



universidade de aveiro
theoria poiesis praxis

Departamento de Engenharia Mecânica

Curso: Mestrado em Engenharia Aeroespacial

Disciplina: 43450- Mecânica dos Fluidos Computacional para Engenharia Aeroespacial

Ano letivo 2024/2025

Trabalho 2

Autores:

João Ferreira

Magner Gusse

Nº Mecanográfico:

107501

110180

Palavras-Chave

Mecânica de fluidos, CFD, coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto, coeficiente de pressão, escoamento, malha, conservação da massa, ANSYS, ligação em T, modelação numérica, engenharia aeroespacial, análise de escoamento.

Abstrato

Este trabalho analisa o escoamento do ar em torno de um perfil aerodinâmico utilizando a mecânica de fluidos computacional (CFD), como parte da disciplina de Mecânica dos Fluidos Computacional para Engenharia Aeroespacial. O estudo foca no cálculo das forças e coeficientes de arrasto e sustentação e no coeficiente de pressão para o perfil NACA 4412 para diferentes ângulos de ataque e velocidades. O modelo foi desenvolvido usando o software ANSYS, com uma geometria tridimensional e malha refinada. Os resultados indicam uma boa concordância com os fenômenos físicos encontrados na literatura.

Índice

Introdução	4
Objetivos	4
Bases teóricas	5
Metodologia	6
Geometria	7
Criação da malha	7
Método de cálculo	8
Resultados e análise	9
Velocidade 45m/s	9
Velocidade 60m/s	12
Área da asa	16
Conclusões	17
Referências	18

Lista de Figuras

Figura 1- Características do ar	6
Figura 2 Imagens com as dimensões do domínio	7
Figura 3 - Resultado da malha obtida	8
Figura 4 Coeficientes de Sustentação e de arrasto	9
Figura 5 Coeficientes de Pressão para diferentes angulos de ataque a 45m/s	10
Figura 6 Contornos de Velocidades para 0°, 3°, 6°, 9°, 12°.....	11
Figura 7 Contornos de Pressão para 0°, 3°, 6°, 9°, 12°	12
Figura 8 Coeficientes de Sustentação e de arrasto	12
Figura 9 Coeficientes de pressão para os vários ângulos.....	13
Figura 10 - Pressão 12°	14
Figura 11 - Pressão 9°	14
Figura 12 - Pressão 6°	14
Figura 13 - Pressão 0°	14
Figura 14 - Pressão 3°	14
Figura 15 - Velocidade 12°	15
Figura 16 - Velocidades 9°.....	15
Figura 17 - Velocidade 6°	15
Figura 18 - Velocidade 3°	15
Figura 19 – Velocidade 0°.....	15

Lista de Tabelas

Tabela 1 Condições de fronteira	9
Tabela 2 Valores das forças e coeficientes.....	9
Tabela 3 - Forças e coeficientes de sustentação e arrasto	12
Tabela 4 Forças e respectivas áreas da asa para 45m/s	16
Tabela 5 Forças e respectivas áreas da asa para 60m/s	16

Introdução

O presente relatório pretende abordar o Trabalho 2, desenvolvido no âmbito da Unidade Curricular Mecânica de Flúídos Computacional para Engenharia Aeroespacial, pertencente ao 1º ano de Mestrado em Engenharia Aeroespacial, tendo os conteúdos sido abordados em aulas, nomeadamente, o software usado e as abordagens ao problema.

O estudo aerodinâmico de perfis de asas é fundamental para o desenvolvimento de aeronaves eficientes e seguras. O perfil NACA 4412, devido à sua ampla utilização em diversas aplicações, representa um caso de estudo clássico e relevante neste contexto.

Neste trabalho, propõe-se uma análise detalhada do escoamento em torno do perfil NACA 4412 através de simulações numéricas em Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD). O objetivo principal é investigar o comportamento aerodinâmico do perfil para diferentes condições de voo, caracterizadas por variações na velocidade do ar e no ângulo de ataque.

Especificamente, este trabalho buscará determinar as forças de arrasto e sustentação atuantes sobre o perfil, bem como o coeficiente de pressão ao longo da sua superfície. Adicionalmente, será realizada uma estimativa da área da asa de um avião que utilize o perfil NACA 4412, considerando uma determinada massa.

Objetivos

Este trabalho tem como principal objetivo, investigar o comportamento do escoamento ao redor do perfil NACA 4412, considerando diferentes velocidades do ar e ângulos de ataque, e mapear regiões de alta e baixa pressão sobre o perfil, com foco na distribuição do coeficiente de pressão.

Além disso, pretende-se calcular as forças aerodinâmicas de sustentação e de arrasto geradas pelo perfil, avaliando também o impacto de diferentes ângulos de ataque no desempenho aerodinâmico. Por fim, busca-se estimar a área necessária de uma asa equipada com o perfil NACA 4412 para sustentar uma aeronave com uma massa específica, considerando a relação entre a força de sustentação, a área da asa e as condições de voo, como densidade do ar e velocidade, além de relacionar esses parâmetros ao desempenho geral da aeronave. Para garantir a validade do estudo, os resultados obtidos por simulação numérica serão comparados com dados teóricos ou experimentais disponíveis, assegurando a consistência e precisão das análises.

Bases teóricas

As simulações CFD são governadas pelas **equações de Navier-Stokes**, que descrevem o movimento de fluidos viscosos. Essas equações são baseadas nos princípios de conservação de massa, quantidade de movimento e energia. No contexto deste trabalho, as equações simplificadas para um escoamento incompressível e estacionário são as mais adequadas.

- **Equação da continuidade:** Expressa a conservação de massa, indicando que a taxa de variação da massa em um volume de controle é igual à taxa de fluxo de massa através da superfície desse volume.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \bullet (\rho \vec{v}) = 0$$

Equação 1 Equação da Continuidade

- **Equação de Navier-Stokes:** Descreve o movimento de um fluido, relacionando as forças atuantes sobre um elemento de fluido com a sua aceleração.

As duas forças primárias que atuam num aerofólio na presença de fluxo de ar, são as forças de sustentação e arrasto. A força de sustentação é gerada perpendicularmente à direção do fluxo de ar que entra. É principalmente o resultado da diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior do aerofólio, que é causada pelas diferentes velocidades do fluxo de ar (explicado pelo Princípio de Bernoulli). Para aerofólios curvados como o NACA 4412, a assimetria aumenta esse diferencial de pressão, aumentando a eficiência de sustentação.

Já a força de arrasto atua paralelamente à direção do fluxo de ar e é causado por efeitos viscosos e diferenças de pressão ao redor do aerofólio. O arrasto total inclui tanto o arrasto de pressão (arrasto de forma) quanto o arrasto de fricção superficial. Compreender o arrasto é fundamental para otimizar o desempenho e a eficiência.

