



Djone Rafael Viana

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE PERFIS AERODINÂMICOS DE
ALTA SUSTENTAÇÃO PARA APLICAÇÃO EM UM
AERODESIGN**

Horizontina

2014

Djone Rafael Viana

**SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE PERFIS AERODINÂMICOS DE
ALTA SUSTENTAÇÃO PARA APLICAÇÃO EM UM
AERODESIGN**

Trabalho Final de Curso apresentado como requisito parcial para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica, pelo Curso de Engenharia Mecânica da Faculdade Horizontina.

ORIENTADOR: Fabiano Cassol, Doutor.

Horizontina

2014

**FAHOR - FACULDADE HORIZONTALINA
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

A Comissão Examinadora, abaixo assinada, aprova a monografia:

**“Simulação numérica de perfis aerodinâmicos de alta sustentação para
aplicação em um AeroDesign”**

Elaborada por:

Djone Rafael Viana

como requisito parcial para a obtenção do grau de Bacharel em
Engenharia Mecânica

**Aprovado em: 27/11/2014
Pela Comissão Examinadora**

**Prof. Dr. Fabiano Cassol
Presidente da Comissão Examinadora - Orientador**

**Prof. Dr. Richard Thomas Lermen
FAHOR – Faculdade Horizontalina**

**Prof. Me. Anderson Dal Molin
FAHOR – Faculdade Horizontalina**

**Horizontalina
2014**

DEDICATÓRIA

Aos meus pais Sadi e Lenir Viana, por todo o apoio recebido no decorrer de todas as fases da minha vida, motivando e dando forças para alcançar os objetivos e comemorando juntos a cada conquista.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todos que de alguma forma contribuíram no desenvolvimento deste trabalho.

Em especial aos meus pais, pelo apoio e pela base ética e humana que me repassaram ao longo da vida.

Ao professor Dr. Fabiano Cassol, que me orientou nesse trabalho compartilhando seus conhecimentos, dando suporte e auxiliando para os melhores resultados.

A equipe MasBáh AeroDesign, a qual possibilitou a construção de um conhecimento ímpar e fundamental no desenvolvimento da minha carreira acadêmica e profissional futura.

Ao Laboratório de Soldagem & Técnicas Conexas da UFRGS pela disponibilização do software COMSOL na realização do presente trabalho.

“Lembre-se que as pessoas podem tirar tudo de você, menos o seu conhecimento.”

(Albert Einstein)

RESUMO

Tendo em vista a importância do estudo do comportamento do escoamento do fluido sobre o perfil aerodinâmico em um projeto aeronáutico, sendo que este deverá conferir alta eficiência para a asa com relação a sua sustentação e arrasto aerodinâmico, o presente trabalho tem como objetivo simular numericamente, através da abordagem CFD (*Computational Fluid Dynamics*), os perfis aerodinâmicos de alta sustentação Selig S1223 e Eppler E423. Fazendo uma abordagem ao AeroDesign, o estudo em questão utiliza parâmetros convenientes a esta aplicação, como por exemplo a velocidade média de voo, e promove em seu desenvolvimento o entendimento global dos fenômenos físicos envolvidos, a compreensão da metodologia numérica e sua formulação, e conduz a adoção de metodologias de geração de malha, cujos parâmetros tenham fundamentação no fenômeno de escoamento de fluido através de perfis aerodinâmicos e na metodologia numérica aplicada. As simulações foram conduzidas pelo modelo de turbulência $k-\varepsilon$, o qual foi aplicado através da utilização do software COMSOL Multiphysics. A malha de simulação extrafina é composta por elementos triangulares e camadas de células quadrilaterais com condição de maior refinamento junto à parede do perfil aerodinâmico. Tendo como resultados o mapeamento dos campos de pressão e velocidade, o estudo atinge seus objetivos e promove a comparação em termos de eficiência aerodinâmica dos perfis simulados. O perfil aerodinâmico S1223 apresentou melhores características de sustentação quando relacionado ao E423, porém seu arrasto também é consideravelmente maior, fazendo com que a relação L/D , ou seja, a eficiência aerodinâmica do perfil E423 seja maior. Conclui-se assim, através das análises das resultantes de arrasto e sustentação sobre o perfil, que estes possuem propriedades muito similares e sua aplicação depende da especificidade de cada projeto. O trabalho deixa ainda a possibilidade de seguimento em trabalhos futuros, através da comparação com estudos experimentais.

Palavras-chave: Perfis Aerodinâmicos. Simulação Numérica. AeroDesign.

ABSTRACT

Considering the importance of the airfoil fluid flow performance studies in an aeronautical design, and the fact this should give high efficiency to the wing in relation to lift and drag performance, this paper aims to simulate numerically through CFD (Computational Fluid Dynamics) the high lift low Reynolds airfoils Selig S1223 and Eppler E423. With an AeroDesign approach, the study uses some appropriate parameters to this application on your development, fly velocity for example, and promotes a global understanding of the physical phenomena involved, understanding the numerical method and its formulation, leading the adoption of mesh generation methodologies, whose parameters have basis in the airfoil fluid flow phenomenon and in numerical methodology applied. The simulations were conducted by the k- ϵ turbulence model, which was implemented on COMSOL Multiphysics commercial package. The extra-fine mesh simulation is built by triangular elements and layers of quadrilateral cells with greater grid refinement condition next to the airfoil wall. Having as results the pressure and velocity fields, the study achieves its purposes and promote an aerodynamic efficiency comparison of the airfoils simulated. The S1223 airfoil presented better lift characteristics related to E423, but its drag is also considerably larger, causing the ratio L/D, namely aerodynamic efficiency of the E423 airfoil is greater. Therefore concluded, through the analysis of the lift and drag results on the airfoil fluid flow, that they have very similar properties and its application depends on the specificity of each project. The study leaves furthermore the possibility to future works, through the comparison with experimental studies.

Keywords: Airfoils. Numerical Simulation. AeroDesign.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Características geométricas de um perfil aerodinâmico	15
Figura 2 - Resultante de forças no perfil aerodinâmico	15
Figura 3 - Perfis de alta sustentação (a) S1223 e (b) E423.....	16
Figura 4 - Detalhes de escoamento viscoso em torno de um aerofólio	17
Figura 5 - Pressão nas faces do aerofólio.....	18
Figura 6 - Tensões normais e tangenciais na direção x sobre um elemento fluido.....	25
Figura 7 - Geometrias dos perfis aerodinâmicos.....	30
Figura 8 - Condições de contorno: Simetria e parede	31
Figura 9 - Condições de Contorno: Entrada e saída de fluxo	31
Figura 10 - Malha triangular extrafina	32
Figura 11 - Camadas de células quadrilaterais no bordo de ataque do perfil aerodinâmico .	33
Figura 12 - Refinamento de malha no bordo de ataque dos perfis.....	33
Figura 13 - Refinamento de malha no bordo de fuga dos perfis.....	33
Figura 14 – Tamanho dos elementos da malha (m).....	34
Figura 15 - Distribuição de velocidades: E423	34
Figura 16 - Distribuição de velocidades: S1223	34
Figura 17 - Linhas Isobáricas referentes ao perfil E423	35
Figura 18 - Linhas Isobáricas referentes ao perfil S1223	35
Figura 19 - Distribuição de pressão ao longo do perfil E423	37
Figura 20 - Distribuição de pressão ao longo do perfil S1223	37

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Constantes do Modelo	29
Tabela 2 - Propriedades da Malha de Simulação.....	31
Tabela 3 - Parâmetros de Malha.....	31
Tabela 4 - Dados característicos dos perfis aerodinâmicos	36

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	12
1.1	JUSTIFICATIVA	12
1.2	OBJETIVOS	13
2	REVISÃO DA LITERATURA	14
2.1	AERODINÂMICA DE AERONAVES	14
2.2	PERFIS AERODINÂMICOS	14
2.3	ESCOAMENTO EXTERNO VISCOSO INCOMPRESSÍVEL	16
2.4	ARRASTO EM AERONAVES	17
2.5	SUSTENTAÇÃO	18
2.6	DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL	19
3	MODELO MATEMÁTICO	21
3.1	FORMULAÇÃO DO MODELO DE ESCOAMENTO	21
3.2	MÉTODO DE VOLUMES FINITOS	22
3.3	FORMULAÇÃO DAS EQUAÇÕES DE CONSERVAÇÃO	23
3.3.1	CONSERVAÇÃO DE MASSA – EQUAÇÃO DA CONTINUIDADE	23
3.3.2	CONSERVAÇÃO DE MOMENTO – EQUAÇÕES DE NAVIER-STOKES	24
3.3.3	CONSERVAÇÃO DA ENERGIA	26
3.4	FORMULAÇÃO DO MODELO DE TURBULÊNCIA	27
3.4.1	MODELO DE TURBULÊNCIA K-E	28
4	APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS	30
4.1	CONSTRUÇÃO DA GEOMETRIA E CONDIÇÕES DE CONTORNO	30
4.2	CONSTRUÇÃO DA MALHA	31
4.3	CAMPOS DE VELOCIDADE E PRESSÃO	34
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	38
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	39

1 INTRODUÇÃO

O desejo de voar marca a história da humanidade desde os primórdios de sua existência, como exemplifica a lenda de Ícaro, já na Grécia antiga. No decorrer dos anos, com o desenvolvimento dos primeiros aviões no século XX, este desejo tomou forma e vem desde então em rápido crescimento, seja como meio de transporte, seja pela utilização militar. A agilidade, a eficiência e a diminuição dos custos deste modal de transporte, nas últimas décadas, o fez avançar a passos largos, tanto na amplitude de sua atuação, quanto nas notáveis mudanças tecnológicas no setor, o qual alimenta um processo de permanente inovação.

Anualmente a competição SAE Brasil AeroDesign ocorre em fomento ao projeto de aeronaves e desenvolvimento acadêmico neste setor da engenharia, desafiando equipes de acadêmicos de engenharia a projetar, construir e testar uma aeronave, em escala reduzida, rádio controlada e não tripulada. Consistindo em uma situação muito aproximada das condições reais de projeto de aeronaves, as equipes desenvolvem todas as etapas de um projeto de produto. O objeto de estudo do presente trabalho vem a ser dois dos perfis aerodinâmicos tipicamente utilizados no aerodesign, consistindo o estudo como, parte do projeto aerodinâmico de uma aeronave. Desta forma, foram utilizados alguns dados característicos do aerodesign para o desenvolvimento do trabalho.

1.1 JUSTIFICATIVA

Ao iniciar um projeto aeronáutico, como em qualquer projeto, deve-se partir do conhecimento de que tarefa o produto final terá que desempenhar. No caso específico, a aeronave a ser projetada deve atender aos requisitos da competição SAE Brasil AeroDesign, apresentando funções cargueiras, devendo assim transportar a maior carga útil possível, apresentando uma alta eficiência estrutural e requisitando alta sustentação fornecida pela asa, combinada a valores aceitáveis de arrasto aerodinâmico. Considerando-se que a potência do motor é limitada, tem-se um pequeno empuxo, consistindo na redução dos valores de arrasto da aeronave uma forma eficaz de maximizar seu desempenho. Sendo assim, o estudo do comportamento do escoamento do fluido sobre o perfil aerodinâmico torna-se fundamental, sendo que este deverá conferir alta eficiência para a asa com relação a sua sustentação e arrasto aerodinâmico.

