



UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
Curso de Engenharia Mecânica

CARLOS VINICIUS ALVES COIMBRA

**Dimensionamento de Mecanismo para
Variação do Ângulo de Ataque de Aerofólio
Destinado ao Automobilismo com Base em
Simulação Numérica**

SÃO LUÍS-MA
2018

CARLOS VINICIUS ALVES COIMBRA

Dimensionamento de Mecanismo para Variação do Ângulo de Ataque de Aerofólio Destinado ao Automobilismo com Base em Simulação Numérica

Monografia de graduação apresentada ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual do Maranhão como parte dos requisitos exigidos para obtenção do título Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Esp. Kaio Henrique Ferreira Nogueira de Nogueira

ESTE EXEMPLAR CORRESPONDE À VERSÃO FINAL DA MONOGRAFIA DEFENDIDA PELO ALUNO CARLOS VINICIUS ALVES COIMBRA, E ORIENTADA PELO PROF. ESP. KAIO HENRIQUE FERREIRA NOGUEIRA DE NOGUEIRA.

.....
ASSINATURA DO (A) ORIENTADOR (A)

SÃO LUÍS-MA
2018

FICHA CATALOGRÁFICA ELABORADA PELA
BIBLIOTECA CENTRAL - UEMA

Coimbra, Carlos Vinicius Alves.

Dimensionamento de Mecanismo para Variação do Ângulo de Ataque de Aerofólio Destinado ao Automobilismo com Base em Simulação Numérica. / Carlos Vinicius Alves Coimbra. – São Luís, 2018.

98 f.

Monografia (Graduação) – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual do Maranhão, 2018.

Orientador: Prof. Kaio Henrique Ferreira Nogueira de Nogueira.

1. Aerofólio, Aerodinâmica. 2. Fluidodinâmica Computacional, ANSYS Fluent. 3. Otimização Topológica, Inventor. 4. Dinâmica Veicular. I. Título.

CDU 621.67:639.3

UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA E PRODUÇÃO

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**Dimensionamento de Mecanismo para
Variação do Ângulo de Ataque de Aerofólio
Destinado ao Automobilismo com Base em
Simulação Numérica**

Autor: Carlos Vinicius Alves Coimbra

Orientador: Prof. Esp. Kaio Henrique Ferreira Nogueira de Nogueira

A Banca Examinadora composta pelos membros abaixo aprovou esta Monografia:

Prof. Me. Flavio Nunes Pereira
Instituição UEMA

Prof. Esp. Kaio Henrique Ferreira Nogueira de Nogueira
Instituição UEMA

Prof. Esp. Carlos Ronyhelton Santana de Oliveira
Instituição UEMA

A Ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no processo de vida acadêmica do aluno.

São Luís-MA, 25 de Junho de 2018.

Dedico à minha mãe pelo incentivo e contribuição
para minha trajetória acadêmica.

Agradecimentos

À minha mãe.

À minha namorada Fernanda Lessmann Ronchi pelo apoio emocional.

Ao Professor Kaio Nogueira, pela oportunidade de desenvolver este trabalho sendo orientador do mesmo e pelo conhecimento fornecido.

Aos Professores Carlos Ronyelton e Flavio Nunes, por aceitarem fazer parte desta banca.

E por fim, a todos que produziram o conhecimento necessário para a produção deste trabalho.

*“Oh! Imodesto mortal! Seu destino é a alegria de
ver a batalha da constante mudança!”*

Ludwig Eduard Boltzmann

Resumo

Os principais fatores que determinam um veículo de corrida vencedor são a potência motora disponível, a adesão do pneu ao solo, projeto de chassi e a sua aerodinâmica. Inicialmente avanços tecnológicos eram focados somente nos três primeiros e, pelo seu alto custo, somente equipes com maiores orçamentos eram vencedoras. Isso mudou com o refino do estudo da aerodinâmica, relativamente mais barata quando comparada com avanços em motores, pneus e chassi, e hoje em dia todo veículo de corrida passa por testes em tuneis de vento. Esse importante avanço tecnológico permite aos veículos maior capacidade de fazer curvas, maior capacidade de frenagem e ainda diminuição da potência motora requerida. Isso se dá pelo aumento da carga normal na interface pneu asfalto, proveniente da sustentação aerodinâmica, e pelo aumento ou diminuição da força resistiva ao movimento proveniente do arrasto aerodinâmico através de um aerofólio. Os aerofólios a princípio eram estáticos e com o tempo os engenheiros passaram a adotar aerofólios que atendessem as diferentes solicitações de uma pista como uma alta sustentação em uma curva de alta velocidade e um baixo arrasto em nas retas afim da obtenção de uma maior velocidade final. Isso se dá pela variação do ângulo de ataque do aerofólio através de um mecanismo provido de motor elétrico que resista as forças aerodinâmicas. Essas forças devem ser conhecidas para o projeto do mecanismo e podem ser obtidas por simulações numéricas, que representam uma vantagem econômica em relação a outros métodos como túnel de vento. A obtenção destas forças através da fluidodinâmica computacional para a definição do motor elétrico capaz de variar o ângulo de ataque do aerofólio e para a definição do suporte e uma otimização topológica deste são o objetivo deste trabalho. As simulações de fluidodinâmica computacional para este projeto serão comparadas a experimentos já realizados como forma de validar a simulação que inicialmente é bidimensional.

Palavras-chave: CFD. Navier-Stokes. Aerofólio. Dinâmica Veicular. Interface Pneu-solo. Discretização.

Abstract

The main factors that determine a winning race car are available engine power, tire adhesion, chassis design and its aerodynamics. Initially technological developments were focused only on the three first and, due to its high cost, only teams with bigger budgets were winners. This changes with the aerodynamics study refinement, relatively less expensive than the engine, tire adhesion and chassis design development, and today every racing car undergoes a wind tunnel test. This important technologic advance allows the vehicles reach higher cornering speeds, higher breaking power and less engine power required. This is achieved by the increase in the normal force acting in the tire-asphalt interface provided by the aerodynamic lift and, by the increase or decrease in resistive force of the movement by the aerodynamic drag generated by an airfoil. The airfoils were initially static, and as time progressed the engineers adopted airfoils that can attend the different solicitations found in a circuit such as high downforce in high speed corners and low drag in straight lines to reach higher maximum speeds. This is achieved by the variation of the airfoil angle of attack by a mechanism provided with an electric motor that can surpass the aerodynamic forces. These forces must be known prior to the mechanism design and can be obtained by numerical simulations that represent an economic advantage over the other methods such as wind tunnel. Obtaining these forces through computational fluid dynamics, CFD, for the selection of the electric motor able to vary the airfoil angle of attack and for the support selection and its topological optimization are the main objective of this project. The numerical simulations made in ANSYS Fluent for this project will be compared to previous experimental works for the simulation validation sake. This simulation is a 2D simulation.

Keywords: CFD. Navier-Stokes. Airfoil. Vehicle Dynamics. Tire-Asphalt interface. Discretization.

Lista de Ilustrações

Figura 1.1	Ângulo de ataque à 50km/h.	28
Figura 1.2	Ângulo de ataque à 120km/h.	28
Figura 1.3	Ângulo de ataque à 265km/h.	28
Figura 1.4	Ângulo de ataque à 270km/h sob forte frenagem.	28
Figura 3.1	Analogia de caminhada ao slip angle demonstrando o desvio entre a direção do movimento e a trajetória real do movimento.	35
Figura 3.2	Força lateral em relação ao slip angle para várias cargas.	36
Figura 3.3	Força lateral em relação ao slip angle para várias cargas normalizado.	37
Figura 3.4	Força lateral em relação à carga.	38
Figura 3.5	Diagrama Polar descrevendo os limites do campo de atuação de um veículo.	39
Figura 4.1	Gráfico da curva de avanço tecnológico no desenvolvimento de carros de passeio e carros de corrida.	40
Figura 4.2	Gráfico da curva de potência disponível na 4 ^a e 5 ^a marchas e potência de arrasto.	41
Figura 4.3	Gráfico da variação da distância de frenagem de acordo com velocidade inicial para vários coeficientes de sustentação.	43
Figura 4.4	<i>Dragster</i> da classe <i>Top Fuel</i> do campeonato NHRA em frenagem com paraquedas.	44
Figura 4.5	Efeito da sustentação aerodinâmica na máxima velocidade de curva.	45
Figura 5.1	Aerofólio genérico.	46
Figura 5.2	Vista lateral de um aerofólio genérico.	46
Figura 5.3	Partes de um aerofólio.	47
Figura 5.4	Linhas de corrente ao redor de um aerofólio.	48
Figura 5.5	Distribuição de pressão ao redor de um aerofólio.	48
Figura 5.6	Efeito da curvatura do aerofólio na sua sustentação.	49
Figura 5.7	Ilustração da separação do escoamento.	51
Figura 5.8	Ilustração da camada limite no aerofólio.	51
Figura 5.9	Coefficiente de fricção, C_f , de uma placa plana paralela ao escoamento para camadas limite laminares e turbulentas em relação ao número de Reynolds.	52
Figura 5.10	Distribuição de pressão em um aerofólio GA(W)-1 em escoamento separado e a distribuição de pressão para o caso do escoamento acoplado no mesmo aerofólio.	53
Figura 5.11	Variação do coeficiente de arrasto devido variação do angulo de ataque.	54
Figura 5.12	Ilustração da localização do centro de pressão em um aerofólio genérico.	55
Figura 5.13	Dados de sustentação arrasto e momento de um perfil NACA 0009.	56
Figura 5.14	Efeito do número de Reynolds em u aerofólio simétrico NACA 0012.	57
Figura 5.15	Ilustração da diferença entre os padrões de estol com a variação do angulo de ataque e coeficiente de sustentação.	58
Figura 6.1	Volume de controle infinitesimal.	63
Figura 6.2	Vistas do volume de controle infinitesimal.	64
Figura 6.3	Variação do coeficiente de sustentação com a variação do angulo de ataque.	71
Figura 6.4	Ilustração da localização da descontinuidade em um aerofólio.	72
Figura 6.5	Ilustração da formação da vorticidade inicial.	73

Figura 6.6	Deformação do fluido entre duas placas planas, tendo a superior a direção de movimento como ilustrado.	74
Figura 6.7	Ilustração de escoamento de um fluido sob uma placa plana.	75
Figura 6.8	Ilustração da espessura da camada limite.	75
Figura 6.9	Fluxograma com passos para uma simulação. Discretização da Equação do Transporte Escalar em um Volume de Controle.	77
Figura 6.10	Discretização da Equação do Transporte Escalar em um Volume de Controle.	84
Figura 6.11	Gráfico de curvas de convergência de um escoamento no ANSYS <i>Fluent</i> .	92
Figura 6.12	Resolução do centroide de uma célula.	94
Figura 7.1	Conceitos de controle aplicados no controle de movimento.	96
Figura 7.2	Ilustração das variáveis da equação para obtenção do torque.	97
Figura 7.3	Ligação de um servo no controlador Arduino.	98
Figura 7.4	Sensor de posição LM393.	98
Figura 8.1	Volume de controle para simulação.	100
Figura 8.2	Configurações para obtenção da primeira malha.	100
Figura 8.3	Parâmetros para geração de camada limite para modelo de turbulência K- ϵ Realizável.	101
Figura 8.4	Parâmetros para geração de camada limite para modelo de turbulência. Spalart-Allmaras.	102
Figura 8.5	Malha 2.	102
Figura 8.6	Malha 1.	103
Tabela 8.1	Resultados da simulação utilizando a malha 2.	104
Tabela 8.2	Erros dos resultados da simulação utilizando a malha 2.	104
Tabela 8.3	Resultados da simulação utilizando a malha 1.	104
Tabela 8.4	Erros dos resultados da simulação utilizando a malha 1.	104
Tabela 8.5	Especificações da Máquina.	105
Figura 8.7	Caixa de diálogo da ferramenta Airfoil Plotter.	106
Figura 8.8	Parte do arquivo <i>Comma Seperated Values</i> (CSV).	106
Figura 8.9	Caixa de diálogo para definição das componentes da velocidade do escoamento.	107
Tabela 8.6	Cálculo das componentes da velocidade.	107
Figura 8.10	Centro de pressão estimado para a simulação.	108
Figura 8.11	Localização do centro de pressão estimado.	108
Figura 8.12	Caixa de diálogo para obtenção da sustentação a 15°.	110
Tabela 8.7	Resultados obtidos pela simulação.	110
Figura 8.13	Linhas de corrente coloridas de acordo com a pressão dinâmica para ângulo de ataque de 10°.	111
Figura 8.14	Especificações do servo HS-7950TH.	112
Figura 8.15	Dimensões do servo HS-7950TH.	112
Figura 8.16	Algoritmo para controle do ângulo de ataque do mecanismo.	113

Figura 8.17	Propriedades mecânicas do CFRP.	114
Figura 8.18	Dimensões de protótipo.	114
Figura 8.19	Quadro com propriedades físicas do protótipo.	115
Figura 8.20	Localização do ponto de aplicação das forças.	116
Figura 8.21	Malha utilizada para otimização topológica.	116
Figura 8.22	Solução da ferramenta <i>Shape Generator</i> .	117
Figura 8.23	Quadro de propriedades físicas da solução.	117
Figura 8.24	Detalhe de engrenagens do mecanismo.	118
Figura 8.25	Lista de peças.	119
Figura 8.26	Vistas do mecanismo.	120

Lista de Símbolos

ϕ	Variável genérica transportada
$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} V$	Discretização temporal da equação do transporte
Θ	Taxa de dissipação proveniente da viscosidade
$\int_V \rho u_i g_i dV$	Taxa de trabalho realizado por forças de corpo
$\int_A u_i \tau_{ij} dA_j$	Taxa de trabalho realizado por forças de superfície
$-\int_A q_i dA_i$	Transferência de calor em área infinitesimal
$\nu_t = \frac{\mu_t}{\bar{\rho}}$,	$\nu_t = \frac{\mu_t}{\bar{\rho}}$,
ε	Dissipação de energia cinética turbulenta
$\vec{r}_{AB} \times \vec{F}_p$	Vetor de momento de pressão
$\vec{r}_{AB} \times \vec{F}_v$	Vetor de momento viscoso
$\vec{a} \cdot \vec{F}_p$	Componente da força de pressão na direção
$\vec{a} \cdot \vec{F}_v$	Componente da força viscosa na direção
f_{v1}	Amortecimento viscoso
α	Ângulo de ataque
C_{b2}	Constante do modelo Spalart-Allmaras
<i>CFRP</i>	<i>Carbon fiber reinforced plastic</i>
<i>CSV</i>	<i>Comma separated values</i>
$C_{l_{m\acute{a}x}}$	Máximo coeficiente de sustentação antes do estol
C_d	Coeficiente de arrasto
C_p	Coeficiente de pressão
C_m	Coeficiente de momento
$C_{m_{c/4}}$	Coeficiente de momento a um quarto da corda do aerofólio
d	Comprimento da corda
∇	Operador vetorial Del
dA	Área infinitesimal
$d\vec{F}$	Derivada do vetor força
dm	Massa infinitesimal
i, j, k	Eementos da base unitária
F	Força
f_{v1}	Amortecimento viscoso
G_b	Geração de energia cinética turbulenta por flutuabilidade
G_k	Geração de energia cinética turbulenta por gradientes de velocidade média
G_v	Produção de viscosidade turbulenta
$\nabla \phi$	Gradiente de variável genérica transportada
dx, dy, dz	Arestas Infinitesimais de um cubo
$\nu_t = \frac{\mu_t}{\bar{\rho}}$	Viscosidade turbulenta cinemática
$e + \frac{1}{2} u_i^2$	Energia armazenada por unidade de massa
Eu	Número de Euler
Γ	Circulação
g	Aceleração da gravidade
k	Energia cinética de turbulência

$k_{termica}$	Difusividade Térmica
l	Comprimento tomado pela circulação
LED	<i>Light-emitting diode</i>
∂C	Contorno ao redor de objeto em escoamento
$D_{tot} \cdot V$	Equação da potência motora requerida
\vec{V}	Vetor velocidade
V^3	Cubo da velocidade
$\tilde{\nu}$	Variável transportada no modelo Spalart-Allmaras
ν	Viscosidade molecular
ρ	Densidade
$\frac{\rho V^2}{2}$	Pressão dinâmica
$-\rho \overline{u'_i u'_j}$	Tensor tensão de Reynolds
PWM	<i>Pulse width modulation</i>
$p(\nabla * u)$	Taxa de trabalho por expansão de volume
p	Pressão
P_∞	Pressão estática da corrente fluida
Q	Centro geométrico de um volume de controle infinitesimal
$q = -k\nabla T$	Fluxo de calor por condução térmica
q_i	Fluxo de calor por unidade de área
R	Raio de curvatura de um trajeto
Re	Número de Reynolds
RPM	Rotações por minuto
SAE	<i>Society of automotive engineers</i>
$\sigma_{\tilde{\nu}}$	Constante do modelo Spalart-Allmaras
σ_ϵ	Número turbulento de prandtl para ϵ
σ_k	Número turbulento de prandtl para k
T	Temperatura
t	Tempo
ω_k	Velocidade angular
$\overline{\Omega}_{ij}$	Tensor medio de taxa de rotação
μ	Viscosidade absoluta
u, v, w	Velocidades nas direções x,y,z respectivamente
x, y, z	Direções espaciais
$Y^+ \text{ value}$	Distância adimensional para determinação de resolução de malha
Y_ν	Destruição de viscosidade turbulenta

Sumário

1	INTRODUÇÃO	27
2	OBJETIVOS	33
2.1	Objetivo Geral	33
2.2	Objetivos Específicos	33
3	ESTUDO DO COMPORTAMENTO DO PNEU	34
3.1	Interface Pneu-Asfalto	34
4	EFEITO DA AERODINÂMICA NA PERFORMANCE	40
4.1	Velocidade Máxima	41
4.2	Frenagem em Linha Reta	43
4.3	Máxima Velocidade de Curva	45
5	AEROFÓLIO	46
5.1	Aspectos Básicos de um Aerofólio	46
5.2	Sustentação no Aerofólio	49
5.3	Arrasto no Aerofólio	51
5.4	Momento no Aerofólio	55
5.5	Impacto do Número de Reynolds no Aerofólio	56
5.6	Distribuição de Pressão Solicitada	58
6	FLUIDODINAMICA	60
6.1	Mecânica dos Fluidos	60
6.2	A Necessidade da Dinâmica dos Fluidos Computacional	61
6.3	Equações Regentes	63
6.3.1	Conservação da Massa	63
6.3.2	Conservação do Momento e Equação de Navier-Stokes	65
6.3.3	Conservação da Energia e 1ª Lei da Termodinamica	67
6.3.4	Diferença de Pressão e Equação de Bernoulli	69
6.4	Geração de Circulação e Condição de Kutta	71
6.5	Viscosidade	74
6.6	Camada Limite	75
6.7	Número de Reynolds	76
6.8	ANSYS Fluent	77
6.8.1	Modelo Físico	79
6.8.2	<i>Density-Based</i>	79

6.8.3	Equação Genérica do Transporte Escalar: Discretização e Solução	82
6.8.4	Turbulência	84
6.8.5	RANS	85
6.8.6	Spalart-Allmaras	86
6.8.7	K- ϵ Realizável	89
6.8.8	Discretização Espacial	92
6.8.9	<i>Third-Order MUSCL Scheme</i>	93
6.8.10	Resolução dos Gradientes	94
6.8.11	Resolução dos Gradientes pelo Método <i>Least Squares Cell-Based</i>	94
7	DIMENSIONAMENTO DE SERVOSISTEMAS	96
7.1	Servomotor RC e Controle via Arduíno	97
8	MATERIAIS E MÉTODOS	99
8.1	Geração e Validação da Malha	99
8.2	Obtenção dos Esforços Gerados pelo Aerofólio	105
8.3	Seleção do Servo	111
8.3.1	Controle da Posição	112
8.4	Otimização Topológica do Suporte	113
8.5	Montagem Final	118
9	CONCLUSÃO	121
	Referências	123

1 INTRODUÇÃO

Todos as componentes das forças e dos momentos gerados pela aerodinâmica de um veículo afetam-no das seguintes formas. Primeiro a sustentação aerodinâmica nos eixos dianteiro e traseiro ou ainda o downforce tem um efeito proeminente no aumento do limite operacional de um carro de corrida e no seu balanço direcional. Segundo, o arrasto aerodinâmico é um fator determinante da aceleração à frente e da frenagem em altas velocidades e ainda para a velocidade máxima.

A partir daí faz-se o uso de aerofólios para promoverem o downforce o que aumenta bastante a eficiência do carro de corrida pois a aerodinâmica afeta diretamente a aceleração máxima de curva, a máxima tração, capacidade de frenagem e o balanço na máxima aceleração em uma curva. (KATZ, 1995)

O aerofólio dianteiro e traseiro são as peças aerodinâmicas mais importantes de um carro de corridas. Eles possuem uma variedade de perfis que variam de acordo com as solicitações de arrasto e sustentação de cada circuito. Pistas com traçado lento e com várias curvas necessitam de perfis aerodinâmicos que favoreçam a sustentação. Já circuitos de traçado mais rápido e com longas retas requerem uma redução do arrasto. Afim de aumentar a eficiência de um aerofólio, fabricantes de automóveis e até equipes de F1 utilizam a tecnologia Active Aerodynamics e DRS, que variam o ângulo de ataque do aerofólio de acordo com as solicitações da pista. Em baixas velocidades o ângulo de ataque é pequeno propiciando uma sustentação moderada, em médias o angulo de ataque aumenta e conseqüentemente a sustentação, em altas velocidades o ângulo de ataque volta a diminuir afim de diminuir o demasiado arrasto aerodinâmico nestas situações. Sob frenagem o ângulo de ataque aumenta bastante aumentando também consideravelmente o arrasto, ajudando na frenagem. Essa variação é demonstrada na série de figuras do McLaren P1 sob diferentes solicitações retiradas do simulador Asseto Corsa da Kunos Simulazioni.

Figura 1.1 – Ângulo de ataque à 50km/h.



Fonte: Asseto Corsa®

Figura 1.2 – Ângulo de ataque à 120km/h.



Fonte: Asseto Corsa®

Figura 1.3 – Ângulo de ataque à 265km/h.



Fonte: Asseto Corsa®

Figura 1.4 – Ângulo de ataque à 270km/h sob forte frenagem.



Fonte: Asseto Corsa®

O downforce, que é uma força originada pela diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso do aerofólio, atua aumentando a força normal na região pneu-asfalto possibilitando, até certo ponto, maiores velocidades de curva e capacidade de frenagem. Já o arrasto aerodinâmico ou ainda drag aumenta rapidamente com o aumento de velocidade e se traduz numa força contrária ao movimento do veículo. Durante um circuito, essas forças aerodinâmicas podem ser necessitadas em maior ou menor grau dependendo de qual parte do circuito o veículo se encontra, seja a entrada ou saída de uma curva ou ainda uma longa reta. E para uma eficiente distribuição dessas forças ao longo de todas as situações encontradas em um circuito o uso de um aerofólio com ângulo de ataque variável é uma solução com o objetivo de deixar carros como os de F1 mais eficientes.

Para o desenvolvimento de aerofólios com ângulo de ataque variável existem diferentes formas de se investigar a peça, como teste em pista, túnel de vento e Computacional Fluid Dynamics (CFD) dinâmica dos fluidos computacional. Cada método tem suas vantagens e desvantagens e considerações de custo e disponibilidade de certos tipos de centros de teste irão ditar quais ferramentas serão utilizadas para um aerofólio em particular e seu desenvolvimento.

O teste em pista possui serias dificuldades envolvidas na medição da sustentação e do arrasto e suas distribuições no eixo traseiro e dianteiro como vibração da suspensão, condições ambientais variáveis e ainda por motivos óbvios não pode ser utilizada em fases iniciais de projeto. Túneis de vento tem a vantagem de serem um ambiente controlado, entretanto possuem um custo elevado construção e operação.

CFD permite uma simulação de túnel de vento possibilitando a análise da performance aerodinâmica de aerofólios sem a necessidade da construção de um modelo reduzindo o tempo e o custo da fase de projeto da peça.

Ao utilizar a metodologia CFD o engenheiro terá acesso a dados de: escoamento interno de fluidos como o fluxo que entra nos cilindros pelas sedes de válvula, escoamento externo de fluidos como o escoamento do ar em um dado aerofólio e ainda um escoamento hidrodinâmico como o que ocorre sobre um navio.

O engenheiro que utiliza a metodologia CFD para o desenvolvimento do projeto de um aerofólio tem acesso a importantes dados como as distribuições de pressão na superfície do aerofólio e dados para a visualização do fluxo como linhas de corrente ou streamlines que permitem verificar onde o fluxo se separa. A partir da posse desses dados o engenheiro pode fabricar um aerofólio com menos incertezas resultando em uma peça de maior eficiência que atende mais precisamente as necessidades do veículo. Essa metodologia permite ainda o teste

de inúmeras soluções de geometria para o projeto de um aerofólio, com isso a peça validada para fabricação e túnel de vento é bastante acurada e gera um produto final com poucos erros.

A forma analítica de resolver problemas de engenharia pode ser aplicada a problemas mais simples, entretanto, aplicar essa metodologia na aerodinâmica automotiva possui uma dificuldade que reside na complexidade das equações de dinâmica dos fluidos. Ao utilizar CFD nessas situações mais complexas, as maiores vantagens são a rápida resposta da análise de um aerofólio sem fabricar o mesmo, podem servir de diagnóstico para aerofólios já construídos, a parametrização que permite utilizar os dados gerados em uma primeira simulação afim de testar uma nova configuração de aerofólio, informações detalhadas depois que a simulação é concluída e ainda os resultados das simulações são mais compreensíveis do que os outros métodos.

O ANSYS Fluent oferece a capacidade de modelar problemas de uma forma compreensível para um grande número de problemas de dinâmica dos fluidos seja para escoamentos incompressíveis, compressíveis, laminar e turbulento. Tanto análises transientes como em estado estacionário são possíveis também. No ANSYS Fluent, uma gama de modelos matemáticos para os fenômenos de transporte é combinada com a habilidade de modelar geometrias complexas. Exemplos da aplicação do ANSYS Fluent incluem fluxos laminares de fluidos não newtonianos em equipamentos da indústria de processos; conjugar transferência de calor em turbomáquinas com peças de motor de um veículo; combustão de carvão pulverizado em boilers; aerodinâmica externa; fluxo em compressores, bombas e ventiladores; fluxo multifase em colunas de bolha e leitos fluidizados. Ainda assim, faz-se necessário validar a análise CFD com base em análises de aerofólios reais realizadas anteriormente em túnel de vento como por exemplo os experimentos realizados por Sellig.

Um perfil de asa utilizado no automobilismo deve visar a diminuição do arrasto aerodinâmico em altas velocidades. O crescimento do arrasto é indesejado pois diminui a eficiência do veículo em fluir no ar e gera a necessidade de mais potência motora. Consequentemente isso precisará de uma posição de ângulo de ataque 0 que diminui drasticamente a sustentação. Em curvas sob aceleração a sustentação é requerida para aumentar a capacidade de virar do veículo através do aumento da força vertical na “pegada” no pneu no asfalto ou ainda aumento de carga no pneu. Isso solicita um aumento no ângulo de ataque para atingir a sustentação necessária. Em frenagens o arrasto é bem-vindo pois é uma adição de uma força no mesmo sentido da força de frenagem e, portanto, nessa situação o ângulo de ataque pode atingir valores de altíssimo arrasto.

O downforce, ou ainda sustentação, gerado por um aerofólio é a resultante entre duas componentes. A primeira advém do arrasto por atrito gerado pela viscosidade do fluido que é relacionado à camada limite em volta de todo o aerofólio por causa da tensão de cisalhamento. A segunda, uma pressão, que é causada pela diferença de velocidade entre escoamento do fluido no extradorso e no intradorso.

Ainda, como essa viscosidade pode variar ao longo da corrente fluida, de forma mais complexa que no regime laminar, o custo computacional para solucionar as equações regentes do escoamento de forma que se capte essas variações aumenta consideravelmente pois uma malha demasiado refinada é necessária para captar as menores variações e uma malha com esta característica é mais dispendiosa para o processador.

Essa variação ocorre no regime turbulento não somente baseada na temperatura como no regime estacionário e se a condição do parágrafo anterior não for satisfeita uma equação para a correção do valor da viscosidade faz-se necessária. Essa equação modela o escoamento turbulento segundo seus padrões de variação de propriedades do fluido, viscosidade inclusa, para regime turbulento. A utilização de tal equação contorna o problema do alto custo computacional ao resolver numericamente as equações regentes do escoamento em malhas menos refinadas e ao alcance do processador.

Daí surge a necessidade de determinar a relação entre as forças viscosas e as forças inerciais do escoamento em questão afim de determinar se o mesmo é laminar ou turbulento. O número de Reynolds para esta combinação de prova e veículo, de acordo com MSC SOFTWARE, 2015, está em uma faixa que nunca ultrapassa 10^6 . (PAKKAM, 2011) afirma ainda que o número de Reynolds varia entre 200.000 e 600.000 em carros do tipo Formula SAE.

No projeto do aerofólio de carros como este o engenheiro visa favorecer o downforce em relação ao arrasto, e para a obtenção de maiores coeficientes de sustentação a camada limite no dorso superior do aerofólio deve ser turbulenta o mais próximo possível do bordo de ataque.