O modelo de turbulência Spalart-Allmaras (SA) é um modelo de uma equação amplamente utilizado, projetado especificamente para aplicações aerodinâmicas, particularmente em fluxos externos, como ao redor de aerofólios, asas e aeronaves. É um modelo relativamente simples e eficiente que prevê turbulência resolvendo uma única equação diferencial parcial para uma viscosidade turbulenta modificada. Ao contrário dos modelos de turbulência mais complexos, que resolvem múltiplas equações para propriedades de turbulência (por exemplo, k - ϵ ou k - ω), o modelo Spalart-Allmaras concentra-se exclusivamente na resolução da viscosidade turbulenta, tornando-o computacionalmente menos dispendioso e mais robusto para casos específicos.

$$\frac{\partial \hat{v}}{\partial t} + \frac{\partial(u_j \hat{v})}{\partial x_j} = c_{b1} \hat{S} \hat{v} + \frac{1}{\sigma} \frac{\partial}{\partial x_i} (\hat{v} + \hat{v}) \frac{\partial \hat{v}}{\partial x_i} + c_{b2} \frac{\partial \hat{v}^2}{\partial x_i} - c_{w1} f_w \frac{\hat{v}^2}{y}$$

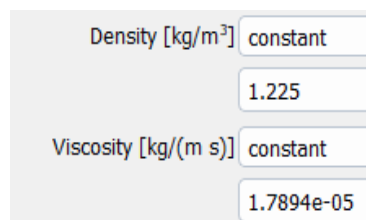
Equação 2 Equação de Spalart-Allmaras

O modelo S-A tem um bom desempenho em casos que envolvem números de Reynolds baixos a médios e fluxos predominantemente anexados, que são condições típicas para aerofólios até certos ângulos de ataque. Este modelo é eficaz na previsão do desenvolvimento da camada limite, incluindo transição laminar-turbulenta e separação de fluxo sob certas condições.[1]

Em suma, o modelo Spalart-Allmaras foi escolhido para o estudo do aerofólio no Fluent porque fornece um excelente compromisso entre eficiência computacional e precisão para fluxos aerodinâmicos externos. É particularmente eficaz para capturar o comportamento da camada limite e as forças aerodinâmicas em geometrias simplificadas como aerofólios, tornando-o uma escolha natural para este tipo de análise[2].

Metodologia

Na presente análise, as velocidades do ar foram definidas com base em critérios físicos e aerodinâmicos. A velocidade de 45 m/s foi selecionada por corresponder a um número de Reynolds de [Equação], que indica que o regime de fluxo está na faixa subcrítica, onde o fluxo laminar domina próximo à borda principal, mas transita para fluxo turbulento a medida que este se afasta do aerofólio. Esta transição impacta o arrasto e a distribuição de pressão, tornando-a crítica para a análise aerodinâmica, considerando as condições atmosféricas ao nível do mar, onde a densidade e a viscosidade cinemática do ar são típicas. Já a velocidade de 60 m/s foi escolhida por estar abaixo do limite de compressibilidade de escoamentos subsônicos, ou seja, inferior a Mach 0,3, garantindo que os efeitos compressíveis possam ser desconsiderados na análise.



Density [kg/m³]	constant
	1.225
Viscosity [kg/(m s)]	constant
	1.7894e-05

Figura 1- Características do ar

Essas velocidades representam condições reais de voo e são adequadas para o estudo do comportamento do perfil aerodinâmico em regimes incompressíveis. Além disso, foram considerados os ângulos de ataque de 0°, 3°, 6°, 9° e 12°, permitindo avaliar o desempenho aerodinâmico do perfil NACA 4412 em diferentes situações de operação. Esses ângulos abrangem desde condições de escoamento alinhado com o perfil, para análise do comportamento básico de sustentação e arrasto, até situações em que o fluxo se aproxima da condição de perda de sustentação. Assim, os parâmetros definidos garantem uma análise abrangente e detalhada do desempenho do perfil em condições típicas de voo. O uso do software ANSYS Fluent foi fundamental para a simulação numérica, uma vez que possibilitou a resolução das equações de Navier-Stokes acopladas ao modelo de turbulência Spalart-Allmaras, garantindo uma representação precisa das características do fluxo em torno do perfil. A ferramenta SpaceClaim foi utilizada para a preparação da geometria do perfil, enquanto o módulo de meshing foi utilizado para a geração de uma malha refinada nas proximidades do perfil, assegurando a captura adequada dos gradientes de pressão e velocidade na camada

limite. Dessa forma, a metodologia adotada combina eficiência computacional e precisão, possibilitando a análise detalhada do desempenho do perfil NACA 4412 em diferentes condições de operação.

Geometria

Ao definir a geometria a utilizar no problema em estudo, foi necessário extrair o perfil para o *ANSYS SpaceClaim* com uma corda de 1m, e como forma de usar o *ANSYS Fluent*, o problema teria de ser definido em 3D, o que implica apenas dar espessura ao domínio 2D, que neste caso foi de 50mm.

Primeiramente foi criado o perfil aerodinâmico segundo o plano XY, e com ele definido e criado o domínio de cálculo com dimensões mostradas abaixo. Por fim foi criado o corpo de influência centrado no perfil (*Body of influence*), que a partir do perfil segue a ordem $6 \times c$.

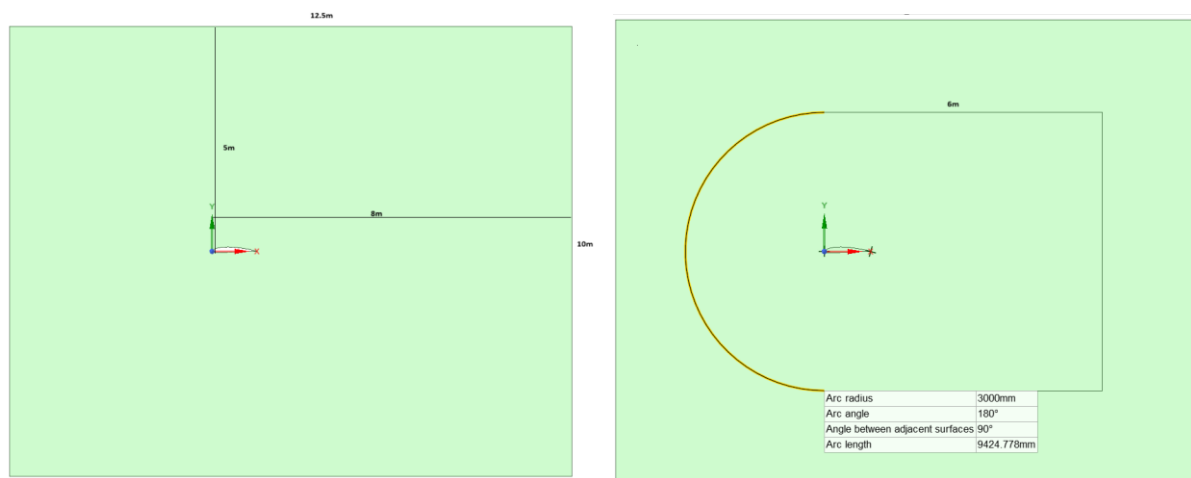


Figura 2 Imagens com as dimensões do domínio

Criação da malha

Depois da construção da geometria, inseriu-se o *Fluent (with Meshing)* associado à geometria e começou-se por editar a malha, ativando a *Double Precision* e colocando o número de processos de *meshing* e do solver para 4.

Primeiramente, importou-se a geometria e foram adicionados 3 tipos de *local sizing*, sendo estes:

- *Body of Influence* no BOI com um objetivo de ter uma malha com 0,025m, de modo a existir uma zona em volta do aerofólio com uma malha suficientemente boa para obter bons resultados.
- *Curvature* na zona do aerofólio, com um tamanho mínimo de 0,001m e máximo de 0,01m, pois em perfis aerodinâmicos, a região da borda de ataque e da borda de fuga possuem alta curvatura. Uma malha mais refinada nessas áreas garante que os fenômenos físicos complexos que ocorrem nessa zona, como a separação da camada limite, sejam capturados com precisão.

- *Local sizing* nas bordas à volta de toda a geometria, visto que esta tem várias arestas a 90° , o que causa uma perda de qualidade da malha nessas zonas, afetando a qualidade geral da malha.