Ao longo da história a mecânica dos fluidos empenhou-se no estudo do comportamento dos fluidos em caráter experimental, muito antes da forma matemática, sendo que o estudo comportamental dos fluidos através de descrições matemáticas veio a ganhar força apenas no século XIX, na forma das equações de Navier-Stokes. Esta área do conhecimento vem sendo estudada há muitos séculos e constitui em uma atividade em constante desenvolvimento, chegando, nas últimas décadas, com o desenvolvimento computacional, às simulações numéricas, método este muito preciso e capaz de atingir estudos fenomenológicos aos quais os tratamentos puramente matemáticos e/ou experimentais não são satisfatórios ou eram inviáveis.

O estudo dos métodos computacionais para a simulação de fenômenos que envolvem os fluidos em movimento, com ou sem trocas de calor, são dados através da área da computação científica denominada dinâmica de fluidos computacional, ou CFD (*Computational Fluid Dynamics*), a qual foi utilizada no presente trabalho.

1.2 OBJETIVOS

Tendo em vista que as simulações numéricas consistem em uma forma menos onerosa em relação a testes experimentais e com resultados muito confiáveis, esta ferramenta foi utilizada nos estudos aerodinâmicos do projeto em questão, o qual tem como objetivo principal simular numericamente, através da abordagem CFD, os perfis aerodinâmicos de alta sustentação Selig S1223 e Eppler E423, de forma a extrair os dados característicos dos mesmos e promover uma comparação em termos de eficiência aerodinâmica. Tendo ainda, como objetivos específicos: Entender os fenômenos físicos envolvidos; Compreender a metodologia numérica e aplicá-la corretamente à formulação; Adotar metodologia de geração de malha cujos parâmetros tenham fundamentação no fenômeno de escoamento de fluido através de perfis aerodinâmicos e na metodologia numérica aplicada.

O estudo referido se delimita a análise dos campos de pressão e velocidade obtidos através das simulações, o que possibilita o comparativo de eficiência entre os dois modelos. Consistindo em um estudo puramente computacional, o mesmo não fez uso de análises de protótipos e testes em túnel de vento.

2 REVISÃO DA LITERATURA

2.1 AERODINÂMICA DE AERONAVES

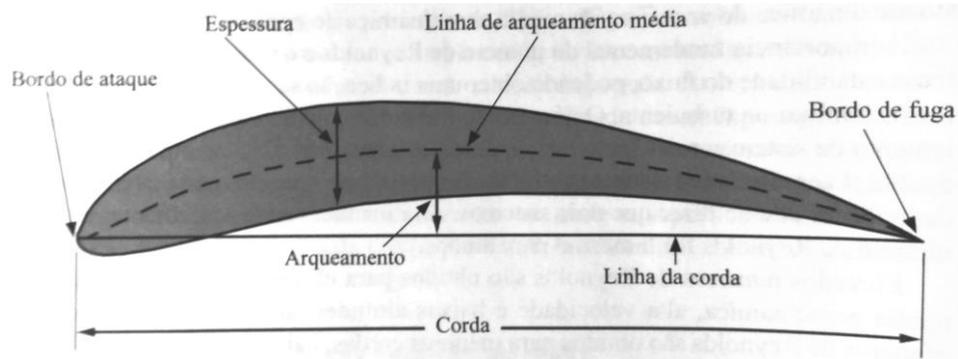
A aerodinâmica consiste em um estudo relativo ao movimento de fluidos gasosos, envolvendo as propriedades e características dos mesmos, bem como a forma com que estes fluidos exercem forças sobre os corpos nele submersos (RODRIGUES, 2013). Tratando-se da interação da aerodinâmica como ciência voltada ao projeto de aeronaves, ambos os campos de estudo caminham juntos, sendo que os estudos de perfis aerodinâmicos alavancaram os estudos da aerodinâmica aplicada a aeronaves.

Muitos aspectos analisados na busca da melhor configuração aerodinâmica de uma aeronave são amplamente utilizados pelas partes subsequentes de um projeto aeronáutico (RODRIGUES, 2013). Ou seja, o correto estudo dos fenômenos que envolvem a aerodinâmica é fundamental para o projeto global da aeronave, dando subsídios para uma melhor análise de desempenho, estabilidade e até mesmo aos estudos estruturais, áreas estas, que possuem soluções correlacionadas que devem ser consideradas para a obtenção do projeto global.

2.2 PERFIS AERODINÂMICOS

Os perfis aerodinâmicos ou aerofólios, segundo Rodrigues (2013), são superfícies projetadas a fim de obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu entorno. A Figura 1 apresenta as principais características de um perfil aerodinâmico, sendo que, a linha de arqueamento média define o ponto médio entre todos os pontos que formam as superfícies superior e inferior do perfil, a linha da corda representa a linha que une os pontos inicial e final da linha de arqueamento média, a espessura representa a altura do perfil perpendicularmente à linha de corda e o arqueamento representa a máxima distância entre a linha de arqueamento média e a linha de corda do perfil aerodinâmico.

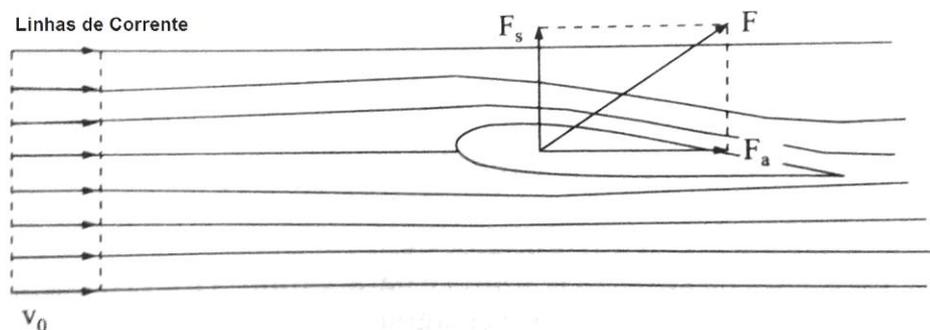
Figura 1 - Características geométricas de um perfil aerodinâmico



Fonte: Rodrigues, 2013, p. 28.

Na interação do perfil aerodinâmico com o fluido, para efeito de estudo, a observação fenomenológica é efetuada adotando o sistema de referência na superfície sólida, ou seja, o corpo se encontra em repouso e o fluido em movimento, adotando uma velocidade igual, em sentido contrário à do corpo estudado (BRUNETTI, 2008). Nessa condição, o perfil aerodinâmico é submetido a uma resultante das forças de cisalhamento e pressão que atuam nas superfícies, conforme apresentado na Figura 2. Supondo-se o escoamento bidimensional, essas forças podem ser decompostas em duas componentes, sendo elas: A força de arrasto ou resistência ao avanço (F_a), paralela às linhas de corrente, e a força de sustentação (F_s), perpendicular às linhas de corrente (FOX e MCDONALD, 2001). Outra característica importante tratando-se da interação de perfis aerodinâmicos com o escoamento de fluido é o ângulo de ataque (α), que consiste no ângulo formado entre a direção do vento relativo e a linha de corda.

Figura 2 - Resultante de forças no perfil aerodinâmico

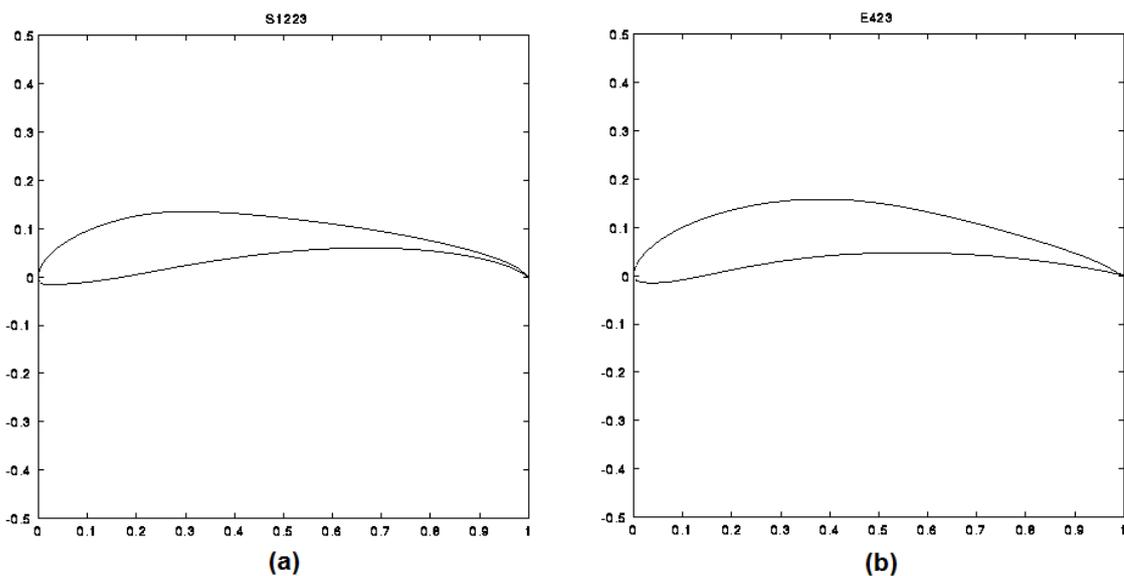


Fonte: Adaptado de Brunetti, 2008, p. 223.

Neste estudo, são abordados os perfis de alta sustentação Selig S1223 e Eppler E423, cujas seções podem ser vistas na Figura 3, escolhidos devido à ampla

aplicação no aerodesign. Esta classe de perfis desenvolve elevada sustentação ao mesmo tempo em que mantém o arrasto muito baixo, quando submetidos a um baixo valor de Reynolds, são os chamados *high lift low Reynolds number airfoils* e são caracterizados por alguns fatores fundamentais a produção de sustentação, que os diferenciam dos perfis tradicionais, sendo eles: A maior relação de espessura (razão entre a máxima espessura do perfil e o comprimento da corda), produzindo maior valor do coeficiente de sustentação máximo; Altos valores do raio do bordo de ataque, o que pode consistir em benefícios na geração de sustentação em baixas velocidades; e os efeitos do arqueamento e da localização da máxima espessura do perfil, ambos quanto mais próximos do bordo de ataque acarretam em maiores coeficientes de sustentação do perfil aerodinâmico (RODRIGUES, 2013).

Figura 3 - Perfis de alta sustentação (a) S1223 e (b) E423



Fonte: Adaptado de Ribeiro, 2002, p. 2.

