

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

1	Introdução	3
2	Fundamentação Teórica	3
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
3	Teoria do Perfil Aerodinâmico e Coeficiente de Pressão (C_p)	5
4	Metodologia da Simulação	6
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
5	Resultados e Discussão	10
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
6	Conclusão	14
	Referências	15

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 1.5×10^5 . 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 ($\rho \overline{u'_i u'_j}$), 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 relacione 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 (μ_t) para modelar o transporte de momento turbulento (Pope, 2000):

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

Onde k é a energia cinética turbulenta.

2.2 O Modelo Spalart-Allmaras

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 (μ_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, μ_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_τ 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_∞ 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)	6×10^6	-
Fluido	Ar	-
Velocidade de entrada	88.65	m/s
y^+ alvo	~ 1	-
Viscosidade Dinâmica (μ)	1.81×10^{-5}	$\text{Pa} \cdot \text{s}$
Espessura da primeira camada	0.1141	m/s
Densidade (ρ)	1.225	kg/m^3

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

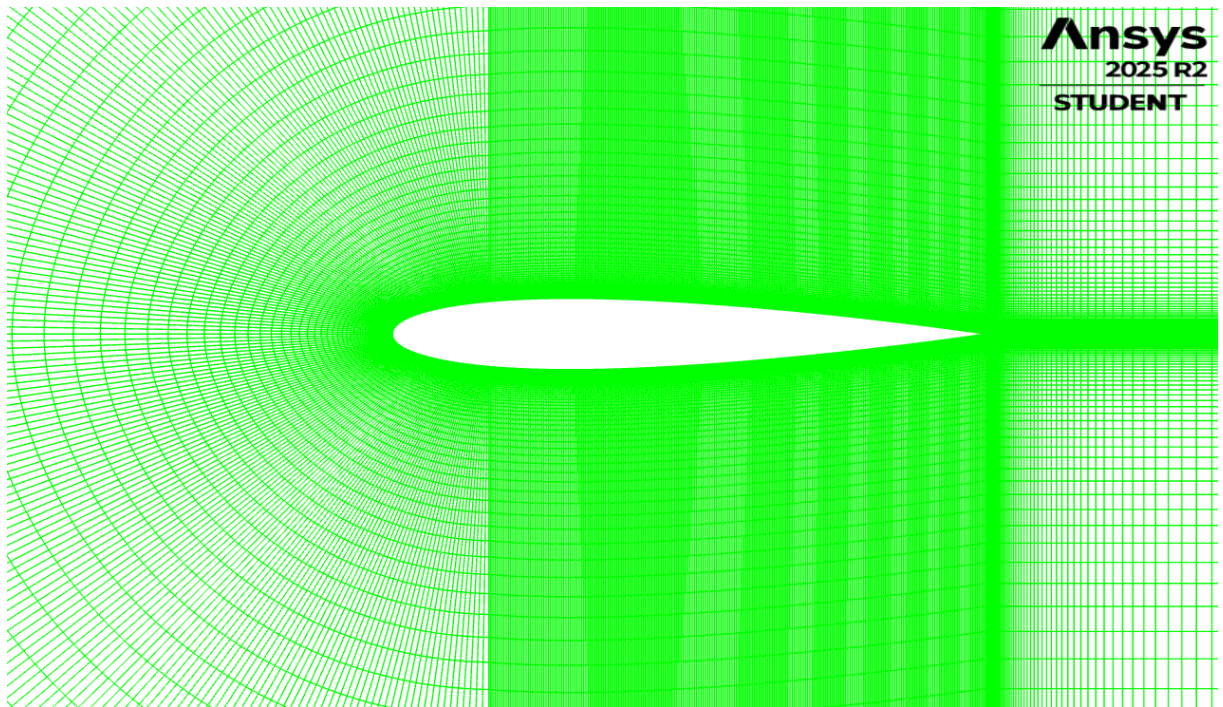


Figura 1: Mesh do perfil NACA0012 (Fonte: Ansys)