De seguida, procedeu-se à definição da malha superficial, tendo esta um tamanho mínimo de $0,01m$ e máximo de $0,3m$, ainda se alterou o ângulo normal à curvatura para 12. Esta define o ângulo limite a partir do qual a curvatura é considerada alta e a malha é refinada. Ainda se definiu que toda a geometria representava um fluido sem espaços vazios.

Na etapa de *Update Boundaries*, definiu-se a entrada como uma entrada de velocidade, a saída como uma saída de pressão, o aerofólio como uma parede e o resto como simetrias. Ainda se adicionou um *Boundary layer* uniforme, com 15 camadas e uma altura inicial $0,0002m$, permitindo capturar com precisão o desenvolvimento da camada limite, a transição para o regime turbulento e a separação da camada limite, que são fenômenos cruciais para entender o comportamento do fluido próximo à superfície, para além da interação entre o fluido e o aerofólio.

Por fim foi gerada uma malha volúmica com poliedros e tamanho máximo de $0,3m$ e ainda se inseriu uma nova tarefa para melhorar a qualidade ortogonal da malha para 0,3. A malha final ficou com um total de 460865 células, 2722312 faces e 2134714 nós. Ainda foi obtida uma qualidade ortogonal de mínima de 0,305 e uma *skewness* máxima de 0,658.

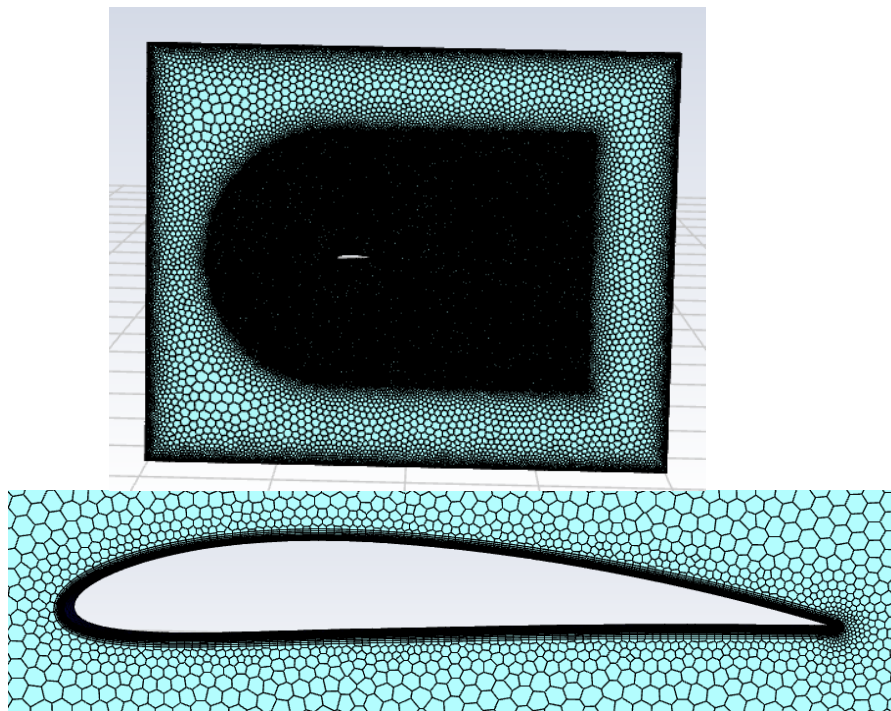


Figura 3 - Resultado da malha obtida

Método de cálculo

Com base no que foi explicado anteriormente, estando definido o método viscoso a usar (Spalart-Allmaras), os domínios de cálculo (ângulos de ataque e malha), “Pressure- based” solver e o domínio de tempo permanente, foram definidos para os critérios de convergência que os residuais têm de atingir 10^{-6} de forma a validar a solução, com um máximo de 250 iterações.

De modo a obter validação dos resultados obtidos nas simulações realizadas, foi escolhida literatura fidedigna de forma a comparar os nossos resultados.

Condições de Fronteira

Local	Condição
Entrada do escoamento (<i>Inlet</i>)	Velocidade de entrada: 45m/s e 60m/s
Saída do escoamento (<i>Outlet</i>)	Saída de pressão atmosférica
Paredes (<i>Wall</i>)	Fronteiras do aerofólio (condição de não escorregamento)

Tabela 1 Condições de fronteira

Resultados e análise

Velocidade 45m/s

Os resultados apresentados, foram extraídos do Software ANSYS *Fluent* para o perfil escolhido, tendo sido posteriormente calculados os coeficientes de arrasto e de sustentação.

1. Forças e Coeficientes

Ângulos de Ataque (α)	Forças[N]		Coeficientes	
	Sustentação	Arrasto	Cl	Cd
0	27.27	0.66	0.440	0.011
3	45.52	0.97	0.734	0.016
6	63.64	1.4	1.026	0.023
9	79.01	2.04	1.274	0.033
12	87.97	2.98	1.419	0.048

Tabela 2 Valores das forças e coeficientes

É possível verificar que para o aumento do ângulo de ataque, a sustentação obtida aumenta significativamente, não tendo para os ângulos estudados entrado em *stall*, não tendo ocorrido a separação do fluxo.

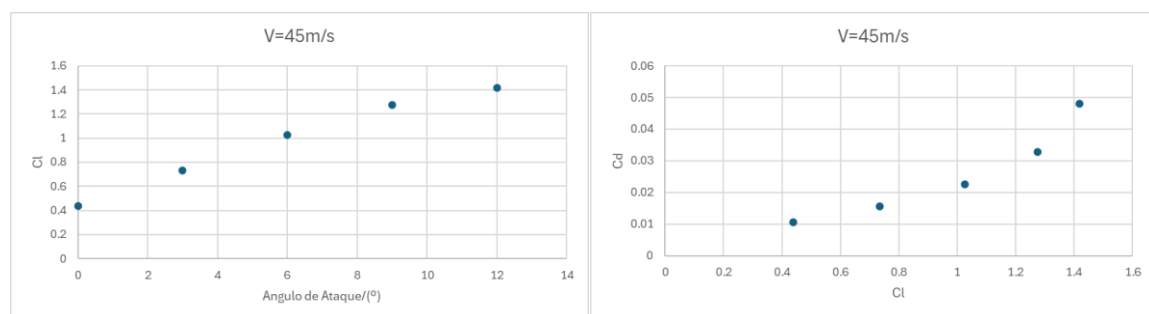


Figura 4 Coeficientes de Sustentação e de arrasto

Assim sendo, observa-se que o fenómeno que acontece nas simulações apresenta similaridades aos fenómenos encontrados na literatura[3][4].

