

# Simulação CFD do Perfil Aerodinâmico NACA0012 com Ansys Fluent

Paulo Alberto Barros  
Engenheiro Físico

São Carlos, SP  
Agosto de 2025

## Resumo

Este trabalho apresenta uma análise detalhada da simulação de escoamento sub-sônico e incompressível sobre o perfil aerodinâmico NACA 0012, utilizando a metodologia de Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD). O estudo foi conduzido seguindo um protocolo rigoroso, abrangendo a criação da geometria, a geração de malha computacional com refinamento de camada limite ( $y^+ \approx 1$ ), a configuração do modelo de turbulência Spalart Allmarus no software ANSYS Fluent, e o pós-processamento dos resultados. O objetivo principal é demonstrar a aplicação prática do CFD na determinação dos coeficientes aerodinâmicos de sustentação ( $C_L$ ) e arrasto ( $C_D$ ), bem como na visualização dos fenômenos físicos do escoamento, como a distribuição de pressão e velocidade, demonstrar o conhecimento em dinâmica de fluidos e prática em CFD. A robustez da simulação é garantida pela escolha do modelo de turbulência e pela resolução adequada da camada limite.

Palavras-chave: CFD, NACA 0012, Spalart-Allmarus, Equações RANS, Aerodinâmica, Camada Limite, ANSYS Fluent.

# Sumário

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>3</b>
<b>2</b>	<b>Fundamentação Teórica</b>	<b>3</b>
2.1	Equações RANS e o Problema de Fechamento . . . . .	3
2.2	O Modelo Spalart-Allamarus . . . . .	4
2.3	Camada Limite e o Parâmetro $y^+$ . . . . .	5
<b>3</b>	<b>Teoria do Perfil Aerodinâmico e Coeficiente de Pressão (<math>C_p</math>)</b>	<b>5</b>
<b>4</b>	<b>Metodologia da Simulação</b>	<b>6</b>
4.1	Parâmetros de Simulação . . . . .	6
4.2	Geometria e Domínio Computacional: Validação do caso NACA0012 segundo o padrão NASA para turbulência . . . . .	6
4.3	Configuração do Solver ANSYS Fluent . . . . .	9
<b>5</b>	<b>Resultados e Discussão</b>	<b>10</b>
5.1	Coeficientes Aerodinâmicos . . . . .	10
5.2	Análise do Campo de Escoamento . . . . .	12
5.2.1	Distribuição do Coeficiente de Pressão ( $C_p$ ) . . . . .	12
5.2.2	Contorno de Velocidade, Pressão e Rastro . . . . .	12
5.3	Uma Breve Discussão sobre o Modelo $k - \omega$ SST . . . . .	12
<b>6</b>	<b>Conclusão</b>	<b>14</b>
	<b>Referências</b>	<b>15</b>

# 1 Introdução

A Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) consolidou-se como um pilar fundamental na engenharia aerodinâmica, oferecendo um meio eficiente e preciso para a investigação de escoamentos complexos, complementando os métodos experimentais e analíticos (ANSYS, 2025b). A capacidade de simular numericamente as equações governantes do movimento dos fluidos permite a otimização de projetos e a compreensão aprofundada de fenômenos físicos (Anderson, 2011).

O perfil aerodinâmico NACA 0012 é um marco na validação de códigos CFD devido à sua geometria simétrica e à vasta quantidade de dados experimentais disponíveis (Abbott; Von Doenhoff, 1959). A designação "00" indica a ausência de curvatura (camber) e o "12" denota a espessura máxima de 12% da corda.(NASA, 2025)

Este estudo foca na simulação do escoamento sobre o NACA 0012 em condições de regime sub-sônico e incompressível, caracterizado por um Número de Reynolds ( $Re$ ) de  $1.5 \times 10^5$ . A escolha metodológica recai sobre o modelo de turbulência Spalart-Allamarus, reconhecido por resolver uma única equação diferencial parcial para uma viscosidade turbulenta modificada (Menter, 1994).

## 2 Fundamentação Teórica

Nessa seção será dissertado o que são as equações RANS, o modelo Spalart-Allamarus e camada limite.

### 2.1 Equações RANS e o Problema de Fechamento

O escoamento turbulento é regido pelas Equações de Navier-Stokes (ENS). No entanto, a simulação direta (DNS) de escoamentos de engenharia é proibitivamente custosa. A abordagem mais comum em CFD industrial é a utilização das Equações de Navier-Stokes Mediadas por Reynolds (RANS).

As equações RANS são obtidas pela decomposição das variáveis de escoamento (velocidade, pressão) em uma componente média e uma componente flutuante (turbulenta), e posterior média temporal. O resultado é o surgimento de um novo termo, o Tensor de Tensão de Reynolds ( $\rho \bar{u'_i u'_j}$ ), que representa o transporte de momento devido às flutuações turbulentas (Versteeg; Malalasekera, 2007).

O problema central das equações RANS é o problema de fechamento (closure problem): o número de incógnitas (incluindo o Tensor de Tensão de Reynolds) é maior do que o número de equações disponíveis. Para fechar o sistema, é necessário um modelo de turbulência que relate o Tensor de Tensão de Reynolds com as variáveis médias do escoamento. A maioria dos modelos RANS utiliza a Hipótese de Boussinesq, que postula

uma viscosidade turbulenta ( $\mu_t$ ) para modelar o transporte de momento turbulento (Pope, 2000):

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}$$

Onde  $k$  é a energia cinética turbulenta.

