



XXX Congresso Nacional de Estudantes de Engenharia Mecânica  
19 a 23 de agosto de 2024, Uberaba, Minas Gerais, Brasil

## APLICAÇÃO DE VOLUMES FINITOS NA DETERMINAÇÃO DE FORÇAS AERODINÂMICAS DE UMA VANT DE COMPETIÇÃO.

Bruno Gabriel Carneiro, brunogabriel.carneiro99@gmail.com  
José Gustavo Coelho, jose.gustavo@uftm.edu.br

Universidade Federal do Triângulo Mineiro, Instituto de Ciências Tecnológicas e Exatas, Departamento da Engenharia Mecânica, Avenida Randolpho Borges Júnior, 2856 – Uberaba – Minas Gerais

**Resumo.** Este estudo desenvolve um modelo de simulação computacional para prever as forças de sustentação e arrasto de um VANT de competição. O modelo é validado comparando seus resultados com os de um túnel de vento para um perfil aerodinâmico NACA 2412. O trabalho é dividido em três etapas: pré-processamento, onde são criadas geometrias, definido o volume de controle, gerada a malha e inseridas as propriedades físico-mecânicas do fluido e condições de contorno; processamento, onde as equações são resolvidas por interações computacionais; e pós-processamento, para validação do modelo e análise dos resultados. A simulação mostra excelente convergência com os valores de referência do fabricante, destacando o momento em que o perfil perde sustentação devido a um alto ângulo de ataque. Além disso, as streamlines do escoamento permitem identificar o início do stall da aeronave na base da parte trapezoidal da asa, onde ocorrem vórtices no fluido.

**Palavras chave:** Aerodinâmica. CFD. VANT. Sustentação. Arrasto.

**Abstract.** This study develops a computational simulation model to predict the lift and drag forces of a competition VANT. The model is validated by comparing its results with those of a wind tunnel for a NACA 2412 airfoil profile. The work is divided into three stages: pre-processing, where geometries are created, control volume is defined, mesh is generated, and physical-mechanical properties of the fluid and boundary conditions are inserted; processing, where equations are solved through computational interactions; and post-processing, for model validation and result analysis. The simulation shows excellent convergence with manufacturer's reference values, highlighting the moment when the profile loses lift due to a high angle of attack. Additionally, the flow streamlines enable the identification of the onset of aircraft stall at the base of the wing's trapezoidal part, where fluid vortices occur.

**Keywords:** Aerodynamics. CFD. VANT. Lift. Drag.

### 1. INTRODUÇÃO

A análise numérica, realizada por meio de simulações computacionais, está se tornando uma ferramenta altamente valiosa para engenheiros na resolução de problemas de engenharia. Este método de análise apresenta diversas vantagens em comparação com o trabalho experimental, das quais os custos reduzidos e acesso a um volume considerável de informações sobre um mesmo sistema se destacam. No entanto, é crucial que a simulação computacional seja conduzida com estudos confiáveis dos parâmetros utilizados, a fim de assegurar que os resultados obtidos estejam em conformidade com a realidade física que envolve o sistema em questão. Na aeronáutica a dinâmica dos fluidos computacional (CFD) desempenha um importante papel na resolução de casos complexos de mecânica dos fluidos envolvendo forças de sustentação e arrasto, bem como a segurança de projetos prevendo o *stall* da aeronave.

Segundo Vilanova, (2011) quando um corpo está submerso em um fluido em movimento, como ocorre no escoamento externo, surgem forças de interação entre eles. Essas forças podem ser observadas em situações diversas, como um avião voando ou um submarino submerso. Mesmo quando o corpo está imóvel, como uma ponte exposta ao vento ou um rio fluindo sobre seus pilares, as interações entre o fluido e o objeto são significativas. Em ambas as situações, é possível adotar uma abordagem que considere o corpo como referência e trate o fluido como se estivesse em movimento, simplificando a análise. No escoamento externo, o fluido flui livremente, sem restrições ou direcionamentos impostos pela presença de paredes sólidas. Este tipo de interação entre massas fluidas ilimitadas e contornos sólidos é observado, por exemplo, na análise de placas planas, aerofólios e outros corpos completamente imersos (ARAUJO, 2022).

