

ANÁLISE AERODINÂMICA DA ASA DE UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO UTILIZANDO A TÉCNICA CFD

Adriano Moraes da Silva, Adrianomoraes205@gmail.com¹

Filipi Marques de Souza, filipi.souza@ufob.edu.br¹

Kaelaine Carvalho da Silva, kaelaine.s3106@ufob.edu.br¹

Gabriel Pereira Medeiros, gabriel.m6936@ufob.edu.br¹

Virginia Bezerra Oliveira Campos, vibezerra@hotmail.com²

¹Centro Multidisciplinar Universidade Federal do Oeste da Bahia, Av. Manoel Novaes, 1064, Centro, Bom Jesus da Lapa/BA, 47600-000

²Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, São José dos Campos - SP, 12228-900

Resumo. Com o avanço tecnológico e a necessidade de reduzir custos e riscos, os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTS) vêm sendo amplamente utilizados em áreas civis e científicas. Este trabalho realiza uma análise computacional tridimensional do escoamento externo em uma asa de VANT, utilizando o software Ansys®, com foco no perfil aerodinâmico Eppler 423. A simulação foi conduzida com dois ângulos de ataque (0° e 12°) para avaliar o comportamento da distribuição de velocidade e pressão ao redor da asa. A geometria foi construída no DesignModeler e a malha refinada com 511.034 elementos, garantindo boa qualidade numérica. Os resultados revelaram que o aumento do ângulo de ataque intensifica a sustentação, mas eleva o arrasto, reduzindo a eficiência aerodinâmica. Para 0°, obteve-se uma eficiência de 8,32, enquanto para 12°, a eficiência caiu para 4,29. As distribuições de velocidade, pressão e linhas de corrente confirmaram os princípios da aerodinâmica do perfil analisado. A simulação CFD demonstrou ser uma ferramenta eficaz e econômica, substituindo com vantagens a prototipagem física na fase de desenvolvimento, podendo reduzir custos em até 100 vezes e fornecer dados precisos para otimização de componentes aeronáuticos.

Palavras chave: Aerodinâmica. CFD. Ângulo de ataque. Malha computacional. VANT

Abstract. With technological advances and the need to reduce costs and risks, Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have been widely used in civil and scientific areas. This work performs a three-dimensional computational analysis of the external flow on a UAV wing, using Ansys® software, focusing on the Eppler 423 aerodynamic profile. The simulation was conducted with two angles of attack (0° and 12°) to evaluate the behavior of the velocity and pressure distribution around the wing. The geometry was built in DesignModeler and the mesh refined with 511,034 elements, ensuring good numerical quality. The results revealed that increasing the angle of attack intensifies lift, but increases drag, decreasing aerodynamic efficiency. For 0°, an efficiency of 8.32 was obtained, while for 12°, the efficiency dropped to 4.29. The velocity, pressure and streamline distributions confirmed the aerodynamic principles of the profile analyzed. The demonstrated CFD simulation is an effective and economical tool, improving physical prototyping in the development phase, reducing costs by up to 100 times and providing accurate data for the optimization of aeronautical components.

Keywords: Aerodynamics. CFD. Angle of attack. Computational mesh. UAV

1. INTRODUÇÃO

Com o avanço da tecnologia nasce a necessidade de diminuir o trabalho físico e aumentar a produtividade de forma simultânea. Deste modo, busca-se desenvolvimento em diversas áreas, desde monitoramento de pragas em lavouras até auxílio em questão de segurança pública.

Assim, atualmente, os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTS) têm a sua utilização em grande escala no meio civil e científico apresentando diversas vantagens técnicas e econômicas em comparação com outros tipos de aeronaves, apresentando redução de custo na captura das imagens e nos treinamentos de pilotos, captura de dados em condições com alto risco de vida, maior rapidez na identificação ou localização de problemas, entre várias outras vantagens (LONGHITANO, 2010). Os VANTS estão sendo equipados com sensores remotos para utilização nas mais diversas áreas, como exemplo na agricultura, sendo responsável por mapear locais atingidos por insetos ou até mesmo na construção civil para inspeção de segurança em obras (LISBOA *et al.*, 2018).

