

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA  
FACULDADE DE ENGENHARIA  
CAMPUS DE ILHA SOLTEIRA**

**GABRIEL DUARTE DA SILVA**

**ANÁLISE DO IMPACTO DE DIFERENTES MODELOS DE CFD EM  
PARÂMETROS AERODINÂMICOS: UMA ABORDAGEM COMPARATIVA DOS  
RESULTADOS NUMÉRICOS**

Ilha Solteira, SP  
2025



**Gabriel Duarte da Silva**

**ANÁLISE DO IMPACTO DE DIFERENTES MODELOS DE CFD EM  
PARÂMETROS AERODINÂMICOS: UMA ABORDAGEM COMPARATIVA DOS  
RESULTADOS NUMÉRICOS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado  
à Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira  
da Universidade Estadual Paulista “Júlio  
de Mesquita Filho” (UNESP) como parte  
dos requisitos para obtenção do título de  
Engenheiro Mecânico

Aluisio Viais Pantaleão  
**Orientador**

Ilha Solteira, SP

2025



FICHA CATALOGRÁFICA

Desenvolvido pelo Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação

S586a Silva, Gabriel Duarte da.  
Análise do impacto de diferentes modelos de CFD em parâmetros aerodinâmicos: uma abordagem comparativa dos resultados numéricos / Gabriel Duarte da Silva. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2025  
61 f. : il.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, Ilha Solteira, 2025

Orientador: Aluisio Viais Pantaleão

Inclui bibliografia

1. Dinâmica dos fluidos computacional. 2. Região transição laminar-turbulento. 3. Openfoam.



**Gabriel Duarte da Silva**

**ANÁLISE DO IMPACTO DE DIFERENTES MODELOS DE CFD EM  
PARÂMETROS AERODINÂMICOS: UMA ABORDAGEM COMPARATIVA DOS  
RESULTADOS NUMÉRICOS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado  
à Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira  
da Universidade Estadual Paulista “Júlio  
de Mesquita Filho” (UNESP) como parte  
dos requisitos para obtenção do título de  
Engenheiro Mecânico

Aprovado  Reprovado

Ilha Solteira, SP, 03 de outubro de 2025

---

**Aluisio Viais Pantaleão (Orientador)**  
Universidade Estadual Paulista

---

**Gabriel Bertacco dos Santos**  
Universidade Estadual Paulista

---

**André Yudi Lima Okamoto**  
Universidade Estadual Paulista

Ilha Solteira, SP

2025



Dedico esta monografia aos meus pais, Sandra Medeiros Duarte Cassiano da Silva e Sidney Cassiano da Silva, por sempre, impreterivelmente, me apoiarem, motivarem e suportarem durante minha jornada de estudos.



## AGRADECIMENTOS

Agradeço a meus pais, Sandra e Sidney, por sempre me apoiarem e me proverem durante toda minha graduação.

Agradeço aos meus amigos que fiz durante a graduação, em especial Ariela, Bruno, Luan e Mário.

Agradeço aos meus amigos da vida Bandeca, Guilherme, Marcos e Matheus, que me acompanham em tudo nos últimos dez anos.

Agradeço ao professor Douglas Domingues Bueno, que trabalhou comigo durante três anos e me iniciou no mundo científico; foi fonte de inspiração e motivação em diversos momentos.

Agradeço ao professor Aluisio Viais Pantaleão, por sua paciência, ensinamentos, e *insights* neste trabalho; sua solicitude e acolhimento foram imprescindíveis para que eu pudesse explorar o mundo da dinâmica dos fluidos com mais clareza.

Agradeço à Universidade Estadual Paulista, por ter sido meu lar durante pouco mais de cinco anos e pela infraestrutura fornecida durante minha formação.

Agradeço, por fim, a todos que participaram direta ou indiretamente da minha vida ao longo da graduação.



*“Ao final de todo o racionalismo, a sepultura de concreto. As leis da física, as leis da biologia, os axiomas da matemática, tudo faz parte do trajeto da morte, porque somos aquilo que somos.”*

*— Stephen King*



## RESUMO

Dada a evolução dos modelos numéricos que contemplam a região de transição em escoamentos, a validação deles é necessária para garantir não só a precisão de cada um, mas também em quais contextos cada um performa melhor. Este trabalho tem como objetivo comparar o impacto de diferentes modelos de Dinâmica dos Fluidos Computacional em parâmetros aerodinâmicos. Três modelos foram alvo deste estudo, sendo um deles totalmente turbulento, kOmegaSST, e outros dois transicionais laminar-turbulento, kOmegaSSTLM e kkLOmega. Eles foram comparados entre si e, quando possível, com dados experimentais. Todos apresentaram resultados satisfatórios, com erros menores de 20% para ângulo de ataque de 15°. Para o ângulo de ataque de 17°, o erro foi consideravelmente maior, pois a referência estava enviesada, então o resultado foi considerado aceitável. Para um ângulo de ataque de 15°, nenhum modelo mostrou separação do escoamento; para 17° os modelos divergiram em relação ao ponto de separação do escoamento. O custo computacional de cada modelo também foi abordado, com os modelos kkLOmega, kOmegaSSTLM e kOmegaSST consumindo maior poder de processamento, respectivamente.

**Palavras-chave:** dinâmica dos fluidos computacional, região transição laminar-turbulento, openfoam



## ABSTRACT

Given the evolution of numerical models that contemplate the transition region in flows, their validation is necessary to ensure not only the accuracy of each one, but also in which contexts each performs best. This work aims to compare the impact of different Computational Fluid Dynamics models on aerodynamic parameters. Three models were the focus of this study, one of them being fully turbulent, kOmegaSST, and the other two transitional laminar-turbulent, kOmegaSSTLM and kkLOmega. They were compared with each other and, when possible, with experimental data. All presented satisfactory results, with errors of less than 20% for an angle of attack of 15°. For the 17° angle of attack, the error was considerably higher because the reference was biased, so the result was considered acceptable. For an angle of attack of 15°, no model showed flow separation; for 17°, the models diverged regarding the flow separation point. The computational cost of each model was also addressed, with the kkLOmega, kOmegaSSTLM, and kOmegaSST models consuming more processing power, respectively.

