

ANÁLISE COMPUTACIONAL AERODINÂMICA DE UM PERFIL NACA 23015

Matheus Lecchi Souza

Aluno de graduação do curso Engenharia Mecânica

Harerton Oliveira Dourado (harerton@fsjb.edu.br)

Professor dos cursos de engenharia da FAACZ

RESUMO

O estudo apresenta uma simulação de escoamento de fluido em torno de um perfil NACA 23015, apresentando a relação entre o coeficiente de sustentação e o ângulo de ataque e comparando-os com resultados obtidos através da análise de um perfil NACA 23015 em um túnel de vento. Os resultados demonstraram que o coeficiente de sustentação aumenta com o aumento do ângulo de ataque até o ponto de estol, onde começa a perda de sustentação.

PALAVRAS-CHAVE: CFD. NACA 23015. Simulação computacional. Aerodinâmica.

1 – INTRODUÇÃO

A aerodinâmica é o estudo do movimento de fluidos gasosos, relativo às suas propriedades e características, e às forças que exercem em corpos sólidos neles imersos (RODRIGUES, 2014). De grande importância e bastante utilizada nos setores de aviação e automobilístico, seu estudo possibilita a melhoria de desempenho de um avião ou automóvel através da análise de escoamento de fluidos gasosos em torno das superfícies externas dos mesmos.

A proposta deste estudo é desenvolver uma simulação computacional do comportamento das forças de arrasto e sustentação em um perfil aerodinâmica NACA 23015 em diferentes ângulos de ataque, utilizando o software ANSYS/FLUENT® e comparar os resultados do Coeficiente de Sustentação (CL) com resultados já obtidos por meio de um túnel de vento.

2 – REFERENCIAL TEÓRICO

A base de estudo da aerodinâmica é determinada através do Princípio de Bernoulli, que relaciona a velocidade do fluxo do ar e a pressão correspondente. A partir deste princípio observa-se que para maiores velocidades de fluxo, têm-se menores valores de pressão, assim como para aumentos de pressão, ocorrem diminuições na velocidade de fluxo. Deste modo a engenharia conseguiu criar asas de avião de modo que a velocidade do fluxo de ar na parte inferior da asa seja menor do que na parte superior, o que causaria uma diferença de pressão e o surgimento de uma força de sustentação, responsável por manter o avião no ar.

A mudança na angulação de parte da asa causa a mudança de velocidade do fluxo de ar, o que pode aumentar ou diminuir o coeficiente de sustentação e fazer com que o avião ganhe ou perca altura.

O coeficiente de sustentação é função do modelo do perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque. Existe para cada perfil um ângulo de ataque que equaliza as resultantes de forças e pressões fornecendo ao perfil uma sustentação nula. Do ponto de vista da sustentação, pode-se afirmar que quanto maior este coeficiente, melhor para a sustentação de uma aeronave (JÚNIOR, 2016).

A fim de definir qual modelo de aerofólio usar em determinada ocasião, ou realizar o estudo do comportamento do escoamento sobre o aerofólio, são realizadas análises sobre o modelo através de simulações computacionais e simulação em túneis de vento.

3 – METODOLOGIA DO TRABALHO

Afim de obter as características aerodinâmicas do perfil NACA23015, foi utilizado neste estudo o software de simulação de fluidos ANSYS/FLUENT® que oferece uma solução de dinâmica de fluidos com recursos completos para modelagem de fluxo e outros aspectos relacionados a fenômenos físicos.

Através do website AirfoilTools é possível pesquisar aerofólios disponíveis em banco de dados online, filtrando por espessura e curvatura com imagens de visualizações das seções do aerofólio, plotar um aerofólio ajustando a curvatura e a espessura, e definir o passo para permitir o ângulo de ataque da asa, além da possível comparação entre modelos.

A princípio, foi utilizado os pontos da geometria do perfil NACA23015 fornecidos pelo site da AirfoilTools, para importação no ANSYS/FLUENT®, considerando espessura máxima de 15% a 30% de corda e curvatura máxima de 1,8% com acorde de 15%, conforme mostra a figura 1.