A aerodinâmica é o estudo do movimento de um fluido gasoso em relação as propriedades, características e as forças que este fluido exerce em um corpo sólido imerso nele. Os estudos em aerodinâmica são essenciais para o projeto de aeronaves devido, aos parâmetros provenientes desta área influenciarem diretamente no desempenho e estabilidade de aeronaves (Rodrigues, 2014).

O número de Reynolds (Re) é um parâmetro adimensional empregado para determinar o tipo de escoamento de um fluido sobre uma superfície específica. Ele expressa a relação entre as forças de inércia e as forças viscosas em um elemento fluido em movimento. O número de Reynolds é calculado através da razão entre um comprimento característico

(C), uma velocidade do fluxo ( $V$ ) e a viscosidade cinemática ( $\nu$ ) do fluido, e é frequentemente utilizado como uma ferramenta preditiva para identificar o regime de escoamento. O escoamento pode ser classificado como laminar, quando não há mistura significativa entre as partículas adjacentes do fluido; turbulento, quando os movimentos do fluido ocorrem de forma irregular e tridimensional; ou intermitente, quando há uma transição irregular entre os regimes laminar e turbulento (DALONGARO, 2015).

A camada limite é a região próxima à superfície por onde o fluido escoar e onde se manifestam os efeitos das forças viscosas do escoamento. Nesse domínio, um perfil de velocidade pode ser observado, com uma camada do fluido aderindo à superfície com velocidade zero (condição de não deslizamento), enquanto a velocidade nas camadas adjacentes aumenta gradualmente até igualar-se à velocidade a montante do escoamento (VILANOVA, 2011).

Um perfil aerodinâmico é uma superfície projetada com a finalidade de se obter uma reação aerodinâmica a partir do escoamento do fluido ao seu redor. Os termos aerofólio ou perfil aerodinâmico são empregados como nomenclatura dessa superfície (Rodrigues, 2014).

De acordo com Oliveira e Lopes, (2010) uma superfície sustentadora é um corpo com forma aproximadamente plana ou ligeiramente curvada, projetado para gerar, em seu movimento em relação ao fluido circundante, uma força de sustentação tão grande quanto possível e uma força de resistência que se busca minimizar. Asas de avião, velas de barco e pás de turbinas axiais são exemplos de superfícies sustentadoras.

As forças que atuam sobre um corpo submerso em um escoamento são originadas da interação do fluido com a superfície do corpo. Estas forças surgem da tensão de cisalhamento ( $\tau$  [kPa]) causada pela viscosidade do fluido e da tensão normal à superfície ( $p$  [kPa]) devido à pressão do escoamento sobre o corpo. Quando essas tensões são decompostas em componentes paralelos e perpendiculares ao fluxo, elas produzem forças resultantes conhecidas como arrasto ( $D$  [N]), no sentido do fluxo, e sustentação ( $L$  [N]), perpendicular ao fluxo.

A força de sustentação é a característica mais interessante de uma aeronave em comparação com outros tipos de veículos, determinando sua capacidade de permanecer em voo. Em essência, a força de sustentação é empregada para superar o peso da aeronave, assegurando assim sua capacidade de voar (Rodrigues, 2014).

De acordo com Fox et. al. (2006), em um fluido newtoniano, a tensão viscosa é proporcional à taxa de deformação por cisalhamento (ou taxa de deformação angular). A equação da continuidade surge da aplicação da lei da conservação da massa a um elemento fluido, estabelecendo uma relação entre as variações temporais da densidade específica e da velocidade do fluido. Em essência, essa equação afirma que a quantidade de massa que entra em uma região fluida é igual à quantidade que sai dela, garantindo a conservação da massa em um sistema.

Segundo Cengel e Cimbala (2015) a equação de Navier-Stokes é o pilar da mecânica dos fluidos. Embora possa parecer simples à primeira vista, trata-se de uma equação diferencial parcial não estacionária, não linear e de segunda ordem. As equações de Navier-Stokes são fundamentais na modelagem e simulação de uma ampla variedade de fenômenos de fluidos, desde o escoamento em torno de um corpo até o comportamento de fluidos em sistemas complexos.

