

**UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E DA TECNOLOGIA
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

JOSÉ FILIPE TRILHA DE CARVALHO

**APLICAÇÃO DA FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL EM UM AEROFÓLIO
PARA COMPARAÇÃO DE DIFERENTES MODELOS DE TURBULÊNCIA COM
DADOS EXPERIMENTAIS E ANALÍTICOS**

**CAXIAS DO SUL
2015**

JOSÉ FILIPE TRILHA DE CARVALHO

**APLICAÇÃO DA FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL EM UM AEROFÓLIO
PARA COMPARAÇÃO DE DIFERENTES MODELOS DE TURBULÊNCIA COM
DADOS EXPERIMENTAIS E ANALÍTICOS**

Trabalho de Conclusão de Curso
apresentado como requisito parcial para
obtenção do Título de Bacharel em
Engenharia Mecânica da Universidade de
Caxias do Sul.

Orientador: Prof. Dr. Leonardo M. da Rosa.

**CAXIAS DO SUL
2015**

JOSÉ FILIPE TRILHA DE CARVALHO

**APLICAÇÃO DA FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL EM UM AEROFÓLIO
PARA COMPARAÇÃO DE DIFERENTES MODELOS DE TURBULÊNCIA COM
DADOS EXPERIMENTAIS E ANALÍTICOS**

Trabalho de conclusão de curso apresentado como requisito parcial à Universidade de Caxias do Sul para obtenção do título de Engenheiro Mecânico, com tema principal análise do escoamento turbulento em aerofólio.

Aprovado em:

Banca Examinadora



Prof. Dr. Leonardo M. da Rosa
Universidade de Caxias do Sul.



Prof. Dr. Carlos Roberto Altafini
Universidade de Caxias do Sul.



Prof. Dr. Maximilian Joachim Hodapp/Convidado Externo
Universidade Federal de Rio Grande.

Dedico este trabalho primeiramente à minha companheira Jessica Cristianetti, a qual esteve sempre ao meu lado em todos os momentos me apoiando e incentivando ao longo dessa bela jornada.

AGRADECIMENTOS

Agradeço inicialmente a Deus, o qual proporcionou que essa conquista fosse possível.

A minha companheira Jessica Cristianetti, pela sua dedicação, apoio e compreensão pelos longos dias de estudo necessários para alcançar essa conquista.

A minha família, especialmente aos meus pais Isabel Cristina Trilha e José Adelino Meireles de Carvalho, por acreditarem nas minhas escolhas e mesmo com dificuldades continuaram me incentivando e apoiando desde o início dessa jornada.

Ao professor Leonardo Rosa pela sua dedicação exemplar em suas orientações, pelo aprendizado e experiências compartilhadas.

Aos professores Carlos Altafini, Eduardo Nabinger e Vagner Grison pelo apoio e contribuições fundamentais, responsáveis juntamente com o Professor Leonardo Rosa, por tornar viável esse trabalho.

Aos laboratórios de Mecânica e prototipagem da universidade os quais se empenharam e prestaram serviços de qualidade.

RESUMO

O presente trabalho visa a aplicação da metodologia *CFD (Computer Fluid Dynamics – Fluidodinâmica computacional)* para a solução do escoamento turbulento presente no aerofólio perfil EPLER 423 de um aeromodelo. Com esta metodologia, é possível verificar as forças geradas pelo aerofólio provenientes do escoamento, como a força de sustentação gerada pelo perfil aerodinâmico, e a força de arraste que esta forma geométrica impõe ao escoamento. Modelos de turbulência foram utilizados para a verificação do modelo mais adequado para a predição dos dados experimentais. Para a comparação com dados experimentais, foi desenvolvido um sistema de medição a partir de células de cargas, o qual é economicamente viável, ou seja, de baixo custo, sendo capaz de medir as forças provenientes do escoamento turbulento em um aerofólio em escala reduzida submetido ao fluxo de ar gerado em um túnel de vento. As forças de arraste e sustentação foram obtidas através da decomposição das forças geradas nas células de carga. Os resultados dos ensaios em túnel de vento, comparados às metodologias numéricas empregadas através de diferentes métodos, como os painéis 3D para calcular as forças de sustentação em perfis aerodinâmicos, e via dinâmica dos fluidos computacional através do software *OpenFOAM* o qual utiliza o método dos volumes finitos. A malha ótima determinada para ser utilizada nas simulações possui cerca de 3,26 milhões de volumes de controle. Em termos de tempo de simulação, resultados para as forças de sustentação e arraste foram obtidos em menor tempo utilizando os modelos SST e Spalart-Allmaras. Analisando-se os valores numéricos obtidos com os diferentes modelos de turbulência, observou-se que estes estão muito próximos para a predição da força de sustentação, mas apresentam variações para a força de arraste. Para a sustentação, todos os resultados ficaram próximos. Para o arraste, a melhor correlação com os valores experimentais foi obtida com os resultados preditos utilizando o modelo Spalart-Allmaras, e a maior diferença foi verificada com os resultados do modelo SST.

Palavras-chave: Aerofólio; Escoamento; Fluidodinâmica computacional; Túnel de vento.

ABSTRACT

This paper aims to apply the methodology CFD (Computer Fluid Dynamics - Computational Fluid Dynamics) for the turbulent flow solution in a model airplane wing. With this method, you can check the forces generated by the airfoil from the flow, as the lift force generated by the aerodynamic profile, and the drag force that this geometric form imposes on the flow. Turbulence models were used to verify the most appropriate model for predicting the experimental data. For comparison with experimental data, we developed a measurement system from the load cells which is economically viable, i.e., inexpensive, being able to measure the forces from turbulent flow in an airfoil scaled subjected the air flow generated in a wind tunnel. The drag and lift forces were obtained by decomposition of the forces generated in the load cells. The results of the tests in the wind tunnel, compared to the analytical methodology used to calculate the lift forces on airfoils, and the numerical results obtained in dynamic software computational fluid OpenFOAM which uses the finite volume method. A great mesh determined to be used in the simulations has about 3.26 million control volumes. In terms of simulation time, results for the forces of lift and drag were obtained in less time using models and SST Spalart-Allmaras. By analyzing the numerical values obtained with different models of turbulence, it was observed that these are very close to the prediction of lift, but have variations to the drag force. For support, all results were close. To drag the best correlation with the experimental values was obtained with the predicted results using the Spalart-Allmaras model, and the biggest difference was verified with the results of the SST model.

Key-words: Airfoil; Computational fluid dynamics; Flow; Wind tunnel.

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO.....	11
1.1	JUSTIFICATIVA.....	11
1.2	OBJETIVOS.....	12
1.2.1	Objetivo geral.....	12
1.2.2	Objetivos específicos.....	12
2.	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	13
2.2	CONCEITOS FUNDAMENTAIS.....	13
2.3	ESCOAMENTO TURBULENTO.....	16
2.3.1	Modelos de Turbulência.....	17
2.3.2	Procedimento de Média de Reynolds – Modelos RANS.....	18
2.3.3	Modelo k-ϵ.....	19
2.3.4	Modelo k-ω.....	20
2.3.5	Modelo SST (Shear Stress Transport).....	20
2.3.6	Modelo RSM (Reynolds Stress Model).....	21
2.3.7	Modelo Spalart-Allmaras.....	22
2.4	CONCEITOS BÁSICOS DE AERODINÂMICA.....	22
2.4.1	Forças de arraste e sustentação.....	23
2.4.2	Efeitos de extremidades de ponta de asa.....	26
2.5	APLICAÇÕES DA FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL.....	28
2.6	FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL.....	30
2.6.1	Método de Diferenças Finitas (MDF) versus Método de Elementos Finitos (MEF).....	31
2.6.2	Método de Volumes Finitos (MVF).....	32
3	MATERIAIS E MÉTODOS.....	33

3.1. METODOLOGIAS PROPOSTAS PARA EXTRAÇÃO DE RESULTADOS	34
3.1.1 Descrição das atividades da metodologia de painéis 3D.....	34
3.1.2 Descrição das atividades da metodologia experimental.....	35
3.1.2.1 Projeto do dispositivo de medição metodologia experimental.....	36
3.1.2.2 Ensaios experimentais em túnel de vento.....	42
3.1.3 Descrição das atividades da metodologia numérica.....	44
3.1.3.1 Modelagem matemática.....	44
3.1.3.2 Código Numérico	45
4 RESULTADOS E DISCUSSÃO	47
4.1. RESULTADOS XFOIL.....	47
4.2. RESULTADOS OPENFOAM.....	49
4.3. RESULTADOS EXPERIMENTAIS	54
4.4. RESULTADOS GERAIS.....	58
5. CONCLUSÕES.....	64
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	66

1 INTRODUÇÃO

A asa de uma aeronave tem como principal objetivo gerar sustentação, garantindo que possa realizar voos com segurança. Deve ser bem dimensionada para garantir plenas condições de voo, assim como manter a força de sustentação maior ou igual ao peso total da aeronave mesmo em situações adversas.

Estudos aerodinâmicos são realizados em aerofólios para quantificar as forças envolvidas em uma dada forma geométrica. Através da análise do escoamento do fluido ao longo da forma do perfil aerodinâmico, verificam-se as características apresentadas (como descolamento do bordo de fuga, esteira de vórtices de ponta de asa, vórtices gerados no encontro das regiões de baixa e alta pressão) pelo fluido ao escoar ao longo da geometria da asa e então se pode comparar diferentes perfis. O perfil que gera menos interferência no fluxo causa o menor arraste, resumidamente definido como uma força contrária ao escoamento. Da mesma maneira, pode-se determinar o perfil que mais gera força na direção vertical ao escoamento denominada força de sustentação. Sabe-se que através da diferença de pressão nas partes inferior e superior da asa, surge uma componente de força vertical a qual é denominada força de sustentação.

O escoamento de ar ao redor de aerofólios pode ser estudado com o uso de técnicas de fluidodinâmica computacional. Há sempre erros embutidos na solução numérica das equações governantes no estudo da fluidodinâmica computacional. Mesmo que se procura minimizar os erros, ainda assim a solução não é exata. Isso faz que diferentes modelos aplicados à solução forneçam resultados a maior parte das vezes diferentes.

Com o uso da técnica da fluidodinâmica computacional (do inglês, CFD – *Computational Fluid Dynamics*), pode-se considerar os fenômenos físicos envolvidos durante o escoamento, como por exemplo, a geração de vórtices de ponta de asa, o encontro no bordo de fuga do perfil dos fluidos a baixa e alta pressão o qual é responsável pelo fenômeno da turbulência. Em um software de CFD torna-se viável analisar este fenômeno, e determinar a força de sustentação gerada por um aerofólio qualquer, podendo ainda verificar o gradiente de pressão ao longo das faces superior e inferior do mesmo.

Desta forma, a utilização de softwares CFD será feita neste trabalho a fim de verificar os valores das forças de arraste e sustentação, comparando-se a sua

concordância com ensaios realizados em túnel de vento, bem como, garantir uma investigação apurada dos fenômenos físicos mencionados antes.

1.1 JUSTIFICATIVA

A importância deste trabalho no âmbito da engenharia é o aumento da precisão dos valores obtido para as forças de sustentação e arraste provenientes em um aerofólio.

A verificação da eficiência aerodinâmica de um determinado perfil e a comparação de diferentes geometrias de um aerofólio pode ser verificada através da utilização das técnicas de Fluidodinâmica Computacional. Dados numéricos obtidos com o auxílio de CFD também podem fundamentar decisões de engenharia determinar a configuração de uma determinada asa para uma dada aeronave. Testes comparativos de uma forma de perfil, com determinadas variações geométricas de uma asa, podem ser realizados em um software CFD de forma precisa. Além disso, pode-se obter respostas rápidas e com um baixo custo quando comparado a testes práticos, fornecendo respostas da melhor forma aerodinâmica, seja ela com variação de perfis, ou variação geométrica das dimensões do aerofólio. Simulações numéricas podem ser mais precisas e rápidas quando comparadas a testes experimentais em túnel de vento, pois na maioria dos casos diminuem a quantidade de protótipos, bem como, a necessidade de dispositivos ou sistemas de medição.

A despeito de todas as vantagens dos métodos numéricos, eles ainda não são suficientes para eliminar ensaios experimentais. Inclusive os mesmos podem ser utilizados como forma de validação dos resultados obtidos em simulações numéricas. A metodologia de cálculo presente em softwares CFD fundamenta-se na solução de forma numérica das equações de Navier-Stokes aplicadas a uma malha a qual descreve uma geometria tridimensional geralmente obtida em software CAD.

Uma justificativa para a realização do presente trabalho é a intensificação e diversificação das áreas envolvidas com a utilização da fluidodinâmica computacional. A expansão da demanda de análises na área da mecânica dos fluidos envolvendo as técnicas da fluidodinâmica computacional se deve, em grande parte dos casos, em função do seu baixo custo e boa precisão numérica quando comparado aos testes práticos convencionais que geralmente apresentam custos elevados de implementação.

No âmbito da competição nacional de Aerodesign promovida pela SAE Brasil, o presente trabalho possibilita a realização de análises numéricas em softwares CFD bem como auxilia na confecção de dispositivos de medição e instrumentação para a realização de ensaios práticos em campo.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Objetivo geral

O presente trabalho tem como objetivo geral a determinação das forças provenientes do escoamento turbulento ao redor de perfis de asas de aeromodelo, comparando valores obtidos em túnel de vento com resultados numéricos obtidos através da técnica de fluidodinâmica computacional, considerando diferentes modelos de turbulência.

1.2.2 Objetivos específicos

Para viabilizar o cumprimento do objetivo geral, faz-se necessário seguir as seguintes etapas:

- a) revisar o estado da arte sobre o assunto;
- b) dimensionar asa;
- c) obter resultados experimentais;
- d) determinar as forças de arraste e sustentação através da decomposição vetorial das forças e momentos envolvidos no modelo;
- e) estudar programas de simulação;
- f) estudar independência de malhas;
- g) comparar os resultados experimentais aos resultados computacionais.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo são apresentados os conceitos teóricos fundamentais para o entendimento dos fenômenos físicos envolvidos no problema estudado, desde conceitos fundamentais da Mecânica dos Fluidos até a aplicação em fenômenos turbulentos presentes na aerodinâmica. Cabe ressaltar que o objeto deste estudo contempla a análise do escoamento do fluido ao longo das superfícies aerodinâmicas das aeronaves além da obtenção de coeficientes de sustentação e arraste.

Conforme Hauke (2008), operações físicas implicam em transporte de quantidade de movimento, calor e massa. A transferência de quantidade de movimento, massa e energia são interligados e de um modo geral são simultâneas. Exemplificando, massa e transferência de calor quando agitadas são mais rápidas. De forma análoga, as leis e os modelos que relacionam o transporte das propriedades dentro de um líquido.

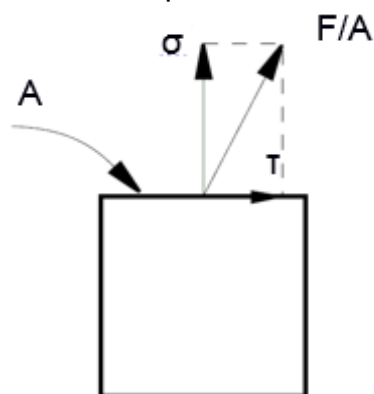
Conceitos fundamentais de mecânica dos fluidos são apresentados a seguir.

2.2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS

Segundo Hauke (2008), para explicar o que é um fluido, existem dois pontos de vista: o macroscópico e o microscópico. O ponto de vista macroscópico consiste em observar a matéria da ótica sensorial. Sobre a percepção de engenharia, a matéria é aquilo que se pode tocar ou ver. O ponto de vista microscópico descreve a matéria pela sua estrutura molecular. Enquanto no estado sólido a matéria é mais ou menos rígida, os fluidos caracterizam-se por seu movimento interminável e deformável. Embora correta, a definição de matéria apresentada acima, torna-se necessário conhecer os conceitos de tensão normal e de cisalhamento.

Define-se tensão normal, como sendo a força por unidade de área exercida perpendicularmente à superfície sobre a qual a força está agindo, e tensão de cisalhamento (ou tangenciais) τ é a força por unidade de área exercida tangencialmente na superfície a qual está agindo. Na Figura 1, estão representadas estas componentes (HAUKE, 2008; FOX, MCDONALD e PRITCHARD, 2006; DURST, 2008). Tensões normais são comumente observadas na forma de pressão.

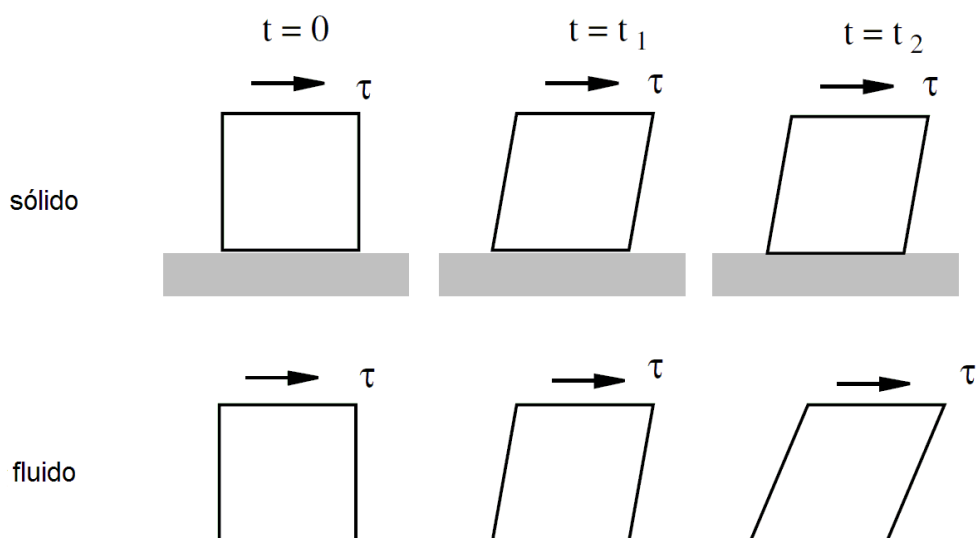
Figura 1: Tensões normal σ e cisalhante τ provenientes de F agindo na superfície A .



Fonte: Hauke (2008).

Define-se fluido como uma substância que se deforma continuamente sob a ação da tensão de cisalhamento, e ou como uma substância que em repouso não pode suportar tensões de cisalhamento. Na Figura 2 ilustra-se o comportamento do fluido quando este é submetido a ação da tensão de cisalhamento (HAUKE, 2008; POTTER e SCOTT, 2007).

