

UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO – UEMA
CENTRO DE CIÊNCIAS TECNOLÓGICAS – CCT
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA E PRODUÇÃO – DEMECP

MAX WILLIAM FRASÃO REIS

**ANÁLISE COMPUTACIONAL DOS COEFICIENTES DE ARRASTO E
SUSTENTAÇÃO PARA DIFERENTES PERFIS AERODINÂMICOS**

São Luís

2015

MAX WILLIAM FRASÃO REIS

**ANÁLISE COMPUTACIONAL DOS COEFICIENTES DE ARRASTO E
SUSTENTAÇÃO PARA DIFERENTES PERFIS AERODINÂMICOS**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual do Maranhão, como requisito para a obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Mecânica.

**Orientador: Prof. Dr. Lourival de Matos Sousa
Filho**

São Luís

2015

MAX WILLIAM FRASÃO REIS

**ANÁLISE COMPUTACIONAL DOS COEFICIENTES DE ARRASTO E
SUSTENTAÇÃO PARA DIFERENTES PERFIS AERODINÂMICOS**

Monografia apresentada ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual do Maranhão, como requisito para a obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Aprovação em: ___ / ___ / ___.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Lourival de Matos Sousa Filho

(Orientador – UEMA)

Prof. Dr. Fernando Lima de Oliveira

(1º Examinador – UEMA)

Prof. Me. Paulo Roberto Campos Flexa Ribeiro Filho

(2º Examinador – UEMA)

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar gostaria de agradecer a Deus por tudo que ele tem feito em minha vida. À minha mãe e meu pai, que sempre me ajudaram quando eu precisei, me dando sempre incentivo nos estudos. Ao meu amigo Rayston Werner, que sempre me incentivou a seguir, e nunca desistir dos meus objetivos. A minha família que sempre me apoiou de forma direta e indireta.

Agradecer ao professor Dr. Lourival Matos de Sousa Filho por sua participação neste trabalho, dando incentivo, sugestões significativas nas orientações e paciência na elaboração desta monografia.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Linhas de emissão sobre um automóvel em um túnel de vento (Cortesia da Audi AG).....	15
Figura 2 – Duto de seção variável	16
Figura 3 – Detalhe de um escoamento viscoso em torno de um aerofólio	17
Figura 4 – Características do escoamento em regime permanente sobre uma placa plana paralela ao escoamento ao longe. Escoamento com o número de Reynolds baixo, moderado, alto.....	18
Figura 5 – Escoamento sobre um objeto carenado	19
Figura 6 – Espessura da camada limite: (a) espessura normal e (b) espessura deslocada.....	21
Figura 7 – Destorção de uma partícula fluida enquanto escoar numa camada limite.....	22
Figura 8 – Distribuição de pressão e tensão de cisalhamento em um aerofólio.....	23
Figura 9 – Força aerodinâmica decomposta em outras duas forças	25
Figura 10 – (a) Força de arrasto agindo sobre uma placa plana paralela ao escoamento depende somente do cisalhamento na parede. (b) A força de arrasto agindo sobre uma placa plana normal ao escoamento depende somente da pressão e é independente do cisalhamento na parede, que age na direção normal ao escoamento de corrente	27
Figura 11 – camada limite num cilindro	27
Figura 12 – A variação dos coeficientes de atrito, pressão e arrasto total de uma estrutura carenada com a vazão espessura e comprimento da corda para $Re = 4 \times 10^4$. Note que C_D para aerofólios e outros corpos finos é baseado na área planiforme e não na área frontal.....	29
Figura 13 – Variação típica do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque	30
Figura 14 – Dois objetos com formas diferentes mais que apresentam o mesmo arrasto: (a) cilindro com $C_D = 1,2$ e (b) aerofólio com $C_D = 1,2$	31
Figura 15 – Os coeficientes de arrasto para maioria das geometrias permanece essencialmente constante com o número de Reynolds acima de aproximadamente 10^4	32

Figura 16 – Coeficiente de atrito para número de Reynolds baixo	33
Figura 17 – Para aerofólios, a contribuição dos efeitos viscosos para sustentação é geralmente desprezível, já que o cisalhamento na parede é paralelo à superfície e portanto praticamente normal a direção da sustentação	34
Figura 18 – escoamento invíscido em torno de um cilindro: (a) escoamento uniforme a montante do cilindro e sustentação no cilindro nula, (b) vórtice livre no centro do cilindro, (c) Combinação do vórtice com o escoamento uniforme para fornecer um escoamento assimétrico e sustentação no cilindro.....	35
Figura 19 – características do perfil aerodinâmico	38
Figura 20 – NACA 0015.....	42
Figura 21 – NACA 4415.....	44
Figura 22 – Aerofólio discretizado, mostrando os pontos de controle e a numeração dos pontos nodais.....	47
Figura 23 – Discretização do NACA 1410 com 10 painéis	48
Figura 24 – Discretização do NACA 1410 com 200 painéis.....	48
Figura 25 – Discretização do NACA1410 com 800 painéis.....	48
Figura 26 – interface do programa XFLR5®	50
Figura 27 – Interface do programa XFLR5.....	51
Figura 28 – Discretização do perfil no programa XFLR5®	51
Figura 29 – Perfil definido no programa XFLR5®	52
Figura 30 – interface do programa XFLR5®	52
Figura 31 – Influência do número de painéis no coeficiente de arrasto e sustentação	53
Figura 32 – Ângulo de ataque versos coeficiente de sustentação para o NACA 6409	54
Figura 33 – Ângulo de ataque versos coeficiente de sustentação para o NACA 1410	55
Figura 34 – Ângulo de ataque versos coeficiente de sustentação para o NACA 4415	55
Figura 35 – Comparação do ângulo de ataque versos sustentação para os dois NACAS	56
Figura 36 – Ângulo de ataque versos coeficiente de arrasto para o NACA 1410.....	57
Figura 37 – Ângulo de ataque versos coeficiente de arrasto para o NACA 4415.....	57

Figura 38 – Comparação do ângulo de ataque versus coeficiente de arrasto para os dois NACAS.....	58
Figura 39 – Comparação do ângulo de ataque versus razão de planeio para os dois NACAS	59
Figura 40 – Comparação entre os coeficientes de sustentação e arrasto para os dois NACAS	60
Figura 41 – Número de Reynolds versus coeficiente de arrasto para os dois NACAS	61

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	11
1.1 Objetivos	12
1.1.1 Objetivo geral	12
1.1.2 Objetivos específicos	12
1.2 Justificativa	12
2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	14
2.1 Linhas de corrente, trajetória ou de emissão	14
2.2 escoamento externo, viscoso e incompressível	15
2.2.1 Efeitos da geometria e do número de Reynolds	17
2.2.2 Camada-limite	19
2.2.2.1 Espessura da camada-limite	19
2.3.1 Escoamento laminar e turbulento	22
2.4 Arrasto e sustentação	23
2.4.1 Força de arrasto.....	25
2.4.1.1 Arrasto por atrito.....	26
2.4.1.2 Arrasto por pressão	28
2.4.1.3 Diminuição do arrasto por vácuo e carenagem.....	28
2.4.1.4 Fatores que influenciam no coeficiente de arrasto	30
2.4.2 Força de sustentação	33
2.4.2.1 Sustentação gerada pela rotação.....	35
2.5 Definição de aerodinâmica e perfil aerodinâmico	37
2.6 Equações de Navier-Stokes	38
2.7 Séries NACA	41
2.8 Método dos painéis	44

2.8.1 Cálculos das velocidades.....	45
2.8.2 Cálculo da distribuição de pressão.....	46
2.8.3 Método numérico	47
2.8.4 Número de painéis	48
3 METODOLOGIA	49
3.1 Determinação do arrasto e sustentação (VIA XFLR5®)	49
3.2 Funcionamento do programa	49
3.2.1 Definir perfil a ser estudado	50
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	53
5 CONCLUSÃO	62
REFERÊNCIAS	63

RESUMO

Utilizando-se dois perfis de aerofólio NACA (quatro dígitos), mantendo-se fixo o número de Reynolds, e variando-se o ângulo de ataque dos perfis, foram realizadas diversas simulações no programa de análise por painéis XFLR5® dedicado à simulação de fluidos, onde foram determinados os coeficientes de arrasto e sustentação dos perfis. Verificou-se a influência do número de painéis nos resultados, e foi realizada uma comparação do Método Numérico utilizado no programa com o experimental, com o intuito de avaliar se as simulações geravam resultados coerentes e satisfatórios.

Palavras-chave: Aerofólio. Arrasto. Sustentação. Método Numérico.

ABSTRACT

Using two NACA airfoil profiles (four digits) keeping fixed the Reynolds number, and varying the angle of attack of the profiles, there were several simulations in the review program by panels XFLR5® dedicated to simulation fluids, which were determined the drag and lift coefficients and support profiles. It has been the influence of the number of panels in the results, and a comparison of the Numerical Method used in the experimental program was performed in order to assess whether the generated simulations consistent and satisfactory results.

Key words: Airfol. Drag. Lift. Numerical Method.

1 INTRODUÇÃO

“A análise dos escoamentos externos de ar é conhecida como aerodinâmica e esta denominação é uma consequência da importância deste tipo de escoamento no voo dos aviões.” (MUNSON *et al*, 1997, p.501).

“Mesmo que este tipo de escoamento externo seja muito importante, há outros exemplos nos quais ele tem a mesma importância. As forças de sustentação e arrasto em veículos de superfície (como carros, caminhões e bicicletas) tem se tornado cada vez mais importante, pois é possível obter um projeto correto destes veículos. Esforços semelhantes têm sido feitos para aperfeiçoar ainda mais o projeto de navios (envolvidos por dois fluidos, ar e água) e dos submersíveis (totalmente envolvidos em água)” (MUNSON *et al*, 1997, p.501).

A utilização de túnel de vento para avaliação experimental dos coeficientes de arrasto e sustentação de um perfil de aerofólio, e a realização de simulações computacionais pelo método de CFD, são os dois métodos mais utilizados por quem conduz estudos da interação fluido-sólido. Existem poucos casos no qual a sustentação e o arraste podem ser determinados sem os recursos de dados experimentais, ou seja, determinados por métodos analíticos.

De acordo com (FORTUNA, 2000, *apud* Barbosa, 2014, p.41) as equações de Navier-Stokes são as equações governantes dos escoamentos fluidos e são aplicadas ao CFD. As mesmas são fundamentadas em três princípios básicos da física: conservação da quantidade de movimento, conservação da energia e conservação da massa. A abordagem numérica para a solução das equações de Navier-Stokes permite lidar com problemas de geometria mais complexa em comparação à abordagem teórica.

Com base neste contexto, utilizou-se no seguinte trabalho, uma das ferramentas mais acessíveis atualmente: Método dos Painéis.

Desta forma, para o estudo da maior parte dos corpos em interesse, se faz o uso do coeficiente de arrasto e sustentação medidos por meio de experimentos e/ou através de simulações computacionais para o cálculo dos respectivos coeficientes.

1.1 Objetivos

1.1.1 Objetivo geral

Realizar a análise computacional dos coeficientes de arrasto e sustentação para diferentes perfis aerodinâmicos utilizando o método dos painéis para os seguintes cálculos.

1.1.2 Objetivos específicos

- ✓ Entender os fenômenos físicos envolvidos;
- ✓ Compreender a metodologia numérica e aplicá-la de maneira correta à formulação;
- ✓ Calcular o coeficiente de arrasto e sustentação através do Método Numérico dos Painéis;
- ✓ Avaliar o número de painéis para obter a solução do problema;

1.2 Justificativa

O aumento da tecnologia tem favorecido de forma direta uma grande evolução dos computadores, e se tratando de aspectos como velocidade de processamento e capacidade de armazenamento de dados, torna-se cada vez mais viável a aplicação do CFD nas indústrias e no universo acadêmico.

Para se projetar uma asa de avião onde os resultados devem ser precisos e confiáveis, a mesma deve ser submetida a vários ensaios onde a asa a ser projetada tem que ser testada e algumas vezes até modificada ao longo do projeto, sendo que estas implicam em altos custos, pois a cada tentativa frustrada a um desperdício de

material e tempo. Uma solução satisfatória para uma redução desses custos e diminuição do tempo que se gasta nessas séries de testes, seria a utilização de métodos computacionais, onde os mesmos geram resultados muito precisos e aumentando assim a confiabilidade do projeto. Nos dias de hoje é possível o uso de softwares dessa natureza em computadores pessoais. Portanto a utilização desse método está cada vez mais acessível, seja para fins de pesquisas científicas ou industriais.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 Linhas de corrente, trajetória ou de emissão

Para Martinez *et al* (1995) na visualização e análise de escoamentos de fluidos tornou-se comum o uso de linhas de corrente, de trajetória e de emissão. As três linhas são definidas como segue (BRYSON, 1993, *apud* MARTINEZ *et al*, 1995, p.1):

- ✓ *Linhas de corrente*: é uma curva integral do campo vetorial de velocidade instantânea que passa por um dado ponto no espaço num dado instante de tempo. Em outras palavras são linhas tangentes em todos seus pontos ao campo de velocidade.
- ✓ *Linhas de trajetória*: É o lugar geométrico dos pontos ocupados no tempo por um único elemento infinitesimal do fluido. Esta linha pode ser obtida através da foto do rastro de uma partícula, deixando o obturador da câmara aberto, num dado intervalo de tempo.
- ✓ *Linha de emissão*: é uma curva obtida num dado instante de tempo, definida pelo lugar geométrico dos elementos infinitesimais do fluido que passaram previamente por um ponto fixo do espaço. É análogo à foto obtida num dado instante dos caminhos seguidos por um corante ou fumaça injetados num dado ponto do fluido. Um exemplo de linhas de emissão é apresentado na Figura 1.

Figura 1 – Linhas de emissão sobre um automóvel em um túnel de vento (Cortesia da Audi AG)



Fonte: Fox e McDonald (2010).

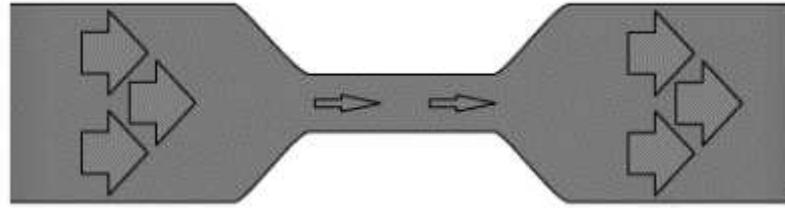
2.2 Escoamento externo, viscoso e incompressível

Segundo Fox e McDonald (2010) escoamentos externos são definidos como escoamentos sobre corpos imersos em um fluido sem fronteiras.

Para uma demonstração clara e de fácil entendimento, com o objetivo de estudar o comportamento de um escoamento ao redor de um corpo, faz-se necessário uma analogia com o escoamento de água em um duto.