As grandezas físicas necessárias para caracterizar o campo de escoamento são velocidade, massa específica, pressão e temperatura. Em regime turbulento considera-se que estas grandezas podem ser definidas somando sua média a uma componente flutuante. Com esta consideração realizada, as equações da continuidade e do movimento são resolvidas (DALONGARO, 2015). Em um escoamento turbulento, ocorre uma intensa mistura entre as propriedades transportadas devido aos turbilhões gerados. As tensões de cisalhamento turbulentas surgem devido à intensa troca de quantidade de movimento entre as diferentes regiões do escoamento. Essas tensões são comumente modeladas pelos tensores de Reynolds e são adicionadas às tensões já presentes (FERNANDES, et. Al., 2010).

De acordo com Navarro, (2019), uma abordagem para modelar os efeitos turbulentos é através da decomposição das variáveis de interesse em termos de seus valores médios. Isso implica reformular as equações originais de Navier-Stokes em termos das médias das propriedades, deixando de lado os detalhes da turbulência e resultando em um novo conjunto de equações. Esse método de modelagem de turbulência é conhecido como Equações Médias de Navier-Stokes de Reynolds, ou em inglês, Reynolds Average Navier-Stokes (RANS). Os modelos RANS oferecem a vantagem de serem mais econômicos na resolução de cálculos de turbulência do escoamento. Almeida, (2017) comparou dois modelos de turbulência disponíveis no software e identificou que apesar do modelo Spalart-Allmaras ser mais recomendado para análises aerodinâmicas, o modelo Realizable  $k$ - $\epsilon$  demonstrou um desempenho superior, pois é um modelo de duas equações capaz de caracterizar de forma mais precisa o escoamento na camada-limite. O modelo de turbulência  $k$ - $\epsilon$  tem sido amplamente utilizado nos últimos anos em aplicações industriais. Este modelo conta com duas equações de transporte: uma para a energia cinética de turbulência ( $k$ ) e outra para a taxa de dissipação ( $\epsilon$ ). O modelo assume um escoamento totalmente turbulento, onde os efeitos da viscosidade molecular são desprezíveis (NAVARRO, 2019).

O presente trabalho visa elaborar um modelo de simulação computacional utilizado para prever as forças de sustentação e arrasto de uma aeronave do tipo VANT de competição. O modelo utilizado será validado comparando-se seus resultados com os resultados fornecidos pelo fabricante de um túnel de vento para um perfil aerodinâmico NACA 2412. Por fim, pretende-se mostrar o escoamento do fluido em torno da aeronave e identificar o descolamento do fluido da superfície aerodinâmica implicando no *stall* do perfil.

## 2. METODOLOGIA

A modelagem matemática do problema é descrita baseando-se na literatura conforme equações a seguir.

O número de Reynolds para uma seção de asa de uma aeronave pode ser definido conforme Eq. (1) abaixo (DALONGARO, 2015).

$$Re = \frac{\rho * V * C}{\mu} \quad (1)$$

Sendo:

- Re = Número de Reynolds,
- $\rho$  = Massa específica do fluido,
- V = Velocidade média do escoamento,
- C = Comprimento característico (corda da seção)
- $\mu$  = Viscosidade do fluido.

Segundo Cengel e Cimbala, (2015) a equação de continuidade, para um fluido newtoniano, num escoamento incompressível, em regime permanente é definida como mostra a Eq. (2).

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2)$$

Onde:

- u é a componente da velocidade do fluido na direção x,
- v é a componente da velocidade do fluido na direção y,
- w é a componente da velocidade do fluido na direção z,

Para um fluido incompressível, a forma geral das equações de Navier-Stokes em coordenadas cartesianas é definida conforme a Eq. (3).

