foi escolhido o Caso 5 com o refinamento do bordo de ataque do *main* e *flap* do Caso 7. Tal escolha proporcionou valores de sustentação iguais ao Caso 7, mas com número de elementos próximo ao Caso 5 com 6 milhões de elementos.

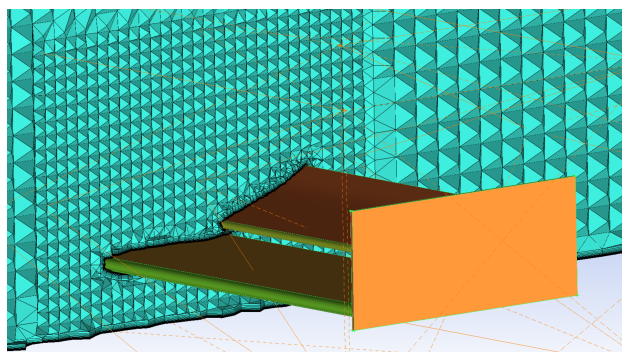


Figura 5.2: Malha refinada

O resultado da malha está presente na Figura 5.2.

5.2 CONVERGÊNCIA DOS MODELOS

Para averiguar se os valores obtidos pela simulação eram confiáveis para serem utilizados na comparação com os resultados experimentais, foram feitos gráficos dos resultados numéricos do coeficiente de sustentação e arrasto e do desvio padrão do campo de pressão.

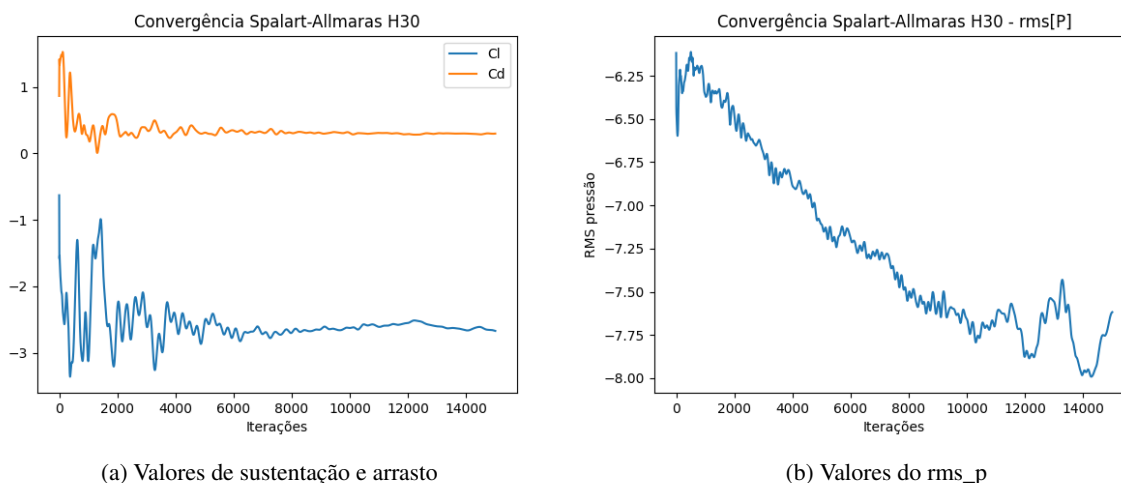


Figura 5.3: Convergência dos resultados numéricos para H30

A Figura 5.3 mostra a convergência para o caso SA. Apesar de haver uma grande flutuação no desvio padrão ao final das iterações, o valor do rms ainda se mantém pequeno e não há flutuações expressivas nos coeficientes de arrasto e sustentação. Logo, pode-se afirmar que o modelo obteve convergência e seus valores podem ser comparados com o experimental

Os demais dados obtiveram comportamentos similares, só que sem flutuações intensas como ao da figura exposta, mas optou-se por deixar os gráficos dos casos restantes no Apêndice visando dar mais objetividade ao texto

5.3 Y^+

Os valores de y^+ obtidos foram colocados na Figura 5.4. Optou-se apenas por mostrar o caso maior sustentação, os demais gráficos estão presentes no Apêndice.

É possível perceber que em ambos os modelos, os valores são menores que 2 e se mostram suficientes para pegar todas as regiões da camada limite. Portanto, são aceitáveis para o modelo numérico adotado.

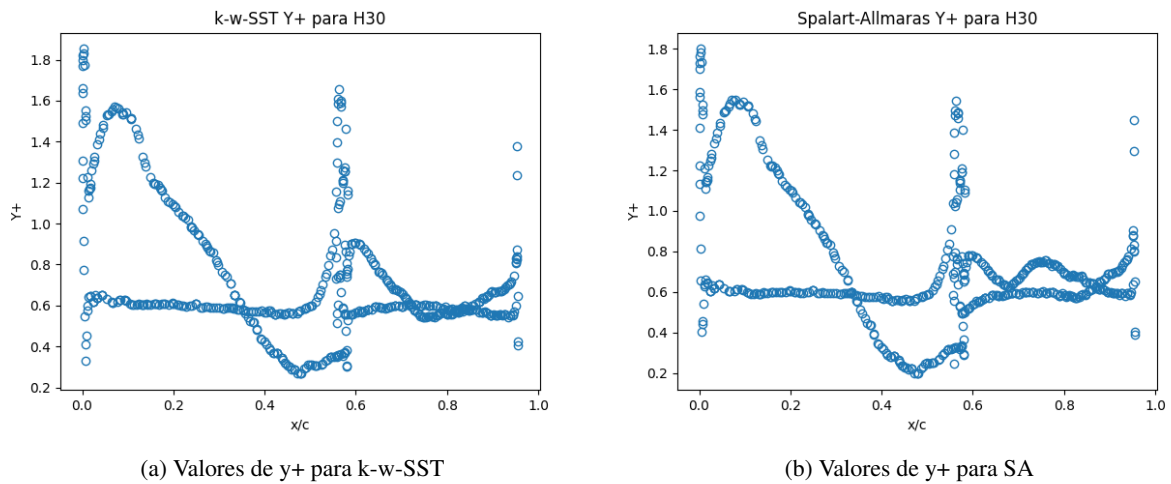


Figura 5.4: Valores de y^+ para H30

5.4 COEFICIENTE DE PRESSÃO

Foram feitas comparações dos valores do coeficiente de pressão com os dados fornecidos por Zerihan (2002). Todas as comparações, para diferentes alturas, estão presentes nos Apêndices. Serão apenas analisados dois casos, próximo ao chão onde os valores de sustentação são máximos e longe do solo, quando há pouca interferência do solo.

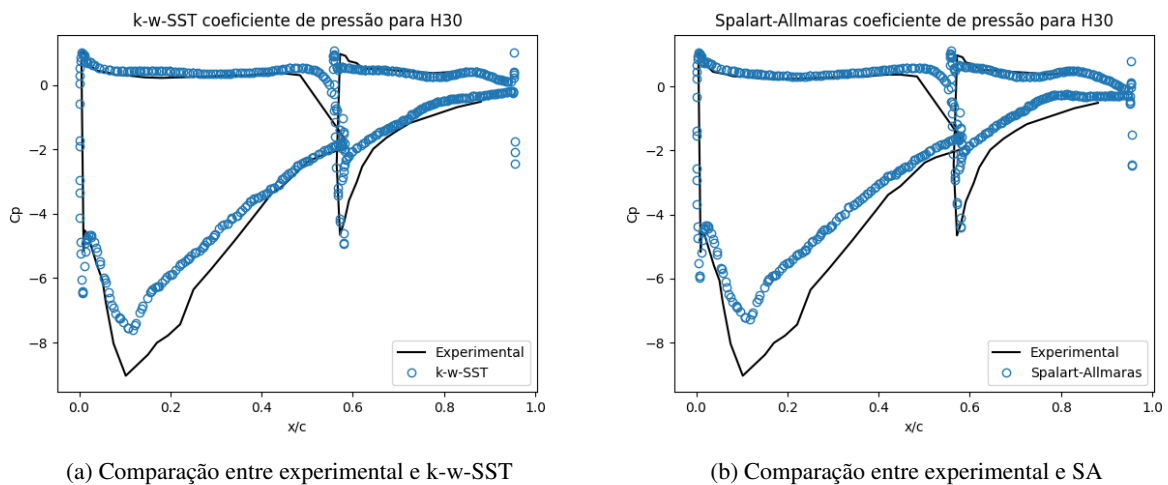


Figura 5.5: Comparação do coeficiente de pressão - H30

Através da análise da Figura 5.5 é possível perceber que ambos os modelos não foram capazes de capturar a zona de baixa pressão que existe entre o *main* e o solo, logo a sustentação é bastante prejudicada em ambos os modelos, para simulações com uma grande presença do efeito solo.

Pode-se perceber, pela Figura 5.6, que há uma diferença entre os modelos simulados. É possível afirmar que o *k-w-SST* conseguiu captar melhor a zona de baixa pressão tanto no *main* quanto no *flap*. Foram comparados os valores mínimos do coeficiente de pressão no elemento principal e o erro relativo do modelo *k-w* foi de 16%, sendo 3.65% menor que o erro relativo do modelo

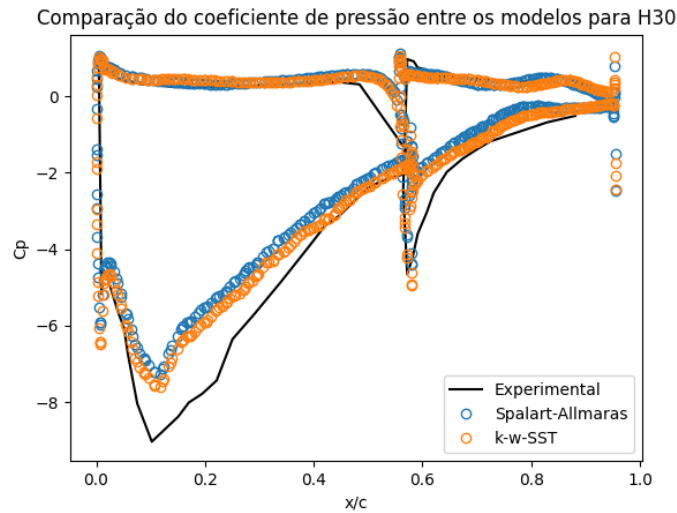
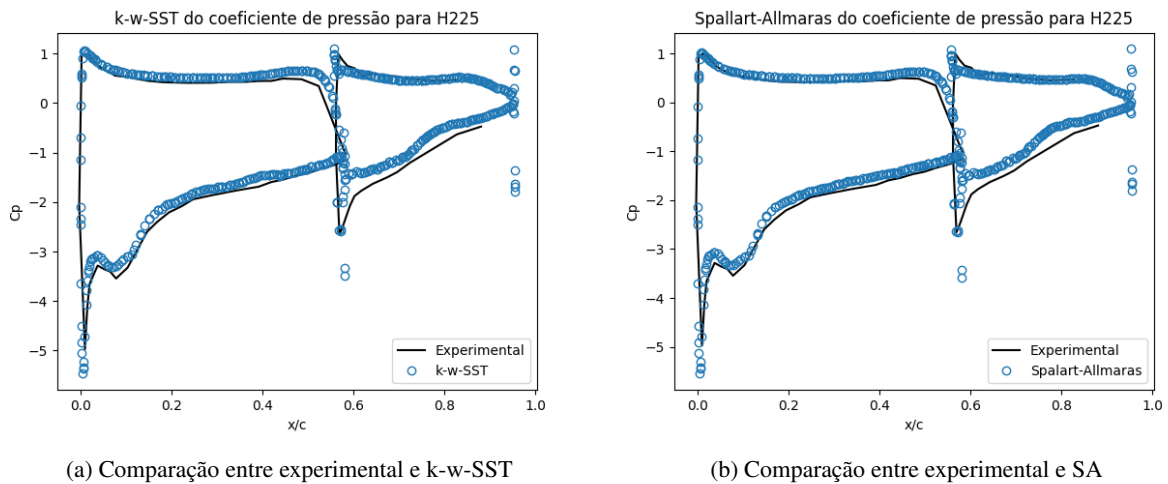


Figura 5.6: Comparação do coeficiente de pressão entre diferentes modelos - H30

Spalart-Allmaras.