**Keywords:** computational fluid dynamics, laminar-turbulent transition, openfoam



## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Desenvolvimento da Camada Limite . . . . .	7
Figura 2 – Forças de Arrasto e Sustentação em um Aerofólio . . . . .	8
Figura 3 – Residuais das Simulações para $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	20
Figura 4 – Residuais das Simulações para $\alpha = 17^\circ$ . . . . .	21
Figura 5 – Campos de Pressão e Velocidade para $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	22
Figura 6 – Campos de Pressão e Velocidade para $\alpha = 17^\circ$ . . . . .	22
Figura 7 – Coeficiente de Sustentação <i>versus</i> Ângulo de Ataque (NACA 0012). . . . .	23
Figura 8 – Coeficiente de Pressão para $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	25
Figura 9 – Coeficiente de Pressão para $\alpha = 17^\circ$ . . . . .	26
Figura 10 – Coeficiente de Atrito para $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	26
Figura 11 – Coeficiente de Atrito para $\alpha = 17^\circ$ . . . . .	27
Figura 12 – Custo Computacional . . . . .	28



## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Modelos de Escoamento Utilizados nas Simulações . . . . .	15
Tabela 2 – Resumo dos Valores dos Principais Parâmetros . . . . .	16
Tabela 3 – Iterações Necessárias para Convergência das Simulações . . . . .	19
Tabela 4 – Iterações Necessárias para Convergência das Simulações . . . . .	20
Tabela 5 – Coeficientes de Força para $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	23
Tabela 6 – Coeficientes de Força para $\alpha = 17^\circ$ . . . . .	24
Tabela 7 – Dados Experimentais dos Coeficientes de Força . . . . .	39



## LISTA DE SÍMBOLOS

$\alpha$	Ângulo de Ataque
$B$	Propriedade Genérica do Sistema
$b$	Propriedade Específica Genérica do Sistema
$C_D$	Coefficiente de Arrasto
$C_F$	Coefficiente de Atrito
$C_L$	Coefficiente de Sustentação
$C_P$	Coefficiente de Pressão
$c$	Comprimento da Corda do Aerofólio
$D$	Comprimento Característico da Geometria
$F_D$	Força de Arrasto
$F_L$	Força de Sustentação
$F$	Força Resultante
$g$	Aceleração da Gravidade
$g_x$	Componente $x$ da Aceleração da Gravidade
$m$	Massa
$Ma$	Número de Mach
$\Re$	Número de Reynolds
$\mu$	Viscosidade Dinâmica
$n$	Vetor Normal à Superfície
$P$	Pressão
$p$	Pressão Específica
$P_\infty$	Pressão Ambiente

$p_{\infty}$	Pressão Ambiente Específica
$\rho$	Densidade do Fluido
$r$	Deslocamento
$S$	Área
$\sigma_{ij}$	Tensor das Tensões
$t$	Tempo
$\tau$	Tensão
$u$	Componente $x$ da Velocidade
$u_{\infty}$	Velocidade de Corrente Livre
$\mathbf{u}$	Vetor Velocidade
$V$	Volume
$v$	Componente $y$ da Velocidade
$w$	Componente $z$ da Velocidade

# SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>1</b>
1.1	Dinâmica dos Fluidos Computacional	1
1.2	Turbulência e Transição	2
1.3	Objetivo	3
<b>2</b>	<b>FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA</b>	<b>5</b>
2.1	Classificação dos Escoamentos	5
2.2	Reologia	6
2.3	Camada Limite	7
2.4	Arrasto e Sustentação	7
2.5	Conceitos Fundamentais	8
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>13</b>
3.1	Softwares	13
3.2	Hardware	13
3.3	Seleção do Perfil Aerodinâmico	14
3.4	Modelos	14
3.5	Configurações	16
3.6	Métricas	17
<b>4</b>	<b>RESULTADOS</b>	<b>19</b>
4.1	Residuais	19
4.2	Campos de Pressão e Velocidade	20
4.3	Coeficientes de Força	21
4.4	Coeficiente de Pressão	24
4.5	Coeficiente de Atrito	25
4.6	Custo Computacional	27
<b>5</b>	<b>CONCLUSÃO</b>	<b>29</b>
5.1	Considerações Finais	29
5.2	Próximos Passos	30
	Referências	33
<b>APÊNDICE A</b>	<b>LOG DE VERIFICAÇÃO DA MALHA</b>	<b>37</b>

**ANEXO A                    COEFICIENTES DE FORÇA EXPERIMENTAIS . . . . . 39**

# Capítulo 1

## INTRODUÇÃO

### 1.1 DINÂMICA DOS FLUIDOS COMPUTACIONAL

De acordo com Çengel e Cimbala (2014), existem duas principais abordagens para modelar e analisar sistemas que envolvem escoamento de fluidos na engenharia: experimentação e cálculo. Os experimentos envolvem, geralmente, a criação de modelos testados em túneis de vento, enquanto o cálculo se concentra na resolução de equações diferenciais que modelam matematicamente o fenômeno físico, seja de maneira analítica, seja por métodos computacionais. A engenharia utiliza ambas as abordagens, cada uma com um objetivo particular. Os experimentos fornecem propriedades globais do sistema, como arrasto, sustentação e queda de pressão. Já os métodos computacionais, usados para calcular numericamente as propriedades do escoamento por CFD, fornecem detalhes, como campo de escoamento, tensão de cisalhamento, velocidade e perfil de pressão. Ambas as abordagens são importantes, pois a experimentação é frequentemente utilizada para validar as soluções fornecidas pelos modelos numéricos de CFD.

Na indústria automobilística, a aplicação de CFD vai desde melhorias de projeto até redução de custos. Os modelos computacionais são utilizados, desde aspectos aerodinâmicos do veículo até sistemas internos, como comportamento da troca de calor do disco de freio. Simulações envolvendo a combustão no motor também são úteis para garantir sua máxima eficiência (Dhaubhadel, 1996; Kobayashi; Tsubokura, 2009). Watanabe *et al.* (2003) utiliza CFD para avaliar e detectar pontos de melhoria em um conversor de torque veicular, mostrando que o resultado das simulações pode economizar tempo no projeto do conversor quando comparado com experiências humanas, ao fornecer mais informações durante o desenvolvimento do produto.

Sistemas de aquecimento, ventilação e ar-condicionado (HVAC) também são beneficiados com CFD. Desde o dimensionamento dos sistemas responsáveis pela renovação de ar de um ambiente, seja comercial ou industrial, validando os resultados termodinâmicos (Ladeinde; Nearon, s.d.), até para garantir maior acurácia nas quedas de pressão nas conexões nos dutos dos sistemas (Shao; Riffat, s.d.). Detectar focos de concentração de calor em ambientes também pode ajudar a determinar em quais pontos os trocadores devem ser instalados e como devem se comportar neste ambiente (Patidar; Natarajan; Pande, 2009).

Spalart e Venkatakrishnan (2016) examinaram a importância do papel desempenhado pelo CFD na análise de projetos e na validação de aeronaves, identificando

oportunidades de grande impacto para aplicação de CFD na indústria aeronáutica. O desenvolvimento de modelos mais sofisticados que abrangem a região transicional entre escoamento laminar e turbulento também tem sido objeto de estudo, especialmente na indústria aeroespacial (Langtry, R.; Menter, F., 2005). Assim, cada vez mais novos estudos e perspectivas da aplicação de CFD no ramo aeroespacial e aeronáutico vêm crescendo e mostrando a importância destes modelos para resolução de problemas de engenharia (Slotnick *et al.*, s.d.).

CFD é um ramo abrangente e complexo, mas que proporciona melhor entendimento dos fenômenos, melhorias em projetos e até auxílio em áreas da saúde (De Oliveira, 2017, 2022). A evolução dos modelos desenvolvidos ainda é um caminho a ser percorrido e há muito a ser feito, dada a natureza não linear das leis físicas envolvidas.

## 1.2 TURBULÊNCIA E TRANSIÇÃO

Souza *et al.* (2011) definiram turbulência como:

*“um estado de escoamento do fluido em que as variáveis instantâneas exibem flutuações irregulares e aparentemente aleatórias tal que, na prática, somente propriedades estatísticas podem ser reconhecidas e submetidas a uma análise.”*

Este fenômeno se manifesta em uma variedade de contextos cotidianos, abrangendo desde a dinâmica dos ventos, até o trajeto percorrido por uma aeronave em direção ao seu destino.