## 2.2 O Modelo Spalart-Allamarus

O modelo de turbulência Spalart-Allmaras (SA) é um dos modelos mais populares e amplamente utilizados na Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD), especialmente em aplicações aerodinâmicas. Ele pertence à classe dos modelos de viscosidade de turbulência (Eddy Viscosity Models - EVMs), mas se distingue por ser um modelo de uma única equação de transporte. O cerne do modelo SA é a resolução de uma única equação de transporte para uma viscosidade turbulenta modificada ( $\tilde{\nu}$ ), em vez de resolver as propriedades turbulentas primárias (como a energia cinética turbulenta,  $k$ ). A viscosidade turbulenta real ( $\mu_t$ ), usada para fechar as Equações de Navier-Stokes (RANS), é então calculada a partir de  $\tilde{\nu}$  usando funções de amortecimento perto da parede.

**Modelo de Uma Equação com Foco na Viscosidade Modificada ( $\tilde{\nu}$ ):** A principal variável transportada pelo modelo não é a viscosidade turbulenta física,  $\mu_t$ , mas sim a viscosidade modificada  $\tilde{\nu}$ .

**Eficiência Computacional:** Por resolver apenas uma equação diferencial parcial extra (em comparação com as duas equações dos modelos  $k - \epsilon$  ou  $k - \omega$ ), o modelo SA é computacionalmente muito mais barato e mais robusto (apresenta maior facilidade de convergência numérica) do que a maioria dos modelos de duas equações. **Desenvolvido para Aerodinâmica** **Aplicação de Origem:** Foi originalmente concebido por Spalart e Allmaras (1992) para escoamentos de camada limite em torno de aerofólios e corpos aerodinâmicos.

**Performance em Camada Limite:** Apresenta excelente desempenho na previsão de escoamentos em camadas limite anexas (sem separação) e gradientes de pressão fracos a moderados, o que o torna a escolha padrão para muitas simulações de aeronaves e turbomáquinas.

**Tratamento da Parede** **Modelo de Viscosidade de Baixa Reynolds:** O modelo SA é formulado para ser um modelo de "Baixa Reynolds" (Low-Reynolds), o que significa que ele deve ser integrado diretamente até a parede sólida ( $\tilde{\nu} \rightarrow 0$  na parede).

**Sem Funções de Parede (Original):** Ao contrário de muitas implementações de  $k - \epsilon$  que usam funções de parede para economizar malha, a formulação SA não requer funções de parede para o seu funcionamento principal, embora possa ser implementado com elas. Isso requer um refinamento de malha muito denso na região subcamada viscosa, onde o primeiro ponto de malha deve estar tipicamente em  $y^+ \approx 1$ .

**Limitações** Escoamentos Complexos: O SA é menos preciso em prever escoamentos com separação massiva e fortes gradientes de pressão adversos (onde o modelo  $k - \omega$  SST geralmente se sai melhor). Escoamentos de Mistura: Não foi desenvolvido para prever escoamentos de jatos livres, esteiras ou escoamentos com vórtices de cisalhamento ou mistura complexa (shear flow), sendo sua precisão nestes casos questionável.

**Transição de Escoamento:** Não possui um mecanismo intrínseco para modelar a transição de escoamento laminar para turbulento, assumindo que o escoamento é turbulento desde a borda de ataque. Versões de transição (como o  $\gamma - Re_\theta$ ) precisam ser acopladas para este propósito. Em resumo, o modelo SA é altamente valorizado por sua robustez, estabilidade e eficiência, servindo como uma excelente e econômica primeira escolha para problemas de CFD focados em escoamentos de camada limite externa, especialmente no campo da aerodinâmica.

### 2.3 Camada Limite e o Parâmetro $y^+$

A camada limite é a região onde a velocidade do fluido varia de zero na parede (condição de não-deslizamento) até a velocidade do escoamento livre. A modelagem precisa desta região é vital, pois o arrasto de atrito viscoso é gerado aqui.

O parâmetro  $y^+$  é a distância adimensional da primeira célula da malha à parede, normalizada pela escala de comprimento viscoso:

$$y^+ = \frac{\rho u_\tau y}{\mu}$$

Onde  $u_\tau$  é a velocidade de atrito. Para modelos de turbulência de baixa Reynolds, como o  $k - \omega$  SST, a malha deve ser refinada o suficiente para que a primeira célula caia dentro da subcamada viscosa, onde  $y^+ \leq 1$ . A manutenção de  $y^+ \approx 1$  garante que o modelo  $k - \omega$  seja aplicado corretamente na região próxima à parede, resolvendo diretamente o perfil de velocidade na camada limite (ANSYS, 2025a).

## 3 Teoria do Perfil Aerodinâmico e Coeficiente de Pressão ( $C_p$ )

O Coeficiente de Pressão ( $C_p$ ) é uma variável adimensional que descreve a pressão local em relação à pressão de referência do escoamento livre:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2}$$

Onde  $P$  é a pressão estática local,  $P_\infty$  é a pressão estática do escoamento livre e  $\frac{1}{2} \rho U_\infty^2$  é a pressão dinâmica.

