

ESTUDO COMPARATIVO DE ESCOAMENTOS AERODINÂMICOS TURBULENTOS UTILIZANDO CFD

Ketolly Natanne da Silva Leal ¹
Rodrigo Alves Buriti Costa ²
Leticia dos Reis Darcie ³

RESUMO

Na fluidodinâmica, temos basicamente dois fenômenos principais, o arrasto e a sustentação. Com isso em mente e sabendo que no mundo real há muitas variáveis que influenciam os resultados das simulações, o presente trabalho tem como objetivo aproximar o máximo possível os dados experimentais a um determinado modelo teórico. Ao estudar um perfil aerodinâmico (aerofólio), conhecendo suas propriedades físicas, tentar-se-á traçar um modelo que reduza o máximo possível a diferença entre o real e o calculado. Para este trabalho, será estudado baseado nas equações de transporte, como a de Navier-stokes e a equação da continuidade. Não são equações usadas em projetos pequenos devido ao seu alto custo, tendo que, em muitos casos, se substituído pela equação de Boussinesq, uma ferramenta mais barata e acessível. A indústria aeronáutica cada vez mais busca melhor eficiência e performance de suas aeronaves, assim, a busca pela habilidade em fluidodinâmica computacional é indispensável neste ramo tornando assim um dos motivos para a realização deste trabalho.

Palavras-chave: Fluidodinâmica Computacional, Aerodinâmica, CFD

INTRODUÇÃO

Com o decorrer dos anos, com o desenvolvimento dos primeiros aviões no século XX, este desejo tomou forma e vem criando proporções cada vez maiores, seja como meio de transporte, uso militar ou utilizado como forma de monitoramento. E com isso a previsão das características aerodinâmicas de corpos imersos em escoamento é fundamental ao projeto de

¹Mestre pelo Curso de Pós-graduação em Engenharia Química da Universidade Federal de Alfenas - UNIFAL, ketollynatanneq@gmail.com;

²Graduado pelo Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Campina Grande- UFCG, rodrigoalves.hellraiser@gmail.com;

³Mestre pelo Curso de Pós-graduação em Engenharia Química da Universidade Federal de Alfenas - UNIFAL, leticia_darcie@hotmail.com;

veículos aéreos. De fato, o desenvolvimento e estudo, sobre como um aerofólio se comporta quando submetido a um fluido se tornou um problema clássico para a aerodinâmica.

Ultimamente a aerodinâmica ganhou muita importância e vem auxiliando e sustentando diversos projetos de desenvolvimento em veículos aéreos não tripulados (VANTs) e máquinas de fluxo. A simulação de aerofólios pode ser feita por avaliação experimental ou por modelos teóricos (métodos numéricos). O primeiro, para um alto grau de precisão e fidelidade no comportamento real, necessita de testes em túnel de vento e geometria de seção do aerofólio com boa acurácia e precisão na fabricação. Dessa forma, exige um alto custo de execução da análise, pois necessita de uma boa infraestrutura. A segunda maneira de simulação do aerofólio é o emprego de métodos numéricos, através da teoria da dinâmica dos fluidos computacional (CFD). O uso do CFD é muito difundido na engenharia, principalmente quando se trata de simuladores e cálculos em ambientes que envolvam fluidos gasosos e líquidos. A sustentação dar-se-á pela diferença de pressão entre a parte inferior e a parte superior da asa, essa diferença é suficiente para vencer o peso da própria aeronave (RODRIGUES, 2013).

De acordo com Fagundes (2016) a dinâmica dos fluidos computacionais consiste em união de técnicas computacionais e difere dos outros métodos anteriores de análise pois resolve para as completas propriedades do campo de escoamento ao redor de um corpo, não se atendo somente a superfície deste (RAYMER, 1992).

Esse método fornece resultados confiáveis e com fácil acesso aos pesquisadores. Tendo em vista as vantagens do método CFD, esta ferramenta foi utilizada nos estudos aerodinâmicos do presente trabalho, o qual tem como objetivo principal simular numericamente uns 20 perfis aerodinâmico de alta sustentação e submeter este a testes de modo a otimizar esse para futuras aplicações no seu campo de trabalho. Tendo ainda, como objetivos, entender os fenômenos físicos envolvidos, validar as simulações em CFD comparativamente com ensaios em túnel de vento e apresentar ganhos que podem ser obtidos entre otimizar diferentes relações aerodinâmicas.