Com isso, a prototipagem de qualquer componente de uma aeronave eleva os custos de fabricação. Segundo Aberden Group (2010) os custos gerados com a prototipagem são cem vezes maiores do que os custos de simulações, que poderiam ser realizadas previamente para estimar qual o melhor perfil de asa a ser utilizado. Com os recursos financeiros cada vez mais escasso e a busca por melhor desempenho, foi encontrada na simulação uma forma de atender todas essas demandas e ainda acelerar o processo de definição e fabricação dos componentes.

Portanto, o presente trabalho tem como finalidade a realização do estudo computacional utilizando o *software* Ansys® para uma análise de escoamento externo em três dimensões, via *Fluent Flow*, verificando o desenvolvimento do perfil de velocidade e pressão na asa de um VANT, desenvolvido pelo projeto de pesquisa “Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado (VANT) híbrido para auxílio em operações táticas da polícia civil”, na Universidade Federal do Oeste da Bahia.

2. METODOLOGIA

Este estudo consiste na análise aerodinâmica tridimensional da asa de um Veículo Aéreo Não Tripulado em condições de operação, com o intuito de verificar a distribuição de velocidade e pressão em torno da asa com ângulo de ataque em 0° e 12° . Com isso, para a execução das simulações computacionais, foi utilizado um computador do tipo notebook, da fabricante Lenovo, modelo *ideapad*, contendo um processador Intel® Core™ i5-6200U, com 2 núcleos, memória RAM de 20,0 GB e placa de vídeo Intel® HD Graphics 520. A versão do *software* Ansys® utilizada foi a 2023 R1 (estudante).

2.1. Construção da geometria e domínio computacional

A asa estudada é a asa do VANT do projeto de pesquisa “Desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado (VANT) híbrido para auxílio em operações táticas da polícia civil”, na Universidade Federal do Oeste da Bahia. Ela possui a mesma forma da asa apresentada na Fig. 1, e suas dimensões estão expressas na Tab. 1.

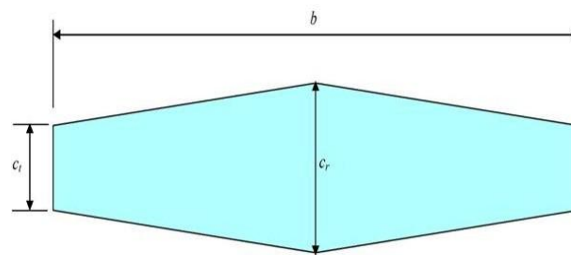
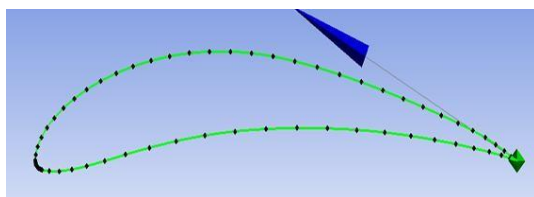


Figura 1. Asa de formato trapezoidal (Autores, 2025)

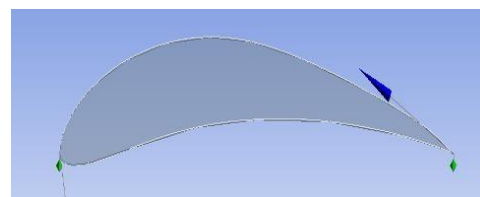
Tabela 1. Dimensões da asa estudada (Autores, 2025)

Característica	Tamanho (m)
b -Envergadura	2,11768067
Cr – Corda raiz	0,26471008
Ct – Corda na ponta	0,15882605
Cm – Corda média	0,2161799

A construção da geometria da asa do VANT ocorreu por meio do ambiente *DesignModeler* do Ansys®. As coordenadas dos pontos do perfil foram importadas do banco de dados do site Airfoil Tools, possuindo um total de 72 pontos (Fig. 2 a), e adicionadas ao *DesignModeler* para a geração da geometria (Fig. 2 b). Com isso, o perfil de asa utilizado foi o Eppler 423, com sua geometria de forma trapezoidal. Segundo Rodrigues (2014), o aerofólio de perfil Eppler 423 possui elevado coeficiente de sustentação aliado abaixo coeficiente de arrasto e momento, resultando em uma maior eficiência aerodinâmica.



a)



b)

Figura 2. a) Pontos plotados e ligados no ambiente *DesignModeler*; b) Geometria do perfil Eppler (Autores, 2025)

Após a utilização das ferramentas *skin*, *scale* e *translate* contidas no ambiente do *DesignModeler*, foi gerada a asa do VANT em três dimensões com a geometria de forma idêntica as mesmas medidas (Tab. 1) da asa real estudada. A asa finalizada pode ser visualizada nas Fig. 3a e 3b.