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\vec{\nabla}P + \rho\vec{g} + \mu\nabla^2\vec{V} \quad (3)$$

Onde:

- $\rho$  é a massa específica,
- $\vec{V}$  é o vetor velocidade do fluido,
- t é o tempo,
- p é a pressão,
- $\vec{g}$  é uma força externa por unidade de volume
- $\mu$  é a viscosidade dinâmica do fluido,
- $\vec{\nabla}$  é o operador nabla (gradiente),
- $\nabla^2$  é o operador laplaciano (divergência do gradiente)

A modelagem da turbulência foi realizada através da média de Reynolds (RANS). O modelo está descrito na Eq. (4) abaixo (Cengel e Cimbala, 2015).

$$(\vec{V} \cdot \vec{\nabla})\vec{V} = -\frac{1}{\rho}\vec{\nabla}P + \vartheta\nabla^2\vec{V} + \vec{\nabla} \cdot (T_{ijTURBULENTO}) \quad (4)$$

Onde:

- $\vartheta$  é a viscosidade cinemática,
- $T_{ijTURBULENTO}$  é o tensor de tensão específico de Reynolds,

Neste estudo utilizou-se do modelo de turbulência K- $\epsilon$  para complementar a equação 4 acima, com os parâmetros de energia cinética de turbulência e taxa de dissipação turbulenta (NAVARRO, 2019). Segundo Cengel e Cimbala (2015) quando não se conhece os valores de K e  $\epsilon$  utiliza-se uma intensidade turbulenta e uma relação de viscosidade para substituir esses termos. No software ANSYS® definiu-se a relação entre a velocidade de vórtice turbulenta e a velocidade de corrente livre (Intensidade de Turbulência) como média e igual a 5% e relação de viscosidade igual a 10.

O trabalho foi estruturado em três partes:

1. Pré-processamento, englobando a criação das geometrias, definição do volume de controle, geração de malha, inserção das propriedades físico-mecânicas do fluido e condições de contorno;
2. Processamento: Resolução das equações previamente definidas por meio de interações computacionais;
3. Pós-processamento: validação de modelo e análise dos resultados.

## 2.1. Desenho de geometrias

Com as dimensões da aeronave já estabelecidas iniciou-se o processo de construção dos componentes da VANT (Veículo aéreo não tripulado) em software CAD. Utilizou-se o SolidWorks® para importação da curva dos perfis aerodinâmicos, sendo o perfil FX\_73\_CL3\_152 para a asa e o perfil Naca para as empenagens.

A envergadura total da asa é de 2,32 m, a corda da raiz igual a 0,51 m e a corda da ponta igual a 0,36 m, a Fig. 1 abaixo representa metade da asa.

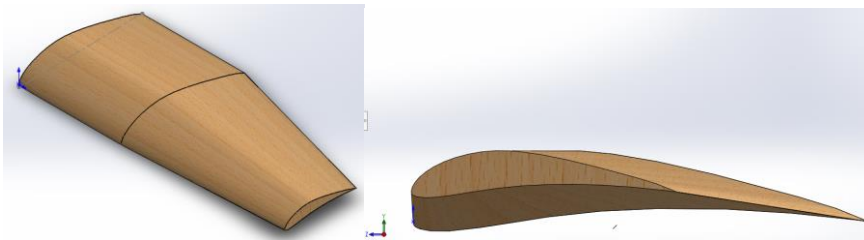


Figura 1. Asa meia envergadura (Dos autores, 2024.)

Seguindo o mesmo princípio da modelagem da casca da asa modelou-se as empenagens horizontal e vertical da aeronave, assim como a fuselagem. A Fig. 2 abaixo, representa todas as superfícies da VANT modeladas e posicionadas.

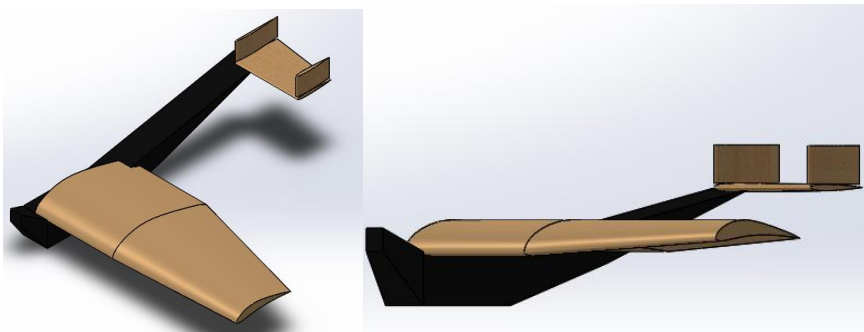


Figura 2. Casca do avião utilizada nas simulações (Dos autores, 2024.)