A sustentação ( $L$ ) gerada pelo perfil é o resultado da integração das tensões de pressão e cisalhamento sobre a superfície do perfil. O Coeficiente de Sustentação ( $C_L$ ) é, em grande parte, determinado pela diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior. A integração do  $C_p$  ao longo da corda ( $c$ ) fornece o  $C_L$  (White, 2016):

$$C_L = \oint_c C_p \cdot d\left(\frac{x}{c}\right)$$

Onde a integral é realizada sobre a superfície do perfil. A visualização do gráfico de  $C_p$  versus  $x/c$  é, portanto, a representação mais direta da geração de sustentação.

## 4 Metodologia da Simulação

A simulação foi realizada utilizando o software ANSYS (SpaceClaim/DesignModeler, Meshing e Fluent), seguindo as etapas de pré-processamento, solução e pós-processamento.

### 4.1 Parâmetros de Simulação

Os parâmetros físicos e de escoamento utilizados são resumidos na Tabela 1.

Tabela 1: Parâmetros de Simulação.

Parâmetro	Valor	Unidade
Perfil Aerodinâmico	NACA 0012	-
Regime de Escoamento	Sub-sônico Incompressível ( $Ma < 0.3$ )	-
Número de Reynolds ( $Re$ )	$6 \times 10^6$	-
Fluido	Ar	-
Velocidade de entrada	88.65	m/s
$y^+$ alvo	$\sim 1$	
Viscosidade Dinâmica ( $\mu$ )	$1.81 \times 10^{-5}$	Pa · s
Espessura da primeria camada	0.1141	m/s
Densidade ( $\rho$ )	1.225	kg/m <sup>3</sup>

### 4.2 Geometria e Domínio Computacional: Validação do caso NACA0012 segundo o padrão NASA para turbulência

O domínio computacional 2D foi projetado para simular um escoamento externo, com dimensões amplas para evitar o efeito de bloqueio e garantir o desenvolvimento completo do escoamento (Gomes, 2025). As dimensões do domínio, em relação ao comprimento da corda ( $c = 1$  m), foram:  $6c$  à frente,  $10c$  atrás e  $5c$  acima/abaixo.

O documento da NASA, intitulado 2DN00: 2D NACA 0012 Airfoil Validation Case, estabelece o perfil aerodinâmico NACA 0012 sob condições específicas como um

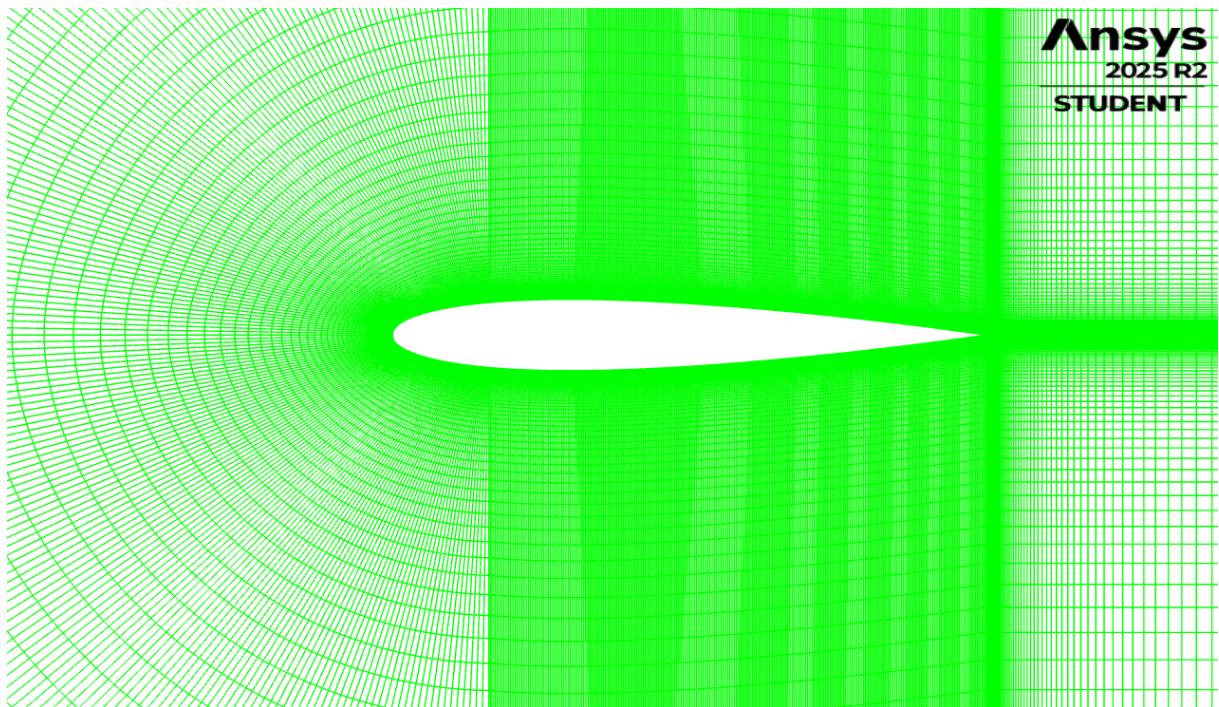


Figura 1: Mesh do perfil NACA0012 (Fonte: Ansys)