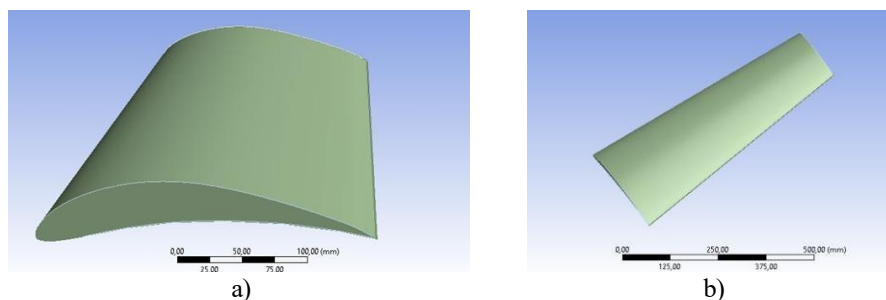


Figura 3. a) Vista lateral da asa desenhada; b) Vista superior da asa desenhada (Autores, 2025)

Ademais, o domínio computacional foi desenvolvido conforme é mostrado na Fig. 4, com formato de paralelepípedo com largura de 2648 mm, comprimento 2376 mm e 2112 mm de altura, esses valores foram definidos conforme Firooz; Gadami (2006) e Giuberti (2013), utilizaram em seus trabalhos. A asa ficou centralizada em relação à altura e largura do domínio computacional, porém ficou mais próxima da entrada do domínio em relação à sua saída, isso se deve pelo fato de ser necessário um maior espaço para o escoamento se desenvolver completamente até a saída.

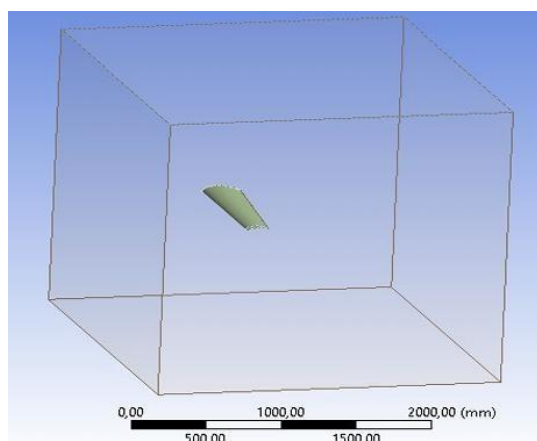


Figura 4. Modelo de domínio computacional adotado (Autores, 2025)

2.2. Geração da malha

A etapa de geração e refinamento da malha foi realizada no ambiente *Ansys® Meshing*. O volume de controle foi formado por uma malha com elementos tetraédricos e com tamanho apropriado para que não excedesse a quantidade de elementos permitidos na licença estudantil do software, que é de 512000 elementos (Fig. 5). A malha gerada passou por refinamento com o auxílio das ferramentas *Inflation* para um maior refinamento na região da camada limite, diminuindo o tamanho dos elementos e aumentando a quantidade de camadas e a *Face Sizing*. Dessa forma, foi possível ter uma análise mais robusta e confiável da simulação.