2. Coeficiente de Pressão

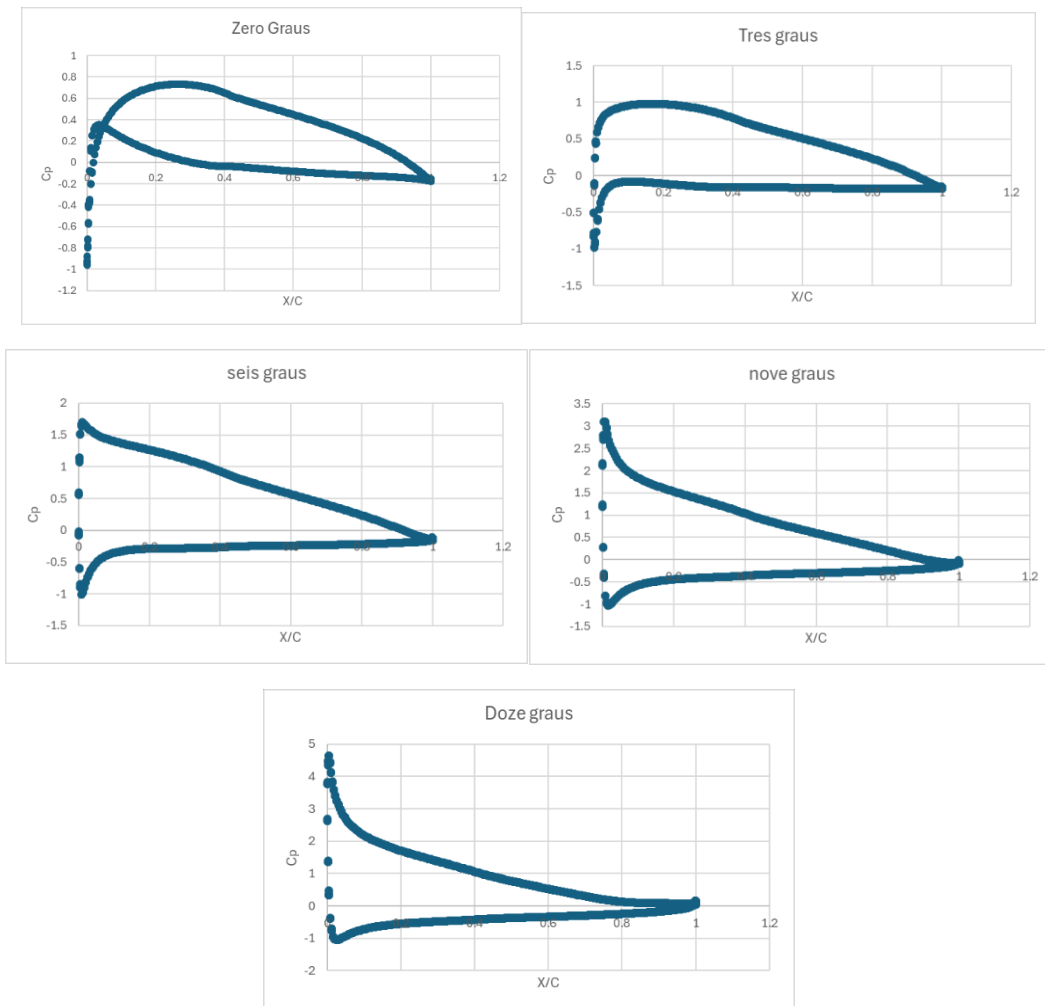
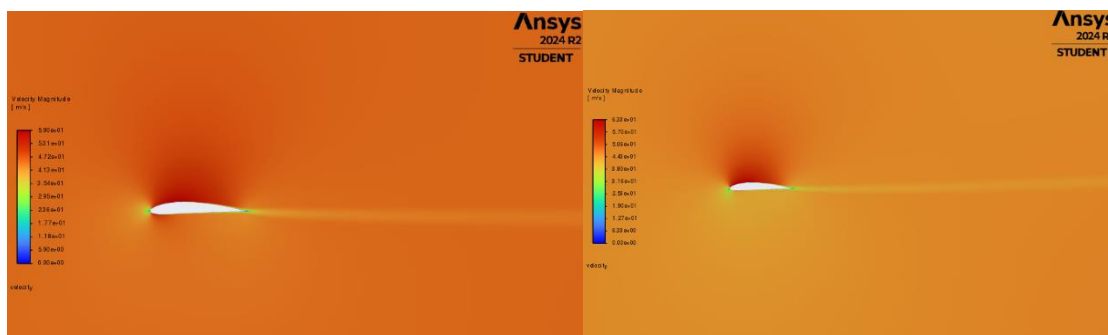


Figura 5 Coeficientes de Pressão para diferentes angulos de ataque a 45m/s

Feitos os gráficos, pôde-se notar que os resultados obtidos se encontram muito próximos dos encontrados nas bibliografias[5], indicando uma boa qualidade dos mesmos, indicando as zonas ao longo do comprimento da corda onde existem altas e baixas pressões, sendo possível visualizar de seguida com os contornos retirados do *software*.

3. Contornos de Velocidade



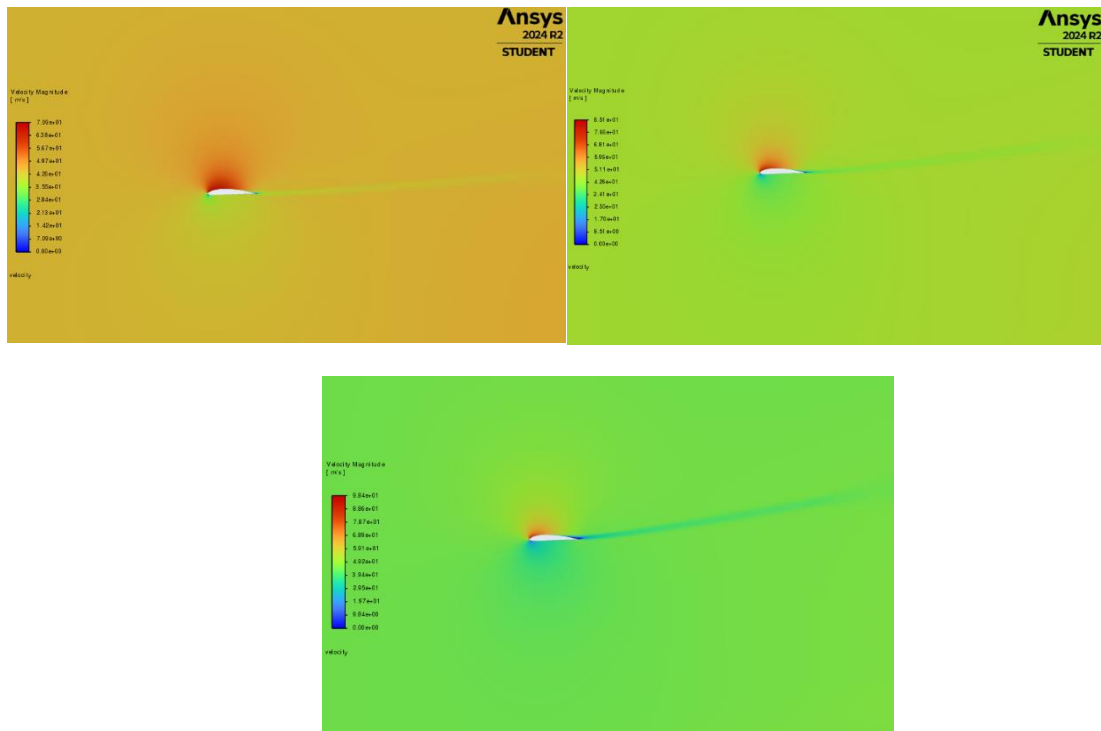
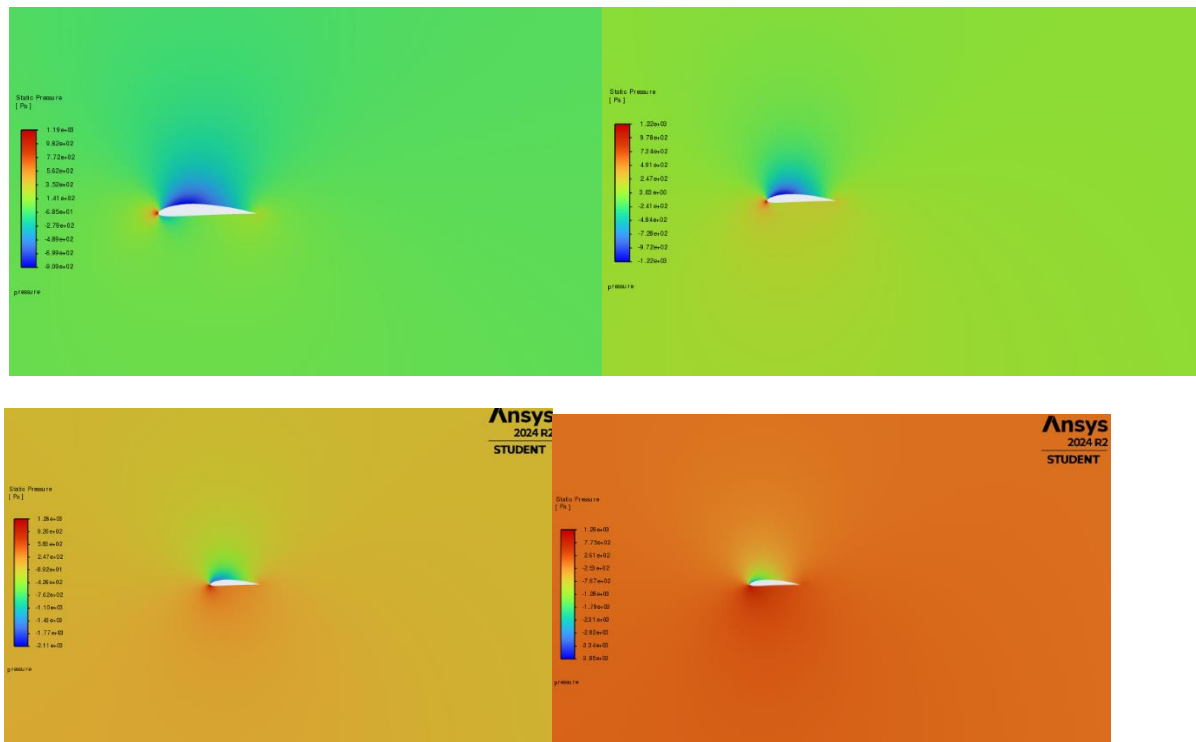