AERODINÂMICA

A aerodinâmica é o estudo do movimento dos fluidos ao redor dos corpos, levando em consideração suas características e superfícies, com o intuito de prever as forças geradas. É uma ciência imprescindível no que tange a engenharia aeronáutica, automobilística, naval, dentre outras. (RODRIGUES, 2013).

O avião como conhecemos hoje foi proposto pela primeira vez por George Cayley em 1799. (ANDERSON JR, 2015). Desde de então, vem sendo contribuído por vários estudiosos como Prandtl, que foi o primeiro a introduzir o conceito de dividir a asa em uma seção – denominada aerofólio – e a incorporação da teoria dos aerofólios, para a compreensão do escoamento em torno da asa completa, na Alemanha no início do século XX. Logo após a NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), que foi a agência antecessora à NASA (National Aeronautics and Space Administration), teve grande importância no estudo desses aerofólios, tendo iniciado durante as décadas de 1920 e 1930 um imenso programa experimental de desenvolvimento e testes de perfis aerodinâmicos.

FLUIDODINÂMICA COMPUTACIONAL

Fluidodinâmica computacional, ou CFD como é mais conhecido, é uma ferramenta numérico-computacional empregada na investigação de escoamento de fluidos através das chamadas equações de transportes. As principais equações de transporte são: a equação da continuidade e a equação do movimento. Essas equações partem da premissa que toda grandeza se conserva, seja ela fluxo, quantidade de movimento, energia, etc., por isso são conhecidas como equações da conservação. Algumas dessas equações possuem soluções analíticas limitadíssimas, sendo apenas para casos simples e com várias simplificações, como é o caso das famosas equações de Navier-Stokes, por isso são empregados métodos numéricos em suas soluções (MALALASEKERA & VERSTEEG, 2007) e (SCHLICHTING, 1979).

O ciclo de uma análise por CFD segue a ordem s seguinte ordem: onde o primeiro passo é a construção do modelo físico no computador através de um software CAD (*Computer Aided Design*), depois descrever os modelos físicos-matemáticos que atuam no problema (equações de transporte), após isso é desenvolvido um modelo numérico-computacional para resolver tais equações, com isso obtém-se uma solução aproximada do problema (MATSSON et al., 2016).

É importante salientar que a solução via CFD não exclui uma análise experimental do comportamento em questão, as duas se complementam. Com os recentes avanços computacionais, tanto em métodos numéricos quanto em hardwares, as análises CFD se mostram tão fidedignas quanto uma boa análise experimental (MATSSON et al., 2016).

As vantagens no uso do CFD são inúmeras, principalmente do ponto de vista financeiro pois seu uso minimiza ensaios experimentais de difícil acesso e de grande custo para construção, como é o caso de ensaios em túnel de vento.

De acordo com Kontogiannis et al., (2013) a indústria aeronáutica foi a indústria que alavancou o desenvolvimento do CFD, minimizando custos e desenvolvendo produtos mais confiáveis. Pode-se aqui citar algumas das várias aplicações tanto no setor aeronáutico quanto em vários outros setores:

- Aerodinâmica de aviões e veículos: predição de arrasto e sustentação.
- Plantas de potência: motores a combustão interna, difusores, máquinas rotativas, etc.
- Indústria aeronáutica: predição de formação de gelo em superfícies, análise de geração de ruído, conforto interno, etc.
- Indústria de óleo e gás – Análises de risco, equipamentos separadores, trocadores de calor, dissipação de poluentes, etc.
- Engenharia biomédica: fluxo de sangue através das artérias e veias.
- Indústria naval e offshore: Vibração por vórtices induzidos, sloshing em tanques, sistemas de propulsão, estruturas marítimas, etc.
- Indústria eletrônica: dissipação de calor através de placas e dispositivos.

O surgimento de vários softwares comerciais tem auxiliado o avanço e desenvolvimento dos métodos de CFD, software comercial ANSYS Fluent é um dos softwares que pode ser utilizado.

A IMPORTÂNCIA DOS MODELOS DE TURBULÊNCIA

Os escoamentos podem ser classificados de diversas maneiras, sendo uma das mais importantes o regime laminar ou turbulento. Esse regime de escoamento tem grande influência em parâmetros significantes para a engenharia, como por exemplo perda de carga em um duto, pressão exercida na parede, dissipação de calor, entre outros (HOUGHTON et al., 2012).

Para classificar o escoamento em laminar ou turbulento, utiliza-se um número adimensional conhecido como número de Reynolds. Essa grandeza é dada em função de alguns parâmetros intrínsecos do fluido e outros característicos do escoamento (HOUGHTON et al., 2012).