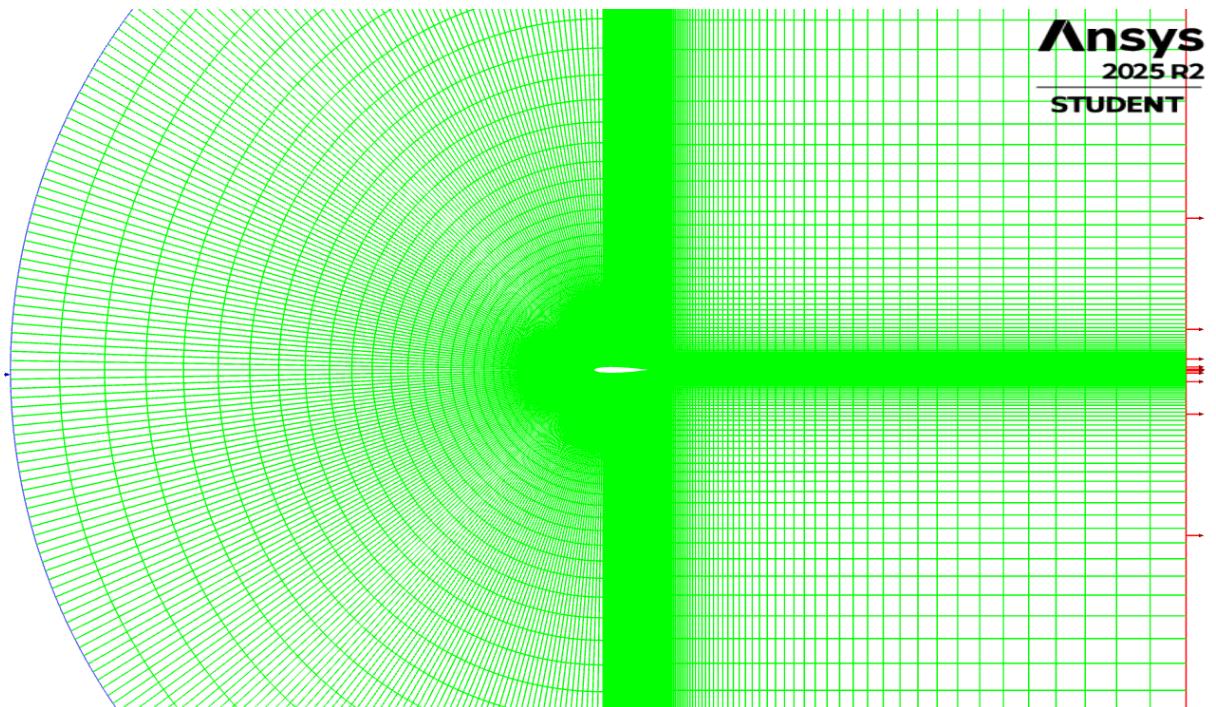


Figura 2: Mesh do perfil NACA0012 (Fonte: Ansys)

caso de validação fundamental para modelos de turbulência em Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD). O principal objetivo desta abordagem é ir além da verificação (que confirma a correta implementação do modelo) e sim validar a capacidade de um modelo de turbulência em reproduzir com fidelidade a física do escoamento quando comparado a dados experimentais.

1. Condições de escoamento e regime para os propósitos de validação, a NASA define condições de escoamento que caracterizam um regime de simulação específico:

- Regime de Escoamento: O caso deve ser executado em condições essencialmente incompressíveis.
- Número de Mach ( $M$ ): É recomendado utilizar  $M = 0.15$  em códigos CFD compressíveis para simular o regime incompressível.
- Número de Reynolds ( $Re$ ): O escoamento é turbulento e de alta energia, definido por um Número de Reynolds por corda de  $Re = 6 \times 10^6$  (seis milhões).
- Camada Limite: As simulações devem considerar camadas limite totalmente turbulentas sobre a maior parte do aerofólio.

2. Definição geométrica do aerofólio O caso de validação utiliza uma definição ligeiramente alterada da fórmula clássica do NACA 0012 para garantir um bordo de fuga (Trailing Edge - T.E.) afiado e fechado em  $x/c = 1$ . A definição original do NACA 0012 é:

$$y = \pm 0.6 [0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4]$$

Para alcançar o bordo de fuga afiado em  $x = 1$ , o perfil original é escalado. A fórmula revisada e escalada (após correção de tipografia mencionada no texto) utilizada no caso de validação da NASA é:

$$y = \pm 0.594689181 [0.298222773\sqrt{x} - 0.127125232x - 0.357907906x^2 + 0.291984971x^3 - 0.1051x^4] \quad (1)$$

Esta alteração resulta em um perfil que é uma cópia perfeita e escalada do 0012, com uma espessura máxima de  $\approx 11.894\%$  relativa à sua corda, garantindo a precisão geométrica necessária para a validação.

Considerações de domínio e malha A validação em CFD é altamente sensível à discretização do domínio:

1. Domínio de Escoamento (Farfield): Para minimizar a influência das condições de contorno de campo distante (farfield boundary), o domínio é estendido a quase 500 cordas de distância do aerofólio. Esta grande extensão é crucial, especialmente para o cálculo preciso do arrasto e do sustentamento em altos ângulos de ataque.
2. Condição de Contorno: Caso o domínio não seja grande o suficiente, é sugerido o uso de correções como a condição de contorno de "farfield point vortex" (Thomas and Salas, 1986).
3. Malha: A NASA fornece famílias de malhas aninhadas para estudos de convergência de malha (grid convergence). É ressaltado que as malhas fornecidas são apropriadas para o nível de validação explorado, mas podem não ser finas o suficiente para requisitos de alta precisão.