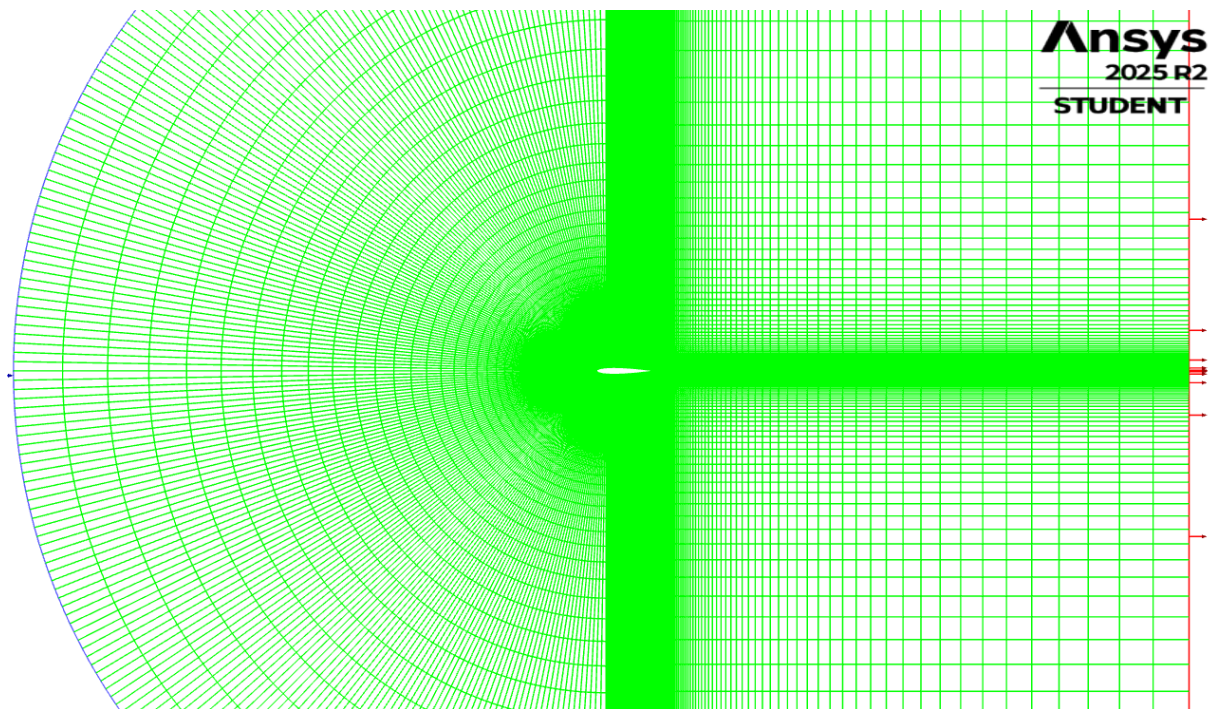


Figura 2: Mesh do perfil NACA0012 (Fonte: Ansys)

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:

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

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:

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

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: $U_{\infty} = 88.65$ m/s.
 - A turbulência foi especificada utilizando:
 - * Intensidade de Turbulência (Tu) de 1% a 5%.
 - * Razão de Viscosidade Turbulenta (μ_t/μ) 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 ω . 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