## 2.2. Volume de controle (VC) e malha utilizada.

Com as superfícies definidas utiliza-se o software DesignModel®. Esse software faz parte da família ANSYS e ele tem a função de gerar a geometria tridimensional. Para garantir uma menor interferência das paredes do VC nos resultados utilizou-se as seguintes dimensões:

- Largura: 3x Comprimento da aeronave;
- Altura: 6x Comprimento da aeronave;
- Comprimento: 10x comprimento da aeronave.

Para a definição das paredes do VC, utilizou-se uma entrada de ar com velocidade de 12,112 m/s, uma parede simétrica para redução dos gastos computacionais e as demais paredes foram definidas como abertas para a saída de ar. O volume de controle utilizado é mostrado na Fig. 3 abaixo.

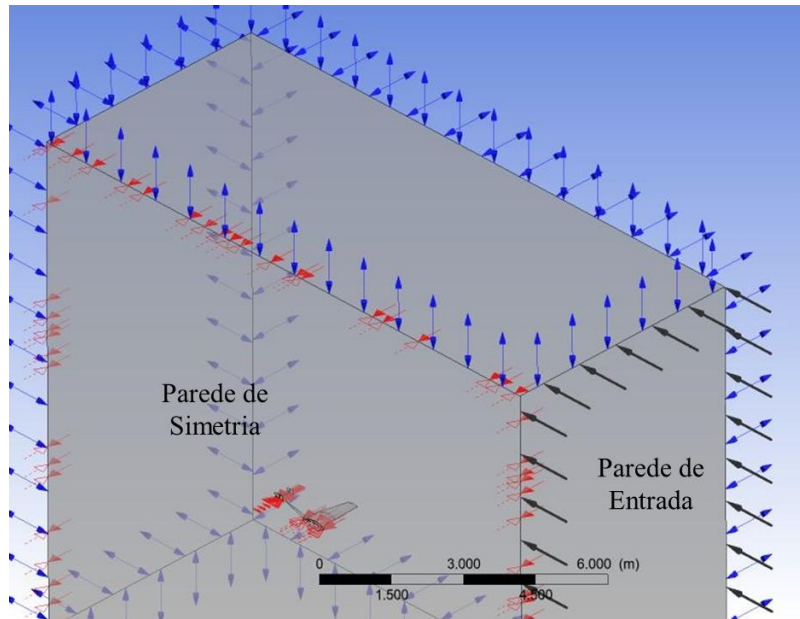


Figura 3. Volume de controle (Dos autores, 2024.)

Utilizando-se o software Meshing® realizou-se as configurações de malha, sendo: formato tetraédrico, tamanhos variados, malha de face nas superfícies e refinamento próximo as superfícies de interesse. A malha contou com 6,5 milhões de elementos e 1,1 milhões de nós. Para validação de malha foi feito um refinamento cada vez maior nas configurações uma a uma, até chegar-se ao ponto onde as variações não influenciavam significativamente no resultado. A malha utilizada no processamento está disposta na Fig. 4.