Figura 6 Contornos de Velocidades para 0°, 3°, 6°, 9°, 12°

Observa-se por estes contornos que com o aumento do ângulo de ataque, estão presentes maiores magnitudes de velocidade, explicado pelo facto de haver maior sustentação com o aumento do ângulo, notando-se ainda que a esteira criada aumenta também de dimensão com o aumento do ângulo de ataque.

4. Contornos de pressão



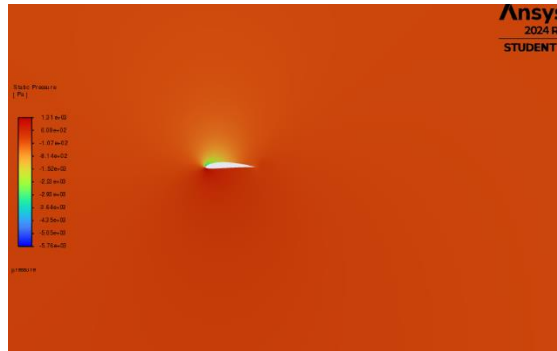


Figura 7 Contornos de Pressão para 0°, 3°, 6°, 9°, 12°

Os contornos de pressão mostram um aumento da pressão no escoamento completo e em particular na zona inferior do aerofólio com o aumento do ângulo de ataque, podendo ainda ver que há uma zona de alta pressão na borda de ataque do aerofólio e uma zona de baixa pressão no topo do mesmo, estes resultados encontram-se em concordância com os gráficos do coeficiente de pressão.

Velocidade 60m/s

1. Forças e Coeficientes

Tal como foi mencionado anteriormente, para além de simular o aerofólio para os 45m/s, também se estudou o desempenho deste para uma velocidade de 60m/s e para 5 ângulos de ataque. Na tabela seguinte podemos ver os resultados das forças de sustentação e de arrasto dadas pelas simulações e também os cálculos dos respetivos coeficientes.

Ângulo	Força de Lift [N]	Força de Drag [N]	Cl	Cd
0	48,9215	1,1276	0,543572222	0,010227664
3	81,428003	1,6675331	0,738575991	0,015125017
6	113,8363	2,4162	1,032528798	0,021915646
9	141,54171	3,5330479	1,283825034	0,032045786
12	157,6431	5,1583954	1,429869388	0,046788167

Tabela 3 - Forças e coeficientes de sustentação e arrasto

Como é possível perceber, e tal como se a velocidade fosse 45m/s, dos 0° até aos 12° a força de sustentação aumenta com o aumento do ângulo de ataque, juntamente com a força de arrasto.

Tal como podemos ver na figura, o coeficiente de sustentação aumenta linearmente com o ângulo de ataque, tal como seria esperado, visto não ter sido utilizado o ângulo de ataque de *stall*. Já para o coeficiente de arrasto, podemos perceber que este tem um crescimento mais exponencial, de acordo com a literatura. [6]

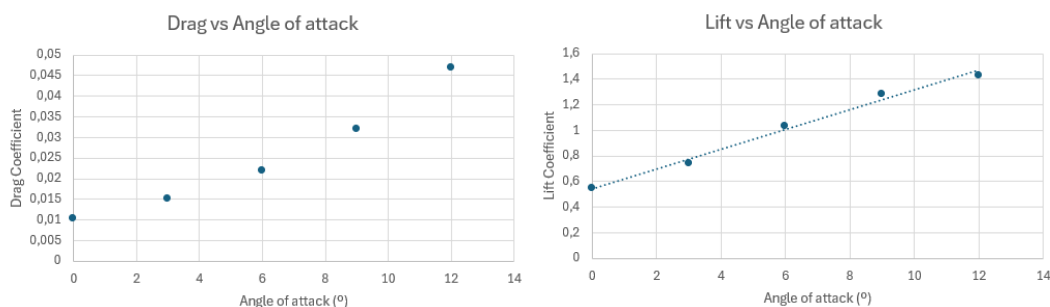


Figura 8 Coeficientes de Sustentação e de arrasto

2. Coeficiente de Pressão

Os gráficos dos coeficientes de pressão são uma representação detalhada do comportamento do escoamento ao redor do perfil analisado, o que permite identificar regiões de alta e baixa pressão, o comportamento da camada limite, a tendência à separação de fluxo e o impacto de mudanças no ângulo de ataque. Na borda de ataque (x/c próximo de 0), o coeficiente de pressão é altamente negativo em todos os casos, indicando uma região de baixa pressão. Isso gera uma força de sustentação que "puxa" o perfil para cima. [7] O mesmo acontece ao longo da superfície superior do perfil, o coeficiente de pressão é predominantemente negativo, indicando uma região de baixa pressão. Essa diferença de pressão entre a superfície superior e inferior gera a força de sustentação. Estes são indispensáveis para projetar perfis aerodinâmicos eficientes e prever seu desempenho em diferentes condições de voo. Tal como podemos perceber os gráficos apresentam resultados relativamente bons e comparáveis com a literatura.