Quando as forças de inércia, definidas no numerador do número de Reynolds, são muito maiores do que as forças viscosas (denominador), o escoamento passa a ser turbulento e assim o número de Reynolds é alto (ÇENGEL & CIMBALA, 2015).

O escoamento turbulento é um dos mais críticos fenômenos que a física e engenharia moderna enfrentam, visto seu alto grau de aleatoriedade e a forte dependência das condições de contorno. É muito difícil reproduzir com exatidão dos experimentos físicos sobre turbulência, fazendo que sua análise seja um grande desafio mesmo com equipamentos precisos de medição (HOUGHTON et al., 2012).

Com isso surge a necessidade dos modelos de turbulência, que visam simplificar por meio de modelamentos, as equações já resolvidas pelos softwares. Os principais modelos são:

- I. **RANS:** É a solução das equações médias de Navier-Stokes no tempo. É largamente utilizado na indústria, englobando quase todas as aplicações. Os modelos mais utilizados são o k-epsilon, k-omega e Spalart Allmaras que serão tratados adiante.
- II. **LES:** É uma abordagem para a solução da turbulência em função das grandes escalas turbulentas. Nesse modelo as grandes escalas são calculadas enquanto as menores escalas são modeladas. A malha para esse modelo é bastante refinada, aumentando assim o custo computacional, e os casos devem ser rodados como transientes.
- III. **DNS:** Aqui a solução é dada exclusivamente pelas equações de Navier-Stokes mas para este caso a malha deve ser fina o suficiente para resolver todas as escalas de turbulência. Isso implica em malhas impraticáveis para casos reais.

METODOLOGIA

Para a validação numérica no presente trabalho usou-se apenas um modelo de perfil aerodinâmico, sendo o modelo NACA 2412. Trata-se de um modelo conhecido e com boa base experimental para comparação. As simulações são de caráter bidimensional (2D), com o objetivo de obter o coeficiente de sustentação referente ao modelo bidimensional. Foi usado outros dois softwares analíticos para a comparação dos dados.

Simulações em fluidodinâmica computacional necessitam de um domínio CAD (*Computer Aided Design*) que simulará o domínio físico computacionalmente. Através do software *solidworks*, foi gerado uma superfície no contorno do perfil aerodinâmico utilizado neste trabalho, o perfil NACA 2412.

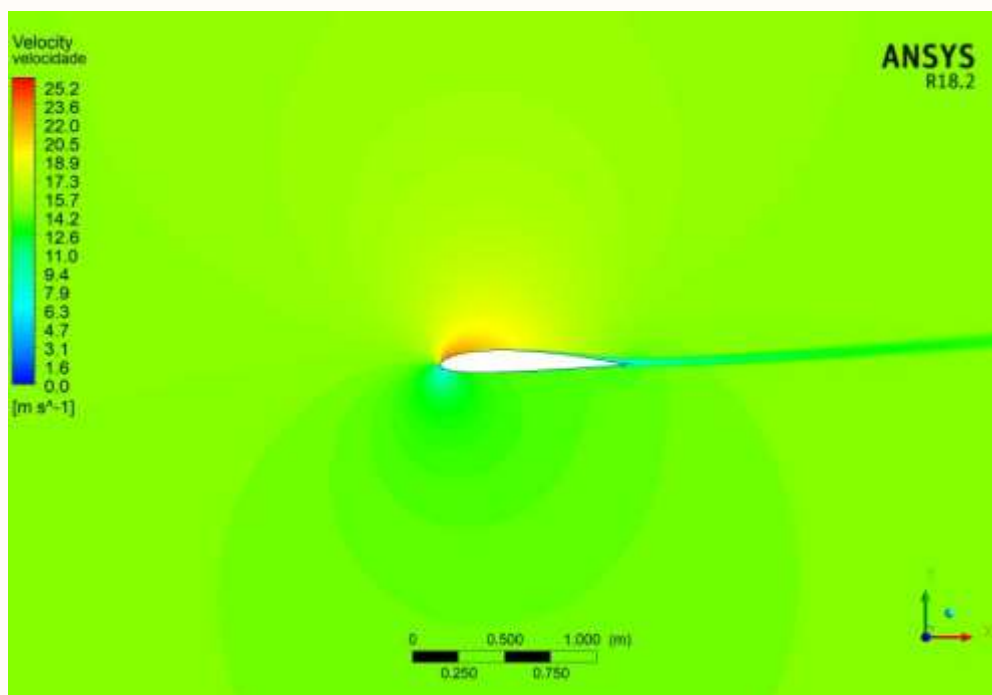
Para o processo de geração de malha, opta-se pela malha quadrilátera, com um refinamento alto na região de parede, e com crescimento ao longo do domínio computacional à medida que vai se distanciando da parede. Logo foi gerada uma malha com um alto aproveitamento visto o limite que a versão acadêmica da ANSYS possui, que é de 512 mil elementos/nós. Como resultados final, a malha possui 487032 nós, e 161582 elementos tetraédricos.