A Figura 2 mostra um duto de seção variável, onde se pode afirmar que que na parte de menor diâmetro do duto a velocidade da água é maior que nas partes de maior diâmetro, porque a mesma vazão deve passar através de todas as seções.

Figura 2 – Duto de seção variável



Fonte: Rodriguez (2014).

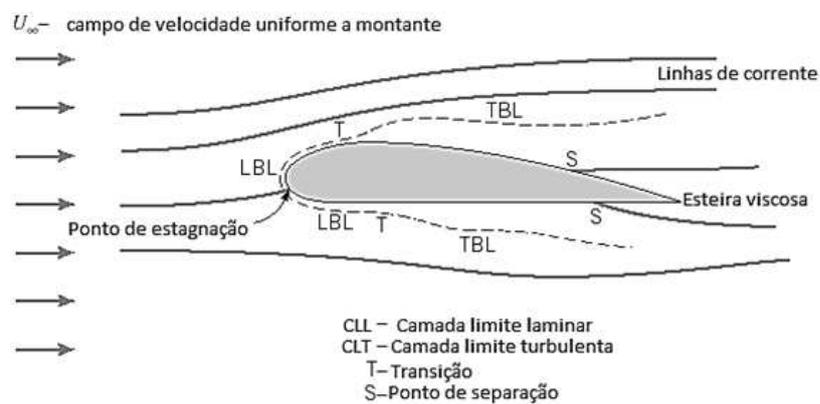
Como a água sofre um aumento de velocidade ao penetrar na seção de menor diâmetro há uma força que a faz fluir mais rápido. Devido à sua inércia, um corpo material (sólido, líquido ou gasoso) não pode variar por si só a sua velocidade, isso requer a presença de forças agindo sobre ele. Essa força só pode ser consequência da diferença de pressão entre a parte de maior diâmetro do duto, à esquerda, e a parte central de menor diâmetro. Desta forma, a pressão deve ser mais baixa nesta seção (menor diâmetro) do que na outra (maior diâmetro). De modo similar, quando a água escoar na parte de maior diâmetro, à direita, o movimento é retardado (a velocidade diminui) e verificamos que a pressão se torna mais alta, Desprezando-se as perdas de carga (Seraphim, 2004).

Da mesma forma com que as velocidades e pressões são estabelecidas em diferentes áreas, pode ser estudada a interação entre o ar e um perfil de asa.

“Diversos fenômenos que ocorrem no escoamento externo sobre um corpo são ilustrados no esboço do escoamento com alto número de Reynolds de um fluido viscoso sobre um aerofólio (Fig.3). O escoamento de corrente livre divide-se no ponto de estagnação e circunda o corpo. O fluido em contato com a superfície adquire a velocidade do corpo como resultado a condição de não deslizamento. Camadas-limite formam-se tanto na superfície superior quanto na superfície inferior do corpo. O escoamento de camada-limite é inicialmente laminar. A transição para o escoamento turbulento ocorre a alguma distância do ponto de estagnação, distância esta que depende das condições da corrente livre, da rugosidade da superfície e do gradiente de pressão. Os pontos de transição estão indicados por “T” na figura. A camada-limite turbulenta que se desenvolve após a transição cresce mais rapidamente que a camada laminar. Um leve deslocamento das linhas de corrente do escoamento externo é causado pelo crescimento das camadas-

limites sobre as superfícies. Em uma região de pressão crescente (*Um gradiente de pressão adverso* – assim chamado porque ele se opõe ao movimento do fluido, tendendo a desacelerar as partículas fluidas), uma separação do escoamento pode ocorrer. Os pontos de separação são indicados por “S” na figura. O fluido que estava nas camadas-limites sobre a superfície do corpo forma a esteira viscosa atrás dos pontos de separação” (FOX e MCDONALD, 2006, p.370)

Figura 3 – Detalhe de um escoamento viscoso em torno de um aerofólio



Fonte: Fox e McDonald (2010).

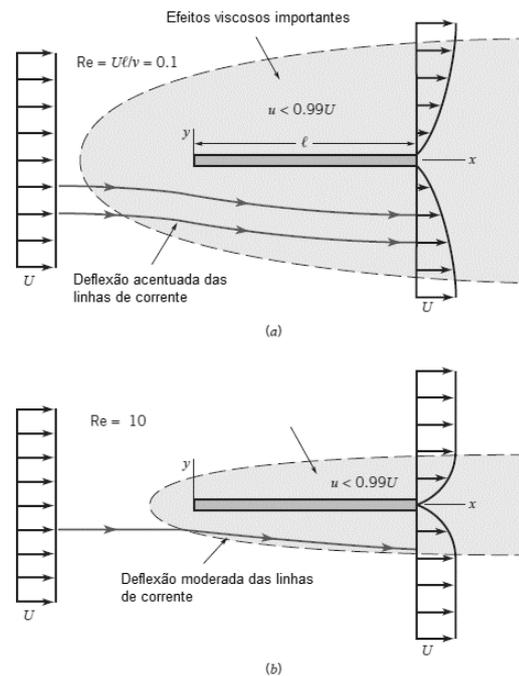
2.2.1 Efeitos da geometria e do número de Reynolds

Munson *et al* (1997, p.507) afirma que:

As características do escoamento em torno de um corpo dependem fortemente de vários parâmetros como forma e tamanho do corpo, velocidade, orientação e propriedades do fluido que escoam sobre o corpo. Os parâmetros mais importantes nos escoamentos externos são o número de Reynolds, o número de Mach e para escoamentos com (i.e. escoamentos que apresentam uma interface entre dois fluidos), o número de Froude.

A Figura 4 mostra a representação da influência do número de Reynolds no escoamento.

Figura 4 – Características do escoamento em regime permanente sobre uma placa plana paralela ao escoamento ao longe. Escoamento com o número de Reynolds baixo, moderado



Fonte: Munson *et al* (1997).

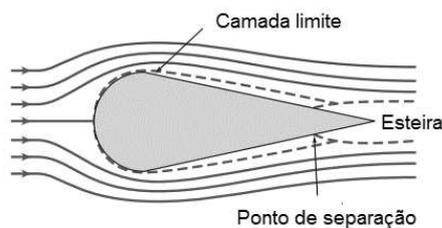
No primeiro caso com o número de Reynolds baixo, $Re = 0,1$; tem-se que os efeitos viscosos na placa são importantes, percebe-se uma grande deflexão das linhas de corrente.

Na segunda situação o número de Reynolds corresponde a $Re = 10$; os efeitos viscosos na placa são importantes, se tratando das linhas de corrente, observa-se uma deflexão moderada.

2.2.2 Camada-limite

A camada-limite é a região que está adjacente a uma superfície sólida na qual, há o surgimento de tensões viscosas, em contraposição a corrente livre onde essas tensões são desprezíveis. (FOX E MCDONALD, 2010). “Estas tensões estão presentes porque existe cisalhamento das camadas dos fluidos, isto é, gradientes de velocidade na camada-limite.” (FOX; MCDONALD, 2010, p.38). Ismail (2010) assinala que: deste modo, podemos tratar o escoamento real externo colocando os efeitos viscosos em consideração. A camada-limite está representada na Figura 5.

Figura 5 – Escoamento sobre um objeto carenado



Fonte: Fox e MecDonald (2010).

2.2.2.1 Espessura da camada-limite

Para melhor compreender o fenômeno da camada limite, imaginemos uma partícula fluida em contato direto com a parede de um sólido submetido a um escoamento externo, devido às forças viscosas, esta partícula que se encontra infinitamente próxima da superfície, terá velocidade nula; “a camada limite é necessária para permitir a condição de não escorregamento” (MUNSON, *et al.* 1997, p.511). Nas regiões próximas à superfície, mas não em contato, terão velocidades menores que a velocidade de escoamento, devido à ação das forças viscosas. Essa região onde há variação de velocidade devido a efeitos viscosos é conhecida como camada limite e sua espessura é compreendida desde ao contato com a superfície. De maneira formal pode-se definir espessura da camada limite δ como sendo o lugar

geométrico dos pontos onde a velocidade u paralela à placa atinge 99% da velocidade externa U , ou seja, a velocidade é nula, até uma distância perpendicular à superfície que possui velocidade $u = 0,99U$ (RAMOS, 2012).

As equações para a avaliação da espessura da camada limite sobre uma placa plana estão representadas em seguida.

Para regime laminar:

$$\frac{\delta}{x} \approx \left(\frac{5}{\text{Re}_x^{\frac{1}{2}}} \right) \quad \text{Eq.2}$$

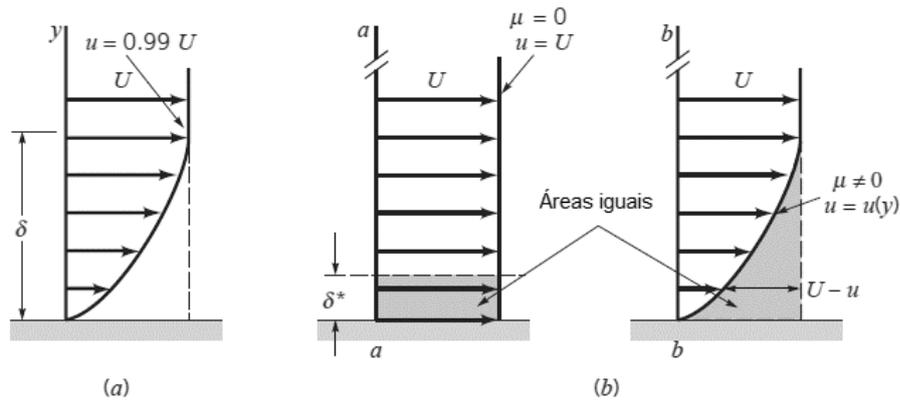
Para regime turbulento:

$$\frac{\delta}{x} \approx \left(\frac{0,16}{\text{Re}_x^{\frac{1}{7}}} \right) \quad \text{Eq.3}$$

Onde $\text{Re}_x = Ux/\nu$ é o número de Reynolds local ao longo da superfície placa.

A equação para escoamento turbulento aplica-se para Re_x maior do que 10^6 , aproximadamente. Logo abaixo (Fig.6), tem-se a ilustração do fenômeno discutido.

Figura 6 – Espessura da camada limite: (a) espessura normal e (b) espessura deslocada



Fonte: Munson *et al* (1997).

2.3 Número de Reynolds

“O número de Reynolds representa a razão entre os efeitos de inércia e os efeitos viscosos. Na ausência de todos os efeitos viscosos ($\mu = 0$), o número de Reynolds é infinito. Na ausência de todos os efeitos de inércia ($\rho = 0$), o número de Reynolds é nulo” (MUNSON *et al*, 1997, p.508).

Logo abaixo está a representação matemática do parâmetro adimensional de Reynolds:

$$\text{Re} = \frac{\rho V L}{\mu} \quad \text{Eq.1}$$

Onde:

ρ : massa específica (Kg/m^3);

μ : viscosidade dinâmica do fluido (N.s/m^2);

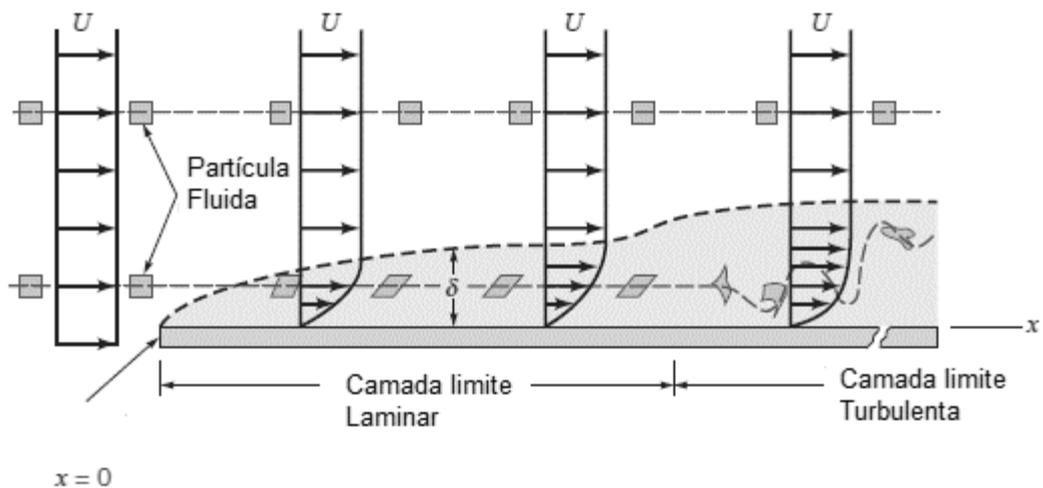
V : Velocidade do escoamento (m/s);

L : Comprimento característico do escoamento (m).

2.3.1 Escoamento laminar e turbulento

Roskam e Edward (1997) mostram que, se seguirmos os vestígios constituídos por várias partículas no fluido que seria de esperar para linhas como mostrado na Figura 7. Se, de fato, essas linhas são paralelas e seguir a direção da velocidade média, e o movimento do fluido estiver bem organizado, em seguida, este fluxo pode ser chamado laminar. “O escoamento turbulento é aquele em que as partículas fluidas misturam-se rapidamente enquanto se movimentam ao longo do escoamento, devido as flutuações aleatórias no campo tridimensional de velocidades.” (FOX; MECDONALD, 2010, p. 38).

Figura 7 – Distorção de uma partícula fluida enquanto escoar numa camada limite

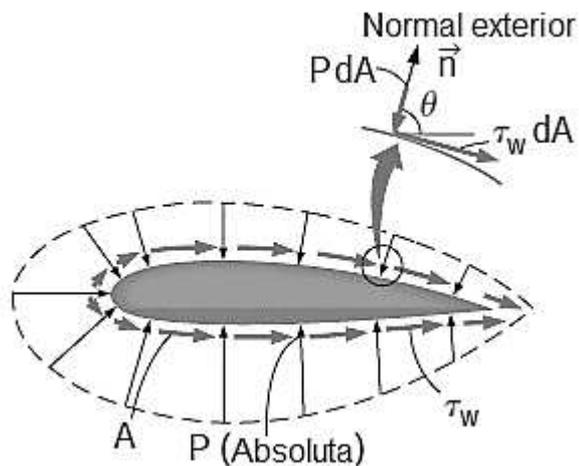


Fonte: Munson *et al* (1997).

2.4 Arrasto e sustentação

Segundo Munson *et al* (1997) quando um corpo se movimenta através de um fluido, há uma interação entre o corpo e fluido. Esta pode ser descrita por forças que atuam na interface fluido-corpo. Essas forças, por sua vez, podem ser descritas em função da tensão de cisalhamento na parede, τ_w provocada pelos efeitos viscosos, e da tensão normal que é devida a pressão, p . A Figura 8 mostra a distribuição de pressão e tensão de cisalhamento típicas.