Também foram feitas comparações do coeficiente de pressão para um caso distante do chão, mas ainda com a presença do efeito solo. Os gráficos dos dois modelos estão presentes na Figura 5.7.



(a) Comparação entre experimental e k-w-SST

(b) Comparação entre experimental e SA

Figura 5.7: Comparação do coeficiente de pressão - H225

Pode-se perceber que para distâncias maiores do chão os modelos numéricos conseguem captar bem a distribuição de pressão em no elemento principal, mas há uma divergência entre os valores do elementos secundário. Porém estão bem mais próximos do que o caso próximo ao chão.

A Figura 5.8 mostra que ambos os modelos tem desempenhos similares para situações onde o efeito solo não é muito acentuado, percebe-se que os pontos dos modelos estão quase sobrepostos em toda a superfície da asa.

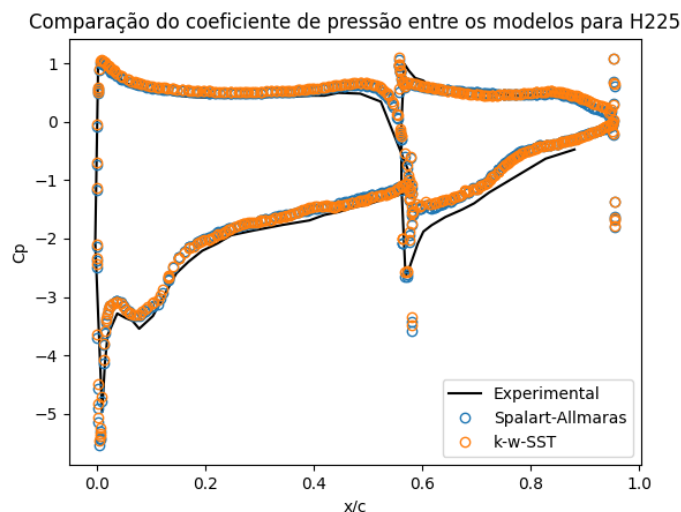


Figura 5.8: Comparação do coeficiente de pressão entre diferentes modelos - H225

5.5 SUSTENTAÇÃO E ARRASTO

Os valores de sustentação dos dois modelos foram colocados no mesmo gráfico, sendo possível fazer a comparação entre a eficácia dos métodos. O mesmo procedimento foi feito para o arrasto.

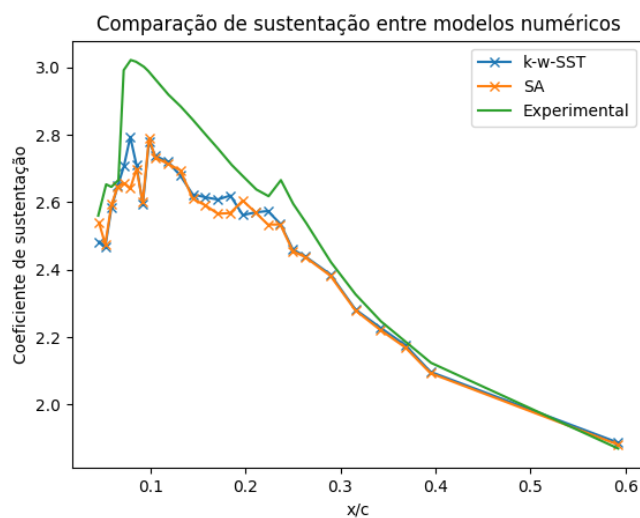


Figura 5.9: Comparação do coeficiente de sustentação entre diferentes modelos

Através da Figura 5.9 é possível perceber que ambos os modelos tem comportamentos muito similares nas regiões que não possuem um efeito solo acentuado, obtendo valores de sustentação próximos ao experimental. Entretanto, com o aumento do efeito solo, os valores numéricos começam a divergir dos valores experimentais. Tal resultado era esperado, já que existe uma diferença considerável entre o campo de pressão numérico e o experimental.

É interessante ressaltar que apesar de ter um erro nos valores de sustentação, para pequenos

valores de h , existe uma tendência parecida entre os valores numéricos e experimentais.

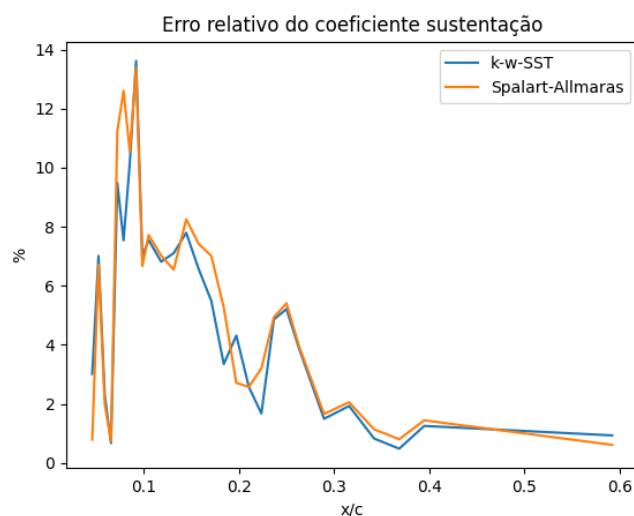


Figura 5.10: Comparação do erro relativo de sustentação entre diferentes modelos

Percebe-se que o erro relativo dos métodos aumenta a medida que se aproxima do solo, para ambos os modelos. Mas o *SST* apresenta um resultado um pouco melhor para valores de h menores.

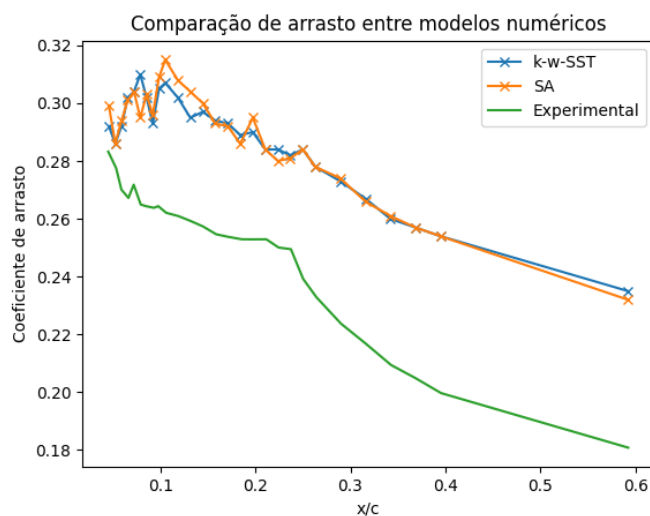


Figura 5.11: Comparação do coeficiente de arrasto entre diferentes modelos

Também foi produzido um gráfico de arrasto para comparar os modelos numéricos com o estudo experimental, mostrado na Figura 5.11. Os valores de arrasto seguiram a tendência dos valores experimentais, mas não tiveram uma boa precisão. Pode-se ver que os resultados de ambos os modelos também foram bastante similares para determinar o arrasto.

Por meio da Figura 5.12 é possível perceber que o erro relativo do arrasto é menor em regiões mais próximas ao chão e maior quando a asa está sob pouca influência do efeito solo.

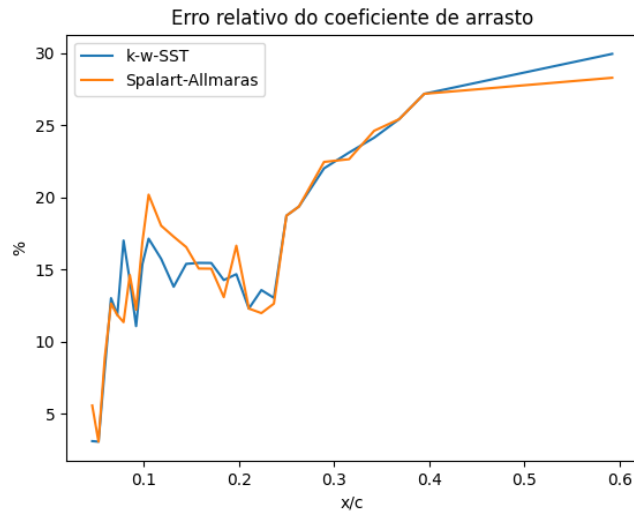


Figura 5.12: Comparação do erro relativo de arrasto entre diferentes modelos

5.6 ESTEIRA

Também foi feita uma análise comparando os campos de velocidades entre os modelos e os resultados fornecidos. Foi pego o perfil de velocidade da esteira gerada pela asa, de $h = 80mm$, como mostrado na Figura 5.13.

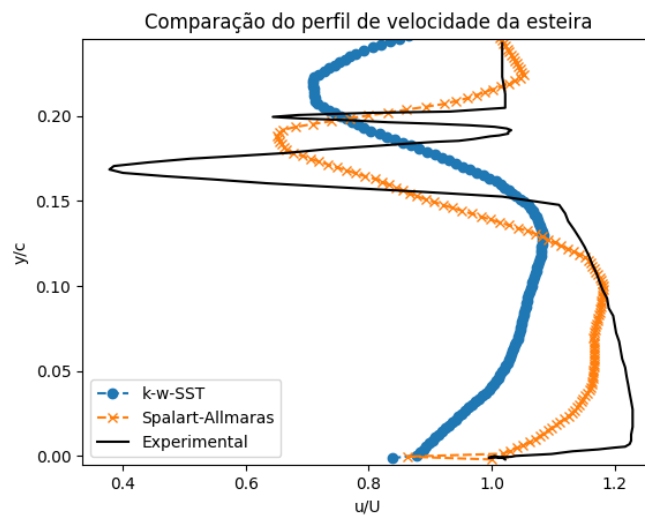


Figura 5.13: Campo de velocidades para esteira - H080

O campo de velocidade foi obtido através da divisão da velocidade u pela velocidade de entrada U , os valores foram retirados a uma distância de $405mm$ do bordo de ataque e os valores de altura foram adimensionalizados pela corda da asa.

Percebe-se que ambos os modelos divergiram muito dos valores experimentais. Um fator relevante é que as condições de contorno na parede não foram mantidas, pois a velocidade adimensional foi menor que 1. Outro fator importante é que não foi possível captar a esteira gerada

pelo *main* e *flap* separadamente e os valores de velocidade causados pela estricção do ar com o solo foram menores que o experimental.

É possível perceber que o gradiente de velocidade de ambos os modelos tem inclinação maior do que os resultados experimentais, resultando num campo de velocidades em que as esteiras dos elementos se tornam muito mais espessas do que deveriam. Os valores de sustentação do *flap* são influenciados por esse fenômeno, por haver uma viscosidade maior, devido a formulação de viscosidade turbulenta do modelo, a esteira do primeiro elemento terá uma influência no campo de pressão que incide sobre o segundo elemento.

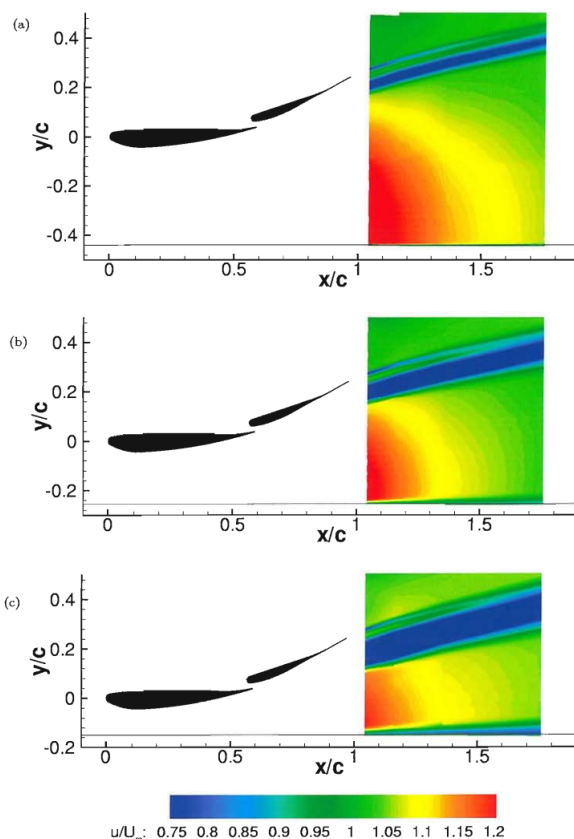


Figura 5.14: Campo de velocidades

Zerihan, 2002

É possível fazer uma comparação qualitativa do escoamento, utilizando a Figura 5.14. As alturas utilizadas foram de 150mm , 80mm e 40mm respectivamente. O campo de velocidade para a altura de cento e cinquenta milímetros, para ambos os modelos, foi colocado na Figura 5.15.

