

SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL DE ESCOAMENTO PERFIL NACA 66(2) - 215

Rafael Botan Amorim Barbosa

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 66(2) - 215, através de simulações de CFD e comparação com dados experimentais. 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. Foi verificada boa concordância entre os valores do coeficiente de sustentação (c_L) da simulação e os dados experimentais, especialmente até valores de 12° para o ângulo de ataque (AoA), entretanto a perda de sustentação prevista pela simulação computacional ocorreu antes do que foi observado em túnel de vento.

PALAVRAS-CHAVE: CFD. NACA 66(2) - 215. Simulação computacional. Aerodinâmica.

1 – INTRODUÇÃO

A simulação computacional tem sido uma ferramenta de grande utilidade para a análise de diferentes fenômenos físicos, tendo se tornado uma ferramenta de aplicação frequente na prática da engenharia. Sua utilização permite a otimização do processo de desenvolvimento, possibilitando a redução dos custos envolvidos em todas as fases do projeto. A aplicação de ferramentas de simulação em estudo de movimento de fluidos, chamada de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), possibilita a redução do número de experimentos utilizando modelos físicos (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007).

Dessa forma, o presente trabalho objetiva estudar o escoamento ao redor de um perfil NACA 66(2)-215 através de simulações de CFD e comparação com dados experimentais.

2 – REFERENCIAL TEÓRICO

2.1 – SUSTENTAÇÃO

A sustentação produzida por um aerofólio é o resultado do escoamento de um fluido (ar) ao redor da sua superfície, sendo, portanto, definida como a componente da força do fluido que atua na direção perpendicular ao movimento do fluido (FOX et al., 2018). A força de sustentação pode ser calculada utilizando-se a equação 1:

$$F_L = \frac{c_L \rho A}{2} v^2 \quad (1)$$

Onde F_L é a força de sustentação, c_L é o coeficiente de sustentação, ρ é a massa específica do fluido, A é a área da superfície do aerofólio e v é a velocidade do escoamento.

A força de sustentação pode ser entendida como o resultado da assimetria da distribuição de pressão ao redor das superfícies inferior e superior do aerofólio e dependerá do ângulo de ataque do aerofólio.

2.2 – SIMULAÇÃO NUMÉRICA

A simulação numérica é um código computacional que se propõe a resolver as equações de transporte de um fluido em uma região chamada de domínio, com o objetivo final de determinar a distribuição de pressão e velocidade (entre outras variáveis) em todos os pontos deste domínio. Para tanto, os pacotes

computacionais, de maneira geral, são divididos em três elementos principais, a saber: i) um pré-processador (*pre-processor*), (ii) um solucionador (*solver*) e (iii) um pós-processador (*post-processor*) (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007). Na etapa de pré-processamento, o usuário introduz os parâmetros que definem o problema físico, de forma que sejam estabelecidos o domínio computacional (geometria), a discretização do domínio computacional (malha) e as propriedades do sistema estudado. O *solver* transforma as informações do pré-processamento a fim de resolver as equações usando métodos numéricos iterativos. Finalmente, o pós-processamento fornece os resultados por meio de uma interface gráfica.

3 – METODOLOGIA DO TRABALHO

3.1 – MODELO COMPUTACIONAL

Para o presente trabalho, foi utilizado o pacote ANSYS WORKBENCH 2021 STUDENT (ANSYS, 2021), com utilização do módulo FLUENT. Para incorporação dos efeitos turbulentos, foi empregado o modelo κ - ω (WILCOX, 2008). A simulação adotada foi do tipo bidimensional. A simulação foi resolvida utilizando-se um computador com processador Intel Core i7 7700HQ, com velocidade máxima de 3,80 GHz, com 32 GB de memória RAM.

3.2 – MODELO DE AEROFÓLIO

Foi escolhido o modelo de aerofólio NACA 66(2)-215. A fim de se introduzir o modelo no pacote computacional, as coordenadas que definem a forma do aerofólio (FIGURA 1) foram obtidas a partir do site airfoiltools.com.