Figura 8 – Distribuição de pressão e tensão de cisalhamento em um aerofólio



Fonte: Çengel; Cimbala (2006).

“As forças de pressão e cisalhamento agindo sobre uma área infinitesimal dA a superfície são $p dA$ e $\tau_w dA$, respectivamente. A força de arrasto diferencial e a força de sustentação agindo sobre dA no escoamento bidimensional são” (Çengel; Cimbala, 2006, p.493):

$$dF_D = -pdA \cos\theta + \tau_w dA \sin\theta \quad \text{Eq.4}$$

$$dF_D = -pdA\cos\theta + \tau_w dA\sin\theta \quad \text{Eq.5}$$

Onde θ é o ângulo que a normal exterior a dA faz com a direção positiva do escoamento. A força de arrasto total e as forças de sustentação agindo sobre o corpo são determinadas integrando as equações sobre toda a superfície do corpo.

$$F_D = \int_A dF_D = \int_A (-p\cos\theta + \tau_w\sin\theta)dA \quad \text{Eq.6}$$

$$F_L = \int_A dF_L = -\int_A (p\sin\theta + \tau_w\cos\theta)dA \quad \text{Eq.7}$$

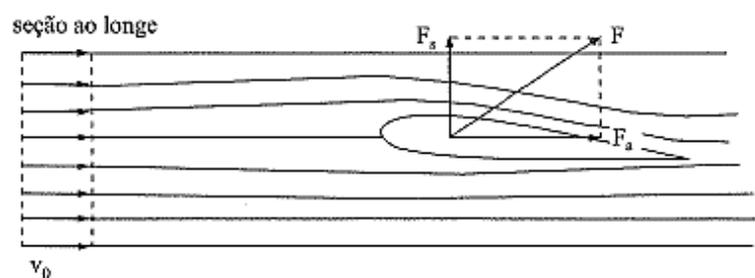
De acordo com Munson *et al* (1997) para calcular as integrais, e determinar o arrasto e a sustentação num corpo, precisa-se conhecer o formato do corpo (i.e., θ ao longo do corpo) e as distribuições de τ_w e p ao longo da superfície do corpo. Normalmente, é muito difícil obter estas distribuições (tanto teórica como numérica). A distribuição de pressão pode ser obtida experimentalmente facilmente com uma série de tomadas de pressão ao longo da superfície do corpo. Por outro lado, é geralmente muito difícil medir a tensão de cisalhamento na parede.

As equações acima podem ser aplicadas em qualquer corpo imerso num escoamento. Entretanto, é bastante difícil utilizá-las devido a normalmente não conhecermos as distribuições de pressão. Vários esforços tem sido feitos para determinar estas, mas, devido a complexidade envolvidas, elas estão disponíveis apenas para algumas situações bem simples. Uma solução alternativa muito utilizada para contornar esta dificuldade é definir coeficientes adimensionais de arrasto C_D e sustentação C_L e determinar seus valores com maior precisão através de uma análise simplificada, técnica numérica ou experimentos apropriados.

HOMA (2010, p.20) define que:

Durante o voo normal de um avião, o ar escoia pela asa com maior velocidade na região superior do que na região inferior do perfil, devido a sua curvatura mais acentuada. O aumento de velocidade corresponde a uma redução na pressão, de acordo com o teorema de Bernoulli. O resultado desse fenômeno é o aparecimento de uma força que empurra a asa para cima e para trás. Essa força é a resultante aerodinâmica, que está aplicada num ponto do aerofólio denominado centro de pressão, conforme a Figura 9.

Figura 9 – Força aerodinâmica decomposta em outras duas forças



Fonte: Brunetti (2008).

2.4.1 Força de arrasto

Segundo Çengel e Cimbala (2006), o arrasto é a força com que um fluido em movimento exerce sobre um corpo em contraposição a direção do escoamento. A força de arrasto D pode ser calculada com Equação 8.

$$D = C_D A \frac{\rho}{2} V^2 \quad \text{Eq.8}$$

Onde:

C_D é o coeficiente de arrasto;

A é a área frontal do perfil;

ρ é a massa específica do fluido;

V é a velocidade do escoamento.

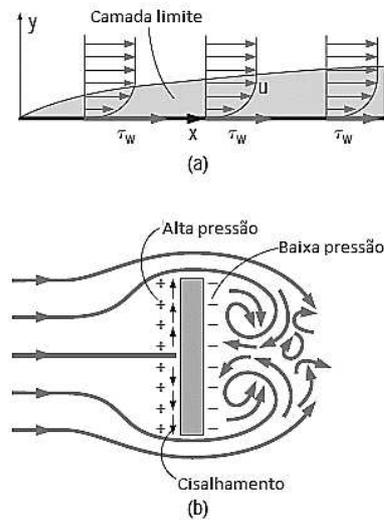
2.4.1.1 Arrasto por atrito

“O arrasto por atrito é a componente da força de cisalhamento da parede na direção do escoamento, portanto, ele depende da orientação do corpo bem como da intensidade da tensão de cisalhamento da parede.”(ÇENGEL; CIMBALA, 2006, p.496). De acordo com Muson *et al* (1994) o arrasto por atrito não depende somente da força de cisalhamento mais também do formato do objeto. Este aspecto é indicado pelo termo $\tau_w \sin \theta$ da Eq.6. Se a superfície é paralela a velocidade a montante, toda força de cisalhamento contribui para para composição do arrasto. Este fenômeno foi verificado no caso de uma placa plana paralela ao escoamento. Se a superfície é perpendicular a velocidade ao longe, a tensão de cisalhamento não contribui para para composição do arrasto.

Vale ressaltar que o arrasto por atrito é uma função que depende muito da viscosidade e aumenta com o aumento da mesma.”(ÇENGEL; CIMBALA, 2006).

A Figura 10 ilustra duas situações em que a placa plana é colocada em duas posições distintas.

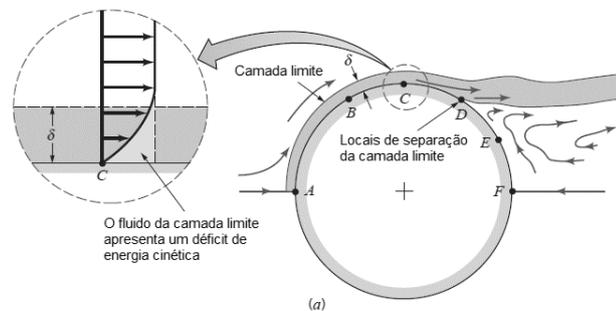
Figura 10 – (a) Força de arrasto agindo sobre uma placa plana paralela ao escoamento (b) A força de arrasto agindo sobre uma placa plana normal ao escoamento



Fonte: Çengel; Cimbala (2006)

A maioria dos objetos em estudo não são placas planas paralelas ao escoamento e apresentam regiões curvas ao longo das quais a pressão varia. Isto significa que o caráter da camada limite, incluindo o gradiente de velocidade na parede, nos objetos, é distinto daquele da camada limite numa placa plana. Este fato pode ser visualizado na mudança de forma do perfil da camada limite ao longo do cilindro conforme a Figura 11.

Figura 11 – camada limite num cilindro



Fonte: Munson *et al* (1997).

2.4.1.2 Arrasto por pressão

“O arrasto devido a pressão é a parte do arrasto provocada diretamente pela distribuição de pressão sobre o objeto”(MUSON *et al*, 1994, p.540). Segundo Muson *et al* (1994) esse tipo de arrasto é função da magnitude da pressão e da orientação do elemento de superfície onde esta atua. O arrasto por pressão é proporcional à área frontal e à diferença entre as pressões que agem na frente e atrás dos corpos imersos. Desta forma conclui-se que, o arrasto de pressão é usualmente dominante em corpos rombudos, pequeno para corpos carenados como aerofólios e zero para placas planas e finas e paralelas ao escoamento.

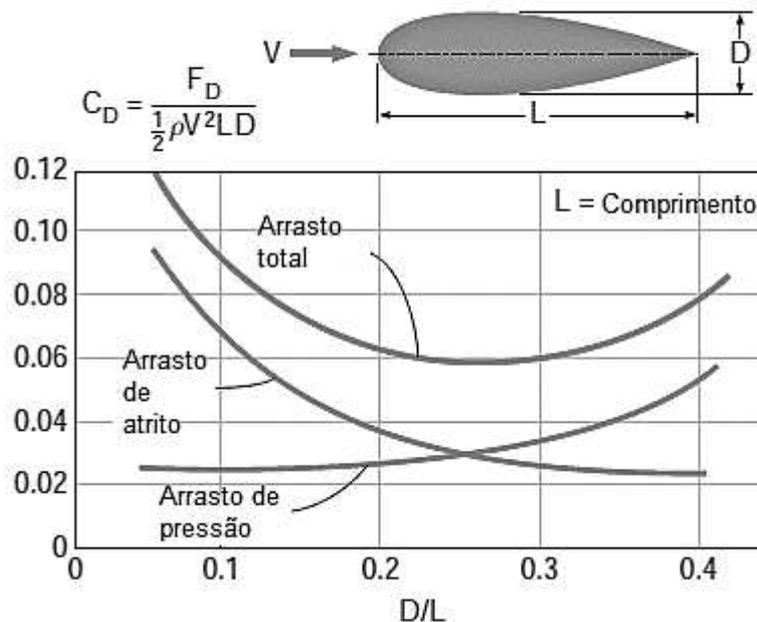
2.4.1.3 Diminuição do arrasto por vácuo e carenagem

De acordo com Fox e McDonald (2010), O arrasto pode ser diminuído significativamente quando dois ou mais objetos, movimentando-se um atrás do outro, interagem. Este fenômeno é bem conhecido pelos praticantes de ciclismo e das corridas de automóveis, onde “seguir no vácuo” é uma prática comum. Diminuição do arrasto de até 80% podem ser alcançados por medida de espaçamento ótimo. O arrasto também pode ser aumentado de maneira significativa quando o espaçamento não é ótimo.

A extensão da região de escoamento separado atrás de vários objetos pode ser reduzida ou até mesmo eliminada por carenagem da forma de um corpo. Devido à forma convergente do corpo da parte de trás de qualquer objeto de comprimento finito, as linhas de corrente divergem, ocasionando uma apreciável diminuição da velocidade e, conseqüentemente (conforme mostrado pela equação de Bernoulli, aplicável na região de corrente livre), a pressão aumentará, desta forma, inicialmente a surgimento de um gradiente de pressão adverso na parte de trás do corpo que leva a separação da camada limite e por último, cria-se uma esteira de baixa pressão, que por sua vez gera um grande arrasto de pressão (FOX; MCDONALD, 2010).

Para Çengel e Cimbala (2006), a primeira coisa a se pensar para diminuição do arrasto é carenar um corpo com o intuito de diminuir a separação do escoamento e, desta forma, reduzir o arrasto de pressão. Porém a carenagem tem efeitos opostos sobre arrasto de pressão e de atrito. A carenagem diminui o arrasto de pressão retardando assim a separação da camada limite, ocasionando a redução da diferença de pressão entre a parte frontal e trazeira de um corpo, no entanto a um aumento do arrasto de atrito, devido ao aumento da área de superfície. O resultado final depende de qual efeito predomina. Por tanto, qualquer estudo de otimização para reduzir o arrasto deve levar ambos os efeitos e deve tentar diminuir a soma dos dois como ilustrado na Figura 12.

Figura 12 – A variação dos coeficientes de atrito, pressão e arrasto total de uma estrutura carenada com a razão espessura e comprimento da corda para $Re = 4 \times 10^4$. Note que C_D para aerofólios e outros corpos finos é baseado na área planiforme e não na área frontal



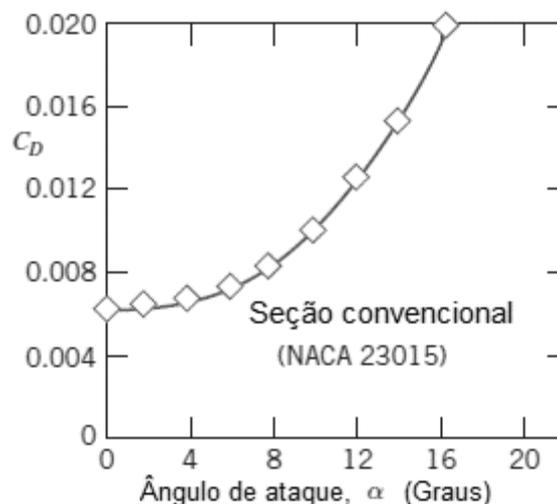
Fonte: Çengel; Cimbala (2006).

“O arrasto total mínimo ocorre em $D/L = 0,25$ para o caso mostrado na figura acima”(ÇENGEL; CIIMBALA, 2006).

2.4.1.4 Fatores que influenciam no coeficiente de arrasto

O coeficiente de arrasto de um objeto, depende da forma deste. A forma de um objeto pode variar desde de uma forma rombuda até uma forma aerodinâmica. Um dado corpo pode se comportar como aerodinâmico ou rombudo dependendo se sua orientação (MUNSON *et al*, 1997). Um exemplo desta situação é demonstrado pela Figura 13.

Figura 13 – Variação típica do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque



Fonte: Fox e McDonald (2006)

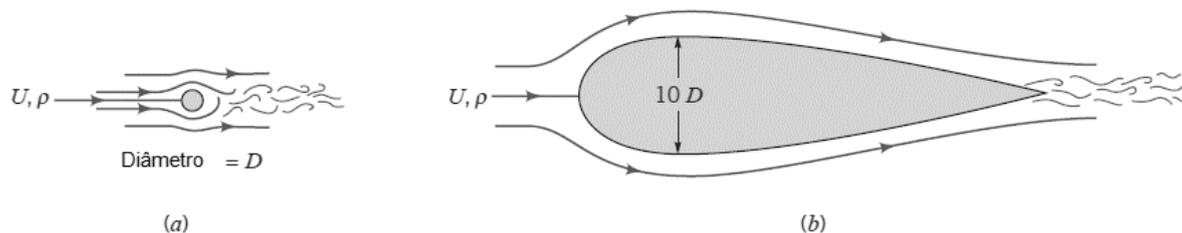
A Figura 13 mostra um exemplo típico: a variação do arrasto em função do ângulo de ataque de um aerofólio. Se o ângulo de ataque é pequeno, a camada limite permanece “colada” ao aerofólio e o arrasto é relativamente pequeno (a maior parte é devida ao atrito). Num certo ângulo crítico ocorre a separação da camada limite na superfície superior (superfície com um grande gradiente adverso de pressão). Para

ângulos maiores, este corpo se comporta como rombudo e o arrasto aumenta de modo significativo. Isso se dá devido a maior contribuição do arrasto de pressão (MUNSON *et al*, 1997).