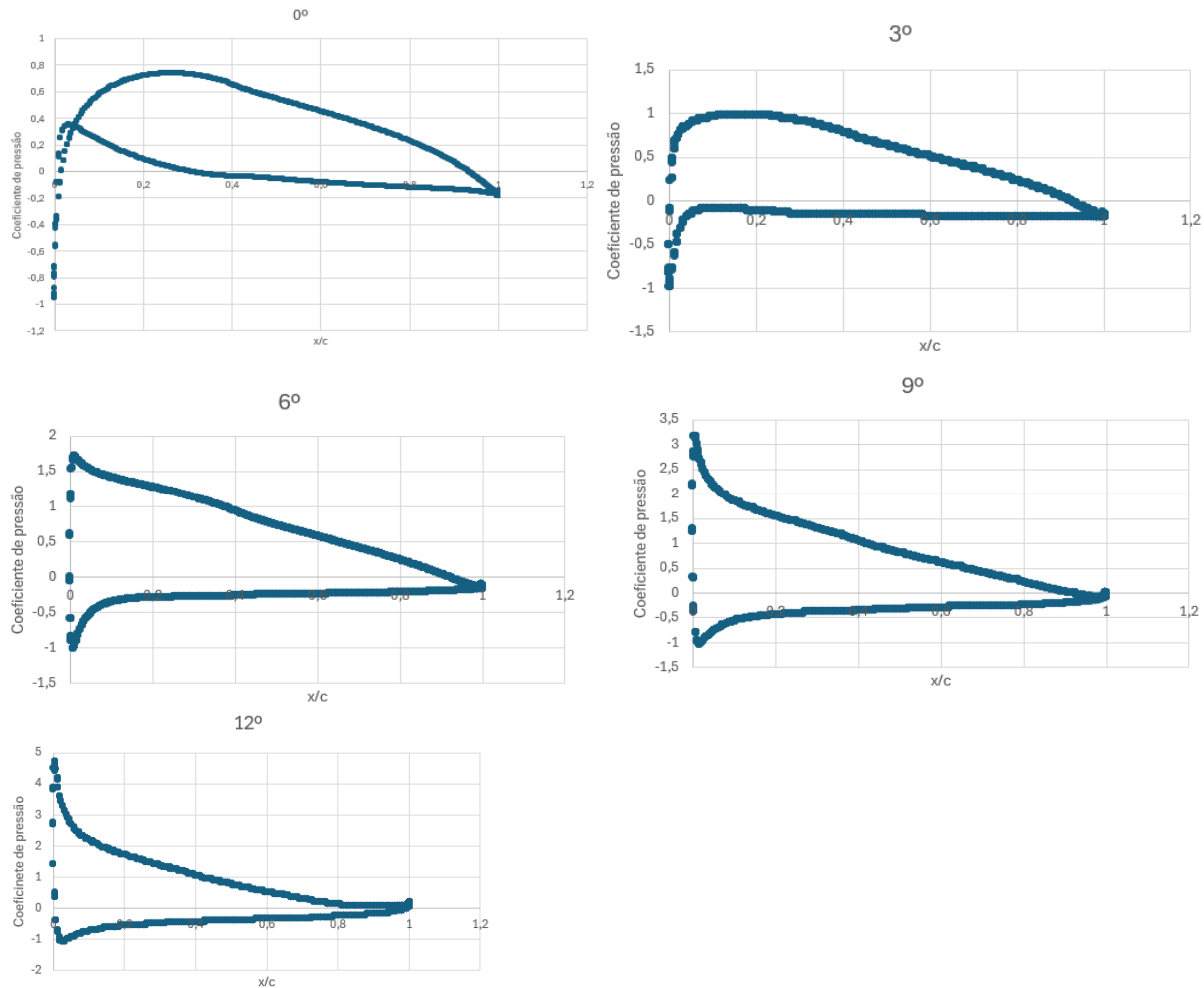


Figura 9 Coeficientes de pressão para os vários ângulos

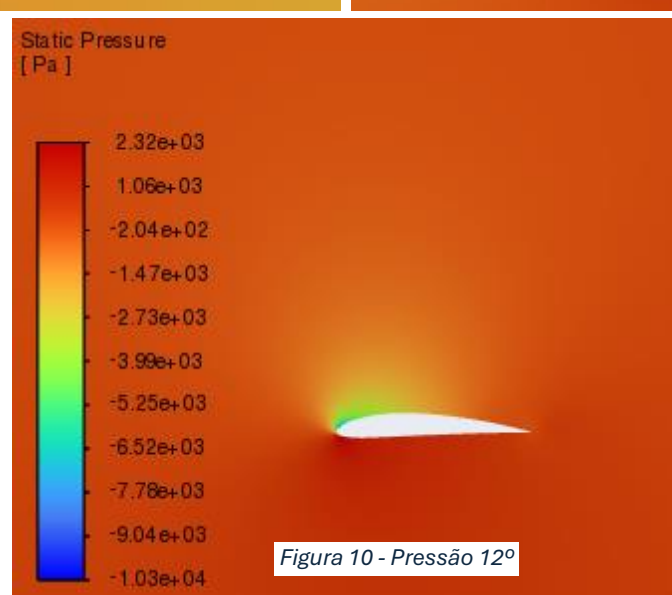
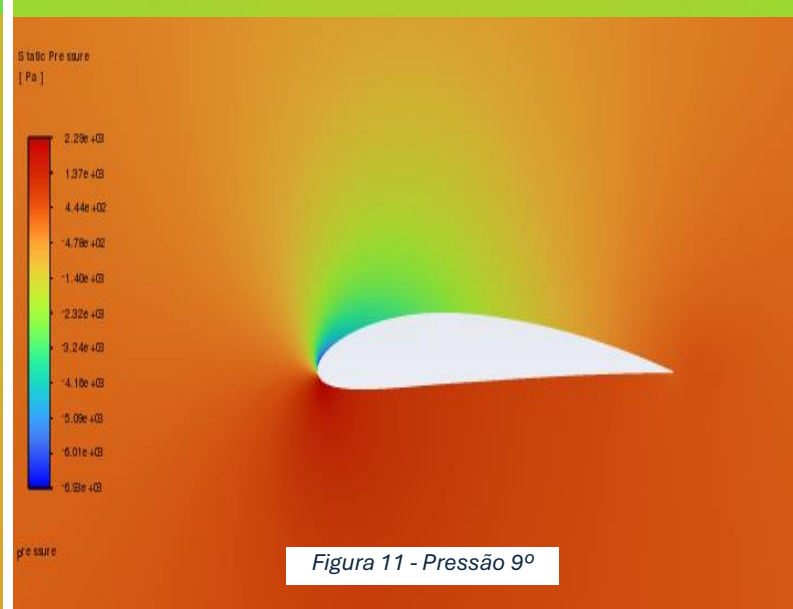
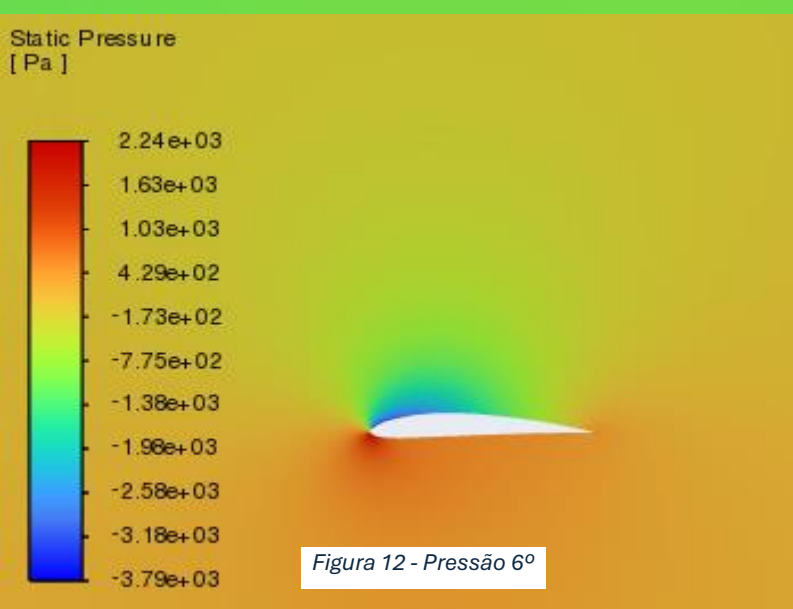
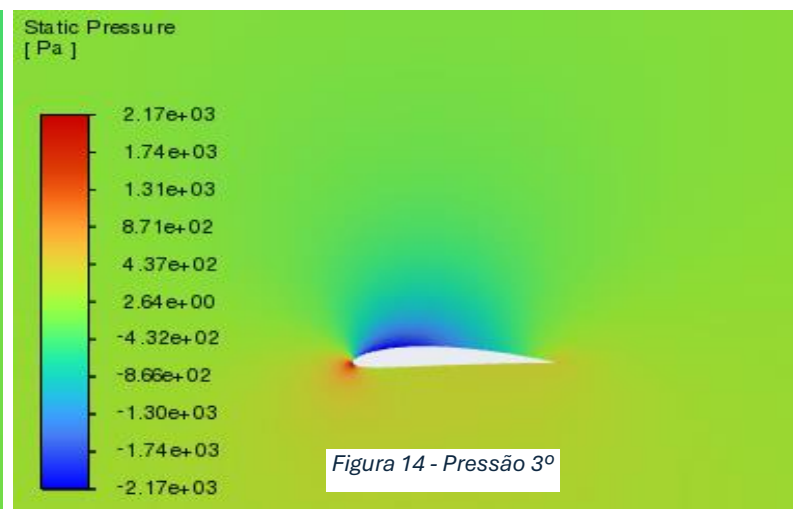
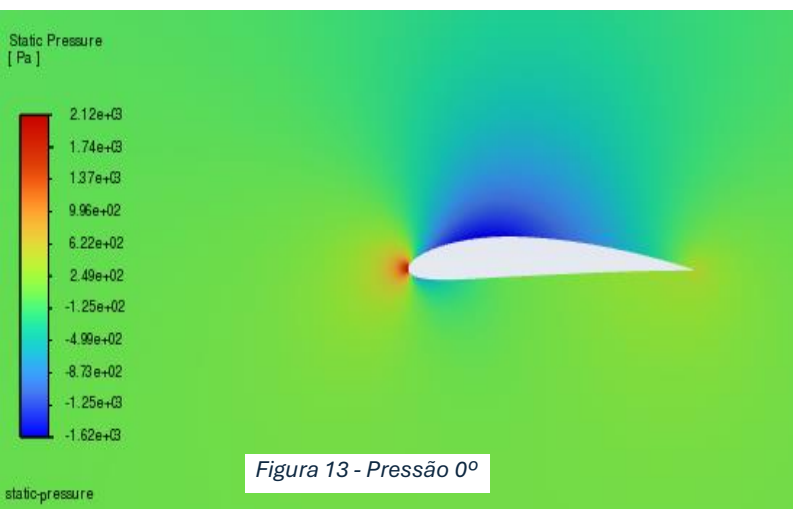
Para o cálculo destes gráficos utilizou-se a seguinte equação:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2}$$