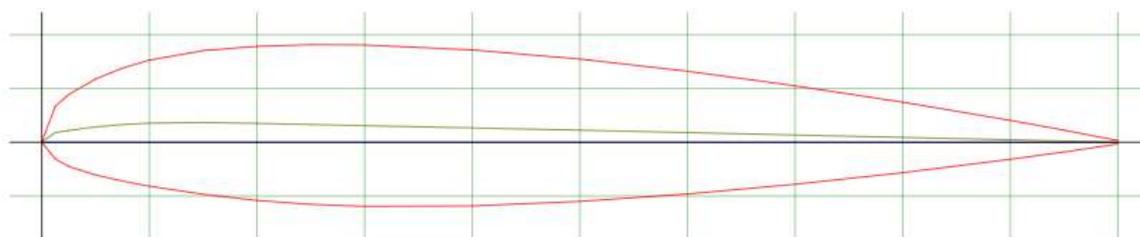


Figura 1 – Geometria do Perfil NACA 23015. Fonte: airfoiltools.com, 2021.

Para o início da simulação é necessário a construção de uma malha, que se define por subdivisões da geometria em pequenas partes denominada elementos, no quais são ligados entre si por pontos denominado de “nós”. A resolução e densidade da malha são maiores onde é necessária maior precisão, neste caso na superfície do aerofólio. Para esse processo foi utilizado o ANSYS/MESH®, conforme a figura 2.

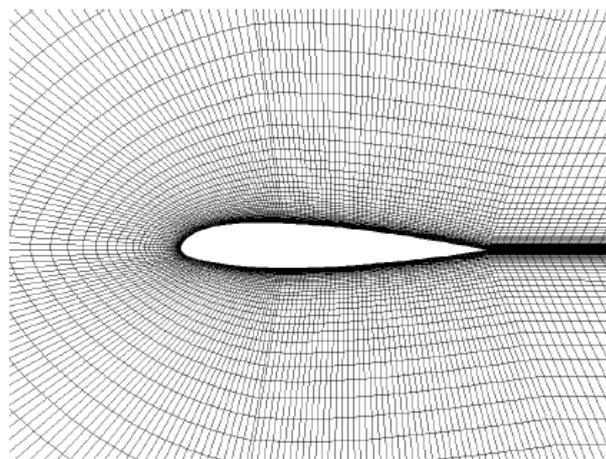


Figura 2 – Malha do Perfil NACA 23015

4 – RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 CAMPOS DE VELOCIDADE E PRESSÃO

4.1.1 Campos de Pressão

As figuras 3, 4, 5 e 6 mostram a distribuição de contorno da pressão em relação ao ângulo de ataque, onde se pode observar menor pressão na parte superior do perfil até o ângulo de 16° , que apresentou maior coeficiente de sustentação (CL), ao aumentar esse ângulo o CL começa a cair. Estes resultados apresentaram concordância com a teoria que diz que se a pressão na parte superior da asa é menor que a pressão na parte inferior da asa, temos a formação de uma força de sustentação que permite que o avião permaneça no ar.