Para o estudo desse modo turbulento de escoamento, o ANSYS dispõe do modulo Fluent que disponibiliza diferentes abordagens para a modelação do escoamento turbulento como: Spalart-Allmaras *model*; *Standard*, RGN e *Realizable k- ϵ models* e ainda *Standard* and SST *k- ω models*. Este trabalho utilizará o Spalart-Allmaras *model* e o *Standard k- ϵ model*.

Os componentes para o caso do mecanismo deste trabalho podem ser selecionados em função das forças que atuam no aerofólio.

As forças aerodinâmicas geradas pelo aerofólio terão como resultado tensões nas peças que compõem o mecanismo que fará a variação do ângulo de ataque. No caso dos carros tipo Formula, de acordo com o regulamento da Formula SAE 2015, onde as velocidades são em

média de 48 a 57km/h, permitem escolher um acionamento por servo-motor e um mecanismo de acionamento leve.

O perfil utilizado para estudo, o Selig s1223, é indicado para o contexto das provas de Formula SAE pois é eficiente em produzir sustentação em baixas velocidades.

2 OBJETIVOS

2.1 Objetivo Geral

Este projeto tem como objetivo principal encontrar o valor das forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto geradas pelo escoamento no aerofólio em questão através de simulação numérica nos casos de maior solicitação, sendo estes quando o veículo inicia uma frenagem a partir de sua velocidade máxima e quando o veículo necessita da máxima sustentação possível em curvas de velocidade acentuada.

2.2 Objetivos Específicos

Abaixo estão listados os objetivos específicos do projeto:

- Estudo do comportamento do pneu para o entendimento de como downforce o afeta;
- Estudo do impacto da aerodinâmica na performance de um veículo;
- Obtenção do valor de esforço máximo gerada pela sustentação e arrasto do aerofólio no mecanismo através do *ANSYS Fluent*;
- Selecionar servo motor para o mecanismo;
- Selecionar peças do mecanismo e aplicar otimização topológica através da ferramenta *Shape Generator* do Autodesk *Inventor*.

3 ESTUDO DO COMPORTAMENTO DO PNEU

Neste capítulo serão estudadas as forças para acelerar um carro de corrida no plano horizontal que são originadas principalmente nos pneus, portanto, o conhecimento do comportamento dos mesmos é necessário para projetar um veículo mais eficiente. Os pneus são a fonte primária das forças e dos torques responsáveis pelo controle e estabilidade ou ainda o *Handling* do carro.

3.1 Interface pneu-asfalto

As forças e os momentos gerados nos pneus afetam o veículo de diferentes formas. O pneu de um veículo sustenta toda a massa amortecida pela suspensão e qualquer outra força no sentido vertical como a proveniente de uma imperfeição no solo ou a força aerodinâmica. A interação entre esse pneu solicitado por diferentes forças e o solo fornecem forças trativas, de viragem e de frenagem utilizadas pelo piloto para manobrar o carro de corrida. Os pneus também fornecem as forças necessárias para controlar e estabilizar o veículo, resistir ao vento e imperfeições no solo.

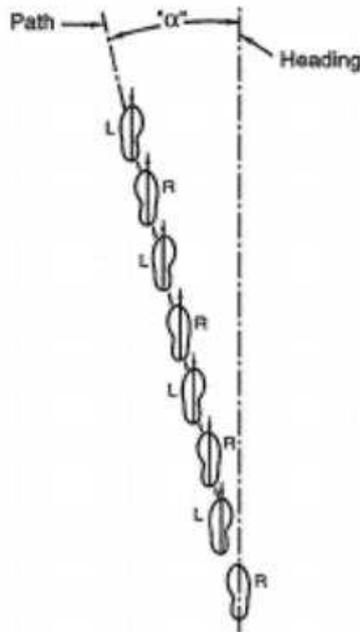
A porção do pneu em contato com o solo possui uma área e essa área é chamada de *footprint*. A borracha naquela área está presa no solo ou deslizando sobre ele. A adesão ao solo pelo pneu é função de mecanismos como o de *mechanical gearing*, os quais ainda não são completamente entendidos. Quando o coeficiente de fricção local é atingido a área começa a parcial ou totalmente deslizar pela pista. A força gerada depende da velocidade de deslizamento, da carga local e características da pista e da borracha. O processo de deslizamento também não é totalmente conhecido.

Seja o piloto ou o engenheiro responsável pelo projeto do carro de corrida é preciso saber até que ponto o pneu está preso ao solo ou deslizando sobre o mesmo e as forças que são desenvolvidas na *footprint*. Por sorte não é preciso conhecer profundamente os mecanismos de aderência e deslizamento. A performance de um veículo ao acelerar, em qualquer dado momento, é função das forças atuando na footprint.

É possível ainda, o pneu se movimentar em relação ao solo mesmo sem entrar em regime de deslizamento. Isso é possível devido a distorção do pneu que faz com que sempre uma nova

porção de borracha entre na footprint no momento em que o pneu rotaciona ao veículo fazer uma curva. Forças elásticas são geradas na estrutura do pneu que são iguais e opostas as forças atuando na footprint. Nesse caso a direção do movimento do pneu está a um certo ângulo do plano da roda e com isso a trajetória do movimento é um pouco desviada da trajetória feita pelo plano da roda. Esse ângulo é chamado *slip angle* e é retratado na Figura 3.1. A relação entre ele e a força lateral pode ser ilustrada segundo o modelo utilizado por (MILLIKEN, 1995) ilustrado na figura a seguir.

Figura 3.1 – Analogia de caminhada ao slip angle demonstrando o desvio entre a direção do movimento e a trajetória real do movimento.



Fonte: adaptado, MILLIKEN & MILLIKEN (1995)

Voltando as forças que atuam na footprint, a força normal é uma das mais importantes. Isso se deve ao fato de que as solicitações dos pneus no automobilismo acontecem próximas aos seus limites ou acima dele, ou seja, no pico ou acima da ‘carga vertical’ limite suportada por aquele pneu e nessa situação a footprint está deslizando quase completamente e a força lateral é o resultado da fricção da região pneu-asfalto. Se tomarmos o conceito de coeficiente de fricção definido como:

$$\mu = \frac{\text{Força de fricção na região pneu-asfalto}}{\text{Força normal na região pneu-asfalto}} \quad (3.1)$$

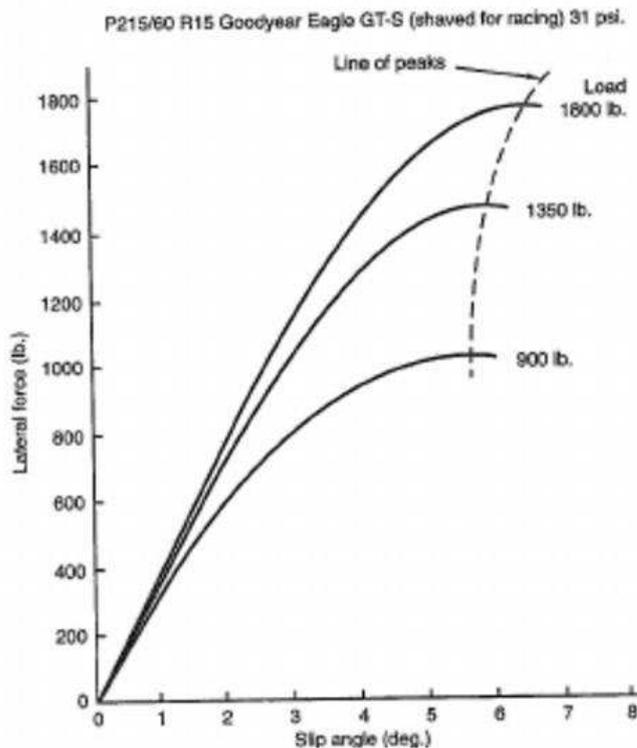
Isso sugere que, normalizando ou ainda a *nondimensionalization*, com o objetivo de separar a física (unidades) da matemática (álgebra e cálculo), da curva, de força lateral em relação ao slip angle, dividindo a mesma pela carga vertical resultará numa medição adimensional da quantidade de força lateral obtida em relação a carga:

$$\frac{\text{Força Lateral}}{\text{Carga no pneu}} = \text{Coeficiente de força lateral}, \frac{F_x}{F_y} \quad (3.2)$$

E a curva representada na figura 3.2 pode ser plotada novamente, agora normalizada como na figura 3.3. Essas curvas foram geradas por Calspan TIRF ao testar o pneu *Goodyer Eagle P225/70R15* afim de captar o efeito do *camber* na força lateral em diferentes níveis de carga vertical no pneu. O pneu foi testado a 60km/h e 31 *psi* de pressão.

E a curva representada na figura 3.2 pode ser plotada novamente, agora normalizada como na figura 3.3. Essas curvas foram geradas por Calspan TIRF ao testar o pneu *Goodyer Eagle P225/70R15* afim de captar o efeito do *camber* na força lateral em diferentes níveis de carga vertical no pneu. O pneu foi testado a 60km/h e 31 *psi* de pressão.

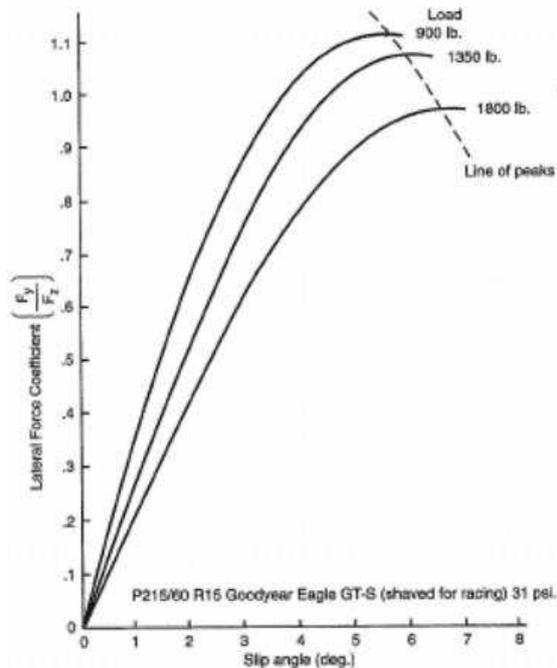
Figura 3.2 – Força lateral em relação ao slip angle para várias cargas.



Fonte: adaptado, MILLIKEN & MILLIKEN (1995)

Percebe-se a partir da Figura 3.2 que com o aumento de carga vertical no pneu maiores forças poderão ser geradas no mesmo aumentando a capacidade de fazer curvas.

Figura 3.3 – Força lateral em relação ao slip angle para várias cargas normalizado.

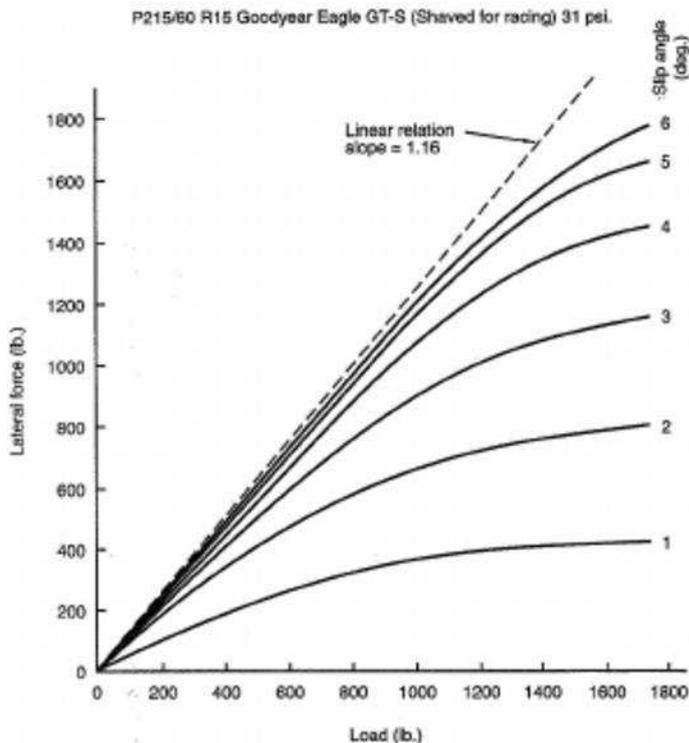


Fonte: adaptado, MILLIKEN & MILLIKEN (1995)

Será perceptível que os picos de todas as curvas de carga vertical são postos mais próximos quando plotadas normalizadas. E se todas elas atingirem o mesmo valor o pico de força lateral será simplesmente coeficiente de força lateral em relação a carga vertical no pneu.

Na realidade, o coeficiente de pico de força lateral ou coeficiente de fricção lateral é normalmente maior para cargas menores ou, da mesma forma cai com o crescimento da carga. Esse efeito é chamado *load sensitivity*. Essa “sensibilidade a carga” tem uma grande importância no equilíbrio de um carro de corrida funcionando no seu limite. Mudanças nas cargas verticais devido a curvas, aceleração e frenagens constantemente mudam a performance do pneu. A figura 3.4 ilustra a variação da força lateral de acordo com a carga a um dado slip angle. Nota-se que quanto maior a carga vertical maior será a força lateral que o pneu conseguirá originar dentro de sua estrutura. A partir daí faz-se necessário a utilização de pneus feitos de componentes de borracha mais adesivos ao asfalto, temperatura correta de operação e aerodinâmica para o aumento da carga vertical nos pneus propiciando ao pneu maior capacidade de gerar força lateral e sem adição de grande quantidade de massa.

Figura 3.4 – Força lateral em relação à carga.



Fonte: adaptado, MILLIKEN & MILLIKEN (1995)

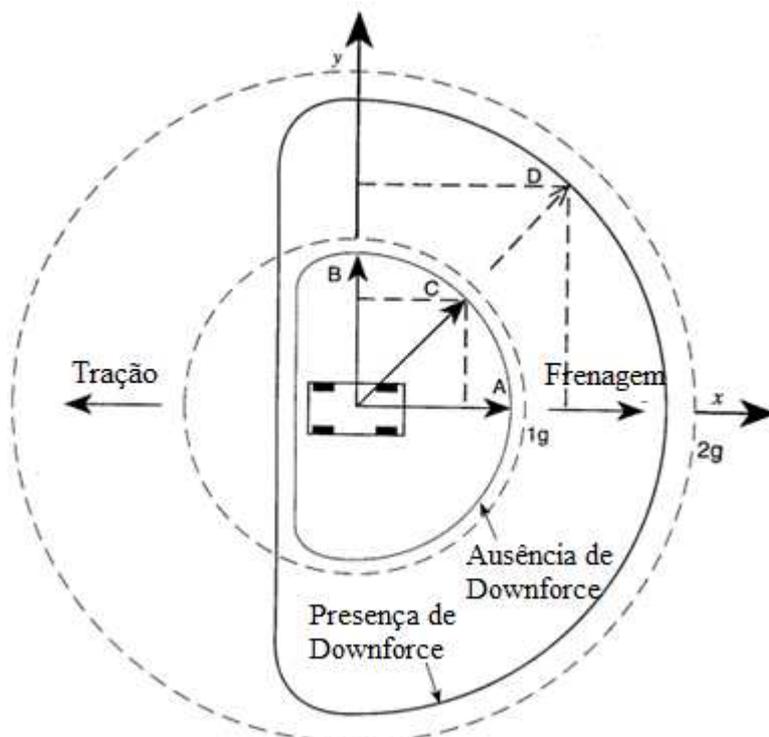
Analisando agora a Figura 3.5 de um diagrama polar onde o veículo está sob slip lateral e longitudinal quando por exemplo o veículo está ao mesmo tempo freando e fazendo uma curva percebe-se também que o auxílio da aerodinâmica aumenta a performance do pneu. O veículo aparece no centro do diagrama e move-se para a esquerda. Os círculos concêntricos ao redor do veículo (linhas pontilhadas) medem aceleração em termos de $g = 9.814m/s^2$ o que, do ponto de vista da engenharia pode ser diretamente relacionado ao coeficiente de adesão μ . Logo quanto mais longe um ponto estiver do centro do círculo maior será a aceleração e os círculos pequeno e grande representam as marcas de aceleração lateral $1g$ e $2g$ respectivamente. As linhas em formato “D” descrevem os limites da performance do veículo em termos de frenagem (direção +X) e acelerações ou tração (direção -X) e acelerações para a esquerda e para a direita (+Y e -Y respectivamente).

Suponha que o coeficiente de fricção máxima do pneu é em torno de 0.95, então durante frenagem em linha reta pode-se esperar desaceleração de μg . Essa condição é representada pelo ponto A no interior do formato em “D”. Quando este veículo vira para a direita (sem frear ou acelerar) então sua máxima aceleração na direção positiva de Y e no ponto B, e sua magnitude

deve ser a mesma do ponto A. Devido ao design do pneu e a geometria de suspensão esses valores são aparentemente próximos, mas não iguais. Similarmente, durante uma curva combinada com uma frenagem (ponto C) a magnitude da aceleração máxima é diminuída um pouco, entretendo, como indicado pelas linhas pontilhadas, as componentes nas direções X e Y diminuem. Isso significa que quando ao fazer uma curva perto do limite do pneu, a performance disponível para fazer curva é reduzida e o veículo pode começar a deslizar. Portanto a linha representando o caso sem auxílio das forças aerodinâmicas demonstrado na figura 3.5 descreve a região de maior performance para um dado veículo sem aerofólios ou em baixas velocidades.

A figura também indica que no lado da tração, o limite de aceleração é muito menor para frenagens e curvas porque na maioria dos casos a força propulsora é muito menor que $1g$. A segunda curva, com forças aerodinâmicas atuando, retrata uma situação hipotética onde a carga vertical nos pneus é dobrada pelo uso de aerofólios. Por exemplo, no ponto D no contorno, o veículo pode fazer uma curva muito mais rápida que um veículo sem o auxílio da aerodinâmica.

Figura 3.5 – Diagrama Polar descrevendo os limites do campo de atuação de um veículo.

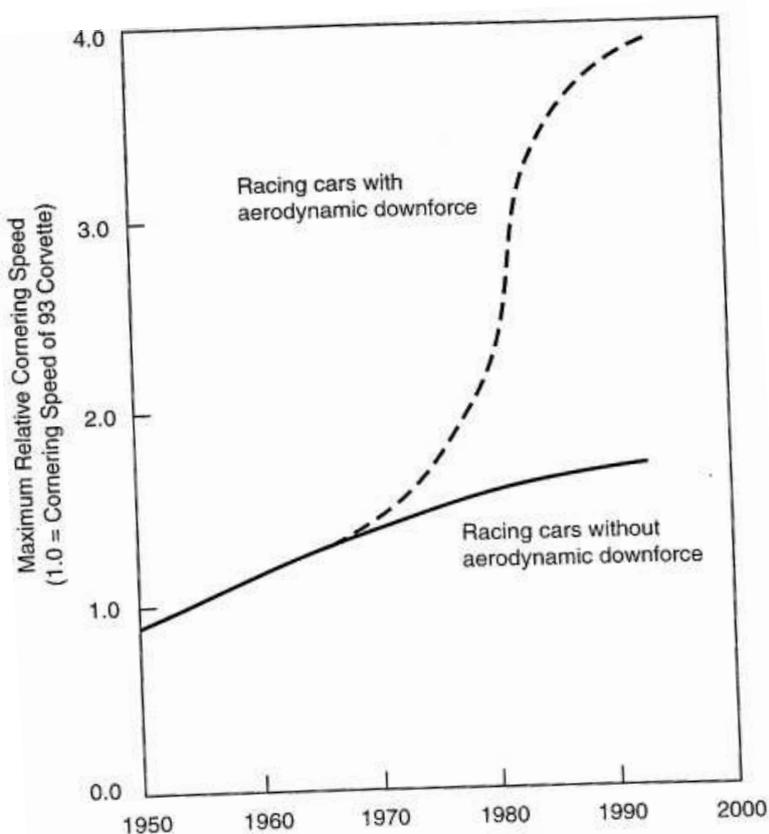


Fonte: adaptado, KATZ (1997)

4 EFEITO DA AERODINÂMICA NA PERFORMANCE

Neste capítulo são demonstrados exemplos de como a aerodinâmica influencia de forma significativa a performance de um carro de corrida. Esses exemplos tratam da velocidade máxima, frenagem em linha reta e velocidade máxima de curva.

Figura 4.1 – Gráfico da curva de avanço tecnológico no desenvolvimento de carros de passeio e carros de corrida.



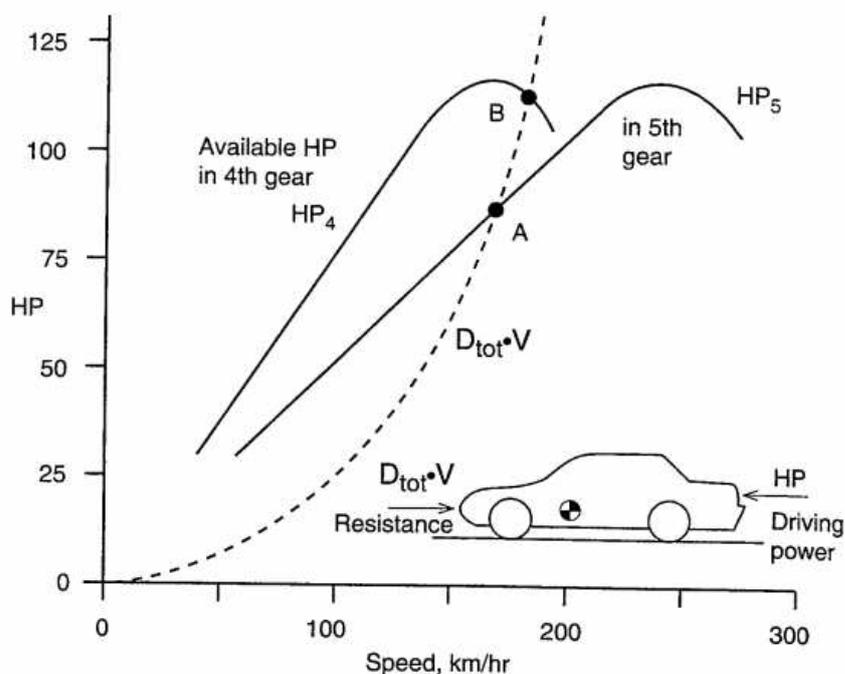
Fonte: adaptado, KATZ (1997)

A figura 4.1 representa dois crescimentos de melhorias tecnológicas propiciando aumento de máxima velocidade de curva relativa ao longo um range de anos, sendo que a velocidade de curva do Chevrolet *Corvette* 93 usada como base é 1. A linha cheia representa a moda de desenvolvimento dos pneus de carros e é o nível de capacidade de fazer curvas de carros quem não utilizam o aumento de carga vertical nos pneus. A linha pontilhada representa a moda de performance em velocidade de curva dos mais avançados carros incluindo F1, Indy e protótipos. O grande aumento na capacidade de fazer curvas mais rápido deve-se ao fato de utilização de aerofólios ou ainda asas invertidas e efeito solo.

4.1 Velocidade Máxima

A máxima velocidade constante de um veículo é atingida quando a máxima força propulsora disponível naquela velocidade é igual a força que resiste ao movimento do veículo resultante do arrasto aerodinâmico e a resistência a rolagem do pneu. Esse balanço, em termos de potência, força multiplicada pelo tempo, para um carro esportivo genérico e demonstrado na Figura 6.

Figura 4.2 – Gráfico da curva de potência disponível na 4ª e 5ª marchas e potência de arrasto.



Fonte: adaptado, KATZ (1997)

Analisando primeiramente a força propulsora disponível, percebe-se que a produção máxima de potência do motor, em termos de HP, inicialmente aumenta com o aumento do RPM e a potência máxima gerada pelo motor (sem deslizamento do disco de embreagem) pode ser relacionada, através da relação geral de marcha, à velocidade do veículo. Esta força propulsora máxima é retratada esquematicamente para duas relações de marcha, HP₄ e HP₅, que correspondem respectivamente à 4ª e 5ª (Overdrive) marchas de um carro de passeio.

O arrasto total no veículo, D_{tot} que é uma soma da resistência a rolagem do pneu e arrasto aerodinâmico), aumenta rapidamente com a velocidade, e sua potência requerida ($D_{tot} \cdot V$) é

representado pela linha pontilhada na Figura 4.2. Usualmente, o aumento na resistência a rolagem do pneu é muito pequena quando comparada ao rápido aumento no arrasto aerodinâmico.

Se o veículo está a uma velocidade hipotética de 90Km/h nota-se que em ambas as marchas tem-se maior potência que a requerida para vencer a “potencia” de arrasto, ($D_{tot} \cdot V$). Na marcha mais baixa, mais potência está disponível, entretanto em uma situação de velocidade constante somente parte dessa potência será utilizada devido à abertura parcial do acelerador. Na aceleração máxima a máxima potencial disponível é gerada no topo da curva e a máxima velocidade é atingida quando a produção do motor for igual ao arrasto aerodinâmico, pontos A e B da Figura 4.2. Uma eficiente seleção de relações de marcha permite uma maior velocidade máxima na marcha mais baixa (B), enquanto que as marchas mais altas são usualmente projetadas para eficiência energética do combustível e diminuem a velocidade máxima alcançada pelo veículo como pode-se verificar no gráfico da Figura 4.2.

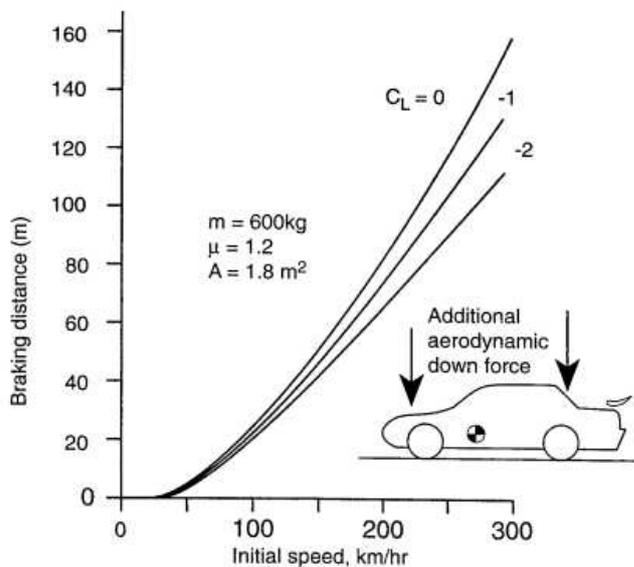
Em conclusão, primeiramente, a resistência total que em sua maior parte é aerodinâmica cresce rapidamente com o aumento da velocidade de acordo com a linha pontilhada que muda com V^3 . Em segundo termo a seleção de uma relação de marcha adequada para a máxima velocidade do veículo requer data dos pneus, do motor, e da aerodinâmica. Conclui-se ainda que menos arrasto aerodinâmico abre espaço para maiores velocidades máximas e melhor eficiência energética do combustível em baixas velocidades. Para um carro de corrida, a seleção da relação de marchas deve ser feita de forma que o ponto a da Figura 6 esteja no ponto onde o motor produza a maior potência.

4.2 Frenagem em Linha Reta

Um carro de corrida pode gerar grandes valores de downforce. Os dados dos pneus apresentados anteriormente indicam que a máxima força de fricção criada pelos pneus, aumenta com a adição de força normal ou ainda carga vertical. Em altas velocidades grandes níveis de downforce são criados que causa um aumento que pode ser até o dobro da força normal nos pneus, o que aumenta consideravelmente a capacidade de frenagem. Algumas vezes carros de corrida à 300km/h no momento da frenagem geram $2g$ de desaceleração, duas vezes a aceleração gravitacional.

Cálculos típicos que demonstram o efeito do downforce na distância de frenagem são ilustrados na Figura 4.3.

Figura 4.3 – Gráfico da variação da distância de frenagem de acordo com velocidade inicial para vários coeficientes de sustentação.



Fonte: adaptado, KATZ (1997)

A distância de frenagem é estimada a partir de uma velocidade máxima inicial, como mostra a abscissa, até a velocidade zero com vários valores de downforce C_L . Claramente, com o crescimento do downforce percebe-se que uma menor distância de frenagem é requerida. Por exemplo, se um veículo se a velocidade inicial do veículo e de 240km/h, então para um coeficiente de sustentação $C_L = -2.0$, uma distância de frenagem menor, em torno de 30 metros, será necessária quando comparada à de um veículo que não possui downforce. Vale ressaltar que a medida que o carro desacelera, a força normal diminui e conseqüentemente a

capacidade de frenagem dos pneus desta forma e aconselhável ao piloto diminuir a potência de frenagem.

A maneira mais simples de reduzir a velocidade de um veículo por meio da aerodinâmica é aumentar o arrasto aerodinâmico. Carros de corrida para provas de alta velocidade, como o da figura abaixo utilizam paraquedas no final de cada passagem, próximo aos 500km/h, para reduzir rapidamente a sua velocidade. O alto coeficiente de arrasto do paraquedas, em torno de 1.2, pode gerar grandes níveis de resistência à passagem do ar. Isso propicia um excelente primeiro estágio de frenagem que ajuda a manter os freios em uma baixa temperatura.

Figura 4.4 – *Dragster* da classe *Top Fuel* do campeonato NHRA em frenagem com paraquedas.