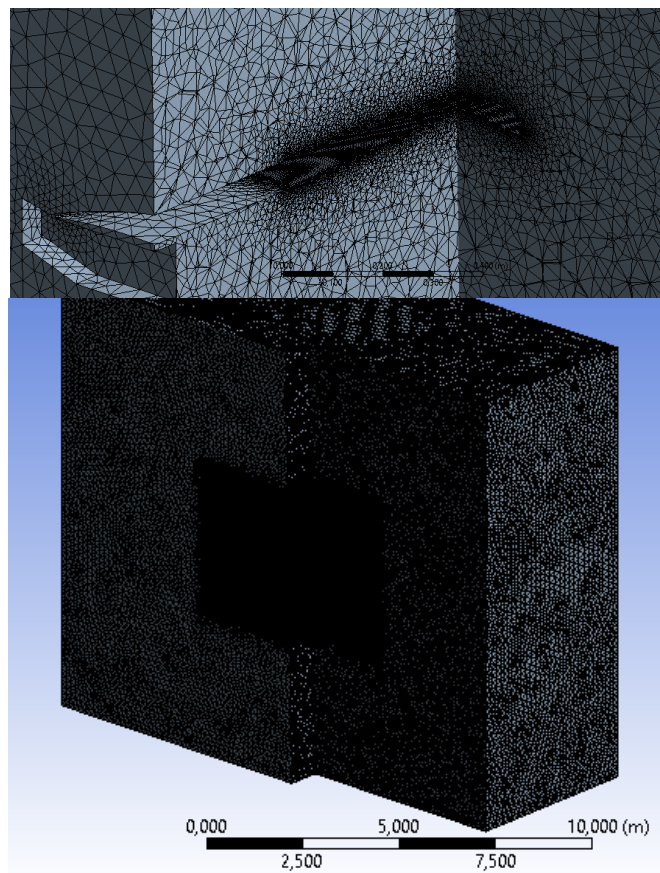


Figura 4. Malha utilizada (Dos autores, 2024.)

### 2.3. Processamento.

Este estágio é comumente denominado de *solver*, pois é onde se aplica a solução do sistema de equações lineares algébricas, gerado pelo método numérico de volumes finitos. As equações de Navier-Stokes formam o modelo matemático fundamental empregado neste problema. A resolução dessas equações é realizada por meio do método de volumes finitos, onde ocorre a interação em cada sub-volume representado pela malha. O processamento ocorreu no software ANSYS® em um computador com processador Intel® I5 e 8GB de memória RAM.

### 2.4. Validação de modelo.

Para a validação do modelo de simulação proposto, foi realizado um comparativo entre os valores de sustentação e arrasto fornecidos pelo fabricante de um túnel de vento para um perfil NACA 2412 e os valores previstos pela simulação computacional utilizando as mesmas dimensões e propriedades do fabricante. Os resultados fornecidos pelo fabricante para o perfil Naca 2412,  $v = 30,98$  m/s, massa específica do ar =  $1,227$  Kg/m<sup>3</sup> e  $T = 21$ °C estão dispostos na Tab. 1 abaixo.

Tabela 1. Dados do fabricante para o perfil NACA 2412.

Sustentação [N]	Arrasto [N]	Ângulo [°]
6,2	0,8	0
12,3	0,86	2
18,1	1,05	4
24,4	1,4	6
29,1	1,9	8
32,9	2,25	10
35,1	4,1	12
35	4,6	13
30,5	7,4	14

Onde ângulo refere-se ao desvio de inclinação formado entre o escoamento inicial do fluido e o bordo de ataque da asa, sendo o ângulo 0° a posição mais paralela entre a asa e o escoamento.

### 3. RESULTADOS

Com as simulações do perfil NACA 2412 nas mesmas dimensões do túnel de vento, foi possível comparar os resultados reais fornecidos e os dados obtidos por meio do modelo computacional utilizado. A Fig. 5 mostra o comparativo entre os dados obtidos por simulação e os dados reais disponibilizados pelo fabricante.

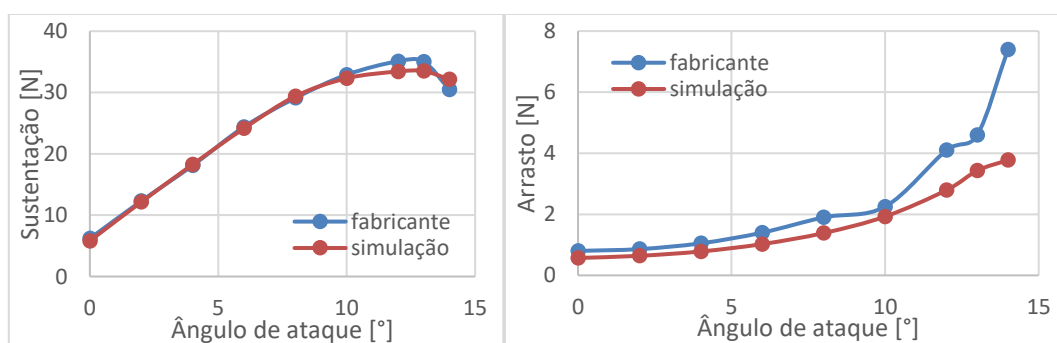


Figura 5. Sustentação e Arrasto x ângulo de ataque (Dos autores, 2024).