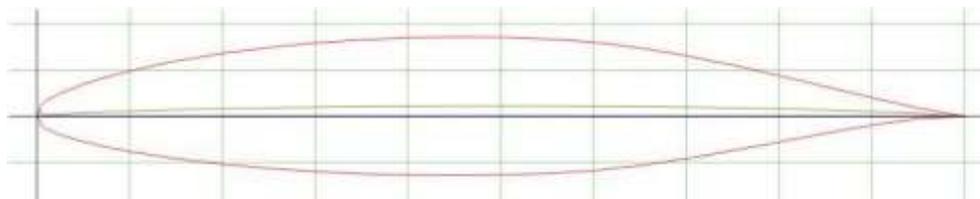


Figura 1 – perfil lateral do aerofólio NACA 66(2)-215. Fonte: airfoiltools.com, 2021.

3.3 – CONDIÇÕES DE CONTORNO

Foram adotadas as seguintes condições de contorno para o domínio computacional:

- Entrada: velocidade de horizontal de 87,7 m/s;
- Limites inferior e superior: tensão de cisalhamento nula;
- Superfícies do aerofólio: parede, com condição de não deslizamento;
- Saída: pressão manométrica nula.

3.4 – VALIDAÇÃO DOS RESULTADOS

Os resultados foram validados a partir de dados obtidos por Abbott e von Doenhoff (1959) em ensaios em túnel de vento com representações bidimensionais de aerofólios. Serão comparados os resultados obtidos para o coeficiente de sustentação para diferentes ângulos de ataque do aerofólio.

4 – RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 – SUSTENTAÇÃO

Houve boa concordância entre os valores do coeficiente de sustentação (c_L) da simulação e os dados experimentais, especialmente até valores de 12° para o ângulo de ataque (AoA) (Figura 2).

A simulação previu a ocorrência da perda de sustentação para um ângulo de aproximadamente 14° , ao passo que os dados experimentais apontaram a perda de sustentação iniciando após 16° e se intensificando após

20°. O maior valor de c_L apontado pela simulação foi observado para $AoA = 12^\circ$. Essa diferença pode ser atribuída ao fato da simulação bidimensional empregada, ao passo que os dados experimentais, apesar de serem representativos de superfícies bidimensionais, foram obtidos em túnel de vento utilizando-se perfis tridimensionais. Outro fator que pode influenciar os resultados é o modelo de turbulência empregado nas simulações.

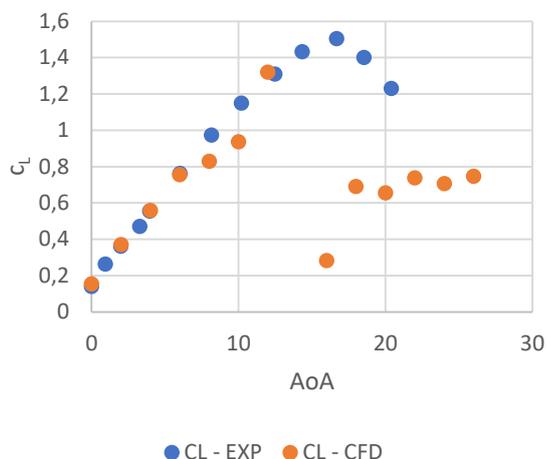


Figura 2 – coeficiente de sustentação (c_L): comparação entre simulação (CL - CFD) e dados experimentais (CL - EXP) de Abbott e von Doenhoff (1959)

4.2 – CAMPOS DE VELOCIDADE E DE PRESSÃO

A figura 3 apresenta a representação das linhas de corrente e dos campos de velocidade obtidos para as simulações com AoA de 0° , 6° , 8° , 10° , 12° e 14° . Observa-se que para $AoA = 8^\circ$ já é possível observar as linhas de corrente se afastando da superfície do aerofólio na região do bordo de fuga, devido ao aumento da pressão adversa. Já para $AoA = 12^\circ$ é possível observar uma zona de recirculação na parte superior do aerofólio, indicando que a camada limite está na iminência de sofrer total descolamento da superfície do perfil. Para $AoA = 14^\circ$ é possível observar que a zona de recirculação aumentou de tamanho, indicando que as velocidades nas regiões próximas à superfície superior do aerofólio são bem menores que as observadas na parte inferior. A consequência é que a pressão na parte superior do perfil deverá ser maior que a observada na parte inferior, o que provoca a perda de sustentação.