Com os dados simulados e obtidos utilizou-se o Software OriginPro8 para gerar os gráficos.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

Fazendo-se uma primeira análise qualitativa do caso, obteve-se um gráfico de contorno de velocidade e pressão conforme a Figura 1, que são as variáveis base do modelamento CFD, e a partir delas podemos obter todas as outras variáveis de interesse.

Figura 1 - Contorno de velocidade para um $AoA=6^\circ$

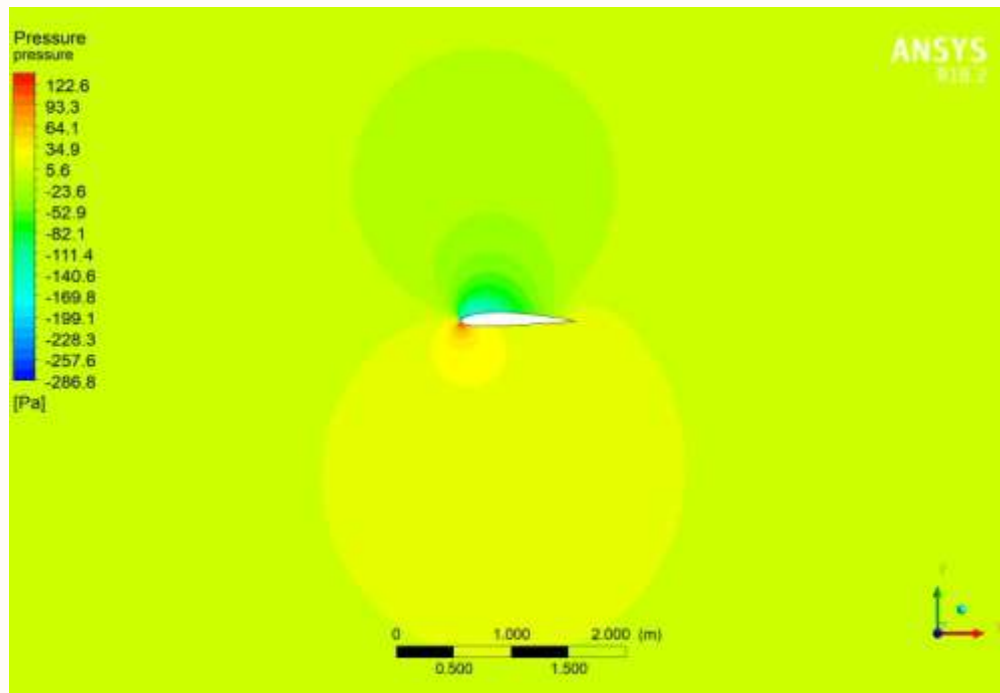


Fonte: Autor

Com relação à esteira, região à montante do perfil forma uma pequena linha de baixa velocidade saindo do bordo de fuga do perfil, e tem uma direção ascendente em relação ao eixo y, devido ao ângulo de ataque 6° . Pela escala apresentada foi possível validar o comprimento do perfil de 1m.

A Figura 2 mostra o contorno de pressão, e de acordo com a teoria apresentada na primeira parte do trabalho, temos um gradiente de pressão entre o intradorso e extradorso, dando assim a força de sustentação almejada.

Figura 2 - Pressão em torno do perfil para AoA=6°



Fonte: Autor

Como uma primeira análise, a análise qualitativa do modelo se mostra válida e confirma as condições de contorno impostas no problema. Ela é uma análise utilizada para saber previamente se a simulação não apresenta nenhuma discrepância física inicial, e se está de acordo com o esperado, não sendo única para validar o modelo completamente.

Para a validação foram realizadas simulações para vários ângulos de ataque através de uma parametrização em relação as componentes da velocidade. Através disso foi possível obter os valores dos coeficientes de sustentação e arrasto para o perfil num range de 0 a 14°. A Tabela 1 mostra os valores dos parâmetros para cada ângulo de ataque.