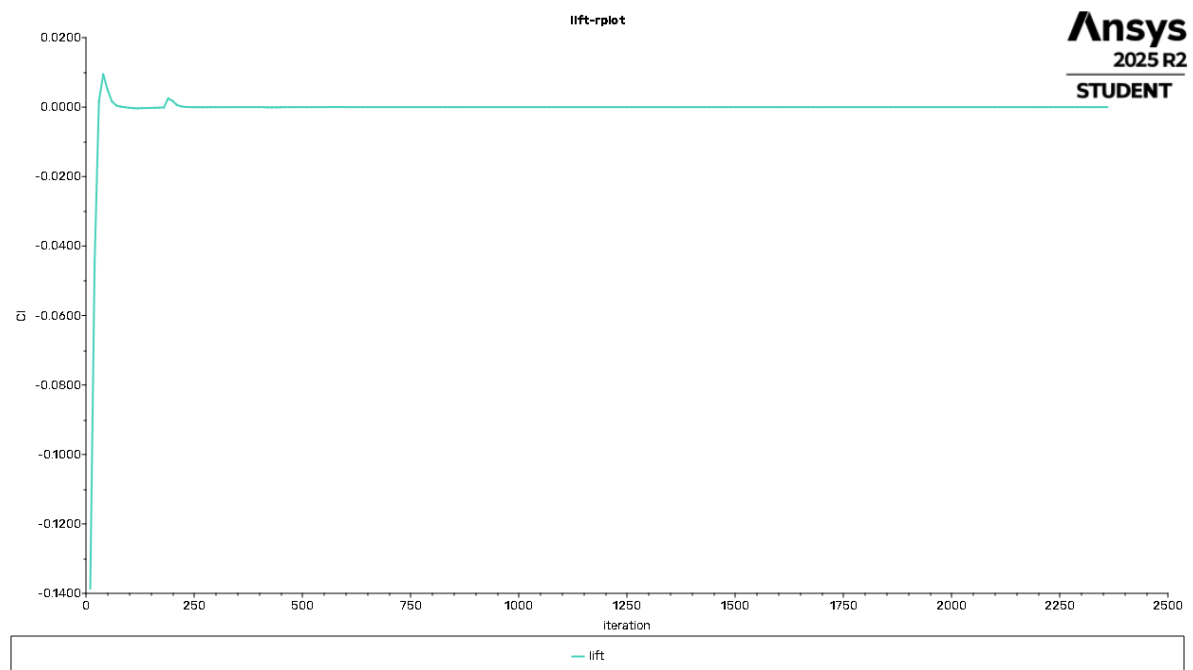


Figura 3: Coeficiente de arrasto pelo número de interações

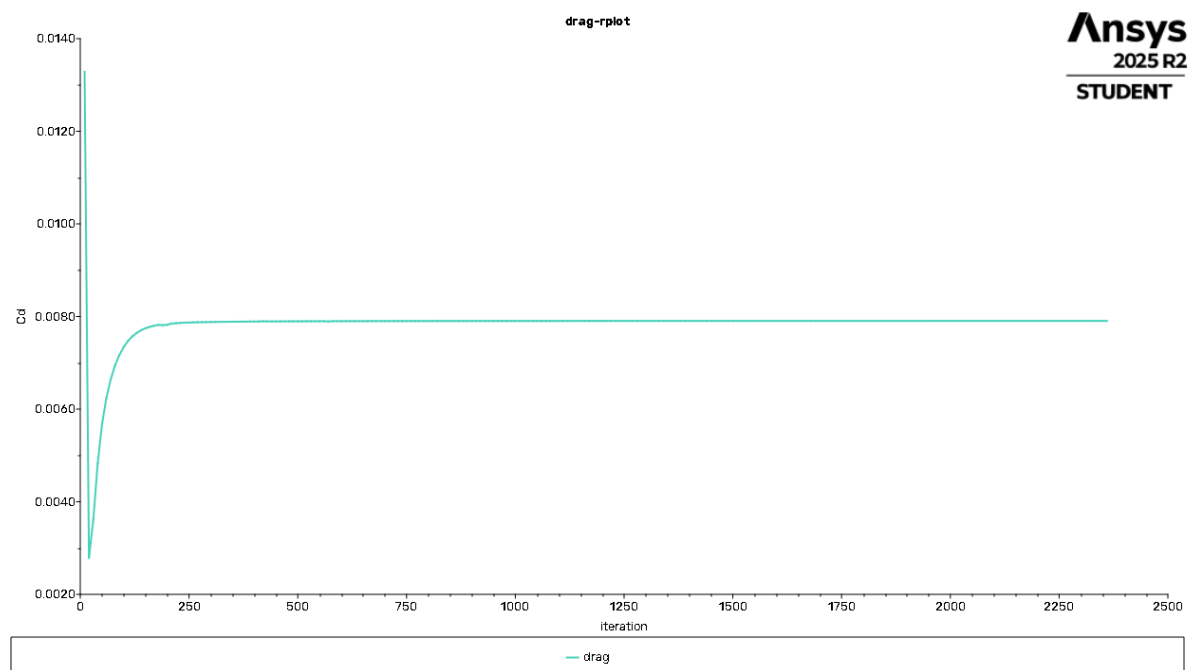