Munson *et al* (1997, p.544) afirma que:

O formato do corpo como foi dito anteriormente pode ter um efeito considerável no arrasto. Incredivelmente, o arrasto nos dois corpos mostrado na escala na Figura 14 é o mesmo. A largura da esteira criada no aerofólio é muito fina quando comparada àquela no cilindro (que apresenta um diâmetro pequeno).

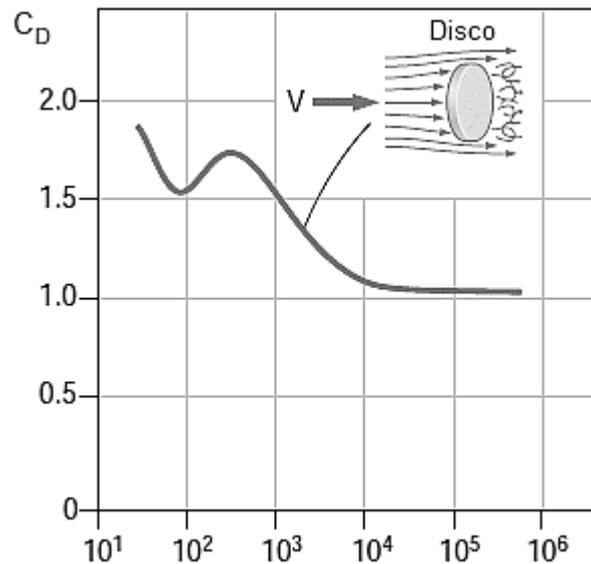
Figura 14 – Dois objetos com formas diferentes mais que apresentam o mesmo arrasto: (a) cilindro com $C_D = 1,2$ e (b) aerofólio com $C_D = 1,2$



Fonte: Munson *et al* (1997).

O coeficiente de arrasto depende fortemente do número de Reynolds do escoamento onde o corpo está imerso, especialmente para números de Reynolds de aproximadamente 10^4 . “Com número de Reynolds mais altos, os coeficientes de arrasto para a maioria das geometrias permanecem essencialmente constantes de acordo com a figura 15” (ÇENGEL; CIMBALA, 2006).

Figura 15 – Os coeficientes de arrasto para maioria das geometrias permanece essencialmente constante com o número de Reynolds acima de aproximadamente 10^4



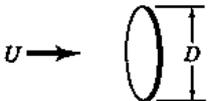
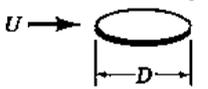
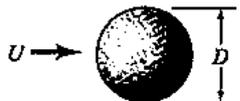
Fonte: Çengel; Cimbala (2006).

De acordo com Munson *et al* (1997, p.551):

Geralmente, o arrasto aumenta com o aumento da rugosidade superficial nos corpos aerodinâmicos. Vale ressaltar que são tomados grandes cuidados no projeto de asa de aviões para que estas sejam o mais lisas possíveis para rebites e cabeça de parafusos podem interferir no escoamento e causar um aumento considerável no arrasto. Por outro lado, para um corpo extremamente rombudo, como uma placa plana normal ao escoamento, o arrasto é independente da rugosidade superficial, pois a tensão de cisalhamento não está na direção do escoamento a montante do corpo, e por isso não contribui em nada para o arrasto.

A Figura 16, mostra uma tabela com alguns valores típicos de C_D para um escoamento com número de Reynolds baixos em torno de alguns corpos. Normalmente os resultados relativos aos escoamentos com número de Reynolds baixos são válidos até Reynolds igual a 1 (MUNSOM *et al*, 1997).

Figura 16 – Coeficiente de atrito para número de Reynolds baixo

Objeto	$C_D = (\text{Arrasto})/(\rho U^2 A/2)$ (para $Re \leq 1$)
a. Disco circular normal ao escoamento 	20,4/Re
b. Disco circular paralelo ao escoamento 	13,6/Re
c. Esfera 	24,0/Re
d. Hemisfério 	22,2/Re

Fonte: Munson *et al* (1997).

2.4.2 Força de sustentação

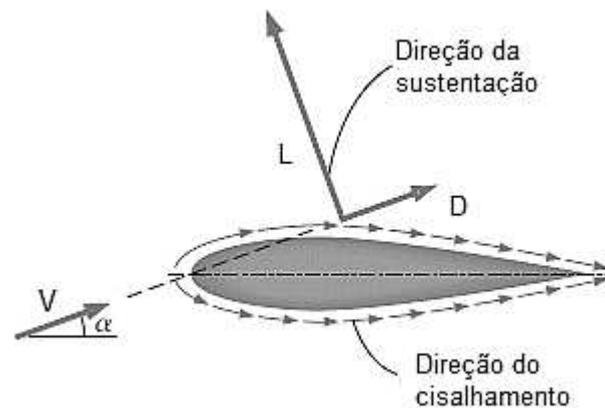
Munson *et al* (2004, p.559) afirma que:

Qualquer objeto que se movimenta através de um fluido sofre ação de uma força provocada pelo fluido. Se o objeto é simétrico, essa força atuará na direção do escoamento ao longe – o arrasto. Se o objeto não é simétrico (ou este não produz um campo de escoamento simétrico, como um escoamento de um esfera girando), pode haver uma força normal ao escoamento ao longe – uma sustentação.

Para dispositivos que se destinam a gerar sustentação como é o caso dos aerofólios, a contribuição dos efeitos viscosos para sustentação geralmente é considerada desprezível, já que os corpos são carenados e o cisalhamento na parede é paralelo às superfícies desses dispositivos e, conseqüentemente, normal à direção da sustentação. Desta forma, a consideração fundamental num arerofólio é minimizar

a pressão média na superfície superior e ao mesmo tempo maximizá-la na superfície inferior. A equação de Bernoulli pode ser usada nesta situação como um guia nas identificações das regiões de pressão de alta e baixa: *a pressão é baixa em posições em que a velocidade de escoamento é alta, e a pressão é alta em posições onde a velocidade de escoamento é baixa*” (ÇENGEL; CIMBALA, 2006). Este fato pode ser observado na figura 17.

Figura 17 – Para aerofólios, a contribuição dos efeitos viscosos para sustentação é geralmente desprezível, já que o cisalhamento na parede é paralelo à superfície e portanto praticamente normal a direção da sustentação



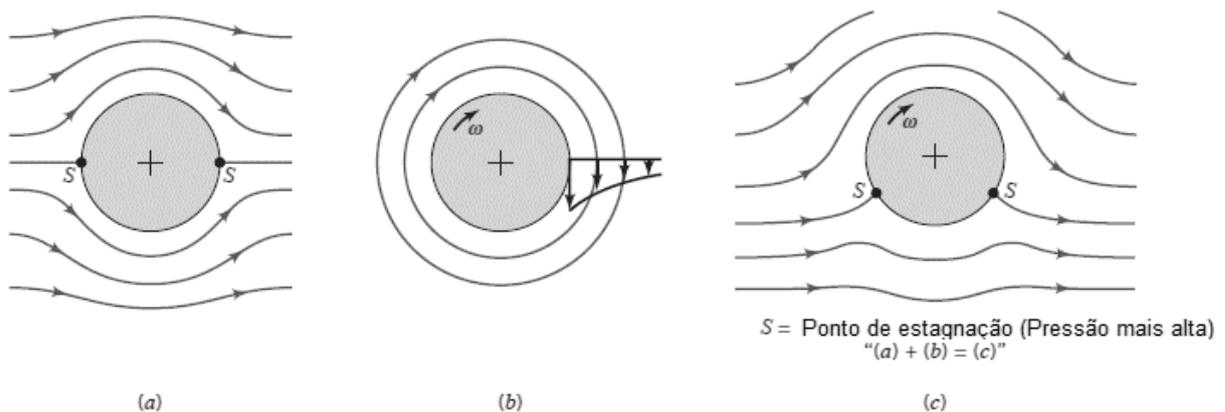
Fonte: Çengel; Cimbala (2006).

“O fenômeno da sustentação aerodinâmica é comumente explicado pelo aumento da velocidade sobre a superfície superior (extradorso) do aerofólio causando nesta região um decréscimo na pressão (o efeito Bernoulli), e pelo decréscimo da velocidade (causando o aumento de pressão) ao longo da superfície inferior (intradorso) do aerofólio”.(FOX E MCDONALD, 2010, p.404)

2.4.2.1 Sustentação gerada pela rotação

“O fenômeno de produzir sustentação pela rotação de um corpo é chamado efeito Magnus em homenagem ao cientista Alemão Heinrich Magnus (1802 – 1870), que foi o primeiro a estudar a sustentação de corpos em rotação” (ÇENGEL; CIMBALA, 2006, p.519). O escoamento ao redor de uma esfera girando é mostrado na Figura 18. A rotação modifica a distribuição de pressão e também afeta a localização da separação da camada-limite. A separação é retardada na superfície superior da esfera e antecipa na superfície inferior. Desta forma a pressão é reduzida (por causa do efeito Bernoulli) na superfície superior; a esteira é defletida pra baixo, conforme mostrado. As forças de pressão causam uma sustentação no sentido mostrado; rotação no sentido contrário produziria sustentação negativa – uma força para baixo (FOX E MCDONALD, 2010).

Figura 18 – escoamento invíscido em torno de um cilindro: (a) escoamento uniforme a montante do cilindro e sustentação no cilindro nula, (b) vórtice livre no centro do cilindro, (c) Combinação do vórtice com o escoamento uniforme para fornecer um escoamento assimétrico e sustentação no cilindro



Fonte: Munson *et al* (1997).

A força de sustentação L pode ser encontrada utilizando-se a equação 9.

$$L = C_L A \frac{\rho}{2} V^2 \quad \text{Eq.9}$$

Onde:

C_L é o coeficiente de sustentação;

A é a área frontal do perfil;

ρ é a massa específica do fluido;

V é a velocidade do escoamento.

A medida em que um aerofólio é submetido a um aumento no seu ângulo de ataque ocorre um fenômeno chamado estol. “O fenômeno de estol é caracterizado pela redução da sustentação em um determinado aerofólio no momento em que o ângulo de ataque ultrapassa um certo valor crítico em determinadas condições de escoamento” (ANDERSON, 1991, *apud* OLIVEIRA, 2011, p.1).

“O estol acontece quando a separação do escoamento ocorre sobre a maior porção do extradorso do aerofólio. À medida que o ângulo de ataque é aumentado, o ponto de estagnação para trás ao longo do intradorso do aerofólio. O escoamento sobre a superfície superior deve então acelerar abruptamente afim de contornar o nariz do aerofólio. A pressão mínima torna-se mais baixa e seu local de ocorrência é deslocado para frente sobre a superfície superior. Um severo gradiente adverso de pressão aparece em seguida ao ponto de pressão mínima; por fim, o gradiente adverso de pressão causa a completa separação do escoamento da superfície superior e o aerofólio estola”. (FOX E MCDONALD, 2010, p.405)

Segundo Oliveira (2011) o estol é frequentemente relacionado com a aviação, visto que a perda de sustentação é um fator a se considerado no projeto de aeronaves. No momento em que o aerofólio atinge o ângulo crítico, regiões de deslocamento de camada limite se tornam mais evidentes. Após este ângulo, a sustentação começa a decrescer simultaneamente a um aumento significativo do arrasto. Cabe ressaltar que este fenômeno é dependente não apenas de ataque, mas da velocidade do escoamento e do tipo de aerofólio em questão.

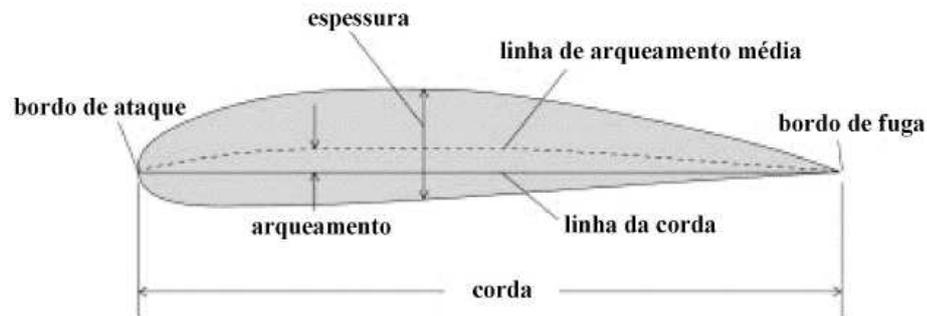
2.5 Definição de aerodinâmica e perfil aerodinâmico

Segundo Rodrigues (2010) a aerodinâmica é o ramo que estuda o movimento de fluidos em gasoso, e às forças que exercem em corpos sólidos neles imersos. De uma forma ampla, a aerodinâmica como ciência específica, só passou a ganhar importância industrial com o surgimento dos aviões e dos automóveis, pois os mesmos precisavam se locomover tendo o menor atrito possível com o ar, assim, seriam mais rápidos e gastariam uma menor quantidade de combustível. O estudo de perfis aerodinâmicos, ou aerofólios, gerou um grande salto para o estudo da aerodinâmica.

Um perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com a finalidade de se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu redor. Os termos aerofólio ou perfil aerodinâmico são empregados como nomenclatura dessa superfície. (RODRIGUES, 2009, p.30).

A Figura 19 mostra as características de um perfil aerodinâmico e suas principais características geométricas:

Figura 19 – Características do perfil aerodinâmico



Fonte: Rodrigues (2010).

2.6 Equações de Navier-Stokes

Segundo (FORTUNA, 2000, *apud* Barbosa, 2014, p.44) os escoamentos de fluidos, sejam eles de natureza laminar ou turbulenta, compressível ou incompressível, são regidos pelas equações de Navier-Stokes. Essas equações apresentam uma complexidade matemática muito grande, o que por sua vez não permite, de um modo geral, que sejam encontradas soluções analíticas. Entretanto, dependendo do tipo de escoamento e do fluido em questão, essas equações podem ser simplificadas com o objetivo de reduzir as dificuldades ligadas à sua solução numérica.

Como assinalam (Fox e McDonald, 2001, *apud* Barbosa, 2014, p.44), as equações de Navier-Stokes, aplicadas ao CFD, são fundamentadas em três princípios básicos da física:

- ✓ **Conservação da massa:** se considerarmos um sistema, o mesmo trata-se de uma quantidade de matéria, que por sua vez é invariável, ou seja, o sistema será composto por uma mesma quantidade de matéria em qualquer momento. Esta é a exigência do primeiro princípio.
- ✓ **Conservação da quantidade de movimento (segunda lei de Newton):** considerando um sistema fluido que se move em relação a uma estrutura inerte, é afirmado pela segunda lei de Newton que a taxa de variação da

quantidade de movimento linear pelo tempo será igual a resultante das forças que atuam sobre o fluido.

- ✓ Conservação da energia (primeira lei da termodinâmica): define que a quantidade total de energia de um sistema isolado permanece invariável. A taxa da variação de energia pelo tempo é igual à soma do fluxo resultante de calor para o fluido com o trabalho realizado sobre o mesmo.