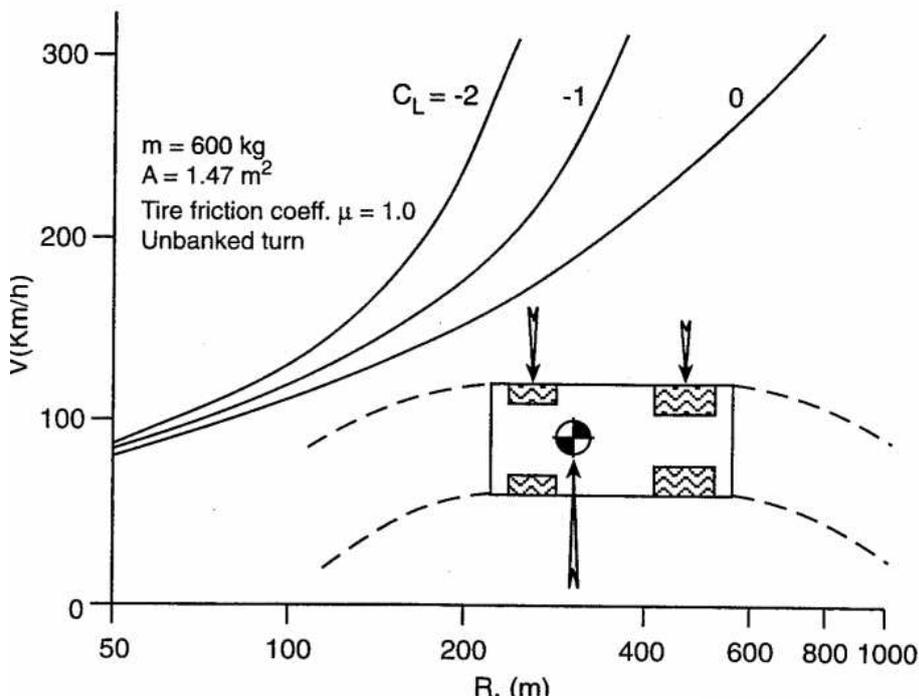


Fonte: <https://www.redbull.com>. Acessado em 01/05/2018

4.3 Máxima Velocidade de Curva

Até o momento foram discutidos os aspectos longitudinais da performance do veículo. Para tratar da performance lateral do veículo consideremos a viragem em estado estacionário de um carro de corrida em uma pista plana. As forças agindo no veículo são as forças do pneu, que aumentam com o aumento da sustentação negativa ou downforce e as forças centrífugas que aumentam com a velocidade de curva.

Figura 4.5 – Efeito da sustentação aerodinâmica na máxima velocidade de curva.



Fonte: adaptado, KATZ (1997)

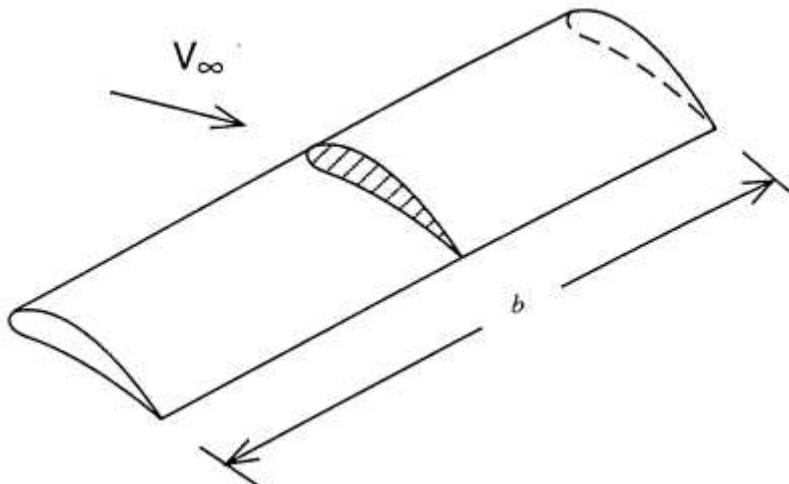
A figura retrata um veículo como uma massa percorrendo uma curva em piso plano. As curvas mostram a máxima velocidade de curva e o raio de curvatura R do trajeto para três valores do coeficiente de sustentação C_L . Para todos os casos foi considerado um coeficiente de fricção $\mu = 1$. A magnitude do impacto da aerodinâmica pode ser avaliada ao tomar-se uma curva hipotética de raio igual a 190m. Neste caso, com o coeficiente de fricção máxima do pneu sendo 1, o veículo sem aerofólio pode realizar curvas a 140km/h. Entretanto, com o aumento da carga normal nos pneus através do downforce, a velocidade de curva aumenta de 140km/h para 240km/h, para um aerofólio com coeficiente de sustentação $C_L = -2$.

5 AEROFÓLIO

Neste capítulo os aspectos básicos para o entendimento do funcionamento de um aerofólio serão abordados.

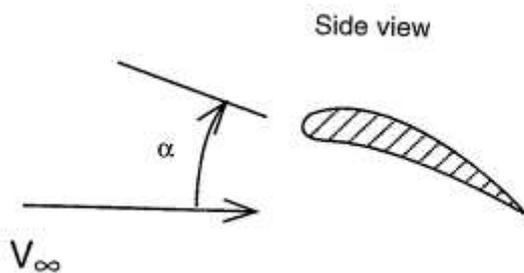
5.1 Aspectos Básicos de um Aerofólio

Figura 5.1– Aerofólio genérico.



Fonte: KATZ (1997)

Figura 5.2 –Vista lateral de um aerofólio genérico.



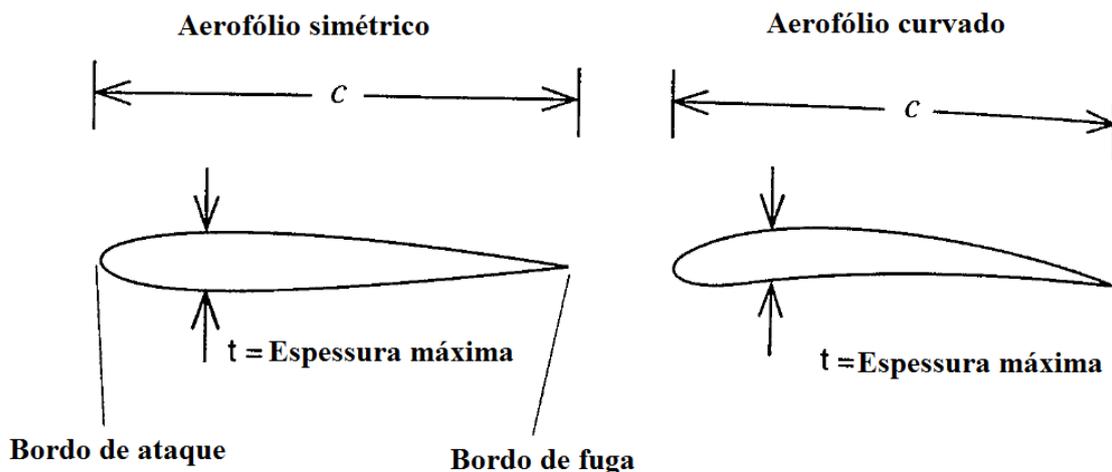
Fonte: KATZ (1997)

Um aerofólio é a seção transversal de uma asa tridimensional. Esse formato bidimensional é demonstrado na figura acima.

O formato genérico ilustrado pode ser considerado a seção transversal de uma asa de envergadura infinita b , neste caso $b = \infty$, com ângulo em relação a corrente fluida igual a α . Usualmente a letra c representa o comprimento da corda do aerofólio, enquanto que t representa sua espessura máxima. O bordo de ataque é geralmente arredondado e o bordo de fuga é geralmente pontiagudo. Os aerofólios podem ser simétricos ou não como ilustra a e ainda podem possuir uma curvatura.

As linhas de corrente que passam por um aerofólio genérico que se move num fluido é representado na figura a seguir. A linha de corrente que para sob o bordo de ataque é chamada linha de corrente de estagnação devido a parada do fluido naquele ponto. O ponto em si é chamado de ponto de estagnação. O efeito total do aerofólio no fluido ao seu redor pode ser sumariado como um aumento na velocidade de escoamento na parte superior e uma diminuição na velocidade de escoamento na parte inferior do aerofólio. De acordo com a Equação de Bernoulli, devido a essa diferença de velocidades a pressão no dorso superior será menor que a pressão no dorso inferior. A força resultante irá atuar na direção ascendente e é chamada de sustentação. No caso dos carros de corrida o aerofólio trabalha invertido, para que essa força resultante seja na direção descendente, gerando o downforce.

Figura 5.3 –Partes de um aerofólio.

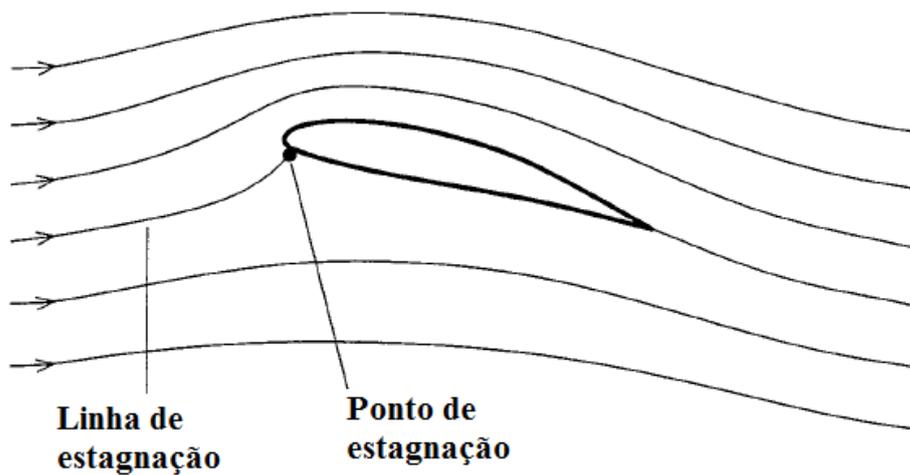


Fonte: adaptado, KATZ (1997)

A forma da distribuição da pressão é função direta da distribuição da velocidade ao redor do aerofólio. A título de explicação, se tomada uma partícula que viaja em uma linha de corrente logo acima da linha de estagnação a mesma irá virar para a esquerda rapidamente quando próxima do ponto de estagnação. Como essa curva é contra a superfície sólida do aerofólio, a partícula irá desacelerar, resultante em uma pressão maior próximo a esse ponto na superfície de baixo.

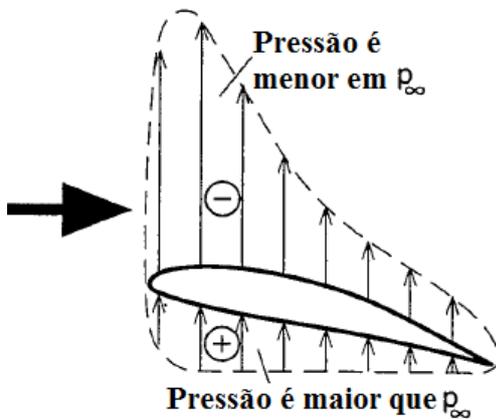
Entretanto, ao alcançar o bordo de ataque, ela é forçada a retornar mesmo querendo se distanciar da superfície. A partir disso, sua aceleração aumenta, resultando em uma pressão menor próximo ao bordo de ataque.

Figura 5.4 – Linhas de corrente ao redor de um aerofólio.



Fonte: adaptado, KATZ (1997)

Figura 5.5 – Distribuição de pressão ao redor de um aerofólio.

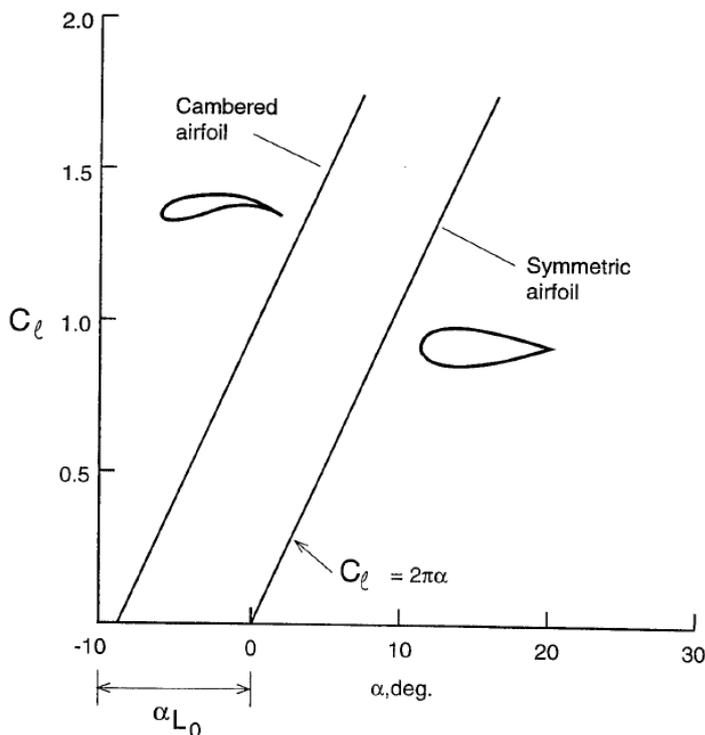


Fonte: adaptado, KATZ (1997)

Uma partícula similar que se move abaixo da linha de estagnação não experimenta grandes mudanças de direção, e irá geralmente desacelerar próximo ao aerofólio e aumentar a pressão no dorso inferior do aerofólio. Portanto, o sinal positivo na figura acima representa a área onde a pressão é maior que a pressão estática da corrente fluida livre P_∞ , enquanto que o sinal negativo representa a área com um pressão menor.

5.2 Sustentação no Aerofólio

Figura 5.6 – Efeito da curvatura do aerofólio na sua sustentação.



Fonte: KATZ (1997)

O gráfico da sustentação versus o ângulo de ataque, α , para um aerofólio em um escoamento acoplado ao aerofólio é linear, como demonstrado na figura a seguir, onde a inclinação da curva de sustentação é igual a 2π .

Ou seja, a sustentação é diretamente proporcional ao ângulo de ataque e o seu multiplicador é 2π . Isso é ilustrado na figura acima para um aerofólio simétrico pela linha da direita cujo a inclinação é dada pela equação a seguir.

$$C_l = 2\pi\alpha \quad (5.1)$$

A curvatura de um aerofólio não altera a inclinação da curva de sustentação e pode ser vista como um efeito de ângulo de ataque adicional $\alpha = 10$. O aerofólio simétrico terá sustentação 0 quando o ângulo de ataque for 0, enquanto que o aerofólio curvado com um ângulo de ataque efetivo terá uma sustentação maior.

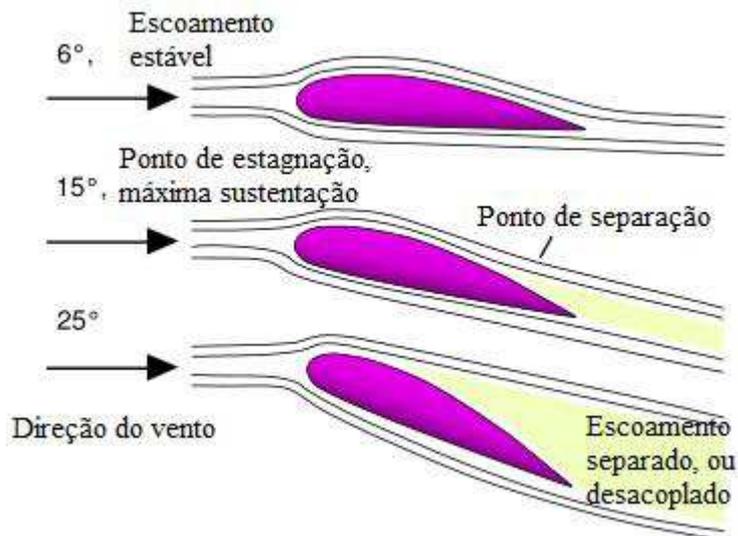
Entretanto, todas as formulações acima somente serão válidas para escoamentos que não estejam separados da geometria da asa. A separação do escoamento acontece quando a asa estagna e não há aumento da sustentação com o aumento do ângulo de ataque. O fenômeno é chamado estol e é ilustrado abaixo, onde no aerofólio do lado superior o escoamento está aderido ao aerofólio representado pela região linear do gráfico de sustentação. Mas, para aerofólios com altos ângulos de ataque, as linhas de corrente não seguem a geometria da asa e separam-se, caso do aerofólio do lado inferior, fazendo com que a curva de sustentação caia. É essa separação do escoamento que altera a distribuição da pressão, demonstrada na figura 5.7, sendo a principal responsável pela redução da magnitude da sucção no dorso superior da asa, o que resulta na perda de sustentação e grande aumento do arrasto.

Portanto, para o aerofólio se comportar de maneira previsível e com performance satisfatória, a condição de estol deve ser evitada.

Quando o aerofólio é tem espessura grande e/ou seu bordo de ataque não é suficientemente “afiado”, o estol é abrupto e ocorre logo após o bordo de ataque do aerofólio. Esse efeito é denominado Separação de Bordo de Ataque.

Já quando o aerofólio é menos espesso, especialmente os com curvatura acentuada, a separação gradualmente ocorre próximo ao bordo de fuga e, portanto, é chamada Separação de Bordo de Fuga e o estol nessas condições é menos abrupto.

Figura 5.7 – Ilustração da separação do escoamento.



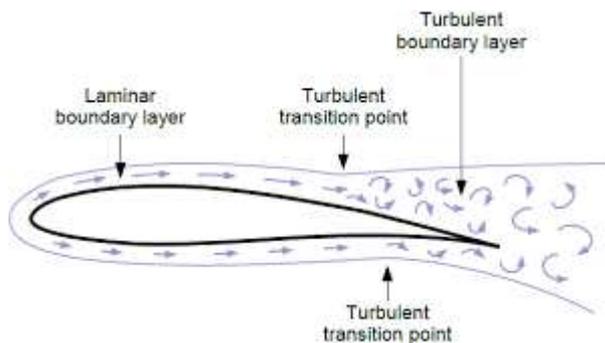
Fonte: adaptado, <http://www.cap-ny153.org>. Acessado em 01/05/2018

5.3 Arrasto no Aerofólio

O arrasto no aerofólio, para o caso do escoamento acoplado ao aerofólio, é o resultado da fricção causada pela viscosidade da camada limite *boundary layer* e quanto mais espessa a camada limite, maior a quantidade de fluido desacelerado e conseqüentemente maior o arrasto.

Isso é ilustrado na figura a seguir, na parte anterior do aerofólio.

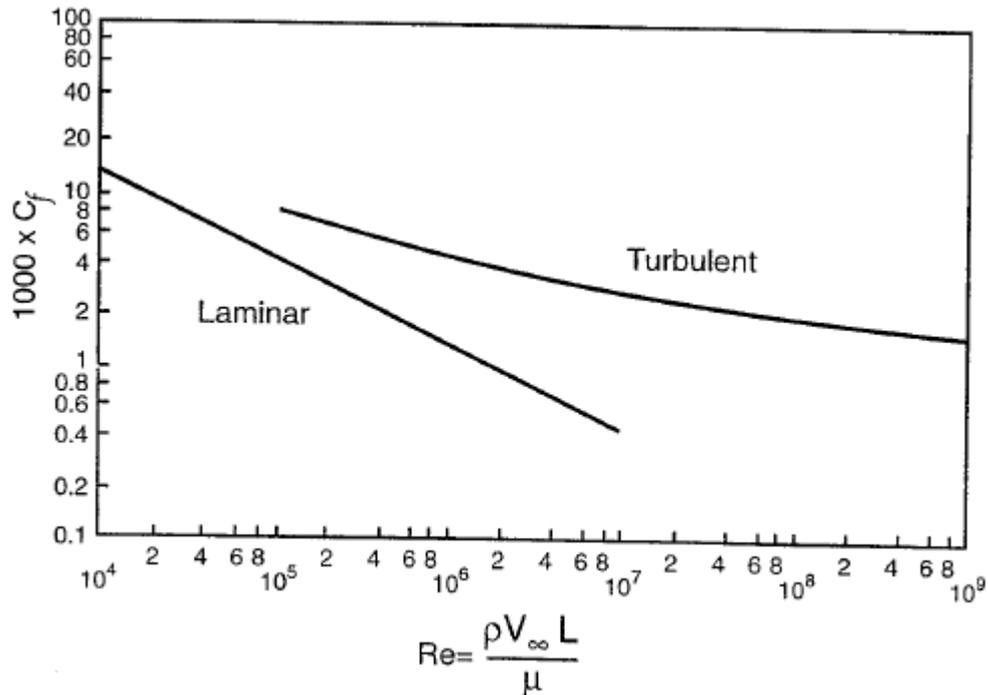
Figura 5.8 – Ilustração da camada limite no aerofólio.



Fonte: <https://www.researchgate.net>. Acessado em 01/05/2018

Pela análise do gráfico a seguir pose-se afirmar que, com uma camada limite laminar, tem-se menos arrasto quando comparado com a camada limite turbulenta.

Figura 5.9 – Coeficiente de fricção, C_f , de uma placa plana paralela ao escoamento para camadas limite laminares e turbulentas em relação ao número de Reynolds.



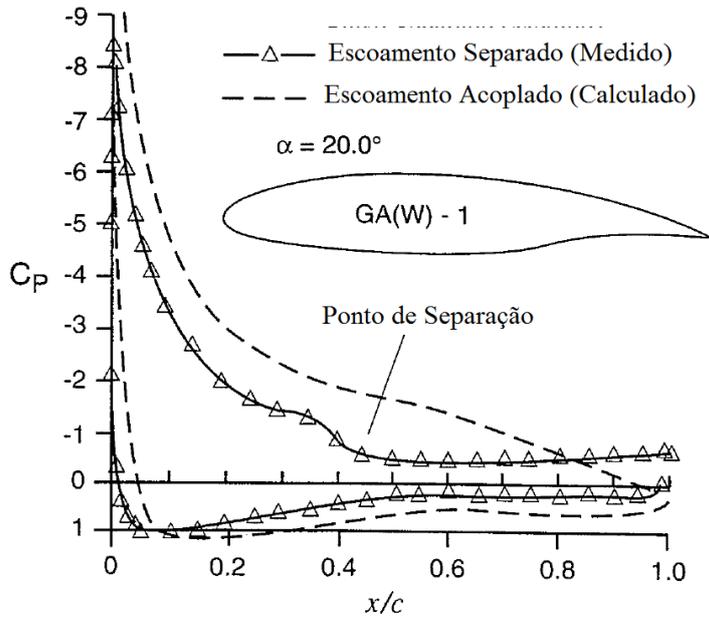
Fonte: KATZ (1997)

Referenciando a figura acima, é possível a conclusão de que a influência do Número de Reynolds no arrasto da camada limite pode ser modelada da seguinte forma: o escoamento não perturbado que começa no bordo de ataque, Figura 5.8, dará início a uma camada limite laminar, entretanto, com o aumento do Número de Reynolds, devido a altas velocidades por exemplo, uma transição começa a se formar para uma camada limite turbulenta. Conclui-se, portanto, que uma transição adiantada, da camada limite laminar para a turbulenta, resulta em maiores regiões de fricção turbulenta, causando maior arrasto viscoso. Seguindo o mesmo raciocínio, uma superfície rugosa, irá promover um aumento no coeficiente de fricção e promover a transição entre as camadas limite laminar para turbulenta. Portanto, em uma superfície mais “lisa” o arrasto por fricção é menor e a transição da camada limite é postergada.

Se o escoamento ao redor da asa é parcialmente separado, seja por grande curvatura de asa ou alto ângulo de ataque, então o arrasto devido a separação surge ou ainda o *form drag*. Esse arrasto devido a separação é muito maior que o arrasto devido a fricção e é acompanhado de uma perda na sustentação. Uma análise da Figura 5.10 revela que em um escoamento separado a grande sucção no bordo de ataque é reduzida e chega a ser completamente eliminada quando a asa está na condição de estol. Esta sucção traz o aerofólio para frente e faz um balanço com o arrasto por separação (form drag), que é quase zero para o caso de escoamento acoplado.

Quando a sucção é reduzida por separação de escoamento irá imediatamente aumentar o form drag.

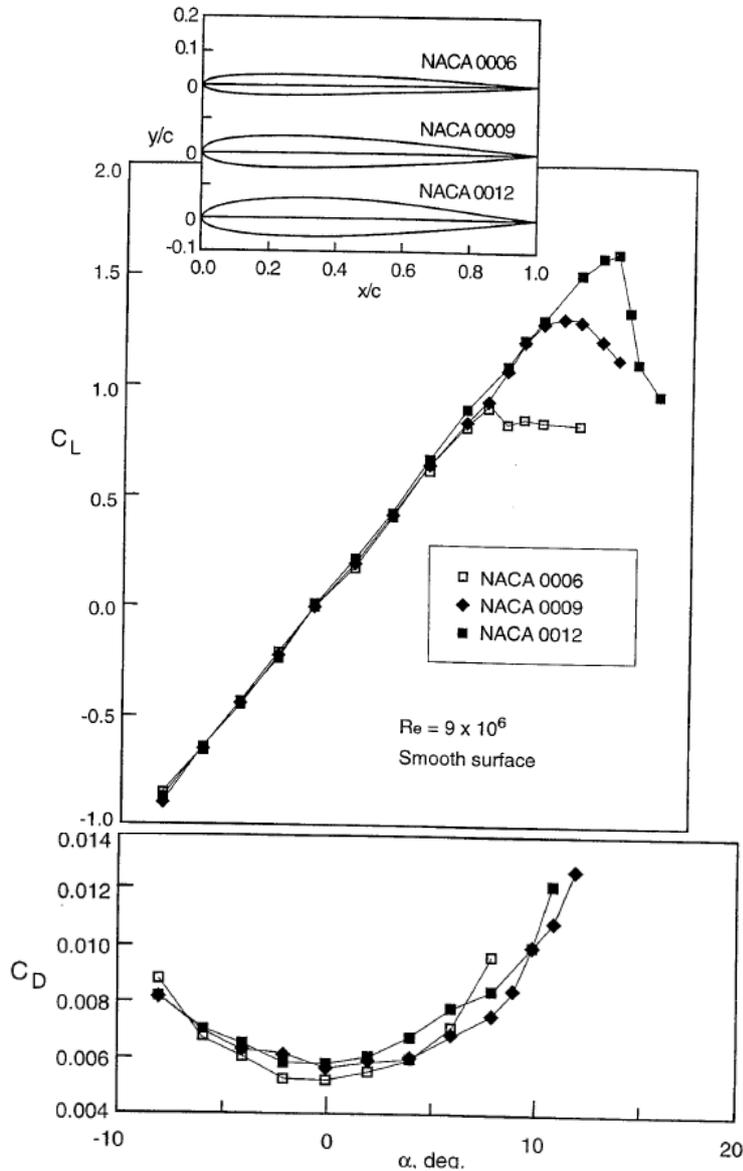
Figura 5.10 – Coeficiente de fricção, C_f , de uma placa plana paralela ao escoamento para camadas limite laminares e turbulentas em relação ao número de Reynolds.



Fonte: adaptado, KATZ (1997)

A variação do coeficiente de arrasto de um aerofólio devido a variação do ângulo de ataque, portanto, pode ser analisada de acordo com a figura abaixo.

Figura 5.11 – Variação do coeficiente de arrasto devido variação do ângulo de ataque.



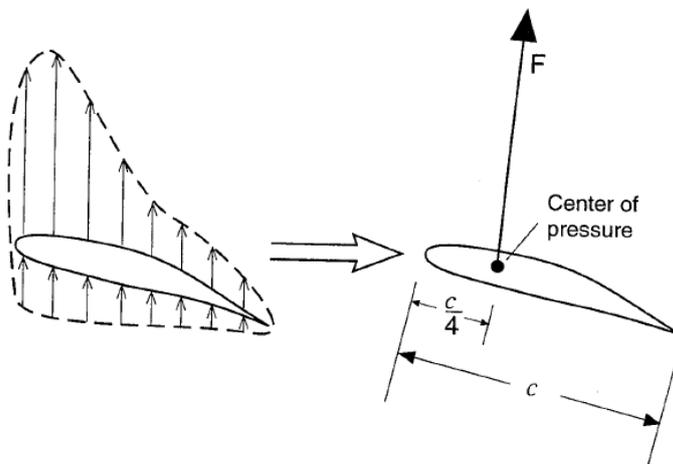
Fonte: KATZ (1997)

De acordo com o ilustrado acima nos ângulos de ataque mais baixos a camada limite é a mais fina possível e o arrasto é mínimo, como o coeficiente de arrasto do perfil NACA 0009 que é de 0.0055 para um ângulo de ataque de sustentação zero. Com o aumento do ângulo de ataque, a camada limite torna-se mais espessa consequentemente aumentando o arrasto. Próximo à máxima sustentação, geralmente uma parcial separação do bordo de fuga acontece, e este form drag aumenta o arrasto da seção demasiadamente.

5.4 Momento no Aerofólio

O arrasto e a sustentação aerodinâmica são o resultado da integração da distribuição da pressão na superfície. É possível representar a força resultante dessa distribuição de pressão por uma única força F como mostrado na figura a seguir.

Figura 5.12 – Ilustração da localização do centro de pressão em um aerofólio genérico.



Fonte: KATZ (1997)

Uma conclusão importante dessa força resultante é que ela atua a um quarto da corda de um aerofólio simétrico e aponta na direção da sustentação.