Figura 2: Comportamento de sólido e líquido sob a ação de tensão de cisalhamento.



Fonte: Adaptado de Hauke (2008).

Conforme iESSS (2011) e Brunetti (2008), a massa específica é utilizada na determinação do peso específico, o qual é dado pela equação (2.1):

$$\gamma = \vec{g} \cdot \rho \quad (2.1)$$

onde \vec{g} é a aceleração da gravidade local e ρ é a massa específica.

Viscosidade pode ser definida como a aderência interna do fluido. A taxa de deformação de um fluido está diretamente ligada à sua propriedade de viscosidade.

Para um fluido newtoniano, a tensão de cisalhamento se relaciona com a taxa de deformação através da viscosidade, conforme mostra a equação (2.2):

$$\tau = \mu \frac{d\mu}{dy} \quad (2.2)$$

Onde, para esse caso, y é uma direção normal ao plano de tensão τ .

Um efeito importante da viscosidade é provocar a aderência do fluido à superfície. A viscosidade é dependente da temperatura principalmente nos líquidos.

A Viscosidade cinemática é definida pela equação (2.3) (IESSS, 2011).

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (2.3)$$

Segundo Young, Munson e Okiishi (2005), escoamento uniforme pode ser definido como um escoamento em que as linhas de corrente são retas paralelas com o módulo da velocidade constante. Em um vórtice, considera-se que em um campo de escoamento as linhas de corrente são circulares e concêntricas.

Ainda, para definir um fluido como compressível, sua massa específica deve variar significativamente com a variação da pressão e temperatura. Em um fluido incompressível, a variação de sua massa específica geralmente pode ser desprezada. A incompressibilidade do fluido é uma importante hipótese utilizada na obtenção do princípio de Bernoulli, sendo razoável para a maioria dos escoamentos de líquidos, podendo ser errônea e introduzir erros em escoamentos de gases.

Segundo Fox, McDonald e Pritchard (2006), em grande parte das aplicações práticas de engenharia deve ser levado em consideração a variação da massa específica com a altitude para que obtenha resultados precisos. A massa específica dos gases varia em função da variação de pressão e temperatura. Através da equação

(2.4) de estado de gás ideal:

$$p = \rho.R.T \quad (2.4)$$

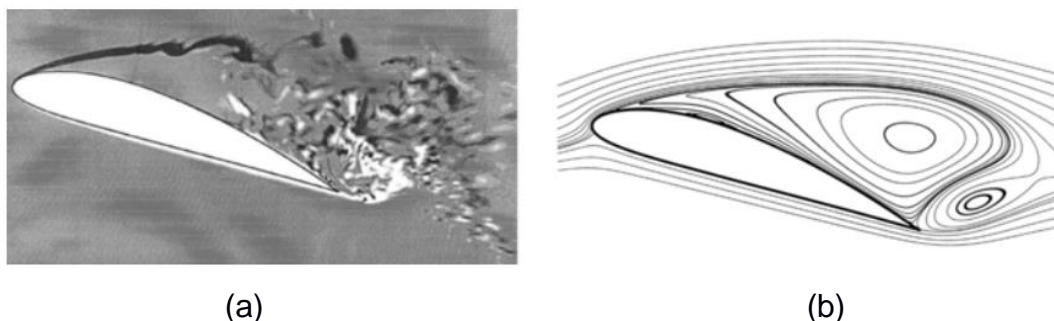
A equação (2.6) onde, R é a constante universal dos gases, T a temperatura absoluta, modela com precisão o comportamento da maior parte dos gases em aplicações de engenharia. Entretanto, essa equação introduz adicionalmente a temperatura do gás como uma variável adicional. Em função disso, deve-se conhecer a relação entre a temperatura e a altitude em relação à atmosfera em análise (YOUNG, MUNSON e OKIISHI, 2005).

2.3 ESCOAMENTO TURBULENTO

Segundo Çengel e Cimbala (2007), simulações CFD de escoamento turbulento são muito mais complexas que escoamentos laminares, mesmo nos casos onde o campo de escoamento é estacionário. Devido ao fato de que as características de menor escala do campo de escoamento sempre serem temporárias e tridimensionais. As estruturas de vórtice, de turbilhão e aleatórias chamadas de vórtices turbulentos nascem do escoamento turbulento.

A Figura 3 ilustra a presença da turbulência junto ao dorso de uma asa.

Figura 3: Separação do fluxo sobre um aerofólio



Fonte: Durst (2008).

Conforme Menter (2011), turbulência é a área mais desafiadora em dinâmica dos fluidos e pode ser classificada como um dos fatores mais limitantes para a obtenção de soluções exatas nas simulações computacionais de fluxos em engenharia. Trata-se de um problema multi-escala clássico, muito além da

compreensão humana, não é algo intuitivo, e vai além das capacidades de resolução dos mais poderosos computadores paralelos modernos para qualquer futuro previsível. Turbulência foi descrita pelo físico Richard Feynman, o qual ganhou o prêmio Nobel, como o "problema não resolvido mais importante na física clássica". Em escoamentos turbulentos, uma solução CFD se aproxima muito bem da situação real quando o modelo de turbulência utilizado estiver adequado para aquela situação, pois, infelizmente, nenhum modelo de turbulência é universal. Embora tal limitação, em muitas aplicações práticas de engenharia com modelos de turbulência padrão é possível conseguir resultados razoáveis (ÇENGEL e CIMBALA, 2007).

2.3.1 Modelos de Turbulência

Conforme Çengel e Cimbala (2007) e Durst (2008), pode-se dizer que atualmente a fluidodinâmica computacional pode tratar escoamentos laminares com facilidade, porém, torna-se impossível solucionar escoamentos turbulentos em casos de aplicações reais de engenharia sem a utilização dos modelos de turbulência.

Segundo Versteeg e Malalasekera (1995), Menter (2011) e Celik (1999), modelo de turbulência é um procedimento computacional para aproximar o sistema das equações de fluxo médio para que seja possível calcular uma ampla diversidade de problemas. Para a maioria das aplicações de engenharia, torna-se desnecessário resolver detalhadamente as flutuações causadas pela turbulência. Apenas os efeitos da turbulência são considerados no escoamento médio. Para que um modelo de turbulência seja aproveitável para um código CFD, deve ser útil para uma vasta gama de aplicação, ter boa precisão, simples e econômico para rodar. Os modelos de turbulência mais comuns são apresentados no Quadro 1.

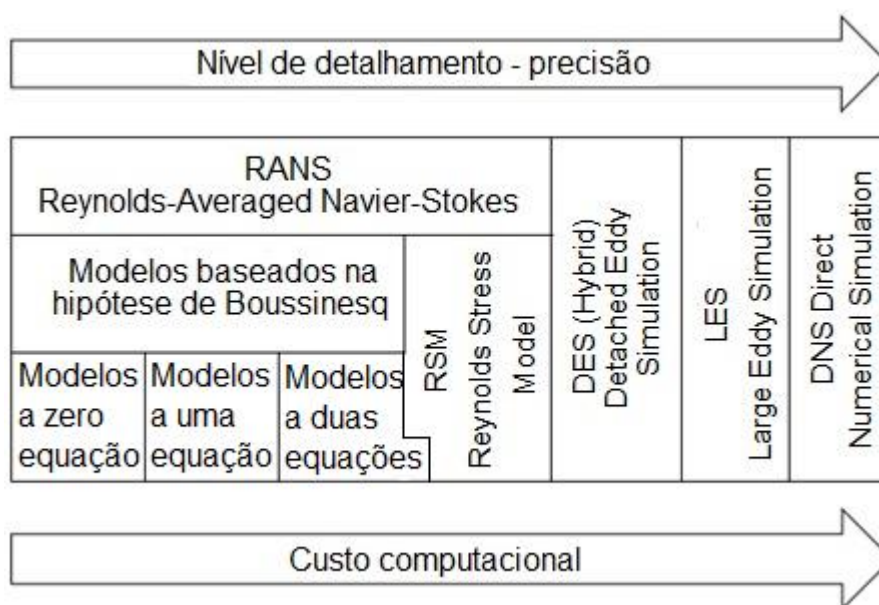
Quadro 1: Exemplos de modelos de turbulência mais comuns

Modelos Clássicos	Baseado (média-tempo) equações de Reynolds 1. modelos algébricos – modelo de comprimento de mistura 2. modelo duas-equações - modelos $k-\varepsilon$, $k-\omega$, etc. 3. modelo de equação tensão de Reynolds 4. modelo de tensão algébrica
Simulação dos grandes vórtices	Baseado nas equações espaço-filtradas

Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007).

A Figura 4 ilustra um comparativo entre os modelos de turbulência mais utilizados nos problemas de engenharia em termos de esforço computacional e nível de precisão.

Figura 4: Modelos de turbulência em termos de esforço computacional e nível de precisão.



Fonte: IESSS (2011).

Segundo Karthik (2011), Mckeel (1996) e Ansys (2010), vários modelos de turbulência baseiam-se na hipótese de Boussinesq. Boussinesq propôs em 1877 que os tensores de Reynolds poderiam estar relacionados com a taxa média de deformação. Estudos experimentais evidenciaram que a turbulência diminui a menos que haja cisalhamento em escoamentos incompressíveis isotérmicos e que a turbulência é maior conforme a taxa média de deformação aumenta.

2.3.2 Procedimento de Média de Reynolds – Modelos RANS

Segundo iESSS (2011), RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes) é a classe de modelos de turbulência mais utilizada, com maior profundidade em aplicações industriais. Estes são baseados na proposta de Osbourne Reynolds, que sugeriu tratar os escoamentos turbulentos analisando uma a uma de suas grandezas decompostas em uma componente média e uma flutuante no tempo.

Conforme Menter (2011) e Cheng et. al (2009), esta abordagem proposta por

Osborne Reynolds, o qual sugeriu um conceito de média para as equações de Navier-Stokes, reduz significativamente a complexidade da simulação de escoamentos turbulentos. As equações resultantes do método RANS são formuladas em termos do tempo, média do campo de escoamento (campo de velocidade, pressão, densidade e temperatura). Eliminam-se as oscilações da turbulência através deste processo, e as equações tornam-se viáveis via fluidodinâmica computacional. O sucesso de modelos RANS destaca-se principalmente pela precisão de escoamentos próximos às paredes. Basicamente todos os modelos de turbulência podem prever camadas limite com gradientes de pressão zero, assim atendendo a maioria das aplicações.

O aumento das exigências de precisão numérica e formas mais complexas resultaram em uma necessidade de modelos de turbulência capazes de prever a separação do fluxo de superfícies lisas sob gradientes adversos de pressão, como aparecem na aerodinâmica ou fluxos internos em difusores. Tais requisitos de precisão são tipicamente ligados à capacidade dos modelos para permitir a integração para a parede. Com baixo Reynolds, ou mais precisamente modelos de subcamada viscosa (VSM), elimina-se grande parte da resolução de problemas impostas pelas funções de parede. Códigos CFD modernos apresentam modelos que se adaptam automaticamente à resolução próxima da parede e em problemas que se misturam entre as funções de parede e modelos de subcamada viscosa ajustando-se ao tipo de problema. (MENTER, 2011).

2.3.3 Modelo $k-\varepsilon$

Segundo Wilcox (1993), este é o modelo de duas equações mais popular, contendo uma equação de transporte para a energia cinética turbulenta (k) e para a sua dissipação (ε). Ainda segundo Wilcox (1993), o início dos estudos baseados neste modelo são representados por Chou no ano de 1945, Davidov em 1961, e por Harlow e Nakayama em 1968. No entanto, o papel central vem dos pesquisadores Jones e Launder que no ano 1972, na comunidade de modelos de turbulência, quase atingiu a importância dos trabalhos de Boussinesq e Reynolds. Isto é, o modelo é tão bem conhecido que é muitas vezes referido como o modelo $k-\varepsilon$ padrão e de referência. No ano de 1974 Launder e Sharma reformularam os coeficientes de fechamento do modelo.

Segundo Karthik (2011), o modelo $k-\varepsilon$ apresenta certa facilidade de

implementação, com cálculos estáveis que geralmente convergem de forma relativamente fácil, com uma boa assertividade para muitas aplicações. Porém, este modelo apresenta previsões ruins para turbilhões e fluxos rotativos, fluxos com forte separação, jatos axi-simétricos, fluxos não confinados, fluxos totalmente desenvolvidos em condutos não circulares, e escoamentos com turbulência altamente anisotrópica, sendo válido somente para os fluxos completamente turbulentos. O modelo $k-\varepsilon$ exige a implementação de uma função para parede, e modificações para fluxos com linhas de corrente altamente curvadas.

2.3.4 Modelo $k-\omega$

No ano de 1942, Kolmogorov propôs o primeiro modelo de turbulência com duas equações. Kolmogorov escolheu a energia cinética turbulenta (k) como um dos parâmetros de turbulência, como Prandtl em 1945, modelou a equação diferencial que governa este comportamento. O segundo parâmetro foi a dissipação por unidade de energia cinética turbulenta, ω . Nesse modelo, ω satisfaz uma equação diferencial similar à equação para k . Sem o conhecimento do trabalho de Kolmogorov, no ano de 1970, Saffman formulou um modelo $k-\omega$, que seria superior ao modelo de Kolmogorov. A forma da equação para o ω mudou com a evolução do modelo $k-\omega$ ao longo das últimas cinco décadas. Um termo adicional tem sido adicionado pelos desenvolvedores do modelo subsequente para Kolmogorov (WILCOX, 1993).

Segundo Karthik (2011), neste modelo ω é o inverso da escala de tempo, que está associada com a turbulência. Trata-se de uma versão modificada da equação k usada no modelo $k-\varepsilon$, e uma solução da equação de transporte para ω .

2.3.5 Modelo SST (Shear Stress Transport)

Segundo Karthik (2011), Rumsey e Spalart (2009), o modelo SST é um modelo de viscosidade turbulenta que inclui duas novas características principais. A primeira, trata-se de uma combinação de modelo $k-\omega$ (no interior da camada limite) e o modelo $k-\varepsilon$ (na região exterior, fora da camada limite). E a segunda, apresenta limitação da tensão de cisalhamento em regiões onde o gradiente de pressão é considerável.

Segundo Oliveira (2011) e Rumsey (2007), este modelo reúne as características mais vantajosas dos modelos $k-\varepsilon$ e $k-\omega$, apresentando baixa sensibilidade às condições de contorno e da corrente livre para ω , obtido do modelo $k-\varepsilon$, e um tratamento robusto e preciso de parede proveniente do modelo $k-\omega$. A variável ω mede a vorticidade [1/s] do escoamento. A dissipação da energia cinética turbulenta é dada pelo ε [m^2/s^3], que é igual à energia cinética turbulenta [m^2/s^2] por unidade de tempo [s].

Kim, Tak e Noh (2014) utilizaram o modelo SST pela propriedade que ele apresenta de assumir que a viscosidade turbulenta é ligada a energia cinética de turbulência (k) e a dissipação por unidade de energia cinética turbulenta ω , em análises CFD para investigar a influência dos modelos de turbulência na predição da distribuição do fluxo de núcleo.

2.3.6 Modelo RSM (Reynolds Stress Model)

Segundo Karthik (2011), Rosa et. al (2014) e Celik (1999), o modelo RSM fecha as equações médias de Navier-Stokes, com a solução de equações de transporte adicionais para os seis tensores independentes de Reynolds. As equações de transporte obtidas pela média de Reynolds são obtidas através do produto das equações de momento com uma propriedade flutuante, e o fechamento exige uma equação para a dissipação turbulenta. Com isto, evita-se a consideração de viscosidade turbulenta isotrópica e as equações resultantes contêm termos que precisam ser modelados. Em geral, o modelo RSM é utilizado para prever com boa precisão fluxos complexos, pois ele considera desenvolvimentos em forma de curvatura, redemoinhos, rotação e altas taxas de deformação, fluxos de ciclones, turbilhões de fluxos de combustão, fluxos rotativos, fluxos secundários, e fluxos envolvendo descolamento.

Segundo iESSS (2011), os modelos RSM geralmente são mais precisos que os modelos baseados na hipótese de Boussinesq, pois modelos RSM consideram a anisotropia da turbulência, além de possuírem um termo de produção de turbulência exato. Estes modelos conseguem capturar escoamentos secundários e conseguem representar escoamentos rotacionais e sobre superfícies curvas corretamente. Em contra partida, não fornecem detalhes sobre o espectro de energia turbulento nem sobre as estruturas turbulentas, além de apresentarem elevado custo computacional

por possuírem 7 equações de transporte adicionais, e pela aplicação em problemas complexos associados à malhas refinadas. Ainda, do ponto de vista físico, apresentam termos com aproximações matemáticas e de implementação muito complexas.

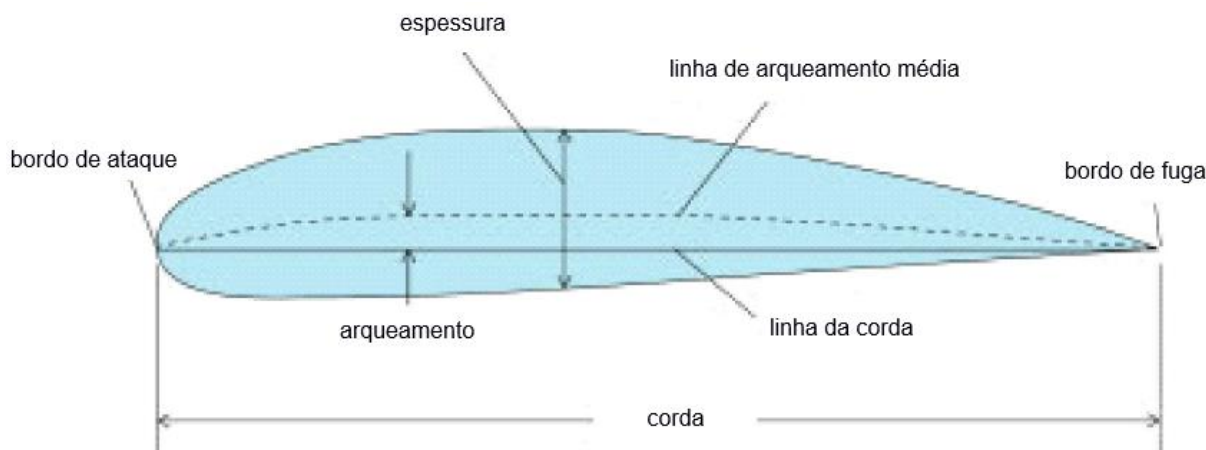
2.3.7 Modelo Spalart-Allmaras

Segundo Spalart (2000), Rumsey (2010), Ansys (2010) e Rosa et. al (2014), trata-se de um modelo de uma equação que resolve a equação de transporte modelada para a viscosidade cinemática turbulenta. Foi elaborado especificamente para aplicações aeroespaciais envolvendo escoamento junto à parede e tem mostrados bons resultados para aplicações onde a camada limite apresenta elevados gradientes de pressão, como no caso do escoamento sobre uma asa de avião. O modelo Spalart-Allmaras foi desenvolvido para aplicações aerodinâmicas, não foi ajustado para aplicações industriais em geral, e pode produzir erros consideráveis, especialmente em superfícies planas ou escoamentos circulares. Não pode ser empregado para prever o decaimento da homogeneidade e turbulência isotrópica.