Tabela 1 - Valores de entrada dos parâmetros de velocidade.

Ângulo de Ataque (α)	Componente x $x = \cos\left(\frac{\alpha * \pi}{180}\right) [m/s]$	Componente y $y = \sin\left(\frac{\alpha * \pi}{180}\right) [m/s]$
0	1	0
2	0,999390827	0,034899496
4	0,997564050	0,069756473
6	0,994521895	0,104528463
8	0,990268068	0,139173100
10	0,984807753	0,173648177
12	0,978147600	0,207911690
14	0,970295726	0,241921895

Fonte: Autor

Para os cálculos numéricos realizados, o solver considera até a 17ª casa decimal, diminuindo-se assim o erro associado ao valor de entrada da velocidade. O coeficiente de sustentação pode ser calculado através da seguinte equação:

$$cl = \frac{2 * l}{(A_{perfil} * \rho * v^2)}$$

Onde L é a força de sustentação dada pela equação 1, A_{perfil} corresponde à área projetada do perfil, ρ é a densidade do fluido, e v a velocidade do escoamento.

Através de um software para a digitalização dos dados experimentais disponíveis em Jacobs & Sherman(1937) e Abbott & Von Doenhoff (1959), foi possível a obtenção de pontos aproximados que foram utilizados na comparação desse trabalho e em seguida obteve-se o desvio para cada modelo conforme mostra a Tabela 3. A Tabela 2 mostra a comparação entre os dados de cada modelo numérico e o resultado experimental.

Tabela 2 - Comparação entre sustentação experimental e numérica

AoA (α)	Experimental	Spalart Allmaras	κ-ω SST
0°	0,2257	0,15624	0,15396
2°	0,4321	0,38929	0,38112
4°	0,6497	0,61039	0,5994
6°	0,8469	0,82071	0,80465
8°	1,0478	1,01605	0,99323
10°	1,2235	1,19076	1,15605
12°	1,3549	1,33785	1,28029
14°	1,3682	1,4384	1,36146

Fonte: Autor

Tabela 3 - Desvio percentual para cada modelo.

Spalart Allmaras	κ-ω SST
31%	32%
10%	12%
6%	8%
3%	5%
3%	5%
3%	6%
1%	6%
5%	0%

Fonte: Autor

Assim como foi feito para o cálculo do coeficiente de sustentação, podemos obter o coeficiente de arrasto através da seguinte fórmula.

$$C_d = \frac{2 * d}{(A_{perfil} * \rho * v^2)}$$

Com isso obteve-se a Tabela 4 de valores para arrasto em função do ângulo de ataque.

Tabela 4 - Comparação entre arrasto experimental e numérico

AoA (α)	Experimental	Spalart Allmaras	κ - ω SST
0°	0,0069	0,0062922	0,005248329
2°	0,0069	0,0066547	0,005512537
4°	0,0078	0,007286	0,00604915
6°	0,0103	0,0086948	0,006887342
8°	0,0139	0,0105713	0,008199093
10°	0,0173	0,0122899	0,010518934
12°	0,0213	0,015319	0,015207707
14°	0,0277	0,0237827	0,028247158

Fonte: Autor

O valor do Desvio de cada modelo encontra-se na Tabela 5.

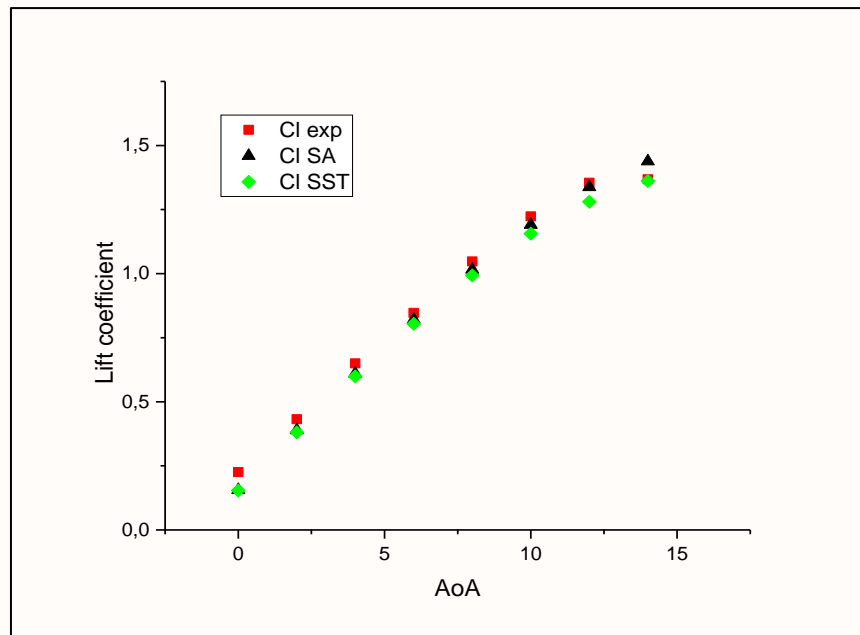
Tabela 5. Desvio percentual para cada modelo