Consequentemente, este ponto, chamado centro de pressão está localizado próximo a um quarto da corda de um aerofólio simétrico. Se medirmos os momentos em relação a este ponto:

$$C_{m_{c/4}} = \frac{F \cdot \frac{c}{4}}{\frac{\rho V_{\infty}^2 A}{2}} \quad (5.2)$$

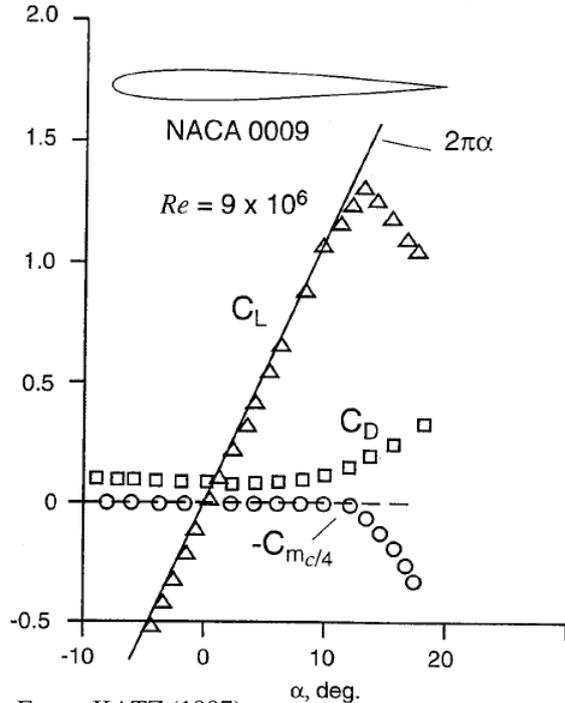
Então, o resultado será zero, pois, a força aerodinâmica atua neste ponto. Dados experimentais, como os da figura 5.12, revelam esta condição na região de escoamento acoplado. Somente em ângulos de ataque muito altos, próximo à condição de estol, é que o centro de pressão se move para trás.

A figura citada no parágrafo acima também revela que os momentos não variam com o ângulo de ataque, exceto próximo do estol. O ponto no qual o momento que tenta girar a asa é

independente do ângulo de ataque é chamado centro aerodinâmico e pé localizado próximo de um quarto da corda para a maioria dos aerofólios.

Em perfis aerodinâmicos curvados o centro de pressão pode estar em uma localização diferente e podem variar com o ângulo de ataque, enquanto que o centro aerodinâmico continuará a um quarto da corda.

Figura 5.13 – Ilustração da localização do centro de pressão em um aerofólio genérico.



Fonte: KATZ (1997)

Para veículos de competição a localização do centro aerodinâmico é menos significativa enquanto que a localização do centro de pressão é mais importante. Uma pequena mudança para trás do centro de pressão na asa traseira de um carro de Formula 1 pode influenciar bastante na performance do veículo.

5.5 Impacto do número de Reynolds no aerofólio

O efeito do número de Reynolds de um aerofólio na aerodinâmica de um veículo de corrida pode ser notado enquanto o veículo muda de velocidade, entretanto, ele torna-se extremamente importante quando se extrapola dados de túnel de vento de pequena escala para

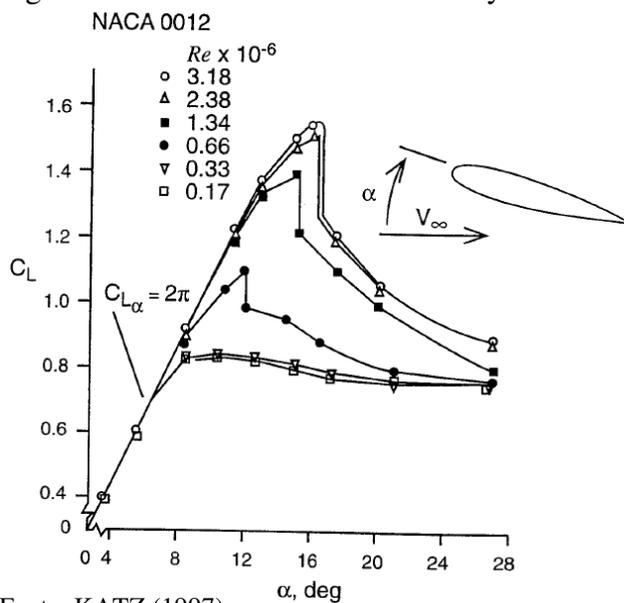
as condições reais. A maioria dos efeitos já citados indicam que o aumento do número de Reynolds aumenta a performance de um aerofólio.

A espessura da camada limite e o coeficiente de fricção usualmente diminuem com o aumento do número de Reynolds para ambas camadas limite laminar e turbulenta.

Conseqüentemente, na asa em tamanho real, o coeficiente de arrasto de um aerofólio irá diminuir com o aumento do número de Reynolds ($Re = 3E6 \rightarrow 6E6$).

Para escoamentos com grandes números de Reynolds a camada limite é mais fina e o escoamento fora da camada limite tem um momento maior, uma combinação que atrasa a separação do escoamento (estol). Isso está ilustrado na figura a seguir onde para um número de Reynolds de $0.17E6$ o aerofólio estagna à $\alpha = 8^\circ$ enquanto que para um número de Reynolds de $3.18E6$ o mesmo aerofólio estagna à $\alpha = 14^\circ$. Isso resulta em um considerável aumento no coeficiente máximo de sustentação $C_{Lmáx}$ (KATZ).

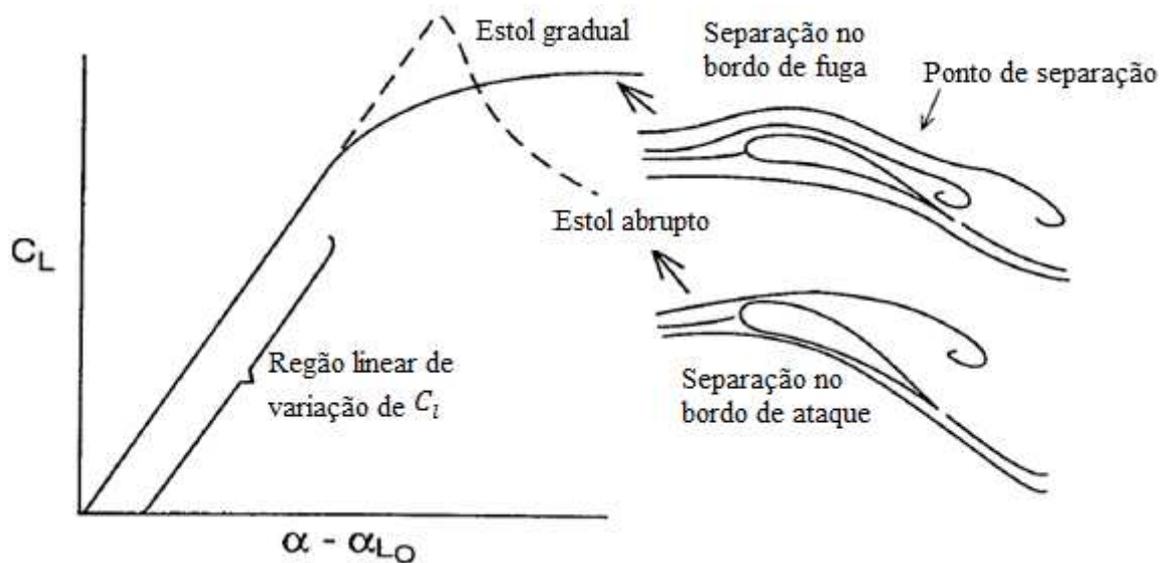
Figura 5.14 – Efeito do número de Reynolds em u aerofólio simétrico NACA 0012.



Fonte: KATZ (1997)

O padrão de estol da figura abaixo também é afetado pela mudança no número de Reynolds.

Figura 5.15 – Ilustração da diferença entre os padrões de estol com a variação do ângulo de ataque e coeficiente de sustentação.



Fonte: adaptado, KATZ (1997)

Nos valores mais baixos do número de Reynolds, um estol gradual do bordo de fuga move-se para frente com o aumento no ângulo de ataque, enquanto que na faixa de números de Reynolds maiores o estol se configura em uma abrupta separação no bordo de ataque.

5.6 Distribuição de pressão solicitada

O que foi abordado anteriormente sugere que seja mantida no aerofólio uma espessa camada limite em escoamento laminar quando o mecanismo deste projeto estiver na configuração de menor arrasto possível, momento em que o veículo atinge maiores velocidades. Por outro lado, quando o veículo está em uma saída de curva ou ainda em linha reta ou curva de alta velocidade, um coeficiente de sustentação alto é preferido ao coeficiente de arrasto e o oposto ao citado anteriormente é desejado. Neste caso uma transição mais rápida para a camada limite turbulenta ajuda no aumento do máximo coeficiente de sustentação.

Ha ainda o caso em que o veículo precisa diminuir a velocidade rapidamente e o mecanismo precisa fazer o aerofólio atingir um ângulo de ataque superior ao da configuração anterior para aumentar a força de frenagem do veículo.

Portanto um veículo de corrida como um Formula SAE requer três posições básicas para um mecanismo como o deste projeto. Uma posição de ângulo de ataque para baixas e médias

velocidades (Sustentação aerodinâmica moderada), outra para altas velocidades (Sustentação aerodinâmica alta) e uma última para frenagem em alta velocidade (Arrasto aerodinâmico alto).

6 FLUIDODINAMICA

6.1 Mecânica dos Fluidos

A análise de qualquer problema em mecânica dos fluidos inclui referências as leis básicas que governam o movimento dos fluidos (FOX, MCDONALDS, 2011).

A lista dessas equações segue abaixo:

- Conservação da massa;
- Segunda Lei de Newton;
- Princípio do Momento Angular;
- Primeira Lei da Termodinâmica;
- Segunda Lei da Termodinâmica.

Nem sempre a resolução de todas essas equações são necessárias para se chegar a resposta de um problema em mecânica dos fluidos e neste projeto serão utilizadas a Conservação da massa, Conservação do momento e Conservação da energia e 1ª Lei da Termodinâmica.

As leis básicas aplicadas no estudo da mecânica dos fluidos podem ser formuladas em termos infinitesimais ou termos finitesimais de sistemas e volumes de controle (FOX, MCDONALDS, 2011). Com isso, as equações apresentam-se de formas diferentes como pode ser notado ao observar-se as equações para a conservação abaixo na forma diferencial aplicada a um volume de controle diferencial e na forma integral aplicada a um volume de controle respectivamente.

$$\frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho v}{\partial y} + \frac{\partial \rho w}{\partial z} + \frac{\partial \rho u}{\partial t} = 0 \quad (6.1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} \rho dV + \int_{SC} \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = 0 \quad (6.2)$$

No primeiro caso as equações resultantes são equações diferenciais. A solução dessas equações diferenciais para o movimento fornece um meio de determinar o comportamento detalhado de um escoamento, como no caso da distribuição de pressão na superfície de uma asa.

No segundo caso a solução da equação fornece soluções mais gerais do problema, como a sustentação total em um aerofólio e são usualmente mais fáceis de serem tratadas de forma analítica tanto para o sistema quanto para o volume de controle.

6.2 A Necessidade da Dinâmica dos Fluidos Computacional

Embora as equações que regem o movimento dos fluidos sejam mais fáceis de lidar analiticamente na forma integral, elas não fornecem uma compreensão mais aguçada do escoamento. E se um conhecimento mais detalhado de um campo de escoamento é necessário a formulação das equações regentes do movimento na forma diferencial.

Entretanto, a resolução analítica das equações diferenciais para escoamentos, mesmo que sejam modelos simplificados de um escoamento real como o escoamento incompressível descrito pelas equações abaixo, não possui uma solução analítica geral.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial z} = 0 \quad (6.3)$$

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial x} + u \frac{\partial u}{\partial y} + v \frac{\partial u}{\partial z} + w \frac{\partial u}{\partial t} \right) = \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (6.4)$$

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial x} + u \frac{\partial v}{\partial y} + v \frac{\partial v}{\partial z} + w \frac{\partial v}{\partial t} \right) = \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (6.5)$$

$$\rho \left(\frac{\partial w}{\partial x} + u \frac{\partial w}{\partial y} + v \frac{\partial w}{\partial z} + w \frac{\partial w}{\partial t} \right) = \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (6.6)$$

A equação 6.3 é a conservação da massa e as equações 6.4, 6.5 e 6.6 são as equações de Navier-Stokes, ou ainda equações do momento, expressas em coordenadas cartesianas. A princípio pode-se resolver essas equações para o campo de velocidade:

$$\vec{V} = \hat{i}u + \hat{j}v + \hat{k}w \quad (6.7)$$

e um campo de pressão p Desde que condições iniciais suficientes sejam fornecidas, lembrando que u, v, w e p dependem de x, y, z e t . Entretanto, não há uma solução analítica para essas equações.

Primeiramente deve-se resolver todas equações para todas as variáveis simultaneamente pois as variáveis u, v, w e p aparecem em todas as equações 6.3, 6.4, 6.5, 6.6, o que torna impossível a redução das equações a uma única com solução para somente uma variável. Além disso, são equações diferenciais ordinárias de segunda ordem não lineares demasiado complexas mesmo que para o caso do escoamento regido pelas equações 6.3, 6.4, 6.5, 6.6. E para o caso deste projeto a geometria do aerofólio não é simples e ainda os efeitos de compressibilidade e viscosidade devem ser levados em consideração afim de diminuir o erro entre a simulação e a realidade.

Desta forma, o cálculo numérico é solicitado para solucionar as equações que regem o escoamento em questão. O Cálculo Numérico e a Dinâmica dos Fluidos formam a base da Dinâmica dos Fluidos Computacional.

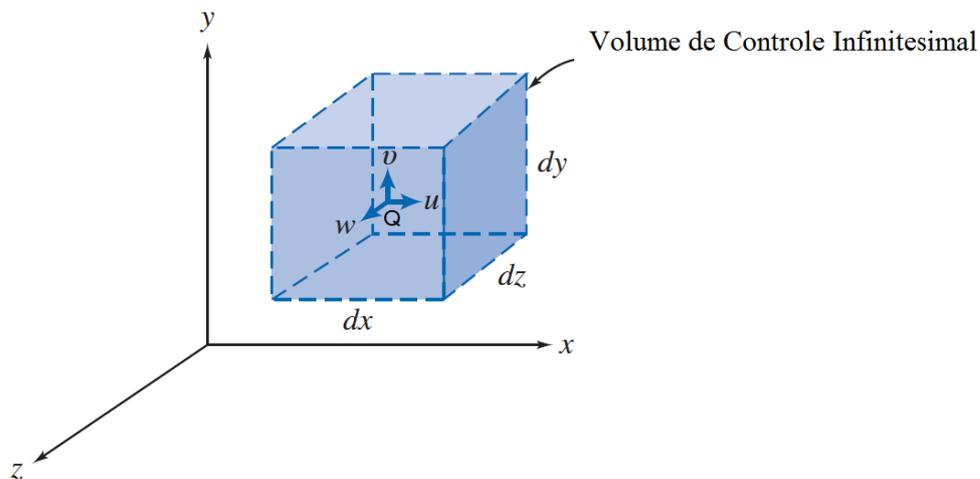
6.3 Equações Regentes

Neste capítulo serão demonstradas as equações regentes necessárias para descrever o escoamento de um fluido citadas anteriormente como fundamentais para o entendimento da mecânica dos fluidos.

6.3.1 Conservação da Massa

A equação da conservação da massa ou ainda equação da continuidade para um volume de controle infinitesimal composto por um cubo de lados dx, dy, dz em um sistema de coordenadas retangular onde a densidade no centro, Q , do cubo é ρ e a velocidade vale $\vec{V} = \hat{i}u + \hat{j}v + \hat{k}w$.

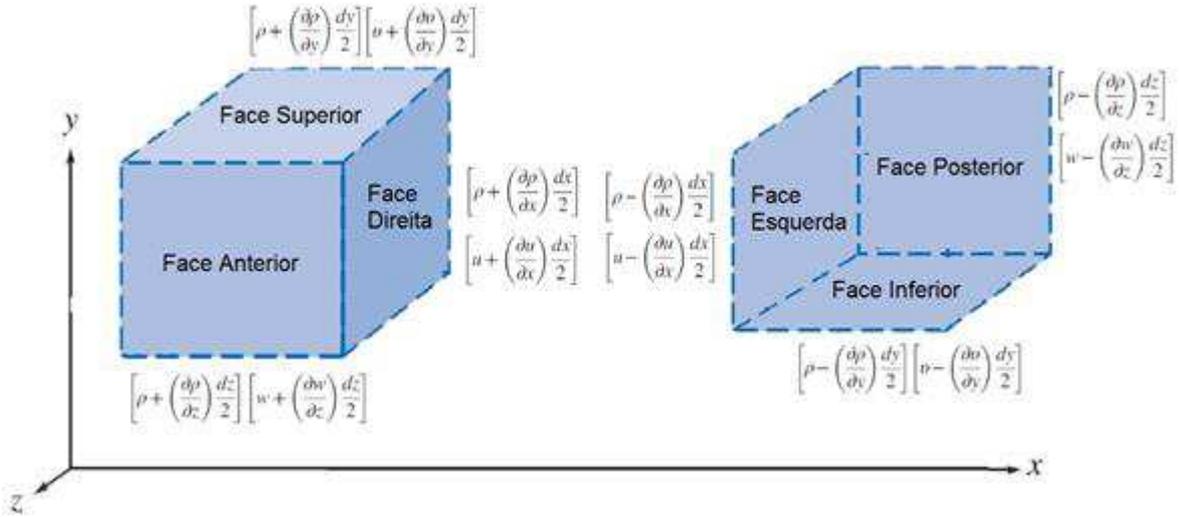
Figura 6.1 – Volume de controle infinitesimal



Fonte: adaptado, FOX (2015)

A solução das propriedades do escoamento em cada uma das seis faces é dada por uma expansão de série de Taylor em torno do ponto Q afim de solucionar propriedades do escoamento como $\rho u, v$ e w . As equações para as seis faces estão ilustradas abaixo, onde os termos de maior grau são omitidos.

Figura 6.2 – Vistas do volume de controle infinitesimal.



Fonte: adaptado, FOX (2015)

Quando somados os resultados dessas expressões com o objetivo de solucionar a integral da superfície de controle da equação 6.2 vem:

$$\int_{SC} \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} = \left[\frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho u}{\partial y} + \frac{\partial \rho u}{\partial z} + \frac{\partial \rho}{\partial t} \right] dx dy dz \quad (6.8)$$

Cancelando o termo $dx dy dz$ tem-se:

$$\frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho u}{\partial y} + \frac{\partial \rho u}{\partial z} + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \quad (6.9)$$

Ou ainda a forma diferencial da equação de conservação da massa.

Ainda, como o operador vetorial Del (∇) é dado pela expressão abaixo em coordenadas polares:

$$\nabla = \hat{i} \frac{\partial}{\partial x} + \hat{j} \frac{\partial}{\partial y} + \hat{k} \frac{\partial}{\partial z} \quad (6.10)$$

Portanto:

$$\frac{\partial \rho u}{\partial x} + \frac{\partial \rho u}{\partial y} + \frac{\partial \rho u}{\partial z} + \frac{\partial \rho}{\partial t} = \nabla \cdot \rho \vec{V} \quad (6.11)$$

6.3.2 Conservação do Momento e Equação de Navier-Stokes

Para a obtenção de uma equação que descreva o movimento de um fluido a segunda Lei de Newton deve ser aplicada a uma partícula de massa infinitesimal dm , para se chegar à expressão da aceleração de uma partícula fluida movendo-se em um campo de velocidades, portanto:

$$d\vec{F} = dm \frac{d\vec{v}}{dt} \quad (6.12)$$

Escrevendo na forma vetorial vem:

$$d\vec{F} = dm \left[u \frac{\partial \vec{v}}{\partial x} + v \frac{\partial \vec{v}}{\partial y} + w \frac{\partial \vec{v}}{\partial z} + \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} \right] \quad (6.13)$$

Para encontrar uma formulação para a força $d\vec{F}$ e suas componentes soma-se todas forças de superfície geradas por tensões, obtidas através de expansão de serie de Taylor em relação ao centro de dm , e todas as forças de corpo que atuam em cada uma das direções x, y e z da partícula infinitesimal.

Assim, para uma partícula infinitesimal, que tem somente a gravidade como força de corpo atuante, o somatório das forças que atuam nas direções x, y e z , ou ainda:

$$dF_{S_x} + dF_{B_x} = dF_x \quad (6.14)$$

$$dF_{S_y} + dF_{B_y} = dF_y \quad (6.15)$$

$$dF_{S_z} + dF_{B_z} = dF_z \quad (6.16)$$

É dado por:

$$dF_x = \left(\rho g_x + \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} \right) dx dy dz \quad (6.17)$$

$$dF_y = \left(\rho g_y + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} \right) dx dy dz \quad (6.18)$$

$$dF_z = \left(\rho g_z + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} \right) dx dy dz \quad (6.19)$$

Substituindo as formulações acima para as componentes da força na expressão 6.13 obtém-se as equações diferenciais do movimento para todo fluido que satisfaça a condição do contínuo dadas por,

$$\rho g_x + \frac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} = \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) \quad (6.20)$$

$$\rho g_y + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} = \rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (6.21)$$

$$\rho g_z + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} = \rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad (6.22)$$

Para resolver as equações acima para u, v e w deve-se utilizar as expressões para as tensões em termos de gradientes de velocidade e propriedade dos fluidos em coordenadas cartesianas,

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad (6.23)$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (6.24)$$

$$\tau_{zx} = \tau_{xz} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \quad (6.25)$$

$$\sigma_{xx} = -p - \frac{2}{3} \mu \nabla * \vec{V} + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} \quad (6.26)$$

$$\sigma_{yy} = -p - \frac{2}{3} \mu \nabla * \vec{V} + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} \quad (6.27)$$

$$\sigma_{zz} = -p - \frac{2}{3} \mu \nabla * \vec{V} + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \quad (6.28)$$

Onde p representa a pressão termodinâmica local.

Introduzindo as expressões para as tensões nas equações diferenciais para o movimento 6.20, 6.21 e 6.22 tem-se:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \rho g_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(2 \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \nabla * \vec{V} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] \quad (6.29)$$

$$\rho \frac{Dv}{Dt} = \rho g_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(2 \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \nabla * \vec{V} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] \quad (6.30)$$

$$\rho \frac{Dw}{Dt} = \rho g_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial w}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(2 \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \nabla * \vec{V} \right) \right] \quad (6.31)$$

Essas equações de momento para um fluido viscoso são chamadas de Equações de Navier-Stokes.

6.3.3 1ª Lei da Termodinâmica e Conservação da Energia

É possível encontrar a expressão para a energia mecânica através da multiplicação da equação do movimento 6.20, 6.21 e 6.22 pelo termo de velocidade u, v e w e para o caso do termo de velocidade com direções genéricas i e j tem-se:

$$\rho \frac{D}{Dt} \int_V \rho \left(e + \frac{1}{2} u_i^2 \right) = \rho u_i g_i + u_i \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (6.32)$$

A expressão acima revela que a taxa de variação de energia cinética em um ponto depende da soma de todas as forças de superfície por unidade de volume atuando naquele ponto e a soma da taxa de trabalho feito pelas forças de corpo.

A primeira Lei da Termodinâmica,

$$\rho \frac{D}{Dt} \int_V \rho \left(e + \frac{1}{2} u_i^2 \right) = \int_V \rho u_i g_i dV + \int_A u_i \tau_{ij} dA_j - \int_A q_i dA_i \quad (6.33)$$

diz que a taxa da quantidade de energia contida em um volume material é igual a soma da taxa de variação de trabalho realizado e da taxa de variação do calor.

E, para uma energia interna por unidade de massa denotada por e , e um calor específico a volume constante denotado por C_v , temos a seguinte expressão para um gás ideal:

$$e = C_v T \quad (6.34)$$

Desta forma, o termo $e + \frac{1}{2} u_i^2$ da equação 6.33 refere-se à energia armazenada por unidade de massa. Ainda, como a transferência de calor na área dA em questão tem sua direção

normal para fora da área tem-se o sinal negativo no ultimo termo, $-\int_A q_i dA_i$, da equação 6.33, para q_i representando o fluxo de calor por unidade de area. Os termos $\int_V \rho u_i g_i dV$ e $\int_A u_i \tau_{ij} dA_j$ denotam respectivamente a taxa de trabalho realizado por forças de corpo e a taxa de trabalho realizado pelas forças de superfície.

Afim de se obter a forma diferencial da equação 6.33, deve-se expressar os termos desta equação em formas de integral de volume, assim,

$$\rho \frac{D}{Dt} \int_V \rho \left(e + \frac{1}{2} u_i^2 \right) = \int_V \rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{1}{2} u_i^2 \right) \quad (6.35)$$

Convertendo os termos restantes vem:

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{1}{2} u_i^2 \right) = \rho u_i g_i + \frac{\partial}{\partial x_j} u_i \tau_{ij} - \frac{\partial q_i}{\partial x_i} \quad (6.36)$$

Ou ainda primeira Lei da Termodinâmica na forma diferencial contendo os termos de energia térmica e energia mecânica. A expressão para a energia térmica é obtida ao subtrair-se a equação da energia mecânica,

$$\rho \frac{D}{Dt} \left(e + \frac{1}{2} u_i^2 \right) = \rho u_i g_i + \frac{\partial}{\partial x_j} u_i \tau_{ij} + p(\nabla * u) - \Theta \quad (6.37)$$

Da equação para a primeira Lei da Termodinâmica 6.36, onde o termo $p(\nabla * u)$ representa a taxa de trabalho feito devido a expansão do volume e Θ denota a taxa de dissipação causada pela viscosidade. Assim, a expressão para a energia térmica é dada por:

$$\rho \frac{De}{Dt} = -(\nabla * u) - \rho(\nabla * u) + \Theta \quad (6.38)$$

Essa expressão mostra que a energia interna cresce devido à transferência de calor, variação do volume e aquecimento devido à dissipação do escoamento causado pela viscosidade (FOX, MCDONALDS, 2015)

Para os gases ideais, o termo de dissipação causado pela viscosidade é subtraído da equação 6.38 e fazendo o rearranjo da equação 6.38 com a equação 6.34 vem:

$$\rho C_p \frac{DT}{Dt} = -(\nabla * q) \quad (6.39)$$

Aplicando a Lei de Fourier onde, $q = -k\nabla T$, tem-se a equação de conservação de energia para gases ideais:

$$\frac{DT}{Dt} = -k\nabla^2 T \quad (6.40)$$

Onde k é a difusividade termica.

6.3.4 Diferença de pressão

A equação da continuidade, quando aplicada aos planos imediatamente a frente e atrás de um aerofólio, por onde escoar um fluido em regime estacionário, é solucionada quando há uma diferença entre as acelerações dos escoamentos no dorso superior e no dorso inferior do aerofólio. Essa diferença de velocidades no intradorso e no extradorso gera uma diferença de pressão, denotada pela equação abaixo que é derivada da equação de momento para escoamentos não viscosos. Essa expressão é chamada de Equação de Bernoulli e é válida para todo o volume de controle fora da camada limite.

$$\int \frac{dP}{\rho} + \frac{V^2}{2} + gz = cte \quad (6.41)$$

Como o termo gz , que mede a parcela de energia no escoamento advinda da energia potencial gravitacional, é muito menor que os demais termos da expressão o mesmo é eliminado da equação quando utilizada para a análise de aerofolios. Desta forma, ao multiplicarmos a equação 6.41 pela massa específica tem-se:

$$P + \frac{\rho V^2}{2} = cte \quad (6.42)$$

Onde, $\frac{\rho V^2}{2}$ é chamado Pressão Dinamica.

Aplicando a equação 6.42 às extremidades de uma linha de corrente de um escoamento, e fazendo o valor de pressão e velocidade em uma das extremidades igual ao da corrente livre do aerofólio, P_1 e V_1 e os valores da outra extremidade P e V vem:

$$P - P_1 = \frac{\rho V_1^2}{2} \left[1 - \left(\frac{V}{V_1} \right)^2 \right] \quad (6.43)$$

Onde, o coeficiente de pressão vale:

$$C_p = \frac{P - P_1}{\frac{\rho V_1^2}{2}} \quad (6.44)$$

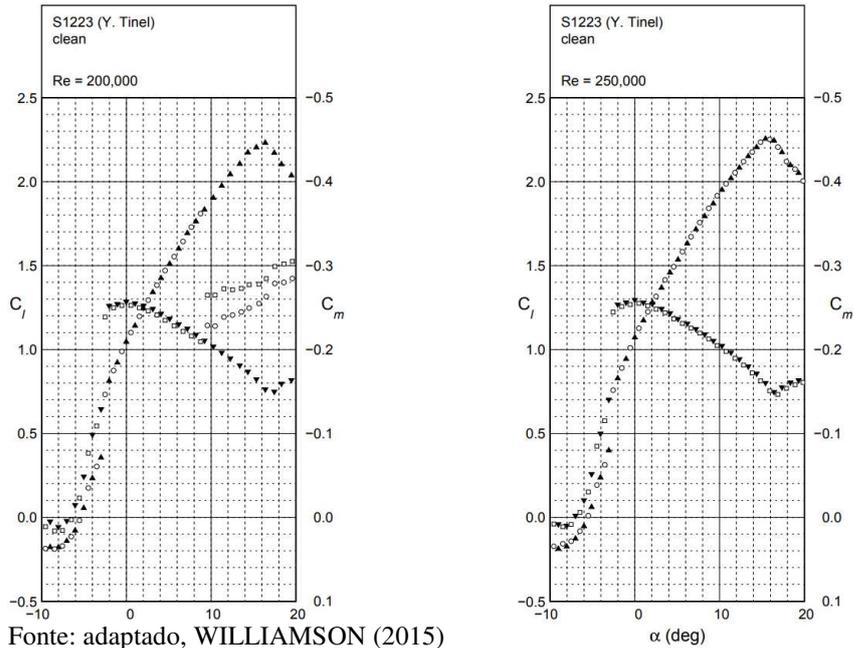
Se o escoamento for considerado investido e incompressível tem-se:

$$C_p = 1 - \left(\frac{V}{V_1} \right)^2 \quad (6.45)$$

Onde, C_p , denota a taxa de transformação de energia cinética em energia de pressão devido à desaceleração do fluido e no bordo de ataque do aerofólio onde esta localizado o ponto de estagnação o valor de C_p atinge 1. A pressão aproxima-se de 0 com a diminuição do ângulo do bordo de fuga, pois a velocidade nesta região tende a ser a velocidade da linha de corrente.