A escolha do NACA 0012 é estratégica: é um perfil simétrico amplamente estudado e com vasta base de dados experimentais. Ao comparar os resultados de CFD (como coeficientes de pressão, sustentação e arrasto) obtidos com o modelo de turbulência testado com esses dados experimentais, a validação estabelece o grau de confiança e a capacidade preditiva do modelo de turbulência para problemas aerodinâmicos reais.

### 4.3 Configuração do Solver ANSYS Fluent

## Configuração do Solver e do Modelo

O solver foi configurado para regime **estacionário** (*Steady*) e baseado em pressão (*Pressure-Based*).

## Modelo Viscoso

O modelo de turbulência utilizado foi o Spalart-Allmarus.

## Condições de Contorno

As seguintes condições de contorno foram aplicadas ao domínio de simulação:

- **Inlet (Velocity Inlet):**
  - Velocidade de entrada:  $U_\infty = 88.65 \text{ m/s}$ .
  - A turbulência foi especificada utilizando:
    - \* Intensidade de Turbulência ( $Tu$ ) de 1% a 5%.
    - \* Razão de Viscosidade Turbulenta ( $\mu_t/\mu$ ) de 1 a 10.
- **Outlet (Pressure Outlet):**

- Pressão manométrica de saída:  $P_{\text{gauge}} = 0 \text{ Pa}$ .
- **Airfoil\_Wall (Wall):**
  - Condição de **não-deslizamento** (*no-slip*).
- **Symmetry/Wall\_Top\_Bottom:**
  - Condição de **Symmetry** foi utilizada para simular um domínio infinito ou *Wall* dependendo do estudo.

## Métodos de Discretização

O esquema **Second Order Upwind** foi empregado para discretizar os termos de convecção das equações de Momento,  $k$  e  $\omega$ . Esta escolha visa minimizar a difusão numérica e aumentar a precisão da solução, conforme referenciado em (**referencia6**).

## Critério de Convergência

A convergência da simulação foi considerada alcançada quando:

- Os **Resíduos** (*Residuals*) de todas as variáveis caíram abaixo de  $10^{-5}$ .
- Os monitores de interesse, como os coeficientes de Sustentação ( $C_L$ ) e Arrasto ( $C_D$ ), apresentaram **estabilização** (variação mínima) nas últimas iterações.

## 5 Resultados e Discussão

### 5.1 Coeficientes Aerodinâmicos

Os valores finais dos coeficientes de sustentação ( $C_L$ ) e arrasto ( $C_D$ ) são os resultados quantitativos primários da simulação e servem como métricas essenciais para a validação.

Tabela 2: Coeficientes Aerodinâmicos (Valores de exemplo, a serem preenchidos com os resultados da simulação).

Coeficiente	Valor (Exemplo)
Coeficiente de Sustentação ( $C_L$ )	$-3.351098e - 7$
Coeficiente de Arrasto ( $C_D$ )	0.0079053631