A turbulência é um fenômeno associado a fluidos, em especial, líquidos e gases. A dificuldade em se obter uma previsão meteorológica precisa não decorre da limitação dos equipamentos ou tecnologia disponível, mas pelas incertezas estatísticas e imprevisibilidade inerentes a este fenômeno (Tuck, 2010). Da mesma forma, embora as aeronaves sejam equipadas com os dispositivos tecnológicos avançados, elas não conseguem evitar este fenômeno. Ao longo dos anos, a turbulência é estudada e ainda não existe uma compreensão total dela. Ela pode ser observada na água que escorre quando se lava as mãos, ao misturar um leite com café e até no curso de um rio.

Em diversas situações o fluxo não é exclusivamente turbulento, iniciando ordenadamente e, posteriormente, tomando forma desordenada, caracterizando turbulência. Neste cenário, existe uma região de transição que possui características ordenadas e desordenadas simultaneamente, tornando-a uma região com características mistas e de difícil modelagem matemática. Em problemas de engenharia, essa região é frequentemente assumida como puramente turbulenta, uma simplificação que, embora não corresponda inteiramente à realidade, pode ainda resultar em previsões satisfatórias, dependendo da aplicação. Recentemente, têm sido realizados estudos visando desenvolver modelos que consigam capturar e simular essa região com maior precisão, proporcionando uma

descrição mais detalhada e fiel ao comportamento real do fluido (Walters; Cokljat, 2008; Langtry, R. B.; Menter, F. R., 2009; Mura; Cakmakcioglu, 2020).

A turbulência, assim como escoamentos que transitam entre ordenação e desordenação no fluxo das partículas, denominados transicionais, estão presentes em incontáveis situações do dia a dia. A descrição matemática completa destes fenômenos ainda não está completamente desenvolvida, e a solução analítica é considerada um dos problemas do milênio.<sup>1</sup> Descrivê-los por métodos numéricos se mostra, atualmente, uma das soluções mais viáveis para projetos e validações. Compreender, portanto, como cada modelo numérico atua para os mesmos parâmetros é essencial para compreender sua aplicação e suas limitações, de modo a melhorar os métodos numéricos existentes.

### 1.3 OBJETIVO

A partir da importância da modelagem da região de transição em consonância com a escassez de modelos que a contemplam, a validação dos modelos existentes se faz necessária. Portanto, dada a importância dos modelos numéricos para descrever os fenômenos de turbulência e a dificuldade inerente à sua modelagem, especialmente em regime de transição, este projeto propõe, como objetivo primário: *realizar um estudo comparativo entre os modelos de escoamentos turbulentos e transicionais, verificando o impacto de cada um nos parâmetros aerodinâmicos.*

---

<sup>1</sup> <https://www.claymath.org/millennium/navier-stokes-equation/>



## Capítulo 2

# FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

### 2.1 CLASSIFICAÇÃO DOS ESCOAMENTOS

#### Quanto à Região do escoamento

O escoamento de um fluido pode ser classificado como *interno* ou *externo*, dependendo da forma que ele escoar. A completa passagem de um fluido por uma região bem delimitada caracteriza-se como um escoamento interno, como a água fluindo por um duto. O fluido atravessando uma passagem onde os limites não são completamente delimitados caracteriza-se como um escoamento externo, tal como uma aeronave em viagem. Naturalmente ela está atravessando o ar; sendo assim, o escoamento do ar sobre a aeronave é classificado como externo.

#### Quanto à Compressibilidade

Para fins de simplificação, pode-se generalizar que fluidos são gases e líquidos. A densidade de um fluido depende principalmente da pressão, temperatura e volume (Çengel; Boles, 2015) em um determinado instante. A densidade de um líquido, entretanto, pouco se altera quando essas três variáveis são modificadas, portanto, sua densidade é aproximadamente constante. Diferentemente do comportamento dos líquidos, os gases têm grande alteração em sua densidade quando há modificação destas três variáveis, portanto a densidade não pode ser considerada aproximadamente constante. Logo, um escoamento é considerado *compressível* quando a densidade não é constante durante o escoamento e *incompressível* quando a densidade é aproximadamente constante durante o escoamento.

#### Quanto à Ordenação

Um escoamento é denominado *laminar* quando o fluido escoar de forma ordenada e suave, enquanto um escoamento é considerado *turbulento* quando o fluido escoar de forma desordenada e caótica. Reynolds (1883) mostrou que o regime do escoamento é uma razão entre forças inerciais e forças viscosas atuantes no fluido. Esta razão, que leva seu nome, é chamada de Número de Reynolds e é definido como:

$$\mathfrak{R} = \frac{\text{forças inerciais}}{\text{forças viscosas}} = \frac{\rho|\mathbf{u}|D}{\mu} \quad (1)$$

onde  $\rho$  é a densidade do fluido;  $|\mathbf{u}|$  é o módulo da velocidade do escoamento;  $D$  é o comprimento característico da geometria; e  $\mu$  é a viscosidade dinâmica.

Não é trivial determinar números exatos de Reynolds para onde cada uma das regiões se iniciam e terminam, pois fatores como rugosidade da superfície, vibrações e flutuações ao longo do escoamento influenciam nesta determinação. Considerando o escoamento em uma superfície livre, em condições práticas, pode-se assumir a classificação do escoamento, baseado nos valores de  $\mathfrak{R}$ , como:

$$\begin{aligned} \mathfrak{R} &\lesssim 5 \times 10^5 && \text{escoamento laminar} \\ 5 \times 10^5 &\lesssim \mathfrak{R} \lesssim 1 \times 10^8 && \text{região de transição} \\ \mathfrak{R} &\gtrsim 1 \times 10^8 && \text{escoamento turbulento} \end{aligned}$$

Um exemplo de escoamento laminar é o mel escoando sobre o recipiente que o guarda. Nele, o mel demora para escoar e o faz suave e ordenadamente. Um exemplo de escoamento turbulento é a água saindo de uma mangueira enquanto alguém pressiona parcialmente a saída em uma mangueira, onde a água escoar por diversas direções desordenadamente e de forma caótica.

### Quanto à Alteração das Propriedades

Quando as propriedades do escoamento não se alteram, o escoamento é considerado *permanente*. A água que cai de uma cachoeira, se não estiver sujeita a alguma força externa, é um escoamento permanente, visto que suas propriedades não são alteradas durante a queda d'água. Por outro lado, o escoamento interno na região onde uma válvula é fechada é considerado *transiente*, pois as propriedades estão sendo alteradas durante este momento.

## 2.2 REOLOGIA

Reologia é a ciência que estuda a deformação e fluxo dos materiais (Tanner, 2000). Cada material apresenta diferentes comportamentos em relação à deformação quando sujeito a uma tensão.

Fluidos Newtonianos são aqueles cuja taxa de deformação é linearmente proporcional à tensão aplicada:

$$\tau = \mu \frac{\partial u}{\partial y} \quad (2)$$

onde  $\tau$  é a tensão de cisalhamento;  $\mu$  é a viscosidade dinâmica; e  $\partial u / \partial y$  é a variação da velocidade ao longo da direção normal ao escoamento. Exemplos de fluidos Newtonianos são: água, gasolina e ar.