Isso permite a análise do gráfico da variação do ângulo de ataque alterando a sustentação de um aerofólio como o ilustrado na Figura 6.3, e para o aerofólio utilizado neste trabalho a curva de sustentação em função do ângulo de ataque para escoamentos de número de Reynolds 2×10^5 e 2×10^5 é fornecida abaixo.

Figura 6.3 – Variação do coeficiente de sustentação com a variação do ângulo de ataque



Fonte: adaptado, WILLIAMSON (2015)

A análise de tais gráficos permite o engenheiro identificar em qual ângulo de ataque acontece o ponto de estol, momento em que os efeitos viscosos sobressaem-se aos efeitos inerciais passam a atuar de forma acentuada na formação da curva de pressão e o aerofólio atinge a sustentação máxima e ainda, qualquer aumento no ângulo de ataque não produz um aumento de sustentação drástico aumento no arrasto. Para um número de Reynolds de 2×10^5 , o $C_{l_{máx}}$ vale 2.23 segundo os experimentos de (SELIG; GUGLIELMO.,2012) e ocorre em torno dos 16 graus.

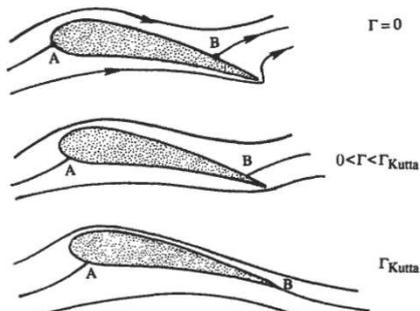
6.4 Geração de Circulação e Condição de Kutta

Em um escoamento em torno de um corpo com formato bidimensional com um bordo de fuga pontiagudo, desenvolve-se uma circulação de magnitude suficiente para mover o ponto de estagnação posterior para a extremidade traseira do aerofólio. (KUTTA, WILHELM, 1902). Essa hipótese, por vezes chamada de Hipótese de Zhukhovsky, foi experimentalmente verificada e denota como somente corpos como os aerofólios podem gerar circulação e sustentação.

A explanação sobre a origem da circulação tem fundamento em dois princípios naturais de um escoamento real: camada limite e fricção. Essa origem pode ser observada ao analisar-

se um aerofólio que muda de velocidade partindo da velocidade zero. O escoamento que se sucede é, primeiramente, irrotacional em todo o seu domínio devido a distância da vorticidade à superfície do aerofólio ainda ser pequena, ou ainda porque a vorticidade ainda não se difundiu para longe da asa. À essa velocidade existe uma descontinuidade adjacente à superfície e o escoamento não possui circulação e seu padrão é como o da parte superior da figura abaixo.

Figura 6.4 – Ilustração da localização da descontinuidade em um aerofólio.



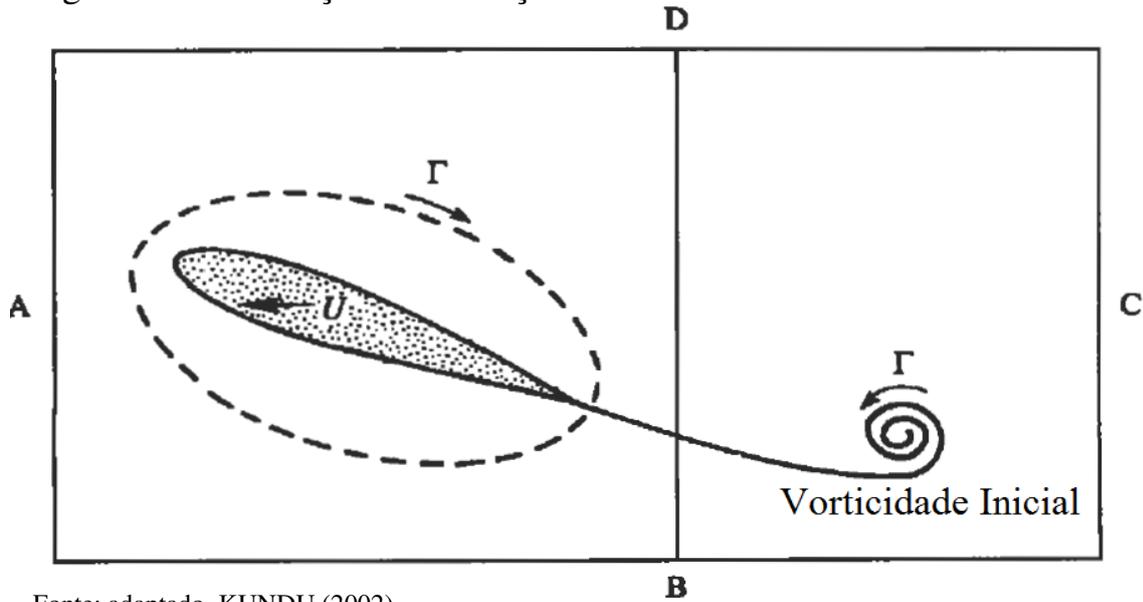
Fonte: adaptado, KUNDU (2002)

O fluido movimenta-se ao redor do bordo de fuga à alta velocidade e sobrepõe-se uma forte desaceleração e aumento de pressão do bordo de fuga ao ponto de estagnação posterior B. Isso dura o tempo necessário para o fluido escoar do bordo de ataque ao bordo de fuga, ou ainda o tempo necessário para o fluido percorrer a corda da asa.

Logo após isso, a camada limite surge no aerofólio e o fluido desacelerado não tem energia cinética suficiente para vencer o brusco aumento de pressão da extremidade do bordo de fuga ao ponto de estagnação traseiro. Isso gera um *back-flow*, ou ainda um fluxo reverso na camada limite e uma separação do escoamento no bordo de fuga.

Todos esses fenômenos vêm a resultar no surgimento de uma camada de cisalhamento, que gira para gerar um formato espiral sob a ação de sua própria vorticidade. Essa camada de cisalhamento enrolada é levada à jusante pelo escoamento e é deixada no local onde a asa iniciou seu movimento. Essa camada é chamada *starting vortex*, ou ainda vorticidade inicial e tem seu sentido de giro é anti-horário, o que tem como resultado lógico uma circulação Γ balanceada em sentido horário ao redor do aerofólio. Isso é retratado na figura a seguir.

Figura 6.5 – Ilustração da formação da vorticidade inicial.



Fonte: adaptado, KUNDU (2002)

A partir do Teorema de Kutta-Zhukhovsky, assumindo conhecida a componente tangencial da velocidade, a sustentação de um corpo pode ser encontrada utilizando-se a Equação de Bernoulli. (KUNDU, 2002).

$$L = \rho U \Gamma \quad (6.46)$$

Onde,

$$\Gamma = \int_{\partial C} u dl \quad (6.47)$$

Onde, ∂C denota o comprimento ao redor de um corpo em sentido anti-horário, u um vetor velocidade e l o caminho que a circulação toma. Fica aparente que a viscosidade do fluido é responsável não somente pelo arrasto, mas também pela geração de circulação e consequentemente da sustentação. A circulação ao se desenvolver em um fluido previne uma separação posterior da camada limite.

6.5 Viscosidade

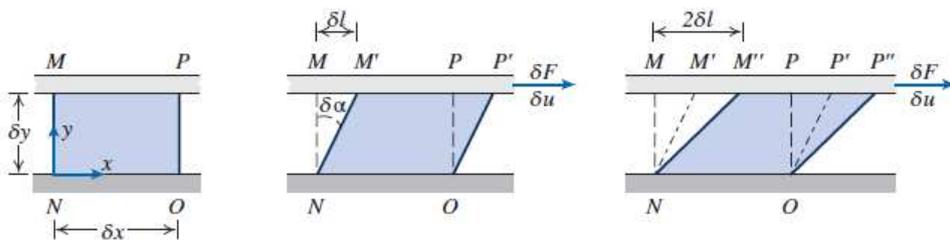
Vários escoamentos podem ser analisados de forma menos complexa do que a resolução das equações de Navier-Stokes. Os mesmos podem ser reduzidos a duas regiões: uma próxima ao objeto no escoamento e uma outra que abrange todo o resto do volume de controle. Na camada próxima ao corpo as tensões provenientes de forças viscosas estão presentes cisalhando o fluido formando um gradiente de velocidade. Por outro lado, no resto do escoamento onde a velocidade não é menor que a da corrente livre as tensões viscosas podem ser desconsideradas. (PRANDTL).

O cisalhamento, para um fluido newtoniano o qual a tensão do fluido é diretamente proporcional a taxa de deformação, é dado pela expressão abaixo:

$$\tau_{xy} = \mu \frac{du}{dy} \quad (6.48)$$

Onde μ representa a viscosidade dinâmica característica do fluido no escoamento.

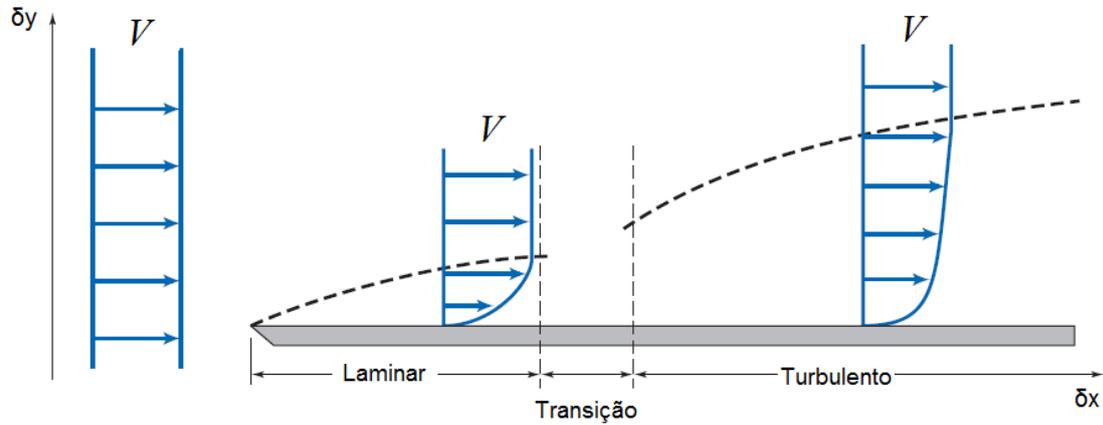
Figura 6.6 – Deformação do fluido entre duas placas planas, tendo a superior a direção de movimento como ilustrado.



Fonte: adaptado, FOX (2015)

6.6 Camada Limite

Figura 6.7 – Ilustração de escoamento de um fluido sob uma placa plana.

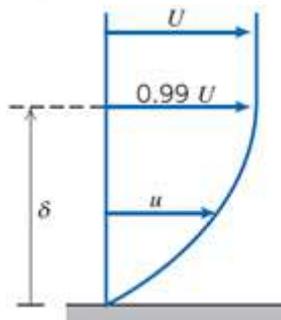


Fonte: adaptado, FOX (2015)

A camada limite junto ao corpo no escoamento proposta por Prandtl possui uma altura que é função das dimensões do objeto, neste caso a corda da asa, e do número de Reynolds do escoamento. Esta camada ainda possui um gradiente de velocidades sugerido pela equação 6.48.

É possível notar ainda a mudança no regime de escoamento dentro da camada limite, que inicialmente é laminar, passa por uma região de transição e por fim transforma-se em turbulento. Em ambos os casos o gradiente de velocidade está presente, entretanto tais gradientes aproximam-se assintoticamente de zero somente quando a velocidade é medida próximo a superfície do objeto. A partir daí faz-se necessário o uso das definições de espessura de camada limite e espessura de camada limite turbulenta respectivamente ilustradas abaixo.

Figura 6.8 – Ilustração da espessura da camada limite.



Fonte: adaptado, FOX (2015)

E expressas por:

$$\delta = \frac{5L}{\sqrt{Re}} \quad (6.49)$$

Para o caso da camada limite laminar em um escoamento incompressível.

E ainda:

$$\delta^* = \frac{0.3747L}{\sqrt{Re}^{0.2}} \quad (6.50)$$

Para a espessura de camada limite turbulenta.

Ressaltando que as equações acima são aproximações para a espessura da camada limite a partir da espessura de uma placa plana.

6.7 Número de Reynolds

Afim de prever se um escoamento ao redor de um dado objeto será laminar ou turbulento, o engenheiro necessita simplesmente encontrar qual o número de Reynolds para aquela dada situação. A partir desse número é possível determinar se as forças viscosas podem ou não serem desprezadas em oposição às forças inerciais. Um número de Reynolds de 10^4 , para aerofolios, geralmente caracteriza um escoamento laminar. Já grandes números de Reynolds, da ordem de 10^6 , caracterizam escoamentos turbulentos.

A expressão para obtenção do número de Reynolds é dada por:

$$Re = \frac{\rho u \frac{\partial u}{\partial x}}{\mu \frac{\partial^2 u}{\partial x^2}} = \frac{\rho u d}{\mu} \quad (6.51)$$

Onde, ρ denota a densidade do fluido, u é a velocidade do fluido e d a corda do aerofolio.

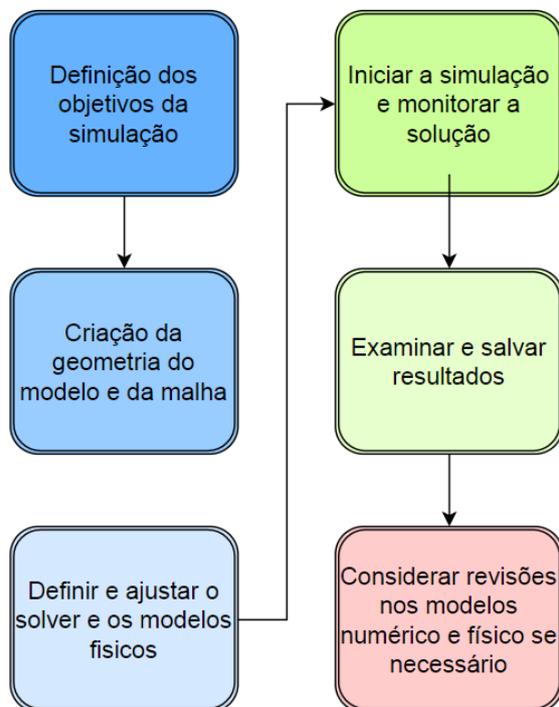
Na aerodinâmica é comum modificar o segundo termo, $\Delta p / \rho V^2$, por conveniencia inserindo um fator, $1/2$, afim de transformar o denominador na representação da pressão dinamica e assim tem-se:

$$Eu = \frac{\Delta p}{\frac{1}{2} \rho V^2} \quad (6.52)$$

Denominado, Número de Euler. Δp representa a variação entre a pressão local e a pressão na corrente livre e ρ e V são propriedades da corrente fluida livre.

6.8 ANSYS Fluent

Figura 6.9 – Fluxograma com passos para uma simulação.



Fonte: O autor (2018)

Os passos para uma simulação de escoamentos no ANSYS Fluent são ilustrados na figura acima.

Primeiramente, para a definição dos objetivos da simulação deve-se levar em consideração quais resultados são procurados e como serão utilizados, quais modelos físicos utilizar e quais simplificações podem ser assumidas. Em relação a esses resultados, ainda é possível ajustar seu tempo de obtenção e sua acurácia. Em relação ao domínio fluido, é importante saber seu começo e seu fim e como isolar uma parte do sistema físico completo.

A criação da geometria do modelo se dá pelo uso de ferramentas de CAD como Autodesk Inventor e Design Modeler contido no ANSYS. Essa geometria retrata o cenário do escoamento em questão, e o modelo computacional representando as equações regentes do escoamento é

aplicado nessa geometria na forma de contornos e regiões. A definição da topologia é um passo importante e é o processo de mapeamento das definições geométricas, tais como partes, superfícies e curvas da geometria, de acordo com termos físicos.

A partir daí vem o processo de desratização do cenário do escoamento. Neste caso o ANSYS *Meshing* foi utilizado. O mesmo funciona como um robusto programa de geração de malha onde o escoamento pode ser discretizado em células unitárias de formato tetraédrico, hexaédrico, prismático ou piramidal. O engenheiro deve levar em consideração qual formato de célula utilizar, qual grau de resolução da malha e capacidade computacional disponível.

Definir e ajustar os modelos físicos requerem a importação do arquivo de malha, a seleção adequada do solver numérico (*pressure based* ou *density based*) dos modelos físicos (turbulência, combustão), definição das propriedades do fluido, prescrição de condições de operação e de condições de contorno em todas as regiões de contorno. A partir daí uma solução inicial é provida e os controles do solver e os monitores de convergência são ajustados para finalmente o escoamento ser inicializado.

Para a obtenção da solução, as equações de conservação regentes do escoamento são discretizadas e solucionadas iterativamente, geralmente um certo número de iterações é requerido até a convergência da solução. Essa convergência é atingida quando as variações das variáveis da solução entre duas iterações podem ser desprezadas e pode ser monitorada pela tendência no gráfico de residuais de um escoamento solucionado. A convergência também é atingida quando a conservação das propriedades do escoamento é alcançada.

A acurácia da convergência de uma solução depende de fatores como: adequação dos modelos físicos, a acurácia do modelo escolhido, resolução da malha e sua independência e finalmente definição geral do problema.

O exame dos resultados obtidos permite o engenheiro ter acesso a dados úteis através de ferramentas de visualização do escoamento e de ferramentas de análise numérica. As ferramentas de visualização do escoamento como a nativa do ANSYS *Fluent* permitem a verificação do padrão geral de escoamento no objeto, da existência de separação e ainda se aspectos de escoamento, como a camada limite, estão sendo solucionados. Ferramentas para análise numérica são utilizadas para calcularem forças e momentos provenientes do escoamento.

6.8.1 Modelo Físico

O ANSYS Fluent oferece dois *solvers* numéricos o pressure-based o density-based. Em ambos os métodos o campo de velocidade é obtido das equações do momento. No método baseado na densidade, a equação da continuidade é usada para obter-se o campo de densidade, enquanto que o campo de pressão é definido da equação de estado.

Por outro lado, no método baseado na pressão, o campo de pressão é extraído a partir da solução de uma equação de pressão ou uma versão de correção desta. Equação de pressão esta que é obtida pela manipulação das equações da continuidade e do momento.

O density-based solver tem resultados mais precisos e ambos os métodos fazem o ANSYS Fluent resolver as equações integrais regentes do escoamento para a conservação da massa e do momento e, quando necessário, da energia e outros escalares como turbulência. Os métodos utilizam uma técnica denominada técnica dos volumes de controle que consiste em:

- Dividir o domínio em volumes de controle discretos usando uma malha computacional;
- Integração das equações governantes nos volumes de controle individuais para construir equações algébricas para as variáveis dependentes discretas desconhecidas como velocidade e temperatura;
- Linearização das equações discretizadas e solução das equações lineares resultantes para gerar valores atualizados das variáveis dependentes;
- Os dois métodos empregam uma desratização similar (volumes finitos), entretendo a abordagem para linearização e resolução das equações discretizadas difere.

6.8.2 Density-Based

O solver baseado na densidade soluciona as equações da continuidade, do momento e de certos escalares de forma simultânea. As equações governantes dos demais escalares são resolvidas posteriormente. Pelo fato das equações governantes serem não-lineares e agrupadas, várias iterações do algoritmo para a resolução são necessárias para atingir-se a convergência da solução.

As etapas deste algoritmo são:

- Atualização das propriedades do fluido baseado na solução atual. No caso do início do cálculo, as propriedades do fluido serão atualizadas segundo a solução inicializada;
- Resolução das equações da continuidade, do momento;
- Resolução de equações para obtenção de escalares como turbulência utilizando os valores previamente atualizados das demais variáveis;
- Checar convergência

Este algoritmo é continuado até que os critérios de convergência sejam alcançados.

No método de solução density-based, as equações governantes não lineares discretizadas são linearizadas afim de produzir um sistema de equações para as variáveis dependentes em cada célula computacional. A partir daí o sistema linear resultante é resolvido para a obtenção de uma solução atualizada para o escoamento. Essa linearização pode ser implícita ou explícita e em resumo a forma implícita resolve as equações para todas as variáveis em todas as células ao mesmo tempo. Já a forma explícita resolve para todas as variáveis de célula em célula.

As equações governantes para um fluido em uma componente, de forma que descrevam as propriedades da média do escoamento, pode ser escrita na forma integral no plano Cartesiano, para um volume de controle arbitrário V com superfície diferencial dA da seguinte forma:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint (R - S) * dA = \int_V HdV \quad (6.53)$$

Onde os vetores Q, R, S são expressos da seguinte forma:

$$Q = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{Bmatrix}, R = \begin{Bmatrix} \rho v \\ \rho v u + p \hat{i} \\ \rho v v + p \hat{j} \\ \rho v w + p \hat{k} \\ \rho v E + p v \end{Bmatrix}, S = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xi} \\ \tau_{yi} \\ \tau_{zi} \\ \tau_{ij} v_i + q \end{Bmatrix} \quad (6.54)$$

Ainda, o vetor H , ou vetor de Entalpia, contém os termos das forças de corpo e das energias. E denota a energia total e relaciona-se à Entalpia total da seguinte forma:

$$E = \frac{H-p}{\rho} \quad (6.55)$$

As equações de Navier-Stokes expressadas na forma da equação 6.53 tornam-se, numericamente falando, muito rígidas em escoamentos com número de MACH muito pequeno isso resulta em taxas de convergência ruins. Para esse problema o Fluent emprega a técnica de acondicionamento do termo de derivada de função em relação ao tempo da equação 6.53. Assim a equação 6.53 pré-condicionada torna-se:

$$\Gamma \frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint [F-G] \cdot dA = \int_V H dV \quad (6.56)$$

A equações que regem o escoamento, 6.56, é então discretizadas para o regime permanente onde assume-se que o passar do tempo se processa até que uma solução de regime estacionário seja atingida. Essa desratização no caso deste trabalho foi da forma implícita pois gera maior estabilidade numérica.

O método de desratização implícita no tempo das equações governantes do escoamento, equação 6.56, associado a uma linearização de Newton dos fluxos produzem o sistema linearizado a seguir:

$$\left[D + \sum_j^{N_{\text{faces}}} S_{j,k} \right] \Delta Q^{n+1} = -R^n \quad (6.57)$$

Onde as matrizes D e $S_{j,k}$ são dadas por:

$$D = \frac{V}{\Delta t} \Gamma + \sum_j^{N_{\text{faces}}} S_{j,i} \quad (6.58)$$

$$S_{j,k} = \left(\frac{\partial F_j}{\partial Q_k} - \frac{\partial G_j}{\partial Q_k} \right) A_j \quad (6.59)$$

R^n , denota o vetor de residuos e Δt é o passo de tempo.

A equação 6.57 é resolvida utilizando um algoritmo de ponto simétrico de Gauss-Seidel em conjunto com Método Algébrico Multimalha.

6.8.3 Equação Genérica do Transporte Escalar: Discretização e Solução

O ANSYS *Fluent* utiliza uma técnica baseada em volume de controle para a conversão da equação genérica de transporte escalar em uma equação algébrica que pode ser resolvida numericamente. Essa técnica baseada em volume de controle consiste na integração da equação do transporte em cada volume de controle, gerando uma equação discreta que expressa a conservação da massa para um volume de controle.

A discretização de uma equação do transporte de uma quantidade escalar ϕ para um regime permanente começa a partir da forma integral dessa equação para um volume de controle V dada por:

$$\int_V \frac{\partial \rho \phi}{\partial t} dV + \oint \rho \phi \vec{v} * d\vec{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla \phi * d\vec{A} + \int_V S_\phi dV \quad (6.60)$$

Onde:

- ρ = Densidade
- \vec{v} = Vetor Velocidade ($u\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k}$)
- \vec{A} = Vetor de Superfície de Área
- Γ_ϕ = Coeficiente de difusão de ϕ
- $\nabla \phi$ = Gradiente de $\phi = \left(\hat{i} \frac{\partial \phi}{\partial x} + \hat{j} \frac{\partial \phi}{\partial y} + \hat{k} \frac{\partial \phi}{\partial z} \right)$
- S_ϕ = Fonte de ϕ por unidade de volume

A equação 6.53 é aplicada a cada volume de controle, ou célula, do domínio computacional, como as ilustradas na figura a seguir, resultando em:

$$\frac{\partial \rho \phi}{\partial t} V + \sum_f^{Nfaces} \rho_f \vec{v}_f \phi_f * \vec{A}_f = \sum_f^{Nfaces} \Gamma_\phi \nabla \phi_f * \vec{A}_f + S_\phi V \quad (6.61)$$

Onde:

- N_{faces} = Número de faces envolvendo a célula
- ϕ_f = Valor de ϕ conveccionado pela face f
- $\rho_f \vec{v}_f * \vec{A}_f$ = Fluxo de massa pela face
- \vec{A}_f = Área da face f , $|A| (= \nabla\phi_f = \hat{i}A_x + \hat{j}A_y + \hat{k}A_z)$
- $\nabla\phi_f$ = Gradiente de ϕ na face f
- V = Volume da célula.

E ainda o termo $\frac{\partial\rho\phi}{\partial t}V$ é a Discretização Temporal.

As equações resolvidas pelo *Fluent* têm a mesma forma da equação acima e são aplicadas a malhas multidimensionais, não estruturadas compostas de poliedros arbitrários.

A equação 6.54 ou ainda, equação do transporte escalar discretizada, possui uma característica não linear, pois contém a variável escalar desconhecida ϕ no centro da célula, assim como os valores desconhecidos nas células vizinhas. A partir daí faz-se necessário uma técnica de linearização que pode ser escrita como:

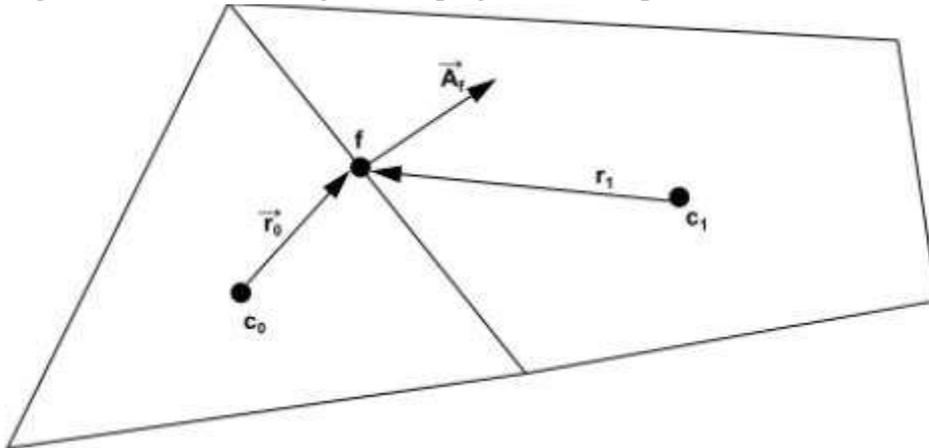
$$a_p\phi = \sum_{nb} a_{nb}\phi_{nb} + b \quad (6.62)$$

Onde o subscrito nb refere-se às células vizinhas, e a_p e a_{nb} são os coeficientes linearizados para ϕ e ϕ_{nb} .

O número de células vizinhas depende da topologia da malha e geralmente é igual ao número de faces da célula.

A equação 6.55 é escrita para outras células, resultando em um conjunto de equações algébricas com uma matriz de coeficientes esparsos. *Fluent* soluciona este sistema linear utilizando um solucionador do Método de Gauss-Seidel em conjunto com um Método Algébrico Multimalha.

Figura 6.10 – Discretização da Equação do Transporte Escalar em um Volume de Controle.



Fonte: ANSYS, Inc(2013)

6.8.4 Turbulência

Escoamentos turbulentos caracterizam-se por campos de velocidade flutuantes. Essas flutuações misturam quantidades transportadas como momento e energia, e causam flutuações também nas quantidades transportadas. Como essas flutuações podem ser de pequena escala e de alta frequência, tornam-se computacionalmente caras de serem simuladas através de cálculos práticos de engenharia.

A partir daí surge a necessidade de manipulações para a exclusão da resolução de escalas pequenas, resultando em um conjunto de equações que são computacionalmente menos dispendiosas. Essas manipulações podem ser médias no tempo, ou uma média do conjunto de estados.

Ainda, as equações modificadas possuem variáveis desconhecidas adicionais que solicitam modelos de turbulência para determinar tais variáveis a partir de quantidades já conhecidas.

O *Fluent* disponibiliza diferentes modos de turbulência, entretanto, não existe um modelo que satisfaça qualquer tipo de escoamento. Daí, faz-se necessário a escolha adequada do modelo de turbulência e essa escolha é baseada em considerações como a física envolvida no problema, o nível de acurácia requerido e a potência computacional disponível.

6.8.5 RANS

O método RANS (*Reynolds-Average Navier Stokes*) consiste na decomposição das variáveis da solução da equação instantânea de Navier-Stokes em uma componente média e uma componente flutuante. Isso é necessário pelo fato de as propriedades do escoamento se tornam funções aleatórias do espaço e do tempo. Para as componentes de velocidade vem:

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad (6.63)$$

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (6.64)$$

Da mesma forma, $\bar{\phi}_i$ e ϕ'_i são as componentes médias e flutuante de uma quantidade escalar genérica ϕ , pressão por exemplo.