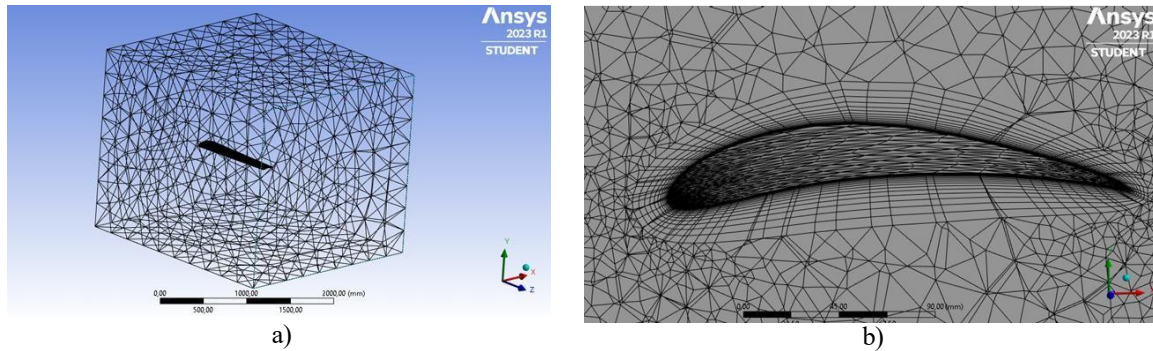


Figura 5. a) Malha do domínio computacional; b) Malha do perfil do aerofólio (Autores, 2025)

A malha gerada mais distante da asa possui elementos com 280 mm de tamanho, enquanto na asa os elementos possuem 35 mm, essa diferença de tamanho nos elementos foi feita devido a utilização da ferramenta *Face Sizing*. A ferramenta *Inflation* também foi utilizada para refinar a malha ao redor do aerofólio, sendo criadas 20 camadas ao redor do aerofólio com elementos de 0,075 mm cada. Com isso, foi gerada uma malha com 511034 elementos. 41 Para saber a qualidade da malha utilizou-se do critério de ortogonalidade, onde cerca de 300000 elementos possui o valor acima de 0,65. Segundo Ansys (2015), valores de qualidade ortogonal acima de 0,1 são considerados aceitáveis e acima de 0,7 são considerados com qualidade elevada.

2.3. Condições de contorno

Na entrada do domínio a velocidade na qual o vento entra, foi definida como $U = 15$ m/s, sendo o ar com massa específica de $1,225 \text{ kg/m}^3$ e viscosidade dinâmica de $1,78 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$. Analisando pela Figura 3.6, a entrada é a parede mais próxima do bordo de ataque do aerofólio.

Na condição de saída a pressão em que o fluido sai do domínio computacional, foi definida com uma pressão manométrica de 0 kPa, a saída do domínio computacional foi definida pela parede mais distante do bordo de fuga do aerofólio. A velocidade do vento adotada foi uma velocidade de cruzeiro média. Este valor de 15 m/s foi utilizado tendo como base o banco de dados da equipe de AeroDesign, AeroChico. O modelo de turbulência adotado foi o modelo $k - \omega$ SST, por apresentar resultados satisfatórios quando analisado nas regiões de escoamento livre e próximos a camada limite livre, de acordo com Moura (2008).

Ademais, o cálculo computacional foi realizado a partir de uma abordagem *pressure-based*, em regime permanente e o algoritmo utilizado foi o SIMPLE, com Second Order Upwind (segunda ordem) para as variáveis de pressão, momento, energia cinética turbulenta e taxa de dissipação de turbulência específica, como foi utilizado por Carvalho (2015). Para a convergência foi utilizado o critério RMS, estipulando um valor de resíduos de 1×10^{-5} para as variáveis de continuidade e velocidade. Isso corresponde ao valor adotado normalmente na realização de simulações computacionais para problemas de engenharia segundo Ansys (2015).

2.4. Pós-processamento

No pós-processamento, foram obtidas as distribuições de velocidade, pressão e as linhas de percurso das partículas de fluido na região da asa e em todo domínio. Essas simulações ajudam a demonstrar e explicar os princípios fundamentais da aerodinâmica de forma mais clara e acessível presentes no aerofólio com perfil Eppler 423. Também foram obtidos os coeficientes de sustentação e arrasto que a asa do VANT alcançou a partir das simulações, além dos valores do y^+ em toda região do aerofólio. As Figuras 6 a e 6 b apresentam os contornos gerados na simulação indicando os valores de y^+ encontrados.