Spalart Allmaras	κ - ω SST
8,8%	23,9%
3,6%	20,1%
6,6%	22,4%
15,6%	33,1%
23,9%	41,0%
29,0%	39,2%
28,1%	28,6%
14,1%	2,0%

Fonte: Autor

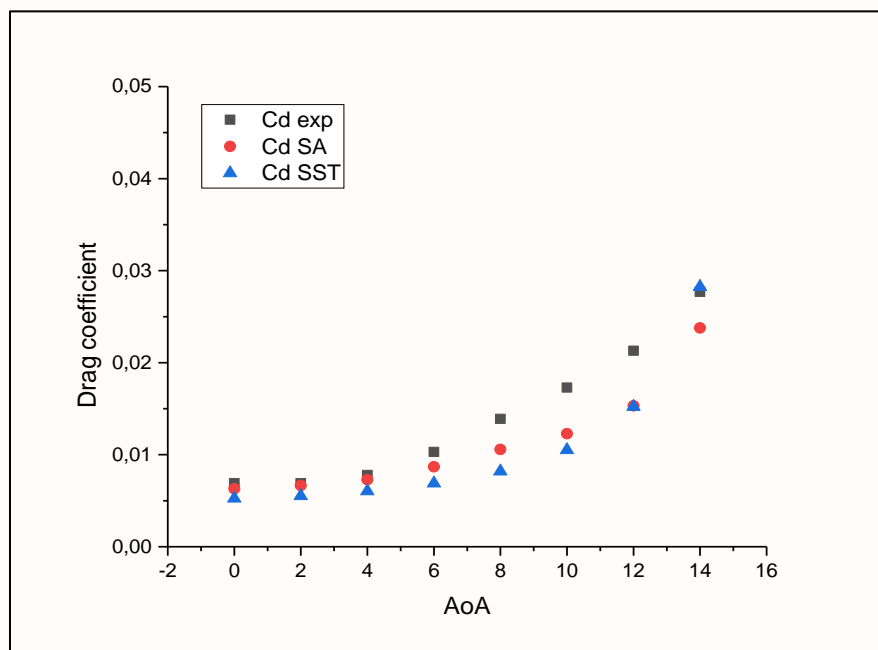
Por meio dos dados obtidos foi possível realizar a comparação e validação da simulação por meio do gráfico de sustentação e arrasto pelo ângulo de ataque (α) conforme a Figura 3 e 4.

Figura 3 - Gráfico de coeficiente de sustentação por AoA.