A partir desses três princípios, podemos obter as equações governantes de algo tão complexo, como ar fluido em torno de uma edificação, por exemplo. Vale salientar que para as análises que serão feitas, o fluido será considerado como uma massa contínua, sem vazios. Como o mesmo será analisado a uma escala macroscópica, as propriedades de seu escoamento poderão ser descritas através de grandezas de mesma ordem, tais como velocidade, temperatura, densidade e pressão. Dessa forma elas irão corresponder a “médias” de todas as moléculas que compõem o fluido, já que dizem respeito ao fluido como um todo (FORTUNA, 2000, *apud* BARBOSA, 2014, p.45).

Portanto, iremos demonstrar as equações em sua forma bidimensional, ou seja, mais simples, Não nos convém aqui demonstrar como podemos, a partir de métodos de derivação juntamente com os princípios básicos já citados, obter as equações de Navier-Stokes Iremos somente, então, apresentá-las.

Conservação da massa:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad \text{Eq.10}$$

A Equação 10 é oriunda do princípio da continuidade ele requer que a massa de um fluido que entra em um sistema permaneça a mesma, ou seja, em um volume de controle não há acúmulo de massa em seu interior.

Conservação da quantidade de movimento em x:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} = \rho F_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} \quad \text{Eq.12}$$

Na qual os tensores cisalhantes que tendem a deformar o fluido são indicados pelos termos τ_{xx} e τ_{yx} . De modo análogo na Equação 12.

Conservação da massa em y:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} = \rho F_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} \quad \text{Eq.12}$$

Conservação de energia:

$$\frac{\partial(\rho T)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u T)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v T)}{\partial y} = \frac{k}{c_p} \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} \right) + \frac{1}{c_p} \left(\frac{\partial p}{\partial t} + u \frac{\partial p}{\partial x} + v \frac{\partial p}{\partial y} \right) \quad \text{Eq.13}$$

Nas quais:

ρ : densidade;

p : pressão;

T : temperatura (resultante da difusão do calor por energia térmica);

v : velocidade;

t : tempo (ρ , p , T e v são dadas em função de uma taxa temporal t);

- u : componente de v na direção x ;
- v : componente de v na direção y ;
- K : condutividade térmica;
- C_p : calor específico à pressão constante.

Çengel e Cimbala (2006) explicam que, o princípio da conservação de massa é um dos mais importantes, quando se pretende estudar os fenômenos naturais. Trata-se de um princípio conhecido e de fácil compreensão. Ele mostra que, para que haja continuidade da quantidade de massa em um sistema, toda a massa que entrar nele, através de uma fonte, sairá do mesmo, através de um sorvedouro, para que não haja acúmulo na quantidade de matéria no sistema. Por exemplo, para que haja continuidade no fluxo de vento em um corredor, ou seja, para que todo o ar que entra nele saia, o volume do fluxo na entrada e na saída tem de serem os mesmos, eles irão depender apenas da largura do corredor, quanto maior a largura menor será o fluxo, a intensidade do escoamento, ao passo que quanto menor a largura, maior a velocidade.

Já o princípio da conservação da quantidade de momento é obtido a partir de aplicações da segunda lei de Newton, que diz que a resultante de todas as forças externas que atuam em uma partícula será igual à taxa de variação do momento de uma partícula no tempo. Ou seja, ela nos indica a qual o tipo de interação a partícula está sujeita (FORTUNA, *apud* BARBOSA, 2000).

2.7 Séries NACA

Segundo Lafete Junior (2013), NACA é uma abreviação para *National Advisory Committee for Aeronautics*, uma agência federal americana fundada em 1915, que veio a se tornar posteriormente a NASA, *National Aeronautics and Space Administration* em 1958. Um dos seus produtos mais notáveis são as suas séries de aerofólios. Dentre outras alternativas propostas destacam-se a série de quatro dígitos. O primeiro dígito representa o arqueamento do perfil, em porcentagem de corda. O

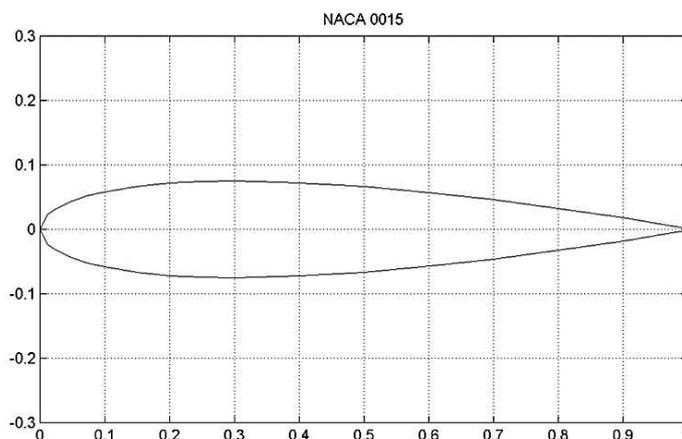
segundo dígito representa a posição deste arqueamento máximo em porcentagem de corda vezes dez, os dois últimos dígitos representam a espessura do perfil como porcentagem de corda.

Por exemplo, o perfil NACA 4415 possui arqueamento máximo de 4% da corda, situado a 40% da corda em relação ao bordo de ataque e espessura de 15% da corda. Outra característica é que os perfis NACA de quatro dígitos têm seu formato externo matematicamente determinado. Desta forma, primeiramente, calcula-se um y_t que representa a espessura do perfil simétrico equivalente, neste caso ao NACA 0015, em uma posição determinada (Lafaete Junior, 2013):

$$y_t = \frac{t}{0,2} c \left[0,2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0,1260 \left(\frac{x}{c} \right) - 0,3516 \left(\frac{x}{c} \right)^2 + 0,2843 \left(\frac{x}{c} \right)^3 - 0,1015 \left(\frac{x}{c} \right)^4 \right] \quad \text{Eq.14}$$

onde t representa a espessura do perfil, ou seja, são os dois últimos dígitos multiplicados por 100, c é a corda, x é a posição na corda entre 0 e c ; e y é a distância da linha de centro em uma determinada posição x . A Figura 20 apresenta as curvas obtidas por esta equação.

Figura 20 – NACA 0015



Fonte: UIUC Airfol Data Site.

Então calcula-se, y_c

$$y_c = \frac{m}{p^2} \left(2p - \frac{x}{c} \right) \quad \text{se } 0 \leq x \leq pc \quad \text{Eq.15}$$

$$y_c = m \frac{c-x}{(1-p)^2} \left(1 + \frac{x}{c} - 2p \right) \quad \text{se } pc \leq x \leq c \quad \text{Eq.16}$$

Onde m é o arqueamento máximo, dado pelo primeiro dígito vezes 100, p é a posição do arqueamento máximo, ou seja, o segundo dígito vezes 10, y_c representa a linha de arqueamento para o perfil assimétrico.

Adicionando-se a definição de θ , ângulo utilizado para tornar a espessura perpendicular a linha de arqueamento.

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{dy_c}{dx} \right) \quad \text{Eq.17}$$

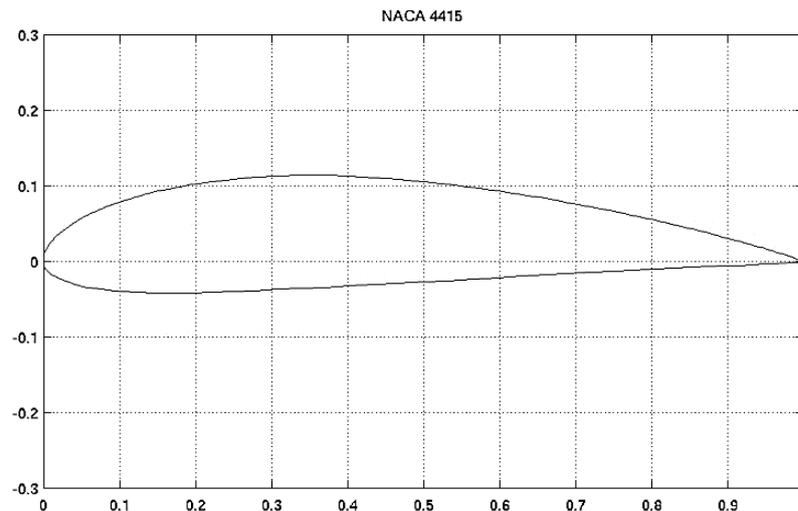
Define-se então os pontos da parte superior:

$$\begin{aligned} x_u &= x - y_t \sin \theta \\ y_u &= y_c + y_t \cos \theta \end{aligned} \quad \text{Eq.18}$$

E da parte inferior:

$$\begin{aligned} x_l &= x - y_t \sin \theta \\ y_l &= y_c + y_t \cos \theta \end{aligned} \quad \text{Eq.19}$$

Figura 21 – NACA 4415



Fonte: UIUC Airfol Data Site.

A Figura 21 apresenta o perfil final obtido, sendo a curva superior descrita por x_u e y_u e a curva inferior descrita por x_l e y_l . O principal motivo para a utilização desta família de perfis reside no amplo banco de dados existente, resultado de diversos estudos realizados ao longo do tempo, servindo de suporte aos dados porventura obtidos neste trabalho.

2.8 Método dos painéis

Silva (2005) afirma que, a utilização das teorias analíticas, tal como a Transformada Conforme, torna-se extremamente trabalhosa para corpos de geometria arbitrária, devido a um alto nível de complexidade atingida pelas manipulações algébricas. Neste tipo de aplicação é que os métodos numéricos apresentam as suas vantagens, pois podem ser aplicados, salvos restrições específicas, para qualquer geometria. Existe uma classe de métodos numéricos com grande utilização em Mecânica dos Fluidos que se baseia na discretização da superfície do contorno, chamado Método dos Elementos de Contorno (BREBBIA *et al*, 1984, *apud* Silva, 2005, p.12).

Um desses métodos é denominado Método dos Painéis. Este se destaca pela sua vasta aplicação na indústria aeronáutica para a análise de escoamentos potenciais ao redor de corpos aerodinâmicos e corpos rombudos.

Vários autores consideram que os primeiros passos para o desenvolvimento do Método dos Painéis foram dados por MARTENSEN (1959, *apud* SILVA, 2005, p.12), que descreve uma forma de analisar perfis aerodinâmicos em escoamentos potenciais para aplicações aeronáuticas. O Método dos Painéis permite uma ampla variedade de escolha de singularidades e de suas formas de distribuição sobre a superfície discretizada do corpo. Um estudo comparativo dessas possibilidades pode ser visto em PEREIRA *et al*, 2004, *apud* SILVA, 2005, p.12). Aplicações de singularidades de maior ordem são analisadas em PEREIRA & BODSTEIN (2004, *apud* SILVA, 2005, p.12).

De acordo com Mason (1998, *apud* Junior, 2013, p.18) o método dos painéis apresenta uma maneira simples e computacionalmente barata de cálculo do desempenho aerodinâmico de um perfil. Basicamente, esse método divide o perfil em placas, planas, calcula as velocidades do escoamento nessas placas e, a partir daí, obtém as pressões ao longo do perfil, possibilitando a avaliação das forças aerodinâmicas.

2.8.1 Cálculos das velocidades

Uma vez definida a quantidade de painéis, o próximo passo é definir as velocidades normal e tangencial do fluxo em cada painel (MASON, 1998, *apud* LAFETE JUNIOR, 2013, p.18):

$$u_i = V_\infty \cos \alpha + \sum_{j=1}^N q_j u_{sij} + \gamma \sum_{j=1}^N u_{vij} \quad \text{Eq.20}$$

$$v_i = V_\infty \sin \alpha + \sum_{j=1}^N q_j v_{sij} + \gamma \sum_{j=1}^N v_{vij} \quad \text{Eq.21}$$

Sendo u_i a velocidade tangencial e v_i a velocidade normal ao painel, α o ângulo de ataque, q_j e γ , são a intensidade das singularidades, de fontes e vórtices respectivamente (MASON, 1998, *apud* JUNIOR, 2013, p.19):

2.8.2 Cálculo da distribuição de pressão

Encontradas às velocidades, resta aplicar o princípio de Bernoulli em relação ao escoamento no infinito para obter a distribuição de pressões:

$$\frac{p_i}{\rho_i} + \frac{u_i^2}{2} = \frac{p_\infty}{\rho_\infty} + \frac{V_\infty^2}{2} \quad \text{Eq.22}$$

Aplicando-se estas pressões na área do painel obtém-se as forças que, decompostas, representam a força de sustentação e a força de arrasto. Este método apresenta uma boa aproximação para as forças de sustentação, que varia muito pouco com o número de painéis adotados. Porém o arrasto apresenta um comportamento decrescente conforme o número de painéis aumenta, o que induz a um número de painéis fixo para que se possa realizar a comparação entre perfis, de modo a tornar este erro um erro sistemático, capaz de representar a tendência real, embora os valores absolutos tenham uma confiabilidade questionável (MASON, 1998, *apud* LAFATE JUNIOR, 2013).

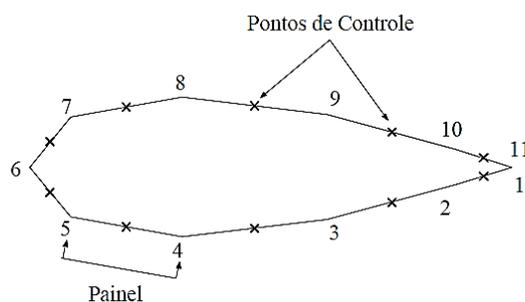
2.8.3 Método numérico

Segundo Katz & Plotkin (1991, *apud* Silva, 2005, p.31), No Método dos Painéis a superfície do corpo é discretizada em pequenos segmentos, retos ou curvos, denominados painéis, conforme mostra a Figura 11. Os pontos inicial e final de cada painel são chamados nós, ou pontos nodais, e o ponto central é denominado ponto de controle. Sobre os painéis são distribuídas singularidades, tais como fontes, dipolos ou vórtices. Desta forma, as condições de contorno são impostas apenas nos pontos de controle dos painéis.

Nos modelos utilizados neste trabalho, o aerofólio é discretizado em N painéis retos ao longo da superfície do corpo, sobre os quais são distribuídos vórtices. As intensidades desses vórtices podem apresentar distribuição constante ou linear ao longo do painel (Silva, 2005).

Os pontos inicial e final de cada painel são chamados nós, ou pontos nodais, e o ponto central é denominado ponto de controle. Sobre os painéis são distribuídas singularidades, tais como fontes, dipolos ou vórtices. Desta forma, as condições de contorno são impostas apenas nos pontos de controle dos painéis.