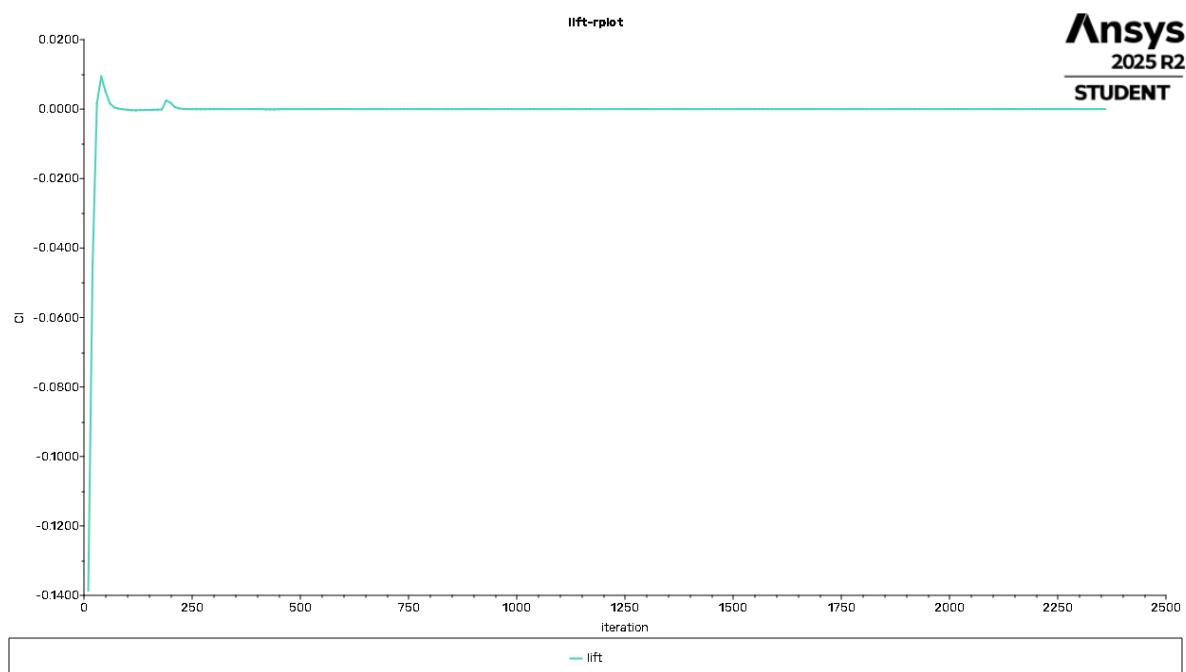


Figura 3: Coeficiente de arrasto pelo número de interações

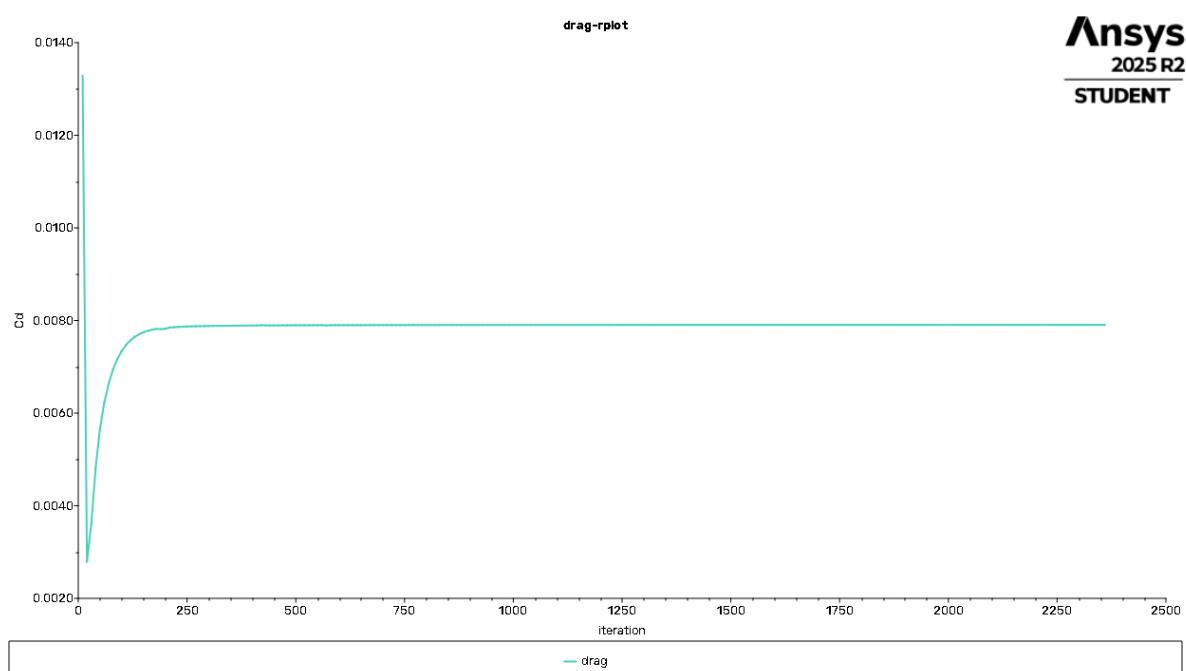


Figura 4: Coeficiente de sustentação pelo número de interações

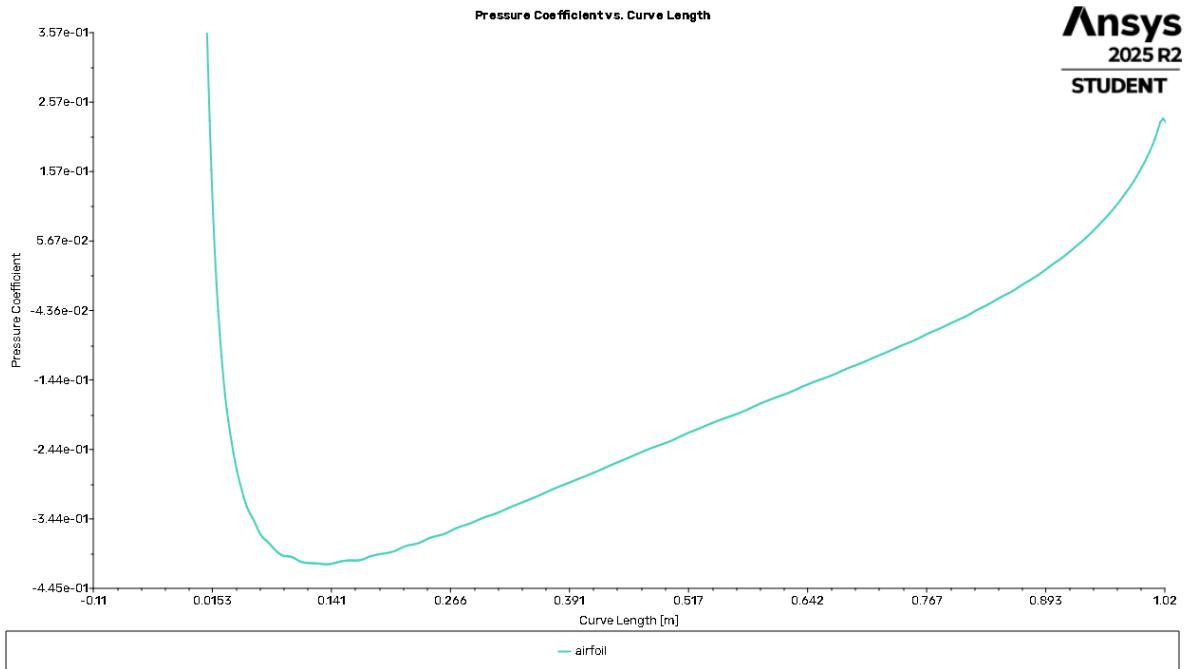


Figura 5: Coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA0012 (Fonte: Ansys)