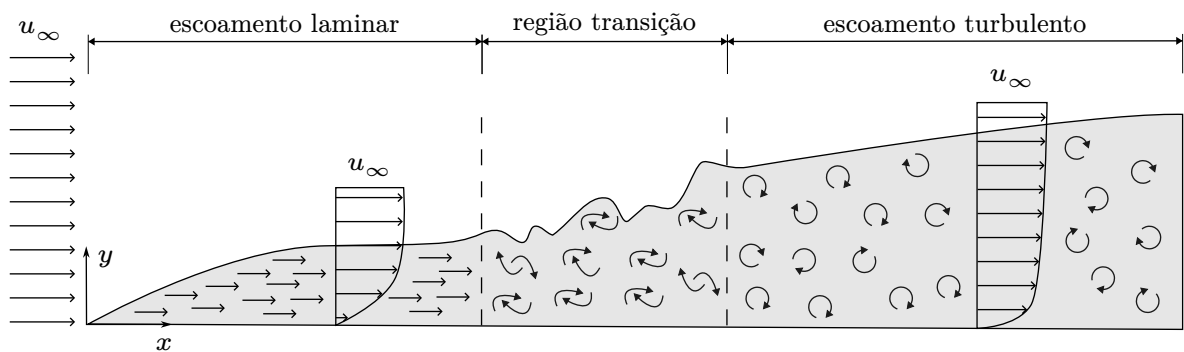
Fluidos não-Newtonianos são aqueles cuja taxa de deformação não é linearmente proporcional à tensão aplicada. Fluidos que se deformam e voltam à sua forma original

são denominados viscoelásticos (gelatina); fluidos que se tornam menos viscosos à medida que a tensão aumenta são denominados pseudoplásticos (maionese); ainda há tipos de fluidos como fluidos dilatantes (suspensão de amido), e fluidos plásticos de Bingham (pasta de dente), os quais possuem uma curva característica específica que os define quanto à relação tensão-deformação. Estes são exemplos de fluidos não-Newtonianos.

## 2.3 CAMADA LIMITE

A *condição de não-deslizamento* estabelece que um fluido em contato com uma superfície sólida tem velocidade nula em relação a ela, ou seja, as partículas do fluido aderem à superfície sem escorregar. A viscosidade é a propriedade responsável por essa condição. Como consequência, ocorre o desenvolvimento da *camada limite*: região do fluido onde os efeitos viscosos são significativos devido à influência da superfície.

**Figura 1.** Desenvolvimento da Camada Limite. O escoamento, sem obstáculos, com velocidade de corrente livre  $u_\infty$  depara-se com um corpo e, devido à condição de não deslizamento, muda seu comportamento, partindo de laminar para turbulento. A região em cinza mostra o desenvolvimento da camada limite ao longo do escoamento.



Fonte: próprio autor.

## 2.4 ARRASTO E SUSTENTAÇÃO

A força que um fluido exerce em um corpo na direção do escoamento é denominada *arrasto*. O arrasto relativo à tensão de cisalhamento no corpo é denominado *arrasto por atrito* enquanto o arrasto relativo à diferença de pressão é denominado *arrasto de pressão*. A força de arrasto total é a soma das parcelas de cada um dos arrastos:

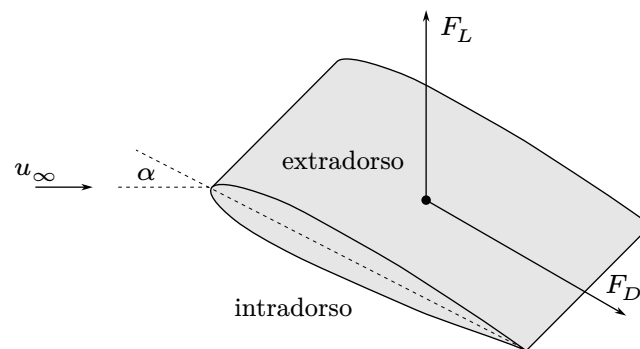
$$F_D = F_{D, \text{ atrito}} + F_{D, \text{ pressão}} \quad (3)$$

O arrasto por atrito depende da orientação do corpo e da tensão de cisalhamento. É nulo em superfícies normais ao fluxo e máximo em superfícies paralelas, onde equivale à força total de cisalhamento. Para um escoamento paralelo sobre uma superfície plana, o coeficiente de arrasto é igual ao coeficiente de arrasto por atrito, ou simplesmente ao coeficiente de atrito. Já para um escoamento normal à superfície, a tensão cisalhante é

mínima e a diferença de pressão é máxima, portanto o arrasto será majoritariamente devido ao arrasto de pressão.

A força gerada devido ao gradiente de pressão normal ao escoamento (extradorso e intradorso) do corpo é denominada *força de sustentação*. A Fig. 2 mostra como as duas forças agem em um perfil para um determinado ângulo de ataque.

**Figura 2.** Forças de Arrasto e Sustentação em um Aerofólio. A partir da interação do corpo com o escoamento livre e um determinado ângulo de ataque, surge no corpo a força de arrasto e a força de sustentação. A força de arrasto em um corpo carenado é majoritariamente devido às tensões cisalhantes; já a força de sustentação, em um perfil simétrico, é gerada por ângulo de ataque  $\alpha > 0^\circ$ , garantindo gradiente de pressão na direção normal ao escoamento. A região acima do aerofólio é denominada extradorso e a região abaixo, intradorso.



Fonte: próprio autor.

## 2.5 CONCEITOS FUNDAMENTAIS

### Sistemas

Um sistema é definido como a quantidade de matéria ou uma região no espaço escolhida para estudo. O que está ao redor do sistema é definido como vizinhança e o que delimita o sistema é denominado fronteira.

Um sistema *fechado* consiste em uma região com uma determinada massa onde esta não pode atravessar a fronteira; no entanto, a energia, sob a forma de calor ou trabalho, pode ser transferida através desta fronteira. É importante notar que neste tipo de sistema o volume pode ser alterado (e.g., pistão).

Um sistema *aberto*, também chamado *volume de controle*, consiste em uma região arbitrária escolhida no espaço, onde massa e energia podem atravessar as fronteiras da região selecionada. É comum a escolha de um volume de controle quando há fluxo de massa, como ocorre na modelagem de turbinas e compressores.

### Teorema de Transporte de Reynolds

Os princípios de mecânica dos fluidos são adotados primariamente da mecânica dos sólidos. Neste último, as leis físicas que descrevem a variação temporal das propriedades

extensivas são aplicadas a sistemas fechados. Na mecânica dos fluidos, o uso de volumes de controle é mais comum, e não se pode aplicar as leis de um sistema fechado diretamente a um volume de controle. O *Teorema de Transporte de Reynolds* (TTR) fornece uma ligação entre a abordagem de sistemas fechados para um volume de controle:

$$\frac{dB_{\text{sist.}}}{dt} = \frac{d}{dt} \iiint_{CV} \rho b \, dV + \iint_{CS} \rho b \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} \, dS \quad (4)$$

onde  $B$  é uma propriedade do sistema;  $b$  é a mesma propriedade por unidade de massa; e  $\mathbf{n}$  é o vetor normal à superfície de controle.