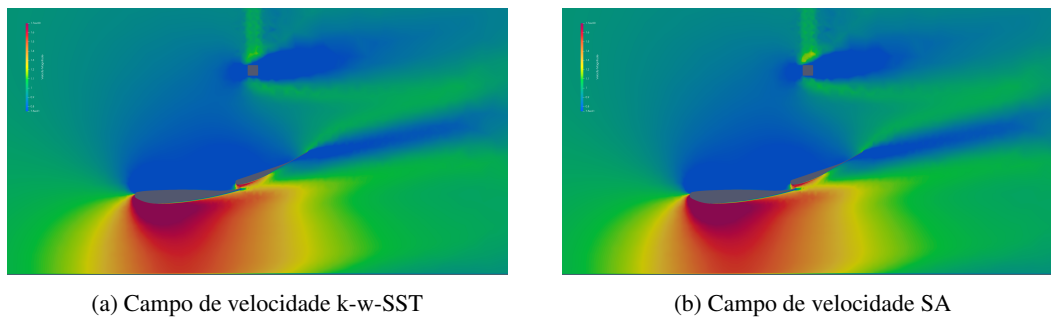


Figura 5.15: Campo de velocidade para H150

A Figura 5.15 também consegue mostrar que as esteiras de velocidade dos perfis não foram bem captadas para a altura de $150mm$. Pode-se ver também nos casos das Figuras 5.16 e 5.17.

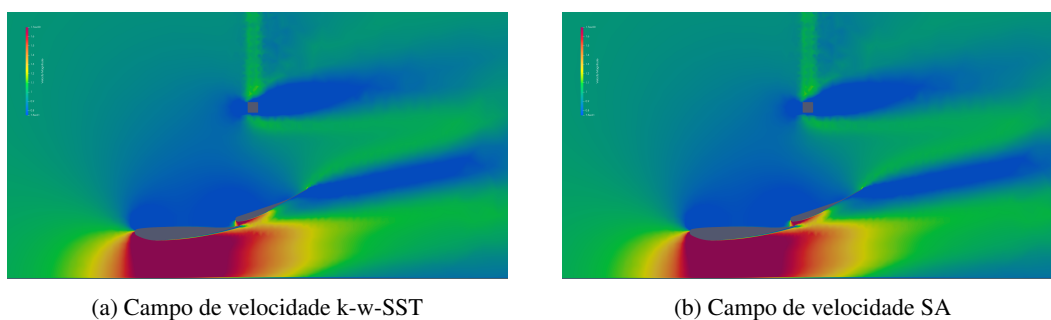


Figura 5.16: Campo de velocidade para H80

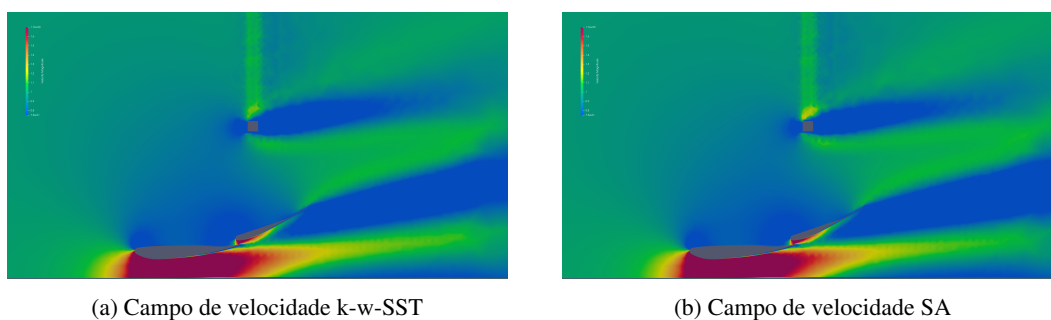


Figura 5.17: Campo de velocidade para H40

As figuras também conseguem mostrar que o gradiente de velocidade do chão tem uma espessura maior que o experimental. Todos os casos conseguem mostrar que não ocorre separação em nenhuma das alturas a mostradas.

5.7 VORTICIDADE

Foram feitas comparações dos campos de vorticidade, visando captar os vórtices de ponta de asa e comparar com os valores experimentais. A Figura 5.18 mostra o campo captado para uma altura de 100 mm . Os valores foram adimensionalizados dividindo o valor da vorticidade pela velocidade do escoamento não perturbado e multiplicando pela corda c da asa.

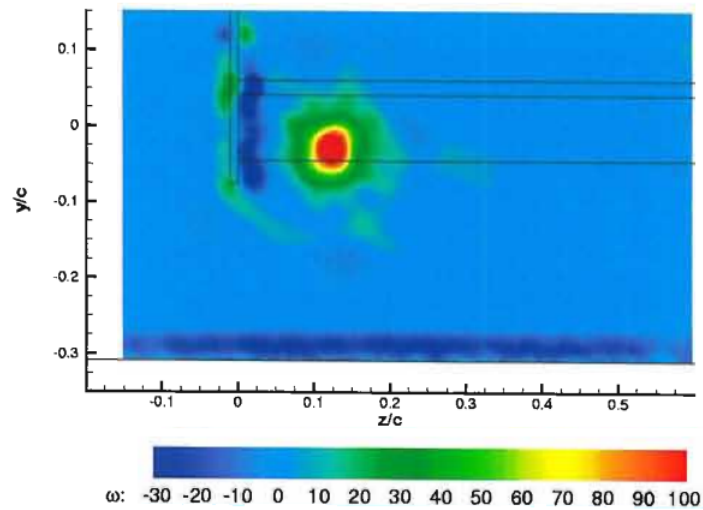


Figura 5.18: Vorticidade na ponta da asa H100

Zerihan, 2002

Da mesma forma, foram feitos cortes do campo de vorticidade adimensional para ambos os modelos de turbulência e colocados na Figura 5.19. Os cortes foram feitos a uma distância adimensional de 0.672 do bordo de ataque, no sentido do escoamento.

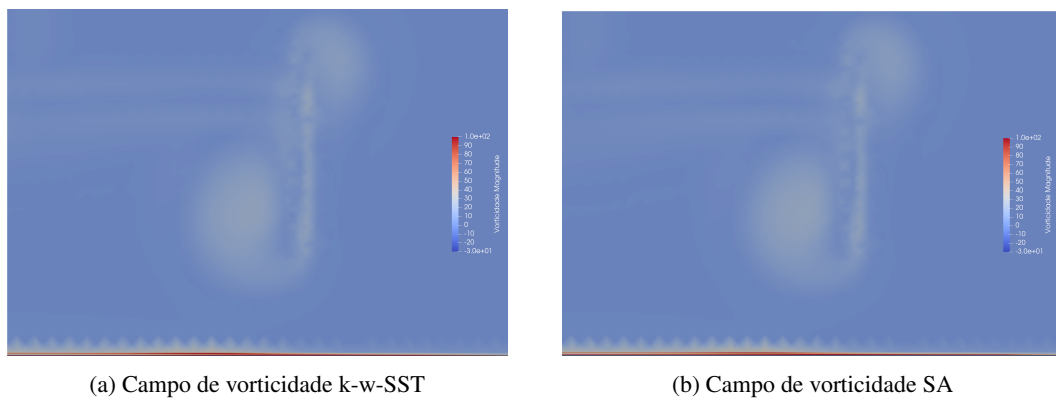


Figura 5.19: Campo de vorticidade para H100

Fazendo a comparação entre as figuras é possível perceber que o vórtice gerado pela análise numérica tem um diâmetro maior e valores menores de vorticidade, em ambos os casos. O diâmetro adimensional dos casos numéricos foi 0.219 e 0.239 para o caso SST e SA, respectivamente. Comparando com o diâmetro adimensional do caso experimental de 0.123, percebe-se que há um aumento de 78% do valor para o caso numérico.

6 CONCLUSÃO

O seguinte trabalho teve como objetivo fazer a comparação de modelos numéricos com experimentos já realizados, buscando averiguar se é possível utilizar o programa SU2 para obter informações sobre o escoamento.

A partir das simulações foi possível perceber que ambos os modelos conseguem prever bem a sustentação para casos onde o efeito solo não é muito presente, há uma previsão exagerada do arrasto. Para casos onde o efeito solo é muito presente, os valores de sustentação foram abaixo do esperado, pois os modelos não conseguiram captar as zonas de baixa pressão. Foi possível perceber que os vórtices gerados pelas pontas das asas tiveram valores de intensidade menores que os experimentais, mas em dimensões maiores. Outro fator importante foi que o modelo não conseguiu captar as esteiras geradas pelos perfis e a velocidade gerada pela estricção do escoamento entre o solo e a asa foi menor que o esperado.

É interessante ressaltar que a partir da Figura 5.13 pode-se perceber que os modelos numéricos adotados estão demonstrando comportamentos sobre dissipativos. Logo, os valores de sustentação e arrasto estão sendo prejudicados pelo comportamento do modelo.

Logo, é possível afirmar que os métodos computacionais podem ser utilizados para prever a tendência do comportamento da asa sob efeito solo ou prever valores de sustentação para casos de efeito solo moderado. Mas características locais como esteira e vórtice de ponta de asa não possuem muita acurácia.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- 1 ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2017.
- 2 MUSEUMS, R. *The history of the Spanish Armada*. Url<https://www.rmg.co.uk/stories/topics/spanish-armada-history-causes-timeline>: :text=the
- 3 ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. *Mecânica dos Fluidos*. [S.l.]: AMGH Editora Ltda., 2012.
- 4 KHALIL, E. E. Cfd history and applications. *CFD Letters*, v. 4, 2012.
- 5 KATZ, J. *Race Car Aerodynamics*. [S.l.]: Bentley Publishers, 1995.
- 6 MCBEATH, S. *Competition Car Aerodynamics*. [S.l.]: Veloce Publishing, 2015.
- 7 1, F. *The origins of ground effect*. 2022. <https://www.formula1.com/en/latest/article.watch-the-origins-of-ground-effect.6i1MZBs5xe6cjO2deb57hV.html>.
- 8 TOET, W. *What parts of a Formula 1 car generate the main aerodynamic forces?* 2015. Url<https://www.linkedin.com/pulse/what-parts-formula-1-car-generate-main-aerodynamic-forces-willem-toet/>.
- 9 VOGT, J. W.; BARBER, T. J. Ground effect phenomena about lift and downforce generating cambered aerofoils. *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*, v. 22, p. 153–174, 2012.
- 10 DENG, N.; QIULIN, Q.; AGARWAL, R. K. Numerical study of the aerodynamics of rectangular multi-element wing in ground effect. *AIAA Journal*, 2018.
- 11 MAHON, S.; ZHANG, X. Computational analysis of a inverted double-element airfoil in ground effect. *Journal of Fluids Engineering*, v. 128, 2006.
- 12 BRUNETTI, F. *Mecânica dos Fluidos*. [S.l.]: Pearson Prantice Hall, 2008.
- 13 WHITE, F. M. *Mecânica dos Fluidos*. [S.l.]: AMGH Editora Ltda., 2011.
- 14 NETO, A. S. *Fundamentos da Turbulência nos Fluidos*. [S.l.]: Universidade Federal de Uberlândia.
- 15 MALALASEKERA, W.; VERSTEEG, H. K. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics*. [S.l.]: Pearson Education Limited, 2007.
- 16 TABAK, E. G. Vortex stretching in incompressible and compressible flows. *Univesity of New York*, 2002.
- 17 POPE, S. B. *Turbulent Flows*. [S.l.]: Cambridge University Press, 2000.
- 18 DAVIDSON, L. *An Introduction to Turbulence Models*. [S.l.]: Chalmers University of Technology, 2003.
- 19 MOUKALLED, F.; MANGANI, L.; DARWISH, M. *The Finite Volume Method in Computational Fluid Dynamics*. [S.l.]: Springer, 2016.
- 20 BLAZEK, J. *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*. [S.l.]: Elsevier, 2001.
- 21 ANDERSON, J. D. *Introduction to Flight*. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 1989.