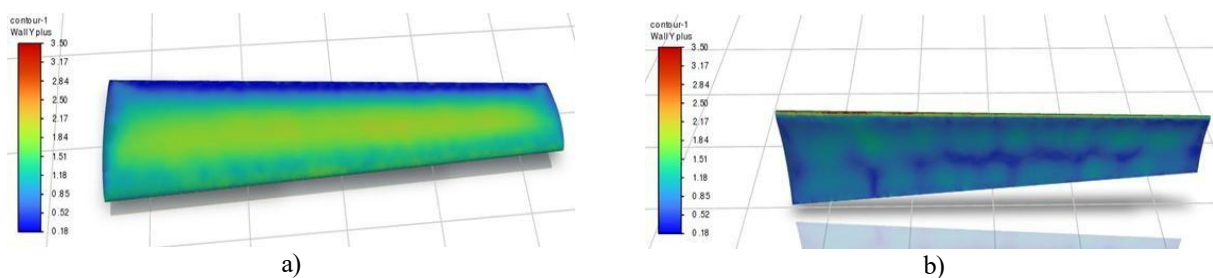


Figura 6. a) Contorno na parte superior da asa; b) Contorno na parte inferior da asa (Autores, 2025)

Ao analisarmos as duas imagens acima, podemos perceber que em alguns pontos o valor de y^+ apresentou-se distante de 1, que é o valor mais indicado para uma boa malha. No entanto, podemos constatar que a maior parte da asa apresentou valores de y^+ próximos a 1, o que indica que a malha está satisfatória e, portanto, podemos prosseguir com a análise dos resultados.

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

O contorno de velocidade do perfil Eppler 423 é uma representação gráfica da distribuição de velocidade do ar ao longo do domínio computacional. Nas Figuras 7 e 8 podemos observar os resultados obtidos com a simulação e visualizar o contorno de velocidade na extremidade do aerofólio. A distribuição de velocidade do ar ao longo do perfil Eppler 423 é influenciada por vários fatores, incluindo a curvatura da asa, a espessura da camada limite e a presença de turbulência.

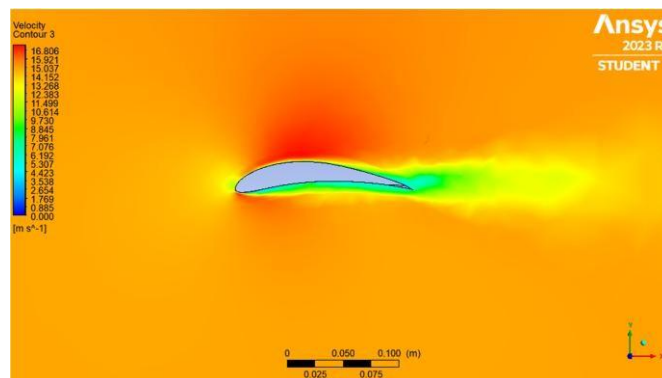


Figura 7. Contorno de velocidade no perfil com ângulo de ataque de 0° (Autores, 2025)

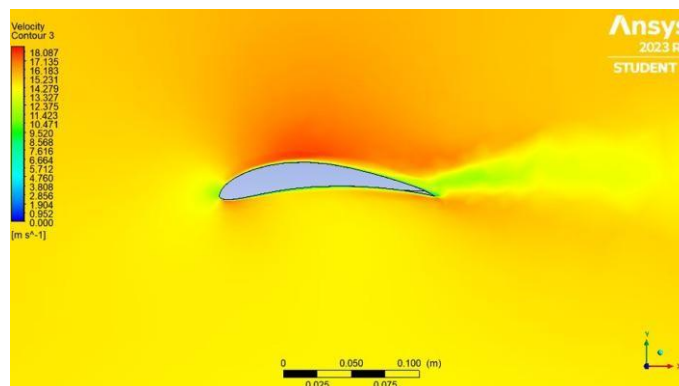


Figura 8. Contorno de velocidade no perfil com ângulo de ataque de 12° (Autores, 2025)

Os resultados da simulação revelam um contorno de velocidade caracterizado por uma região de alta velocidade no extradorso da asa, o que gera uma pressão inferior à do intradorso. Essa diferença de pressão resulta na força de sustentação que mantém a aeronave em voo. As Figuras 7 e 8 mostram que o aumento do ângulo de ataque intensifica a velocidade sobre a asa, influenciando diretamente a pressão local e, consequentemente, o coeficiente de sustentação.