Fonte: Autor

Figura 4 - Gráfico de coeficiente de arrasto por AoA

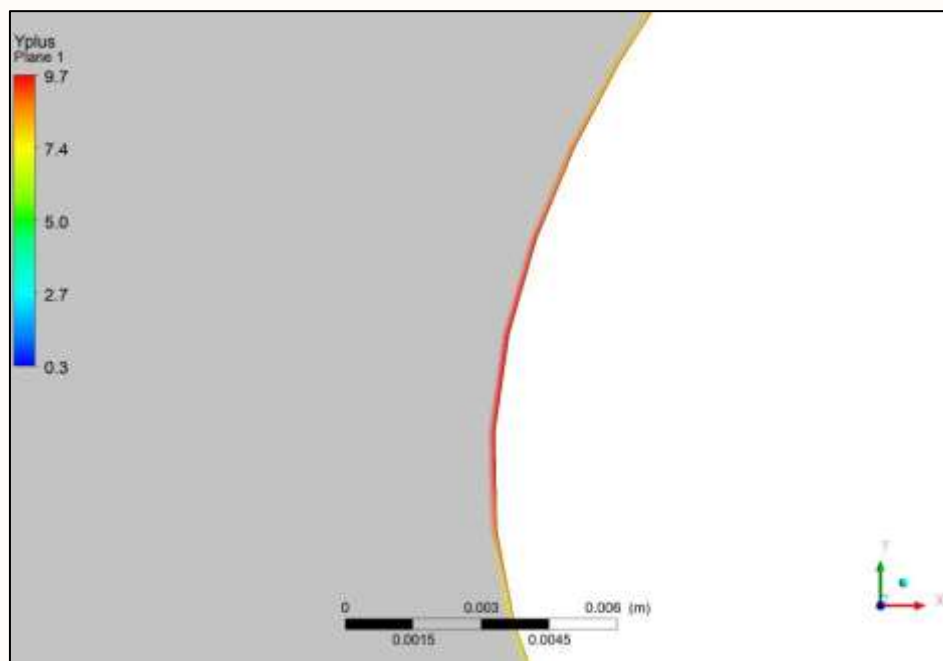


Fonte: Autor

Com base no gráfico da Figura 4 pode-se dizer que o modelo se mostrou muito satisfatório para estimar o coeficiente de sustentação do perfil, de forma que os valores se aproximaram muito do experimental com um erro na ordem de 10%.

Por outro lado, para estimativas do arrasto o modelo não convergiu para os valores esperados, apresentando erros percentuais na ordem de dezenas. Isso é devido a condições de modelagem de parede, pois o valor de arrasto está intrinsecamente ligado ao valor da tensão cisalhante na parede do aerofólio. Como a física do problema está diretamente ligada ao fenômeno de parede, é necessário resolver o escoamento na subcamada viscosa, o que corresponde a um valor para o primeiro elemento da malha na parede de $y \approx 2 * 10^{-5}m$ para $y^+ \cong 1$. Com o auxílio do CFD POST, foi possível obter um contorno de y^+ que se dá apenas para o primeiro elemento da malha na região da parede, e é mostrado na Figura 5.

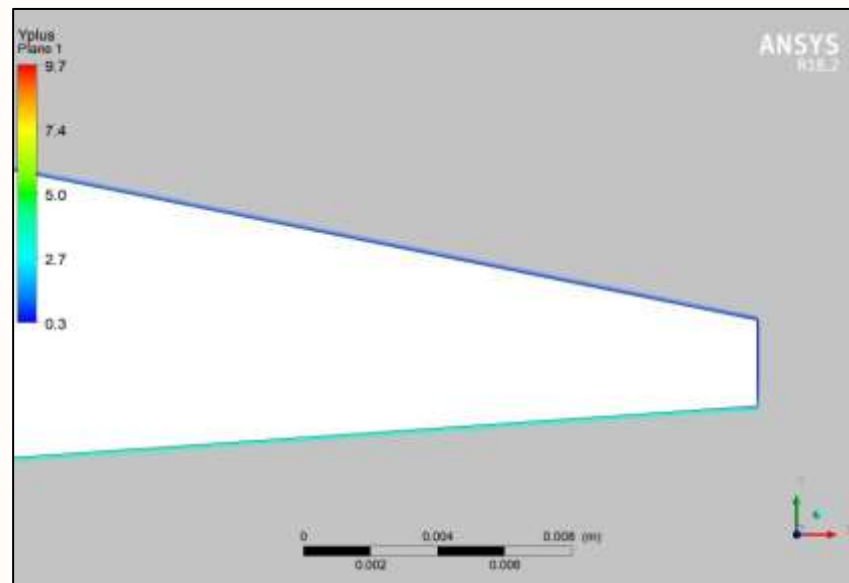
Figura 5 - Contorno de y^+ para o primeiro elemento do bordo de ataque



Fonte: Autor

A Figura 5 mostra o bordo de ataque do perfil, ou seja, é o ponto com maior pressão em todo o contorno do aerofólio. Este ponto é o ponto mais significativo para a tensão cisalhante e, portanto, se a estimativa está errada neste ponto, todo o meu fenômeno intrínseco à esta região acaba estando errado. Por outro lado, se analisar o y^+ para o bordo de fuga conforme mostra a Figura 6, temos o que seria a situação ideal, onde o valor de $y^+ \cong 1$.

Figura 6 - Contorno de y^+ para o primeiro elemento do bordo de fuga.