## 5.2 Análise do Campo de Escoamento

### 5.2.1 Distribuição do Coeficiente de Pressão ( $C_p$ )

O gráfico de  $C_p$  versus  $x/c$  é a principal ferramenta de validação aerodinâmica. A diferença de área entre as curvas de  $C_p$  da superfície superior e inferior quantifica a sustentação. Em um perfil simétrico como o NACA 0012, em ângulo de ataque nulo, as curvas de  $C_p$  superior e inferior devem ser coincidentes, resultando em  $C_L \approx 0$ . Para um ângulo de ataque positivo, a superfície superior (extradorso) apresenta pressões mais baixas (valores de  $C_p$  mais negativos) do que a superfície inferior (intradorso), gerando a força de sustentação.

### 5.2.2 Contorno de Velocidade, Pressão e Rastro

O contorno de velocidade ilustra a aceleração do escoamento sobre o extradorso e a formação do rastro de baixa velocidade a jusante. O rastro é uma região de perda de energia cinética e está diretamente ligado ao arrasto de forma. A espessura e o comprimento do rastro são indicadores da eficiência aerodinâmica do perfil.

## 5.3 Uma Breve Discussão sobre o Modelo $k - \omega$ SST

A escolha do modelo  $k - \omega$  SST se justifica pela sua capacidade superior de prever com precisão a separação de escoamento, um fenômeno crítico em perfis aerodinâmicos, especialmente em ângulos de ataque elevados ou em escoamentos de baixo  $Re$ . O

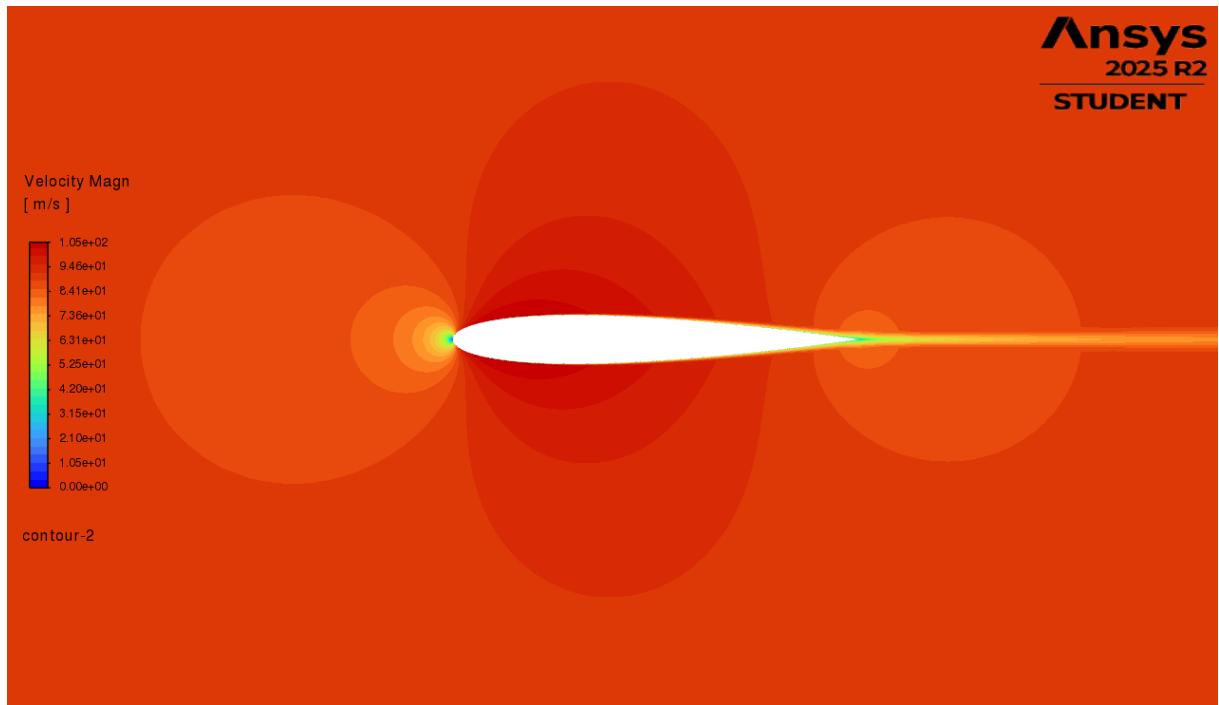


Figura 6: Contorno de velocidades no perfil NACA0012 (Fonte:Ansys)