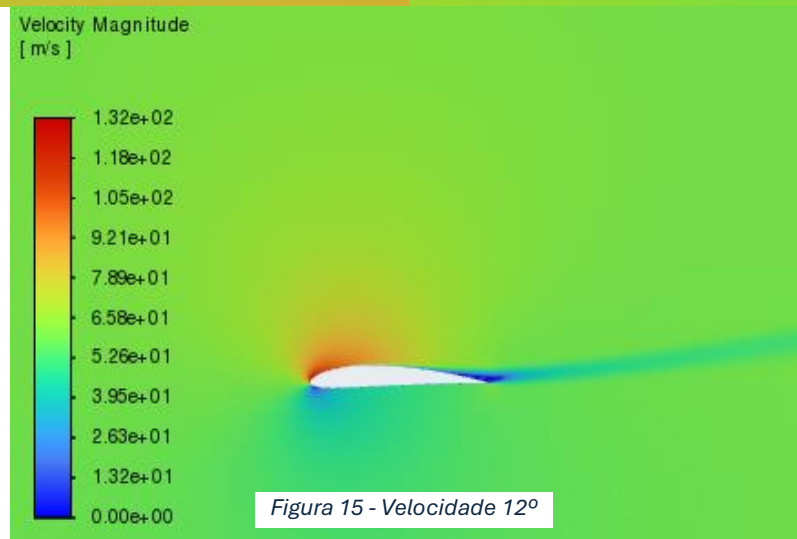
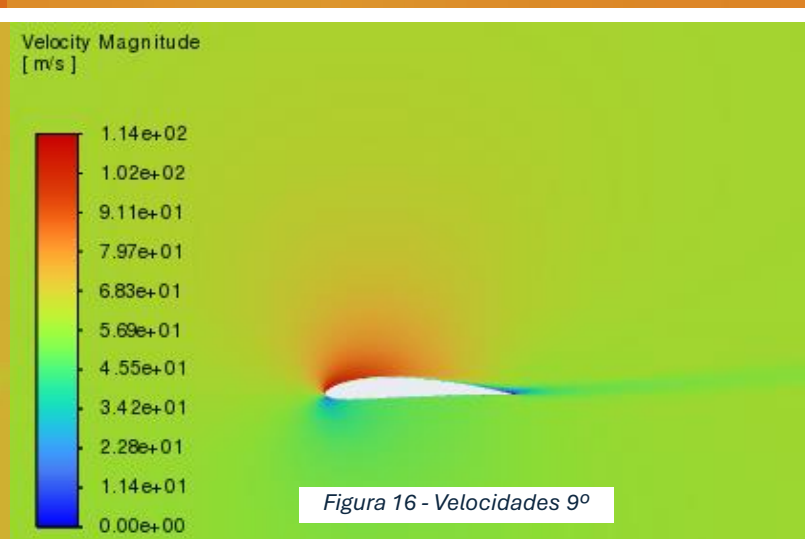
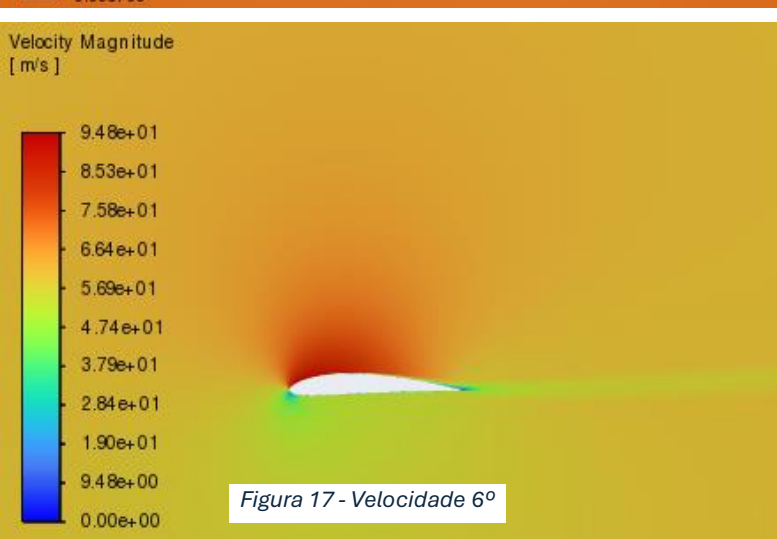
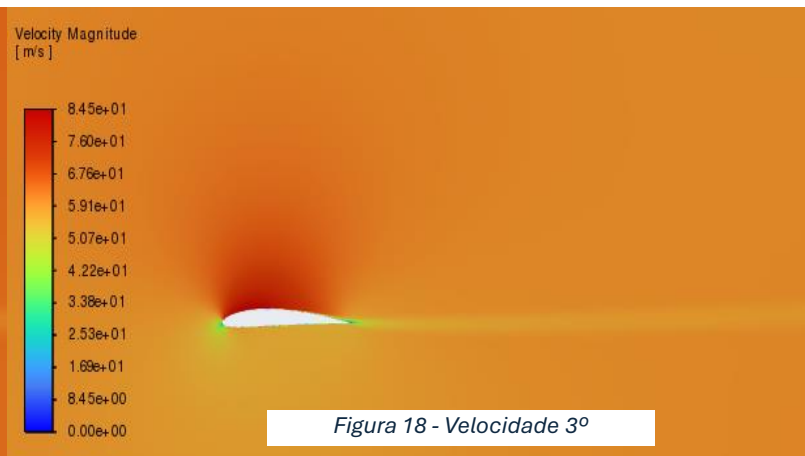
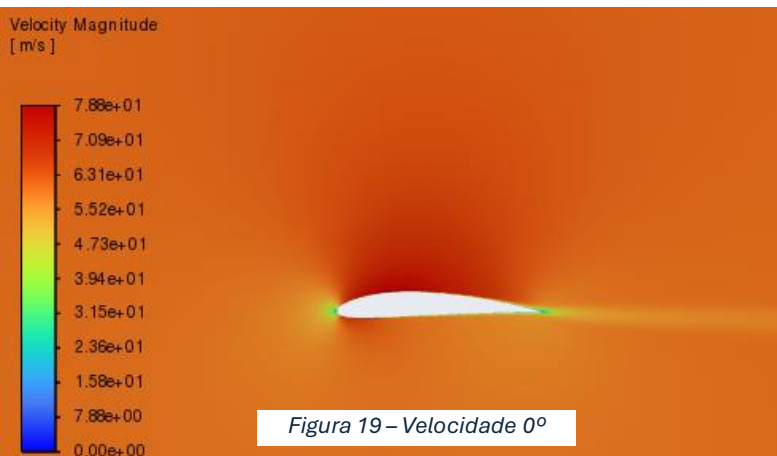
Equação 3 Coeficiente de Pressão