2.4 CONCEITOS BÁSICOS DE AERODINÂMICA

Segundo Sousa (2008), aerodinâmica trata os efeitos dos carregamentos presentes em corpos quando estes são submetidos ao escoamento de determinado fluido, neste caso, especificamente o ar. Pode ser vista como uma grande área de estudo dentro da Mecânica dos Fluidos. As cargas presentes em um aerofólio são provenientes da diferença de pressão geradas no escoamento do fluido pelo corpo do aerofólio, e também em função da ação dos efeitos viscosos na superfície do corpo. As forças que resultam dessas cargas aerodinâmicas, são denominadas como força de sustentação e força de arraste, ainda atuantes sobre o corpo, tem-se os momentos causados pelas forças resultantes. Na Figura 5, apresentam-se definições das características dimensionais dos perfis.

Figura 5: Características dimensionais de um perfil 2D.



Fonte: Rodrigues (2009).

Após a definição da linha de corda do aerofólio, a qual trata de uma linha reta que liga suas extremidades anterior e posterior. A linha de esqueleto determinada a partir do bordo de ataque e bordo de fuga, define a distribuição de arqueamento ao longo da linha de corda. O arqueamento máximo define-se pela maior diferença entre a linha de esqueleto e a linha de corda, tomada perpendicularmente à linha de corda. O raio de curvatura do bordo de ataque do aerofólio tem o seu centro localizado na linha tangente à linha de esqueleto, e este, depende da distribuição de espessura, a qual é sobreposta à linha de esqueleto, de forma a formar 90 graus com esta, faz com que metade da distribuição gere o extradorso e a outra metade gere o intradorso. A espessura máxima do aerofólio, define-se através da maior distância entre o extradorso e o intradorso. (SOUSA, 2008).

2.4.1 Forças de arraste e sustentação

Segundo Sousa (2008), Stinton (1983) e Oliveira (2011), em aerofólios bidimensionais, as forças aerodinâmicas de sustentação (L), arraste (D) e o momento (M) são obtidas através da integração das distribuições de pressões, e tensões de cisalhamento ao longo da superfície do aerofólio. Tais forças podem ser expressas na forma de coeficientes aerodinâmicos de sustentação, arraste e momento por unidade de envergadura, respectivamente, conforme os coeficientes adimensionais representados pelas equações (2.5), (2.6) e (2.7):

$$C_l = \frac{L}{q.c} \quad (2.5)$$

$$C_d = \frac{D}{q.c} \quad (2.6)$$

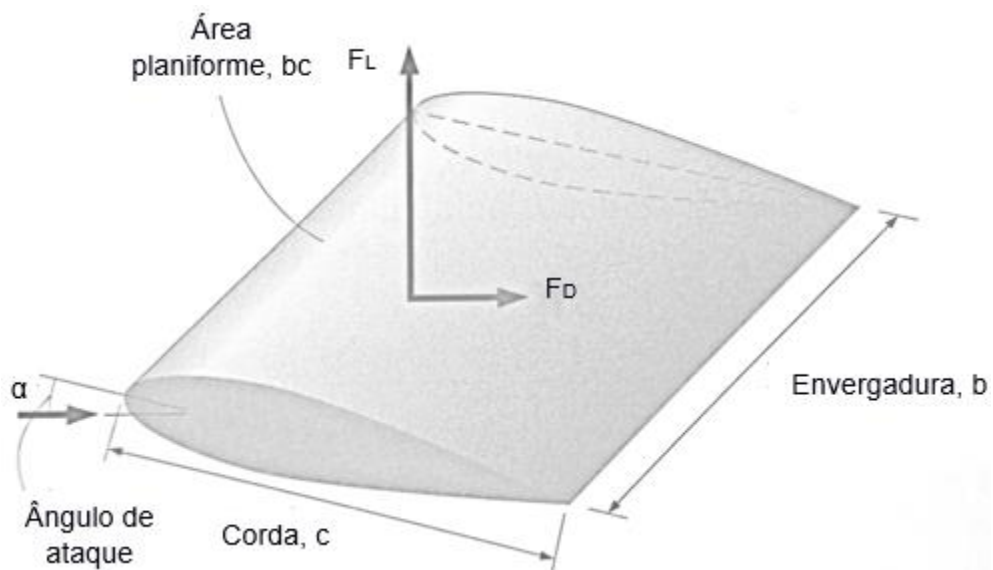
$$C_m = \frac{M}{q.c^2} \quad (2.7)$$

onde c é a corda do aerofólio e q é a pressão dinâmica do escoamento incidente, calculada conforme equação (2.8).

$$q = \frac{\rho.v^2}{2} \quad (2.8)$$

A Figura 6 ilustra as denominações características de um aerofólio, envergadura, corda, ângulo de ataque, e área planiforme as quais serão citadas ao longo desse trabalho.

Figura 6: Especificações das características dimensionais de um aerofólio.



Fonte: Çengel e Cimbala (2007).

Segunda Sousa (2008) e Diniz (2013), a aerodinâmica de aerofólios abrange

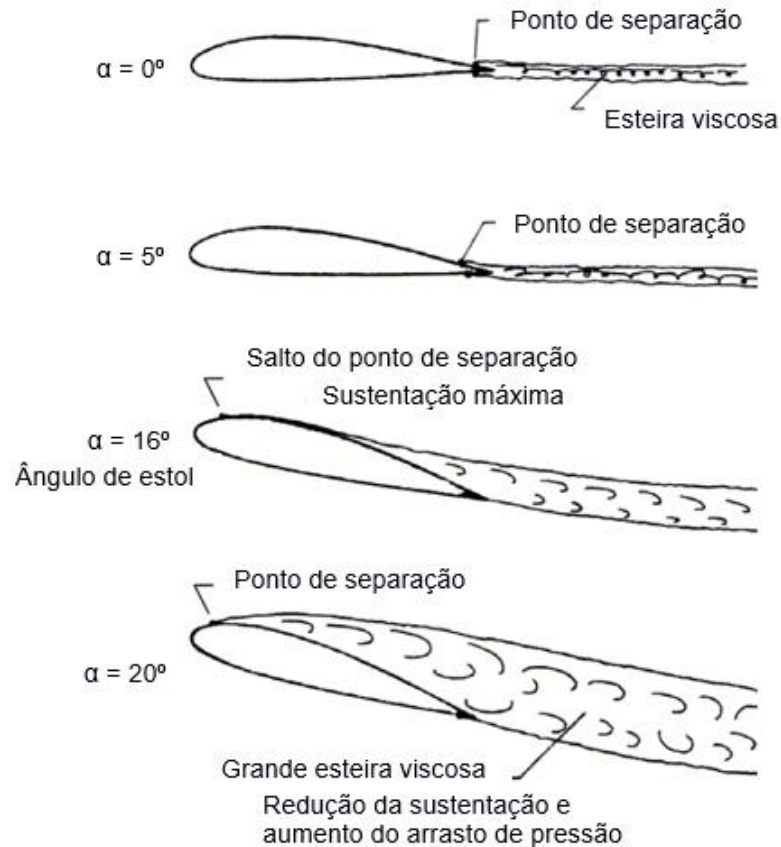
uma análise sobre os efeitos da viscosidade, responsáveis diretamente pela camada limite em torno do aerofólio, sendo realizada pela determinação da força aerodinâmica de arraste, a qual pode ser dividida em duas componentes: arraste viscoso através da integração das tensões de cisalhamento na superfície do aerofólio, e o arraste de pressão ou arraste de forma, induzido principalmente pelo descolamento da camada limite. O descolamento pode ocorrer na camada limite laminar ou turbulenta. O regime de escoamento determina a posição do descolamento.

No escoamento laminar as partículas trocam apenas quantidade de movimento molecular entre si, sendo que as moléculas que estão próximas a superfície não têm acesso a um incremento de energia para resistir a um gradiente adverso de pressões, ocorrendo com maior facilidade. (SOUSA, 2008).

Diferente do que acontece quando há turbulência, na camada limite turbulenta ocorre a troca de quantidade de movimento macroscópica entre as partículas, havendo um incremento de energia que facilita a penetração do escoamento pelo gradiente adverso de pressões, o que retarda o ponto de descolamento, diminuindo o arraste de pressão e aumentando o arraste de atrito em função da agitação das partículas de fluido e o advento das tensões de Reynolds. (DINIZ, 2013).

Em função da alteração do campo de escoamento sobre o aerofólio, tem-se uma diminuição na sustentação quando comparado à um escoamento ideal onde desconsideram-se os efeitos viscosos. Observando o valor do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque, nota-se que vai de um valor máximo, chamado de C_l , e diminui com o aumento do ângulo de ataque em que o coeficiente de sustentação é degenerado. Esse efeito é conhecido como estol, onde tem-se um aumento no arraste e, em função do efeito da viscosidade, há perda de sustentação pelo aerofólio pois a região do extradorso onde o escoamento está descolado é muito grande. Uma representação do crescimento da esteira é mostrada na Figura 7 a qual ilustra em detalhes o comportamento do ponto de separação no extradorso a medida que aumenta o ângulo de ataque do perfil. (SOUSA, 2008; RAYMER, 1992).

Figura 7: Separação do extradorso em função do ângulo de ataque



Fonte: Sousa (2008).

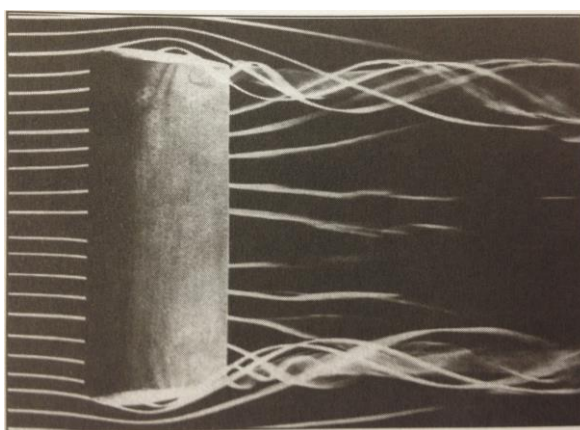
Segundo Cengel e Cimbala (2007) e Rodrigues (2009), a força de arraste é a soma do arraste induzido com o arraste da seção do aerofólio. O arraste induzido é uma componente gerada pelos vórtices de pontas de asa que interagem com a corrente livre exercendo forças nas pontas das asas em todas as direções, incluindo a direção do escoamento. A componente da força na direção do escoamento (arraste induzido) mais o arraste viscoso e o de forma, formam o arraste total de uma asa.

2.4.2 Efeitos de extremidades de ponta de asa

Segundo Çengel e Cimbala (2007), em asas de aviões ou aerofólios de tamanho finito, é importante analisar o efeito de extremidade gerado na ponta da asa em função do vazamento de fluido entre as partes das superfícies inferior e superior. Devido à diferença de pressão entre as regiões de alta e baixa pressão, superfície inferior e superior, respectivamente, o fluido é dirigido para cima nas extremidades enquanto ele é varrido para trás em função do movimento relativo do fluido e a asa.

Conseqüentemente gera-se uma região de transição turbulenta, formando espirais ao longo do escoamento; estes são denominados de “vórtices de ponta de asa”. Vórtices são formados ainda ao longo do aerofólio entre as duas extremidades do bordo de ataque e o bordo de fuga. Tais vórtices movem-se na direção das extremidades depois de se desprenderem nos bordos de fuga das asas e se juntam com os vórtices das pontas formando suas esteiras de vórtices de fuga (“*trailing vortex*”). A Figura 8 ilustra com precisão os vórtices de ponta de asa.

Figura 8: Vórtices de fuga saindo das extremidades de uma asa retangular



Fonte: Çengel e Cimbala (2007).

Conforme ilustrado na Figura 9, vórtices formados por um avião de grande porte permanecem por um longo tempo e aproximadamente mais de 10 km, desaparecendo gradativamente em função da dissipação viscosa. Tais vórtices são capazes de fazer um avião de pequeno porte ficar descontrolado e até virar de cabeça para baixo caso esta aeronave voe na esteira de vórtices de um avião de grande porte. Em função disso, é extremamente perigoso para um avião pequeno manter uma distância de 10 km ou menos de um avião maior, e em função desse fator especifica-se o espaçamento na decolagem entre os aviões. Determinada vezes, jatos militares voam em formação V, para se beneficiar pela corrente ascendente gerada pelo jato que está à frente, utilizando aproximadamente um terço a menos de energia. (ÇENGEL e CIMBALA, 2007).

Figura 9: Vórtices de ponta de asa produzidos por um avião agrícola voando sob o ar enfumaçado

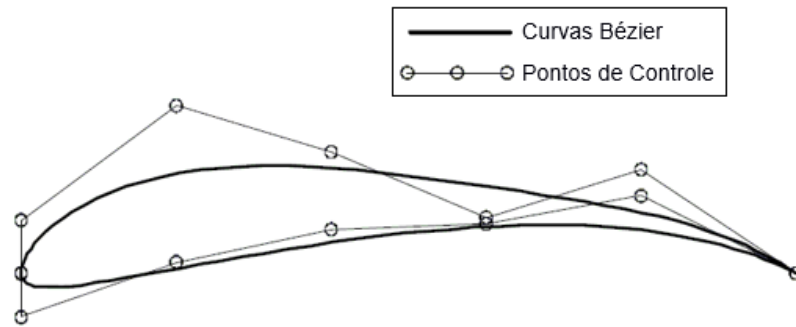


Fonte: Çengel e Cimbala (2007).

2.5 APLICAÇÕES DA FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL

Na dissertação de Sousa (2008), foi estudado o perfil Selig 1223 para representar aerofólios de alta sustentação a baixo número de Reynolds, onde o objetivo principal foi otimizar a força de sustentação gerada pelo aerofólio utilizando baixos ângulos de ataque. Dependendo da aplicação do aerofólio, o momento proveniente da distribuição das pressões é um fator que deve ser considerado, pois está diretamente relacionado à sustentação. Comparado a outras classes de aerofólios, nas mesmas condições de operação, o arraste gerado nesse perfil também é maior. Na Figura 10, apresenta-se o aerofólio Selig 1223 com os seus respectivos pontos de controle responsáveis pela formação do perfil e das curvas Bézier que representam a sua geometria.

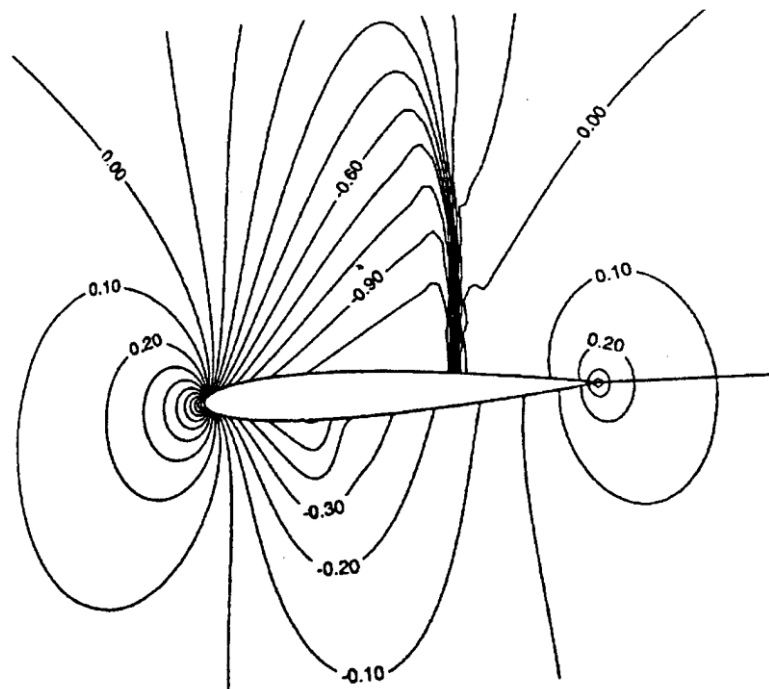
Figura 10: Representação do perfil Selig.1223 utilizado como referência para otimização por Sousa (2008)



Fonte: Sousa (2008).

Outra aplicação da fluidodinâmica computacional, de Bortoli (2000) em seu livro, apresenta o código computacional CIENT (Código Integrado Euler/Navier Stokes Tridimensional) do próprio autor, o qual pode ser utilizado para resolver problemas de escoamento de fluidos utilizando as equações de Euler ou de Navier-Stokes para a solução de escoamentos compressíveis ou incompressíveis. Um exemplo de aplicação do código computacional é apresentado na Figura 11, o que apresenta as linhas de pressão obtidas em um perfil NACA.

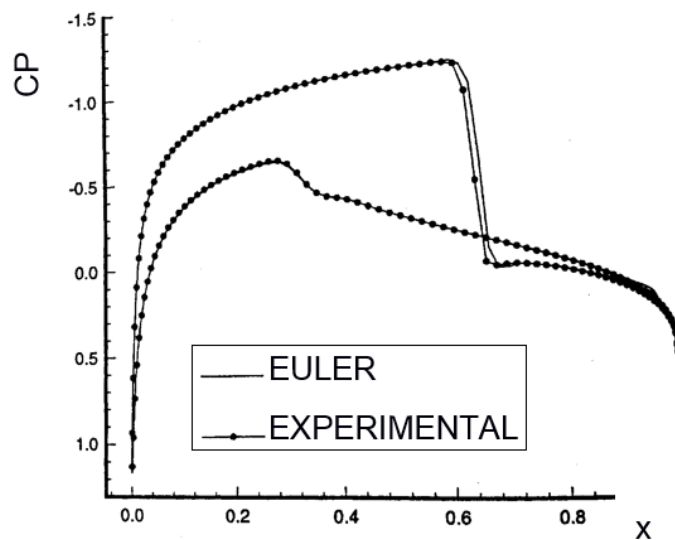
Figura 11: Linhas de pressão em um perfil NACA 0012 para Mach=0,8 e $\alpha=-1,25^\circ$ (Mach 0,8 representa 80% da velocidade do som e α inclinação do perfil)



Fonte: Bortoli (2000).