Figura 4: Coeficiente de sustentação pelo número de interações

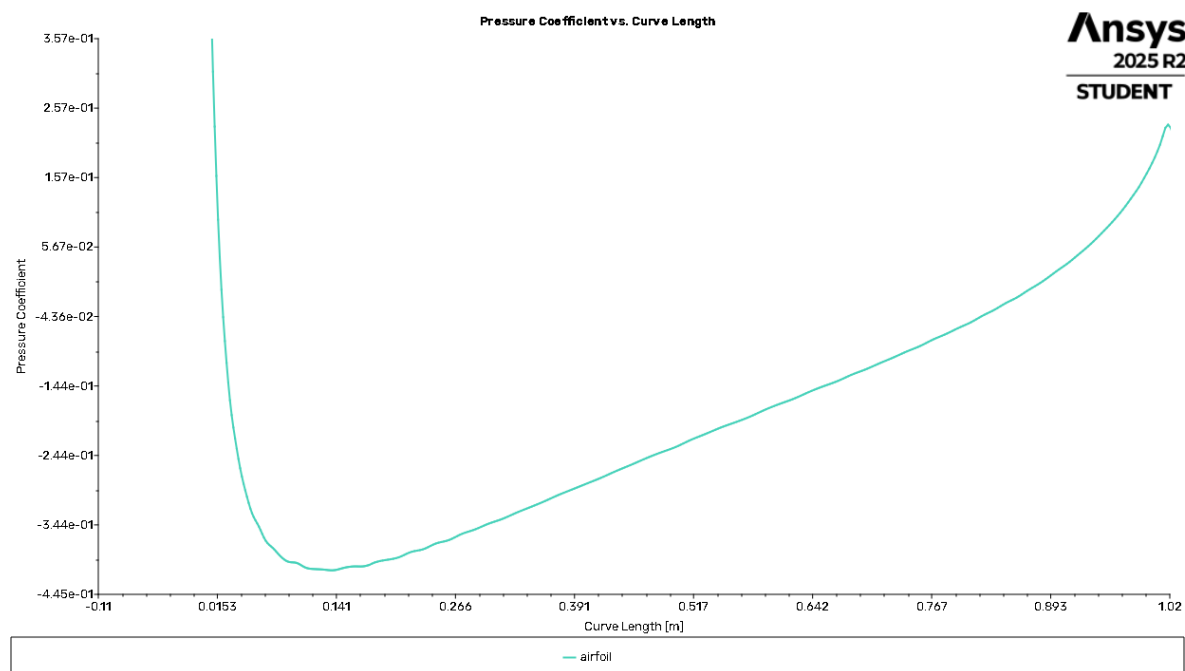


Figura 5: Coeficiente de pressão ao longo do perfil NACA0012 (Fonte: Ansys)