Substituindo expressões desta forma para as variáveis do escoamento em equações instantâneas da continuidade e do momento e tomando um cálculo da média temporal obtém-se as equações do momento montadas a partir de médias. Essas são escritas na forma de tensor cartesiano da seguinte maneira:

Figura 5.13 – Equações de Navier-Stokes mediadas por Reynolds

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] \\ &\quad + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{u'_i u'_j}) \end{aligned}$$

Fonte: ANSYS, Inc(2013)

As equações acima são chamadas *Reynolds-averaged* Navier-Stokes (RANS), são similares as equações 6.29, 6.30 e 6.31 instantâneas de Navier-Stokes, mas agora com as variáveis da solução sendo representada por valores médios montados. Ocorre ainda a presença de termos adicionais representando a turbulência ou ainda o Tensor tensão de Reynolds, $-\rho \overline{u'_i u'_j}$

A soma das equações 6.58 e 6.59 gera:

$$\frac{DU_i}{Dt} + U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = \frac{\partial P}{\partial x_i} + \nu_t \frac{\partial^2 U_i}{\partial x_i \partial x_j} - \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_j} \quad (6.65)$$

Onde, $\nu_t = \frac{\mu_t}{\rho}$, é a viscosidade turbulenta cinemática.

6.8.6 Spalart-Allmaras

O Spalart-Allmaras é um modelo de uma equação que soluciona uma equação do transporte modelada para a viscosidade turbulenta. Este modelo foi desenvolvido para a aplicações aeroespaciais envolvendo escoamento em asas, fuselagem e aplicações aeronáuticas de escoamento externo e ainda aplicações envolvendo escoamentos ligados a superfície. Demonstra bons resultados para camadas limites sujeitas a gradiente adverso de pressão.

O modelo foi desenvolvido para escoamentos aerodinâmicos. O mesmo não é calibrado para escoamentos industriais gerais e ainda não prevê com eficácia o decaimento de turbulência isotrópica.

A variável transportada no modelo Spalart-Allmaras, $\tilde{\nu}$, é idêntica a viscosidade turbulenta cinemática exceto pela região próxima a superfície da asa. A equação do transporte para $\tilde{\nu}$ é dada por:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_\nu + S_{\tilde{\nu}} \quad (6.66)$$

Onde G_ν é a produção da viscosidade turbulenta, Y_ν é a destruição da viscosidade turbulenta que ocorre na região próxima a asa devido ao bloqueio causado pela mesma e por causa do amortecimento viscoso. $\sigma_{\tilde{\nu}}$ e C_{b2} são as constantes e ν é viscosidade molecular cinemática. $S_{\tilde{\nu}}$ é um termo fonte definido pelo usuário.

A modelagem da viscosidade turbulenta, μ_t , é computada a partir de:

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (6.67)$$

Onde função do amortecimento viscoso, f_{v1} , é dado por:

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \quad (6.68)$$

E,

$$\chi \equiv \frac{\tilde{\nu}}{\nu} \quad (6.69)$$

A geração do termo G_v , caracterizado pela produção turbulenta, é modelada da seguinte forma:

$$G_v = C_{b1} \rho \tilde{S} \tilde{\nu} \quad (6.70)$$

Onde,

$$\tilde{S} \equiv S + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2} \quad (6.71)$$

E ainda,

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (6.72)$$

C_{b1} e k são constantes, d_{dist} representa a distancia para o objeto do escoamento (wall) e S é uma medida escalar do tensor deformação. Fluent segue o mesmo padrão do modelo original proposto por Spalart e Allmaras. S é baseado na magnitude da vorticidade:

$$S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \quad (6.73)$$

Onde Ω_{ij} é o tensor de taxa de rotação médio cuja definição é dada por:

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (6.74)$$

A justificativa para a expressão padrão para S baseia-se no fato de que para escoamentos cisalhantes, vorticidades e taxa de deformação são idênticos. Vorticidade possui a vantagem de

atingir zero nas regiões do escoamento assumidas investidas onde a produção de turbulência atinge valores irreais para a física.

Para a modelagem da destruição da turbulência é dada por:

$$Y_v = C_{w1} \rho f_w \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \quad (6.75)$$

Onde,

$$f_w = g \left[\frac{1 + C_{w3}^6}{g^6 + C_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad (6.76)$$

$$r \equiv \frac{\tilde{v}}{\tilde{S} k^2 d^2} \quad (6.77)$$

C_{w1}, C_{w2}, C_{w3} são constantes, e \tilde{S} é dado pela equação 6.71.

As constantes do modelo são listadas a seguir.

- $C_{b1} = 0.1355$
- $C_{b2} = 0.622$
- $C_{v1} = 7.1$
- $\sigma_{\tilde{v}} = \frac{2}{3}$
- $C_{w1} = \frac{C_{b1}}{k^2} + \frac{(1+C_{b2})}{\sigma_{\tilde{v}}}$
- $C_{w2} = 0.3$
- $C_{w3} = 2.0$
- $k = 0.4187$

6.8.7 K-ε realizável

O modelo $k - \varepsilon$ realizável é um modelo de duas equações que permite a determinação do comprimento da turbulência e sua escala de tempo, sendo esta escala função de propriedades da turbulência como energia cinética de turbulência (k) e sua dissipação (ε). Este comprimento e escala são necessários para a determinação da viscosidade turbulenta, através da resolução de duas equações de transporte separadas.

Este modelo é o carro-chefe para cálculo de escoamentos em engenharia atualmente desde que foi desenvolvido por Launder e Spalding. Robustez, economia e acurácia razoável para vários tipos de escoamentos explicam a popularidade deste modelo na simulação de escoamentos industriais e transferências de calor.

É um modelo semi-empírico, e a derivação das equações modelo baseia-se em considerações fenomenológicas e empirismo.

As equações modeladas para k e ε do transporte para o modelo $k - \varepsilon$ são respectivamente:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (6.78)$$

e

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] \\ &+ \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{v \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon \end{aligned} \quad (6.79)$$

Onde:

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right], \quad \eta = S \frac{k}{\varepsilon}, \quad S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (6.80)$$

Nestas equações, G_k representa a geração de energia cinética turbulenta devido a gradientes de velocidade média. G_b é a geração da energia cinética turbulenta devido a flutuabilidade. Y_M representa a contribuição da dilatação flutuante em turbulência compressível na taxa de dissipação total. C_1 e C_2 são constantes. σ_k e σ_ε são os números turbulentos de Prandtl para k e ε respectivamente. S_k e S_ε são termos definidos pelo usuário.

Para modelar a viscosidade turbulenta utiliza-se a seguinte expressão:

$$\mu_t = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (6.81)$$

Onde,

$$C_\mu = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{kU^*}{\varepsilon}} \quad (6.82)$$

No qual,

$$U^* \equiv \sqrt{S_{ij}S_{ij} + \tilde{\Omega}_{ij}\tilde{\Omega}_{ij}} \quad (6.83)$$

E,

$$\begin{aligned} \tilde{\Omega}_{ij} &= \Omega_{ij} - 2\varepsilon_{ijk}\omega_k \\ \Omega_{ij} &= \overline{\Omega}_{ij} - \varepsilon_{ijk}\omega_k \end{aligned} \quad (6.84)$$

Onde $\overline{\Omega}_{ij}$ denota o tensor medio de taxa de rotação observado em um plano de referencia movel com velocidade angular ω_k .

As constantes A_0 e A_s do modelo são dadas por $A_0 = 4.04$, $A_s = \sqrt{6} \cos\phi$

Onde:

$$\phi = \frac{1}{3} \cos^{-1}(\sqrt{6}W), \quad W = \frac{S_{ij}S_{jk}S_{ki}}{\tilde{S}^3}, \quad \tilde{S} = \sqrt{S_{ij}S_{ij}}, \quad S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_j}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \quad (6.85)$$

$$C_{1\varepsilon} = 1.44, \quad C_2 = 1.9, \quad \sigma_k = 1.0, \quad \sigma_\varepsilon = 1.2 \quad (6.86)$$

Acima estão representadas as constantes do modelo $k - \varepsilon$.

A modelagem da produção da energia cinética turbulenta   dada por:

$$G_k = -\rho \overline{u_i' u_j'} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \quad (6.87)$$

Para solucionar G_k de uma maneira que satisfaça a hipótese de Boussinesq vem:

$$G_k = \mu_t S^2 \quad (6.88)$$

Onde S é o módulo do tensor de taxa de deformação média definido como:

$$S \equiv \sqrt{2S_{ij}S_{ij}} \quad (6.89)$$

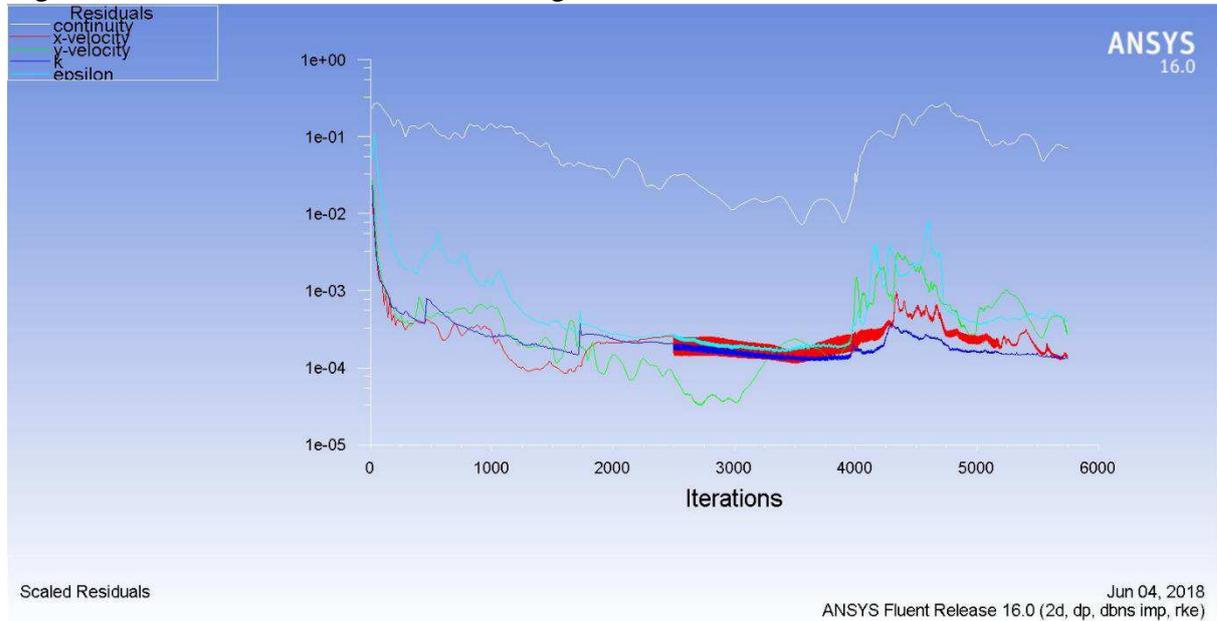
A partir deste momento, com a finalização do modelamento físico, pose-se continuar para a próxima etapa na simulação no ANSYS *Fluent*. Esta etapa o modelo de análise nativo do *Fluent* é utilizado para a obtenção de ferramentas para a análise das soluções como gráficos de convergência. Daí, segue-se para o início da solução do problema através do cálculo das equações regentes do escoamento com base em um critério de parada definido pelo usuário.

O modelo de convergência baseado onde o critério de parada baseado no resíduo das iterações precisa ser escolhido adequadamente. Existem simulações que são mais permissivas quanto a quantidade de residual, já outras necessitam de uma quantidade bem pequena de resíduos.

Para uma simulação onde o número de iterações é pequeno, uma convergência irreal pode ocorrer devido ao tamanho não condizente dos resíduos levando a uma acurácia devido à má resolução do problema em regiões críticas do escoamento. Por isso, um número razoável de iterações é recomendado e a utilização de outros modelos de convergência, uma vez que modelos diferentes podem gerar uma convergência mais adequada para o escoamento em estudo.

A análise da figura abaixo permite concluir que embora as curvas de convergência das equações de Navier-Stokes apresentem uma ordem de grandeza dos resíduos de 10^{-5} , as mesmas não estão estáveis.

Figura 6.11 – Gráfico de curvas de convergência de um escoamento no ANSYS Fluent.



Fonte: O autor (2018)

6.8.8 Discretização Espacial

O Fluent armazena valores discretos de uma quantidade escalar genérica ϕ no centro das células que compoem o escoamento total, de acordo com o ilustrado na figura 6.10. Entretanto os valores das faces dessas células também são necessários afim de resolverem os termos de convecção da equação.

Desta forma os valores de face devem ser interpolados a partir dos valores de centro da célula. Isso é feito com um esquema “contra fluxo” de interpolação. Esse esquema deriva o valor ϕ_f da face de uma célula a partir de quantidades da célula a montante da direção da velocidade normal v_n da equação 6.61. O software disponibiliza vários esquemas deste tipo Como: first-order upwind scheme, second-order upwind scheme e third order-up wind scheme.

6.8.9 Third-Order MUSCL Scheme

Este esquema de convecção de terceira ordem foi concebido do MUSCL (*Monotone Upstream Centered Schemes for Conservation Laws*) original pela fusão entre os esquemas de diferenciação central e *second-order upwind* (esquema de segunda ordem) resultando em:

$$\phi_f = \theta \phi_{f,CD} + (1 - \theta) \phi_{f,SOU} \quad (6.90)$$

Onde $\phi_{f,CD}$ é definido pela mesma definição usada para o esquema de diferença-central:

$$\phi_{f,CD} = \frac{1}{2} (\phi_0 + \phi_1) + \frac{1}{2} (\nabla \phi_0 \cdot \vec{r}_0 + \nabla \phi_1 \cdot \vec{r}_1) \quad (6.91)$$

E $\phi_{f,SOU}$ é definido pela mesma definição usada no esquema de segunda ordem:

$$\phi_{f,SOU} = \phi + \nabla \phi \cdot \vec{r} \quad (6.92)$$

Diferentemente do esquema QUICK, que é aplicável somente a malhas estruturadas hexaédricas, o esquema MUSCL é aplicável a malhas arbitrárias e quando comparado ao esquema de interpolação de segunda ordem, o MUSCL tem a capacidade de aumentar a acurácia espacial para todos os tipos de malha pela redução da difusão numérica e significativamente para escoamentos tridimensionais complexos e o mesmo está disponível para todas as equações do transporte.

6.8.10 Resolução dos Gradientes

A resolução dos gradientes é necessária para a montagem dos valores de um escalar nas faces da célula e ainda, para a obtenção dos termos secundários de difusão e derivadas das velocidades.

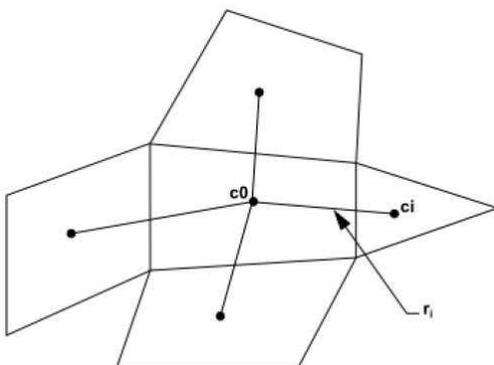
O gradiente $\nabla\phi$ de uma dada variável ϕ é utilizado para discretizar os termos de convecção e difusão nas equações de conservação do escoamento. Os mesmos são computados no software de acordo com os seguintes métodos: *Green-Gauss Cell-Based*, *Green-Gauss Node-Based* e o *Least Squares Cell-Based*.

6.8.11 Resolução dos Gradientes pelo Método *Least Squares Cell-Based*

Neste método, assume-se que a solução varia linearmente. Na figura abaixo a mudança nos valores de célula entre c_0 e c_i ao longo do vetor δr_i do centroide da célula c_0 para o da célula c_i pode ser expressa por:

$$(\nabla\phi)_{c_0} \cdot \Delta r_i = (\phi_{c_i} - \phi_{c_0}) \quad (6.93)$$

Figura 6.12 – Resolução do centroide de uma célula.



Fonte: ANSYS, Inc(2013)

Se escrevermos equações similares para cada célula vizinha à c_0 obteremos o seguinte sistema escrito na forma compacta:

$$[J](\nabla\phi)_{c_0} = \Delta\phi \quad (6.94)$$

Onde $[J]$ é o coeficiente da matriz que é puramente uma função da geometria.

O objetivo é determinar o gradiente de célula $\nabla_{\phi_0} = \phi_x \hat{i} + \phi_y \hat{j} + \phi_z \hat{k}$ pela resolução do problema de minimização para o sistema do coeficiente de matriz não-quadrado pelo método dos mínimos quadrados.

O Sistema linear de equações acima é sobredeterminado, ou seja, possui mais equações do que incógnitas e pode ser resolvido pela decomposição dos coeficientes de matriz utilizando o processo de Gram-Schmidt. Essa decomposição resulta em uma matriz com pesos para cada célula. Portanto para o esquema de centro da célula isso significa que três componentes dos pesos são geradas para cada uma das faces da célula c_0 .

Em conclusão, o gradiente no centro da célula pode ser obtido pela multiplicação dos fatores de peso pelo vetor diferença:

$$\Delta\phi = (\phi_{c1} - \phi_{c0}) \quad (6.95)$$

$$(\phi_x)_{c0} = \sum_{i=1}^n W^x_{i0} \cdot (\phi_{ci} - \phi_{c0}) \quad (6.96)$$

$$(\phi_y)_{c0} = \sum_{i=1}^n W^y_{i0} \cdot (\phi_{ci} - \phi_{c0}) \quad (6.97)$$

$$(\phi_z)_{c0} = \sum_{i=1}^n W^z_{i0} \cdot (\phi_{ci} - \phi_{c0}) \quad (6.98)$$

Em malhas não estruturadas irregulares, com distorções, a acurácia deste método é comparada a do node-based e superior a acurácia do método *cell-based*. Entretanto é menos solicitante ao computador que o método node-based.

7 DIMENSIONAMENTO DE SERVO SISTEMAS

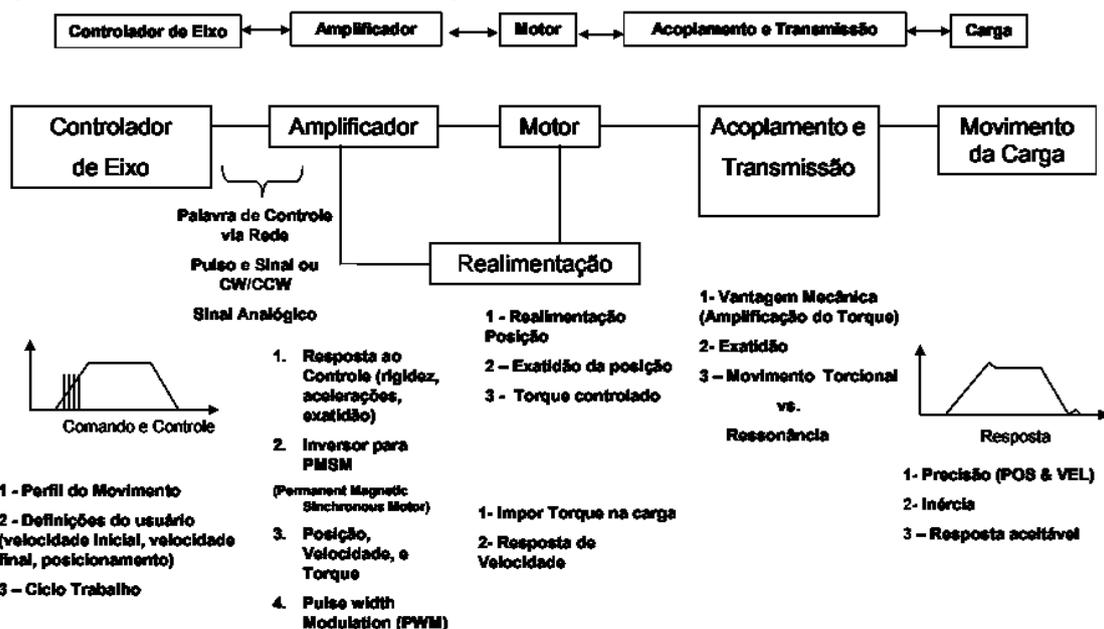
Para projetar um Controle de Movimento, o engenheiro precisa definir primeiramente quais equipamentos serão utilizados no mecanismo, que é o objeto a ser controlado. Posteriormente é necessário programar a sequência de tarefas que irão gerar o controle. Assim, a definição correta da carga é fundamental para o sucesso do Controle do Movimento.

Para especificar os componentes do dispositivo responsável pela mudança do ângulo de ataque de um aerofólio por exemplo, o conhecimento da carga e suas propriedades é necessário. A partir daí o controle desta carga ocorre a partir do dimensionamento do dispositivo.

No dimensionamento deste dispositivo certas variáveis precisam ser encontradas como: Levantamento do perfil do movimento, Cálculos de acelerações angulares necessárias ao movimento, inércia dos corpos a serem racionados, aerofólio neste caso, cálculo de torques de aceleração e escolha de motores candidatos ao acionamento do dispositivo em função do limite de torque.

A ilustração abaixo demonstra conceitos básicos do Controle utilizados para o Controle de Movimento.

Figura 7.1 – Conceitos de controle aplicados no controle de movimento.



Fonte: adaptado, SACCOMANO (2015)

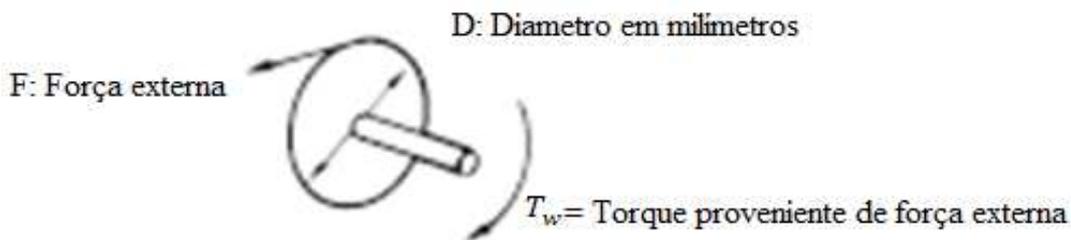
O servo motor gera um torque no mecanismo de forma que a carga acoplada ao servo seja vencida. Essas cargas no caso do aerofólio provem da inercia da asa e das forças aerodinâmicas.

E para um objeto que rotaciona, quando um torque externo é aplicado, a seguinte fórmula para o cálculo do torque pode ser utilizada:

$$T_w = F * \frac{D}{2} \times 10^{-3} (N.m) \quad (7.1)$$

Onde as variáveis da equação são ilustradas na figura abaixo.

Figura 7.2 – Ilustração das variáveis da equação para obtenção do torque.



Fonte: o Autor (2018)

A grandeza torque, obtida pela simulação e pela equação 7.1, servem de interface entre os universos da Mecânica dos Sólidos e da Eletrônica.

7.1 Servomotor RC e Controle

No campo da automação, os servos são amplamente utilizados para o movimento de peças com precisão. Estes configuram-se em um motor de corrente contínua que apresenta a característica configuração de rotor e estator, onde este último é responsável por criar um campo magnético a fim de girar o rotor durante a aplicação de uma certa corrente elétrica.

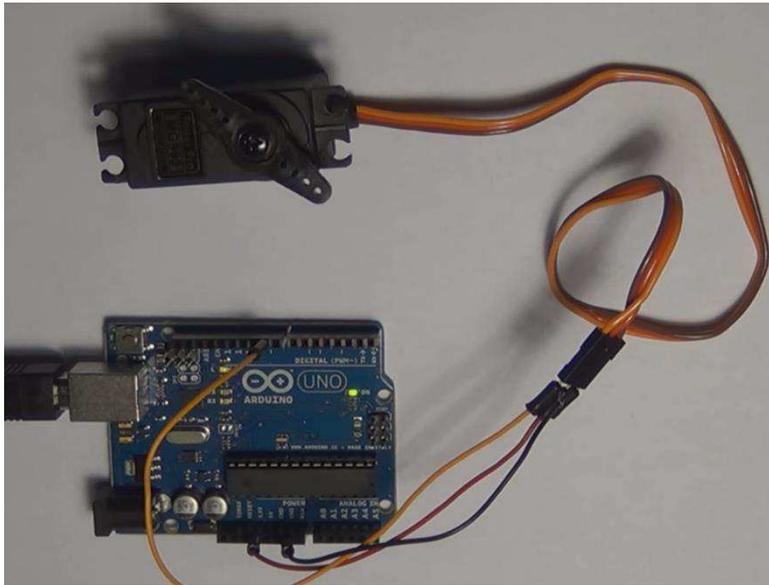
A partir daí, é possível utilizar uma tensão de referência em corrente contínua para ajustar a saída do sistema desejada, como por exemplo as posições do mecanismo deste projeto. A aplicação desta tensão pode ser feita por um microprocessador que permitirá sinais de controle mais precisos como PWM.

O protocolo PWM, ou ainda modulação por largura de pulso, é um sinal composto por uma série de pulsos de largura variada onde a largura deste pulso determina a posição assumida pelo servo. Os parâmetros para configuração dos pulsos são a largura máxima de pulso, a largura mínima de pulso e a frequência de repetição. Os diferentes servos para robótica e

modelos RC disponíveis no mercado possuem geralmente 1.5 milissegundos de largura de pulso para posição neutra.

A ilustração a seguir representa o circuito para o controle da posição de um servo utilizando um Arduino como controlador.

Figura 7.3 – Ligação de um servo no controlador Arduino.



Fonte: o Autor (2018)

A utilização do Arduino para o controle da posição do servo será preciso conhecer a velocidade em que o veículo se encontra afim de determinar qual angulo de ataque o aerofólio deve assumir para tal situação. A obtenção dos valores de velocidade pode ser feita com um sensor de posição montado na roda do veículo. Este sensor enviará em tempo real, o valor de velocidade para o Arduino necessário para o algoritmo decidir qual posição o aerofólio deve ajustar-se.

Figura 7.4 – Sensor de posição LM393.



Fonte: <https://uae.souq.com/ae-en/arduino-infrared-speed-sensor-module-lm393-22067285/i/>. Acessado em 01/05/2018

8 MATERIAIS E MÉTODOS

A metodologia para este projeto consiste na medição das forças aerodinâmicas no aerofólio através da simulação de um escoamento turbulento no mesmo em um software de CFD. A partir da posse dos dados de sustentação máxima e arrasto máximo será possível saber as forças que a estrutura do mecanismo terá que resistir, e então, inicia-se a fase de cálculo da estrutura do mecanismo que será responsável por alterar o ângulo de ataque. Esses dados ainda serão utilizados como base para a seleção de um servo-motor que seja capaz de vencer as forças aerodinâmicas. Neste capítulo são apresentados as ferramentas e os métodos utilizados para a criação do mecanismo deste projeto.

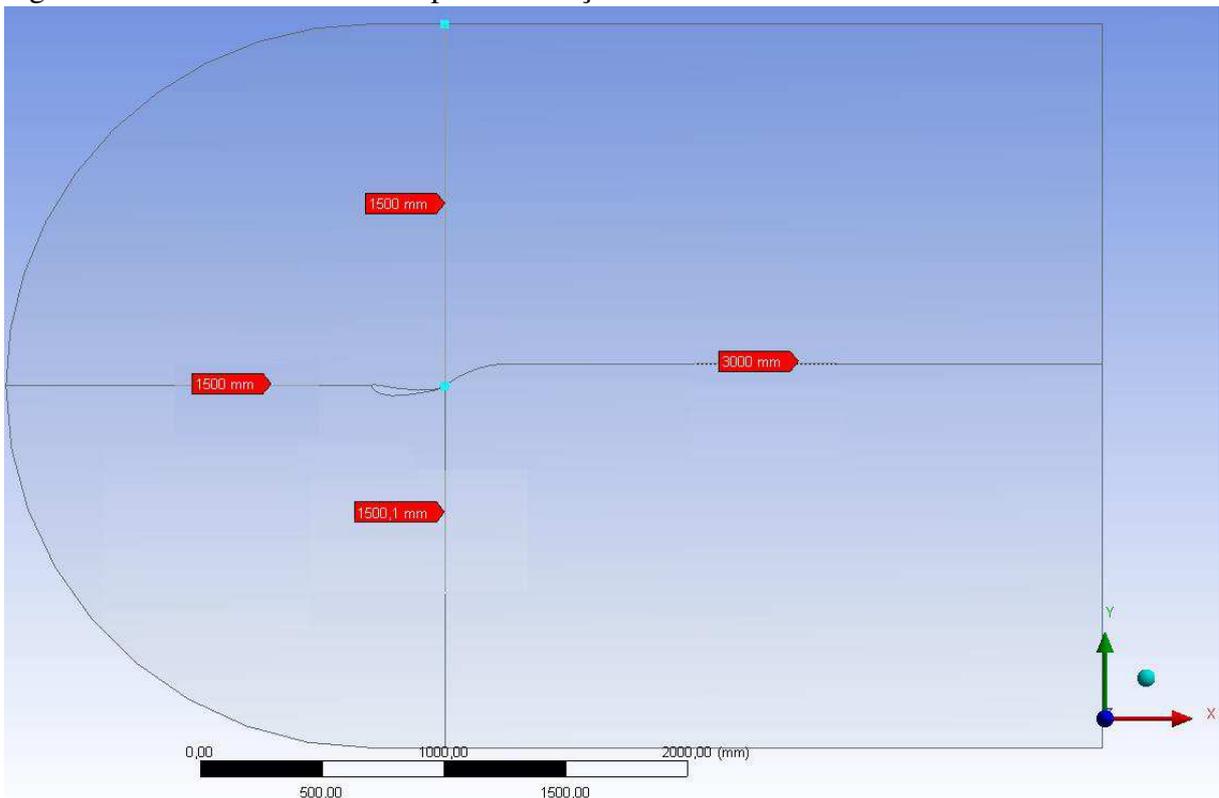
8.1 Geração e Validação da Malha

O desenvolvimento desta metodologia consiste primeiramente na geração da malha. Para isso a capacidade da malha em captar certos fenômenos do escoamento, como o desprendimento do escoamento do aerofólio na camada limite, e seu refinamento são estudados com base no poder computacional disponível e na acurácia dos resultados. Os resultados dessa malha serão então validados através da comparação com experimentos feitos em túnel de vento disponíveis.