Segundo de Bortoli (2000), a formação de choque sobre o aerofólio deve-se em função do escoamento ser transônico. A Figura 12 evidencia a boa concordância quando comparados os resultados obtidos numericamente com o experimental. O código apresentado pelo autor pode resolver escoamentos compressíveis precisamente.

Figura 12: Coeficiente de pressão perfil NACA 0012



Fonte: Bortoli (2000).

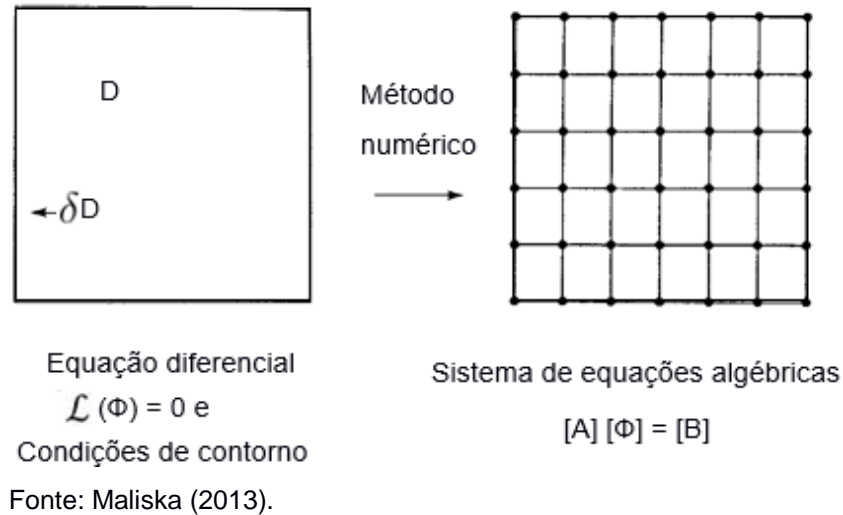
2.6 FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL

Segundo Maliska (2013) e Patankar (1980), a função de um método numérico é solucionar uma ou múltiplas equações diferenciais, utilizando expressões algébricas envolvendo a função incógnita substituindo as derivadas existentes. Em casos onde não é possível chegar na solução analítica, opta-se por encontrar uma aproximação numérica da equação diferencial, onde a solução será encontrada para um dado número discreto de pontos com um determinado erro, que para ser minimizado é necessário uma quantidade maior de pontos, quanto mais pontos mais próximo da solução exata será a solução numérica aproximada. Para que seja possível calcular o valor infinitesimal das variáveis independentes, necessita-se de um método analítico com capacidade de resolver tais equações e apresentar a solução de forma fechada.

A Figura 13 apresenta a tarefa do método numérico, a qual é transformar a equação diferencial num sistema de equações algébricas. Para tal, valores discretos da função são inseridos no lugar das derivadas da função presente na equação

diferencial. Transformar as derivadas em termos que contém a função resulta no método numérico, o qual é responsável pela integração da equação diferencial.

Figura 13: Exemplificação do método numérico



2.6.1 Método de Diferenças Finitas (MDF) *versus* Método de Elementos Finitos (MEF)

O MEF é um método comumente empregado na área estrutural para resolver problemas de elasticidade, onde não existem os termos advectivos sendo mais similares a problemas naturalmente difusivos de transferência de calor caracteristicamente linear. Teve seus desenvolvimentos básicos na área de elasticidade beneficiando-se de malhas não estruturadas do tipo triangular possibilitando a solução de geometrias complexas (MALISKA, 2013).

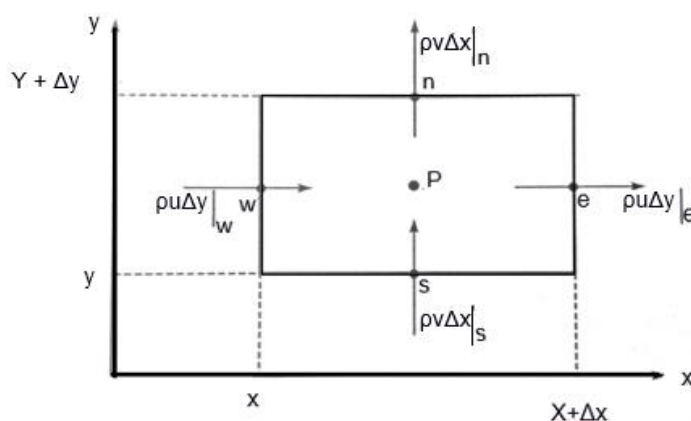
O MDF é empregado na área de Mecânica dos Fluidos, onde os problemas são altamente não lineares por utilizar as equações de Navier-Stokes. Em função dos estudos terem se concentrado no domínio das não linearidades dos termos advectivos e no complexo problema de acoplamento entre as equações, deixou-se de lado o tratamento das geometrias complexas. Em função disso, o MDF teve seu desenvolvimento baseado em sistemas coordenados ortogonais: cartesiano, cilíndrico e o esférico. O MDF pode ser aplicado a qualquer tipo de malha até mesmo malhas não estruturadas, embora seja mais complicado o procedimento de cálculo das derivadas numéricas sobre os eixos coordenados quando os pontos de malha não estão sobre esses eixos (MALISKA, 2013).

Por volta do início dos anos 70, existiam o MDF com ampla experiência na área de fluidos mas sem habilidade para tratar geometrias complexas, e o MEF excelente no tratamento de geometrias, porém, sem recursos para trabalhar com os termos advectivos das equações do movimento. Nas primeiras tentativas para utilizar o método de Galerkin em problemas com advecção forte não foram obtidos bons resultados, uma vez que este método é adequado somente para problemas de natureza difusiva. A utilização do método de Galerkin em elementos finitos equivale-se ao emprego de diferenças centrais em diferenças finitas, pois ambos geram instabilidades quando aplicados a problemas de advecção dominante (MALISKA, 2013).

2.6.2 Método de Volumes Finitos (MVF)

Segundo Maliska (2013), todo método que satisfaz a conservação da propriedade em nível de volumes elementares para obter as equações aproximadas pode ser classificado como método dos volumes finitos. Uma forma de obter as equações aproximadas no método dos volumes finitos é através de balanços da propriedade em questão nos volumes elementares ou volumes finitos. Outra forma é através da integração das equações na forma conservativa, sobre o volume elementar, no espaço e no tempo. Conforme Figura 14, forma conservativa, ou divergente, é aquela onde os fluxos estão dentro do sinal das derivadas na equação diferencial, e na primeira integração aparecem os fluxos nas extremidades do volume elementar, de forma análoga, equivalendo-se ao balanço.

Figura 14: Volume elementar



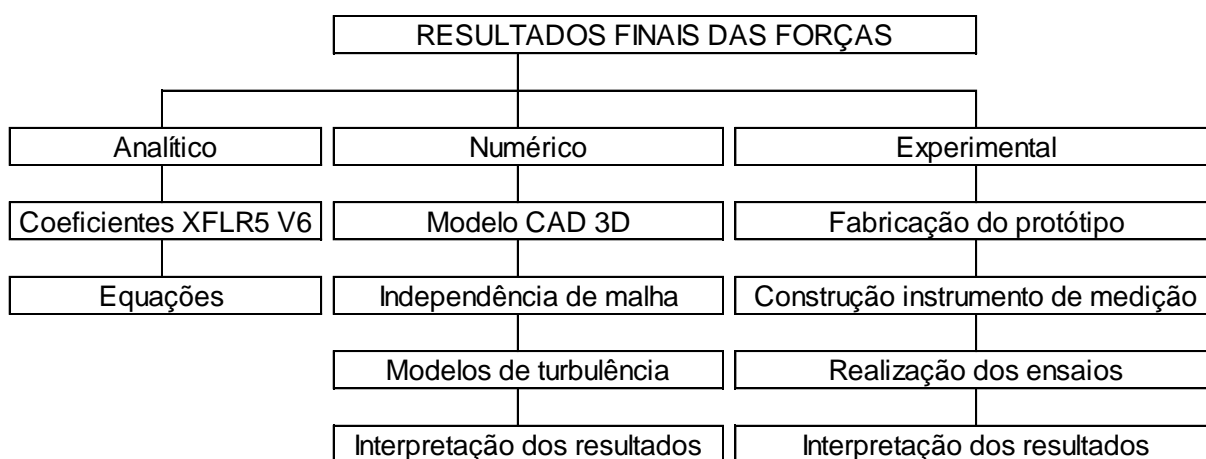
Fonte: Maliska (2013).

3 MATERIAIS E MÉTODOS

O objeto de estudo deste trabalho necessitou que várias ações fossem realizadas, visando a obtenção de dados confiáveis em todas as etapas, para que então fosse possível comparar os resultados obtidos. Visando apresentar de forma organizada os resultados, dividiu-se as atividades em etapas e conforme realizou-se o cumprimento das etapas envolvidas, as atividades posteriores foram sendo completadas.

Na Figura 15 apresenta-se um fluxograma com as tarefas envolvidas em cada atividade.

Figura 15: Etapas necessárias em cada metodologia



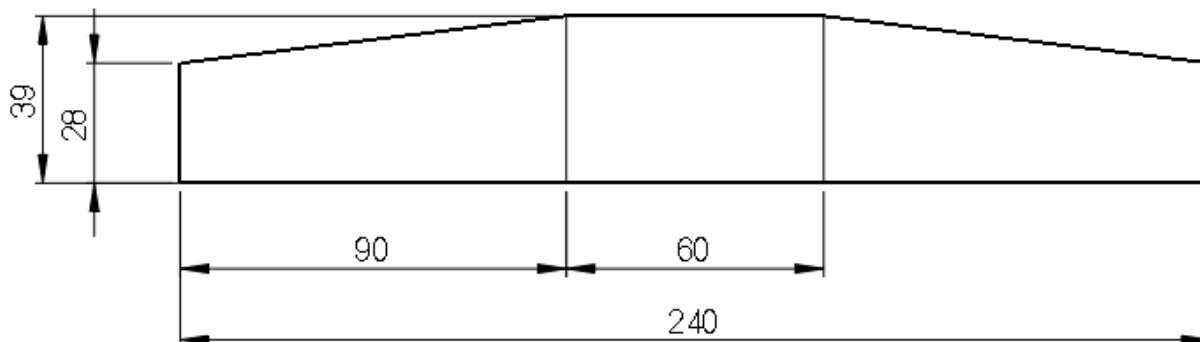
Fonte: O Autor.

O aerofólio utilizado como referência neste trabalho, foi um modelo em escala (1:8) da asa real do aeromodelo da equipe Aerosul da Universidade de Caxias do Sul do ano de 2014, o qual participou da competição SAE Brasil AERO DESIGN 2014 realizada no DCTA (Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial) em São José dos Campos – São Paulo.

Trata-se de um perfil EPLER 423 de 1,8 m de envergadura, com as seguintes características: $AR = 6,9$ (relação de aspecto), $S_w = 0,579 \text{ m}^2$ (área em planta), envergadura de 1,864 m, $c_{raiz} = 0,325 \text{ m}$ e $C_{ponta} = 0,230 \text{ m}$.

O aerofólio em escala reduzida de 1:8 apresenta a mesma relação de aspecto de 6,9 do aerofólio original, $S_w = 0,008334 \text{ m}^2$ (área em planta), envergadura de 0,24 m, $c_{raiz} = 0,028 \text{ m}$ e $C_{ponta} = 0,039 \text{ m}$, conforme Figura 16.

Figura 16: Aerofólio escala 1:8 (dimensões em milímetros)



Fonte: O Autor.

3.1. METODOLOGIAS PROPOSTAS PARA EXTRAÇÃO DE RESULTADOS

As metodologias aplicadas para extrair os valores das forças de sustentação e arraste em um aerofólio consistiram em três formas, são elas:

a) painéis 3D, cuja metodologia consistiu na aplicação das equações (2.7), (2.8) e (2.10) apresentadas no Capítulo 02 do presente trabalho, para obter os valores das forças de sustentação e arraste;

b) experimental, cuja metodologia consistiu em um ensaio realizado em túnel de vento, no qual o aerofólio instrumentado com duas células de carga foi submetido ao escoamento a uma dada velocidade no túnel de vento;

c) numérica, sendo realizada no software CFD OpenFOAM, com a aplicação de diferentes modelos de turbulência utilizados para comparar os valores numéricos que mais se aproximaram dos resultados experimental e analítico.

3.1.1 Descrição das atividades da metodologia de painéis 3D

Os resultados foram obtidos através de análises realizadas no *software XFOIL XFLR5 V6*, o qual forneceu os coeficientes de sustentação e arraste do perfil aerodinâmico através da técnica de painéis 3D.

Com estes coeficientes, combinou-se as equações de pressão dinâmica e coeficientes de sustentação ou arraste, e obteve-se os valores das respectivas forças referentes ao escoamento sobre um aerofólio a condições atmosféricas dependentes dos ensaios experimentais.

Segundo Stinton (1983), as forças aerodinâmicas de sustentação (L), arraste

(D) e o momento (M) em aerofólios em duas dimensões são obtidas pela integração da distribuição de pressão e tensões de cisalhamento ao longo da superfície do aerofólio. Essas forças podem ser expressadas na forma de coeficientes aerodinâmicos de sustentação, arraste e momento por unidade de envergadura do aerofólio, respectivamente, os quais são coeficientes adimensionais C_L , C_D e C_M .

Os cálculos analíticos do aerofólio analisado basearam-se nas dimensões apresentadas na Figura (16) apresentada anteriormente. Os valores das forças de sustentação para o perfil Epler 423 com ângulo de ataque definido em 0° foram obtidos utilizando a Equação (3.1) abaixo.

$$L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (3.1)$$

Onde L é a força de sustentação [N], C_L é o coeficiente de sustentação da asa finita [adimensional], V é a velocidade [m/s], e S é a área em planta [m²].

A mesma metodologia aplica-se para as forças de arraste, conforme Equação (3.2) abaixo.

$$D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (3.2)$$

3.1.2 Descrição das atividades da metodologia experimental

Ensaiou-se em túnel de vento o aerofólio para aferir os valores das forças de sustentação e arraste gerados em um segmento de asa, o qual foi submetido ao fluxo de ar disponível no túnel de vento disponível no laboratório de máquinas de fluido da instituição. O túnel de vento possui comprimento da seção de testes de 1 m, velocidade máxima do túnel (média da seção a 90 mm antes da saída) de 34 m/s (para densidade do ar a 24 °C), diâmetro (inscrito da seção de testes) do túnel de 400 mm.

Referente às restrições específicas do túnel de vento utilizado, destacam-se a posição recomendada para o objeto a ensaiar de 250 mm antes da saída da seção de testes, e área com variação máxima de 10 % na velocidade do fluxo, na posição recomendada para ensaio, equivalente a um diâmetro de 250 mm.

A influência do momento gerado pelo fluxo de ar no aerofólio seria capturada com o auxílio de *strain gauges* adaptados em uma célula de carga, porém, em função

destes valores serem extremamente pequenos, foram totalmente desconsiderados.

Inicialmente, medições de temperatura e da velocidade do escoamento foram realizadas e durante os testes a velocidade foi mantida constante, afim de garantir a equivalência dos resultados do ensaio com os resultados obtidos analiticamente e numericamente.

O equipamento utilizado para a medição da velocidade do fluxo de ar, dados de umidade relativa do ar, pressão e temperatura foi o manômetro digital apresentado na Figura 17.

Figura 17: Manômetro digital de pressão diferencial MP-120 Kimo



Fonte: O Autor.

3.1.2.1 Projeto do dispositivo de medição metodologia experimental

Este projeto tornou-se necessário a partir da necessidade de desenvolver um

sistema de medição altamente sensível capaz de medir pequenas forças do fluxo de um corpo submetido ao fluxo de ar no interior de um túnel de vento.

Utilizou-se duas células de carga do fabricante AEPH do Brasil, modelo SPLMI (família *Single-Point Low Mini*), de acordo com o fabricante, cada uma tem 5000 partições, feitas de alumínio anodizado, insensível a ambos os momentos de torção e de flexão. Seu circuito interno é totalmente vedado com resina a base de silicone garantindo proteção IP-67, conforme Norma Internacional para invólucros de equipamentos elétricos sob nº NBR IEC 60529, atendem aplicações especiais que necessitam de precisão até 5000 divisões.

Optou-se por este modelo de célula de carga para aferir precisamente os valores das forças aerodinâmicas geradas pelo aerofólio. A fim de eliminar acoplamentos entre as próprias células, fixou-se por uma haste rígida fixada no centro de massa do aerofólio e foram posicionadas na parte externa do túnel de vento, ou seja, não causaram quaisquer tipos de interferência nem estiveram expostas ao fluxo de ar gerado pelo túnel.

O sistema de medição de sustentação e arraste consiste em duas células de carga que medem forças em duas direções perpendiculares (nomeado F_x e F_y), limitada a 20 N de capacidade cada, permitindo que as forças fossem transmitidas através do braço de montagem a partir dos sinais elétricos transmitidos ao receptor, e deste para o sistema de medição.

Para a calibração do sistema, as cargas são aplicadas para a medição de sinais de células de carga, como mostrado na Tabela 1.

Tabela 1: Tabela de Calibração das células de carga

Sustentação	Arraste	Célula de carga 1 (F_y)	Célula de carga 2 (F_y)
0	0	0,0053	-0,0068
0	-5,146	0,0252	-5,1489
5,146	0	5,0708	0,0231

Fonte: O Autor.