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

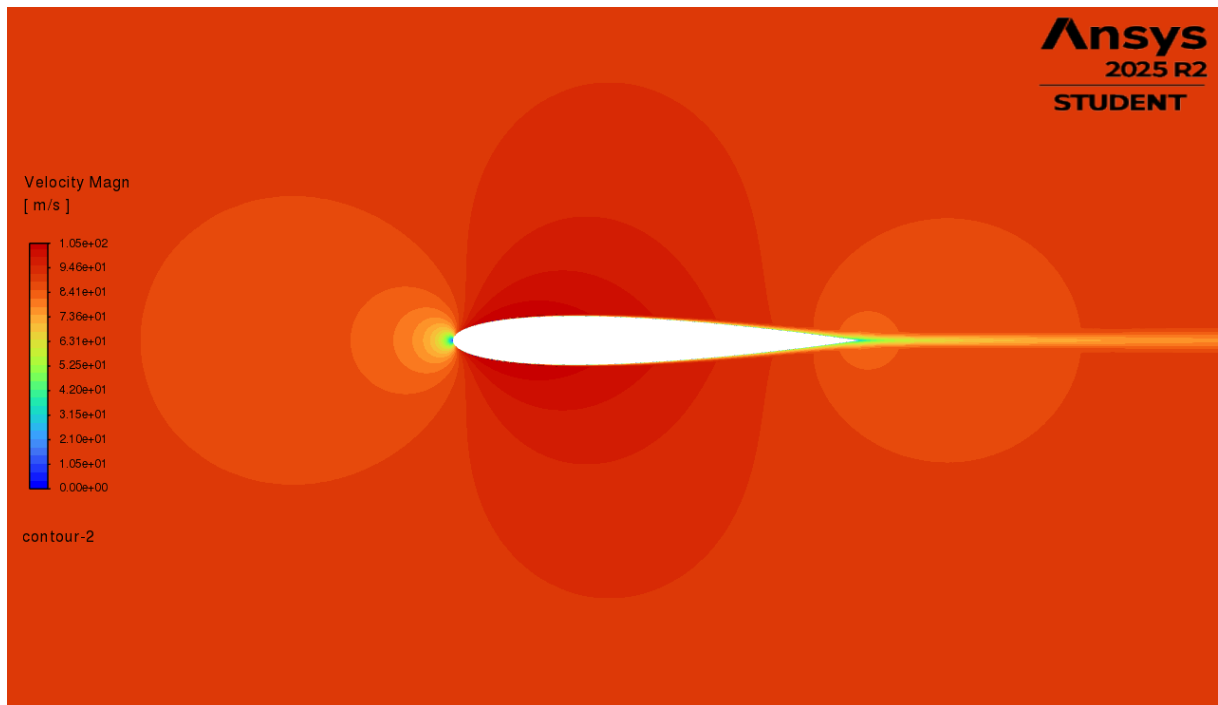


Figura 6: Contorno de velocidades no perfil NACA0012 (Fonte:Ansys)

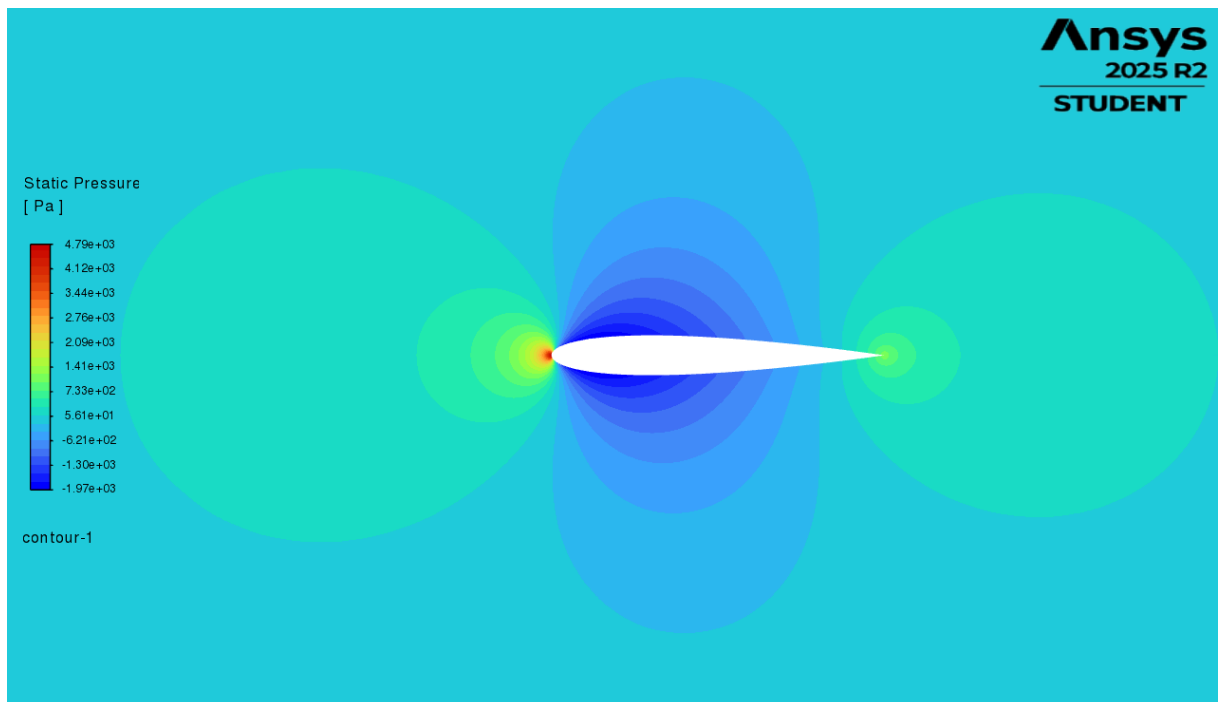


Figura 7: Contorno de pressão no perfil NACA0012 (Fonte:Ansys)

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.

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.