Observa-se que o modelo computacional criado apresentou excelentes resultados para a sustentação em todos os ângulos de ataque utilizados. Para os dados de arrasto, é possível ver que os resultados da simulação estão subestimados em relação aos valores reais, isso se deve ao modelo de turbulência utilizado não se adequar perfeitamente a situação proposta.

Após aproximadamente 35 minutos de simulação e 28 iterações para cada ângulo, foi possível observar a esteira de escoamento do avião para os ângulos de ataque ( $\alpha$ ) por meio de *streamlines*, também foi possível ver as velocidades do fluido em torno da aeronave, conforme mostra a Fig. 6.

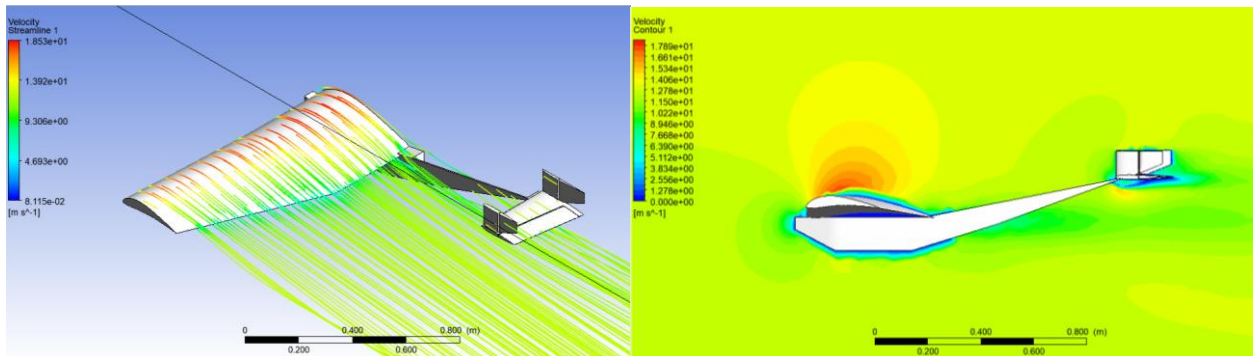


Figura 6. Esteira de escoamento e gráfico de velocidades para  $\alpha = 0^\circ$  (Dos autores, 2024).

O fenômeno denominado de *stall* ocorre quando a camada limite de um fluido, escoando externamente a um corpo, se desprende da superfície gerando no local um vetor de velocidades nulo, esse fenômeno também implica em vórtices de recirculação de fluido nas camadas adjacentes ao corpo. Com a aeronave inclinada em  $18^\circ$  o perfil aerodinâmico utilizado já está em completo *stall*, podendo ser observado comparando-se a velocidade em torno da superfície com o gráfico a esquerda, onde consta que a velocidade é zero, na Fig. 7. Também é possível observar que a esteira de escoamento do fluido onde ocorre o fenômeno não existe.