- 22 SCHLICHTING, H.; GERSTEN, K. *Boundary Layer Theory*. [S.l.]: Springer, 2017.
- 23 CELIK, I. B. Introductory turbulence modeling. *West Virginia University*, 1999.
- 24 FREIRE, A. P. S. *Teoria de Camada Limite*. [S.l.]: Universidade Federal do Rio de Janeiro, 1990.
- 25 HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W. *Aerodynamcis for Engineering Students*. [S.l.]: Butterwoth Heinemann, 2003.
- 26 BERTIN, J. J. *Aerodynamcis for Engineers*. [S.l.]: Pearson Education International, 2009.
- 27 LANDMAN, D. *Experimental Geometry Optimization Techniques for Multi-Element Airfoils*. Norfolk, VA: Mechanical and Aerospace Engineering Theses and Dissertations, 1998. 12 - 20 p.
- 28 MOKGTAR, W. A. Aerodynamics of high-lift wings with ground effect for racecars. *SAE Technical Paper Series*, 2008.
- 29 ROZHDESTVENSKY, K. V. Wing-in-ground effect vehicles. *Progress in Aerospace Sciences*, v. 42, p. 211–283, 2006.
- 30 ZHANG, X.; TOET, W.; ZERIHAN, J. Ground effect aerodynamcis of race cars. *Applied mechanics reviews*, v. 59, p. 33–50, 2006.
- 31 BARBER, T.; HALL, S. Aerodynamic ground effect: a case study of the integration of cfd and experiments. *International Journal of Vehicle Design*, v. 40, p. 299–317, 2006.
- 32 ZHANG, X.; ZERIHAN, J. Aerodynamcis of a double element wing in ground effect. *AIAA Journal*, v. 41, 2003.
- 33 ZERIHAN, J.; ZHANG, X. Aerodynamcis of a single element wing in ground effect. *Journal of aircraft*, v. 37, 2000.
- 34 BERTIN, J. J.; CUMMINGS, R. M. *Computational Fluid Dynamics*. [S.l.]: Cambridge University Press, 2002.
- 35 TU, J.; YEOH, G. H.; LIU, C. *Computational Fluid Dynamics: A practical approach*. [S.l.]: Elsevier, 2008.
- 36 WENDT, J. F. a. *Computational Fluid Dynamics: An Introduction*. [S.l.]: Springer, 2009.
- 37 SADREHAGHIGHI, I. *Mesh Generation in CFD*. [S.l.]: CFD Open Series, 2020.
- 38 BERN, M.; PLASSMANN, P. Mesh generation. *Handbook of caomputational geometry*, p. 291–332, 2000.
- 39 WILCOX, D. C. Formulation of the k-w turbulence model revisited. *AIAA Journal*, v. 46, p. 2823–2838, 2008.
- 40 MENTER, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, v. 32, p. 1598–1605, 1994.
- 41 INC., A. *The International Directory of Company Histories*. [S.l.]: St James Press.
- 42 ECONOMON, T. D.; PALACIOS, F.; COPELAND, S. R.; LUKACZYK, T. W.; ALONSO, J. J. Su2: An open-source suite for multiphysics simulation and design. *AIAA Journal*, v. 54, p. 828–846, 2016.
- 43 ROBER, N. *Paraview Tutorial for Climate Science*. [S.l.]: Deutsches Klimarechenzentrum, 2016.

I.1 COEFICIENTE DE PRESSÃO E Y^+

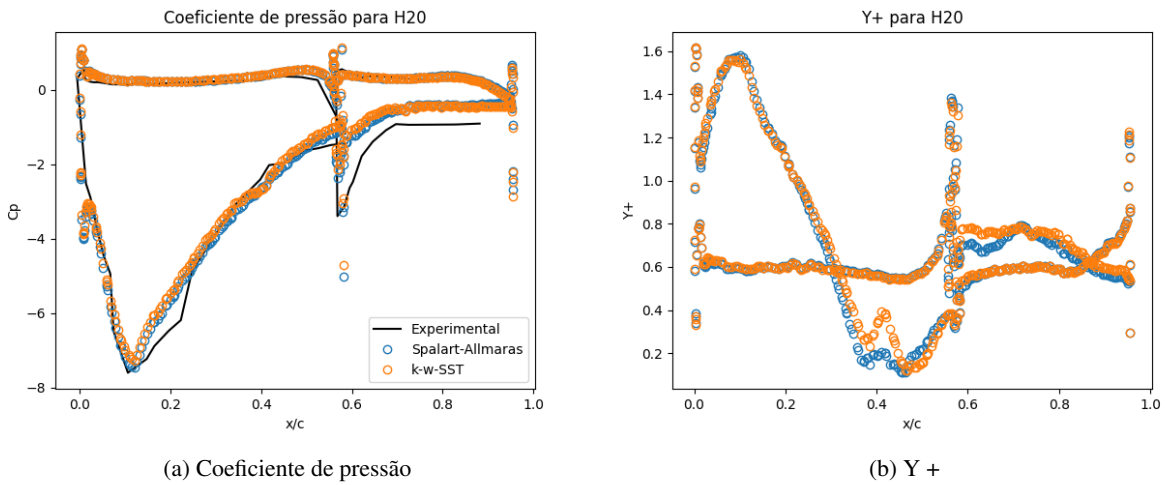


Figura 1: Valores de C_p e Y para H20

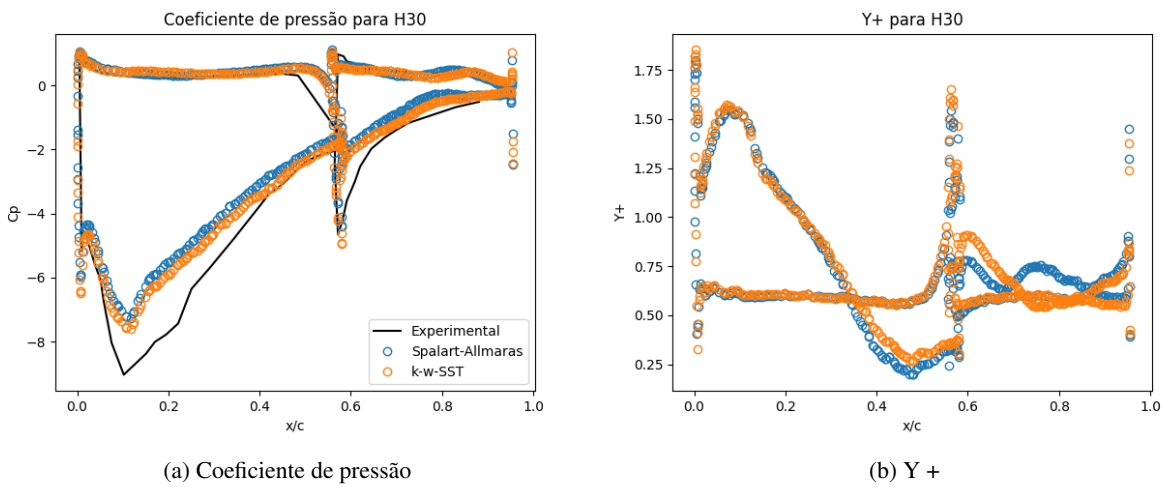
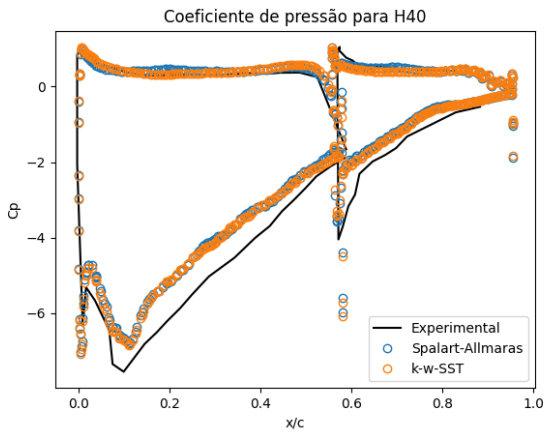
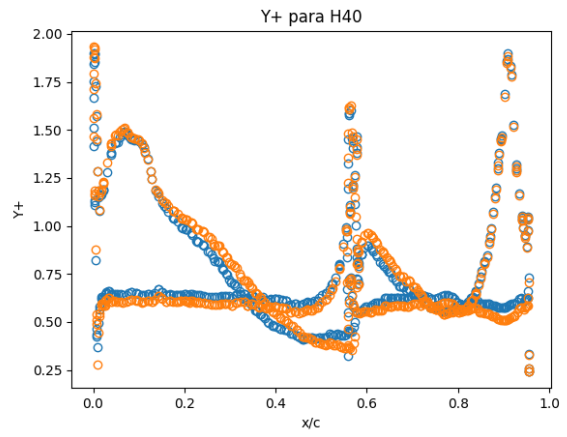