2.3 ESCOAMENTO EXTERNO VISCOSO INCOMPRESSÍVEL

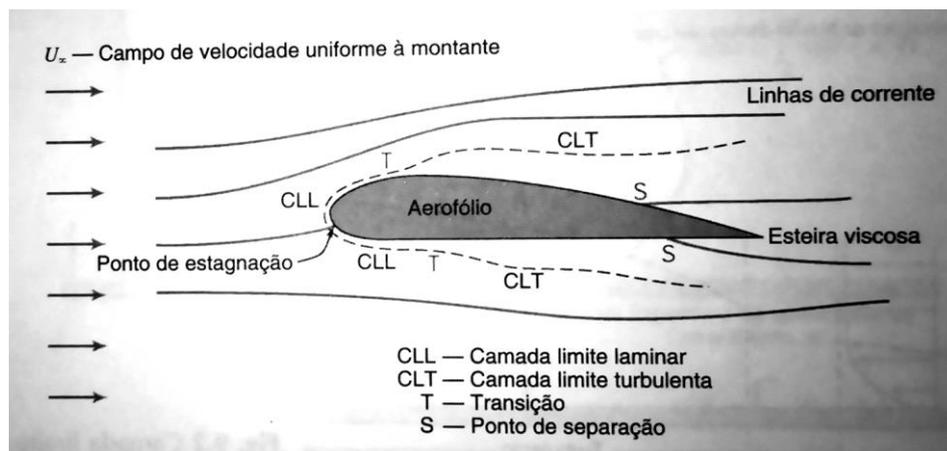
Os escoamentos externos consistem em escoamentos sobre corpos imersos em um fluido sem fronteiras. Fox e McDonald (2001) expõem que o escoamento livre do fluido se divide no ponto de estagnação do perfil aerodinâmico, conforme apresentado na Figura 4, e circunda o corpo, adquirindo a velocidade do mesmo nas superfícies a que esta em contato, como resultado à condição de não deslizamento.

No escoamento viscoso forma-se a camada limite nas superfícies superior e inferior do perfil (demonstradas de forma ampliada na Figura 4), sendo que o

escoamento nesta camada é inicialmente laminar, tornando-se turbulento a uma determinada distância do ponto de estagnação, distância esta, influenciada pelas condições da corrente livre, pela rugosidade da superfície e pelo gradiente de pressão. Em condições adversas do gradiente de pressão, possuindo uma região de pressão crescente, pode ainda ocorrer a separação do escoamento, onde o fluido que se encontrava na camada limite forma uma esteira viscosa atrás do ponto de separação, o que é bastante prejudicial ao desempenho da aeronave (FOX e MCDONALD, 2001).

Fox e McDonald (2001) apontam ainda que esta separação de escoamento impede a determinação analítica das forças que atuam sobre um corpo, ou seja, é necessária a utilização de coeficientes medidos experimentalmente a fim de computar a sustentação e o arrasto, ou fazer uso de simulações numéricas computacionais, como é o caso do presente estudo.

Figura 4 - Detalhes de escoamento viscoso em torno de um aerofólio



Fonte: Fox e McDonald, 2001, p. 271.

2.4 ARRASTO EM AERONAVES

O arrasto aerodinâmico consiste na componente das forças sobre um corpo rígido agindo paralelamente à direção do movimento (FOX e MCDONALD, 2001).

Na aviação busca-se obter a menor resistência aerodinâmica possível, podendo assim a aeronave obter maior velocidade e otimizar a potência do motor em relação ao potencial de carga da aeronave, como é o caso desejado em um aerodesign. Rodrigues (2013), ao abordar o arrasto em aeronaves, destaca que esta força gerada representa a mais importante quantidade aerodinâmica, influenciando

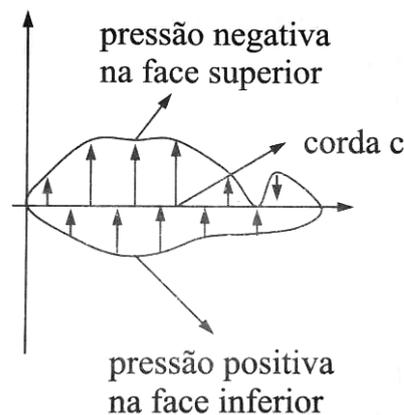
diretamente nas análises de desempenho da aeronave, bem como em todas as fases de um projeto aeronáutico.

A resistência aerodinâmica a que uma aeronave está submetida relaciona-se, segundo Rosa (2006), a diferentes tipos de mecanismos de interação com o meio, resultando em diferentes tipos de arrasto. Rodrigues (2013, p.73) por sua vez, indaga que existem apenas dois tipos de arrasto: “o arrasto de pressão, que ocorre devido ao desbalanceamento de pressão existente sobre a superfície da aeronave, e o arrasto de atrito proveniente das tensões de cisalhamento que atuam sobre a superfície da aeronave”. O autor considera ainda que todo e qualquer outro tipo de arrasto citado na literatura aeronáutica é decorrente dessas duas formas.

2.5 SUSTENTAÇÃO

A explicação qualitativa mais elementar para a força de sustentação, de acordo com Brunetti (2008), está no fato de ocorrer uma diferença de velocidades entre o escoamento do fluido nas faces superior e inferior do perfil aerodinâmico, o que provoca um diferencial de pressões causador de uma força resultante perpendicular à direção do movimento. Esta constatação pode ser deduzida através da equação de Bernoulli, representada na Figura 5.

Figura 5 - Pressão nas faces do aerofólio



Fonte: Brunetti, 2008, p. 237.

A criação da força de sustentação pode ainda ser explicada pela terceira lei de Newton, a qual indica que para qualquer força de ação aplicada existe uma reação de mesma intensidade no sentido oposto. A utilização desta teoria fundamenta-se no fato de que, caso exista um ângulo positivo entre a asa e a direção do escoamento,

o fluido será forçado a mudar de direção, ou seja, parte do escoamento na porção inferior da asa será forçada para baixo, assim, o fluido aplicaria uma força contrária, fornecendo sustentação à asa (RODRIGUES, 2013).

2.6 DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL

A partir dos anos de 1950, a Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD – Computational Fluid Dynamics) surgiu como uma alternativa para este campo do conhecimento, uma vez que os tratamentos teóricos e/ou experimentais aplicados até então, nem sempre são satisfatórios. Através da solução numérica das equações de Navier-Stokes utilizando técnicas computacionais, esta alternativa elimina as duas dificuldades fundamentais encontradas nos métodos anteriores, sendo elas: o fenômeno estudado nem sempre é passível de reprodução em laboratório e, além disso, o tempo e custos elevados para a montagem experimental podem constituir um fator complicante em um determinado estudo (FORTUNA, 2000).

Isto vem ao encontro de Santos apud Souza (2012) que ressalta que o tempo de execução e precisão dos estudos de dinâmica de fluidos foram aprimorados com o emprego da modelagem computacional, uma vez que grande parte das soluções antes obtidas via testes exaustivos de laboratório, agora são alcançadas através deste conjunto de métodos aplicáveis as mais variadas áreas da engenharia de forma muito menos onerosa.

Em suma, a Dinâmica de Fluidos Computacional, segundo Fortuna (2000, p.21), “é a área da computação científica que estuda métodos computacionais para simulação de fenômenos que envolvem fluidos em movimento com ou sem trocas de calor”. O autor aborda ainda que o principal interesse na utilização da CFD está na obtenção das distribuições de velocidades, pressões e temperaturas na região do escoamento.

É importante citar que o uso de métodos numéricos computacionais não põe de lado as análises teóricas e experimentais, pelo contrário, muitas vezes as três técnicas são utilizadas de forma a se complementarem entre elas e fornecerem resultados ainda mais precisos. Um exemplo comum desta interação de técnicas é a utilização dos resultados de uma simulação numérica como orientação à escolha dos experimentos a serem realizados, otimizando tempo e custos de projeto (FORTUNA, 2000).

De forma geral, a CFD apresenta um conjunto versátil de algoritmos para a solução numérica dos problemas de escoamento, possibilitando uma fácil alteração nos parâmetros relevantes e até mesmo dos modelos físicos em um mesmo escoamento, até que se atendam as exigências de projeto.

3 MODELO MATEMÁTICO

3.1 FORMULAÇÃO DO MODELO DE ESCOAMENTO

Para o uso das ferramentas da dinâmica dos fluidos computacional o usuário deverá dominar as bases da mecânica dos fluidos como ciência, de forma a aplicar os estudos em sua correta formulação e assim obter resultados representativos. Desta forma, faz-se necessário o conhecimento das condições do escoamento do fluido para a definição inicial do modelo de escoamento a ser empregado no estudo.

Inicialmente, segundo Fortuna (2000), os fluidos podem ser divididos em dois tipos: laminares e turbulentos. Esta classificação de escoamentos depende da velocidade e prende-se a forma pela qual ocorre, ou seja, a forma do objeto pelo qual o fluido está escoando está sujeito ao comportamento das moléculas do fluido, as quais adotam um padrão de movimento (ROMA, 2006). Este padrão é denominado estrutura interna do escoamento e direciona ao regime de escoamento do fluido, que pode ser identificado através do número de Reynolds crítico (Re).

$$Re = \frac{\rho UL}{\mu} \quad (1)$$

O número de Reynolds é descrito pela Equação 1, onde ρ é a densidade do ar, U a velocidade do escoamento, μ a viscosidade dinâmica do ar e L o comprimento característico, que neste caso pode ser substituído na equação pelo valor da corda média aerodinâmica do perfil (\bar{c}).

Caracterizando a passagem de um regime de escoamento para o outro, ou seja, “o número de Reynolds é proporcional ao quociente das forças de inércia e viscosas do escoamento” (BRUNETTI, 2008, p. 150), esta constante adimensional indica, segundo Fox e McDonald (2001), que para o estudo de escoamento externo sobre placas planas semi-infinitas o fluxo caracteriza-se como laminar para $Re \leq 5 \times 10^5$.

Calculado utilizando os valores de densidade do ar e viscosidade dinâmica do ar da cidade de São José dos Campos/SP, onde ocorre a competição SAE Brasil AeroDesign, a velocidade do escoamento de 15 m/s que se caracteriza como a velocidade média dentro do envelope de voo de um AeroDesign e o valor de comprimento característico igual a 0,5 m, correspondente à corda dos perfis a serem

estudados, se obteve um valor de $Re = 4,73 \times 10^5$. Desta forma, o escoamento do presente estudo caracterizar-se-ia teoricamente como laminar, porém tendo-se como geometria de estudo perfis aerodinâmicos críticos, não fazendo referência fiel a teoria geral para placas planas, o escoamento ao entorno destes perfis (*high lift low Reynolds number airfoils*) pode assumir características turbulentas no bordo fuga dos mesmos, gerando esteiras viscosas características, além de o valor de Re obtido estar próximo ao apresentado pela literatura como zona de transição do escoamento laminar para o turbulento. Ou seja, faz-se necessária, assim, a aplicação de um modelo de turbulência como forma de satisfazer a convergência das equações da continuidade a todos os pontos da malha de simulação.

Tendo definido o regime de escoamento, Fortuna (2000) apresenta ainda que os fluidos podem ser classificados de diversas formas, necessitando estas serem identificadas para a aplicação do correto modelo físico de escoamento no estudo numérico a ser desenvolvido. Sendo assim, pode ser caracterizado o escoamento como estacionário, uma vez que as grandezas como velocidade e pressão não foram variadas em função do tempo, externo, sendo desejado o estudo do escoamento ao redor de um corpo totalmente imerso no fluido, e incompressível, tendo-se que a densidade do fluido não apresentará mudança ao longo do escoamento pelo perfil aerodinâmico.