### Equação da Continuidade

O fluxo de massa em um volume de controle é o equivalente à massa contida em um sistema fechado. Seja  $m$  a massa constante de um sistema, substituindo-a na Eq. (4), chega-se à seguinte expressão:

$$0 = \iiint_{CV} \frac{\partial \rho}{\partial t} \, dV + \iint_{CS} \rho \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} \, dS \quad (5)$$

Aplicando o Teorema de Gauss (Stewart, 2016) e fazendo as manipulações necessárias, chega-se em:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \quad (6)$$

A Eq. (6) é a *Equação da Continuidade* e representa a conservação da massa, válida para todo tipo de fluido. Se o fluido for incompressível, a Eq. (6) reduz-se a:

$$\nabla \cdot \mathbf{u} = 0 \quad (7)$$

### Equação de Navier-Stokes

O momento linear, também denominado quantidade de movimento, é o produto da massa pela velocidade (Nussenzveig, 2022). Considerando um fluido Newtoniano e um escoamento isotérmico, a tensão associada a este fluido é linearmente proporcional à taxa de deformação de cisalhamento, como visto na Eq. (2). O tensor das tensões para um fluido em movimento, portanto, pode ser expresso como (Kundu; Cohen; Dowling, 2012):

$$\begin{aligned} \sigma_{ij} &= \begin{pmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} \\ \sigma_{yx} & \sigma_{yy} & \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_{zz} \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} -P & 0 & 0 \\ 0 & -P & 0 \\ 0 & 0 & -P \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} & \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) & \mu \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \\ \mu \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) & 2\mu \frac{\partial v}{\partial y} & \mu \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \\ \mu \left( \frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) & \mu \left( \frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right) & 2\mu \frac{\partial w}{\partial z} \end{pmatrix} \quad (8) \end{aligned}$$

onde a diagonal da matriz representa as tensões normais de cada face e os outros termos representam as tensões cisalhantes em cada face.

O fluxo da quantidade de movimento em um volume de controle é o equivalente à quantidade de movimento em um sistema fechado. Seja o produto  $m\mathbf{u}$  o momento linear de um sistema, e considerando que a força resultante em um sistema de referência inercial é igual à taxa temporal de variação do seu momento linear, aplicando a definição de momento linear na Eq. (4), chega-se à seguinte expressão:

$$\mathbf{F} = \frac{d(m\mathbf{u})}{dt} = \iiint_{CV} \rho \mathbf{g} dV + \iint_{CS} \sigma_{ij} \cdot \mathbf{n} dS = \iiint_{CV} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{u}) dV + \iint_{CS} (\rho \mathbf{u}) \mathbf{u} \cdot \mathbf{n} dS \quad (9)$$

Aplicando o Teorema da Divergência (Stewart, 2016) e fazendo as manipulações necessárias, chega-se à *Equação de Cauchy*:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{u}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \mathbf{u}) = \rho \mathbf{g} + \nabla \cdot \sigma_{ij} \quad (10)$$

Substituindo a Eq. (8) na Eq. (10), fazendo as devidas manipulações algébricas e considerando um sistema de coordenadas cartesiano, é possível obter a seguinte expressão para a componente horizontal do sistema de referência inercial:

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \frac{\partial P}{\partial x} + \rho g_x + \mu \left[ \frac{\partial}{\partial x} \underbrace{\left( \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right)}_{=0 \text{ (incompressível)}} + \underbrace{\left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right)}_{=\nabla^2 u} \right] \quad (11)$$

Da Eq. (7), o termo entre parênteses é nulo. Simplificando os termos e aplicando para as outras componentes, obtém-se a *Equação de Navier-Stokes* para um fluido incompressível:

$$\rho \frac{D\mathbf{u}}{Dt} = -\nabla P + \rho \mathbf{g} + \mu \nabla^2 \mathbf{u} \quad (12)$$

O operador  $D/Dt$  é denominado *derivada material* e definido como:

$$\frac{D}{Dt} \equiv \frac{\partial}{\partial t} + (\mathbf{u} \cdot \nabla) \quad (13)$$

### Média de Reynolds de Navier-Stokes

As Equações de Navier-Stokes são equações diferenciais parciais não-lineares em casos reais. Em situações turbulentas, uma solução analítica torna-se inviável para descrever o movimento de um fluido. Sendo assim, Reynolds (1895) propôs trabalhar com as Equações de Navier-Stokes decompostas em uma média no tempo associada com flutuações. A dedução, a seguir, da Média de Reynolds de Navier-Stokes (RANS) é baseada nas obras de Wilcox (2010), Valentine (s.d.) e Çengel e Cimbala (2014).

A decomposição da velocidade em média e contribuição das flutuações são da seguinte forma:

$$\mathbf{u} = \mathbf{u}(\mathbf{r}, t) = \bar{\mathbf{u}}(\mathbf{r}, t) + \mathbf{u}'(\mathbf{r}, t) \quad (14)$$

onde:

$$\bar{\mathbf{u}} = \lim_{\Delta t \rightarrow \infty} \frac{1}{\Delta t} \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} \mathbf{u} dt \quad (15)$$

$$\overline{\mathbf{u}'} = \lim_{\Delta t \rightarrow \infty} \frac{1}{\Delta t} \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} (\mathbf{u} - \bar{\mathbf{u}}) dt = 0 \quad (16)$$

O mesmo é aplicado à pressão:

$$P = \bar{P} + P' \quad (17)$$

Substituindo Eqs. (14) e (17) nas Eqs. (7) e (12), obtêm-se as equações RANS da conservação da massa e momento linear, respectivamente:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (\text{massa}) \quad (18)$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{1}{\Re} \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j \partial x_j} - \frac{\partial \overline{u'_i u'_j}}{\partial x_j} \quad (\text{momento linear}) \quad (19)$$

onde a barra superior indica a média temporal do produto de duas flutuações nas componentes da velocidade e o apóstrofo representa a flutuação em si. Sendo assim, nota-se que o tensor total adimensional que representa as tensões do sistema é dado por:

$$\tau_{ij} = -P\delta_{ij} + \frac{1}{\Re} \left( \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \overline{u'_i u'_j} \right) \quad (20)$$

O termo  $\overline{u'_i u'_j}$  é denominado Tensor de Reynolds específico, e é dado por:

$$\overline{u'_i u'_j} = \begin{pmatrix} \overline{u'^2} & \overline{u'v'} & \overline{u'w'} \\ \overline{u'v'} & \overline{v'^2} & \overline{v'w'} \\ \overline{u'w'} & \overline{v'w'} & \overline{w'^2} \end{pmatrix} \quad (21)$$

Uma vez que o Tensor de Reynolds é simétrico, seis novas incógnitas são adicionadas. Os modelos turbulentos de CFD as modelam de forma característica conforme o método numérico e a abordagem proposta. Portanto, o único efeito das flutuações da velocidade aleatória na média temporal das propriedades do escoamento é a contribuição adicional desta tensão ao sistema.