Posteriormente a escolha de um dos modelos de turbulência disponibilizados pelo software é feita através da comparação dos resultados desses modelos verificando sua acurácia.

Afim de criar uma malha que possa gerar resultados satisfatórios a literatura recomenda a criação de um domínio fluido em volta do aerofólio de pelo menos cinco cordas à frente, acima e abaixo do bordo de ataque e pelo menos 10 cordas atrás do bordo de fuga. (MAIA, 2014). Um balanço no tamanho deste volume de controle é importante pois um volume de controle muito pequeno pois a força aerodinâmica proveniente da viscosidade com a parede influência nos resultados da simulação e um volume de controle muito grande aumenta a potência computacional necessária para calcular o escoamento. Para o caso deste trabalho utilizou-se um volume de controle como o ilustrado abaixo.

Figura 8.1 – Volume de controle para simulação.



Fonte: *Software Design Modeler* (2018)

Figura 8.2 – Configurações para obtenção primeira malha

Use Advanced Size Function	On: Proximity and Curvature
Relevance Center	Fine
Initial Size Seed	Active Assembly
Smoothing	High
Span Angle Center	Fine
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18,0 °)
<input type="checkbox"/> Num Cells Across Gap	Default (3)
Proximity Size Function Sources	Faces and Edges
<input type="checkbox"/> Min Size	Default (3,9308e-002 mm)
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	Default (3,9308e-002 mm)
<input type="checkbox"/> Max Face Size	0,10 mm
<input type="checkbox"/> Max Size	0,10 mm
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1,20)
Minimum Edge Length	3,85370 mm

Fonte: *Software Meshing* (2018)

Os controles globais acima permitem escolher uma função avançada de tamanho no modo *proximity and curvature*. Esse modo permite um maior controle na geração da malha pela seleção de parâmetros como o ângulo entre as normais de células vizinhas que neste caso foi de 18°. O modo permite ainda a escolha da graduação entre os tamanhos mínimo e máximo globais

permitidos aos elementos, baseada em uma taxa de crescimento específica. No caso deste trabalho foram utilizados como *Min Size*, *Max Size* e *Growth Rate* os valores $3,92 * 10^{-2}mm$, $0,1mm$ e $1,2$ respectivamente. Essa taxa de crescimento indica que há um aumento de 20% no comprimento de elemento a cada subsequente camada de elementos.

Outros métodos para obter maior acurácia nos resultados foram criação da camada limite através da divisão das arestas do domínio fluido em partes iguais através de um *Edge Sizing* e *Inflation* ao redor do aerofólio, que faz a malha empilhar-se ao redor do aerofólio de acordo com os parâmetros escolhidos. O método para empilhar as células foi o *Firth Layer Thickness* quando o modelo de turbulência K-ε realizável foi utilizado e seus parâmetros estão ilustrados abaixo. O parâmetro *First Layer Height* foi calculado com o auxílio da ferramenta *Wall Distance Calculator* disponível no site Raef Kobeissi *Engineering Online Training*, essa calculadora utiliza valores de velocidade da corrente fluida, 13m/s, densidade do ar, 1,1583Kg/m³, viscosidade dinâmica, 1.72e-5Kg/ (m. s) e *Y+ value*, que deve ser menor que 1 para o modelo de turbulência K-ε realizável.

Figura 8.3 – Parâmetros para geração de camada limite para modelo de turbulência K-ε realizável.

Inflation	
Use Automatic Inflation	None
Inflation Option	First Layer Thickness
<input type="checkbox"/> First Layer Height	1,432e-002 mm
<input type="checkbox"/> Maximum Layers	50
<input type="checkbox"/> Growth Rate	1,2

Fonte: *Software Meshing* (2018)

O método de empilhamento de células Total Thickness foi utilizado quando o modelo de turbulência Spalart-Allmaras na malha e seus parâmetros são demonstrados na figura a seguir. O parâmetro *Maximum Thickness* é dado pela equação 6.50.

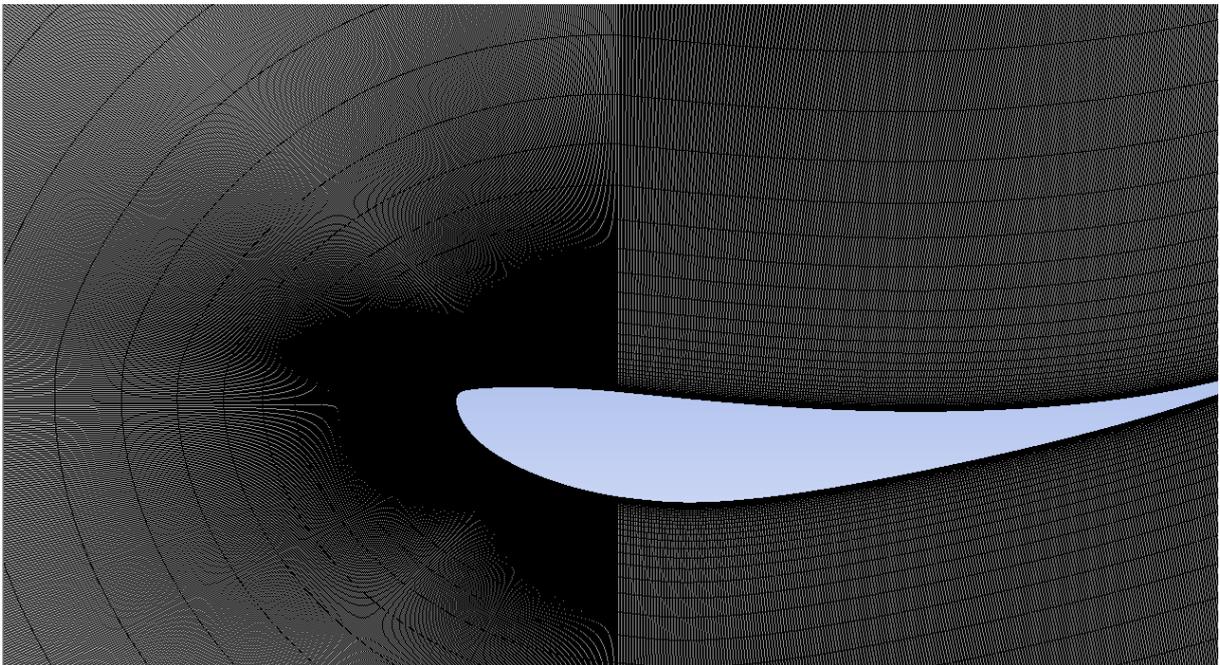
Figura 8.4 – Parâmetros para geração de camada limite para modelo de turbulência Spalart-Allmaras.

Inflation	
Use Automatic Inflation	None
Inflation Option	Total Thickness
<input type="checkbox"/> Number of Layers	50
<input type="checkbox"/> Growth Rate	1,2
<input type="checkbox"/> Maximum Thickness	9,76 mm

Fonte: *Software Fluent* (2018)

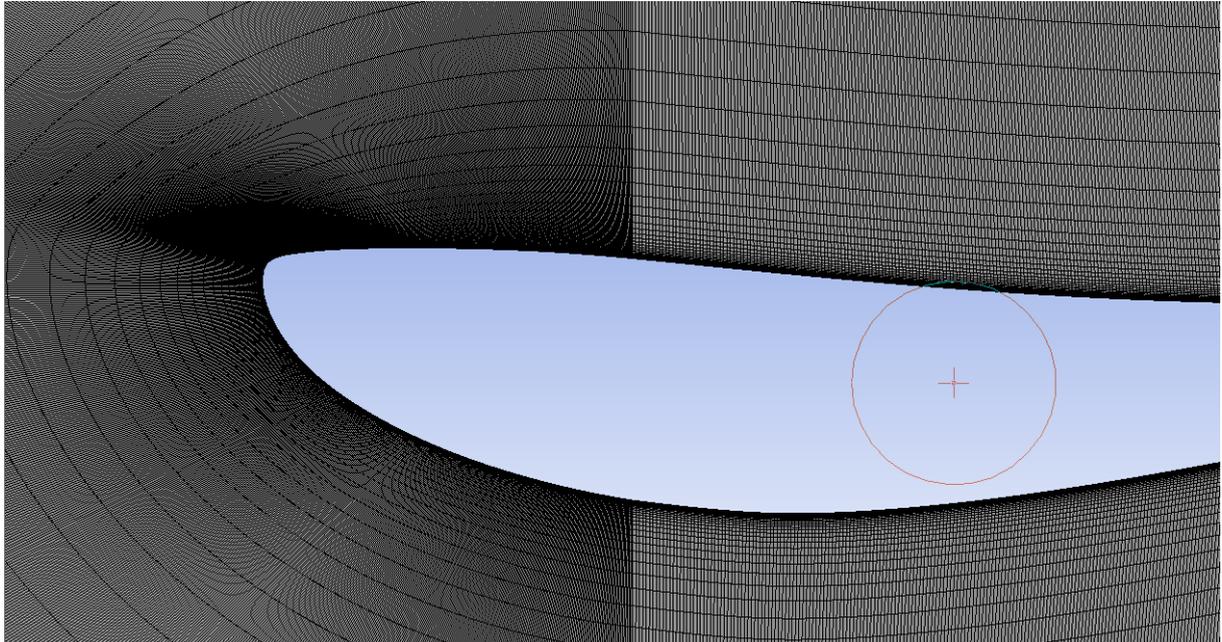
Com as configurações acima foi gerada a primeira malha. Uma segunda malha com 0.001mm de Max Size e Min Size e 80 camadas para criação da camada limite foi criada. Com essa nova configuração uma malha mais refinada foi obtida devido a maior quantidade de células. O tempo necessário para gerar a malha 1 foi de 73 minutos e o tempo para gerar a malha 2 foi em torno de 180 minutos. As malhas geradas são ilustradas a seguir.

Figura 8.5 – Malha 2.



Fonte: *Software Fluent* (2018)

Figura 8.6 – Malha 1.



Fonte: *Software Fluent* (2018)

O coeficiente de sustentação dado pela formula a seguir é o parâmetro utilizado para a validação da malha.

$$C_l = \frac{F_x \sin(\alpha) + F_y \cos(\alpha)}{0,5 * \rho * V_\infty^2 * A} \quad (8.3)$$

Onde α é o angulo de ataque, V_∞ é a velocidade no fluido, ρ a densidade do fluido e A é a área do aerofolio.

Os erros percentuais obtidos na simulação em relação aos resultados em túnel de vento podem ser encontrados utilizando a seguinte equação:

$$E = \sqrt{\left(\left(\frac{C_l - C_{lEXPERIMENTAL}}{C_{lEXPERIMENTAL}} \right) * 100 \right)^2} \quad (8.4)$$

Onde o $C_{lEXPERIMENTAL}$ é o coeficiente de sustentação obtido no teste em tunel de vento realizado por (SELIG, 1995).

Tabela 8.1 – Resultados da simulação utilizando a malha 2.

α	C_1 Experimental para Validação	C_1 Simulação	
		Spalart-Allmaras	K- ϵ Realizável
10°	1,92	1,94	1,91
15°	2,2	2,01	2,07
18°	2,1	1,91	1,66

Fonte: o Autor (2018)

Tabela 8.2 – Erros dos resultados da simulação utilizando a malha 2

α	Erro em porcentagem	
	Spalart-Allmaras	K- ϵ Realizável
10°	1,041666667	0,520833333
15°	8,636363636	5,909090909
18°	9,047619048	20,95238095

Fonte: o Autor (2018)

Tabela 8.3 – Resultados da simulação utilizando a malha 1.

α	C_1 Experimental para Validação	C_1 Simulação	
		Spalart-Allmaras	K- ϵ Realizável
10°	1,92	1,84	1,85
15°	2,2	1,77	1,98
18°	2,1	1,8	1,5

Fonte: o Autor (2018)

Tabela 8.4 – Erros dos resultados da simulação utilizando a malha 1.

α	Erro em porcentagem	
	Spalart-Allmaras	K- ϵ Realizável
10°	4,166666667	3,645833333
15°	19,54545455	10
18°	14,28571429	28,57142857

Fonte: o Autor (2018)

A discrepância entre os valores experimentais de coeficiente de sustentação e os valores da simulação 2D é maior na malha 1, justificando, portanto, a utilização dos valores dos esforços no mecanismo pelos resultados de uma simulação usando a malha 2.

8.2 Obtenção dos Esforços Gerados pelo Aerofólio

Para este trabalho foi utilizado a máquina descrita na tabela a seguir.

Tabela 8.5 – Especificações da Máquina

Notebook	MSI GE 72 2QD Apache
Processador	Intel(R) Core(TM) i7-4720HQ 8 Cores @ 3.2Ghz
Memória	16Gb RAM DDR3L
Placa de Vídeo	NVIDIA(R) GeForce(R) GTX 960m 4gb GDDR5
Sistema Operacional	Windows 8 64 Bits

Fonte: o Autor (2018)

Na modelagem do aerofólio s1223, proposto por (SELIG, 1997), no software *Design Modeler* utilizou-se pontos, na forma de um arquivo CSV com 81 pontos, gerados pela ferramenta *Airfoil Plotter* no website *AIRFOIL TOOLS*. Essa ferramenta permite a escolha de parâmetros como ângulo de ataque e corda do aerofólio, e no caso deste trabalho será de 10, 15 e 18 graus e 300mm de corda.

Figura 8.7 – Caixa de diálogo da ferramenta Airfoil plotter.

Airfoil	<input type="text" value="s1223-il - S1223"/>	Choose from database list or add you own airfoils here .
Chord (mm)	<input type="text" value="300"/>	Chord width in millimetres. (1 inch = 25.40mm)
Radius (mm)	<input type="text" value="0"/>	Radius of camber in millimetres, Zero for no curve
Thickness (%)	<input type="text" value="100"/>	Thickness adjustment. 100% is normal thickness. 50% is half. 200% is double
Origin (%)	<input type="text" value="0"/>	Adjust the position of the origin e.g. 50% is mid chord
Pitch (degrees)	<input type="text" value="360"/>	Pitch or angle of attack. 180 flips the plot
Halo (mm)	<input type="text" value="0"/>	Line parallel to airfoil for wing covering or jig. Negative values are external, positive internal.
Halo (mm)	<input type="text" value="0"/>	Second line parallel to airfoil as above
Colour	<input type="text" value="Colour"/>	Colour palette or black & white
Line thickness (%)	<input type="text" value="100"/>	Scale the line thickness (10% to 500%)
Reverse	<input checked="" type="checkbox"/>	Plot a mirror image
Data box	<input checked="" type="checkbox"/>	Print the airfoil data on the image
Camber line	<input checked="" type="checkbox"/>	Show camber line on image

Fonte: <http://airfoiltools.com/plotter/index>. Acessado em 01/05/2018

Figura 8.8 – Parte do arquivo *Comma Separetade Values* (CSV).

Arquivo	Editar	Formatar	Exibir	Ajuda
1	1	300	0	0
1	2	299,514	-0,378	0
1	3	298,251	-1,482	0
1	4	296,475	-3,111	0
1	5	294,225	-4,938	0
1	6	291,333	-6,750	0
1	7	287,652	-8,559	0
1	8	283,167	-10,428	0

Fonte: o Autor (2018)

Esse mesmo perfil foi analisado experimentalmente em túnel de vento por (SELIG; GUGLIELMO, 1995) para vários números de Reynolds e para este trabalho o resultado do escoamento com número de Reynolds de 250.000 foi utilizado para a validação.

Sabendo que a velocidade média dos veículos de fórmula SAE é de 12,5m/s (EQUIPE ÍCARUS, 2015) e que os perfis analisados em túnel de vento tem envergadura de 300mm, e a densidade do ar é de 1,18Kg/m³ pode-se obter os valores de velocidade através da Equação de Reynolds como a seguir:

$$Re = \frac{1,18 \cdot V^{0,3}}{1,86 \cdot 10^{-5}} = 200000 \rightarrow V = \frac{250000 \cdot 1,86 \cdot 10^{-5}}{1,18 \cdot 0,3} \cong 13m/s \quad (6.51)$$

A velocidade encontrada é próxima a velocidade na qual o aerofólio se encontra nas condições de trabalho e, portanto, pode ser utilizada como uma das condições de contorno solicitadas pelo software para o cálculo da simulação na qual refere-se a *velocity inlet*.

Daí as componentes na direção vertical e horizontal da direção deste escoamento podem ser escolhidas na caixa de diálogo abaixo. Para decompor a velocidade utiliza-se o ângulo de ataque do aerofólio de acordo com as formulas a seguir.

$$V_x = V * \cos(\alpha) \quad (8.1)$$

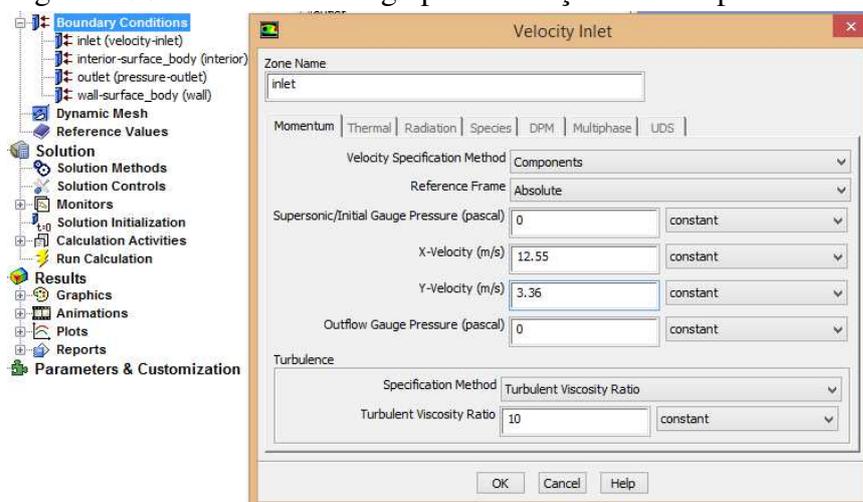
$$V_y = V * \sin(\alpha) \quad (8.2)$$

Tabela 8.2 – Cálculo das componentes da velocidade.

Alpha(°)	V	V_x	V_y
15	13	12,55704	3,364648
10	13	12,8025	2,257426
18	13	12,36373	4,017221
Alpha(°)	18	10	15
Cos	0,951057	0,984808	0,965926
Sem	0,309017	0,173648	0,258819

Fonte: o Autor (2018)

Figurara 8.9 – Caixa de diálogo para definição das componentes da velocidade do escoamento.

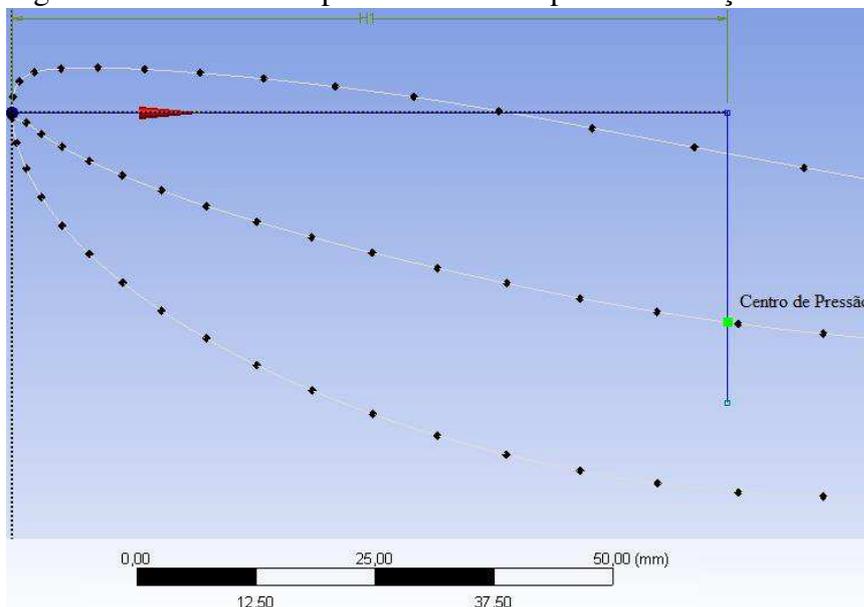


Fonte: Software Fluent (2018)

Outra condição de contorno necessária é uma pressão de saída ou ainda, *pressure oute*, que no caso desta simulação foi de 0. Na região de contorno delimitada pelo aerofólio foi definida uma condição de *wall*, que leva em consideração os efeitos viscosos nessa região.

Para a obtenção das forças aerodinâmicas de arrasto e sustentação o software permite a seleção de regiões específicas do aerofólio para então ser coputadada a força nessa região de acordo com um vetor especificado pelo usuário e também o momento em relação a um ponto e as coordenadas do centro de pressão também especificadas pelo usuário.

Figura 8.10 – Centro de pressão estimado para a simulação.



Fonte: *Software Design Modeler* (2018)

Figura 8.11 – Localização do centro de pressão estimado.

Details View	
Analysis Tools	
Analysis Tool	Entity Information
Entity	Point
Coordinate X	75 mm
Coordinate Y	-22,116 mm
Coordinate Z	0 mm

Fonte: *Software Design Modeler* (2018)

A componente total da força no vetor especificado em uma dada região é computada pelo somatório do produto escalar das forças viscosa e de pressão em cada face com o vetor força especificado.

$$F_a = \vec{a} \cdot \vec{F}_p + \vec{a} \cdot \vec{F}_v \quad (8.5)$$

O termo acima $\vec{a} \cdot \vec{F}_p$ a componente da força de pressão na direção especificada e o termo $\vec{a} \cdot \vec{F}_v$ denota a componente da força viscosa na direção especificada. Da mesma forma os coeficientes dessas forças são calculados para cada região. O coeficiente de força é definido por uma força dividida por $\frac{1}{2} * \rho v^2 * A$ onde $\rho * v$ e A são referentes a area especificada.

Finalmente, os valores líquidos de força total, viscosa e dinâmica e seus coeficientes são computados para as regiões selecionadas.

O vetor momento total em relação a um centro A é computado pelo somatório dos produtos vetoriais dos vetores de força de pressão e dos vetores de força viscosa com os vetores momento de cada face selecionada, onde este vetor é especificado pelo centro do momento A em relação à origem da força B .

$$\vec{M}_A = \vec{r}_{AB} \times \vec{F}_p + \vec{r}_{AB} \times \vec{F}_v \quad (8.6)$$

Na equação acima o termo $\vec{r}_{AB} \times \vec{F}_p$ representa o vetor de momento de pressão e o termo $\vec{r}_{AB} \times \vec{F}_v$ representa o vetor de momento viscoso.

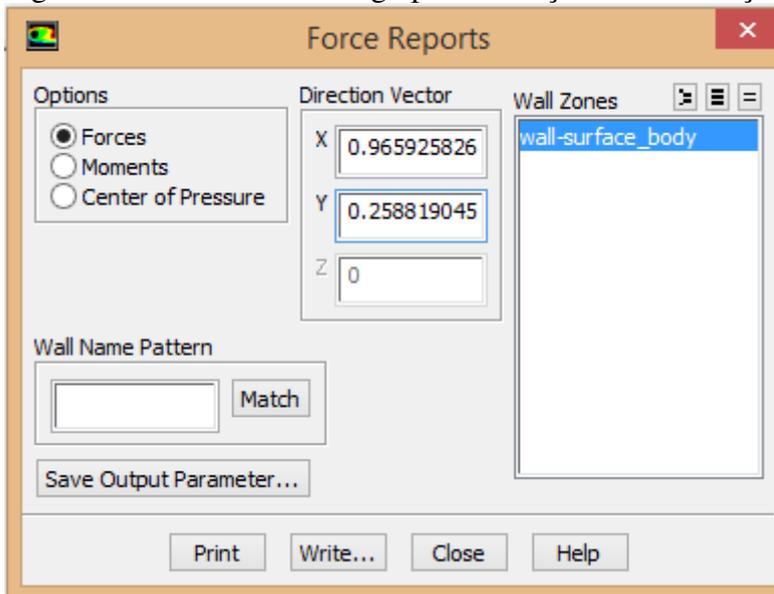
Daí os torques no aerofólio e seus coeficientes serão calculados. Os coeficientes são definidos pelo momento dividido por $\frac{1}{2} * \rho v^2 * A * L$ e os seus valores para cada célula também são calculados para obter os valores líquidos dos momentos devido a força viscosa e devido a força de pressão. Os torques em relação a um eixo especificado pelo usuário são então calculados.

Ao computar os valores acima mencionados, como forças momentos e coeficientes, é possível alcançar um dos objetivos deste trabalho que é a investigação de quantidades aerodinâmicas como força em N gerada pela sustentação e força gerada pelo arrasto no suporte do mecanismo e ainda o momento gerado no acoplamento do servo com o aerofólio.

Para isso utiliza-se a ferramenta *Force Reports*, que pode ser configurada para gerar a força de arrasto em uma direção especificada pelo usuário. Para isso, deve-se utilizar os valores do cosseno e do seno do ângulo de ataque, calculados na Tabela 8.2, respectivamente nas

direções x e y do vetor direção para obter o arrasto. Por outro lado, para obter a sustentação, utiliza-se o seno e o cosseno respectivamente para as direções do vetor x e y .

Figura 8.12 – Caixa de diálogo para obtenção da sustentação a 15° .



Fonte: *Software Fluent* (2018)

Uma análise básica do problema físico permite uma simplificação na obtenção dos dados gerados pela simulação. Isso se dá primeiramente, ao assumir que o torque máximo solicitado pelo mecanismo ao servomotor ocorre quando o aerofólio se encontra com o maior ângulo de ataque disponível, no caso 18° , e, portanto, o torque nessa situação é o valor que será utilizado posteriormente para a seleção do servo.

Outra simplificação se dá ao assumir que os maiores esforços no suporte do mecanismo ocorrem na posição de maior sustentação gerando a maior tensão de compressão nas peças do suporte e na posição de maior arrasto gerando um momento nas peças do suporte.

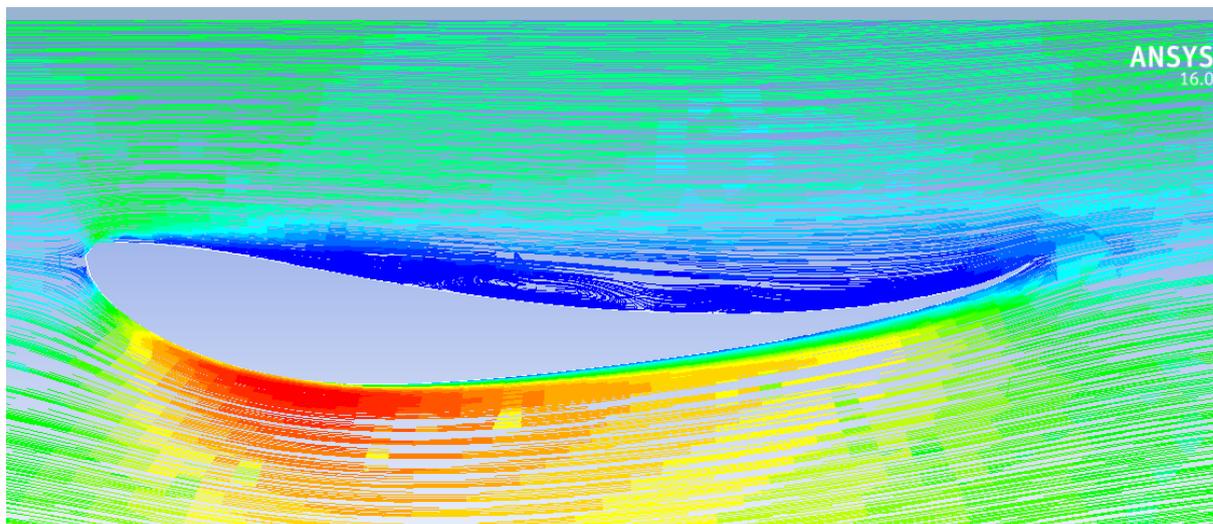
Após a configuração dos vetores de força e momento e ainda centro do momento para as situações descritas acima obteve-se os valores necessários para a seleção do servo e otimização topológica dos suportes demonstrados abaixo.

Tabela 8.2 – Resultados obtidos pela simulação.

Força de sustentação (N)	46,95059304
Força de arrasto (N)	3,27019056
Momento com centro a um quarto da corda do aerofólio (N.m)	1,261359216

Fonte: o Autor (2018)

Figura 8.13– Linhas de corrente coloridas de acordo com a pressão dinâmica para ângulo de ataque de 10°.



Fonte: *Software Fluent* (2018)

8.3 Seleção do Servo

O critério para a seleção do servo é o torque nominal gerado pelo mesmo. A seleção se dá pela comparação entre o valor de torque encontrado nas simulações e os valores de torque disponíveis em uma tabela de fabricante de servos.