Fortuna (2000) salienta que deve-se distinguir entre escoamentos e fluidos compressíveis e incompressíveis, uma vez que fluidos como o ar, por exemplo, é um fluido compressível, que porém, em seu escoamento pode ser considerado incompressível, considerando aplicações onde não existam gradientes elevados de pressão ou temperatura.

3.2 MÉTODO DE VOLUMES FINÍTOS

O Método dos Volumes Finitos (MVF) adotado no presente estudo foi aplicado através do uso do software COMSOL Multiphysics. A solução do MVF, conforme Beck (2010), consiste na divisão do domínio em um número finito de volumes de controle, sendo que estes irão corresponder às células da malha. Seguindo a metodologia numérica exposta por Beck (2010), a cada volume de controle gerado serão aplicadas as formas das equações de conservação, tendo como objetivo a

obtenção de um sistema de equações algébricas lineares, as quais, através do seu número de incógnitas, apresentarão o número de células na malha.

As condições de contorno aplicadas aos modelos físicos, neste caso, são a velocidade prescrita de ingresso, o plano de simetria, as paredes sem deslizamento, a pressão de saída e o escoamento livre no contorno que serão apresentadas posteriormente na construção do modelo físico estudado.

3.3 FORMULAÇÃO DAS EQUAÇÕES DE CONSERVAÇÃO

As simulações numéricas realizadas através da abordagem CFD, tem base no modelo matemático correspondente às equações de conservação de Navier-Stokes, as quais descrevem escoamentos de fluidos compressíveis, incompressíveis, turbulentos e laminares, adequando-se às propriedades do escoamento e do fluido. A adequação ao modelo de escoamento aplicado a um estudo tem o cunho principal de simplificar consideravelmente as equações, reduzindo a dificuldade inerente à solução numérica (FORTUNA, 2000). Estas equações representam matematicamente três fenômenos físicos: Conservação de massa; Conservação de momento (segunda lei de Newton) e Conservação de energia (primeira lei da termodinâmica).

Na aplicação das equações de Navier-Stokes o fluido é considerado um contínuo de massa, utilizando-se escalas macroscópicas, ou seja, a estrutura discreta da matéria e movimentos moleculares são desprezados no estudo, uma vez que, conforme Fortuna (2000), um elemento fluido contém um número de moléculas suficientemente elevado para que suas propriedades macroscópicas não sejam influenciadas pelas propriedades moleculares individuais.

3.3.1 Conservação de Massa – Equação da Continuidade

Da hipótese do contínuo, na qual o fluido é tratado como uma distribuição contínua de matéria, os campos de propriedades são definidos por funções contínuas das coordenadas espaciais e do tempo. Desta forma, segundo Fox e McDonald (2001), os campos da massa específica e velocidade são relacionados através da conservação de massa, a qual é aplicada a um volume diferencial neste caso.

Na física, o princípio da conservação de massa é de extrema importância e é baseado no pressuposto que na ausência de fontes de massa ou de locais pelos quais a massa possa desaparecer, toda a massa que entra em um sistema deve sair e/ou acumular no sistema (FORTUNA, 2000). A equação diferencial para a conservação de massa para regime permanente, para duas dimensões, se dá nos termos da equação:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

A Equação 2, conhecida como equação da continuidade tem em seu primeiro termo representada a variação temporal da densidade do fluido, o segundo termo descreve a taxa de variação da massa por unidade de volume, onde u e v são as velocidades nas direções x e y , respectivamente, e t o tempo (FORTUNA, 2001). Uma vez que o operador laplaciano ∇ em coordenadas cartesianas em duas dimensões é dado pela Equação 3, a equação da continuidade pode ser escrita conforme a Equação 4, em que $V = (u\hat{x}, v\hat{y})$, sendo V o vetor da velocidade do fluido, \hat{x} e \hat{y} vetores unitários nas direções x e y .

$$\nabla = \hat{x} \frac{\partial}{\partial x} + \hat{y} \frac{\partial}{\partial y} \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) = 0 \quad (4)$$

Fortuna (2001) aborda que existe uma vantagem da adoção da notação vetorial, Equação 4, pois a expressão fica independente do sistema de coordenadas adotado, podendo-se assim, obter facilmente a expressão da equação da continuidade em outro sistema de coordenadas, apenas expressando o operador ∇ na forma correspondente ao sistema adotado.

3.3.2 Conservação de Momento – Equações de Navier-Stokes

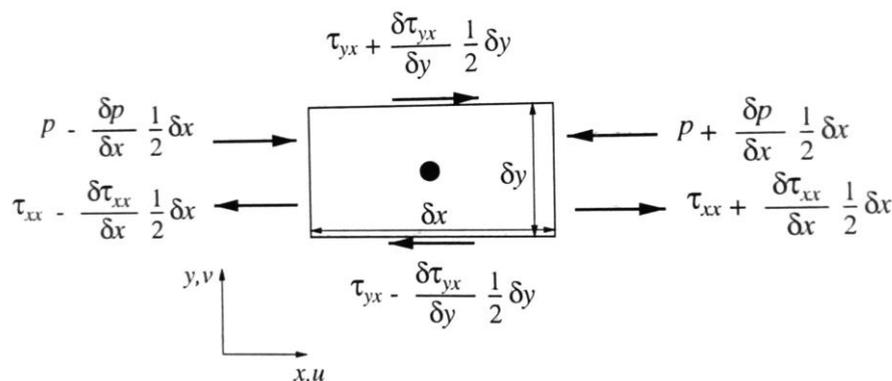
As equações de Navier-Stokes, segundo Roma (2006), representam um modelo válido para qualquer tipo de escoamento envolvendo vários tipos de fluidos. Seu desenvolvimento usual em termos da mecânica dos fluidos consiste na aplicação da segunda lei de Newton a um elemento fluido, sendo neste considerados os esforços aplicados sobre um elemento de volume do sistema

cartesiano de coordenadas. Os esforços considerados, conforme o autor, são reconhecidos como provenientes das forças de contato e das forças de ação da distância, ou seja, forças de pressão e os efeitos viscosos na primeira classe e forças em razão de campos externos na segunda classe.

Sendo as forças e acelerações dos elementos do fluido quantidades vetoriais, estas são decompostas ao longo das direções x e y . Determina-se assim, uma expressão para a aceleração de um elemento fluido que tenha velocidade u como função de suas coordenadas espaciais (FORTUNA, 2000). Considerando a segunda lei de Newton, tem-se que a aceleração multiplicada pela massa do elemento de fluido é igual à força resultante que age sobre o elemento, forças estas que podem ser subdivididas em dois tipos: Forças de campo e forças de superfície. As forças de superfície, adotadas no presente estudo, decorrem da pressão exercida pelo fluido por um elemento exterior e das tensões viscosas normais e de cisalhamento devido ao atrito com os elementos de fluido adjacentes em movimento. Estas forças aparecem como termos constitutivos das equações de momento.

As tensões sobre um elemento de fluido bidimensional, com arestas δx e δy exemplificadas na Figura 6, tem seus valores expandidos em séries de Taylor a partir dos respectivos valores para os campos p e τ , sendo estes a pressão e as tensões viscosas respectivamente, as quais apresentam variações suaves segundo Fortuna (2000).

Figura 6 - Tensões normais e tangenciais na direção x sobre um elemento fluido



Fonte: Fortuna, 2000, p. 240.

Obtém-se através da dedução algébrica do apresentado a equação que representa a segunda lei de Newton, a qual é somada a equação da continuidade, anteriormente apresentada, de forma a tomar a forma conservativa, o que resulta em melhores propriedades numéricas em relação à forma não conservativa. Desta

forma, são obtidas as equações de momento, conhecidas como equações de Navier-Stokes, nas direções x e y, na forma:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \partial F_x \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \partial F_y \quad (6)$$

Onde F consiste em um vetor que representa a força exercida no elemento fluido por unidade de massa, ou seja, trata-se de uma aceleração. As equações 5 e 6 podem ainda ser representadas de forma vetorial, conforme apresentado por White (2011), tomando a forma:

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = \rho \vec{g} - \nabla p + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (7)$$

Sendo \vec{g} a aceleração gravitacional.

3.3.3 Conservação da Energia

Escoamentos classificados como turbulentos apresentam como uma de suas características serem altamente dissipativos, transformando a energia mecânica em calor. Desta forma, segundo ETT (2002), para existir um estado estacionário é necessário um equilíbrio entre a energia fornecida à turbulência, o transporte dela por convecção ou difusão e sua dissipação por mecanismos viscosos. Em outras palavras, Munson, Young e Okiishi (2004) abordam que a conservação de energia nada mais é do que a aplicação da 1ª lei da termodinâmica, a qual estabelece que a taxa de variação temporal da energia deve ser igual ao somatório da taxa líquida de transferência de calor para o sistema e a taxa de realização de trabalho.

A variação total da energia com o tempo (E) por unidade de volume de um elemento de fluido em deslocamento é dada pela equação 8, sendo $\phi = E$.

$$\frac{D\phi}{Dt} = \frac{\partial \phi}{\partial t} + u \frac{\partial \phi}{\partial x} + v \frac{\partial \phi}{\partial y} = \frac{\partial \phi}{\partial t} + (\mathbf{V} \cdot \nabla) \phi \quad (8)$$

Esta energia total E, segundo Fortuna (2000), corresponde a três componentes: a energia cinética de translação do fluido devido ao seu movimento, a energia interna do fluido proveniente da vibração natural das moléculas que o

compõem e a energia potencial gravitacional. Pode-se escrever a partir destas três componentes a equação da energia de forma não conservativa:

$$\rho \frac{DE}{Dt} = S + W \quad (9)$$

Onde $E = e + \frac{v^2}{2}$ e S contendo os efeitos das fontes de calor sobre a energia total do fluido, sendo descrito pela Equação 10.

$$S = \rho \frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) = \rho \frac{\partial Q}{\partial t} - \nabla \cdot \mathbf{q} \quad (10)$$

Com $\mathbf{q} = k \nabla T$ sendo o fluxo de calor através das paredes do volume de controle, k o coeficiente de condutividade térmica do fluido, T a temperatura e Q a vazão.

A Equação 9, conforme Fortuna (2000), pode ser escrita para a energia interna na forma da Equação 11, sendo estas equivalentes e ambas representando a lei da conservação da energia do elemento fluido.

$$\rho \frac{De}{Dt} = \rho \frac{\partial Q}{\partial t} - \nabla \cdot \mathbf{q} - p(\nabla \cdot \mathbf{V}) + \tau_{xx} \frac{\partial u}{\partial x} + \tau_{yx} \frac{\partial u}{\partial y} + \tau_{xy} \frac{\partial v}{\partial x} + \tau_{yy} \frac{\partial v}{\partial y} \quad (11)$$

Sendo possível ainda escrever o lado esquerdo da equação 11 na forma conservativa, somando a ele a equação da continuidade 2, tomando a forma:

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho e \mathbf{V}) = \rho \frac{\partial Q}{\partial t} - \nabla \cdot \mathbf{q} - p(\nabla \cdot \mathbf{V}) + \tau_{xx} \frac{\partial u}{\partial x} + \tau_{yx} \frac{\partial u}{\partial y} + \tau_{xy} \frac{\partial v}{\partial x} + \tau_{yy} \frac{\partial v}{\partial y} \quad (12)$$

3.4 FORMULAÇÃO DO MODELO DE TURBULÊNCIA

No presente estudo é considerado o escoamento de fluidos newtonianos, incompressíveis e turbulentos, tomando como base o modelo RANS (*Reynolds-Averaged Navier-Stokes*). Neste caso, as equações governantes de Navier-Stokes tomam a forma da Equação 13, onde I é o tensor identidade.