O contorno de velocidade é, portanto, essencial na análise fluidodinâmica da asa do VANT, pois fornece dados relevantes sobre a distribuição do escoamento e a eficiência do modelo adotado. A distribuição de pressão ao longo do perfil Eppler 423 também é determinante para o desempenho aerodinâmico, sendo resultado da interação entre o escoamento e a geometria do perfil. Nas Figuras 9 a 12, a escala de cores representa a pressão: tons frios indicam regiões de menor pressão e tons quentes, maior pressão.

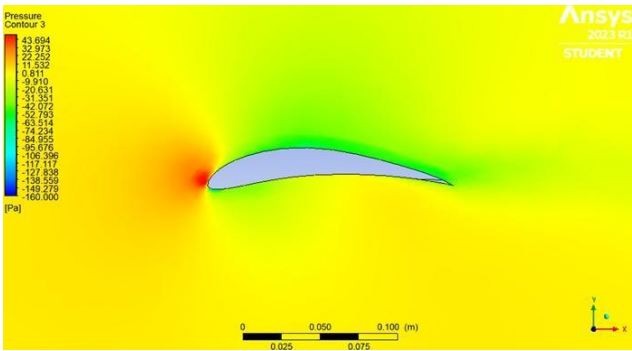


Figura 9. Contorno de pressão no perfil com ângulo de ataque de 0° (Autores, 2025)

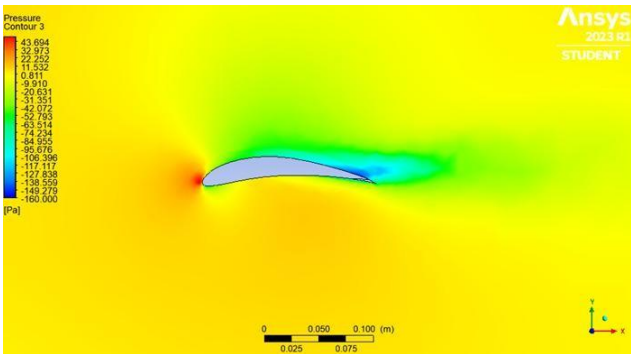


Figura 10. Contorno de pressão no perfil com ângulo de ataque de 12° (Autores, 2025)

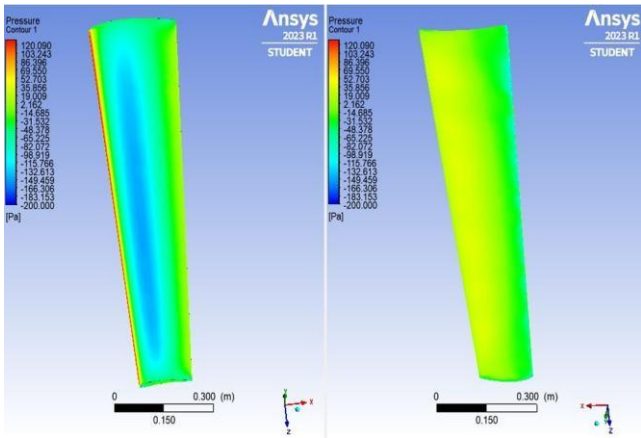


Figura 11. Contornos de pressão na parte superior e inferior do aerofólio com ângulo de ataque de 0° (Autores, 2025)

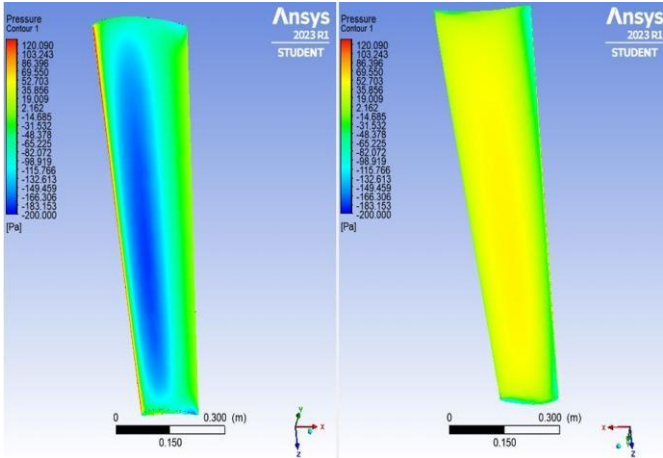


Figura 12. Contornos de pressão na parte superior e inferior do aerofólio com ângulo de ataque de 12° (Autores, 2025)