Para calibrar o sistema, cargas em F_x e F_y foram aplicadas diretamente sobre o ponto de fixação da asa, obtendo-se a matriz de acoplamento (1) e os coeficientes de calibração (2), para evitar que o acoplamento das células de carga fossem desconsiderados, utiliza-se a matriz de acoplamento com os seus respectivos

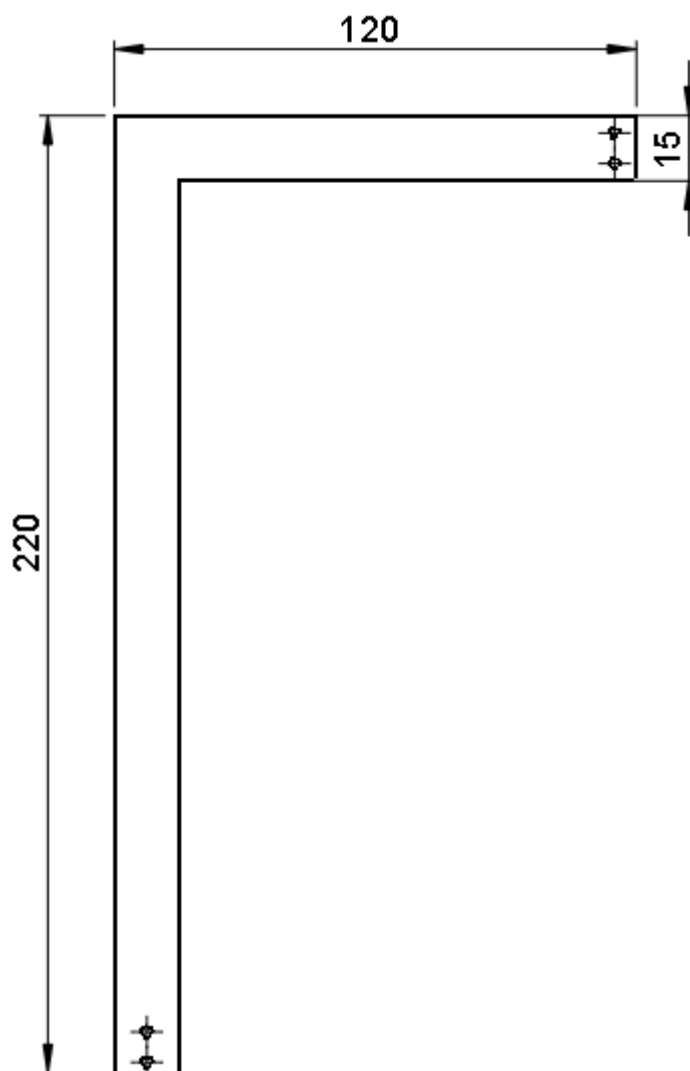
coeficientes para desacoplar quaisquer resíduos das forças.

$$\begin{bmatrix} F_{\text{drag}} \\ F_{\text{lift}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{21} \\ M_{12} & M_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$\begin{bmatrix} F_{\text{drag}} \\ F_{\text{lift}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.9995 & -0.0050 \\ -0.0046 & 1.0149 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

A Figura 18 ilustra a barra de fixação do dispositivo.

Figura 18: Barra de fixação (espessura de 2,65 mm)



Fonte: O Autor.

Para minimizar os efeitos sobre os sinais enviados pelas células de carga, tomou-se cuidado para manter o nível de ruído nas medições o mínimo possível.

Todas as peças utilizadas em fixações, bem como a barra de suporte tiveram sua geometria e material definidos previamente.

Assim, a barra de suporte foi projetada para proporcionar uma rigidez adequada, com o menor tamanho possível para minimizar o nível de perturbações no escoamento.

Uma seção de forma retangular, foi escolhida para a barra de fixação do aerofólio às células de carga, devido ao seu elevado momento de inércia, quando comparado com uma seção transversal circular. Além disso, em função do diâmetro que seria necessário caso a seção circular fosse utilizada, a seção retangular apresenta menor interferência no fluxo gerando menos perturbação no escoamento. No entanto, ela também poderia apresentar vibrações devido à sua maior elasticidade, mas esse efeito foi minimizado com a redução do comprimento da seção que ficou dentro do túnel.

Diversas espessuras de chapas foram avaliadas, de modo a verificar a que menor interferisse no fluxo mas ao mesmo tempo tivesse capacidade de minimizar a vibração do dispositivo em operação.

Análise por elementos finitos foram realizadas para estabelecer as faixas de frequências do sistema e suas frequências naturais. As frequências naturais do sistema estão listadas na Tabela 2.

Tabela 2: Modos de vibração

Modo	Frequência (rad/s)	Frequência (Hertz)	Período (s)
1	108,71	17,30	0,05780
2	309,06	49,19	0,02033
3	438,80	77,79	0,01235
4	1331,70	211,94	0,00472
5	1438,30	228,91	0,00437
6	2041,50	324,92	0,00308
7	4282,70	681,61	0,00147
8	4947,70	787,45	0,00127

Fonte: O Autor.

Afim de conhecer as frequências naturais do dispositivo, calculou-se as

frequências naturais e os modos de vibração para prevenir que o dispositivo entrasse em algum modo de vibração quando estivesse em funcionamento.

Observa-se que o terceiro modo de vibração pode ser excitado pela barra de acordo com as cargas geradas pela componente vertical da força gerada pelo aerofólio e pode ser ampliada com o próprio peso do conjunto, porém, este modo de excitação em função da faixa das frequências, é difícil de ser excitado para baixas velocidades como no caso dessa aplicação.

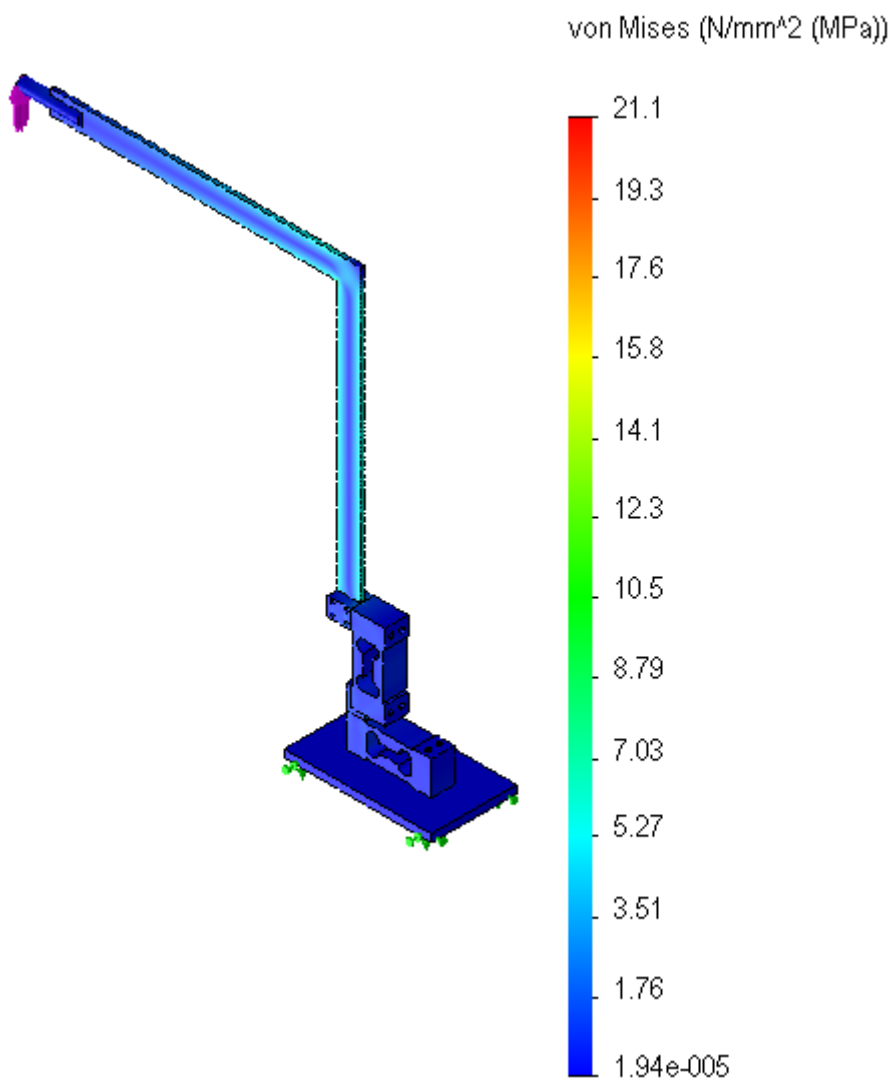
Estes resultados serviram como referência para definir a forma geométrica e da espessura final da barra, a fim de minimizar a sua vibração e gerar a menor interferência possível no fluxo.

A geometria ilustrada na Figura 18 foi analisada em software CAE (Computer Aided Engineering) utilizando o método dos elementos finitos. O nível de tensões na barra foi verificado de modo a garantir que durante os ensaios nenhuma deformação plástica fosse causada no material, ou seja, que o nível de tensões no material estivesse na região elástica, prevenindo assim que possíveis deformações da estrutura pudessem causar alguma distorção na geometria, o que a tornaria uma fonte de ruídos e causariam interferências nos sinais gerados pelas células de carga. Desta forma, essa possível fonte de ruído foi eliminada.

Estas análises foram utilizadas para definir as características dimensionais e geométricas dos elementos de fixação da estrutura. Na Figura 19, pode ver-se que a posição de cada célula de carga foi projetada para ficar perto de uma base rígida onde o nível das tensões é desprezível, a fim de evitar quaisquer interferências, como por exemplo, vibrações de base ou da haste.

Após o projeto do sistema de medição, e a definição da posição das células de carga, as peças rígidas de aço foram usadas para construir o dispositivo, tomando cuidado na sua posição para que ficassem sempre alinhadas às células de carga, permitindo assim a transferência das forças atuantes sobre o corpo aerodinâmico para o sistema de medição através do braço de fixação.

Figura 19: Resultados análise de tensão

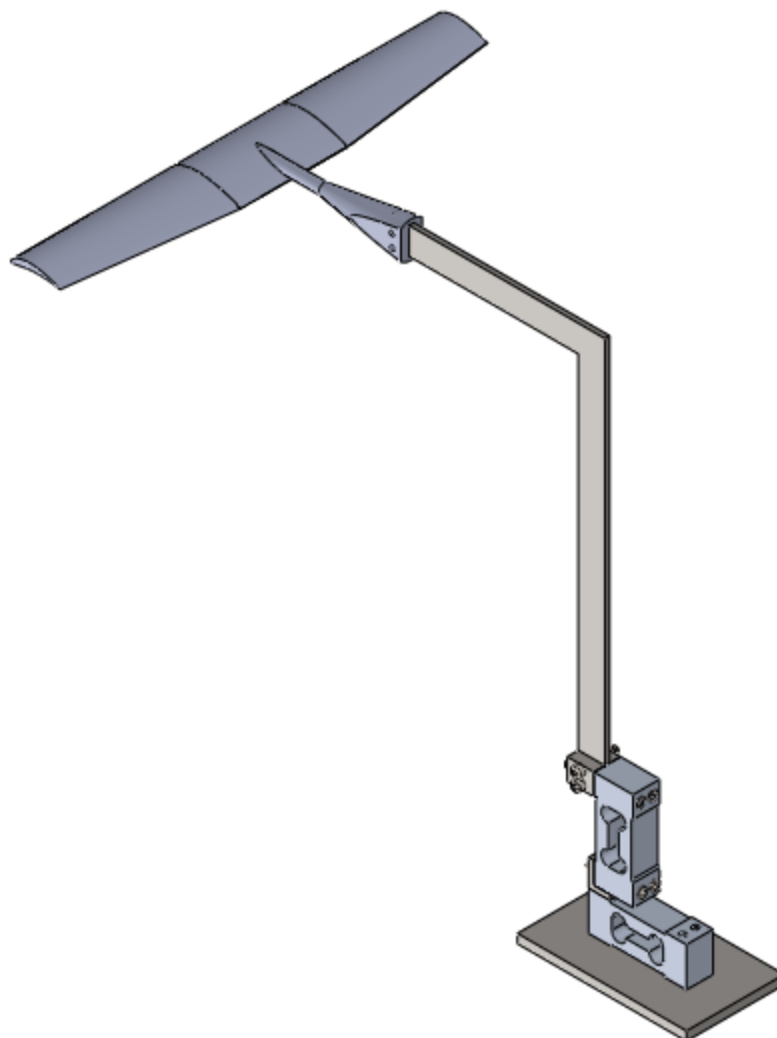


Fonte: O Autor.

Inicialmente o aerofólio foi produzido em Cibatool (uma liga de madeira com com Nylon) através de processos de fresamento em centro de usinagem. A fim de garantir a equivalência da geometria CAD 3D com o modelo fabricado, optou-se pela impressão 3D para a realização do aerofólio com o braço que fixa à haste de metal.

O desenho final do sistema de medição, acoplada ao aerofólio escala reduzida, é mostrado na Figura 20.

Figura 20: Representação do protótipo em 3D



Fonte: O Autor.

3.1.2.2 Ensaio experimentais em túnel de vento

Inicialmente a velocidade do fluxo de ar gerado no túnel de vento sem qualquer obstrução foi medida e calibrada para determinar a rotação do motor do ventilador (em RPM) correspondente a cada velocidade a ser avaliada. As velocidades variaram de 22 m/s a 26 m/s, sendo cada velocidade, mantida constante durante 20 s, necessário para estabilização do fluxo. Cinco ensaios foram realizados, medindo os valores de medição tanto no aumento (de 22 m/s a 26 m/s) quanto na diminuição da velocidade (de 26 m/s a 22 m/s), e com base nos valores de cada uma desses cinco ciclos de velocidades, obteve-se uma média dos valores relatados pela célula de carga.

A fim de garantir a equivalência dos valores obtidos experimentalmente, as

condições climáticas foram verificadas quando os testes foram realizados, e as propriedades de transporte do ar foram calculadas utilizando as Equações 3.5 e 3.6. Estes valores são apresentados na Tabela 3.

Tabela 3: Condições ambientais dos testes

Condições Ambientais	
Pressão	91.990 Pa
Umidade	50 %
Temperatura	293,15 K
Densidade	1 kg/m ³

Fonte: O Autor.

Para avaliar a densidade do ar úmido, uma relação baseada na lei gases ideais foi aplicada:

$$\rho_{\text{humid air}} = \frac{P_d}{R_d T} + \frac{P_v}{R_v T} = \frac{P_d M_d + P_v M_v}{RT} \quad (3.5)$$

onde ρ é a massa específica [kg/m³], P representa a pressão [Pa], T é a temperatura [K], R constante universal dos gases [J/(kg.K)], e M é a massa molar [kg/mol]; os índices d e v representam o ar seco e vapor, respectivamente.

Para avaliar a viscosidade do ar na temperatura medida, a lei de Sutherland foi aplicada. Ela também é baseada na teoria cinética dos gases ideais e em um potencial idealizado de força intermolecular. Assim, a relação entre a viscosidade dinâmica e a temperatura absoluta de um gás ideal pode ser expressa de acordo com a equação (3.6).

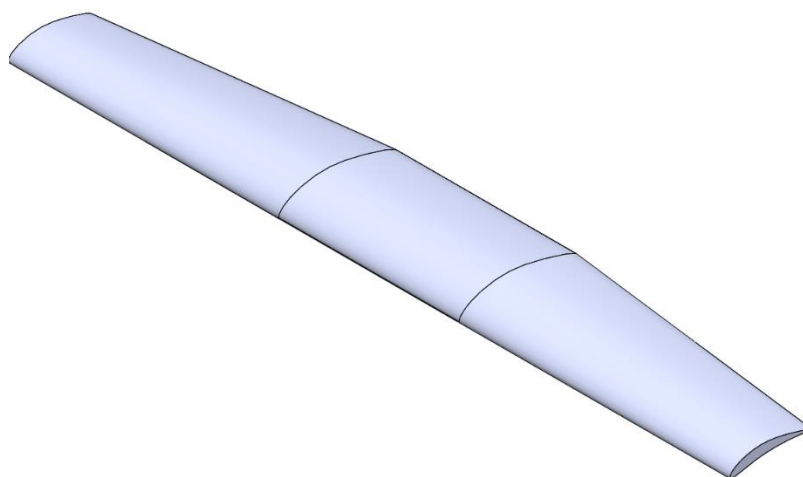
$$\mu = \mu_{ref} \left(\frac{P_d}{R_d T} \right)^{3/2} \frac{T_{ref} + S}{T + S} \quad (3.6)$$

onde μ representa a viscosidade [kg/(m.s)]; T_{ref} e S são constantes [K], dependentes do gás (ar).

3.1.3 Descrição das atividades da metodologia numérica

A utilização de um código aberto deve-se em função da sua flexibilidade quanto aos modelos de turbulência e equações governantes do escoamento. O *software* CFD *OpenFOAM* emprega o método dos volumes finitos cujas análises serão feitas através do modelo CAD (computador auxiliando o desenho) do perfil estudado apresentado na Figura 21. O modelo foi feito no *software* CAD 3D *SolidWorks Premium*, utilizando as condições de contorno equivalentes à metodologia analítica e aos testes práticos.

Figura 21: Asa 3D modelada no SolidWorks Premium



Fonte: O Autor.

3.1.3.1 Modelagem matemática

As simulações foram realizadas em regime permanente, utilizando a abordagem monofásica tridimensional, ou seja, sem mudança de fase. Foram utilizados modelos de turbulência compressíveis citados no capítulo anterior, que caracterizaram as simulações computacionais sobre o aerofólio.

As equações governantes do escoamento presentes no *software* de fluidodinâmica computacional consistem na equação da conservação de massa, e na equação de transporte de quantidade de movimento.

Segundo Maliska (2013), a conservação da massa (continuidade) pode ser escrita da forma apresentada na Equação (3.7).

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (3.7)$$

onde ρ é a massa específica do ar, e u é a sua velocidade.

Segundo IESSS (2011), a equação de transporte de quantidade de movimento para um fluido compressível, está apresentada abaixo em sua forma geral, Equação (3.8).