## Capítulo 3

# METODOLOGIA

Neste capítulo será descrito o procedimento para a realização das simulações. Inicialmente, os softwares utilizados serão apresentados, assim como o hardware. Em seguida, o perfil selecionado para as simulações será apresentado, bem como a malha referente ao mesmo. Uma breve descrição dos modelos escolhidos será apresentada junto com as condições iniciais e de contorno para cada simulação. Por fim, as métricas utilizadas para as simulações serão mostradas.

### 3.1 SOFTWARES

#### OpenFOAM®

OpenFOAM® é um software livre e de código aberto desenvolvido inicialmente pela OpenCFD Ltd (atualmente, parte da ESI Group), desde 2004. É uma das principais ferramentas para simulações fluidodinâmicas disponíveis atualmente, sendo uma de suas características a robustez e modularidade devido à natureza de código aberto. Por ter lançamentos semestrais, diversos modelos e métodos numéricos são rapidamente incorporados ao OpenFOAM®, garantindo um software ao mesmo tempo, confiável e moderno. A escolha do OpenFOAM® para realização das simulações se deu por estas questões e por ter uma licença permissiva tanto para uso acadêmico, quanto comercial. A versão 2506 foi utilizada nas simulações.

#### ParaView

ParaView é um software livre e de código aberto, sendo um dos principais softwares de pós-processamento na atualidade. É amplamente utilizado não só na área de CFD, mas também em ciências dos materiais e ciências médicas. Além de possuir uma interface gráfica com diversas funcionalidades, também é possível realizar cálculos através dele. O cálculo de alguns parâmetros locais foi realizado com ele. A versão utilizada foi a 6.0.0.

### 3.2 HARDWARE

As simulações foram realizadas em um computador com as seguintes características:

- Processador: Intel i5-11400H 4,5 GHz (12 núcleos)

- Memória RAM: 16 GB
- Sistema Operacional: Arch Linux
- Kernel: 6.16.7

Em todas as simulações realizadas, foi utilizada a função `decomposePar` (com parâmetros padrões da própria função), dividindo a malha e os campos em dez núcleos do processador. Para reconstrução, foi utilizada a função `reconstructPar` com o parâmetro `-latestTime` para obter as informações referentes ao último tempo de simulação.

### 3.3 SELEÇÃO DO PERFIL AERODINÂMICO

O perfil aerodinâmico selecionado é o NACA 0012, dada a vasta disponibilidade de dados experimentais na literatura sobre este perfil, além de ser uma geometria de fácil acesso para as simulações. Para realizar as simulações, foram utilizadas as malhas fornecidas pelo Langley Research Center (NASA), disponibilizadas pelo site<sup>1</sup> do centro de pesquisa. No acervo, são disponibilizadas diferentes malhas para o mesmo perfil, cada uma com diferentes refinamentos, especificamente com baixo, médio e alto refino. A malha escolhida foi a  $\times 897 \times 257$  (com  $2 \times 513$  pontos na superfície do aerofólio), com comprimento característico de 1 m. Para compatibilizá-las, foram utilizadas as ferramentas `plot3dToFoam` e `autoPatch` para converter o arquivo para o formato nativo do OpenFOAM® e gerar as faces da malha, respectivamente.

A fim de verificar as condições da malha, foi utilizada a função `checkMesh`. A saída do comando está no [Capítulo A](#). A malha satisfaz todas as condições, exceto a de razão de aspecto, como visto na linha 86. Esta condição não satisfeita mostra que algumas células estão muito mais esticadas do que deveriam, no entanto, elas representam 12% das células totais da malha. A região com estas células, entretanto, não estão em uma região que comprometa a malha, pois representa a região imediatamente após o bordo de fuga, até o fim da malha, de forma retilínea, onde não há gradientes acentuados.

Inicialmente foi considerado fazer a verificação da independência da malha através do método GCI, porém não foi possível realizar as simulações com a malha mais refinada disponível devido às limitações do hardware utilizado. A malha intermediária do Langley Research Center foi selecionada e considerada adequada para as simulações realizadas.

### 3.4 MODELOS

Três modelos foram selecionados para realizar as simulações, sendo um turbulento e dois de transição. O nome de todos os modelos presentes neste trabalho será referenciado

<sup>1</sup> [https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012\\_grids.html](https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_grids.html)

a partir da nomenclatura implementada no OpenFOAM®. A escolha dos modelos (Tabela 1) foi estrategicamente pensada para garantir que os *solvers* de cada um dos modelos já estivessem implementados no software. Todos eles partem das equações RANS. Os equacionamentos de cada modelo não estão descritos neste trabalho, mas podem ser vistos no guia do usuário do OpenFOAM®<sup>2</sup>

**Tabela 1.** Modelos de Escoamento Utilizados nas Simulações. O modelo turbulento serviu como ponto de partida para comparar com os modelos transicionais.

Modelo	Característica	Autor(es)
kOmegaSST	Turbulento	Menter (1994)
kOmegaSSTLM	Transicional	Robin B. Langtry e Florian R. Menter (2009)
kkLOmega	Transicional	Walters e Cokljat (2008) e Fürst, Přihoda e Straka (2013)

Fonte: próprio autor.

### Turbulentos

O modelo kOmegaSST (Menter, 1994) é um modelo de duas equações de viscosidade turbulenta. Ele tem como base o modelo kOmega (Wilcox, 2008) e melhora em relação ao original principalmente na previsão do gradiente de pressão adverso no escoamento. A primeira equação desenvolvida tem um desempenho semelhante ao modelo kOmega, mas evita a alta sensibilidade de fluxo livre inerente ao modelo. A segunda equação, por sua vez, modifica a definição da viscosidade turbulenta da primeira equação, considerando o efeito do transporte da tensão de cisalhamento turbulenta.

### Transicionais

O modelo kOmegaSSTLM (Langtry, R. B.; Menter, F. R., 2009), também conhecido como modelo  $\gamma - \mathfrak{R}_\theta$ , é um modelo de transição desenvolvido exclusivamente em cima de locais variáveis, compatível com malhas não estruturadas e execuções paralelas, baseado no modelo de Menter (1994). Ele é baseado em duas equações de transporte: uma para intermitência e outra para um critério de transição em função dos termos do número de Reynolds da espessura do momento referente à camada limite. Um novo termo adicionado contempla a modelagem da transição, combinando as vantagens das equações de transporte com as informações físicas contidas nas correlações empíricas. As equações de transporte propostas não tentam modelar a física do processo de transição, diferente dos modelos de turbulência, mas permitem uma estrutura para implementação de correlações de transição para os modelos de CFD de uso geral.

<sup>2</sup> <https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-turbulence-ras-k-omega-sst.html>  
<https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-turbulence-ras-k-omega-sst-lm.html>  
<https://www.openfoam.com/documentation/guides/latest/doc/guide-turbulence-ras-k-kl-omega.html>

O modelo  $kkL\Omega$  (Walters; Cokljat, 2008) é um modelo de três equações de viscosidade turbulenta. O modelo é baseado no modelo  $k\Omega$  (Wilcox, 2008) e representa melhoria significativa em relação aos modelos de transição existentes na literatura. Os termos finais do modelo são baseados na física, diferentemente de outros modelos que são puramente empíricos. A terceira equação de transporte é incluída para prever a magnitude das flutuações de velocidade de baixa frequência na camada limite antes da transição.