Figura 2: Valores de C_p e Y para H30

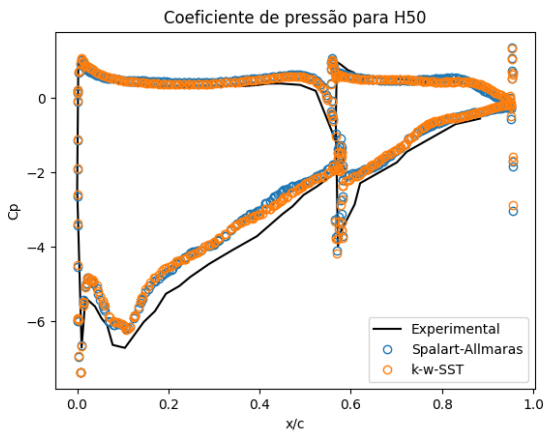


(a) Coeficiente de pressão

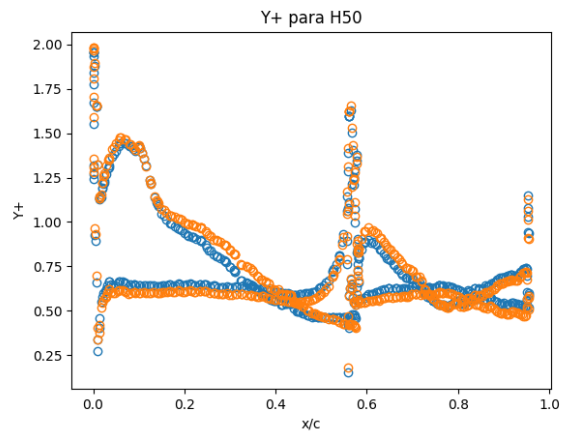


(b) Y +

Figura 3: Valores de Cp e Y para H40

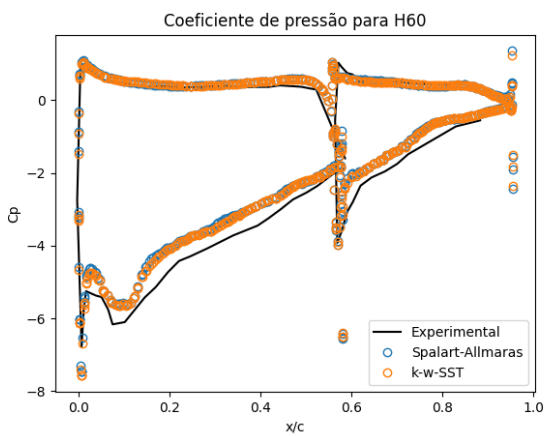


(a) Coeficiente de pressão

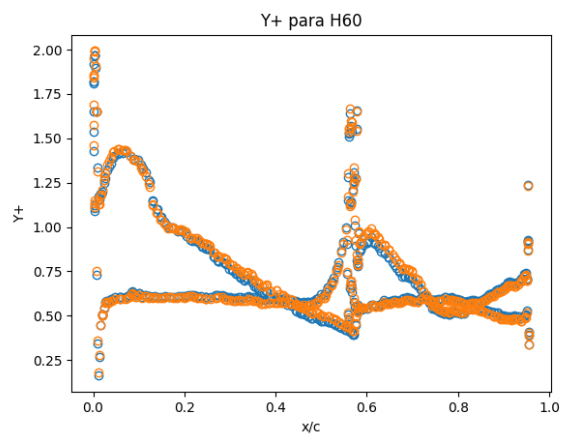


(b) Y +

Figura 4: Valores de Cp e Y para H50

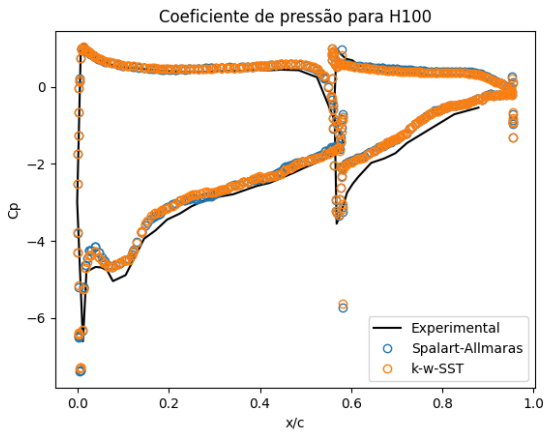


(a) Coeficiente de pressão

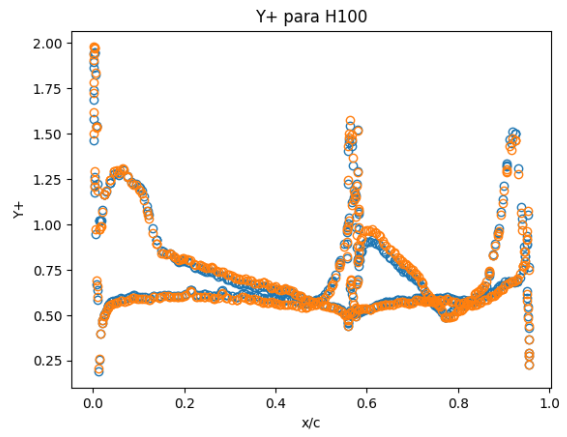


(b) Y +

Figura 5: Valores de Cp e Y para H60

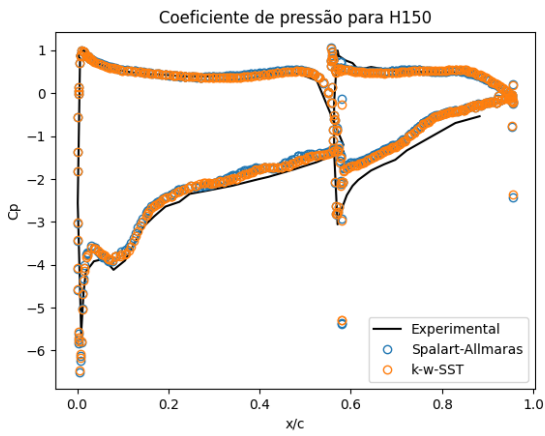


(a) Coeficiente de pressão

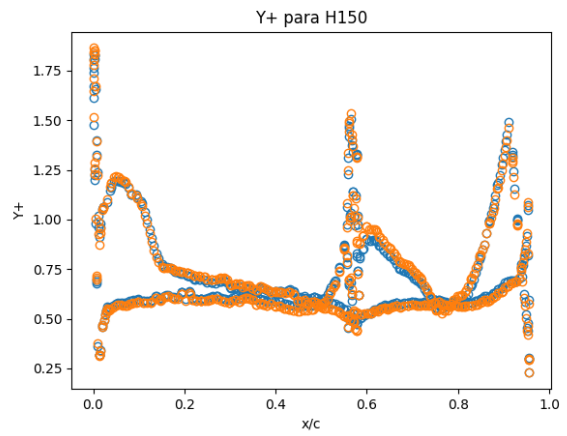


(b) Y +

Figura 6: Valores de Cp e Y para H100

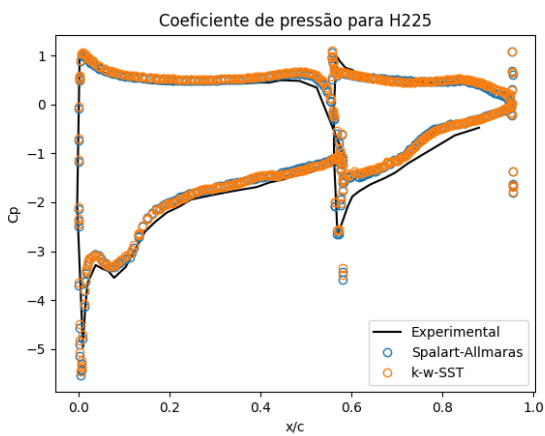


(a) Coeficiente de pressão

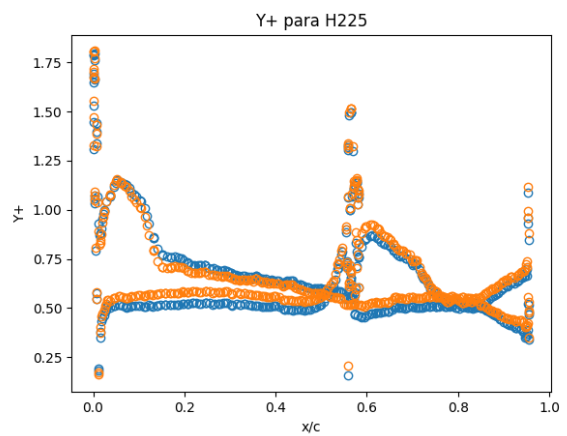


(b) Y +

Figura 7: Valores de Cp e Y para H150

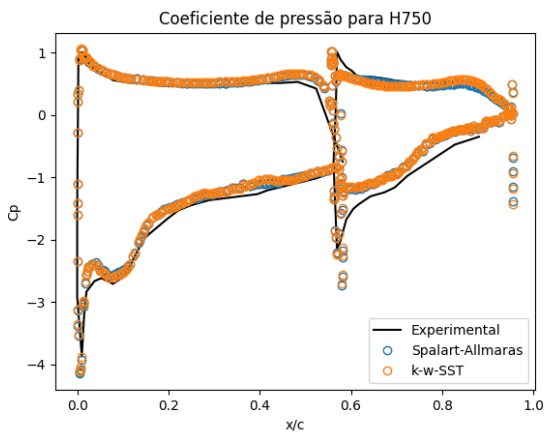


(a) Coeficiente de pressão

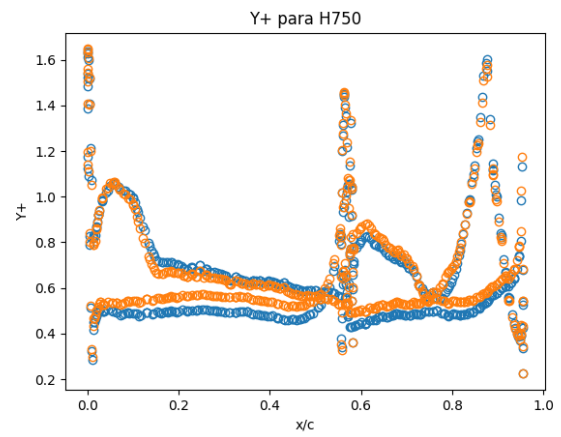


(b) Y +

Figura 8: Valores de Cp e Y para H225



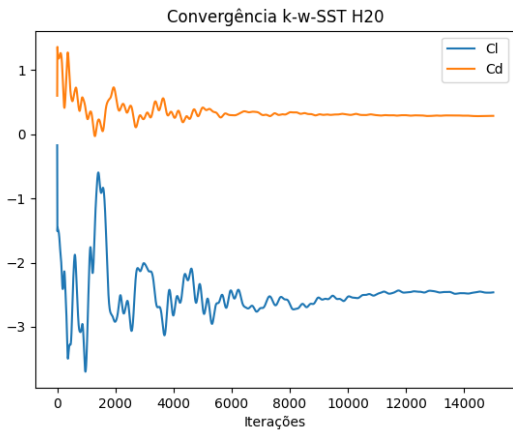
(a) Coeficiente de pressão



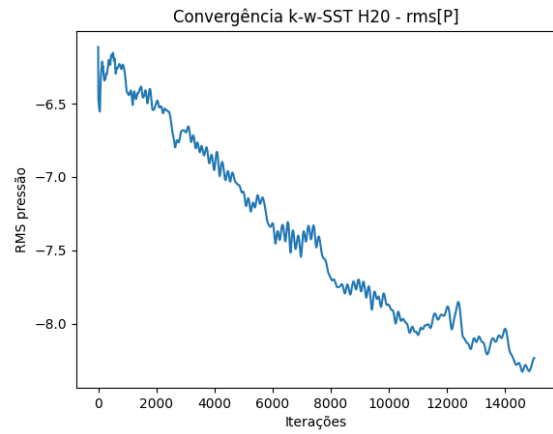
(b) Y +

Figura 9: Valores de Cp e Y para H750

I.1.1 k-w-SST

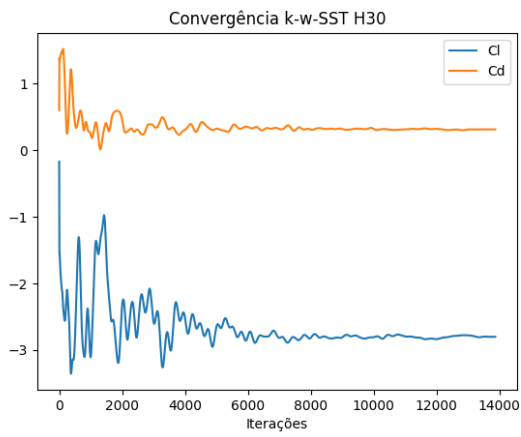


(a) Valores de Cl e Cd

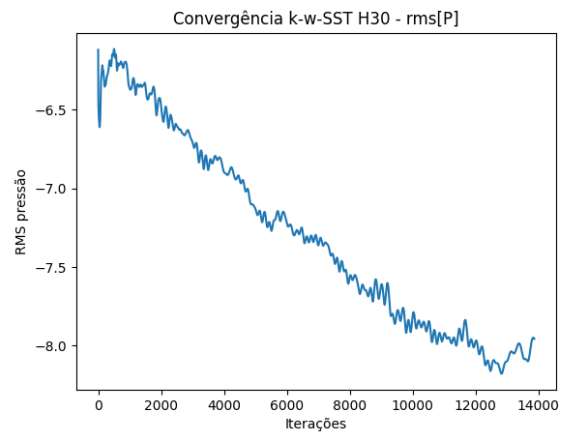


(b) Valores de rms_p

Figura 10: Valores para H20 SST

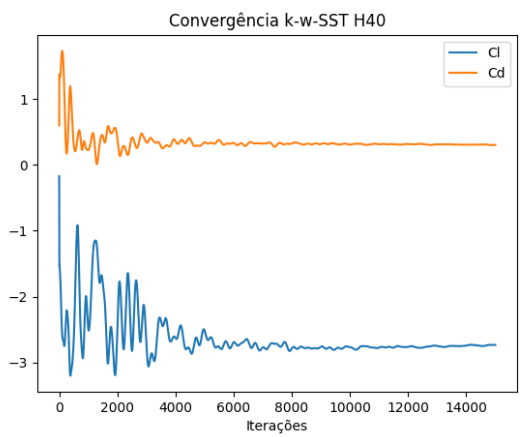


(a) Valores de Cl e Cd

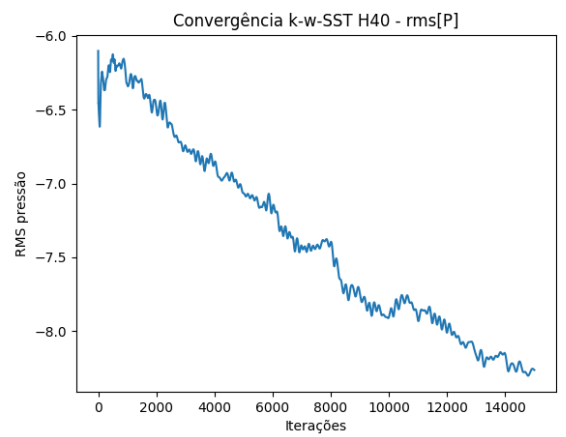


(b) Valores de rms_p

Figura 11: Valores para H30 SST

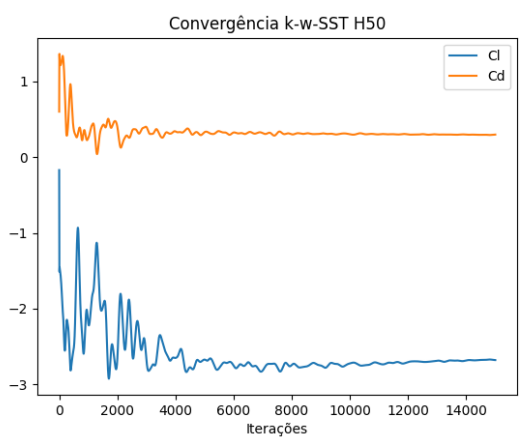


(a) Valores de Cl e Cd

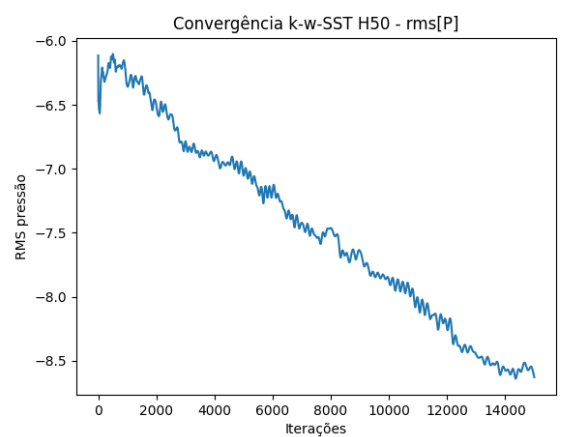


(b) Valores de rms_p

Figura 12: Valores para H40 SST

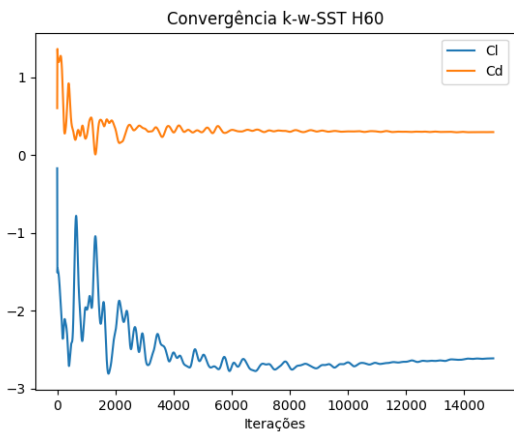


(a) Valores de Cl e Cd

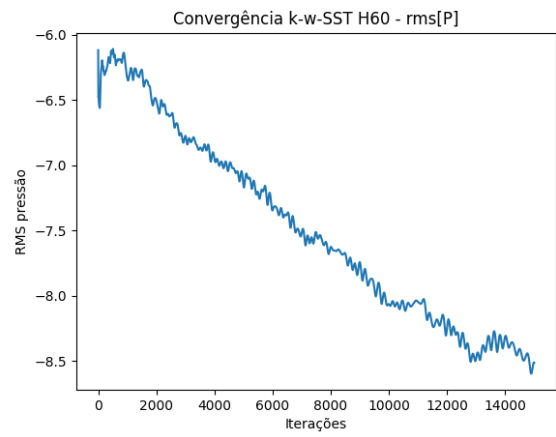


(b) Valores de rms_p

Figura 13: Valores para H50 SST

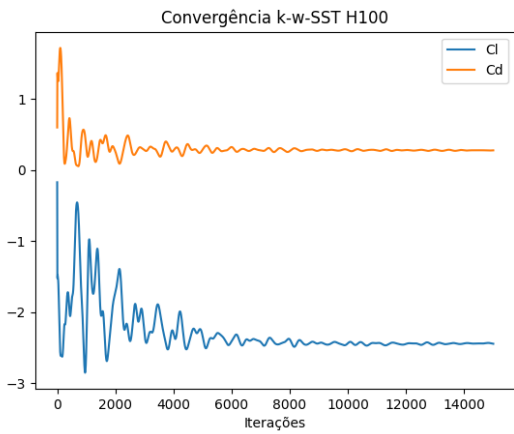


(a) Valores de Cl e Cd

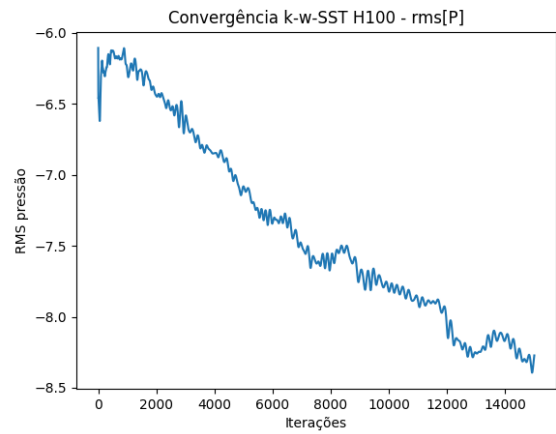


(b) Valores de rms_p

Figura 14: Valores para H60 SST

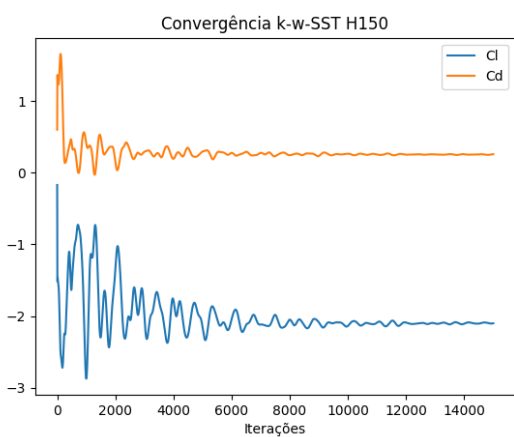


(a) Valores de Cl e Cd

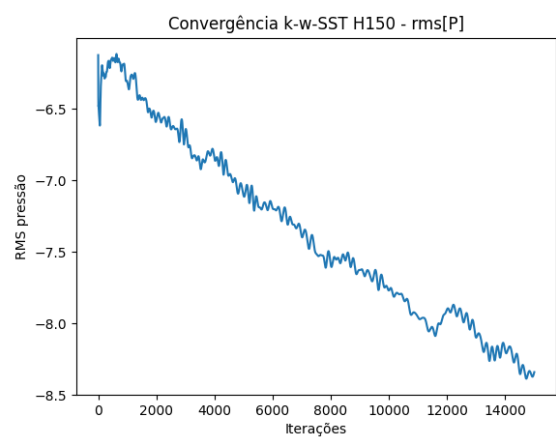


(b) Valores de rms_p

Figura 15: Valores para H100 SST

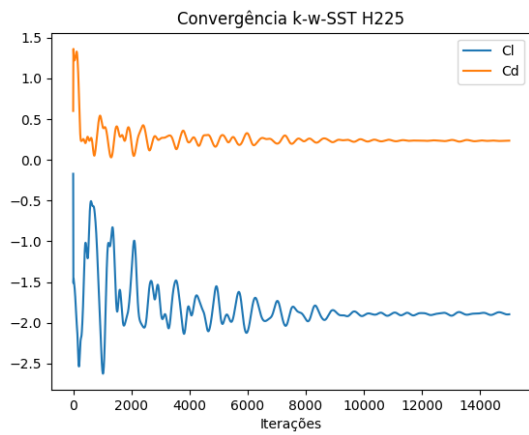


(a) Valores de Cl e Cd

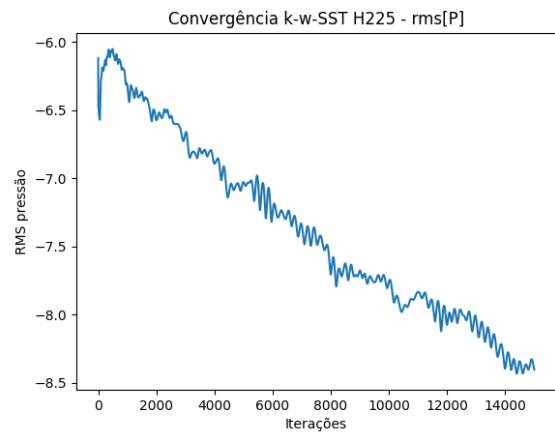


(b) Valores de rms_p

Figura 16: Valores para H150 SST

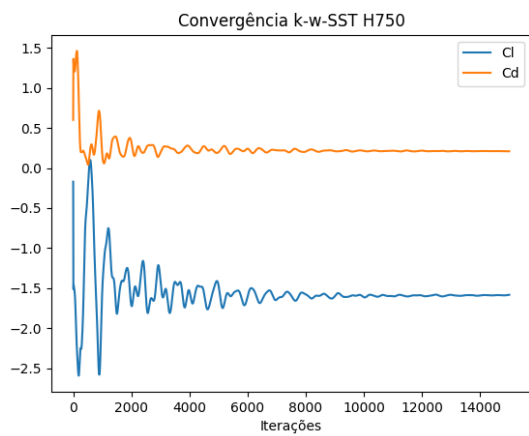


(a) Valores de Cl e Cd

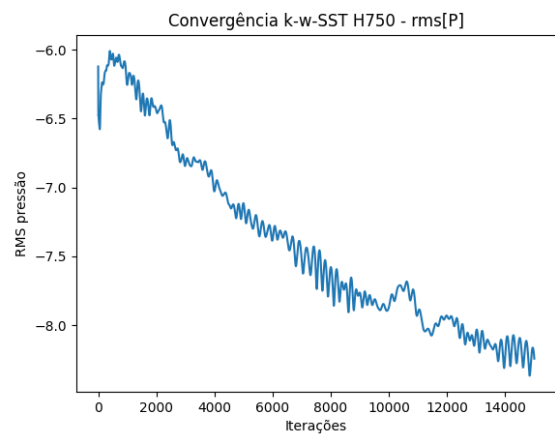


(b) Valores de rms_p

Figura 17: Valores para H225 SST



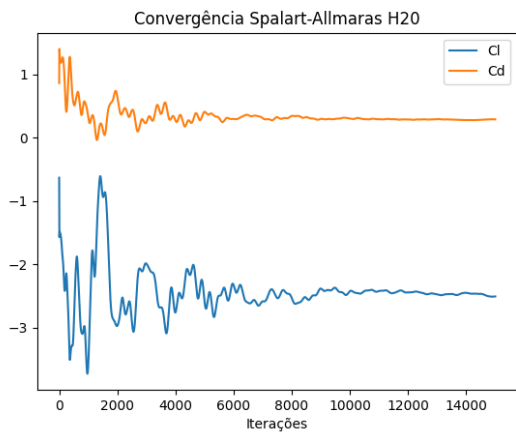
(a) Valores de Cl e Cd