Fonte: Autor

Verificou-se por meio das simulações que as chamadas equações de transporte descrevem completamente o comportamento de um fluido em movimento, e são caracterizadas pelas equações de Navier-Stokes e a equação da continuidade. No entanto, essas equações ainda não apresentam soluções analíticas, o que torna sua utilização quase que exclusivamente numérica. O problema da solução numérica dessas equações é que demanda um alto custo computacional de forma que inviabiliza o uso acadêmico e mesmo comercial. A partir disto, foram desenvolvidos modelos e simplificações, como a hipótese de Boussinesq, que visam “democratizar” o uso dessas ferramentas tornando-as mais acessíveis e baratas.

Neste trabalho utilizou-se de dois dos mais famosos modelos de turbulência utilizados na indústria e na academia, o modelo $\kappa - \omega$ SST e o modelo Spalart Allmaras (SA), e através de uma análise paramétrica da condição de contorno de entrada, foi possível levantar as curvas características de um famoso perfil aeronáutico, o Naca 2412.

Os resultados se mostram satisfatórios tanto para análise de sustentação quanto para o arrasto, ficando na ordem dos 10% e em muitas vezes abaixo desse valor. Esses valores são muito sensíveis às condições de contorno e à física envolvida no fenômeno, portanto é uma análise de difícil obtenção de valores abaixo da ordem dos 10%. Entretanto neste trabalho foi obtido um valor menor em diversos pontos, principalmente para a sustentação que é a mais suscetível à diferença de pressão.

Quando observa mais a fundo o coeficiente de arrasto, percebe-se que sua oscilação no desvio percentual é devida ao fenômeno intrínseco da subcamada viscosa e da tensão de cisalhamento na parede, que se não for bem capturada pela malha computacional pode gerar resultados não condizentes com a física.

Para trabalhos futuros, pode-se avaliar e otimizar a razão *lift over drag* de forma a obter o valor máximo otimizado pela ferramenta *Adjoint* do *Fluent*, e com isso obter uma nova configuração de perfil segundo esse dado de otimização.

Para computadores com maior capacidade de processamento, obter os parâmetros estudados no presente trabalho para asas em 3D, assim como do corpo do avião.

CONSIDERAÇÕES FINAIS

Por meio das simulações realizadas observou-se que a análise de sustentação e de arrasto foi de 10% e também apresentou valores menores que 10%, isso foi devido que os valores são sensíveis as condições de contorno estabelecidas, ficando complexa a obtenção dos valores. Em uma visão geral o presente trabalho se mostrou satisfatório em diversos aspectos, principalmente na comparação dos resultados com os obtidos experimentalmente. Mostra que a ferramenta CFD é bastante poderosa para resolver diversos problemas da indústria em geral e também de pesquisa, pois é fiel em seus resultados e condizente com a física em geral.

REFERÊNCIAS

ANDERSON JR., J. D. **Fundamentos de engenharia aeronáutica: introdução ao Voo** (7ª ed.). (F. A. Costa, Ed.) Porto Alegre: Editora McGraw-Hill, 2015.

ÇENGEL, Y. A., & Cimbala, J. M. (2015). **Mecânica dos Fluidos: Fundamentos e Aplicações**. Porto Alegre: McGraw-Hill.

FAGUNDES, Guilherme Lima Miranda Gonçalves. **Projeto de família de perfis aerodinâmicos para escoamento de baixo Reynolds utilizando algoritmo de otimização**. Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) - Universidade Federal de Juiz de Fora, Faculdade de Engenharia, 2016.

HOUGHTON, E. L., Carpenter, P. W., Collicott, S., & Valentine, D. (2012). **Aerodynamics for Engineering Students** (6ª ed.). (Elsevier, Ed.) Waltham, Oxford, United Kingdom: Butterworth-Heinemann.

KONTOGIANNIS, S. G., & Ekaterinaris, J. A. (August de 2013). Design, performance evaluation and optimization of a UAV. **Aerospace Science and Technology**, Volume 29, , pp. 339-350.

MATSSON, John E et al.,. Aerodynamic Performance of the NACA 2412 Airfoil at Low Reynolds Number. **American Society for Engineering Education**, 2016.

MALALASEKERA, W., & Versteeg , H. K. (20. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics** (2^a ed., Vol. I). Harlow: Pearson Education Limited, 2007.

RAYMER, Daniel P.; **Aircraft design: A conceptual approach**; Washington, D. C.; AIAA; 1992.

RODRIGUES, L. M. **Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**. São Paulo: Cengage learning, 2013.

SCHLICHTING, H. **Boundary-layer Theory** (7^a ed.). New York: McGraw-Hill, 1979.