### 3.5 CONFIGURAÇÕES

#### Condições Iniciais e de Contorno

Todas as condições iniciais e de contorno, funções de interpolação, e soluções algébricas podem ser encontradas no repositório<sup>3</sup> que contém este projeto (códigos de configuração do OpenFOAM® e scripts para exibição dos resultados). Os principais valores para todas as simulações estão na Tabela 2.

**Tabela 2.** Resumo dos Valores dos Principais Parâmetros. Dois ângulos de ataque foram utilizados para as simulações: 15° e 17°. Todos os outros valores podem ser consultados no repositório do projeto.

Parâmetro	Valor	Unidade
Velocidade de corrente livre	30	m/s
Viscosidade cinemática	$1,516 \times 10^{-5}$	$m^2/s$
Número de Reynolds	$1,98 \times 10^6$	—

Fonte: próprio autor.

Os ângulos de ataques foram selecionados pois estão na iminência ou dentro do fenômeno de *stall*. Nestas condições, a região de instabilidade é alta, podendo ocorrer separação do escoamento, portanto estes ângulos de ataque garantem uma condição estratégica para o estudo dos modelos.

#### Solvers

Para a resolução das equações, foi utilizado o solver `simpleFoam`, o qual implementa o algoritmo SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure Linked Equations) (Caretto *et al.*, 1973). Este algoritmo resolve as equações de transporte para um escoamento incompressível, turbulento e permanente. O critério de convergência foi de  $10^{-5}$  para a pressão e velocidade.

<sup>3</sup> <https://gitlab.com/gd.silva/cfd-model-comparison>

### 3.6 MÉTRICAS

Para fins de comparação entre os modelos utilizados nas simulações, alguns dos principais parâmetros aerodinâmicos foram utilizados. Os parâmetros, adimensionais, são fundamentais para conseguir reproduzir os principais efeitos que podem ocorrer em um modelo real, mas em um modelo de menor escala.

O coeficiente de pressão é uma relação entre a diferença de pressão estática e a pressão dinâmica e é utilizado para medir a distribuição da pressão ao longo do perfil de interesse. O coeficiente de atrito é uma relação entre a tensão cisalhante e a força dinâmica e é utilizado para medir a distribuição da componente vertical da força resultante no perfil de interesse. O coeficiente de arrasto é uma relação entre a força de arrasto e a força dinâmica e é utilizado para medir a distribuição da componente horizontal da força resultante no perfil de interesse. O coeficiente de sustentação é uma relação entre a força de sustentação e a força dinâmica e é utilizado para medir a distribuição da componente vertical da força resultante no perfil de interesse.

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho|\mathbf{u}|^2} = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho|\mathbf{u}|^2} \quad (\text{coeficiente de pressão}) \quad (22)$$

$$C_F = \frac{\tau}{\frac{1}{2}\rho|\mathbf{u}|^2} \quad (\text{coeficiente de atrito}) \quad (23)$$

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho|\mathbf{u}|^2 S} \quad (\text{coeficiente de arrasto}) \quad (24)$$

$$C_L = \frac{2F_L}{\rho|\mathbf{u}|^2 S} \quad (\text{coeficiente de sustentação}) \quad (25)$$

onde  $P$  é a pressão;  $p$  é a pressão específica;  $\rho$  é a densidade;  $F_D$  é a força de arrasto,  $F_L$  é a força de sustentação;  $S$  é a área de referência.



## Capítulo 4

# RESULTADOS

Neste capítulo serão apresentados e discutidos os resultados obtidos com as simulações realizadas. As seções foram divididas pelas métricas avaliadas, de modo a facilitar a comparação entre os modelos. Discussões sobre os resultados serão feitas logo após a apresentação dos mesmos.

### 4.1 RESIDUAIS

Soluções analíticas de equações são exatas e precisas. Soluções numéricas de equações envolvendo cálculos computacionais são aproximações de um resultado real. Tradicionalmente, uma solução numérica é obtida por meio de iterações em que se comparam os termos antes e após uma igualdade de tal forma que, a cada iteração, a diferença entre os termos se aproxime de zero. Os residuais correspondem à diferença numérica entre os termos antes e depois da igualdade e representam a medida do erro no processo de solução das equações. Verificá-los, portanto, é fundamental para assegurar a correta determinação das condições iniciais e de contorno.

#### Ângulo de Ataque de 15 Graus

A configuração inicial para o tempo de simulação foi de 2000 iterações. Em todos os modelos, entretanto, o solver convergiu antes de todas as iterações serem completadas, conforme os critérios adotados. O número de iterações necessárias para convergir está na [Tabela 3](#).

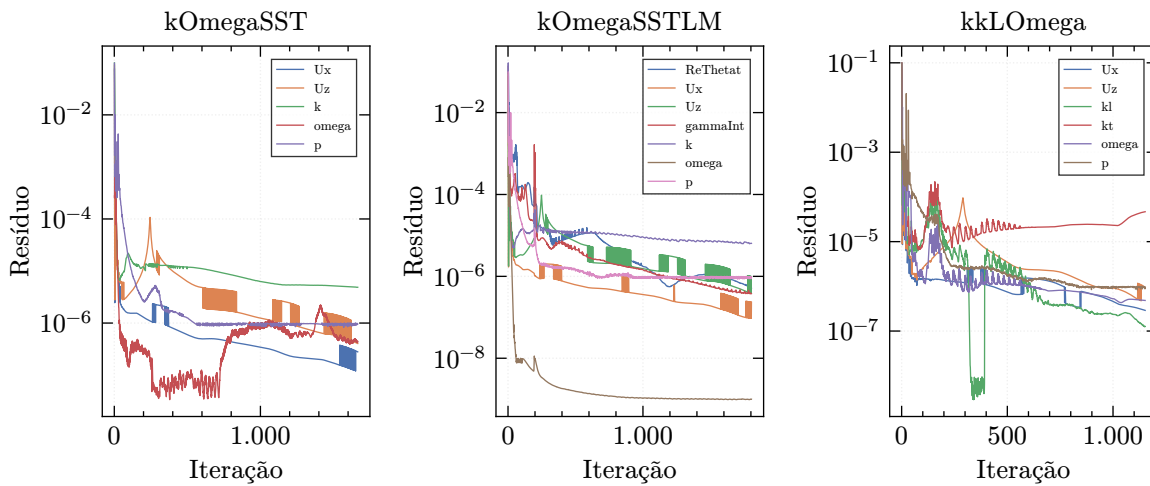
**Tabela 3.** Iterações Necessárias para Convergência das Simulações. Cada simulação foi configurada para realizar 2000 iterações, mas todas convergiram antes de atingir este limite.

Modelo	Iterações
kOmegaSST	1666
kOmegaSSTLM	1804
kkLOmega	1152

Fonte: próprio autor.

A [Fig. 3](#) mostra que modelos diminuem seus residuais ao longo das iterações. O modelo kOmegaSSTLM mostrou maior estabilidade ao longo das iterações, enquanto os outros dois modelos se tornaram mais estáveis apenas na metade do total das iterações.

**Figura 3.** Residuais das Simulações para  $\alpha = 15^\circ$ . Cada simulação foi configurada para realizar 2000 iterações, mas todas convergiram antes de atingir este limite.