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \rho(\mathbf{u} \cdot \nabla) \mathbf{u} &= \nabla \cdot [-p \mathbf{I} + \mu(\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T)] + \mathbf{F} \\ \rho \nabla \cdot \mathbf{u} &= 0 \end{aligned} \quad (13)$$

O modelo de escoamento turbulento RANS, segundo COMSOL (2012), representa o fluxo turbulento dividido em parcelas tensoriais (Equação 14), onde Φ

representa a parcela correspondente às correlações entre a taxa de deformação do campo flutuante com as flutuações de pressão.

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (14)$$

Refletindo esta parcela no mecanismo de redistribuição da energia cinética de turbulência, pela pressão, entre diferentes pontos do tensor de Reynolds (ETT, 2002). Decompondo os campos do escoamento em partes médias e partes flutuantes, insere-se o tensor de Reynolds na equação de Navier-Stokes, obtendo-se assim a Equação 15, que descreve o modelo RANS, onde \mathbf{U} representa a velocidade média e \otimes o produto vetorial externo.

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \rho \mathbf{U} \cdot \nabla \mathbf{U} + \nabla \cdot \overline{(\rho \mathbf{u}' \otimes \mathbf{u}')} &= -\nabla P + \nabla \cdot \mu (\nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T) + \mathbf{F} \\ \rho \nabla \cdot \mathbf{U} &= 0 \end{aligned} \quad (15)$$

O aparecimento do tensor de Reynolds na equação de conservação se deve a uma consequência direta do processo temporal aleatório de geração de equações médias (ETT, 2002).

De forma geral, segundo ETT (2002), utilizam-se técnicas nas quais procura-se representar uma grandeza escalar, vetorial e tensorial em função das grandezas conhecidas na modelagem da turbulência. Os autores ainda abordam que o modelo de turbulência visa estabelecer relações diretas para o tensor de Reynolds em relação ao campo de velocidade média.

3.4.1 Modelo de Turbulência k-ε

O modelo de turbulência k-ε é um dos mais utilizados na aplicação industrial de simulações numéricas de escoamentos turbulentos (COMSOL, 2012). Partindo-se do código laminar, o modelo k-ε tem sua base fundamentada na aproximação de Boussinesq, representada pela Equação 16, onde a viscosidade de turbulência é formulada pela relação de escalas formada pela dissipação e pela energia cinética da turbulência em que $D(\mathbf{U})$ representa a parte simétrica do gradiente de velocidade (ETT, 2002).

$$\overline{\mathbf{u} \otimes \mathbf{u}} = \frac{2}{3} k \mathbf{I} - 2\nu_T \mathbf{D}(\mathbf{U}) \quad (16)$$

São introduzidas no modelo duas equações de transporte e duas variáveis dependentes: a energia cinética de turbulência, k , e a taxa de dissipação de energia da turbulência, ε . A viscosidade turbulenta é modelada pela Equação 17, onde C_μ é uma constante do modelo (COMSOL, 2012).

$$\mu_T = \rho C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (17)$$

A equação de transporte para k é descrita pela Equação 18, utilizando as relações da Equação 19.

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \mathbf{u} \cdot \nabla k = \nabla \cdot \left(\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \rho \varepsilon \quad (18)$$

$$P_k = \mu_T \left(\nabla \mathbf{u} : (\nabla \mathbf{u} + (\nabla \mathbf{u})^T) - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{u})^2 \right) - \frac{2}{3} \rho k \nabla \cdot \mathbf{u} \quad (19)$$

A equação de transporte para ε é dada pela equação 20.

$$\rho \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho \mathbf{u} \cdot \nabla \varepsilon = \nabla \cdot \left(\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (20)$$

São utilizados no estudo os valores para as constantes do modelo determinados experimentalmente e fornecido pelo software utilizado, conforme apresentado na Tabela 1.

Tabela 1 - Constantes do Modelo

CONSTANTE	VALOR
C_μ	0.09
$C_{\varepsilon 1}$	1.44
$C_{\varepsilon 2}$	1.92
σ_k	1.0
σ_ε	1.3

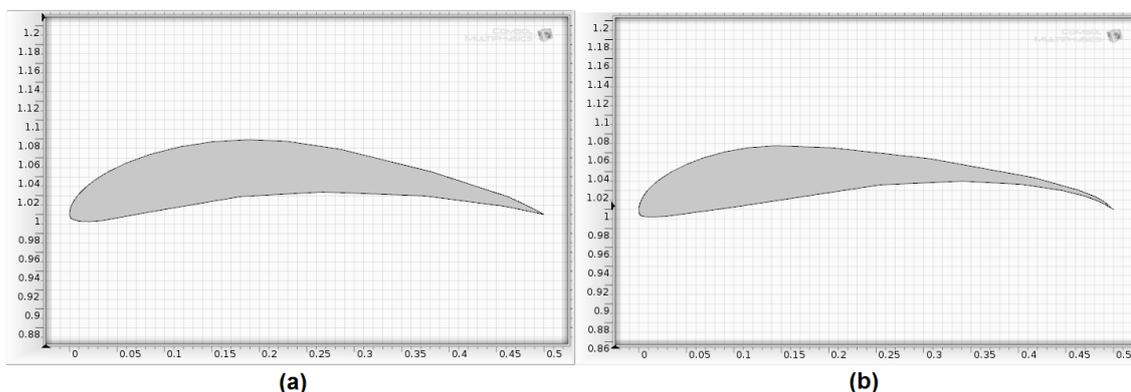
Fonte: COMSOL, 2012, p. 166.

4 APRESENTAÇÃO E ANÁLISE DOS RESULTADOS

4.1 CONSTRUÇÃO DA GEOMETRIA E CONDIÇÕES DE CONTORNO

Para a construção do modelo bidimensional fez-se necessária inicialmente, para o desenvolvimento da geometria de simulação, a obtenção das coordenadas dos perfis aerodinâmicos referentes ao estudo, Selig S1223 e Eppler E423. Para tal foi utilizado o banco de perfis UIUC Airfoil Data Site - Michael Selig (UIUC, 2014). As coordenadas (x, y) , distribuídas em cem pontos, foram devidamente tratadas através do software Microsoft Excel de forma a ajustá-las à condição de dimensões desejadas, ou seja, a corda de 0,5 m, a qual se justifica pela aplicação em um aerodesign. Através da interpolação dos pontos das coordenadas (x, y) foi desenhada a curva do perfil, criando-se as geometrias apresentadas na Figura 7, onde 7(a) representa o perfil Eppler E423 e 7(b) o perfil Selig S1223.

Figura 7 - Geometrias dos perfis aerodinâmicos



Tendo os perfis aerodinâmicos devidamente modelados, foi construído o domínio de 2 m x 4 m pelo qual o fluido deve escoar, domínio este que satisfaz as necessidades do presente estudo, tendo dimensões suficientes para que não ocorra a interferência no escoamento ao redor do perfil, bem como possa se observar toda a perturbação no fluido causada pelo perfil aerodinâmico. As dimensões correspondem a aproximadamente duas vezes o valor da corda a frente do bordo de ataque do perfil, cinco vezes o valor da corda para trás do bordo de fuga do perfil, dez vezes a altura do perfil abaixo e nove vezes a altura do perfil acima. A este domínio foi aplicada a condição de simetria (*Symmetry*) entre suas faces superior e inferior, destacadas na Figura 8, de forma que estas permitam o escoamento livre do fluido, não apresentando características de não deslizamento próximo a parede,

resultantes das forças viscosas. Ao perfil aerodinâmico foi aplicada a condição de parede (*Wall*).

Figura 8 - Condições de contorno:
Simetria e parede

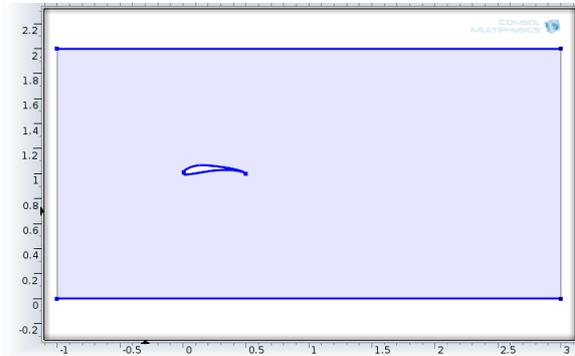
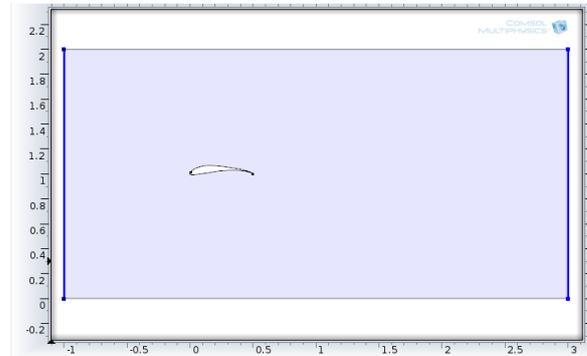


Figura 9 - Condições de Contorno:
Entrada e saída de fluxo



A este domínio é considerado o “ar” como fluido onde o perfil aerodinâmico está imerso, utilizando os valores de densidade e viscosidade dinâmica do ar relativos à cidade de São José dos Campos, sendo eles $\rho = 1,1504 \text{ kg/m}^3$ e $\mu = 1,825 \times 10^{-5} \text{ kgf.s/m}^2$. Para a entrada do fluido no domínio (*inlet*) foi indicada uma velocidade de 15 m/s e para a saída do domínio utilizou-se o escoamento livre (*open boundary*), conforme Figura 9.