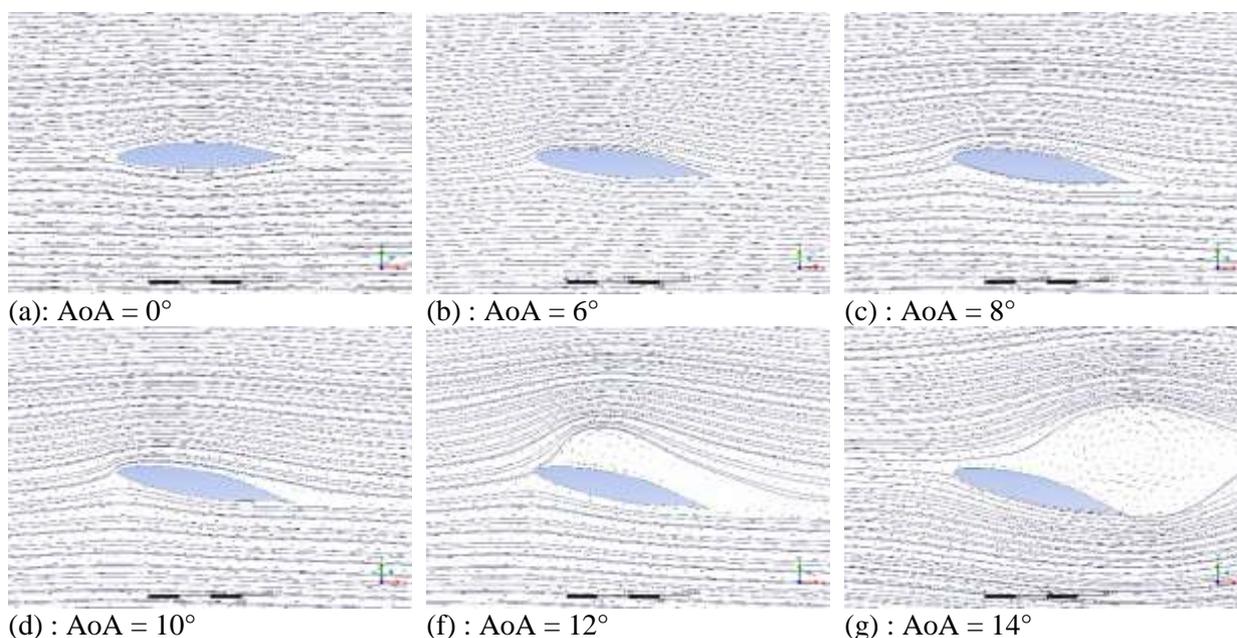


Figura 3 - campo de velocidade e linhas de corrente previstos pela simulação numérica para diferentes valores de AoA (a: $AoA = 0^\circ$; b: $AoA = 6^\circ$; c: $AoA = 8^\circ$; d: $AoA = 10^\circ$; e: $AoA = 12^\circ$; f: $AoA = 14^\circ$)

A perda de sustentação fica mais evidente ao se observar a figura 4, que ilustra a distribuição do c_p ao redor do perfil para as simulações com AoA de 0° , 6° , 8° , 10° , 12° e 14° . Como se pode observar, a pressão na parte inferior do aerofólio se mantém em valores mais elevados do que os observados na parte superior, o que origina a foça de sustentação. Para AoA = 14° , entretanto, a situação inverte-se, com maiores valores da pressão observados na parte superior. Isto é consequência direta do descolamento da camada limite e do aumento da velocidade observado próximo à superfície inferior do aerofólio.