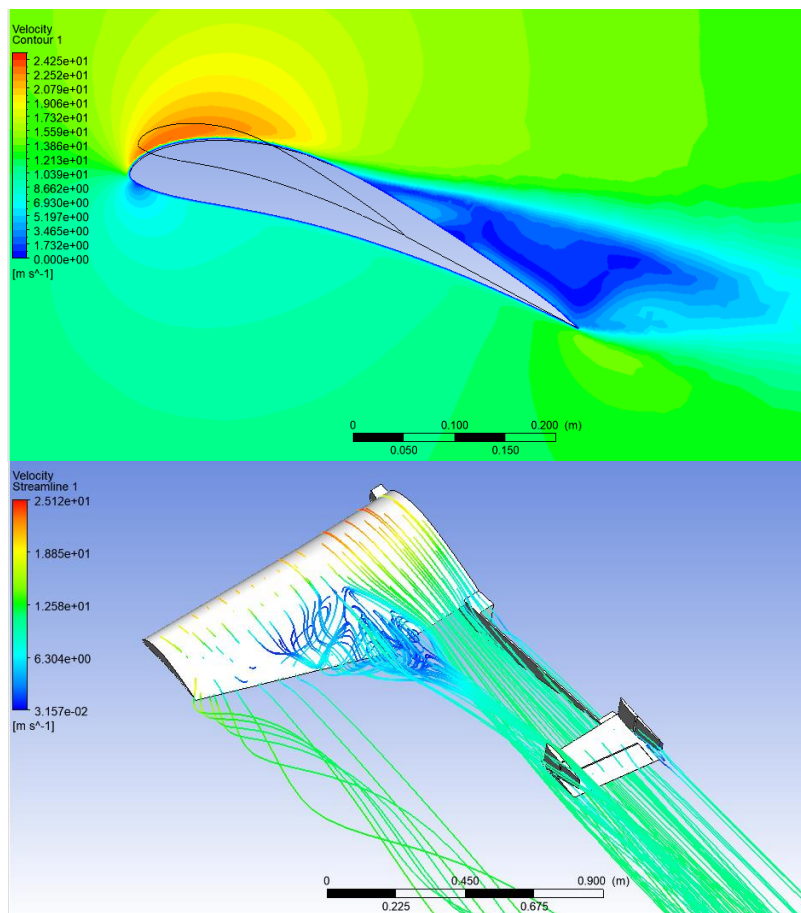


Figura 7. Gráfico de velocidades e esteira de escoamento para  $\alpha = 18^\circ$  (Dos autores, 2024).

#### 4. CONCLUSÃO

Através do modelo de simulação proposto foi possível obter uma ótima convergência entre os valores obtidos por simulação e os valores referência do fabricante. Sendo possível observar o momento que o perfil perde sua sustentação devido ao alto valor de ângulo de ataque.

Com as *stream-lines* do escoamento em torno da VANT foi possível identificar o momento em que a aeronave perderia sua sustentação se estivesse em um voo real. Também foi possível observar que o *stall* da aeronave se inicia na base da parte trapezoidal da asa onde consta-se os vórtices do fluido.

#### 5. AGRADECIMENTOS

Os autores gostariam de agradecer a UFTM (Universidade Federal do Triângulo Mineiro) pelo apoio e suporte durante a execução desse estudo. Em especial, pela utilização do computador usado durante parte do estudo. Os autores também agradecem ao projeto de extensão AeroDesign Triângulo Aero da UFTM.

#### 6. REFERÊNCIAS

ALMEIDA, Alyne Loise Bezerra de. Análise da influência do gurney flap nos coeficientes aerodinâmicos do perfil alar selig 1223 utilizando método de volumes finitos. 2017.

ARAÚJO, Camila Pacelly Brandão de. Mecânica dos fluidos: uma abordagem voltada ao ensino e aprendizagem em nível universitário. 2022.

CENGEL, Yunus A.; CIMBALA, John M. **Mecânica dos fluidos-3**. Amgh Editora, 2015.

DALONGARO, Rodrigo. Análise comparativa de eficiência aerodinâmica entre dispositivos de ponta de asa aplicados em VANTs de competição. 2015.

FERNANDES, Marcos Paulo Gomes; ROCHA, Paulo Alexandre Costa; CARNEIRO, Francisco Olímpio Moura. Avaliação de resultados de simulação numérica de escoamento sobre o perfil NACA 2410 utilizando o OpenFOAM com diferentes modelos de turbulência. 2010.

FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J. Introdução à Mecânica dos Fluidos. 6 ed. LTC, 2006.

NAVARRO, Gustavo Richmond. Modelos de turbulencia introductorio. **sf [En línea]. Available: [https://www. tec. ac. cr/sites/default/files/media/doc/modelos\\_de\\_turbulencia\\_intr\\_oductorio. pdf](https://www.tec.ac.cr/sites/default/files/media/doc/modelos_de_turbulencia_intr_oductorio.pdf)**.

OLIVEIRA, Luis Adriano; LOPES, António Gameiro. Mecânica dos fluidos. **ETEP–Edições Técnicas e Profissionais, 3ª Edição, Lisboa**, p. 11, 2010.

RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica com aplicações ao projeto SAE-AeroDesign: Aerodinâmica e Desempenho. Luiz Eduardo Miranda José Rodrigues–Salto/SP: [www. engbrasil. eng. br](http://www.engbrasil.eng.br), 2014.

VILANOVA, Luciano Caldeira. Mecânica dos fluidos. **Santa Maria**, 2011.

#### 7. RESPONSABILIDADE PELAS INFORMAÇÕES

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