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j u_i)}{\partial x_j} = \frac{-\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[u \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \delta_{ij} \frac{2}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + f_i \quad (3.8)$$

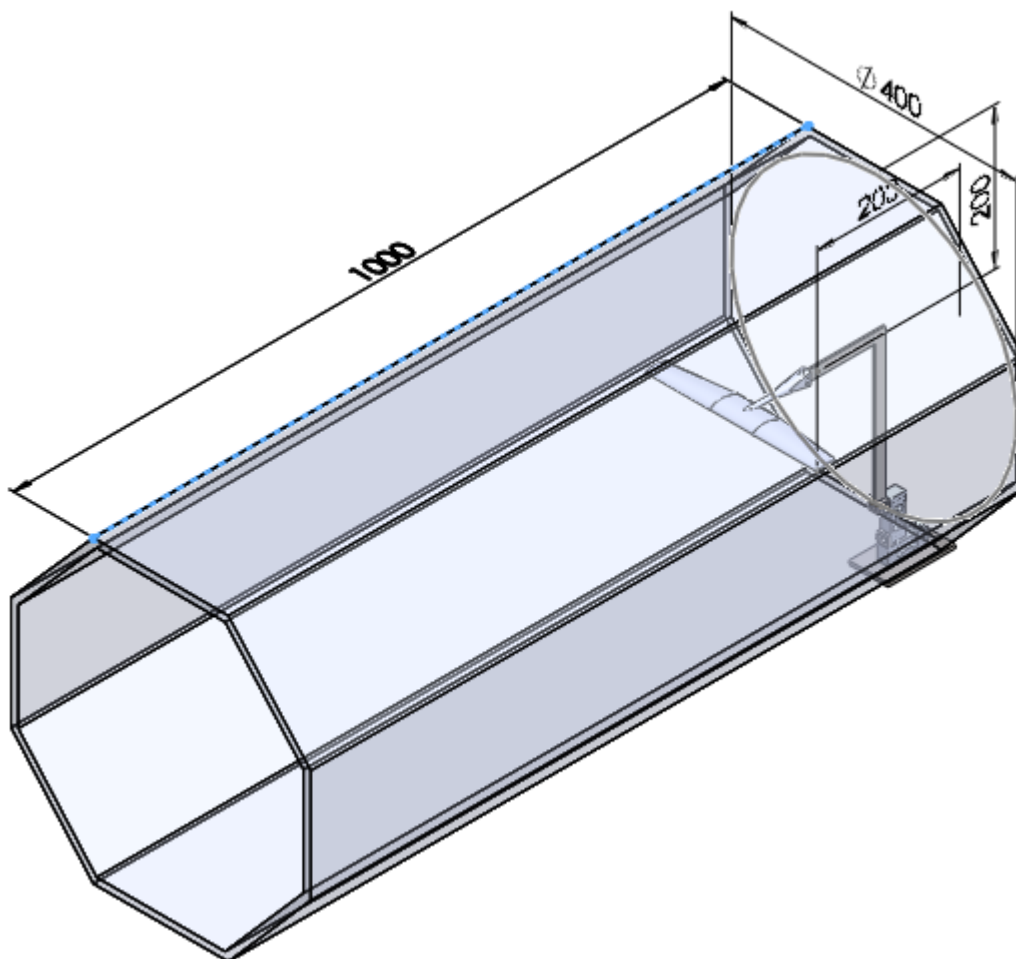
onde P representa a pressão, e a viscosidade efetiva μ_{eff} agrega contribuições tanto da viscosidade laminar quanto da viscosidade turbulenta, esta última determinada de acordo com o modelo de turbulência aplicado. Desta maneira, $\mu_{eff} = \mu_{laminar} + \mu_{turbulento}$.

3.1.3.2 Código Numérico

O software CFD OpenFOAM emprega o método dos volumes finitos cujas análises são feitas para o modelo CAD do aerofólio estudado, apresentado na Figura 22.

No OpenFOAM, a definição das regiões de entrada e de saída foram feitas nas extremidades da seção octogonal. A Figura 22 ilustra o conjunto de geometrias que foram consideradas no programa de dinâmica de fluidos computacional. A geometria CAD para a simulação considerou todos os componentes que estivessem em contato com o fluxo de ar gerado pelo túnel, inclusive o próprio túnel de vento. Assim os componentes consistem no túnel de vento de seção octogonal, aerofólio Epler 423 retotrapezoidal fabricado em ABS pelo processo de impressão 3D, haste em aço carbono 1020.

Figura 22: Domínio computacional 3D utilizado nas simulações; dimensões em milímetros.



Fonte: O Autor.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

4.1. RESULTADOS XFOIL

Para obter os valores dos coeficientes de sustentação e arraste, C_L e C_D respectivamente, para a asa finita, o programa XFOIL XFLR5 V6 foi utilizado baseado nos seguintes parâmetros:

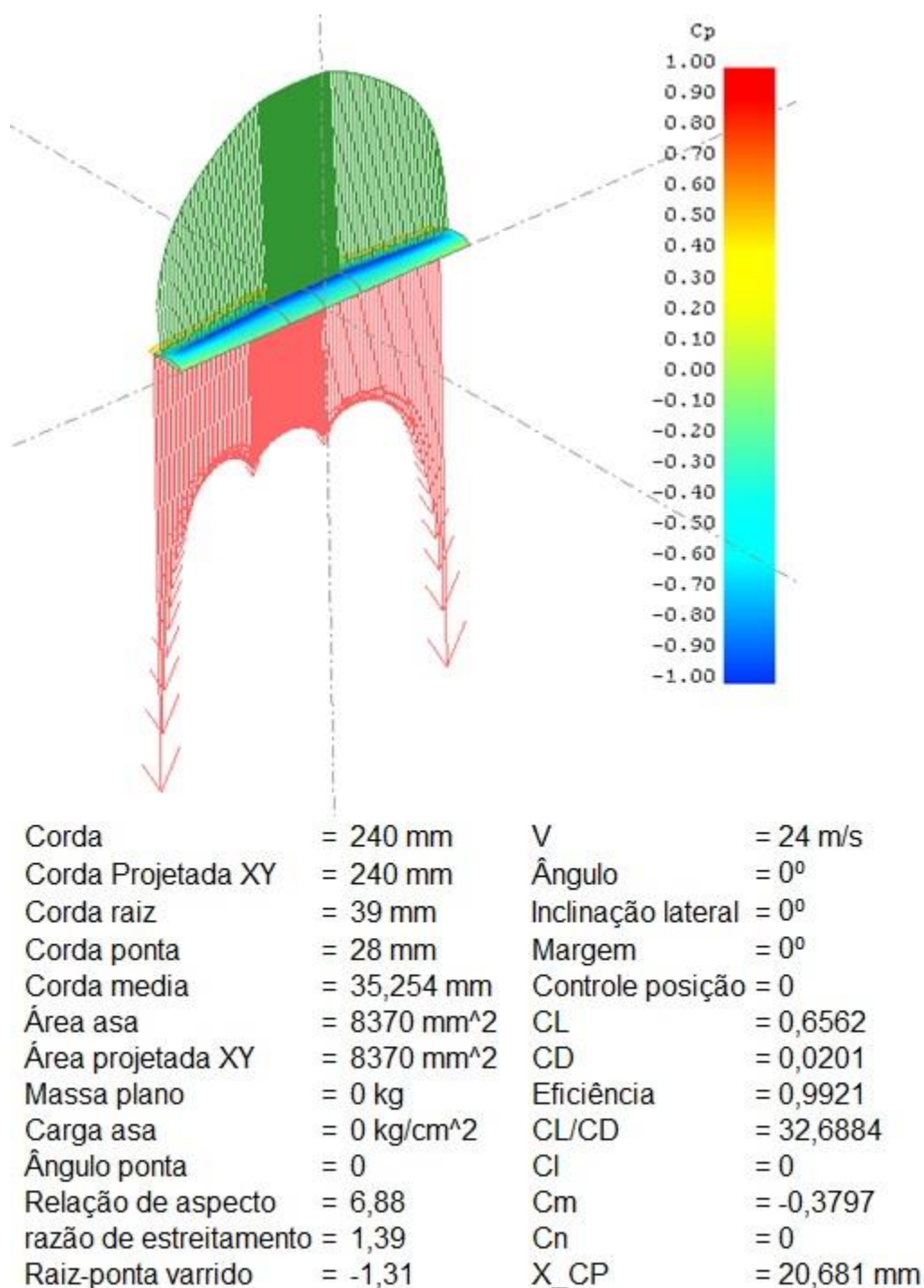
- Perfil Epler 423;
- Reynolds: 380.000 [adimensional];
- Massa específica: 1 [kg/ m³];
- Temperatura: 293,15 [K]
- Viscosidade Cinemática: $2,0 \times 10^{-5}$ [m²/s];
- Tipo de análise: Invíscida;
- Método de análise de asa: Painéis 3D.

Onde o número de Reynolds foi calculado de acordo com a Equação (3.3), considerando a velocidade de cruzeiro do aeromodelo (V) de 32 m/s, dimensão característica (D) representada pela corda do aerofólio original de 0,24 m, e a viscosidade cinemática utilizada como padrão nesse trabalho de $2,0 \times 10^{-5}$ m²/s.

$$Re = \frac{V \cdot D}{\mu} \quad (4.1)$$

A relação de aspecto de 6,8, área da asa, envergadura, corda na raiz, corda na ponta, velocidade, C_L para um ângulo de incidência de 0°, coeficiente de pressão ao longo da asa e as forças de sustentação observadas na Figura 23, resultaram da análise realizada no XFOIL, e foram considerados para obter os coeficientes aerodinâmicos para o aerofólio estudado.

Figura 23: Análise do aerofólio no XFOIL



Fonte: O Autor.

Na Tabela 4 são apresentados os resultados das forças de sustentação e arraste para diferentes velocidades com ângulo de ataque de 0° baseados nos coeficientes de sustentação provenientes das análises realizadas com o XFOIL. Observa-se que os resultados das forças de arraste apresentam baixa precisão numérica, em função da limitação do número de painéis utilizados para representar a

geometria do aerofólio, onde ao longo da corda do aerofólio, um baixo número de painéis foi utilizado para que ao longo da envergadura o número de painéis fosse maior.

Tabela 4: Forças de sustentação e arraste para diferentes velocidades utilizando o XFOIL

Velocidade [m/s]	Arraste [N]	Sustentação [N]
22	0,064	1,32
23	0,070	1,45
24	0,076	1,58
25	0,083	1,71
26	0,090	1,85

Fonte: O Autor.

A faixa de velocidades utilizadas como referência devem-se em função do limite de velocidade oferecida pelo túnel de vento utilizado de 34 m/s. Para considerar um comportamento mais amplo e consistente das forças de sustentação e arraste, optou-se por não fixar a velocidade em um valor apenas, variando a velocidade dentro de uma faixa, no caso de 22 m/s a 26 m/s. Isto aumenta a confiabilidade dos resultados e um comportamento mais amplo pode ser analisado.

O valor exato para a massa específica considerou a pressão ambiente, temperatura, e umidade relativa do ar. Essa relação foi adotada no trabalho em ambas metodologias, analítica e numérica, sendo estas dependentes dos ensaios experimentais sujeitos às condições climáticas locais.

4.2. RESULTADOS OPENFOAM

As simulações foram realizadas utilizando a abordagem tridimensional, monofásica e turbulenta. Para a determinação das propriedades turbulentas do escoamento, foram considerados diferentes modelos de turbulência segundo a abordagem RANS, descritos a seguir. As condições de contorno utilizadas foram:

- Viscosidade cinemática do fluido: 2×10^{-5} [m²/s];
- Condição de entrada: velocidade da corrente livre uniforme de 22 a 26 [m/s];
- Condição de saída: pressão ambiente de 101.900 [Pa];
- Paredes: condição de não-deslizamento.

As condições de contorno presentes acima, foram impostas no software para

descrever o campo de escoamento ao qual o aerofólio encontra-se de forma equivalente às condições climáticas locais do dia em que os ensaios experimentais foram realizados.

Através de balanços de massa em um volume de controle, o simulador calcula os campos de velocidade e pressão para todos os volumes de controle presentes na malha. Posteriormente, através de funções que relacionam estes parâmetros às forças envolvidas no escoamento, foram obtidos os resultados das forças de sustentação e arraste.

Para a obtenção dos resultados numéricos, utilizou-se um simulador que calcula o escoamento em estado estacionário, chamado "simpleFoam". O programa calcula os balanços de massa e movimento até atingir os resultados totalmente convergentes, ou um número máximo de iterações estipulado em 1000.

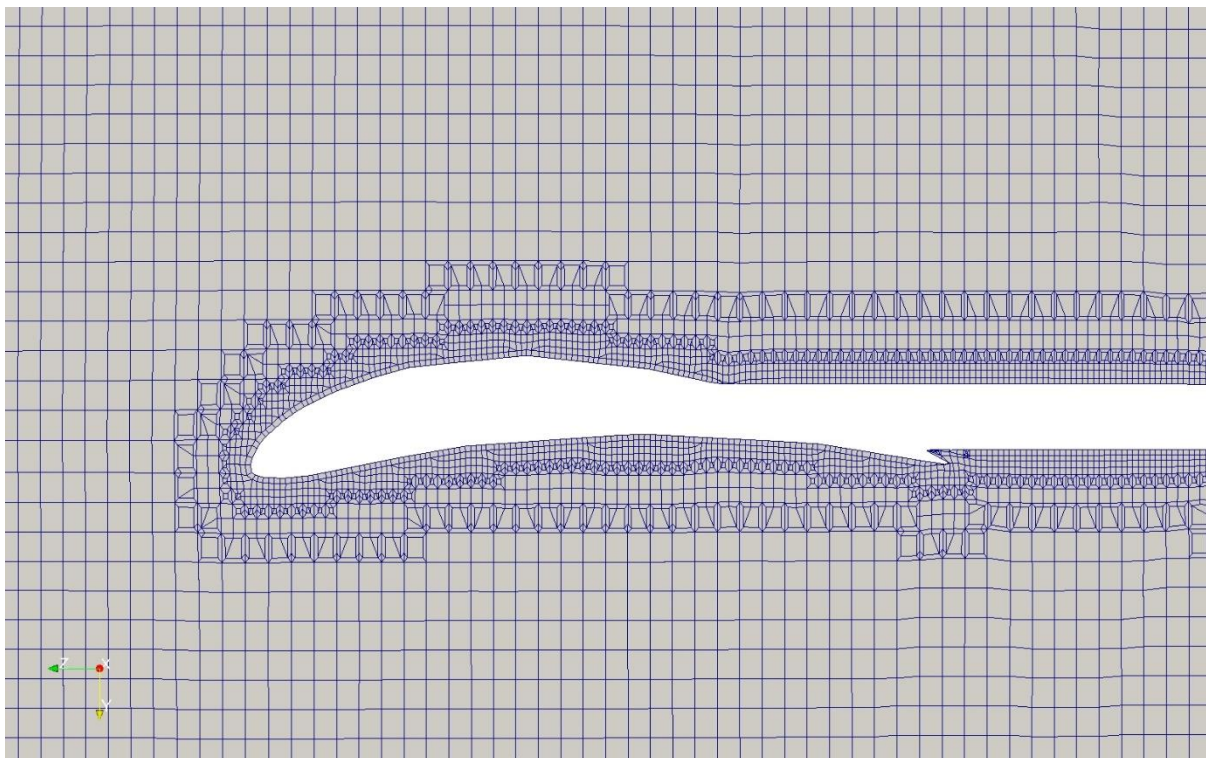
Neste *solver*, o algoritmo SIMPLE é utilizado para acoplar os campos de velocidade e pressão. Um esquema de segunda ordem foi utilizado para interpolar valores para os termos advectivos. Valores de relaxamento de 0,1 e 0,5 foram aplicados para corrigir os valores dos campos de pressão e velocidade, respectivamente.

O comportamento turbulento do fluxo foi estimado utilizando diferentes modelos segundo a abordagem RANS. Primeiramente avaliou-se o modelo Shear Stress Transport (SST) o qual aplica a formulação $k-\omega$ puro perto das paredes, enquanto que quando afastado das paredes, usa a formulação $k-\epsilon$, tornando-se confiável em uma ampla classe de fluxos.

Também foram utilizados os modelos Reynolds Stress Model (RSM) e Spalart Allmaras. As malhas avaliadas para este estudo foram geradas automaticamente, possuindo os tamanhos de 4,83, 3,26, 2,79, 1,66 e 1,36 milhões de volumes de controle, sendo compostas predominantemente por elementos hexaédricos. Também foi inserida uma camada de prismas ao redor da superfície do perfil aerodinâmico.

Na Figura 24, observa-se um corte desta malha, ampliada na região ao redor do aerofólio.

Figura 24: Malha refinada utilizada na simulação



Fonte: O Autor.

A fim de determinar o erro inerente à malha, um estudo comparando malhas com diferentes níveis de refinamento foi realizado para verificar a incerteza devido à discretização das geometrias. O procedimento deste estudo foi apresentado por Roache (2008). Neste procedimento, três malhas distintas foram elaboradas e utilizadas em simulações para a condição mais extrema de velocidade. Com os resultados obtidos, o erro inerente para o refinamento da malha pode, então, ser estimado.

A malha definida para a condução dos estudos com os diferentes modelos de turbulência, possui 3.261.135 volumes de controle, e apresenta o valor de GCI 2,86% (erro inerente à malha). Esta malha tem um valor médio de 7,42 para y^+ no aerofólio.

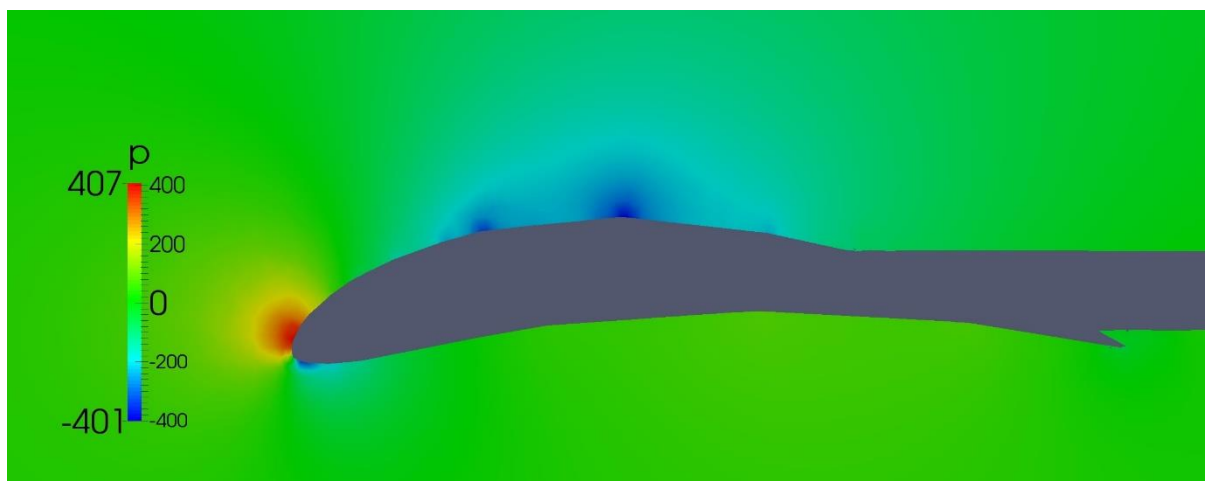
As simulações foram calculadas até 1000 iterações, em que as variáveis desejadas não apresentaram variações nos resultados. A solução final apresentou erros residuais de $7,20 \times 10^{-5}$ para a velocidade e de $6,49 \times 10^{-4}$ para a pressão.