A distribuição de pressão no perfil Eppler 423 apresenta uma região de baixa pressão na superfície superior da asa e alta pressão na inferior, conforme evidenciado nas Fig. 9 e 10. Essa diferença é o principal mecanismo de geração da sustentação, resultante não apenas do aumento da velocidade do escoamento superior, mas também da influência de múltiplos fatores.

Entre os parâmetros que afetam a distribuição de pressão estão o ângulo de ataque, velocidade, temperatura e densidade do ar mantidos constantes na simulação. Foram analisados dois ângulos de ataque, sendo que, para 12°, observou-se maior diferencial de pressão em comparação ao caso com 0°.

Assim como o contorno de velocidade, a distribuição de pressão é fundamental na avaliação aerodinâmica, pois influencia diretamente a eficiência da sustentação e o nível de arrasto. Resultados consistentes com os de Durmus e Ulutaş (2023) e Camargo, Webler e Cassol (2018) foram obtidos, embora um refinamento de malha próximo à parede pudesse melhorar a representação da camada limite.

O desempenho do perfil Eppler 423 depende de diversos fatores, como geometria e condições operacionais. A partir dos dados do projeto, foram calculados os coeficientes de sustentação e arrasto para os dois ângulos de ataque considerados, conforme apresentado na Tab. 2.

Tabela 2. Resultados dos coeficientes após a simulação (Autores, 2025)

Ângulo de ataque	C_l	C_d	$\frac{C_l}{C_d}$
0°	0,534	0,0642	8,32
12°	0,900	0,2096	4,29

Esses foram os valores encontrados para o coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto e eficiência aerodinâmica, respectivamente, utilizando os dados da Tabela 1 e as condições de contorno estabelecidas. É possível verificar que com ângulo de ataque de 12° encontra-se um coeficiente de sustentação maior do que com 0°, isso já era possível prever com análise dos contornos de pressão na Figura 4.4. No entanto o coeficiente de arrasto teve um grande aumento, fazendo com que a eficiência aerodinâmica diminuísse em comparação com a eficiência com ângulo de ataque em 0°.

A última análise realizada refere-se às linhas de percurso que as partículas de ar fazem sobre o aerofólio durante o escoamento. Essas linhas são traçadas ao longo do caminho que uma partícula de fluido específica percorre no escoamento. A Figura 12 nos traz uma representação deste fenômeno.

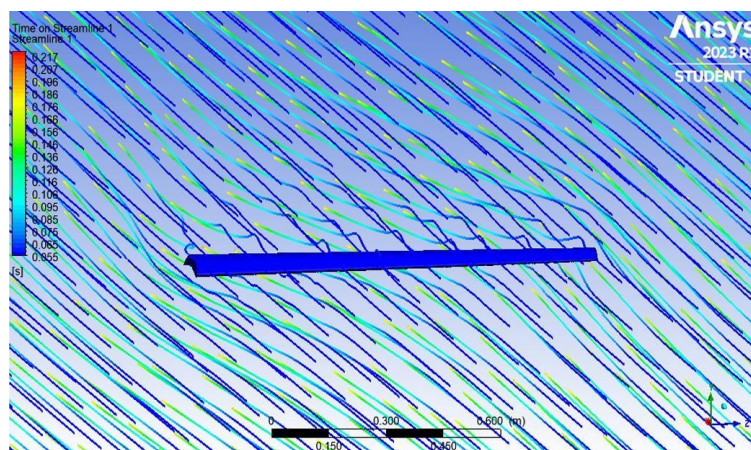


Figura 12. Linhas do percurso das partículas de fluido (Autores, 2025)

Na Figura 12 é possível visualizar uma escala de cores que indica o tempo que as partículas levam para percorrer cada ponto da linha de trajetória. É importante destacar que algumas partículas levam mais tempo para atingir a saída do domínio computacional em comparação com outras. Quando o fluxo de ar se aproxima da borda de ataque da asa, ele se divide em duas correntes, uma que flui sobre a superfície superior da asa e outra que flui sob a superfície inferior. A corrente de ar que flui sobre a superfície superior é acelerada, e a pressão do ar diminui, enquanto a corrente que flui sob a asa é mais lenta e a pressão do ar é maior. Dessa forma há a formação de zonas de alta e baixa velocidade, assim como alta e baixa pressão.