Figura 22 – Aerofólio discretizado, mostrando os pontos de controle e a numeração dos pontos nodais

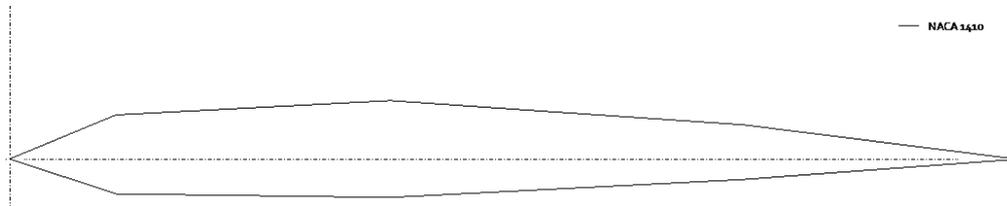


Fonte: Silva (2005).

2.8.4 Número de painéis

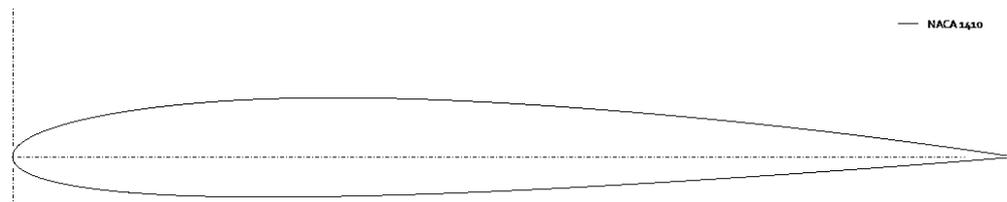
Como um dos problemas primários a ser definido, o número de painéis é uma variável de grande influência nos resultados obtidos. Com o aumento significativo do número de painéis tende a aumentar a qualidade dos resultados. Porém, uma vez que cada painel representa um local onde o escoamento deve ser determinado, o aumento do número de painéis implica em um custo computacional maior.

Figura 23 – Discretização do NACA 1410 com 10 painéis



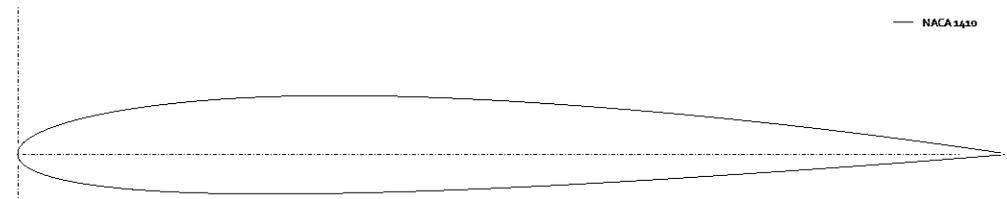
Fonte: XFLR5® v6.11.

Figura 24 – Discretização do NACA 1410 com 200 painéis



Fonte: XFLR5® v6.11.

Figura 25 – Discretização do NACA1410 com 800 painéis



Fonte: XFLR5® v6.11.

3 METODOLOGIA

De maneira geral foram utilizados conceitos de simulação computacional, modelos matemáticos de cálculo. O presente trabalho trata-se de uma pesquisa teórico-computacional, onde através de um modelo de CFD pretende-se mostrar a viabilidade do uso para o estudo de um escoamento em torno de arerofólios.

3.1 Determinação do arrasto e sustentação (VIA XFLR5®)

Para obtenção do coeficientes de arrasto e sustentação dos perfis aerodinamicos estudos (NACA 1410 e 4415), utilizou-se a simulação numérica computacional. Este método utiliza modelos matemáticos, descartando a necessidade de modelos físicos e teste de túnel de vento ou em um campo. As simulações foram realizadas utilizando o progama XFLR5® para processamento numérico do escoamento em torno de dois perfis aerodinâmicos, para obtenção de dados. O NACA 4415 foi escolhido devido à sua geometria com curvatura e sua similaridade com aerofólios utilizados atualmente em aplicações comerciais, e foi comparado com o NACA 1410 que também é da família de NACAS de quatro dígitos, e por sua vez possui um arqueamento menor em relação ao 4415.

3.2 Funcionamento do programa

Neste capítulo é realizada uma breve descrição do funcionamento do programa XFLR5®, temos de passar essencialmente cinco fases:

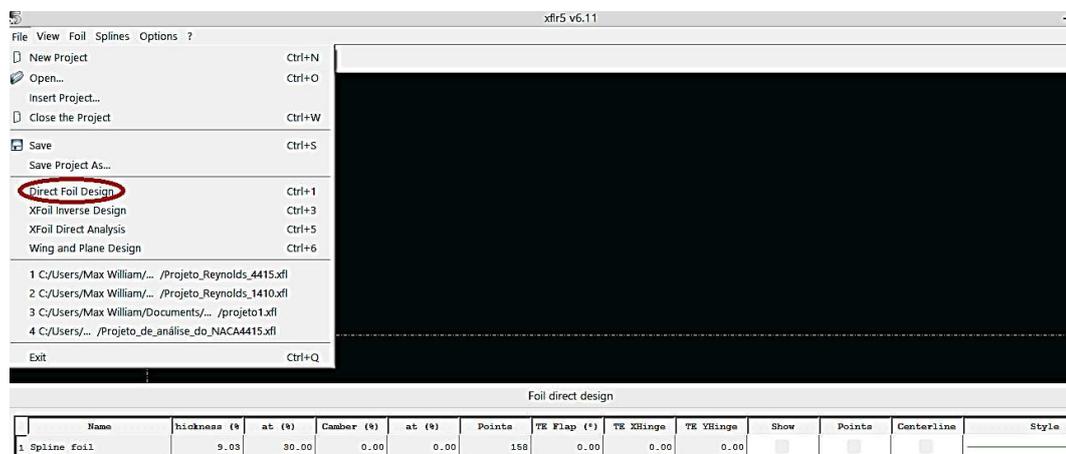
- ✓ Inserir os dígitos do perfil NACA;
- ✓ Definir a quantidades de painéis onde vai ser obtida a solução;

- ✓ Definição das características físicas do problema, onde se definem suas condições iniciais;
- ✓ Resolução numérica do problema, no qual se pode monitorar a convergência através dos resíduos de cada interação;
- ✓ Visualização dos resultados, onde se podem consultar todos os resultados obtidos e fazer as devidas visualizações através de gráficos gerados pelo programa.

3.2.1 Definir perfil a ser estudado

O XFLR5® (este, através do seu Direct Foil Design), oferece a possibilidade de estabelecimento de vários perfis NACA, que também podem ser encontrados no Site UIUIC Airfol Data Base. Para isto basta inserir o código do NACA que se deseja estudar (este pode ser de quatro a cinco dígitos). Existe ainda a possibilidade de importação de ficheiros. Este programa assume o formato xfl e de ficheiros de pontos em formato txt, e a importação de arquivos também em txt. Inicialmente seleciona-se a opção Direct Foil Design para a implementação do NACA desejado como mostrado na Figura 26.

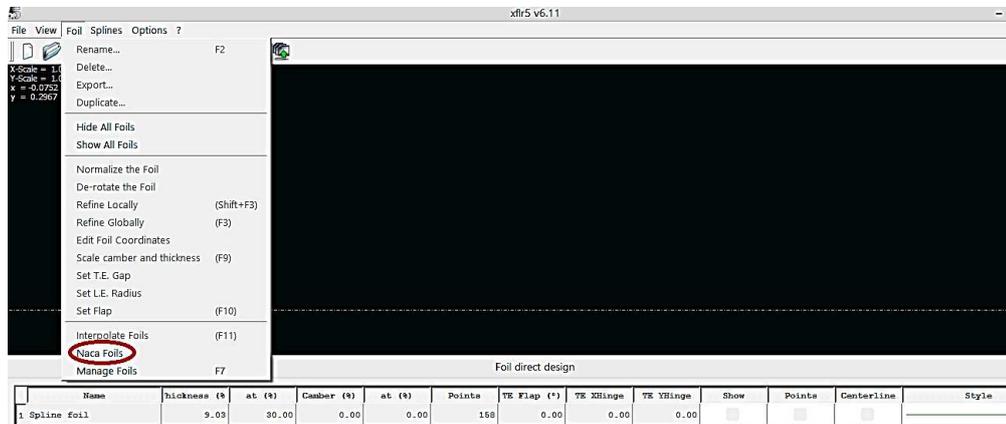
Figura 26 – interface do programa XFLR5®



Fonte: XFLR5® v6.11.

Logo após desta etapa, aparecerá no menu de ferramentas a opção FOIL, seleciona-se esta opção

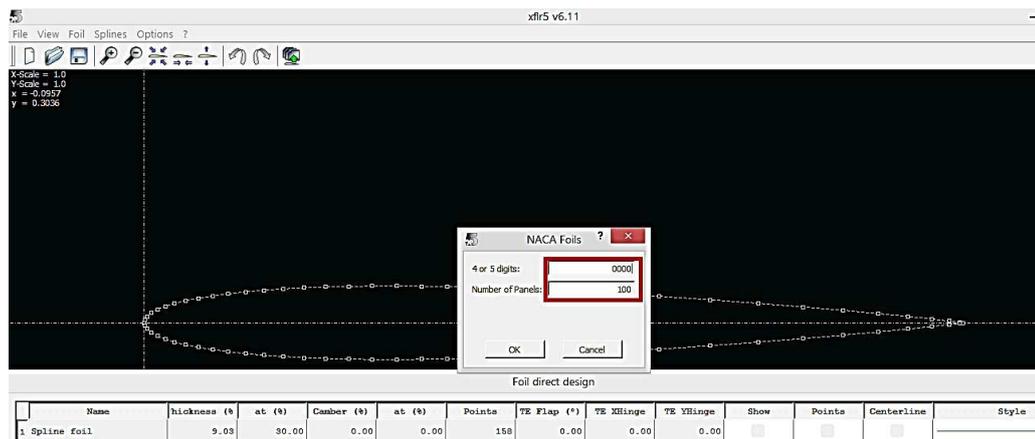
Figura 27 – Interface do programa XFLR5



Fonte: XFLR5® v6.11.

Após esta, o programa mostra uma caixa de diálogo onde o usuário do programa deve inserir os dígitos do NACA a ser estudado e a quantidade de painéis.

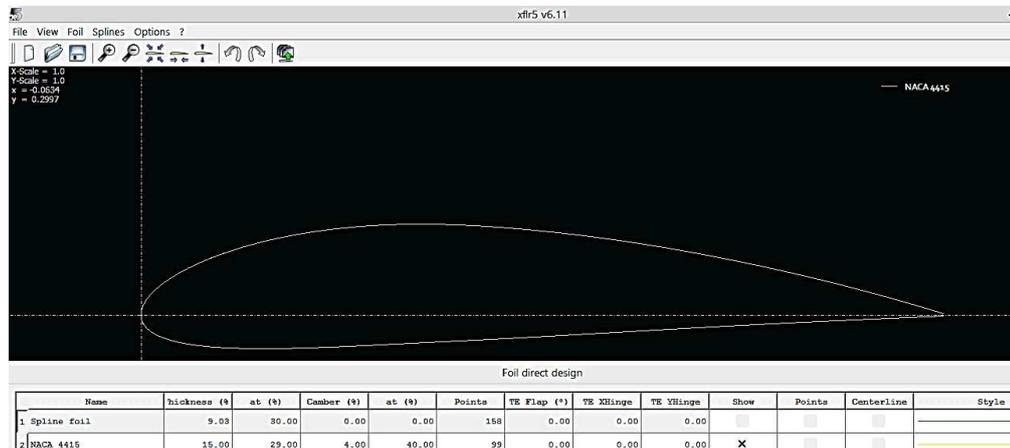
Figura 28 – Discretização do perfil no programa XFLR5®



Fonte: XFLR5® v6.11.

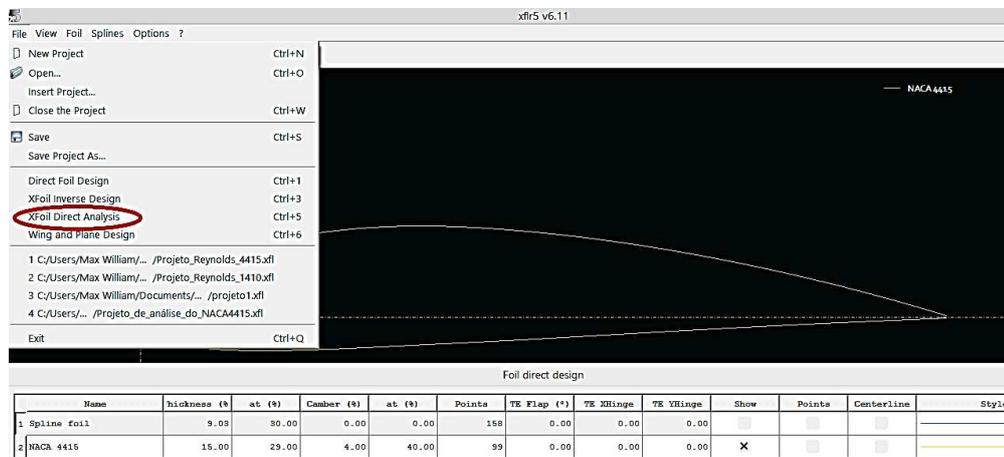
Depois disto, o programa mostrará um modelo discretizado pelo método dos painéis de acordo com a execução da etapa anterior (mostrado na figura seguinte).

Figura 29 – Perfil definido no programa XFLR5®



Fonte: XFLR5® v6.11.

Figura 30 – interface do programa XFLR5®



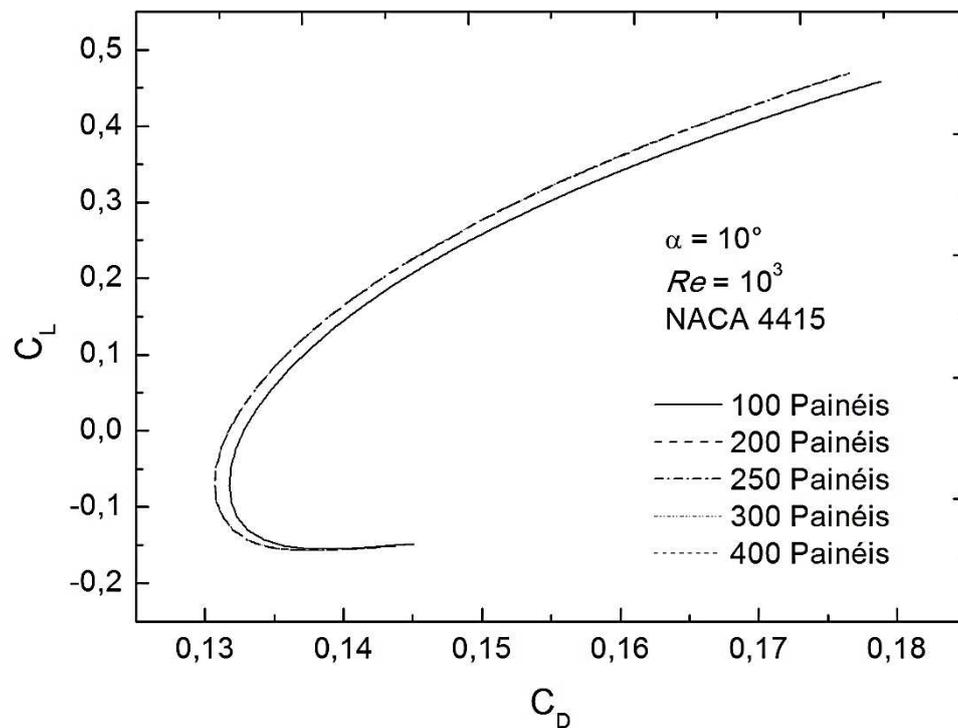
Fonte: XFLR5® v6.11.