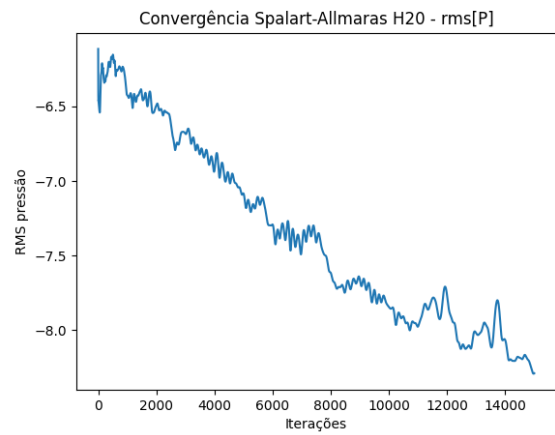
(b) Valores de rms_p

Figura 18: Valores para H750 SST

I.1.2 Spalart-Allmaras

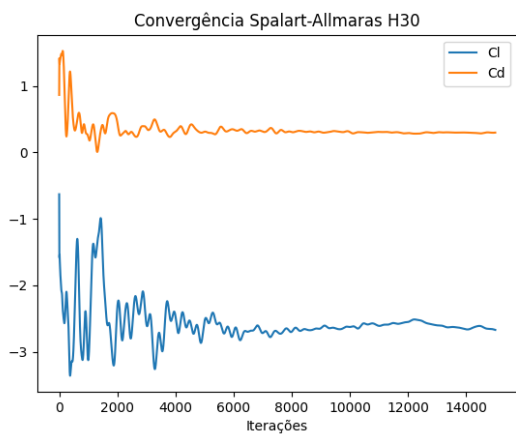


(a) Valores de C_l e C_d

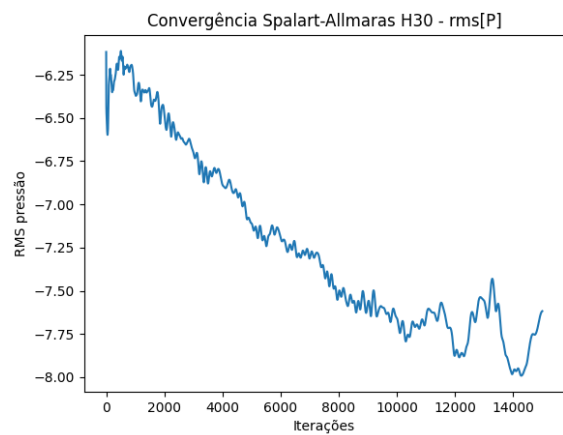


(b) Valores de rms_p

Figura 19: Valores para H20 SA

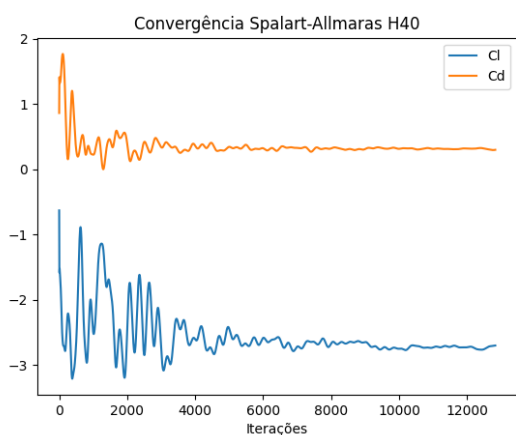


(a) Valores de C_l e C_d

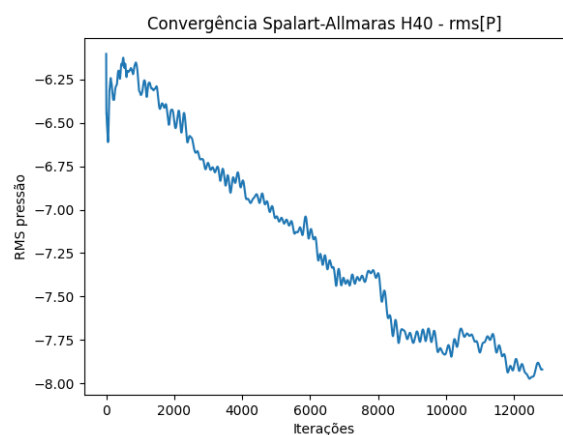


(b) Valores de rms_p

Figura 20: Valores para H30 SA

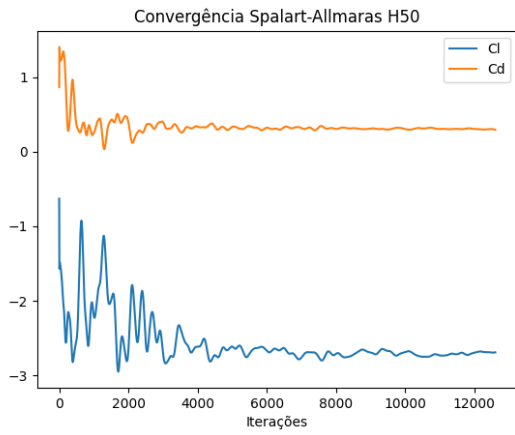


(a) Valores de C_l e C_d

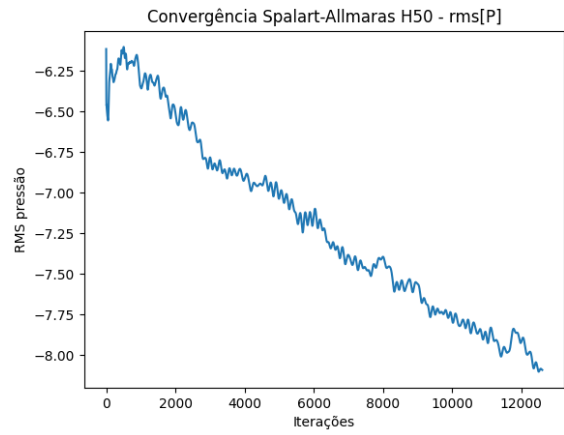


(b) Valores de rms_p

Figura 21: Valores para H40 SA

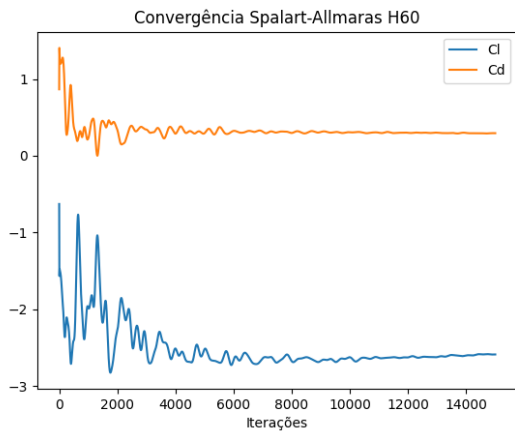


(a) Valores de Cl e Cd

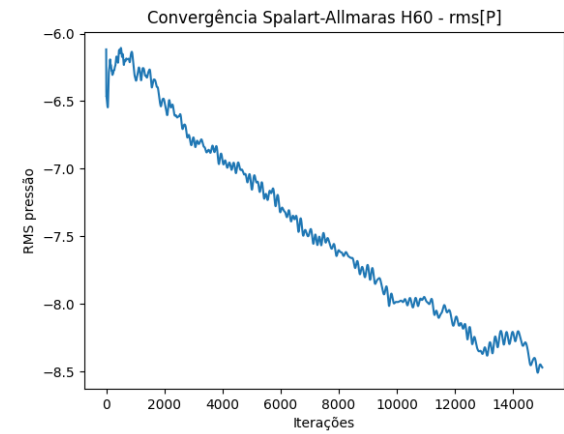


(b) Valores de rms_p

Figura 22: Valores para H50 SA

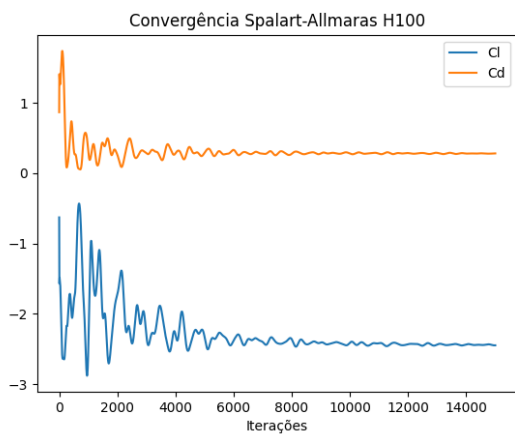


(a) Valores de Cl e Cd

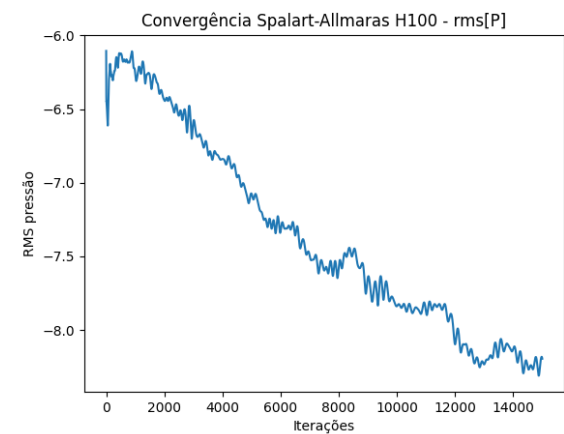


(b) Valores de rms_p

Figura 23: Valores para H60 SA

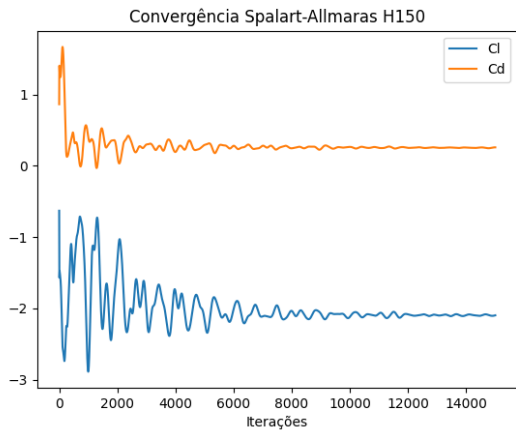


(a) Valores de Cl e Cd

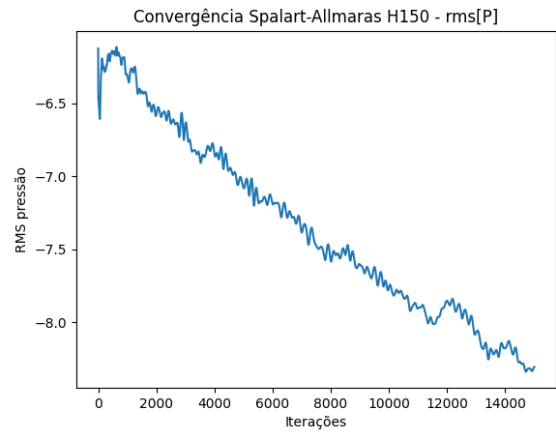


(b) Valores de rms_p

Figura 24: Valores para H100 SA

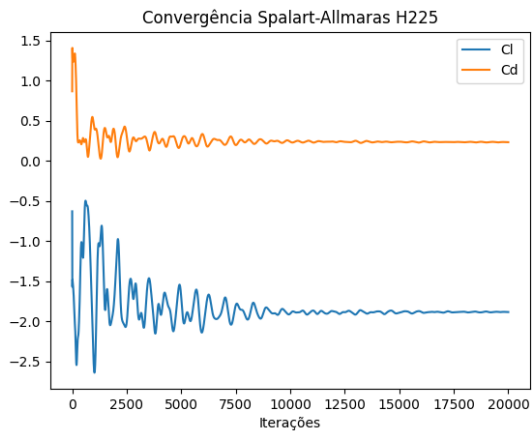


(a) Valores de Cl e Cd

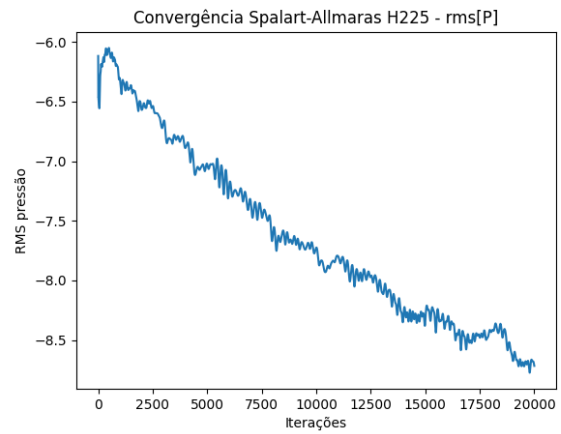


(b) Valores de rms_p

Figura 25: Valores para H150 SA

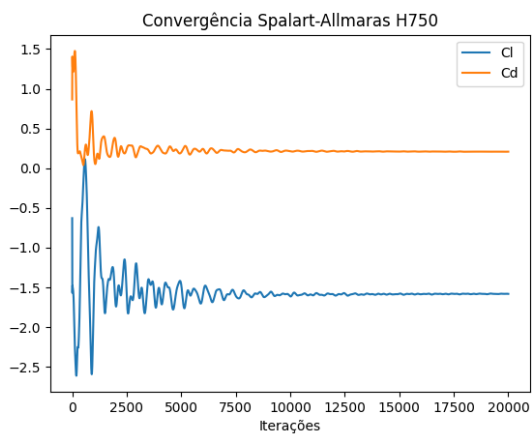


(a) Valores de Cl e Cd

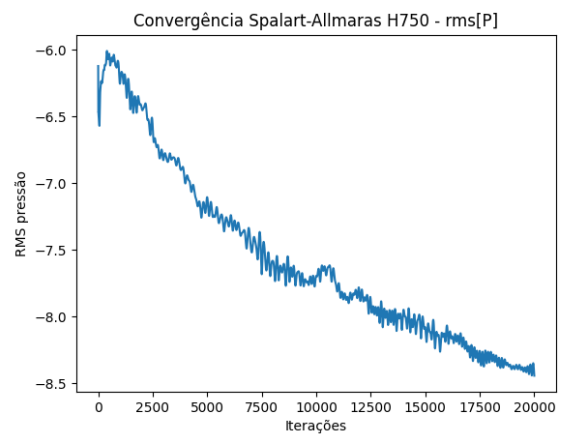


(b) Valores de rms_p

Figura 26: Valores para H225 SA



(a) Valores de Cl e Cd



(b) Valores de rms_p

Figura 27: Valores para H750 SA

I.2 CÓDIGO SU2

```
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%
% SU2 configuration file
% Case description: _____
% Author: _____
% Institution: _____
% Date: _____
% File Version 7.3.1 "Blackbird"
%
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% -DIRECT, ADJOINT, AND LINEARIZED PROBLEM DEFINITION -%
%
SOLVER= INC_RANS
%
KIND_TURB_MODEL= SST
%
MATH_PROBLEM= DIRECT
%
RESTART_SOL= NO
%
SYSTEM_MEASUREMENTS= SI
%
% ----- SOLVER CONTROL -----%
%
ITER= 1
%
INNER_ITER= 15000
%
OUTER_ITER= 1
%
TIME_ITER= 1
%
CONV_FIELD= PRESSURE
%
CONV_RESIDUAL_MINVAL= -8
%
CONV_STARTITER= 10
%
```

```

CONV_CAUCHY_ELEMS= 100
%
CONV_CAUCHY_EPS= 1E-10
%
RESTART_ITER= 0
%
WINDOW_CAUCHY_CRIT = YES
%
CONV_WINDOW_FIELD = (TAVG_DRAG, TAVG_LIFT)
%
CONV_WINDOW_STARTITER = 0
%
CONV_WINDOW_CAUCHY_EPS = 1E-3
%
CONV_WINDOW_CAUCHY_ELEMS = 10
%
% ----- DES Parameters -----%
%
HYBRID_RANSLES= SA_DDES
%
DES_CONST= 0.65
%
% ----- INCOMPRESSIBLE FLOW CONDITION DEFINITION -----%
%
INC_DENSITY_MODEL= CONSTANT
%
INC_ENERGY_EQUATION = NO
%
INC_DENSITY_INIT= 1.2886
%