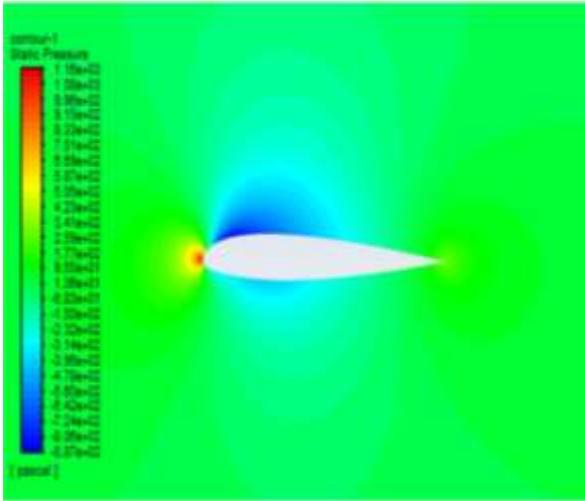


Figura 3 - Pressão com ângulo de ataque 0°

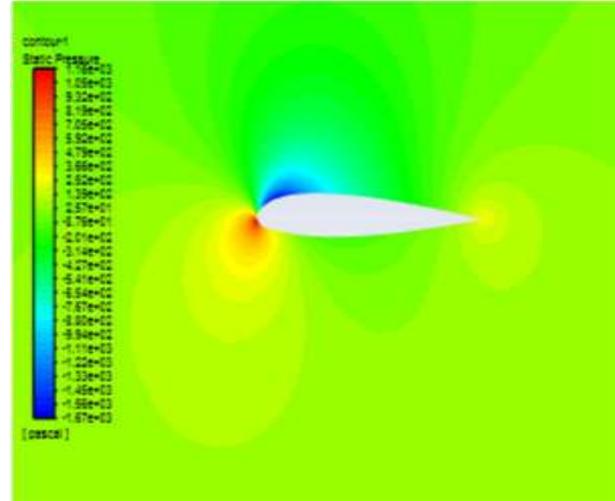


Figura 4 - Pressão com ângulo de ataque 4°

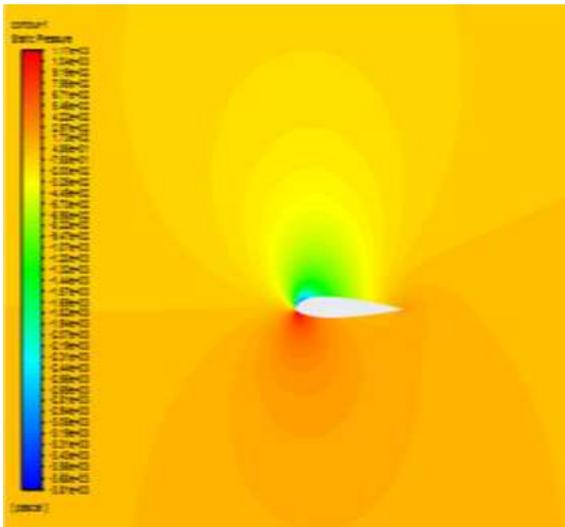


Figura 5 - Pressão com ângulo de ataque 10°

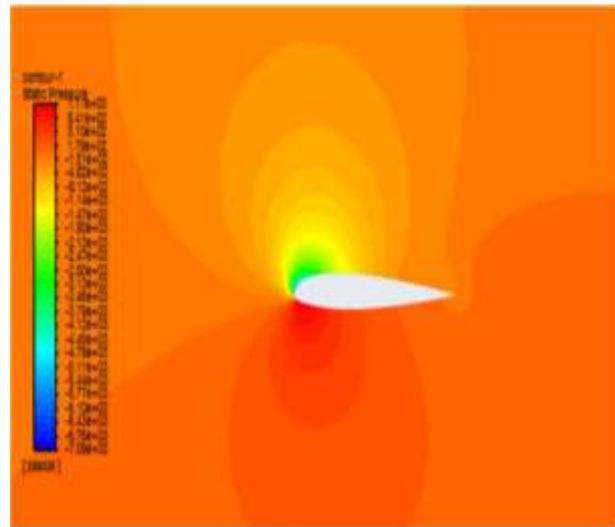


Figura 6 - Pressão com ângulo de ataque 16°

4.1.2 Campos de velocidade

As figuras 7, 8, 9 e 10 apresentam resultado da simulação da velocidade em relação ao ângulo de ataque. Como mostra as figuras, a velocidade é maior na parte superior do perfil, devido ao fato de as partículas terem que percorrer uma distância maior em um mesmo instante de tempo, logo a pressão é menor, o que cria uma força de sustentação de baixo para cima.

4.2 COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO

Os coeficientes de Arrasto e de Sustentação para um aerofólio são funções do ângulo de ataque, à medida que se aumenta este ângulo os coeficientes aumentam. O coeficiente de Sustentação aumenta gradativamente até um certo ponto, a partir deste ele diminui bruscamente, este ponto é chamado de estol. O estol do aerofólio acontece quando a separação do escoamento ocorre sobre a maior porção do extradorso do aerofólio (FOX, MCDONALD E PRITCHARD, 2016).

A simulação realizada no perfil NACA 23015 comprova que com o aumento do ângulo de ataque o coeficiente de sustentação aumenta até certo ponto. A figura 11 demonstra os resultados obtidos através da simulação pelo ANSYS/FLUENT® e compara com resultados obtidos por alunos da FAACZ por meio da simulação do mesmo perfil em um túnel de vento e com dados fornecidos por FOX, MCDONALD E PRITCHARD (2016).