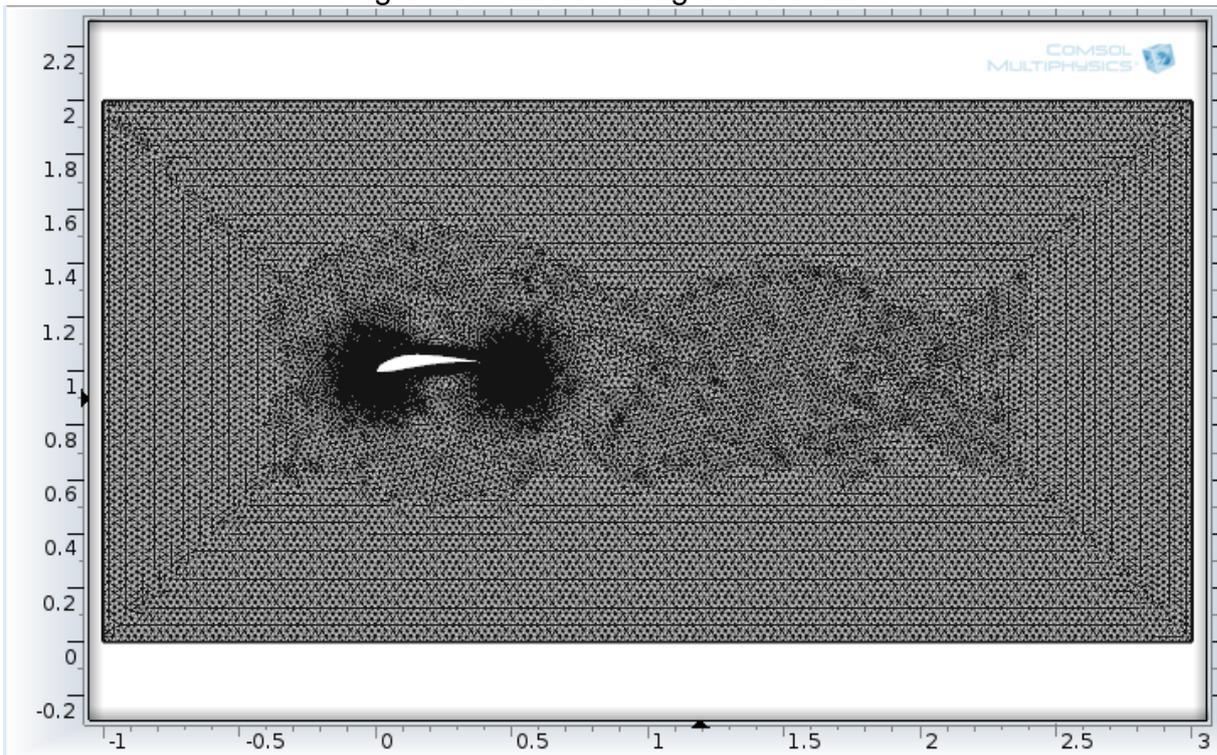
4.2 CONSTRUÇÃO DA MALHA

O presente estudo faz uso de uma malha extrafina não estruturada com volumes triangulares, possuindo 40353 elementos para o perfil S1223 e 40063 elementos para o perfil E423, de acordo com as características apresentadas nas Tabelas 2 e 3, e representada na Figura 10.

Propriedade	Valor (S1223)	Valor (E423)
Elementos Triangulares	36867	36641
Elementos Quadrilaterais	3486	3422
Elementos de arestas	569	567
Elementos de vértices	6	6

Nome	Valor
Calibrada para	Fluid dynamics
Tamanho máximo de elementos	0.026 m
Tamanho mínimo de elementos	0.0030 m
Resolução de curvatura	0.25
Taxa de crescimento máxima de elementos	1.08
Tamanho predefinido	Extrafina

Figura 10 - Malha triangular extrafina



Seguindo as práticas aplicadas nas oficinas de predição de arrasto promovidas pelo AAIA – American Institute of Aeronautics and Astronautics (MAVRIPLIS et al., 2009), se faz necessário, para modelos de turbulência, a discretização da região do escoamento junto às paredes do perfil aerodinâmico. Nesta região foram estruturadas 32 camadas de células quadrilaterais a partir da linha de contorno do perfil, sendo a razão de crescimento entre alturas das células (rh) igual a 1,2, satisfazendo a condição $rh < 1,25$ exposta por Mavriplis et al. (2009). Esta condição de parede composta por elementos quadrilaterais tem como objetivo o super refinamento nas células sobre as paredes, cobrindo toda a camada limite do escoamento. Este refinamento é representado em detalhe na Figura 11. As Figuras 12 e 13 demonstram o refinamento de malha adotado no bordo de ataque e bordo de fuga dos perfis, respectivamente, nos quais o modelo físico requer maior refinamento, conforme pode ser observado também na Figura 14, a qual representa a distribuição dos tamanhos dos elementos da malha, indicando os pontos de maior e menor refinamento seguindo a escala de cores. Mavriplis et al. (2009) indica que o espaçamento entre nós de ataque deve ser em torno de 0,1% da corda geométrica do perfil e a no bordo de fuga o número mínimo de células é de 12 a 24, de acordo

com o grau de refinamento, ambas as condições são obedecidas no presente estudo.

Figura 11 - Camadas de células quadrilaterais no bordo de ataque do perfil aerodinâmico

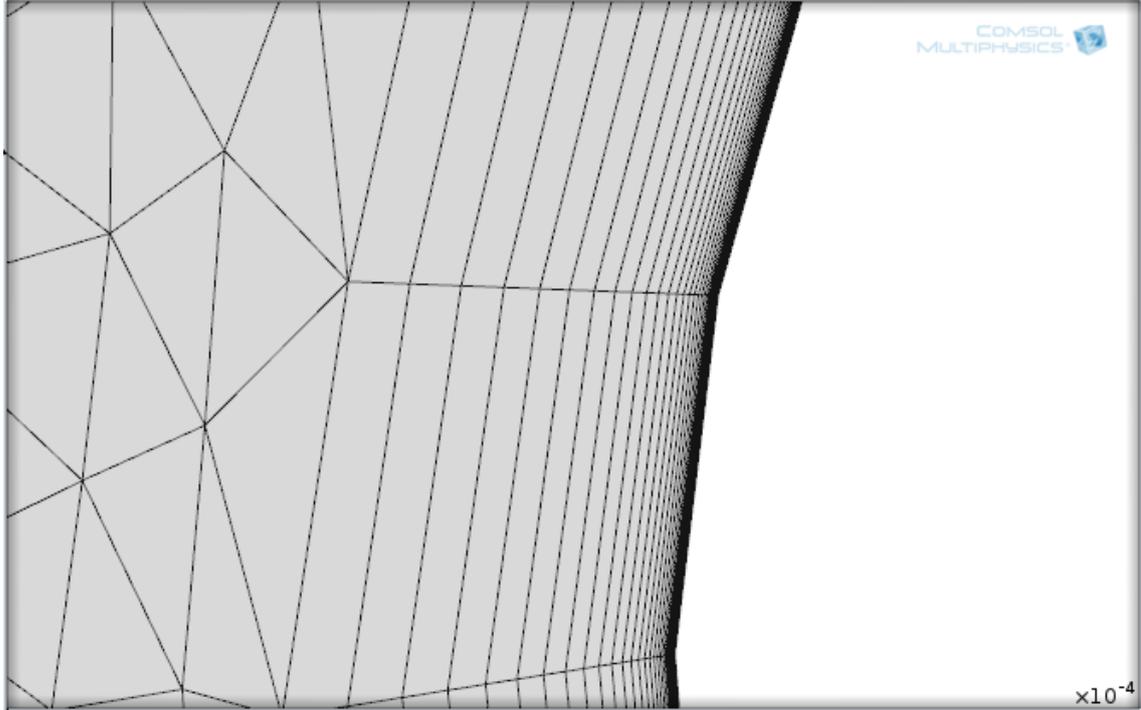


Figura 12 - Refinamento de malha no bordo de ataque dos perfis

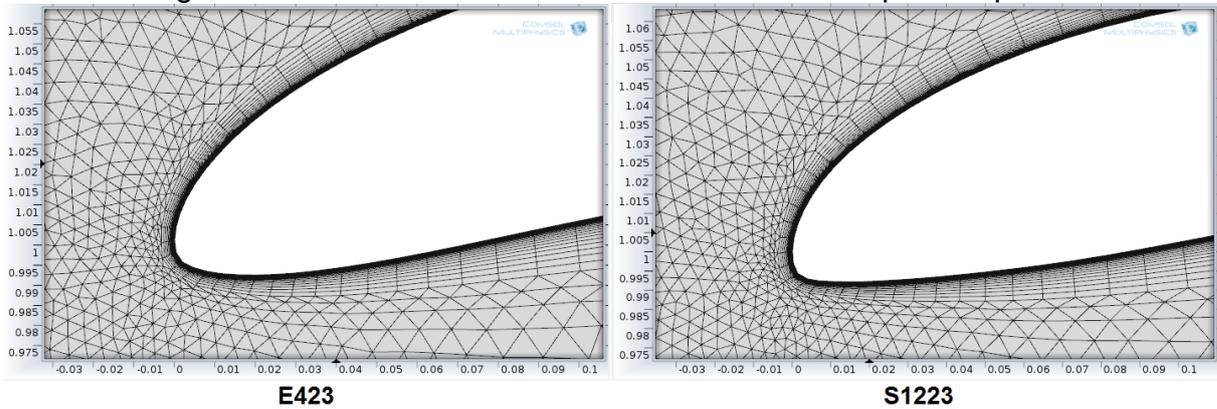


Figura 13 - Refinamento de malha no bordo de fuga dos perfis

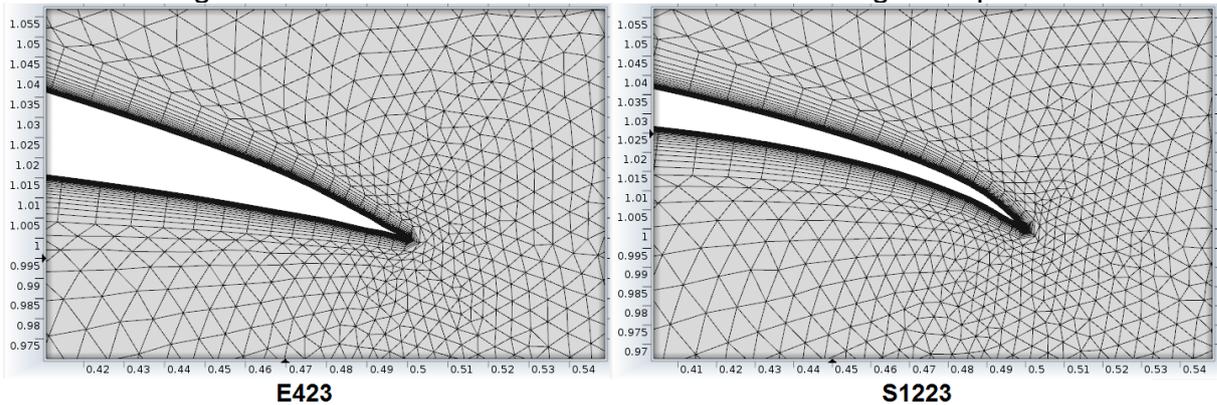
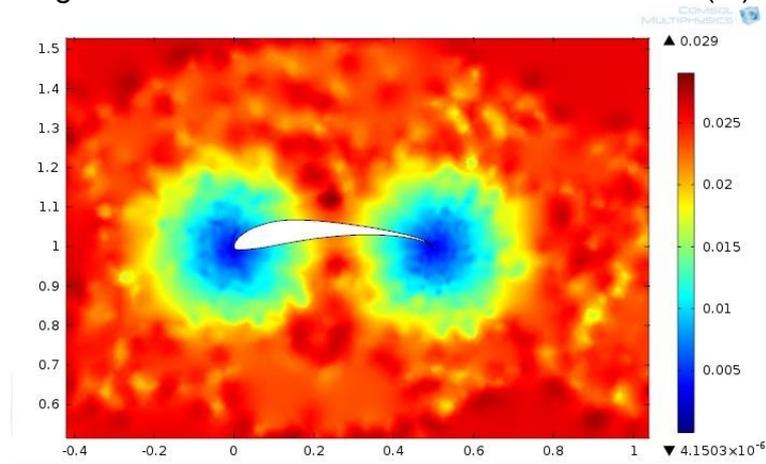


Figura 14 – Tamanho dos elementos da malha (m)



4.3 CAMPOS DE VELOCIDADE E PRESSÃO

As Figuras 15 a 20 apresentam os resultados das simulações numéricas através dos campos de pressão e velocidade incidentes nos perfis aerodinâmicos durante o escoamento de fluido, o qual tem como parâmetro inicial a entrada no domínio a uma velocidade de 15 m/s, conforme exposto anteriormente. Ambos os perfis estão posicionados com um ângulo de ataque nulo e com as condições de contorno anteriormente apresentadas, de forma a realizar a comparação entre os perfis aerodinâmicos E423 e S1223.