Aqui definem-se as características do domínio em estudo, as condições iniciais. As características do fluido (densidade e viscosidade) vêm pré-definidas no programa, sendo que a densidade ρ é igual $1,225 \text{ kg/m}^3$ e a viscosidade cinemática ν igual a $1,5 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$. O número de Reynolds e a variação de ângulo de ataque fica a critério do usuário.

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

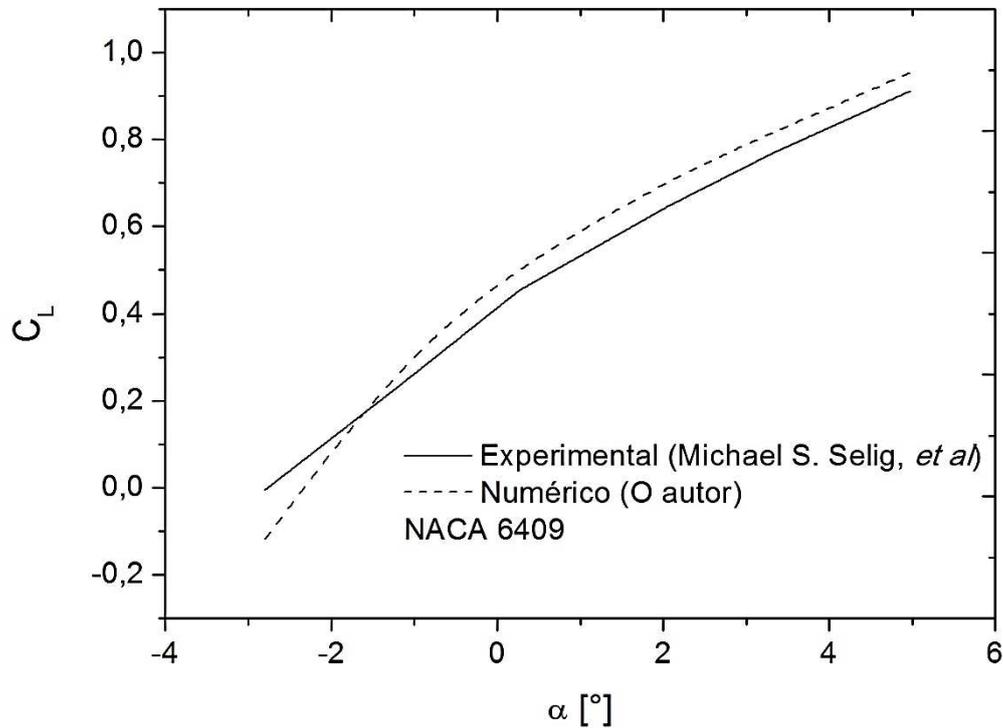
Primeiramente foi estabelecido as variáveis de entrada no programa como: número de Reynolds fixado com valor de $Re = 1000$ e ângulo de ataque variando de -5 a 10 graus. Foram realizados cinco testes para encontrar um número de painéis ótimo em que os coeficientes de arrasto e sustentação não sofressem mais influência destes, otimizando os resultados encontrados nas simulações.

Figura 31 – Influência do número de painéis no coeficiente de arrasto e sustentação



Fonte: O autor.

Figura 32 – Ângulo de ataque versos coeficiente de sustentação para o NACA 6409



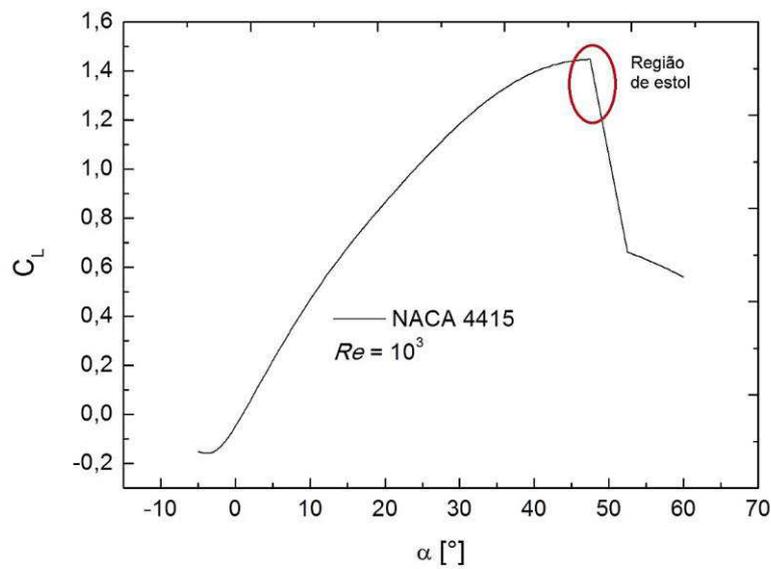
Fonte: O autor.

A Figura 32 mostra que entre -3° e aproximadamente -1° os resultados podem ser considerados divergentes pois as curvas apresentadas no gráfico não apresentam o mesmo comportamento nesta região. Acima de -1° as curvas do método numérico e experimental apresentam um comportamento similar.

Todos os resultados mostrados a seguir foram encontrados com base nos parâmetros iniciais estabelecidos anteriormente e com número de painéis igual a 200.

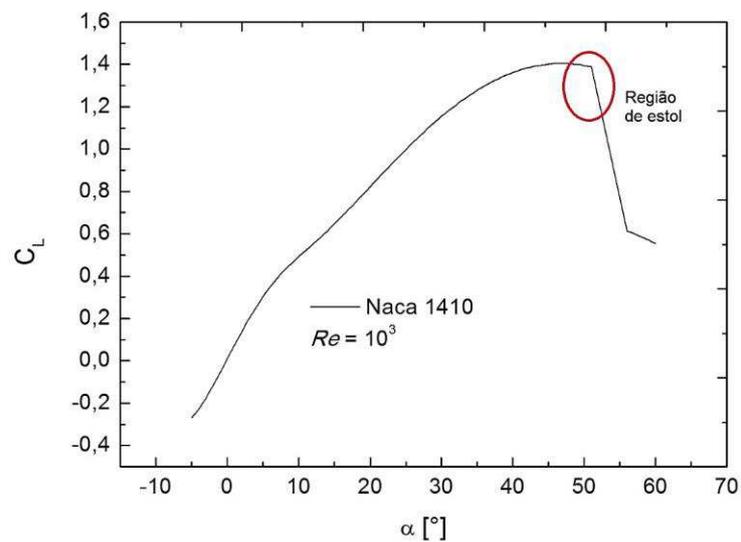
Os coeficientes de sustentação dos perfis NACA 4415 e 1410 em estudo, obtidos da análise computacional para os diferentes ângulos de ataque podem ser verificado na figura a seguir:

Figura 33 – Ângulo de ataque versos coeficiente de sustentação para o NACA 1410



Fonte: O autor.

Figura 34 – Ângulo de ataque versos coeficiente de sustentação para o NACA 4415

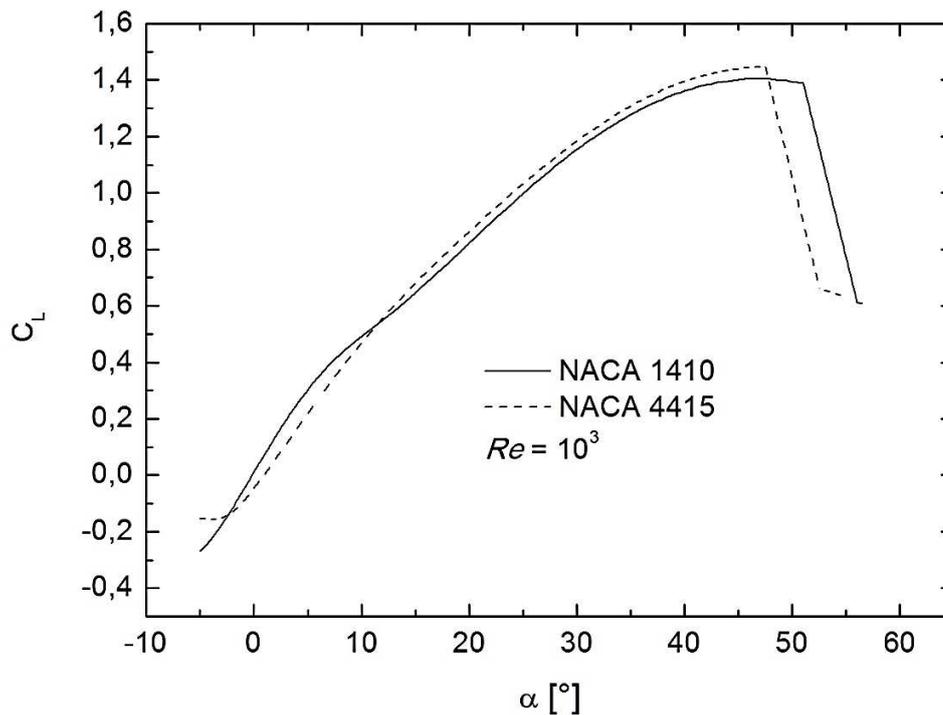


Fonte: O autor.

Analisando-se os resultados para o coeficiente de sustentação mostrados nas Figuras 33 e 34, verifica-se que este aumenta com o aumento do ângulo de ataque até atingir um valor máximo (em $\alpha = 52,5^\circ$ para o NACA 1410 e 51° para o NACA

4415), e a partir daí ao se aumentar o ângulo de ataque ocasiona um pequeno decréscimo do coeficiente de sustentação.

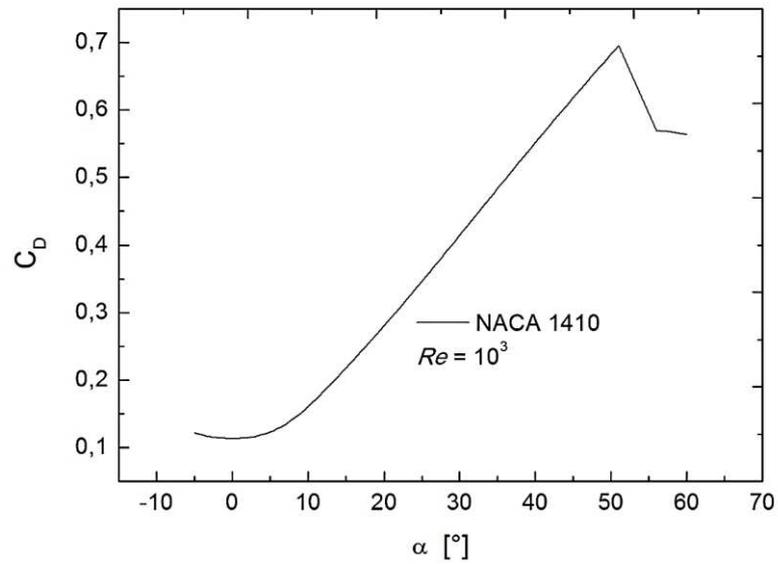
Figura 35 – Comparação do ângulo de ataque versos sustentação para os dois NACAS



Fonte: O Autor.

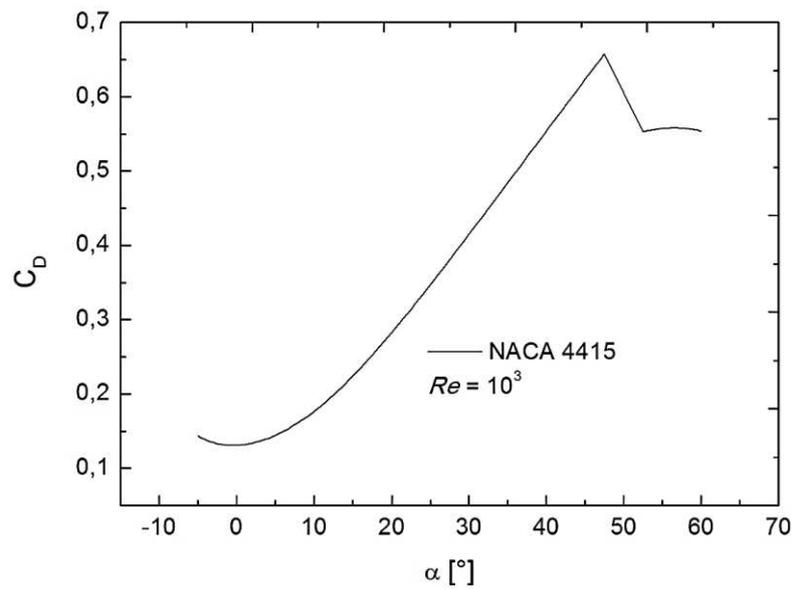
De acordo com o gráfico mostrado na Figura 35, pode-se perceber que para ângulos menores entre -5° e 10° o NACA 1410 obteve maiores coeficientes de sustentação em relação ao NACA 4415 e na faixa de valores maiores que 10° e aproximadamente 50° , constatou-se que NACA 4415 teve maiores coeficientes de sustentação que o NACA 1410.

Figura 36 – Ângulo de ataque versos coeficiente de arrasto para o NACA 1410



Fonte: O autor.