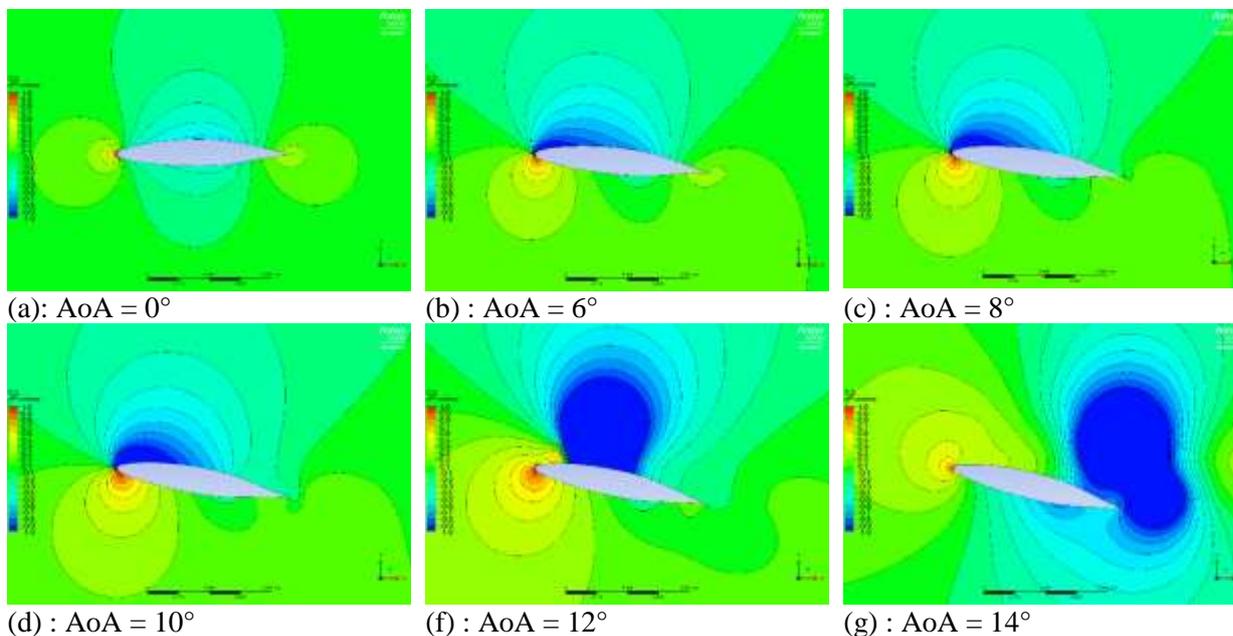


Figura 4 – campos de pressão previstos pela simulação numérica para diferentes valores de AoA (a: AoA = 0° ; b: AoA = 6° ; c: AoA = 8° ; d: AoA = 10° ; e: AoA = 12° ; f: AoA = 14°)

5 – CONCLUSÃO

O presente trabalho estudou o escoamento ao redor de um perfil NACA 66(2)-215 empregando-se a simulação computacional, comparando os resultados com dados experimentais obtidos em túnel de vento. Houve boa concordância entre os valores do coeficiente de sustentação (c_L) da simulação e os dados experimentais, especialmente até valores de 12° para o ângulo de ataque (AoA), entretanto a perda de sustentação prevista pela simulação computacional ocorreu antes do que foi observado em túnel de vento. Este fato pode ser devido ao tipo de simulação empregada e a influência do modelo de turbulência. Destacase, entretanto, que a observação dos campos de velocidade e de pressão previstos pela simulação para os diferentes valores do ângulo de ataque fornecem a explicação física para a ocorrência da perda de sustentação.

Dessa forma, permite-se concluir que o emprego da simulação numérica pode ser uma ferramenta adequada ao estudo dos fenômenos físicos envolvidos no escoamento ao redor do perfil aerodinâmico.

Como sugestão para trabalhos futuros, sugere-se que seja realizada uma simulação tridimensional de maneira a reproduzir mais adequadamente o experimento de Abbott e von Doenhoff (1959). Além disso, recomenda-se também que sejam verificados outros tipos de modelagem de turbulência.

6 – AGRADECIMENTOS

Agradecemos a Fundação de Apoio a Pesquisa do Espírito Santo (FAPES) o apoio na forma de bolsa de Iniciação Científica PIBIC.

7 – REFERÊNCIAS

- 1 - ABBOTT, I. H.; A. E. VON DOENHOFF. **THEORY OF WING SECTIONS, INCLUDING A SUMMARY OF AIRFOIL DATA**. New York: Dover, 1959
- 2 - FOX, R. W. et al. **INTRODUÇÃO À MECÂNICA DOS FLUIDOS**. 9. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2018. Livro digital. ISBN 9788521635000. Disponível em: <https://integrada.minhabiblioteca.com.br/books/9788521635000>. Acesso em: 30 ago. 2021.
- 3 - VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **AN INTRODUCTION TO COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS: THE FINITE VOLUME METHOD**. 2. ed. England: Pearson Education Limited, 2007.
- 4 - WILCOX, David C. FORMULATION OF THE K- Ω TURBULENCE MODEL REVISITED. In: **2008. AIAA Journal**. [S. l.: s. n.], 2008. p. 2823–2838. Disponível em: <https://doi.org/10.2514/1.36541>. Acesso em: 30 set. 2021.