INC_VELOCITY_INIT= ( 30.0, 0.0, 0.0 )
%
INC_TEMPERATURE_INIT= 288.15
%
INC_NONDIM= INITIAL_VALUES
%
INC_DENSITY_REF= 1.0
%
INC_VELOCITY_REF= 1.0
%

```

```

INC_TEMPERATURE_REF = 1.0
%
INC_INLET_TYPE= VELOCITY_INLET
%
INC_INLET_DAMPING= 0.1
%
INC_OUTLET_TYPE= PRESSURE_OUTLET
%
INC_OUTLET_DAMPING= 0.1
%
BETA_FACTOR= 4.1
%
% ----- REFERENCE VALUE DEFINITION -----%
%
REF_ORIGIN_MOMENT_X = 0.0
REF_ORIGIN_MOMENT_Y = 1.1396098
REF_ORIGIN_MOMENT_Z = -0.3268714
%
REF_LENGTH= 0.380
%
REF_AREA= 0.203083
%
SEMI_SPAN= 0.0
%
% ----- VISCOSITY MODEL -----%
%
VISCOSITY_MODEL= CONSTANT_VISCOSITY
%
MU_CONSTANT= 1.716E-5
%
MU_REF= 1.716E-5
%
MU_T_REF= 273.15
%
SUTHERLAND_CONSTANT= 110.4
%
MU_POLYCOEFFS= (0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0)
%
% ----- DYNAMIC MESH DEFINITION -----%
%
SURFACE_MOVEMENT= MOVING_WALL

```

```

%
MARKER_MOVING= (GROUND)
%
SURFACE_MOTION_ORIGIN= 0.25 0.0 0.0
%
SURFACE_TRANSLATION_RATE = 30.0 0.0 0.0
%
MOVE_MOTION_ORIGIN = 0
%
% ----- BOUNDARY CONDITION DEFINITION-----%
%
MARKER_EULER= (WALLS, SYMM)
%
MARKER_HEATFLUX= (BA_MAIN,0,BA_FLAP,0,BF_MAIN,0,BF_FLAP,0,
E_MAIN,0,E_FLAP,0,I_MAIN,0,I_FLAP,0,GROUND,0,ENDPLATE,0,
SUPORTE,0)
%
MARKER_FAR= ( INLET, OUTLET )
%
%INLET_TYPE= TOTAL_CONDITIONS
%
%MARKER_INLET= ( INLET, 288.15, 101325.0, 0.0, 1.0, 0.0)
%
%MARKER_OUTLET= ( OUTLET )
%
% ----- WALL FUNCTION DEFINITION -----%
%
WALLMODEL_KAPPA= 0.41
%
WALLMODEL_B= 5.5
%
WALLMODEL_MINYPPLUS= 5.0
%
WALLMODEL_MAXITER= 200
%
WALLMODEL_RELFAC= 0.5

% ----- SURFACES IDENTIFICATION -----%
%
MARKER_PLOTTING = (BA_MAIN,BA_FLAP,BF_MAIN,BF_FLAP,E_MAIN,E_FLAP,
I_MAIN,I_FLAP,ENDPLATE)

```

```

%
MARKER_MONITORING = (BA_MAIN,BA_FLAP,BF_MAIN,BF_FLAP,E_MAIN,E_FLAP,
I_MAIN,I_FLAP,ENDPLATE)
%
MARKER_WALL_FUNCTIONS= (BA_MAIN,NO_WALL_FUNCTION,BA_FLA,
NO_WALL_FUNCTION,BF_MAIN,NO_WALL_FUNCTION,BF_FLAP,
NO_WALL_FUNCTION,E_MAIN,NO_WALL_FUNCTION,
E_FLAP,NO_WALL_FUNCTION,I_MAIN,NO_WALL_FUNCTION,
I_FLAP,NO_WALL_FUNCTION,ENDPLATE,NO_WALL_FUNCTION)
%
MARKER_PYTHON_CUSTOM = ( NONE )
%
MARKER_ANALYZE = (BA_MAIN,BA_FLAP,BF_MAIN,BF_FLAP,E_MAIN,
E_FLAP,I_MAIN,I_FLAP,ENDPLATE)
%
MARKER_ANALYZE_AVERAGE = AREA

% ----- COMMON PARAMETERS DEFINING THE NUMERICAL METHOD -----%
%
NUM_METHOD_GRAD= GREEN_GAUSS
%
NUM_METHOD_GRAD_RECON = NONE
%
CFL_NUMBER= 1.0
%
CFL_ADAPT= NO
%
CFL_ADAPT_PARAM= ( 0.1, 2.0, 10.0, 1e10, 0.001 )
%
MAX_DELTA_TIME= 1E6
%
RK_ALPHA_COEFF= ( 0.66667, 0.66667, 1.000000 )
%
OBJECTIVE_FUNCTION= DRAG
%
OBJECTIVE_WEIGHT = 1.0
%
CUSTOM_OBJSFUNC= 'DRAG + 10 * pow(fmax(0.4-LIFT, 0), 2) '

% ----- SLOPE LIMITER AND DISSIPATION SENSOR DEFINITION -----%
%

```