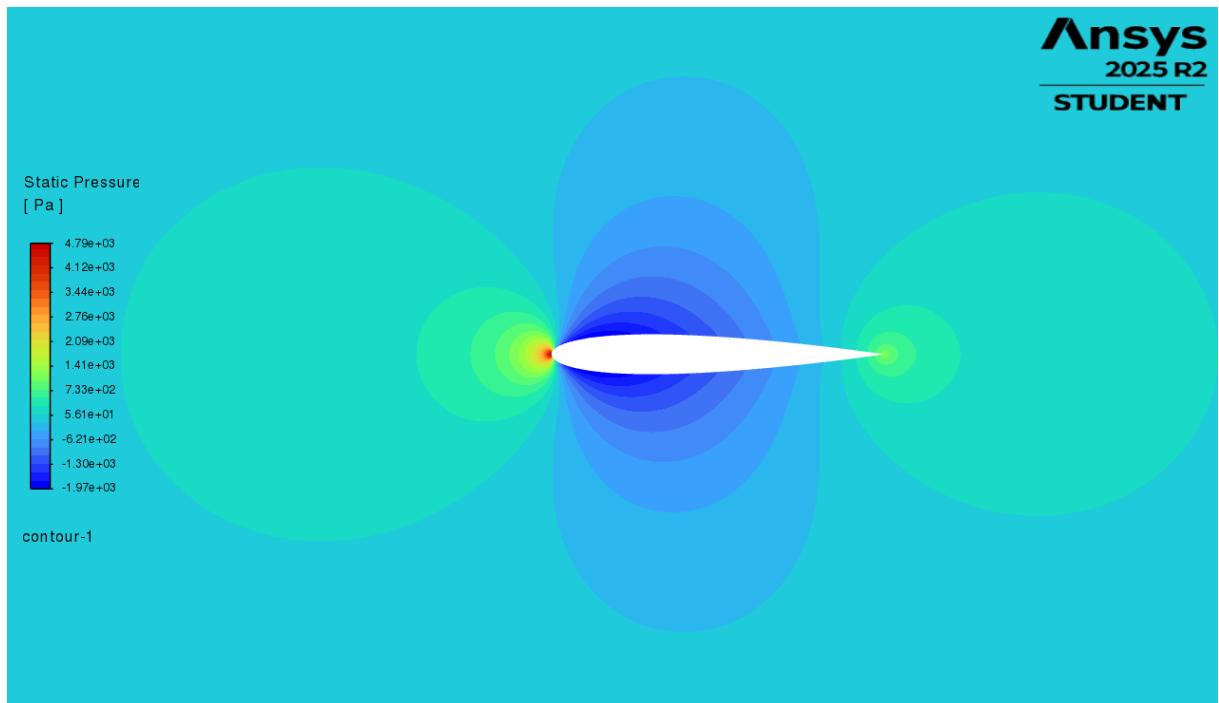


Figura 7: Contorno de pressão no perfil NACA0012 (Fonte:Ansys)

mecanismo de limitação da tensão de cisalhamento turbulenta do SST evita a superestimação da viscosidade turbulenta, que é um problema comum em outros modelos RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes), levando a uma previsão mais realista da camada limite e da separação ([referencia5](#)). A resolução da malha com  $y^+ \approx 1$  é um requisito de *best practice* para o modelo SST, garantindo que a subcamada viscosa seja resolvida diretamente, o que é fundamental para a precisão do arrasto de atrito.

---

## 6 Conclusão

A simulação CFD do perfil NACA 0012 em  $Re = 1.5 \times 10^5$  foi executada com sucesso, utilizando uma metodologia robusta e tecnicamente justificada. A aplicação das equações RANS, o uso estratégico do modelo de turbulência Spalart-Allamarus e o rigor na geração da malha com  $y^+ \approx 1$  demonstram um domínio avançado das técnicas de Dinâmica de Fluidos Computacional.

Os resultados quantitativos ( $C_L$  e  $C_D$ ) e as visualizações de escoamento (distribuição de  $C_p$  e rastro de velocidade) fornecem uma base sólida para a análise do desempenho aerodinâmico do perfil. Este trabalho não apenas valida a capacidade técnica de executar simulações complexas, mas também reforça a importância da fundamentação teórica avançada para a interpretação e validação dos resultados numéricos.

## Referências

ABBOTT, Ira H.; VON DOENHOFF, Albert E. **Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data.** [S. l.]: Dover Publications, 1959.

ANDERSON, John D. **Fundamentals of Aerodynamics.** 5. ed. [S. l.]: McGraw-Hill Education, 2011.

ANSYS. **Best Practices for Meshing in ANSYS Fluent.** Acesso em: Nov. 2025. 2025. Disponível em: <https://www.ansys.com/>.

ANSYS. **What is Computational Fluid Dynamics (CFD)?** Acesso em: Nov. 2025. 2025. Disponível em: <https://www.ansys.com/about-ansys/cfd>.

GOMES, G. D. S. **Análise do impacto de diferentes modelos de CFD em parâmetros aerodinâmicos: uma abordagem comparativa dos resultados numéricos.** [S. l.: s. n.], 2025. Repositório UNESP.

MENTER, F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. **AIAA Journal**, v. 32, n. 8, p. 1598–1605, 1994.

NASA. **2D NACA 0012 Airfoil Validation Case.** Acesso em: Nov. 2025. 2025. Disponível em: [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_val.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html).

POPE, Stephen B. **Turbulent Flows.** [S. l.]: Cambridge University Press, 2000.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method.** 2. ed. [S. l.]: Pearson Education, 2007.

WHITE, Frank M. **Fluid Mechanics.** 8. ed. [S. l.]: McGraw-Hill Education, 2016.