O fabricante *HITEC MULTIPLEX*, disponibiliza uma série de servomotores e é conhecido no mercado por sua qualidade de construção. Portanto este fabricante será utilizado como base.

A partir daí, foi escolhido o servo HS-7950TH, com torque nominal à 6V de 2.84N.m valor suficiente para resistir as forças aerodinâmicas geradas na configuração do mecanismo onde se encontrou o maior valor de torque solicitado. As especificações do servo estão ilustradas abaixo.

Figura 8.14– Especificações do servo HS-7950TH

Performance Specifications	
Operating Voltage Range (Volts DC)	6.0V ~ 7.4V
Speed (Second @ 60°)	0.17 ~ 0.14
Maximum Torque Range oz. / in.	403 ~ 486
Maximum Torque Range kg. / cm.	29.0 ~ 35.0
Current Draw at Idle	10 mA
No Load Operating Current Draw	440 mA
Stall Current Draw	9,000 mA
Dead Band Width	2 μ s
Physical Specifications	
Dimensions (Inches)	1.57 x 0.79 x 1.50
Dimensions (Metric)	40.0 x 20.0 x 38.0
Weight (Ounces)	2.29
Weight (Gram)	65.0
Circuit Type	G2 Programmable Digital
Motor Type	Coreless Metal Brush
Gear Material	Titanium
Bearing Type	Dual Ball Bearing
Output Shaft (type / \varnothing mm)	Standard 24
Case Material	Plastic / Aluminum
Dust / Water Resistance	Splash Proof
Connector Gauge (AWG) / Strand Count	22 / 60

Fonte: <http://hitecrcd.com/products/servos/ultra-premium-digital-servos/hs-7950th-ultra-torque-hv-coreless-titanium-gear-servo/product>. Acessado em 01/05/2018.

Figura 8.15– Especificações do servo HS-7950TH



Fonte: <http://hitecrcd.com/products/servos/ultra-premium-digital-servos/hs-7950th-ultra-torque-hv-coreless-titanium-gear-servo/product>. Acessado em 01/05/2018.

8.3.1 Controle da Posição

O controle do ângulo de ataque do mecanismo é feito por um algoritmo que determinará qual ângulo de ataque é necessário baseado em uma velocidade adquirida por um sensor. Esse algoritmo é salvo na memória interna do Arduino que funcionará em conjunto com um interruptor óptico e o servo selecionado anteriormente. O sensor é um interruptor ótico, que consiste em um LED e um foto transistor afastados um do outro, montado no eixo do veículo.

O feixe de luz produzido pelo LED será interrompido repetidamente por uma superfície montada na roda, que passará na abertura entre o LED e o foto transistor repetidas vezes, produzindo uma série de pulsos que serão utilizados para o cálculo da velocidade do veículo.

Um outro sensor é instalado no pedal do freio para informar o controlador quando uma forte frenagem ocorre, geralmente quando veículo se movimenta próximo da máxima velocidade.

A partir da montagem do circuito descrito acima, que é composto por dois sensores interruptor ótico, um servo e um Arduino Uno, é possível carregar o algoritmo ilustrado abaixo na memória no controlador e obter as posições do mecanismo com base na velocidade e posição do pedal de freio.

Figura 8.16– Algoritmo para controle do ângulo de ataque do mecanismo.

```

sketch_jun14a.ino  ReadMe.adoc  ▼
1  #include <Servo.h>
2  #include <TimerOne.h>
3  Servo servo1;
4
5  posicaooservo=0;
6  unsigned int freio=0;
7  unsigned int counter=0;
8  const float stepcount = 20.00
9  const float diamentroroda = 330.2
10
11 void docount()
12 {
13   counter++;
14 }
15 void freio()
16 {
17   Timer1.detachInterrupt();
18   freio = 1;
19   Timer1.attachInterrupt(freio);/*Função interrupt para frenagem brusca*/
20 }
21 void timerVelo()
22 {
23   Timer1.detachInterrupt();/*Função interrupt para calculo das rotações por segundo*/
24   int rotation=(counter/20);
25   counter=0;
26   Timer1.attachInterrupt(timerVelo);
27 }
28 void setup() {
29   Timer1.initialize(1000000);/*Função interrupt para iniciar sensores*/
30   attachInterrupt(2, docount, RISING);
31   attachInterrupt(4, docount, RISING);
32   Timer1.attachInterrupt(timerVelo);
33 }
34
35 void loop() {
36   raio=diamentroroda/2;
37   velo=rotation*6.28*raio;
38
39   for(velo>=13;posicaooservo < -5 );/*Posição de mínimo arrasto*/
40   {servo1.write(posicaooservo);
41     delay(10);}
42   for(freio=1;posicaooservo < 3 );/*Posição de máximo arrasto*/
43   {servo1.write(posicaooservo);
44     delay(10);}
45 }
46

```

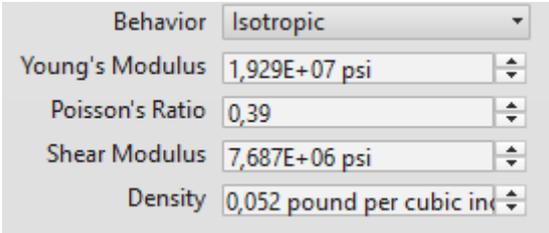
Fonte: <https://create.arduino.cc/editor/Vni/48acb199-96b8-4304-9fae-5d1d1dd35230>. Acessado em 01/052018.

8.3 Otimização Topológica do Suporte

O suporte utilizado para o mecanismo deste projeto consiste inicialmente de duas chapas de plástico reforçado com fibra de carbono. Estas chapas sustentam o servo e o aerofólio. Para uma otimização topológica deste deve-se levar em consideração os esforços nele realizados. A partir do que foi calculado anteriormente, sabe-se que o suporte sofrerá uma tensão de compressão devido a uma força de 46,9N e um momento devido a uma força de 3,27N na direção positiva do eixo x.

Em posse destes dados, pode-se iniciar o processo de otimização topológica no software Inventor. Os parâmetros são inseridos nas GUI ilustradas a seguir e o primeiro parâmetro a ser selecionado é o material que compõem o objeto a ser estudado, neste caso *CFRP carbon fiber reinforced plastic* com as seguintes características mecânicas:

Figura 8.17– Propriedades mecânicas do CFRP.

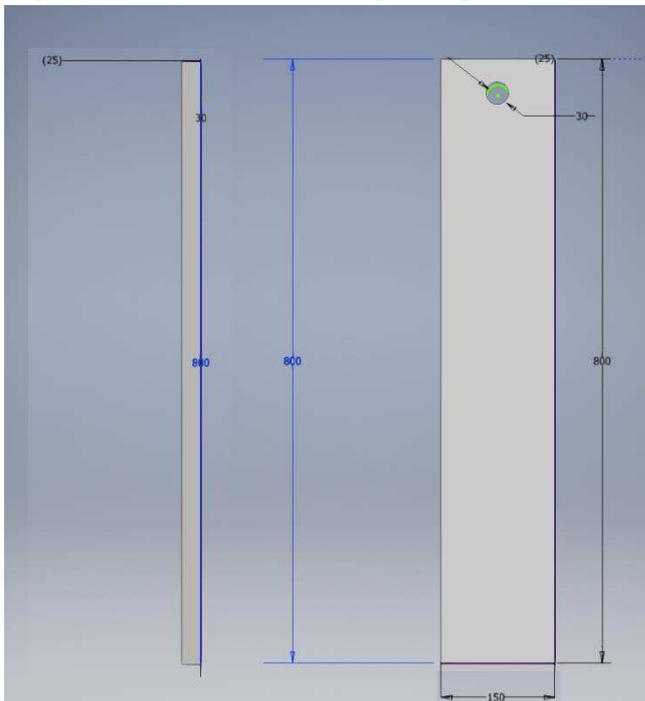


Behavior	Isotropic
Young's Modulus	1,929E+07 psi
Poisson's Ratio	0,39
Shear Modulus	7,687E+06 psi
Density	0,052 pound per cubic in

Fonte: *Software Autodesk Inventor (2018)*

A geometria do protótipo do suporte foi gerada pelo *software* Inventor, através da extrusão de um esboço 2D. O esboço utilizado representa a vista frontal da peça que tem 800mm de altura e 150mm de largura. A espessura da extrusão representará a espessura da chapa de plástico revestido com fibra de carbono que será utilizada como base para a otimização topológica. O suporte possui ainda um furo de 30mm para acomodar o eixo responsável por alterar o ângulo de ataque. A placa com suas dimensões é ilustrada a seguir.

Figura 8.18 – Dimensões de protótipo inicial.



Fonte: *Software Autodesk Inventor (2018)*

Posteriormente é escolhido o tipo de apoio da estrutura e a sua localização. O apoio para este suporte é fixo e localiza-se na face inferior do mesmo, área a qual o suporte será fixado ao chassi do veículo. A próxima etapa é definir as duas cargas em questão. O valor das cargas e suas direções foram explicitadas anteriormente. O centro de aplicação da força é ilustrado na figura 8.17.

O algoritmo da otimização topológica disponibiliza ainda que o usuário escolha regiões a serem preservadas, afim de sua geometria permanecer a mesma após a computação. Esta região no caso deste trabalho compreende a vizinhança do furo por onde passa a engrenagem do servo responsável pela mudança do ângulo de ataque.

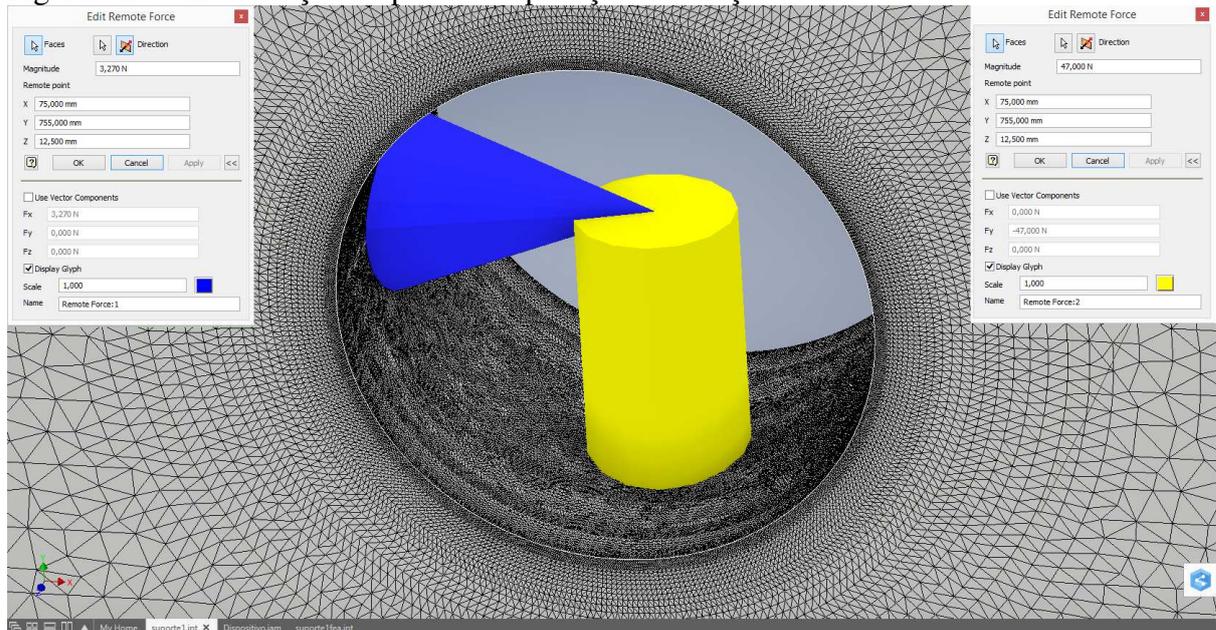
Por fim define-se um plano de simetria definido pelo plano da seção longitudinal e transversal do suporte.

Figura 8.19 – Quadro de propriedades físicas do protótipo.

Material	Generic
Density	1 g/cm ³
Mass	2,98233 kg
Area	288442 mm ²
Volume	2982330 mm ³
Center of Gravity	x=75 mm y=397,896 mm z=12,5 mm

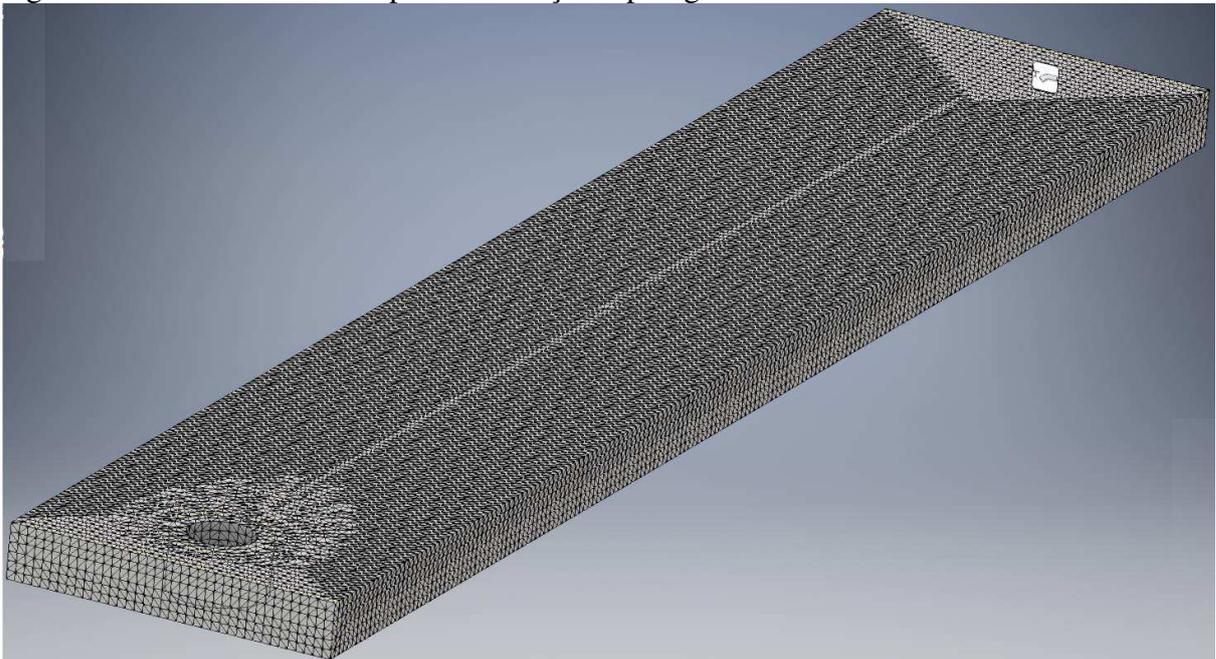
Fonte: *Software Autodesk Inventor (2018)*

Figura 8.20 – Localização do ponto de aplicação das forças.



Fonte: *Software Autodesk Inventor (2018)*

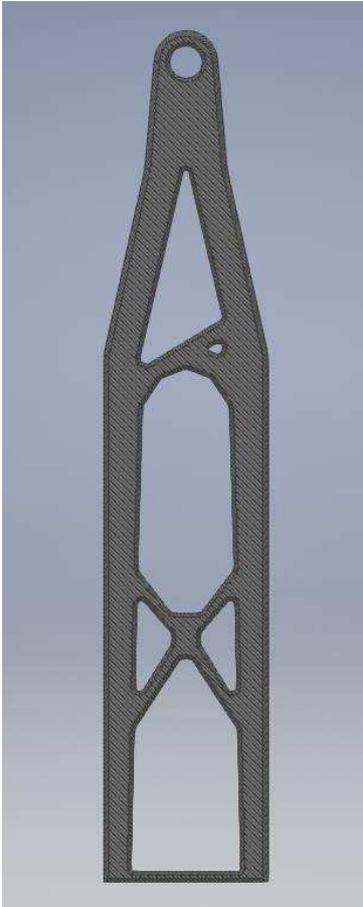
Figura 8.21 – Malha utilizada para otimização topológica.



Fonte: *Software Autodesk Inventor (2018)*

Com os parâmetros definidos anteriormente é possível agora definir uma quantidade percentual de massa a ser removida do suporte. O algoritmo realiza uma simulação de elementos finitos para identificar as regiões da peça onde não ocorre tensões ou onde as mesmas são desprezíveis. Dessas regiões será removida a porcentagem de massa definida.

Figura 8.22 – Solução da ferramenta Shape Generator.



Fonte: *Software Autodesk Inventor* (2018)

Figura 8.23 – Quadro de propriedades físicas da solução.

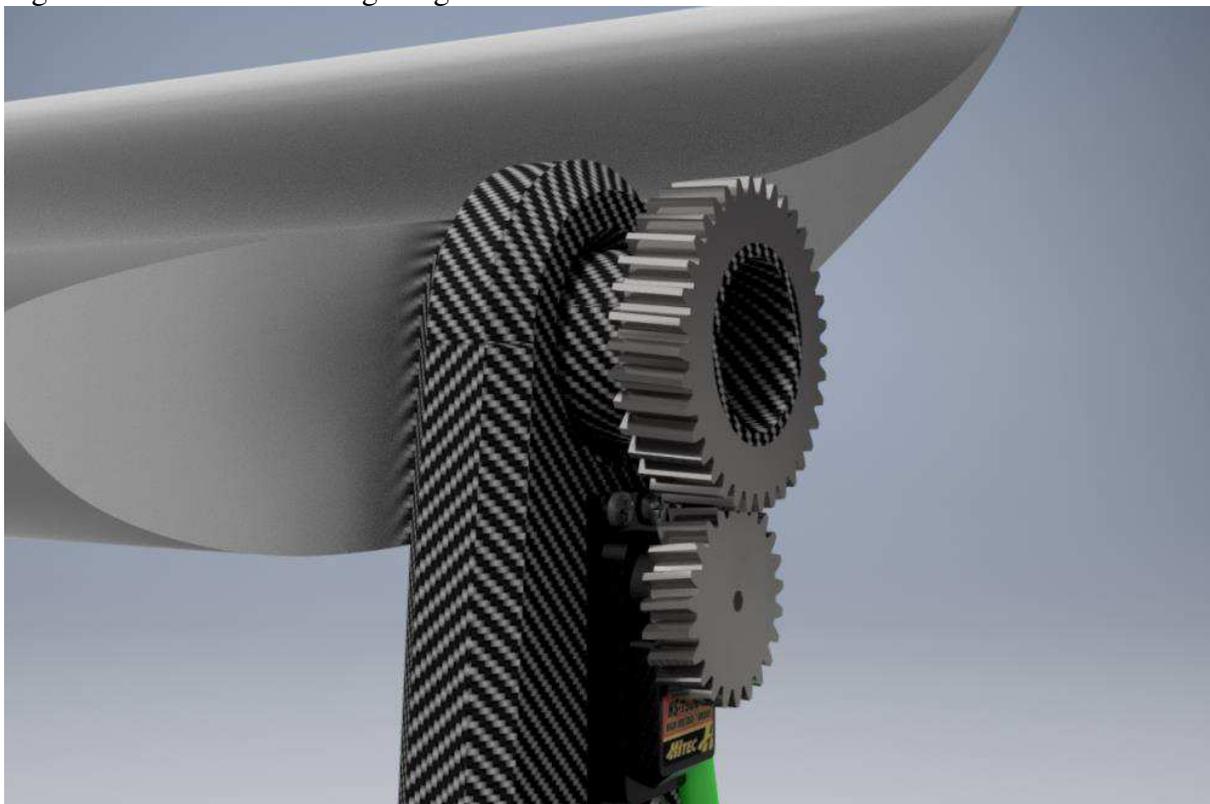
Material	Generic
Density	1 g/cm ³
Mass	1,06304 kg
Area	169955 mm ²
Volume	1063040 mm ³
Center of Gravity	x=75,3883 mm y=386,519 mm z=35,0003 mm

Fonte: *Software Autodesk Inventor* (2018)

Acima estão representados quadros com as propriedades físicas do protótipo e da solução sugerida pela otimização topológica. A partir da comparação entre as propriedades físicas massa e altura do C.G. da peça, observa-se uma diminuição de 64,42% da massa original do protótipo e de uma diminuição da altura do centro de gravidade de 11mm.

8.4 Montagem Final

Figura 8.24 – Detalhe de engrenagens do mecanismo.



Fonte: *Software Autodesk Inventor* (2018)

Para a montagem final do mecanismo resta a geração das engrenagens responsáveis por transmitir a potência do servo motor para o eixo onde o aerofólio foi montado. O software utilizado possui uma ferramenta para agilização do procedimento de selecionar o par de engrenagens correto. Essa ferramenta, *Spur Gear Component Generator*, permite a criação das engrenagens a partir de parâmetros como diâmetro dos eixos, material da engrenagem e torque submetido.

No caso deste trabalho o diâmetro dos eixos é automaticamente selecionado ao utilizar o eixo do aerofólio e o eixo do servo motor como os locais para inserção das engrenagens. O material utilizado para a composição das engrenagens foi o CFRP e o torque foi de 2 Nm.

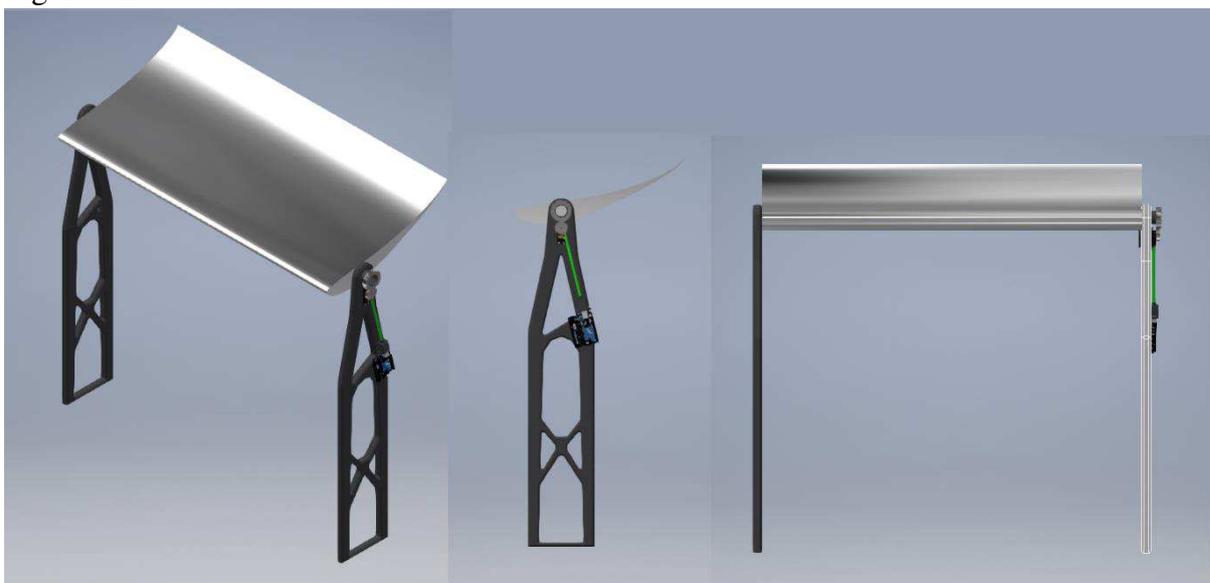
A partir daí é possível obter a solução final para o mecanismo ilustrada nas figuras a seguir. As ilustrações demonstram as vistas frontal, lateral e isométrica do mecanismo assim como a lista de peças.

Figura 8.25 – Lista de peças.

Part Number	Thumbnail	BOM Structure	Unit QTY	QTY
suporte1		Normal	Each	2
arduino uno		Normal	Each	1
aerofolio		Normal	Each	1
Spur Gears		Phantom	Each	1
HS-7950TH		Normal	Each	1
Eixo Asa		Normal	Each	1
Conexão Arduino-Servo		Normal	Each	1
ANSI B18.6.3 - No. 4 - 40 - 1/8		Purchased	Each	4

Fonte: *Software Autodesk Inventor (2018)*

Figura 8.26 – Vistas do mecanismo.



Fonte: *Software Autodesk Inventor* (2018)

9 CONCLUSÃO

O objetivo deste trabalho foi dimensionar um mecanismo para variação do ângulo de ataque de um aerofólio de um veículo fórmula SAE baseado nos esforços obtidos em simulação numérica.

Na etapa de verificação das malhas foi encontrado uma diferença considerável nos resultados de coeficiente de sustentação. A malha 1 gerou resultados de qualidade inferior aos resultados obtidos com a malha 2. O erro no coeficiente de sustentação chegou a 28% na malha 1 para o caso do ângulo de ataque a 18° . A disparidade entre os resultados foi causada pela falta de resolução, ou ainda qualidade e quantidade de elementos, presente em áreas do escoamento importantes para o cálculo, como a região ao redor do bordo de ataque e a região que sucede o aerofólio. Essas regiões são importantes para a simulação numérica pois nelas ocorrem fenômenos como vorticidade que geram quantidades utilizadas pelo software para chegar a solução final. Apesar do tempo de computação maior para gerar a malha 2 a mesma apresentou melhores resultados na etapa de validação com base em experimentos em túnel de vento e, portanto, foi a malha escolhida para calcular as forças aerodinâmicas geradas pelo aerofólio.

Foi possível notar também uma diferença entre os resultados obtidos entre os modelos de turbulência adotados. De acordo com as tabelas de resultado na página 93 é possível notar que o modelo K- ϵ . Realizável tem uma ligeira vantagem sobre o modelo Spalart-Allmaras onde o primeiro foi o único capaz de gerar resultados menores que 1%. Entretanto para ângulos de ataque maiores que o da sustentação máxima o modelo Spalart-Allmaras obteve menos erro, provando que o mesmo consegue obter melhores resultados em malhas menos refinadas. O modelo Spalart-Allmaras foi ainda o menos dispendioso para o processamento da máquina, isso se dá pelo fato de que o mesmo, ao invés de utilizar uma interpolação, utiliza apenas uma variável no cálculo das equações regentes do escoamento.

A partir daí, com a obtenção dos valores das forças aerodinâmicas, foi possível selecionar um servo com torque suficiente para vencer o torque de 1,2 N.m gerado a 18° e otimizar a geometria do suporte do aerofólio.

A elaboração deste trabalho proporcionou um aumento do meu conhecimento em relação ao escoamento de fluidos ao redor de objetos, e de onde as tensões são pequenas ou até nulas em uma estrutura como o suporte quando solicitada por uma força de compressão e outra

tangencial com as utilizadas para a otimização topológica e influência da aerodinâmica na dinâmica veicular.

Portanto, objetivo geral do trabalho de selecionar as peças principais do mecanismo para variação do ângulo de ataque foi atingido.

Referências

B. J. DALY AND F. H. HARLOW. **Transport Equations in Turbulence**. Phys. Fluids. 1970.

B. E. LAUNDER AND D. B. SPALDING. **Lectures in Mathematical Models of Turbulence**. London, Academic Press, 1972.

B. E. LAUNDER AND D. B. SPALDING. **The Numerical Computation of Turbulent Flows**. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1974.

CLIMATEMPO. **Previsão do Tempo**. Disponível em: <<https://www.climatempo.com.br/previsao-do-tempo/cidade/94/saoluis-ma>>. Acesso em: 01 mai. 2018, 14:10:00.

C. M. RHIE AND W. L. CHOW. Numerical Study of the Turbulent Flow Past an Airfoil with Trailing Edge Separation, **AIAA Journal**. November, 1983.

FOX, ROBERT W., MCDONALD, ALAN T., PRITCHARD, PHILIP J. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**, 8ª edição, LTC, 2014.

J. DACLES-MARIANI, G. G. ZILLIAC, J. S. CHOW, AND P. BRADSHAW. **Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field**, AIAA Journal, 1995.

KATZ, JOSEPH. **Race Car Aerodynamics Designing for Speed**. 2ª edição, Cambridge, Bentley Publishers, 1995.

MAIA, RANGEL SILVA. **Development of a Numerical Methodology for the Analysis of Aerodynamics Surfaces**. Revista Interdisciplinar de Pesquisa em Engenharia, v.2, n. 31, 2016.

MILLIKEN, WILLIAM F., MILLIKEN, DOUGLAS L. **Race car vehicle dynamics**. 1ª edição Warrendale, SAE International, 1995.

OMNI CALCULATOR. **Air Density Calculator**. Disponível em: <<https://www.omnicalculator.com/physics/air-density>>. Acesso em: 01 mai. 2018, 16:20:00.

P. SPALART AND S. ALLMARAS. **A one-equation turbulence model for aerodynamic flows**. Technical Report AIAA-92-0439, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

P. R. SPALART AND M. L. SHUR. **On the Sensitization of Turbulence Models to Rotation and Curvature**, Aerospace Sci. Tech, 1997.

RAEF KOBEISSI ENGINEERING ONLINE TRAINING. **Wall Distance**. Disponível em: <<http://www.raefkobeissi.com/yplus/yplus.aspx>>. Acesso em: 01 mai. 2018, 16:20:42.

R. A.W. M. HENKES, F. F. VAN DER FLUGT, AND C. J. HOOGENDOORN. **Natural Convection Flow in a Square Cavity Calculated with Low-Reynolds-Number Turbulence Models**, Int. J. Heat Mass Transfer, 1991.

T.-H. SHIH, W.W. LIOU, A. SHABBIR, Z. YANG, AND J. ZHU. **A New $k-\epsilon$ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows - Model Development and Validation**. Computers Fluids, 1995.

W. C. REYNOLDS. **Fundamentals of Turbulence for Turbulence Modeling and Simulation**. Lecture Notes for Von Karman Institute Agard Report No. 755, 1987.