Onde o numerador é diferença entre a pressão local e a pressão estática do escoamento e o denominador representa a pressão dinâmica. [8]

3. Contornos de pressão



4. Contornos de velocidade



Para estes contornos verificaram-se os mesmos fenómenos ocorridos para o escoamento a 45m/s.

Área da asa

Para o cálculo da área da asa, escolheu-se o avião IAC Mamba, pois utiliza o perfil do aerofólio estudado. Assim, o peso utilizado para os cálculos foram 680kg, o peso médio dessa aeronave.

Para a velocidade de 45m/s e os seus respetivos coeficientes de sustentação e arrasto, através das respetivas forças, calculou-se a área da asa necessária para manter a velocidade e não cair.

Ângulos de Ataque (α)	Força de Lift [N]	Área da Asa[m ²]
0	27.27	12.2310231
3	45.52	7.327328647
6	63.64	5.241043369
9	79.01	4.221490951
12	87.97	3.791519836

Tabela 4 Forças e respetivas áreas da asa para 45m/s

Para a velocidade de 60m/s e os seus respetivos coeficientes de sustentação e arrasto, através das respetivas forças, calculou-se a área da asa necessária para manter a velocidade e não cair.

Ângulo	Força de Lift [N]	Area da asa
0	48,9215	6,810911358
3	81,428003	4,091958389
6	113,8363	2,927010101
9	141,54171	2,354076406
12	157,6431	2,113635167

Tabela 5 Forças e respetivas áreas da asa para 60m/s

Conclusões

O presente trabalho permitiu a análise detalhada do comportamento aerodinâmico do perfil NACA 4412, utilizando métodos de Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD). A partir das simulações realizadas, foi possível investigar a influência de diferentes condições de voo, variando a velocidade do ar (45 m/s e 60 m/s) e os ângulos de ataque (0°, 3°, 6°, 9° e 12°), na distribuição de pressão, forças aerodinâmicas e desempenho geral do perfil.

Os resultados demonstraram que, com o aumento do ângulo de ataque, a sustentação cresceu de forma significativa, enquanto o arrasto também apresentou aumento progressivo, como esperado. No intervalo de ângulos analisados, o perfil NACA 4412 não atingiu a condição de *stall*, ou seja, a separação do fluxo não foi observada, mantendo um comportamento aerodinâmico eficiente. A distribuição do coeficiente de pressão evidenciou a geração de regiões de alta e baixa pressão ao longo do perfil, essenciais para a formação da sustentação.

Além disso, os resultados obtidos por simulação apresentaram boa concordância com dados teóricos e literatura de referência, validando a metodologia adotada e a precisão das ferramentas utilizadas, como o modelo de turbulência Spalart-Allmaras e o software ANSYS Fluent.

Por fim, o estudo reforça a importância da utilização de ferramentas de CFD na análise e no projeto de perfis aerodinâmicos, oferecendo uma abordagem precisa e eficiente para a investigação de fenômenos complexos, como o comportamento da camada limite, a distribuição de pressão e a estimativa das forças atuantes. Esses resultados podem ser aplicados ao dimensionamento de asas e à avaliação de desempenho de aeronaves, contribuindo para o desenvolvimento de projetos mais seguros e eficientes na engenharia aeroespacial.

Referências

- [1] Y. Bin, G. Huang, and X. I. A. Yang, “Data-Enabled Recalibration of the Spalart–Allmaras Model,” *AIAA Journal*, vol. 61, no. 11, 2023, doi: 10.2514/1.J062870.
- [2] Spalart and Allmaras, “A one-equation Turbulence model for aerodynamic Flows”.
- [3] I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff, and L. S. Stivers, “NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS SUMMARY OF AIRFOIL DATA.”
- [4] M. Bakırcı, R. Polat, and M. Tayyip Özdemir, “Aerodynamic Analysis of NACA 4412 Airfoil with CFD for Small Scale Wind Turbine Design,” *GreenTech*, vol. 2023, no. 2, p. 1, 2023, doi: 10.5281/zenodo.10325712.
- [5] J. F. Herbert-Acero, O. Probst, C. I. Rivera-Solorio, K. K. Castillo-Villar, and S. Mendez-Diaz, “An extended assessment of fluid flow models for the prediction of two-dimensional steady-state airfoil aerodynamics,” *Math Probl Eng*, vol. 2015, 2015, doi: 10.1155/2015/854308.
- [6] M. YILMAZ, H. KÖTEN, E. ÇETİNKAYA, and Z. COŞAR, “A comparative CFD analysis of NACA0012 and NACA4412 airfoils,” *Journal of Energy Systems*, vol. 2, no. 4, 2018, doi: 10.30521/jes.454193.
- [7] M. Petinrin and V. Onoja, “Computational Study of Aerodynamic Flow over NACA 4412 Airfoil,” *Br J Appl Sci Technol*, vol. 21, no. 3, 2017, doi: 10.9734/bjast/2017/31893.
- [8] H. Hares and G. Mebarki, “Influence of Wing Shape on Airfoil Performance: a Comparative Study,” *WSEAS Transactions on Fluid Mechanics*, vol. 18, 2023, doi: 10.37394/232013.2023.18.5.