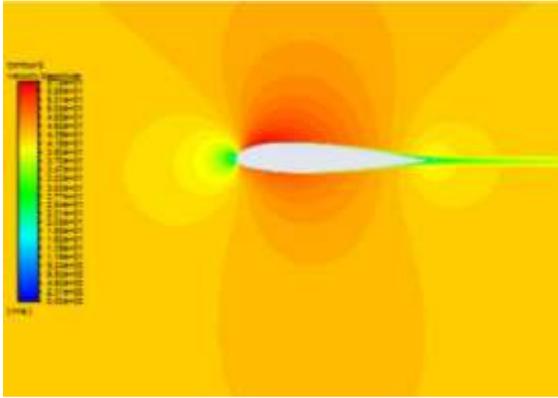


Figura 7 - Velocidade ângulo de ataque 0°

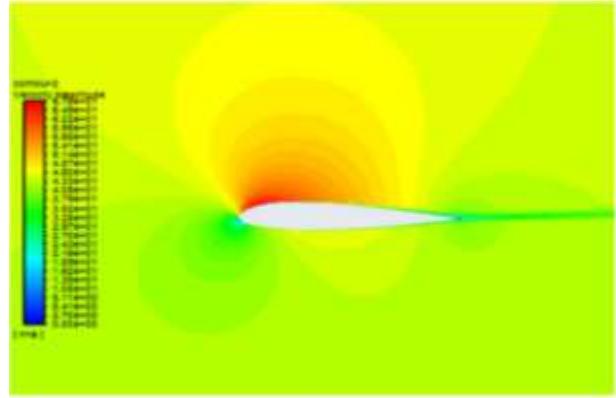


Figura 8 - Velocidade ângulo de ataque 4°

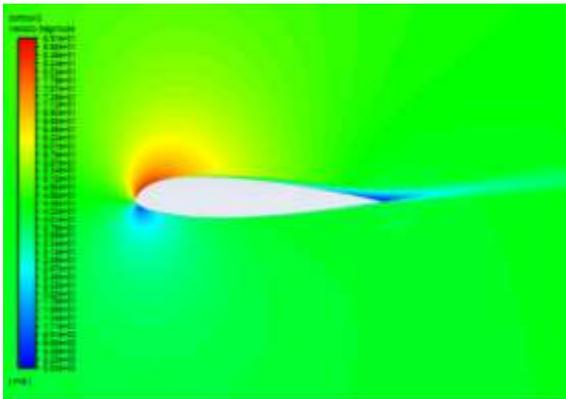


Figura 9 - Velocidade ângulo de ataque 10°

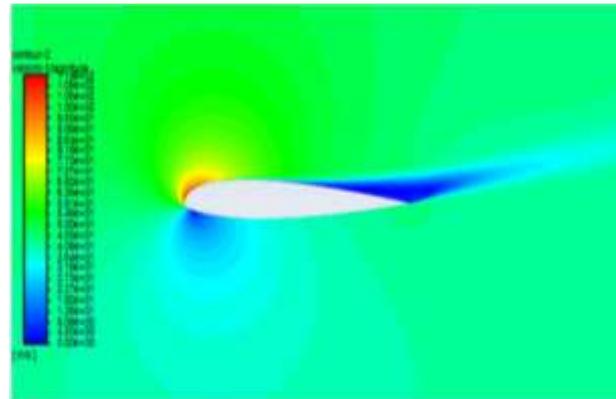


Figura 10 - Velocidade ângulo de ataque 16°

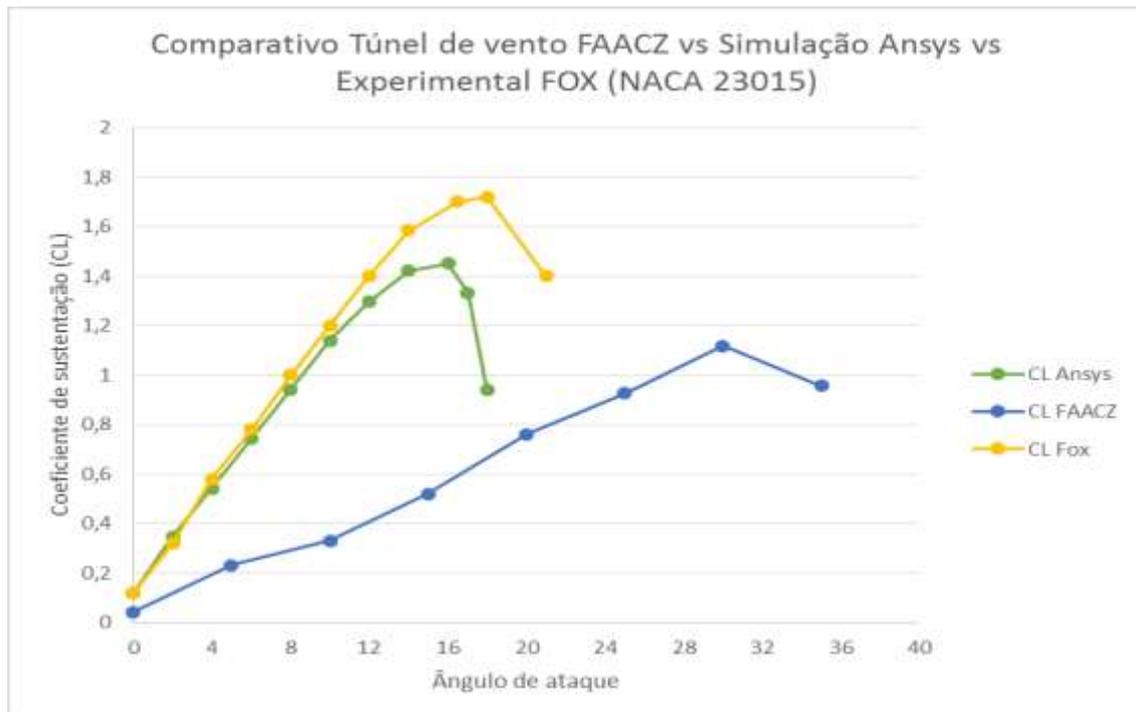


Figura 11 – Comparativo dos dados de coeficiente de sustentação NACA 23015

5 – CONCLUSÃO

O presente trabalho estudou o escoamento em torno de um perfil NACA 23015 empregando-se a simulação computacional, comparando os resultados com dados experimentais obtidos em túnel de vento.

Pode-se observar que aproximadamente a partir do ângulo de 16° ocorre a perda de sustentação, como demonstrado pela simulação e dados de FOX, MCDONALD E PRITCHARD (2016). A perda de sustentação ocorreu em um maior valor do ângulo, que pode ser explicada devido ao modo de simulação no túnel de vento ou dimensões utilizadas.

Deste modo conclui-se que os resultados obtidos neste estudo mostram que a simulação computacional valida algumas das teorias da aerodinâmica e pode ser um método válido para obtenção de características aerodinâmicas de um aerofólio diante da similaridade na comparação de resultados.

6 – REFERÊNCIAS

1 - RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho. 1ª. ed. Salto/SP: [s. n.], 2014. 320 p.

2 - SILVA, L. J.; COSTA, F. P. Análise numérica de escoamento sobre perfil de asa: estudo de modelo NACA 64A00.29. Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada. Universidade Federal do Oeste da Bahia, Bahia, 2016. Disponível em: Acesso em: 3 out 2021.

3 - FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J.; Introdução à Mecânica dos Fluidos. 9. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2018.

4 - DEL PIERO, A.R.; GIRO, C.E.; PIMASSONI, R.V.; TAVARES, T.D.S. ENSAIOS AERODINÂMICOS EM UM PERFIL NACA 23015 E NACA 66(2) - 215 UTILIZANDO O TÚNEL DE VENTO DAS FAACZ. 2018. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Mecânica) - Curso de Engenharia Mecânica das Faculdades Integradas de Aracruz, [S. l.], 2018. Disponível em: http://www.faacz.com.br/repositorio_de_tccs/2018/2018%20-%20CEM-Del%20Piero-Giro-Pimassoni-Tavares.pdf. Acesso em: 29 set. 2021.