Figura 15 - Distribuição de velocidades: E423

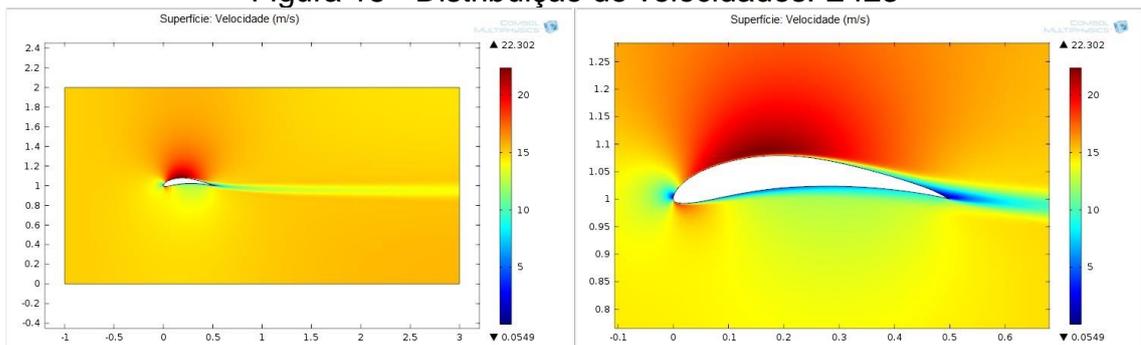


Figura 16 - Distribuição de velocidades: S1223

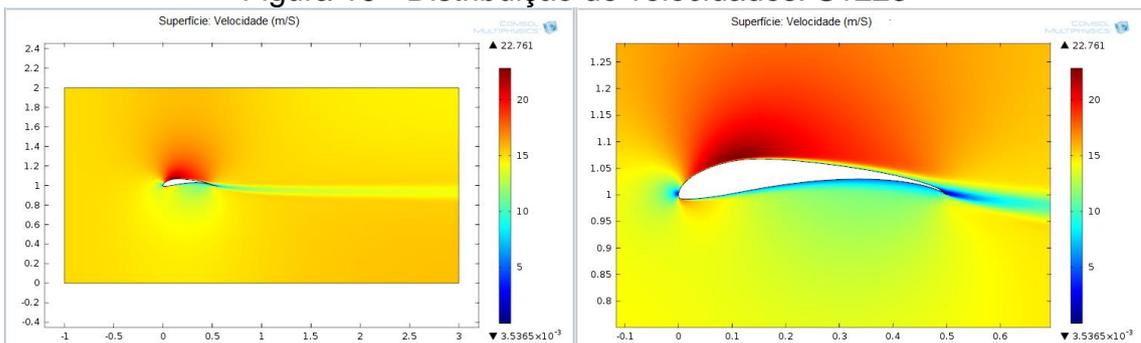


Figura 17 - Linhas Isobáricas referentes ao perfil E423

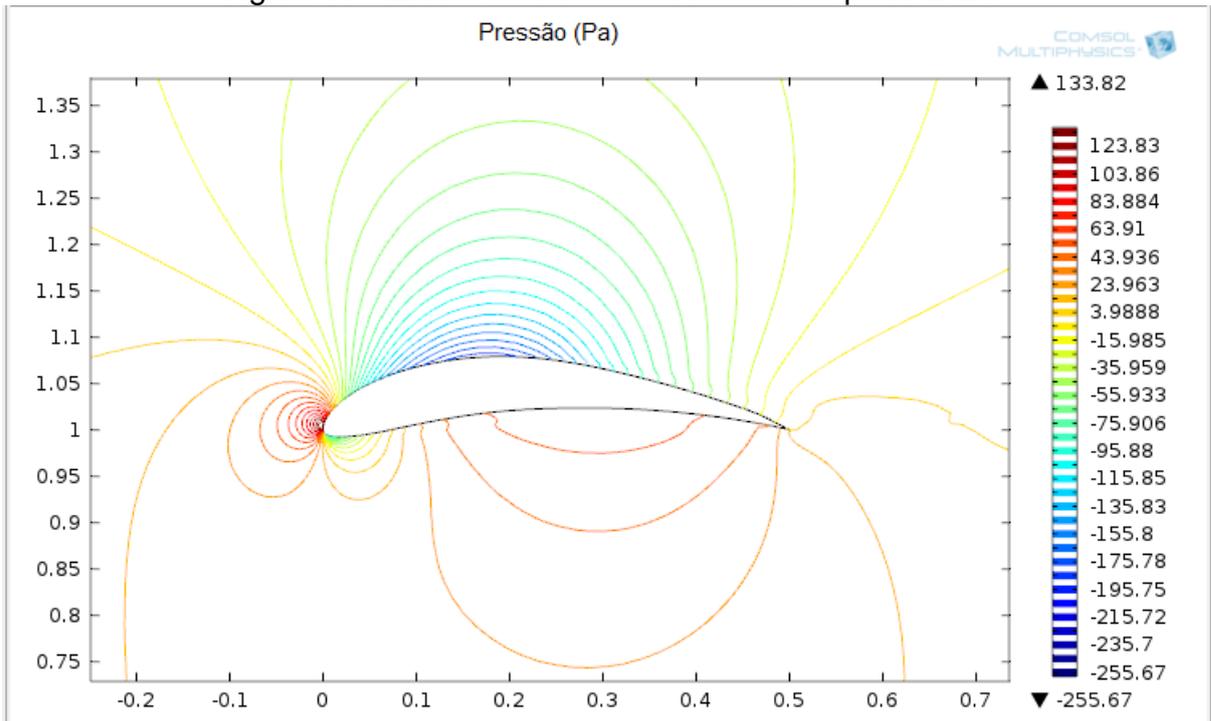
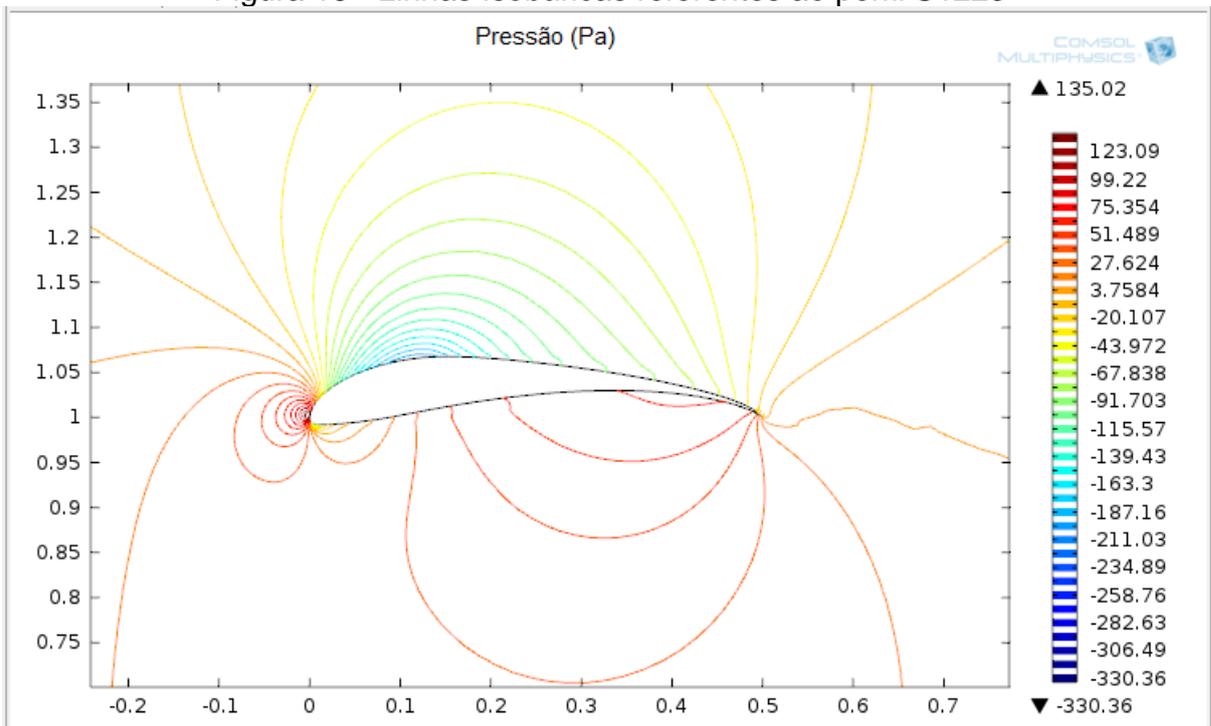


Figura 18 - Linhas Isobáricas referentes ao perfil S1223



A partir de visualização das Figuras 15 e 16, é possível identificar que o perfil E423 apresenta maiores gradientes de velocidades no extradorso do perfil em relação ao S1223, o que indica um menor arrasto aerodinâmico no escoamento sobre o perfil. Apesar de possuir uma esteira viscosa mais espessa em seu bordo de fuga, o perfil E423, apresenta um coeficiente de arrasto inferior ao S1223, conforme

apresentado na Tabela 4. Por outro lado, observando-se as linhas isobáricas representadas nas figuras 17 e 18, é verificado que o perfil S1223 apresenta zonas de pressão mais elevadas no intradorso do perfil comparando-se com o E423, compensando a pressão ligeiramente mais elevada no extradorso, o que é comprovado pelos coeficientes apresentados na Tabela 4.

Tabela 4 - Dados característicos dos perfis aerodinâmicos

	E423	S1223
Coeficiente de Sustentação (c_l)	1,116	1,168
Coeficiente de arrasto (c_d)	0,013	0,015
Eficiência aerodinâmica (L/D)	87,041	80,354

Estes coeficientes, segundo Anderson (1984), são obtidos através das resultantes de forças atuantes no perfil, ou seja, através dos somatórios das forças normal N e axial A atuando no perfil aerodinâmico decorrentes do escoamento do fluido, é possível, por meio das Equações 21 e 22, se obter as forças de sustentação L e de arrasto D , e conseqüentemente os coeficientes de sustentação c_l e de arrasto c_d , através das Equações 23 e 24, onde α é o ângulo de ataque e c a corda do perfil aerodinâmico.