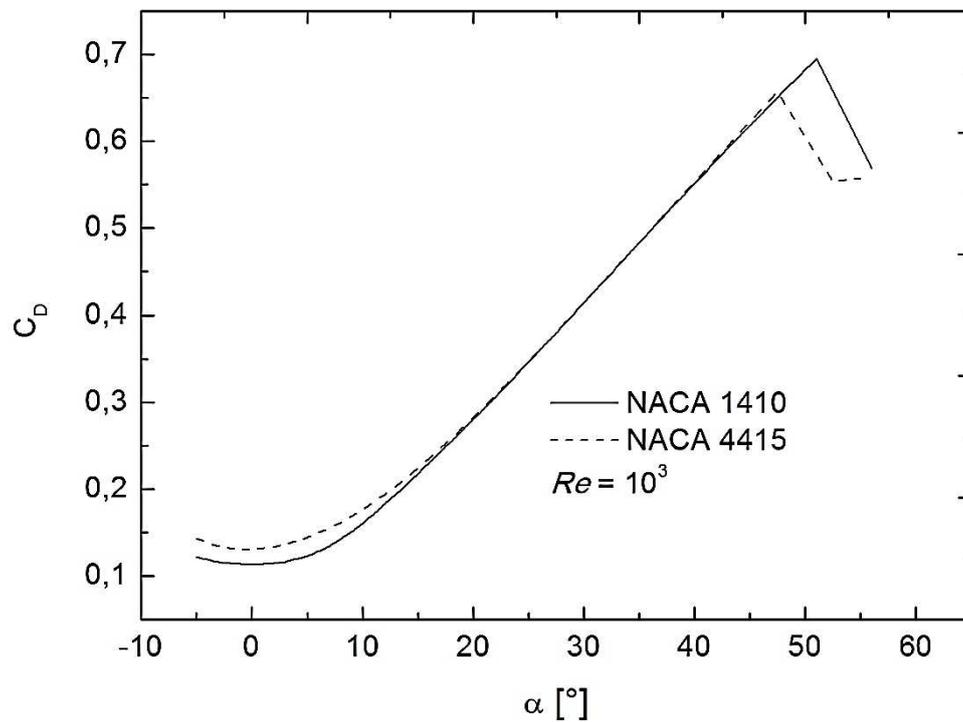
Figura 37 – Ângulo de ataque versos coeficiente de arrasto para o NACA 4415



Fonte: O autor.

Analisando-se os resultados para o coeficiente de arrasto mostrados nas Figuras 36 e 37, verifica-se que este eleva seu valor de forma significativa com o aumento do ângulo de ataque.

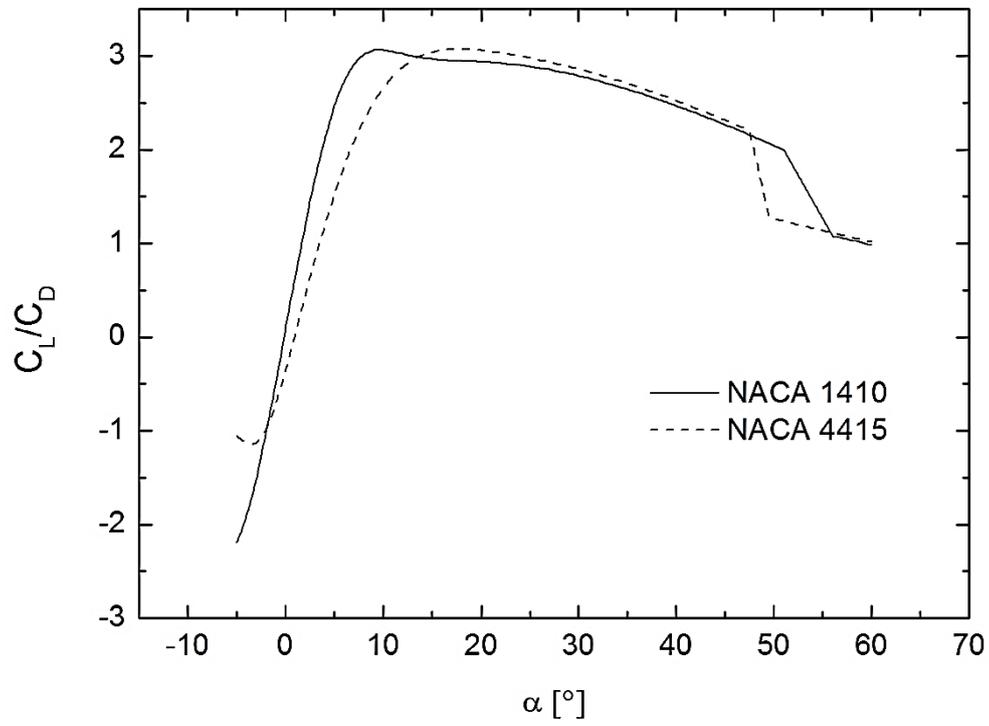
Figura 38 – Comparação do ângulo de ataque versos coeficiente de arrasto para os dois NACAS



Fonte: O autor.

De acordo com a Figura 38, para ângulos entre -5° e 12° O coeficiente de arrasto para o NACA 4415 é maior em relação ao NACA 1410, já nas faixas de aproximadamente 20° até 48° , o coeficiente de arrasto permaneceu igual aproximadamente igual para os dois perfis

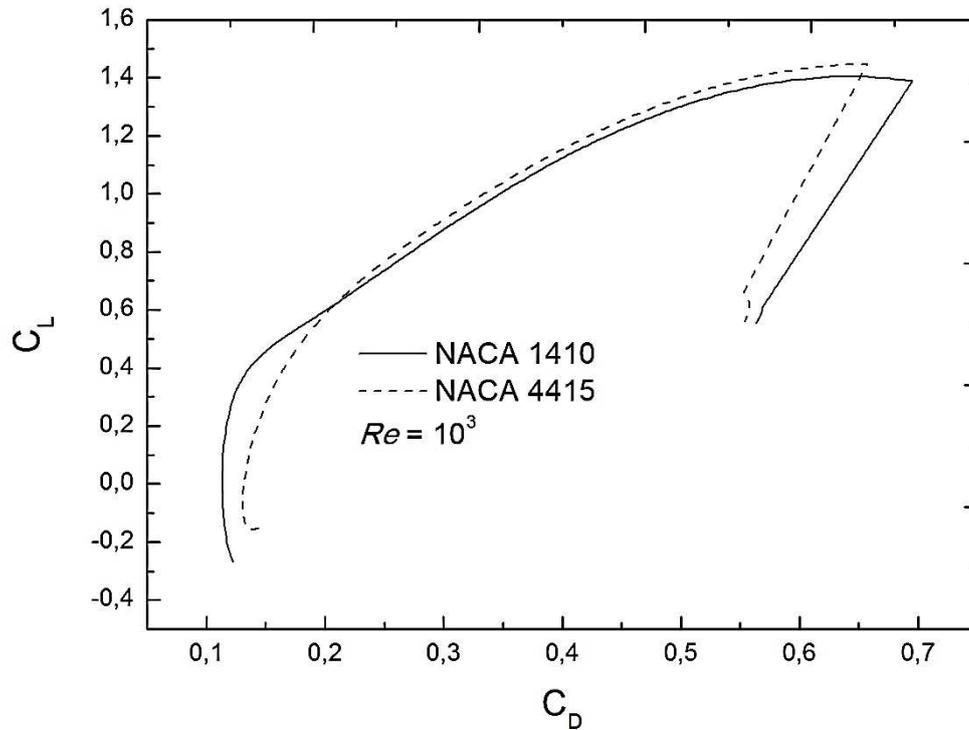
Figura 39 – Comparação do ângulo de ataque versus razão de planeio para os dois NACAS



Fonte: O Autor.

A Figura 39 mostra que nas faixas entre ângulos de 6° e 15° a razão de planeio para o NACA 1410 é maior em relação ao NACA 4415, acima de 10° o NACA 4415 teve maior razão de planeio antes de entrar em estol.

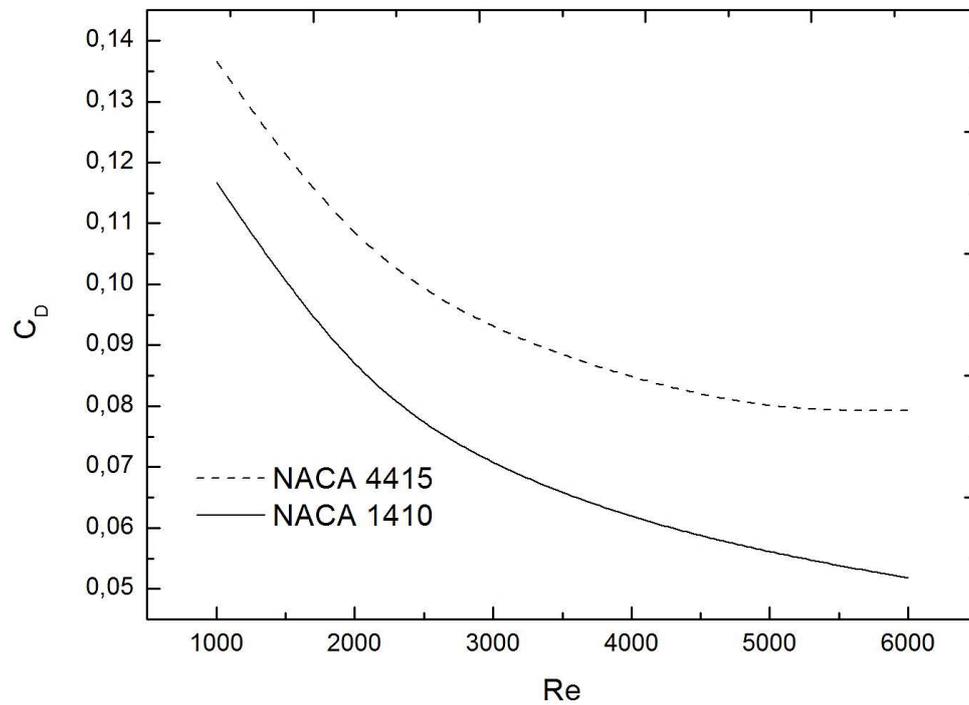
Figura 40 – Comparação entre os coeficientes de sustentação e arrasto para os dois NACAS



Fonte: O Autor.

De acordo com Figura 40, observa-se que para coeficientes de sustentação entre -0,4 e 0,6; o NACA 4415 tem coeficientes de arrasto maiores que o NACA 1410, para uma faixa de coeficiente de arrasto entre 0,2 e 0,6; o NACA 4415 obteve coeficientes de sustentação superiores a 1410.

Figura 41 – Número de Reynolds versus coeficiente de arrasto para os dois NACAS



Fonte: O Autor.

A Figura 41 mostra a variação do coeficiente de arrasto em função do número de Reynolds para um ângulo de ataque igual a 3° . E de acordo com os gráficos gerados, pode-se perceber que para a mesma faixa de número de Reynolds, o NACA 4415 tem maiores valores de coeficientes de arrasto que o NACA 1410.

5 CONCLUSÃO

Ao longo deste trabalho foram feitas uma série de simulações numéricas para escoamentos em torno dos perfis NACA 4415 e 1410 fixando-se o número de Reynolds e variando o ângulo de ataque dos perfis, outrora, o ângulo de ataque foi fixado e o número de Reynolds foi posto a variar. Foi realizado um estudo da influência do número de painéis, e pôde ser observado que o aumento deste implica em resultados mais precisos se falando de coeficientes de arrasto e sustentação, também foi comprovado que os coeficientes de arrasto e sustentação sofrem variação até um certo valor de número de painéis, que neste caso foi 200, acima deste valor, estes coeficientes não são mais afetados por este parâmetro.

Foi realizada a comparação do método numérico com o experimental, e constatou-se que o método numérico é viável para estudos propostos, apresentando valores satisfatórios bem próximos dos dados experimentais, pois a curva gerada por este tem a mesma tendência que o experimental (comportamento similar) As discrepâncias observadas podem ser atribuídas a discretização e dinâmica da vorticidade na camada limite, que necessita de um número maior de vórtices para melhor representação. As simulações realizadas indicam que o modelo numérico desenvolvido possui resultados tão melhores, quão maior for o número de painéis (neste caso até 200).

Um estudo mais detalhado dos parâmetros numéricos (método dos painéis) é necessário tendo em vista a grande dependência que as simulações realizadas no presente trabalho apresentam deste. A realização de estudos utilizando outros métodos como por exemplo: O Método dos Elementos Finitos, seria de grande valia para se chegar a resultados mais satisfatórios verificando a precisão de cada método.

REFERÊNCIAS

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**, 1991.

BRUNETTI, Franco. **Mecânica dos Fluidos** 2ª Ed. São Paulo:Pearson, 2008.

BARBOSA, Rene. **Aplicação das Técnicas de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) ao Estudo do Efeito da Ventilação Natural em Construções**. 2014. Monografia – Universidade Federal Rural do Semi-Árido.

ÇENGEL, Yunas A.; CIMBALA, Jhon M. **Mecânica dos Fluidos Fundamentos e Aplicações**, 5ª Ed. São Paulo: McGraw-Hill, 2006.

FOX, Robert W; PRITCHARD Philip J, MCDONALD, Alan T. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**, 7ª Ed. Belo Horizonte, MG: LTC, 2010.

Glória Maria et al, **Manual para Normalização de Trabalhos Acadêmicos** - São Luís: Eduema, 2014.

HOMA, Jorge. **Aerodinâmica e Teoria de Voo**, São Paulo: ASA, 2010

ISMAIL, Kamal. **Aerodinâmica Experimental**. Campinas, SP: 2010.

JUNIOR, Lafaete. **Otimização do Arqueamento de um Aerofólio Utilizando Ligas de Memória de Forma**. 2013. Monografia – Universidade Federal do Rio de Janeiro.

MARTINEZ, Maria Laura – **Uso de Linhas de Corrente, Trajetória e Linhas de Emissão para Visualização de Fluxos**. 1995. Artigo – Escola Politécnica da Universidade de São Paulo.

MUNSON, Bruce R; YOUNG, Donald F; OKIISHI, Theodore H. **Fundamentos da Mecânica dos Fluidos**, 4ª ed. São Paulo: Edgard Blucher, 2004.

OLIVEIRA, Thiago Fernandes – **Estudo Experimental Do Estol Dinâmico Em Um Aerofólio NACA 0018**. 2011. Mestrado – Universidade de Brasília.

ROSKAM, Jan; LAN, Edward. **Airplane, a Aerodynamics and Performance**, 1997.

RODRIGUES, Luiz E. M. J. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. São Paulo: Cengage Learning, 2009.

RODRÍGUEZ, Alberto. Análisis Técnico – Principio de Bernoulli – Efecto Venturi. **Albrodpulf1**, 27 out. 2014. Disponível em: <<https://albrodpulf1.wordpress.com/2014/10/27/analisis-tecnico-principio-de-bernoulli-efecto-venturi/>>. Acesso em: 15 dez. 2015.

SÁNCHEZ, César. **Estudo de Impacto Usando Elementos Finitos e Análise não Linear**. 2001. Mestrado – Escola de engenharia de São Carlos.

Seraphim, Rafael Molena. **Avaliação Experimental E Computacional Dos Coeficientes De Arraste E Sustentação de um Perfil de Aerofólio.** 2004. Monografia – Faculdade São Francisco.

SILVA, Daniel Fonseca de Carvalho - **Simulação Numérica Do escoamento Ao Redor De Aerofólios Via Método De Vórtices Associado Ao Método Dos Painéis.** 2005. Mestrado – UFRJ.

VIANA, Djone Rafael – **Simulação Numérica de Perfis Aerodinâmicos de Alta Sustentação para Aplicação em um Aerodesign.** 2014. Monografia – FAHOR – Faculdade Horizontina.

UIUC Airfol Data Site (Acesso em 10 de novembro de 2015).