```

MUSCL_FLOW= NO
%
SLOPE_LIMITER_FLOW= VENKATAKRISHNAN
%
MUSCL_TURB= NO
%
SLOPE_LIMITER_TURB= VENKATAKRISHNAN
%
MUSCL_ADJFLOW= YES
%
SLOPE_LIMITER_ADJFLOW= VENKATAKRISHNAN
%
MUSCL_ADJTURB= NO
%
SLOPE_LIMITER_ADJTURB= VENKATAKRISHNAN
%
VENKAT_LIMITER_COEFF= 0.05
%
REF_SHARP_EDGES = 3.0
%
ADJ_SHARP_LIMITER_COEFF= 3.0
%
SENS_REMOVE_SHARP = NO
%
LIMITER_ITER= 999999
%
LAX_SENSOR_COEFF= 0.15
%
JST_SENSOR_COEFF= ( 0.5, 0.02 )
%
ADJ_LAX_SENSOR_COEFF= 0.15
%
ADJ_JST_SENSOR_COEFF= ( 0.5, 0.02 )

% ----- LINEAR SOLVER DEFINITION -----%
%
LINEAR_SOLVER= FGMRES
%
DISCADJ_LIN_SOLVER= FGMRES
%
LINEAR_SOLVER_PREC= ILU

```



```

%
DISCADJ_LIN_PREC= ILU
%
LINEAR_SOLVER_ILU_FILL_IN= 0
%
LINEAR_SOLVER_ERROR= 1E-6
%
LINEAR_SOLVER_ITER= 5
%
LINEAR_SOLVER_RESTART_FREQUENCY= 10
%
LINEAR_SOLVER_SMOOTHER_RELAXATION= 1.0
%
% ----- FLOW NUMERICAL METHOD DEFINITION -----%
%
CONV_NUM_METHOD_FLOW= JST
%
ROE_LOW DISSIPATION= FD
%
LOW_MACH_CORR= NO
%
LOW_MACH_PREC= NO
%
USE_ACCURATE_FLUX_JACOBIANS= NO
%
USE_VECTORIZATION= NO
%
ENTROPY_FIX_COEFF= 0.0
%
CENTRAL_JACOBIAN_FIX_FACTOR= 4.0
%
TIME_DISCRE_FLOW= EULER_IMPLICIT
%
NEWTON_KRYLOV= NO
%
% ----- TURBULENT NUMERICAL METHOD DEFINITION -----%
%
CONV_NUM_METHOD_TURB= SCALAR_UPWIND
%
TIME_DISCRE_TURB= EULER_IMPLICIT

```

```

%
CFL_REDUCTION_TURB= 1.0
%
% ----- HYBRID PARALLEL (MPI+OpenMP) OPTIONS -----%
%.
EDGE_COLORING_GROUP_SIZE= 512
%
LINEAR_SOLVER_PREC_THREADS= 0
%
% ----- PARTITIONING OPTIONS (ParMETIS) ----- %
%

PARMETIS_TOLERANCE= 0.02
%
PARMETIS_EDGE_WEIGHT= 1
PARMETIS_POINT_WEIGHT= 0
%
%
% ----- SCREEN/HISTORY VOLUME OUTPUT -----%
%
SCREEN_OUTPUT= (INNER_ITER, RMS_PRESSURE, PRESSURE,
RMS_VELOCITY, LIFT, DRAG)
%
HISTORY_OUTPUT= (ITER, RMS_PRESSURE, RMS_VELOCITY,
LIFT, DRAG)
%
VOLUME_OUTPUT= (COORDINATES, SOLUTION, PRIMITIVE)
%
SCREEN_WRT_FREQ_INNER= 1
%
SCREEN_WRT_FREQ_OUTER= 1
%
SCREEN_WRT_FREQ_TIME= 1
%
HISTORY_WRT_FREQ_INNER= 1
%
HISTORY_WRT_FREQ_OUTER= 1
%
HISTORY_WRT_FREQ_TIME= 1
%
OUTPUT_WRT_FREQ= 10, 250, 42

```

```
%  
WRT_PERFORMANCE= NO  
%  
WRT_RESTART_OVERWRITE= YES  
%  
WRT_SURFACE_OVERWRITE= YES  
%  
WRT_VOLUME_OVERWRITE= YES  
%  
% ----- INPUT/OUTPUT FILE INFORMATION -----%  
%  
MESH_FILENAME= H17_5-3D.cgns  
%  
MESH_FORMAT= CGNS  
%  
MESH_OUT_FILENAME= H17_5-3D.su2  
%  
SOLUTION_FILENAME= restart_flow.dat  
%  
SOLUTION_ADJ_FILENAME= solution_adj.dat  
%  
TABULAR_FORMAT= CSV  
%  
OUTPUT_FILES= (RESTART, PARAVIEW, SURFACE_PARAVIEW)  
%  
CONV_FILENAME= history  
%  
BREAKDOWN_FILENAME= forces_breakdown.dat  
%  
RESTART_FILENAME= restart_flow.dat  
%  
VOLUME_FILENAME= flow  
%
```