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (21)$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (22)$$

$$c_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 c} \quad (23)$$

$$c_d = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 c} \quad (24)$$

As Figuras 19 e 20 representam a distribuição de pressão ao longo dos perfis aerodinâmicos E423 e S1223, respectivamente. Analisando as distribuições, observa-se que a resultante das pressões no perfil S1223 se dá de forma mais acentuada mais próximo ao bordo de ataque do perfil em relação ao E423, lhe conferindo vantagens quanto ao momento resultante no perfil, bem como quanto à geração de sustentação a baixas velocidades.

Figura 19 - Distribuição de pressão ao longo do perfil E423

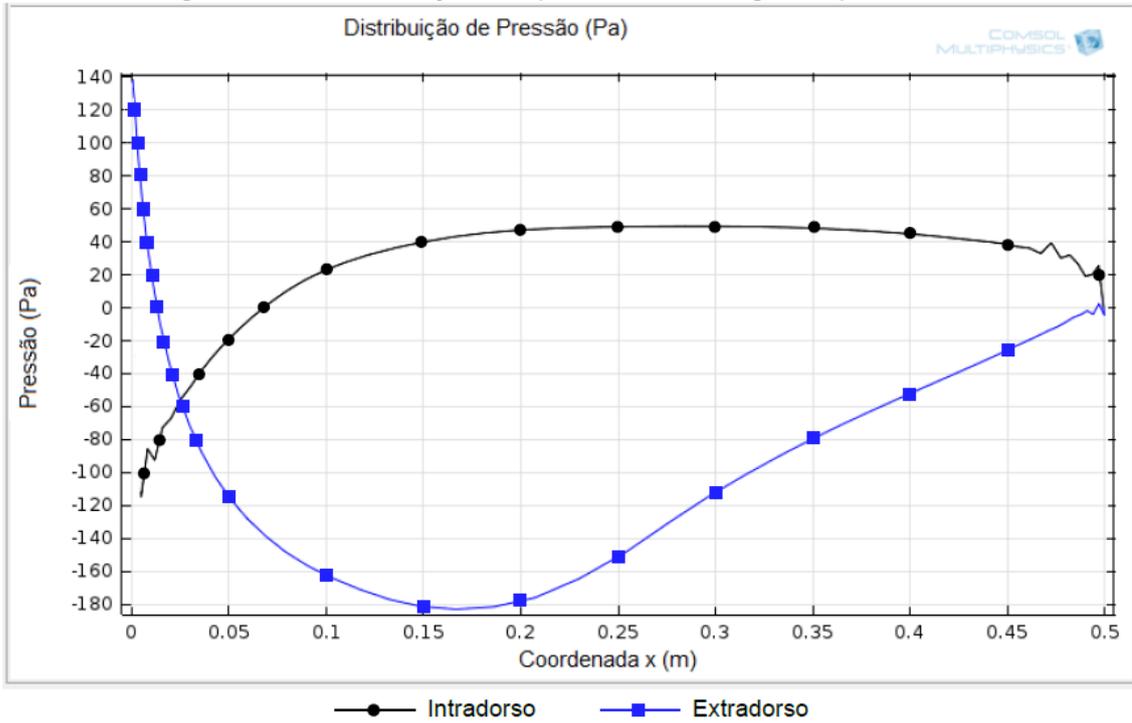
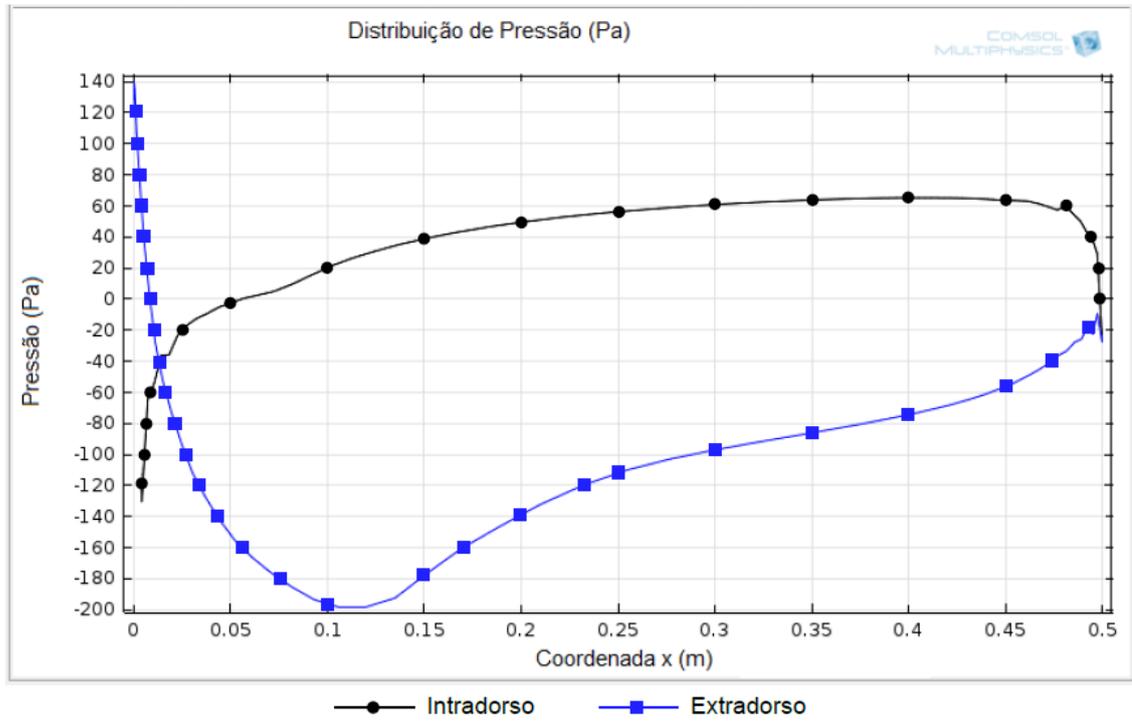


Figura 20 - Distribuição de pressão ao longo do perfil S1223



5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Em posse dos resultados obtidos através das simulações numéricas realizadas no presente estudo, através da análise dos campos de pressão e velocidade, pôde-se observar que o perfil aerodinâmico S1223 apresentou melhores características de sustentação quando relacionado ao E423, porém seu arrasto é consideravelmente maior, fazendo com que a relação L/D , ou seja, a eficiência aerodinâmica do perfil E423, para o ângulo de ataque zero utilizado no presente estudo, apresente valores mais satisfatórios. Conclui-se desta forma que os perfis possuem características muito próximas e devem ser analisados seguindo as especificidades de cada projeto, considerando ainda, no caso do aerodesign a dificuldade construtiva imposta pelo perfil S1223 devido a sua pequena espessura no bordo de fuga.

Tendo em vista o apresentado, o presente estudo atingiu os objetivos propostos, uma vez que, com base na revisão da literatura realizada e na metodologia matemática apresentada, foi possível o entendimento global dos fenômenos físicos da interação do fluido viscoso com os corpos aerodinâmicos submetidos à simulação. Ainda, através da adoção do refinamento de malha adequado ao estudo e da obtenção dos campos de pressão e velocidade incidentes nos perfis aerodinâmicos, a análise comparativa entre os perfis estudados foi efetuada.

Em posse dos resultados do presente trabalho, sugere-se como possibilidade de trabalhos futuros, a comparação dos resultados numéricos com dados extraídos a partir de ensaios experimentais em túnel de vento, bem como a realização de simulações comparativas em outros softwares de simulação numérica, utilizando-se os mesmos parâmetros, de forma a comprovar a confiabilidade do método CFD. Além disso, outro prosseguimento possível deste projeto consiste no estudo da influência da rugosidade da superfície superior do perfil no coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto, quando analisada a asa como um todo, assim, obtendo-se valores ainda mais precisos e condizentes com a situação real de voo da aeronave.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANDERSON, John David. **Fundamentals of aerodynamics**. Nova York: McGraw-Hill Book Company, 1984.
- BECK, Paulo Arthur. **Análise metodológica de simulações de escoamentos turbulentos sobre seções de perfis aerodinâmicos**. Dissertação (Mestrado) – Universidade Federal do Rio Grande do Sul. Porto Alegre, 2010.
- BRUNETTI, Franco (SP). **Mecânica dos Fluidos**. 2. Ed. Rev. São Paulo: Pearson Prentice, 2008.
- COMSOL. **CFD Module User's Guide**. COMSOL AB, 2012.
- ETT – Escola de Primavera em Transição e Turbulência. **Turbulência: Anais da I Escola de Primavera em Transição e Turbulência**. Rio de Janeiro, 21 a 25 de setembro de 1998 / editores: Atila P. Silva Freire, Philippe P. P. Menut e Jian Su. Rio de Janeiro: ACBM, 2002.
- FORTUNA, Armando de Oliveira. **Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos: Conceitos Básicos e Aplicações**. São Paulo: Editora da Universidade de São Paulo, 2000. (Acadêmica; 30).
- FOX, Robert W.; MCDONALD, Alan T. **Introdução à Mecânica dos Fluidos**. 5. Ed. Trad. de R.N.N. Koury e G.A.C. França. Rio de Janeiro: LTC – Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2001.
- MAVRIPLIS, D. J.; VASSBERG, J. C.; TINOCO, E. N.; MANI, M.; BRODERSEN, O. P.; EISFELD, B.; WAHLS, R. A.; MORRISON, J. H.; ZICKUHR, T.; LEVY, D.; MURAYAMA, M. **Grid Quality and Resolution Issues from the Drag Prediction Workshop Series**. Journal of Aircraft, Vol. 46, No. 3, 2009.
- MUNSON, Bruce R.; YOUNG, Donald F.; OKIISHI, Theodore H. **Fundamentos da mecânica dos fluidos**. 4. Ed. Americana. Trad. de Euryale de Jesus Zerbini. São Paulo: Edgard Blücher, 2004.
- RIBEIRO, Diogo E. **Simulação Numérica de Aerofólios de Alta Sustentação**. In: IX CREEM, 2002, Itajubá, MG. IX Congresso Nacional de Estudantes em Engenharia Mecânica, 2002.
- RODRIGUES, Luiz E. M. J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica**. São Paulo: Cengage Learning, 2013.
- ROMA, Woodrow Nelson Lopes. **Fenômenos de transportes para engenharia**. 2. Ed. São Carlos: RiMa, 2006.
- ROSA, Edison da. **Introdução ao Projeto Aeronáutico: uma contribuição à Competição SAE AeroDesign**. Florianópolis: UFSC/GRANTE, 2006.
- SANTOS, César Gabriel dos. **Dimensionamento e Simulação Computacional de Um Rotor Hidráulico do Tipo Francis**. 2012. Monografia (Graduação) – Faculdade Horizontina, Horizontina, 2014.
- UIUC Airfoil Data Site, Michael Selig. Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, University of Illinois at Urbana-Champaign, Urbana, Illinois 61801. Disponível em: <<http://amber.aae.uiuc.edu/~m-selig/ads.html>>. Acesso em: Outubro de 2014.

WHITE, Frank M. **Mecânica dos Fluidos**. 6. Ed. Trd. de Mario Moro Fecchio, Nelson Manzares Filho; revisão técnica José Carlos Cesar Amorim. Porto Alegre: AMGH, 2011.