4. CONCLUSÃO

A simulação computacional utilizando o perfil Eppler 423 possibilitou uma análise eficiente do escoamento ao redor da asa de um VANT, permitindo avaliar o comportamento aerodinâmico em diferentes ângulos de ataque. Para 0° , os coeficientes obtidos foram $CL = 0,534$ e $CD = 0,534$, resultando em uma eficiência aerodinâmica de 8,32. Já para 12° , os valores foram $CL = 0,900$ e $CD = 0,2096$, com eficiência reduzida para 4,29. A malha da simulação apresentou 511.034 elementos com boa qualidade, evidenciada pelos baixos valores de y^+ e ortogonalidade adequada.

Ademais, os resultados indicam que o aumento do ângulo de ataque promove maior sustentação, porém à custa de um acréscimo significativo no arrasto. Assim, o uso de simulações CFD se mostra uma alternativa eficaz à prototipagem física, podendo reduzir custos em até 100 vezes, além de otimizar o desempenho aerodinâmico antes da construção do protótipo físico. A metodologia aplicada validou a confiabilidade do software Ansys® como ferramenta no desenvolvimento de VANTs.

5. REFERÊNCIAS

- ANSYS. ANSYS Fluent Theory Guide. 2015.
- CAMARGO, E.; WEBLER, G.; CASSOL, F. “Simulação numérica de escoamento sobre perfil aerodinâmico Eppler 423”. Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada”, Ponta Grossa, v. 5, n. 2, p. 20-36, 2018.
- CARVALHO, J. F. T. “Aplicação da fluidodinâmica computacional em um aerofólio para comparação de diferentes modelos de turbulência com dados experimentais e analíticos”. TCC - Graduação em Engenharia Mecânica, Universidade de Caxias do Sul. Caxias do Sul, 2015.
- DURMUS, S.; ULUTAŞ, A. “Numerical Analysis of NACA 6409 and Eppler 423 Airfoils”. Journal of Polytechnic, 26(1): 39-47, 2023.
- FIROOZ, A.; GADAMI, M. “Turbulence flow for NACA 4412 in unbounded flow and ground effect with different turbulence models and two ground conditions; fixed and moving ground conditions”. Int. Conf. on Boundary and Interior Layers, BAIL, p. 81-84, 2006.
- GIUBERTI, R. C. “Avaliação de winglets para AeroDesign: análise da redução do arrasto induzido utilizando DFC”. 2013. 67f. Projeto de Graduação – Universidade Federal de Viçosa, Viçosa, MG, Brasil.
- LISBOA, D.; SENA, A. B.; AGUIAR, A. B.; BARROSO, E.; FERREIRA, M. “Utilização do VANT para inspeção de segurança na construção de uma avenida em Belém-PA”. In: Congresso Brasileiro de Geologia de Engenharia e Ambiental. Anais. Pará: Universidade da Amazônia. 2018. p. 1-9.
- LONGHITANO, G. A. “Vants para sensoriamento remoto: aplicabilidade na avaliação e monitoramento de impactos ambientais causados por acidentes com cargas perigosas”. 148 p., Dissertação (Mestrado) - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo - Departamento de Engenharia de Transportes, São Paulo, 2010.
- RODRIGUES, L. E. M. J. “Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign”. 1.ed. São Paulo: Cengage Learning, 2014.
- The Aberdeen Group. “The Impact of Strategic Simulation on Product Profitability”. Boston, MA: Aberdeen Group, inc, 2010.

6. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

Os autores são os únicos responsáveis pelas informações incluídas neste trabalho.