As cargas presentes em uma superfície aerodinâmica como o aerofólio, são originadas pela diferença de pressão geradas pelo fluxo de ar através do corpo de aerofólio, e também devido à ação de efeitos viscosos na superfície do corpo. Momento é gerado através das forças resultantes dessas cargas aerodinâmicas (as

forças de sustentação e arraste).

Os resultados de pressão em torno do aerofólio, ilustrado na Figura 25, ilustram exatamente o gradiente de pressão no intradorso e no extradorso do aerofólio estudado. Os resultados foram obtidos, para verificar a adequação da malha gerada.

Figura 25: Pressão em torno do aerofólio (em Pascal)



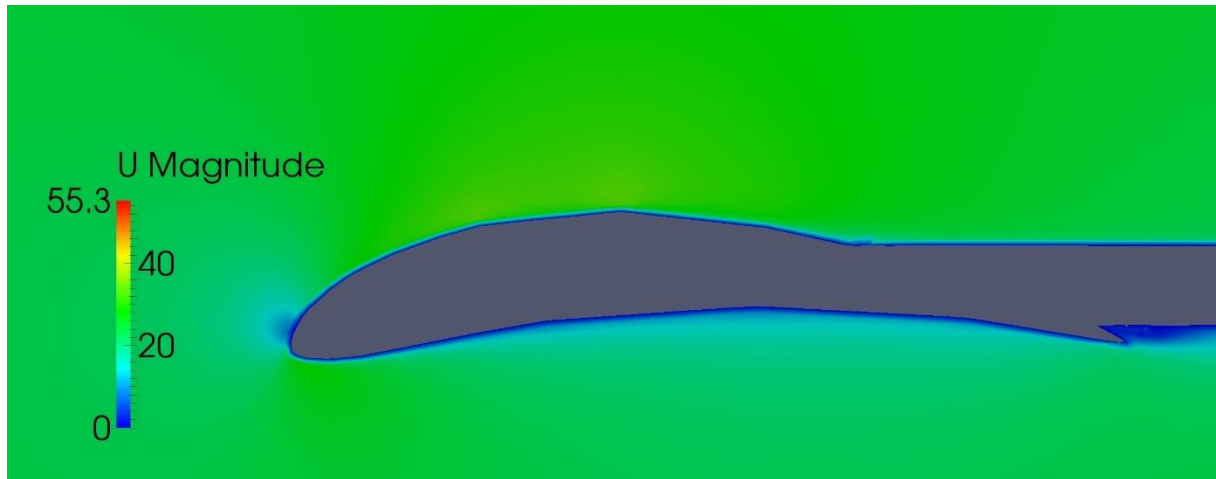
Fonte: O Autor.

Sabe-se que a diferença de pressão entre a parte superior e inferior da asa, intradorso e extradorso respectivamente, gera uma componente de força vertical que é chamada a força de sustentação.

De acordo com o princípio de Bernoulli, as diferentes velocidades nas superfícies superiores e inferiores do aerofólio resulta em um gradiente de pressão, o qual é responsável pela força de sustentação.

Conforme verificado nas Figuras 25 e 26, a região do extradorso tem menores valores de pressão e velocidades mais elevadas, e a região da superfície inferior, intradorso, apresenta maiores valores de pressão e menores valores de velocidades o que representa corretamente o que acontece com o escoamento ao longo da asa de um avião.

Figura 26: Velocidade em torno do aerofólio (em m/s)

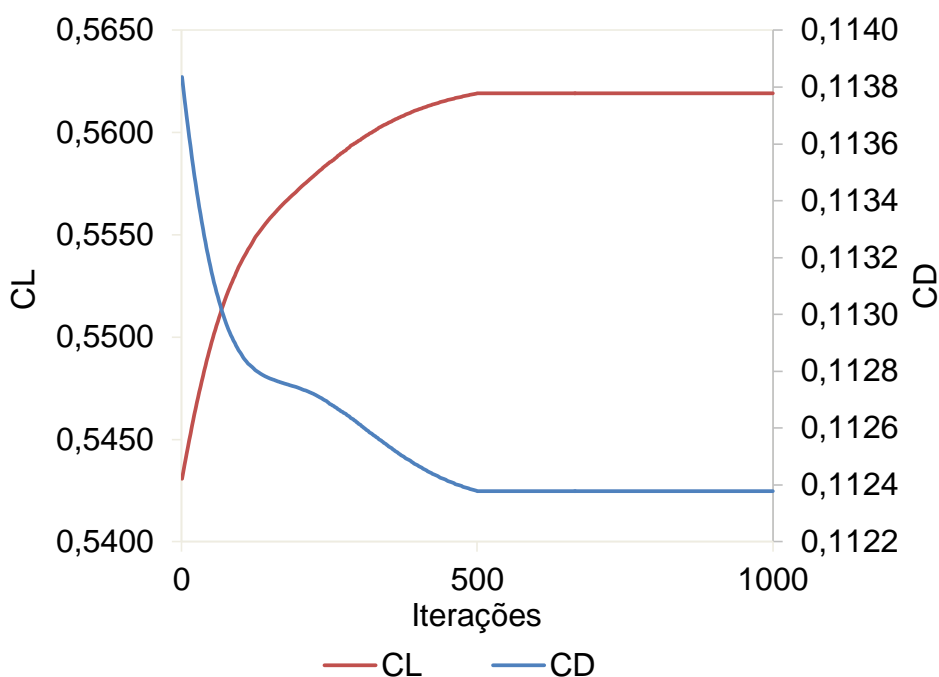


Fonte: O Autor.

Sendo assim, mesmo o modelo Spalart-Allmaras necessite de um menor número de iterações para convergir para resultados que não apresentassem mais alguma variação significativa, padronizou-se um número máximo de iterações para todos os modelos de turbulência.

A Figura 27 ilustra o comportamento dos coeficientes de sustentação e arraste, C_L e C_D respectivamente, com o número de iterações para o modelo de turbulência Spalart-Allmaras a 22 m/s. O mesmo comportamento dos coeficientes com o número de iterações foi verificado com os modelos SST e RSM, onde a partir de um determinado número de iterações, também apresentaram convergência dos resultados calculados para os coeficientes aerodinâmicos dentro desse intervalo de 1000 iterações.

Figura 27: Coeficientes Versus número de iterações

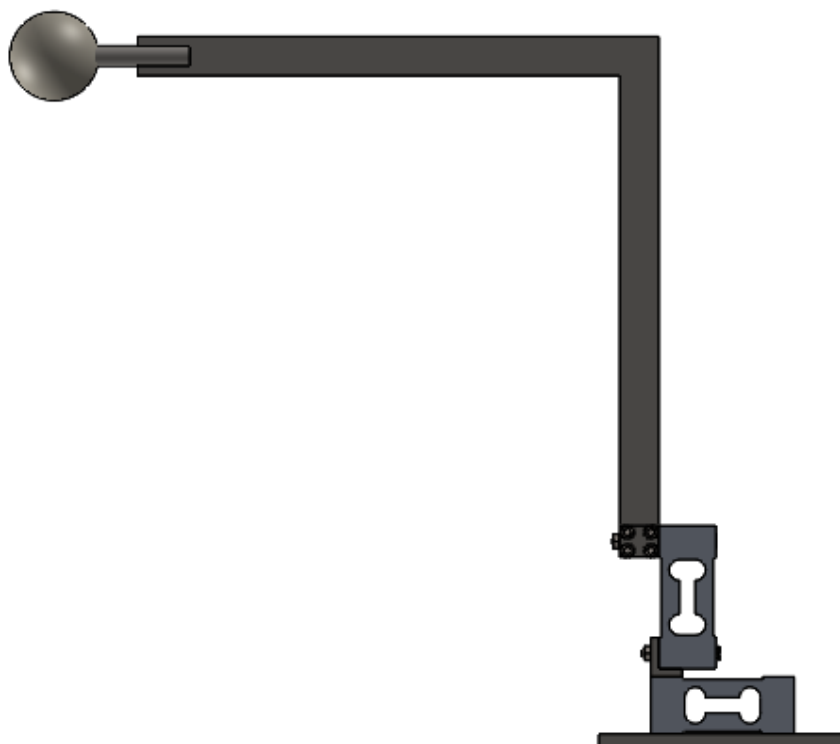


Fonte: O Autor.

4.3. RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Conhecendo as velocidades do fluxo de ar sem qualquer obstrução, um experimento do escoamento de ar sobre uma esfera foi realizado para validar os valores obtidos usando o sistema de medição, uma espécie de aferição da precisão dos resultados do sistema de medição para calibrá-lo com um experimento teórico bem conhecido. Neste experimento, uma esfera de isopor com um diâmetro de 0,036 m foi colocada no dispositivo, ilustrado na Figura 28. O uso de uma esfera deve-se em função da fácil obtenção de seus resultados teóricos de arraste e da força de sustentação apresentar uma forte tendência a valores próximos de zero. Assim, os resultados do experimento foram comparados com os valores teóricos.

Figura 28: Experimento teórico para aferição com uma esfera



Fonte: O Autor.

Os resultados obtidos usando a esfera são mostrados na Tabela 5. Realizando uma comparação dos valores medidos e os valores teóricos, pode-se observar que o sistema de medição fornece valores próximos dos valores teóricos de forças de sustentação e arraste.

Tabela 5: Resultados das forças para a esfera

Velocidade [m/s]	Arraste teórico [N]	Arraste ensaio [N]	Sustentação teórica [N]	Sustentação ensaio [N]
22	0,1108	0,1373	0	0,0372
23	0,1211	0,1437	0	0,0392
24	0,1319	0,1525	0	0,0467
25	0,1431	0,1648	0	0,0502
26	0,1548	0,1888	0	0,0573

Fonte: O Autor.

Após a instalação do instrumento de medição com as células de carga, fixou-se em uma plataforma o conjunto do dispositivo de medição para assegurar uma boa fixação do mesmo evitando problemas de acoplamento nas forças de sustentação e

arraste devido à vibração gerada pelo fluxo de ar. Como observa-se na Figura 21, as células de carga foram fixadas em uma chapa de aço de $\frac{1}{2}$ " que por sua vez, foi fixada a uma mesa regulável na altura, como mostrado na Figura 29.

Figura 29: Aerofólio posicionado no túnel de vento



Fonte: O Autor.

Para começar a utilizar o instrumento de medição, as seguintes operações foram realizadas para garantir a sua calibração correta:

- a) nivelamento da base metálica com as células de carga;
- b) fixação na extremidade da barra de um peso padrão (5,146 N) para calibrar a célula de carga vertical;
- c) fixação na extremidade da barra de um fio passando por um rolamento com um peso padrão (5,146 N) na extremidade do fio para calibrar a célula de carga horizontal;
- d) calibração do software, zerando as forças medidas com uma escala de 0,0001 N e os pesos em X e Y posições;

e) remoção dos pesos, e registrar o zero no software sem qualquer fluxo de ar.

Os testes foram realizados dez vezes para assegurar a precisão e confiabilidade dos resultados. Para cada intervalo de velocidade, os seus valores medidos durante 20 s foram armazenados no software de instrumentação. Sete valores médios do tempo de 20 s para cada intervalo de velocidade são apresentados na Tabela 6. Uma vez que os valores medidos para cada velocidade não apresentam variações significativas, isto atesta a precisão do dispositivo de medição.

Tabela 6: Resultados resumidos das forças para cada faixa de velocidade

Velocidade m/s	Sustentação [N]							Sustentação média [N]
22	1,09	1,08	1,09	1,09	1,11	1,09	1,09	1,09
23	1,21	1,22	1,22	1,21	1,22	1,23	1,22	1,22
24	1,34	1,34	1,35	1,34	1,34	1,35	1,33	1,34
25	1,51	1,50	1,50	1,51	1,50	1,49	1,50	1,50
26	1,65	1,66	1,64	1,65	1,65	1,64	1,65	1,65

Fonte: O Autor.

Os resultados médios de arraste e sustentação correspondente a cada velocidade nos ensaios experimentais realizados em túnel de vento são apresentados na Tabela 7.

Tabela 7: Resultados experimentais das forças de arraste e sustentação

Velocidade [m/s]	Araste [N]	Sustentação [N]
22	0,27	1,09
23	0,30	1,22
24	0,34	1,34
25	0,37	1,50
26	0,40	1,65

Fonte: O Autor.

Para a realização dos ensaios, o túnel de vento foi posicionado com a boca de descarga virada para fora da sala, evitando que ocorresse recirculação de ar ou algo que afetasse os resultados dos ensaios. Isso é mostrado na Figura 30.

Figura 30: Posicionamento do túnel de vento na sala



Fonte: O Autor.

4.4. RESULTADOS GERAIS

Os resultados experimentais, obtidos em túnel de vento, analíticos obtidos com o XFOIL, e numéricos obtidos utilizando o código OpenFoam para as forças de arraste e sustentação (D e L, respectivamente, em N) a diferentes velocidades (V, em m/s) são sumarizados na Tabela 8.

Tabela 8 – Resultados experimentais, analíticos e numéricos

V [m/s]	Experimental		XFOIL		SST		Spalart-Allmaras		RSM	
	D [N]	L [N]	D [N]	L [N]	D [N]	L [N]	D [N]	L [N]	D [N]	L [N]
22	0,27	1,09	0,06	1,32	0,09	0,93	0,22	1,13	0,15	0,97
23	0,3	1,22	0,07	1,45	0,107	1,12	0,25	1,24	0,18	1,17
24	0,34	1,34	0,07	1,58	0,12	1,44	0,27	1,35	0,22	1,39
25	0,37	1,5	0,08	1,71	0,14	1,6	0,29	1,46	0,25	1,65
26	0,4	1,65	0,09	1,85	0,17	1,89	0,32	1,58	0,3	1,94

Fonte: O Autor.

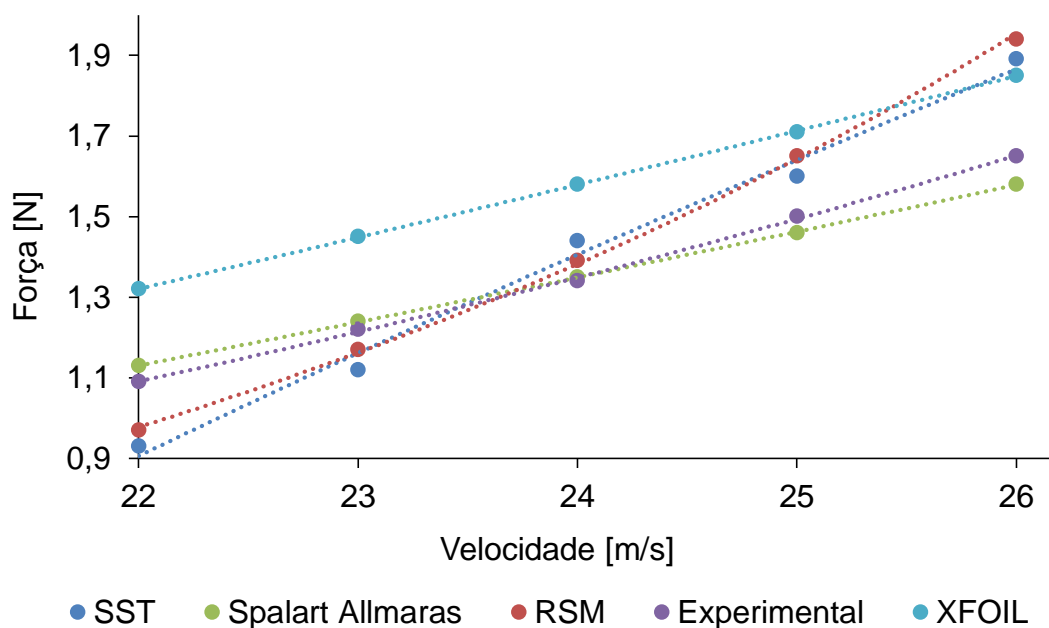
Para a obtenção de resultados numéricos para as forças de sustentação e arraste, o modelo SST precisou de 81 minutos para estabilizar os resultados, o modelo Spalart-Allmaras exigiu 82 minutos, e o modelo RSM necessitou de um tempo um pouco maior, cerca de 141 minutos para atingir os resultados finais.

De acordo com a Equação da pressão dinâmica, sabe-se que as forças aerodinâmicas de sustentação e arraste aumentam proporcionalmente com o quadrado dos valores de velocidade. Em função disso, o comportamento esperado para as forças de sustentação e arraste é de crescimento com o aumento das faixas de velocidades.

Seguindo esse comportamento, no que diz respeito aos valores obtidos, ambas as forças aumentam com o incremento da velocidade. Nos resultados numéricos obtidos com diferentes modelos de turbulência, a variação entre os valores de arraste foi de 12 a 20% e entre os valores de sustentação de 7,6 a 28%.

A Figura 31 ilustra os resultados obtidos para a força de sustentação dentro do intervalo de velocidades de 22 a 26 m/s para ambas metodologias estudadas.

Figura 31: Força de sustentação



Fonte: O Autor.

Comparando-se os valores numéricos com os avaliados experimentalmente, observa-se que todos os modelos apresentam boa concordância com os valores

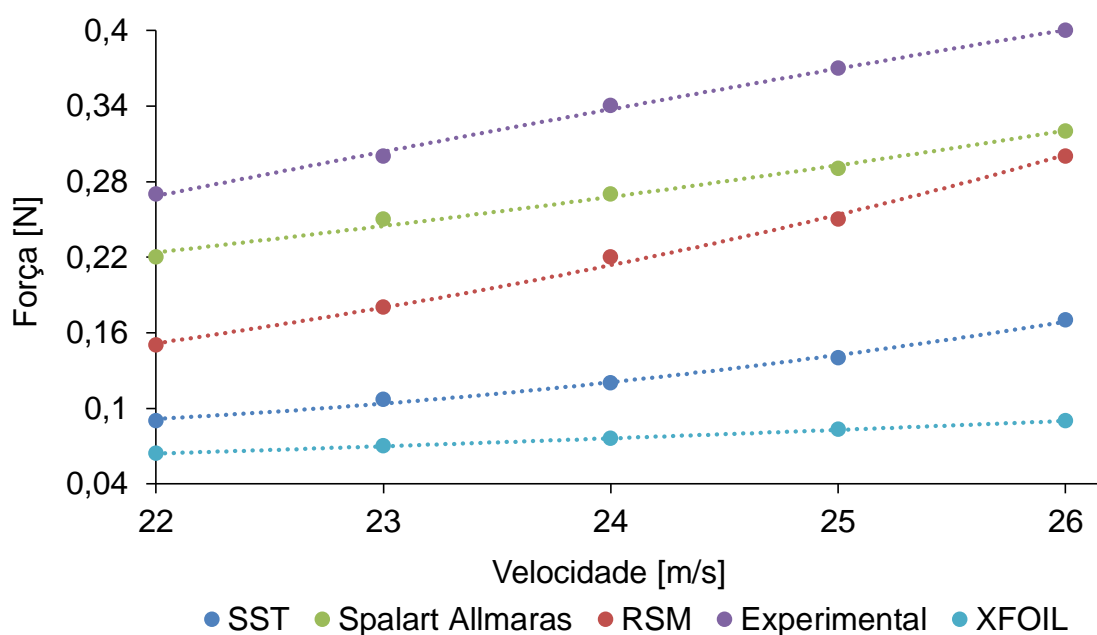
experimentais em relação à sustentação.

Os modelos SST e RSM apresentam boa concordância quando comparados aos resultados experimentais, porém, o modelo Spalart-Allmaras foi o modelo que melhor representou a variação da força de sustentação em função da velocidade, predizendo valores mais semelhantes aos resultados obtidos experimentalmente. A variação média entre os valores preditos por esse modelo com os resultados experimentais para a força de sustentação, variam de 0,74% a 4,43%, com uma média em torno de 2,61%, sendo este, o modelo com resultados mais próximos dos experimentais.

Ainda assim, os modelos RSM e SST também forneceram resultados próximos aos experimentais para a força de sustentação. O modelo RSM apresentou uma variação de 3,55% a 14,94%, assim apresentam uma variação média de 8,85%. Já o uso do modelo SST resultou em valores pouco acima dos demais, com uma variação entre 6,25% a 17,19% apresentando uma variação média de 10,38%.

Resultados obtidos para a força de arraste são apresentados na Figura 32, na qual observam-se os valores numéricos das forças de arraste medido experimentalmente, e os obtidos com os diferentes modelos de turbulência.

Figura 32: Força de arraste



Fonte: O Autor.

Resultados preditos utilizando o modelo Spalart-Allmaras demonstram o aumento da força de arraste com o aumento da velocidade, mas de uma maneira menos intensa do que os resultados obtidos com os demais modelos. Resultados preditos utilizando o modelo RSM apresentam uma variação com a velocidade de maneira mais brusca, conforme observado experimentalmente.

Entretanto, os valores mais próximos aos experimentais foram obtidos utilizando o modelo de turbulência Spalart-Allmaras.

Comparando-se os valores numéricos com os valores avaliados experimentalmente, observa-se que o modelo RSM apresenta uma variação entre 6,25% a 31,8% nos valores encontrados de coeficientes de arraste para o aerofólio.

A variação média entre os valores do modelo Spalart-Allmaras com os resultados experimentais dos valores da força de arraste são de 16,66% a 21,62%, apresentando um valor médio de 19,47% de variação.

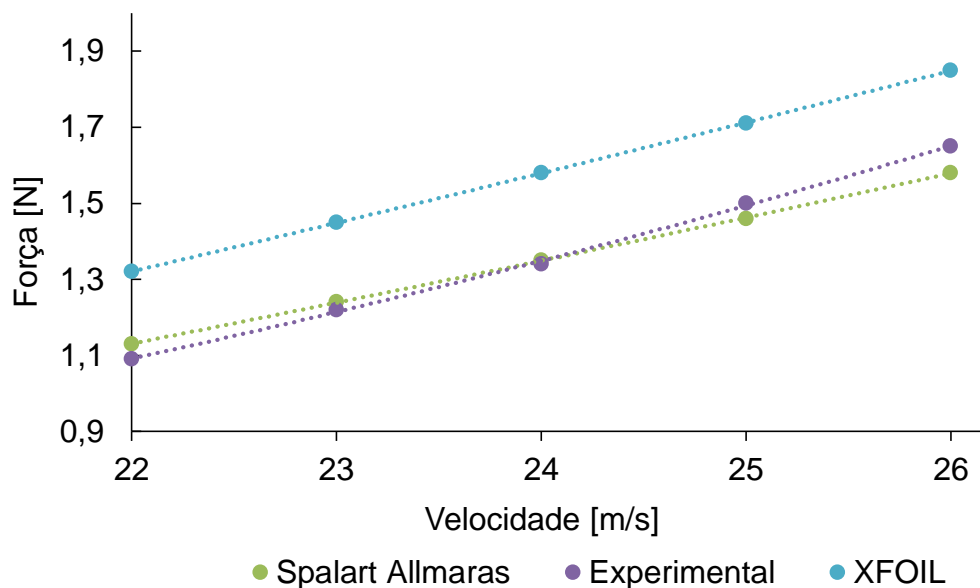
Observa-se neste caso, que os modelos RSM e SST não apresentaram bons resultados para a força de arraste. O modelo RSM apresentou uma variação de 24,98% a 44,44%, apresentando uma variação média de 35,43% o que ainda pode ser um erro aceitável, justificado em função da incerteza nos valores medidos experimentalmente, devido às condições de acabamento superficial das peças e possíveis instabilidades do túnel de vento.

Já o modelo SST resultou em uma diferença entre os valores muito acima dos demais, com uma variação entre 57,1% a 66,66%, apresentando uma variação média de 63,07%, sendo estes resultados completamente divergentes dos demais modelos de turbulência utilizados nesse trabalho.

Conforme os dados apresentados nas Figuras 30 e 31, conclui-se que os modelos de turbulência que apresentaram maior afinidade numérica em relação aos resultados experimentais foram os modelos Spalart-Allmaras e RSM. Todavia, entre estes dois modelos, resultados preditos pelo modelo Spalart-Allmaras apresentam também maior concordância quantitativa com os resultados experimentais, necessitando de menor tempo computacional.

A Figura 33 ilustra graficamente o resultado numérico com o modelo de turbulência mais próximo dos resultados experimentais.

Figura 33: Força de sustentação do modelo de turbulência mais adequado

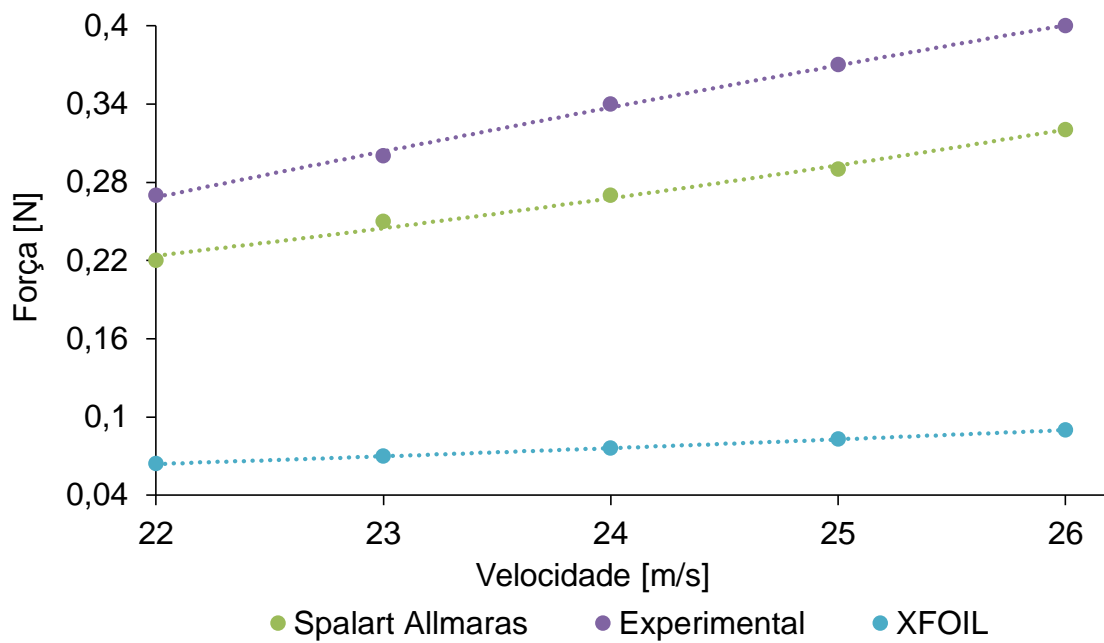


Fonte: O Autor.

Conforme descrito anteriormente, baseado nos resultados apresentados na Figura 32, o modelo de turbulência que apresentou maior afinidade numérica em relação aos resultados experimentais também foi o modelo Spalart-Allmaras. Além da menor exigência computacional, foi o modelo que apresentou maior concordância quantitativa com os resultados experimentais com a menor variação, em torno de 16 a 21%.

A Figura 34 ilustra graficamente o resultado numérico com o modelo de turbulência Spalart-Allmaras, o que foi o que mais se aproximou dos resultados experimentais.

Figura 34: Força de arraste do modelo de turbulência mais adequado



Fonte: O Autor.

5. CONCLUSÕES

Pode-se concluir, primeiramente, que o dispositivo elaborado para a medição das forças atuantes em uma asa em escala atingiu as características esperadas, de fornecer valores precisos para estas forças a um baixo custo.

Quanto às simulações realizadas com os diferentes modelos de turbulência SST, Spalart-Allmaras e RSM, observou-se que os resultados obtidos foram próximos dos resultados dos experimentos realizados em túnel de vento, podendo ser utilizados para novas simulações em formas aerodinâmicas em escala real.

De forma geral, melhores resultados numéricos foram obtidos para a predição da força de sustentação, enquanto que uma maior variação foi obtida para a predição da força de arraste. O modelo que melhor representou as forças atuantes no aerofólio foi o modelo Spalart-Allmaras, necessitando de menor tempo computacional quando comparado com o modelo RSM. Por outro lado, o modelo SST resultou em valores bastante diferentes dos resultados experimentais.

As diferenças das forças de arraste e sustentação experimentais para os resultados numéricos já eram de certa forma esperadas, podendo ser justificado pelas condições de acabamento superficial das peças, condições de turbulência do próprio túnel de vento, e os próprios ruídos dos sinais elétricos provenientes das células de carga.

Quanto ao XFOIL, seus resultados foram descartados em função das suas limitações, como por exemplo, na representação do aerofólio, a qual é prejudicada devido ao limite do número de painéis na versão utilizada, e devido à simplificação necessária de desconsiderar as demais geometrias do dispositivo e componentes de fixação da asa, os quais influenciam nos resultados das forças de sustentação e arraste como foi visto nos resultados experimentais e numéricos, prejudicando os resultados calculados pelo programa.

Caso o XFOIL aceitasse a importação de geometrias CAD em formatos universais, *STL*, *Parasolid*, *IGES*, novas simulações poderiam ser realizadas no programa para a obtenção de resultados de comparação equivalentes aos apresentados nesse trabalho, considerando assim a geometria do túnel de vento utilizado, os componentes de fixação utilizados para a fixação do aerofólio, bem como, a posição dos objetos estudados em relação ao comprimento da seção de testes do túnel de vento.

Cabe ressaltar a importância dos modelos de turbulência, conforme observado nos diferentes resultados obtidos através da técnica CFD. O XFOIL, o qual utiliza a técnica de painéis 3D, não oferece opções de modelos de turbulência, nem o ajuste dos parâmetros envolvidos na resolução das equações fundamentais particulares de cada modelo.

No que diz respeito aos estudos numéricos, como pode ser observado nesse trabalho, seria adequado utilizar como referência para próximos estudos os modelos de turbulência Spalart-Allmaras e RSM através do uso de um programa *CFD* para a verificação das forças aerodinâmicas em aerofólios. A técnica de fluidodinâmica computacional forneceu resultados bem próximos aos experimentais obtidos em túnel de vento, ainda que alguns modelos de turbulência apresentaram maiores variações em relação aos dados experimentais podendo também serem investigados com mais profundidade para uma possível utilização em novas simulações.

Como sugestão de estudos futuros, o fato de desprezarmos o efeito do momento do objeto, bem como a variação do ângulo de ataque do perfil poderia ser melhor estudado em um novo dispositivo que permita realizar essas medições de momento, bem como modificar o ângulo de ataque do perfil. No que diz respeito à parte numérica, seria interessante avaliar novos modelos de turbulência que possam representar melhor os resultados das forças envolvidas no escoamento turbulento de aerofólios, e demais superfícies aerodinâmicas.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANSYS, Inc. **ANSYS FLUENT Theory Guide**. Release 13.0. Canonsburg, USA, 2010.

BORTOLI, A. L. **Introdução à Dinâmica de Fluidos Computacional**. Porto Alegre: Ed. Universidade/UFRGS, 2000.

BRUNETTI, F. **Mecânica dos fluidos**. 2 ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2008.

CELIK, I. B. **Introductory Turbulence Modeling**. West Virginia University Mechanical & Aerospace Engineering Dept. Morgantown, 1999.

CHENG, G.; NICHOLS, R.; NEROORKAR, K. D.; RADHAMONY, P. G. **Validation and Assessment of Turbulence Transition Models**. 47th AIAA. January 2009, Orlando, Florida.

ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. **Mecânica dos Fluidos - Fundamentos e Aplicações**. São Paulo: Mc Graw-Hill, 2007.

DURST, F. **Fluid Mechanics - An Introduction to the Theory of Fluid Flows**. Springer-Verlag Berlin Heidelberg. Germany, 2008.

DINIZ, B. C. **Desenvolvimento de perfis aerodinâmicos a partir de suas características utilizando redes neurais artificiais**. Dissertação de mestrado. Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Natal, 2013.

FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J.; **Introdução à Mecânica dos fluidos**. 6 ed. LTC: Rio de Janeiro, 2006.

HAUKE, G. **An Introduction to Fluid Mechanics and Transport Phenomena: FLUID MECHANICS AND ITS APPLICATIONS**. Volume 86. Springer: Espanha, 2008.

INSTITUTO ESSL DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO - IESSS. OLIVEIRA, J. A. A. J. **Escoamentos turbulentos**. Brasil: Notas de Aula, 2011.

INSTITUTO ESSL DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO - IESSS. LIMA, A. A. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. Brasil: Notas de Aula, 2011.

KARTHIK, T. S. D. **Turbulence models and their applications**. Department of Mechanical Engineering IIT Madras: 10th Indo German Winter Academy, 2011.

KIM, M. H.; TAK, N. I.; NOH, J. M. **Study on influence of turbulence model selection on prediction of flow distribution and hot spot fuel temperature in prismatic HTGR cores**. *Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics* Vol. 8, No. 2, pp. 263–273 (2014).

MALISKA, C. R. **Transferência de Calor e Mecânica dos Fluidos Computacional**. 2 ed. LTC: Rio de Janeiro, 2013.

MCKEEL, Scott Andrew. **Numerical Simulation of the transition region in hypersonic flow**. Faculty Of Virginia Polytechnic Institute And State University. Blacksburg, Virginia, 1996.

MENTER, Florian R. **Turbulence Modeling for Engineering Flows** - Research and Development Fellow. ANSYS, Inc. 2011.

OLIVEIRA, Thiago Fernandes. **Estudo experimental do estol dinâmico em um aerofólio NACA 0018**. Dissertação de mestrado. Universidade de Brasília, Faculdade de tecnologia, Departamento de engenharia mecânica, Brasil, 2011.

PATANKAR, Suhas V. **Numerical heat transfer and fluid flow**. New York Hemisphere, 1980.

POTTER, M.C.; SCOTT, E.P. **Ciências Térmicas** - Termodinâmica, Mecânica dos Fluidos e Transmissão de Calor. Thomson, 2007.

RAYMER, Daniel P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. Washington: AIAA, Inc. C.C.20024. 1992.

RODRIGUES, L. E. J. M. **FUNDAMENTOS DA ENGENHARIA AERONÁUTICA - APLICAÇÕES AO PROJETO SAE-AERODESIGN**. 1 ed. rev. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo. São Paulo, 2009.

ROSA, L. M., KOERICH D M, BEAL, L. L. **NUMERICAL ASSESSMENT OF THE TURBULENT FLOW BEHAVIOR IN A PILOT SCALE BIOREACTOR**. XI Simposio Latinoamericano de Digestión Anaerobia, 2014, Havana. Anals, 2014.

RUMSEY, C. L.; SPALART, P. R. Turbulence Model Behavior in Low Reynolds Number Regions of Aerodynamic Flowfields. **AIAA JOURNAL** Vol. 47, No. 4, April 2009. DOI: 10.2514/1.39947.

RUMSEY, C. L. **Apparent transition behavior of widely-used turbulence models**. International Journal of Heat and Fluid Flow 28 (2007) 1460–1471.

RUMSEY, C. L. Turbulence Modeling Resource. NASA Langley Research Center. 4 August 2010.

SOUSA, B. S. **Projeto de Perfis Aerodinâmicos Utilizando Técnicas de Otimização Mono e Multiobjetivos**. Dissertação de mestrado. Universidade Federal de Itajubá, Brasil, 2008.

SPALART, P.R. Strategies for turbulence modelling and simulations. **International Journal of Heat and Fluid Flow** 21 (2000) 252-263.

STINTON, D. **The design of the airplane**. Oxford BSP PROFESSIONAL BOOKS: London Edinburgh Boston, Melbourne Paris Berlin Vienna, 1983.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid**

dynamics: The finite volume method. Harlow, England: Longman Scientific & Technical, 1995.

YOUNG, Donald F.; MUNSON, B. R.; OKIISHI, T. H. **Uma introdução concisa à mecânica dos fluidos**. Edgard Blucher: São Paulo, 2005.

WILCOX, David C. **Turbulence Modeling for CFD**. 1 ed. La Canada, California, DCW Industries, Inc., 1993.

WILCOX, David C. **Turbulence and Transition Modeling for High-Speed Flows**. NASA Contractor Report 191473, 1993.