Fonte: próprio autor.

### Ângulo de Ataque de 17 Graus

As configurações adotadas foram as mesmas. Apenas o modelo kkLOmega convergiu antes do número de iterações definidas. O número de iterações necessárias para convergir está na [Tabela 4](#).

**Tabela 4.** Iterações Necessárias para Convergência das Simulações. Apenas o modelo kkLOmega convergiu antes das iterações definidas.

Modelo	Iterações
kOmegaSST	2000
kOmegaSSTLM	2000
kkLOmega	1497

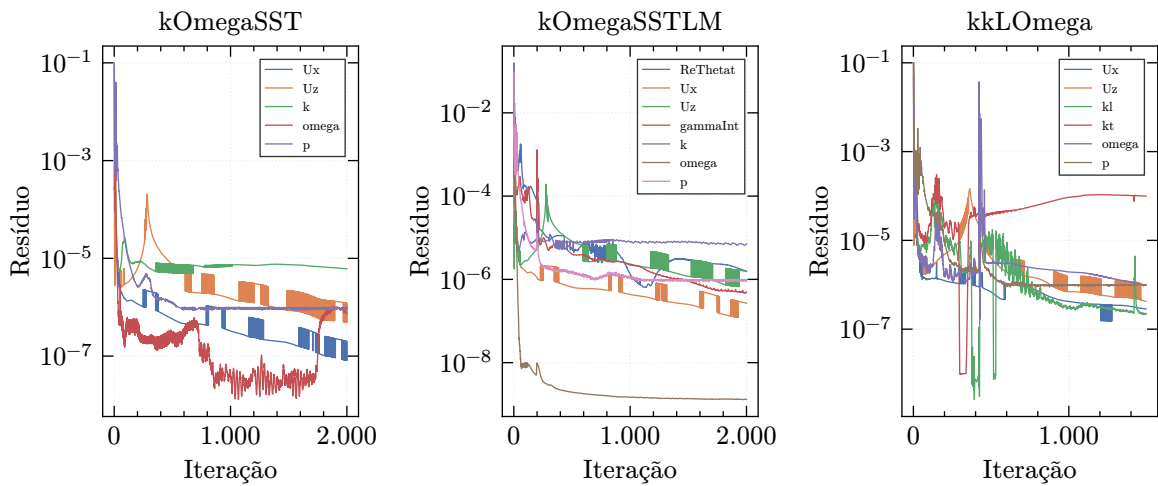
Fonte: próprio autor.

A [Fig. 4](#) mostra que os residuais diminuem ao longo das iterações. O único modelo que mostrou maior instabilidade foi o kkLOmega, especialmente no início das iterações. A partir da milésima, os residuais estabilizaram.

## 4.2 CAMPOS DE PRESSÃO E VELOCIDADE

Os residuais representam a diferença numérica entre os termos antes e depois da igualdade da equação a ser resolvida. Quanto menores forem, melhor será o indicativo de que a solução se aproxima da realidade. No entanto, por se tratar de uma solução numérica, residuais baixos podem garantir precisão, mas não necessariamente exatidão. Sendo assim, é essencial assegurar a consistência física da simulação. Para isso, foram analisados os campos de pressão e velocidade para cada um dos modelos abordados.

**Figura 4.** Residuais das Simulações para  $\alpha = 17^\circ$ . Os resíduos das simulações decrescem ao longo das iterações e estabilizam nas iterações finais.



Fonte: próprio autor.

#### Ângulo de Ataque de 15 Graus

A Fig. 5 mostra os campos de pressão e velocidade. Os campos de pressão, aproximadamente idênticos entre os modelos, mostram uma região de baixa pressão na parte superior bordo de ataque, devido ao ângulo de ataque. Os campos de velocidade, também aproximadamente idênticos entre os modelos, mostram a velocidade inversamente proporcional ao campo de pressão, como esperado. É possível observar uma pequena região de recirculação próximo ao bordo de fuga.

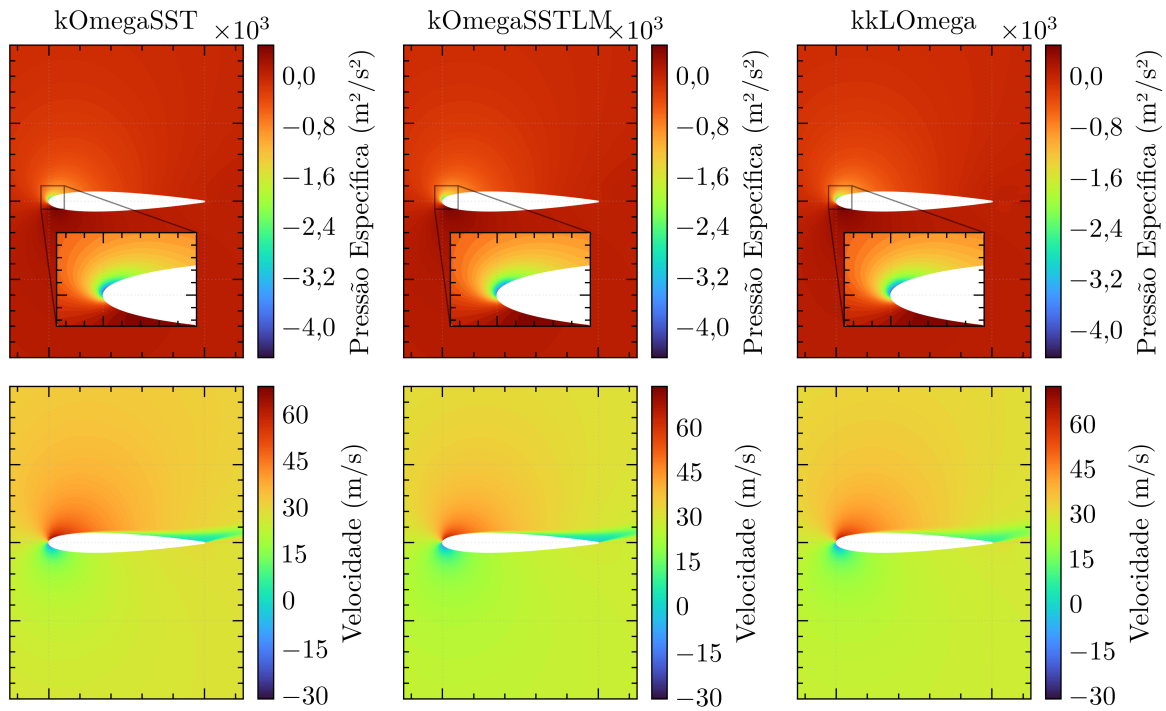
#### Ângulo de Ataque de 17 Graus

A Fig. 6 mostra os campos de pressão e velocidade. Ambos os campos de pressão e velocidade são similares ao caso anterior. A principal diferença está na região extradorso do aerofólio: existe uma região de esteira significativamente maior, começando em um ponto mais cedo. Esse comportamento é esperado, visto que o ângulo de ataque maior aumenta a resistência ao escoamento e, conseqüentemente, gera uma região de baixa pressão mais acentuada no extradorso do aerofólio.

### 4.3 COEFICIENTES DE FORÇA

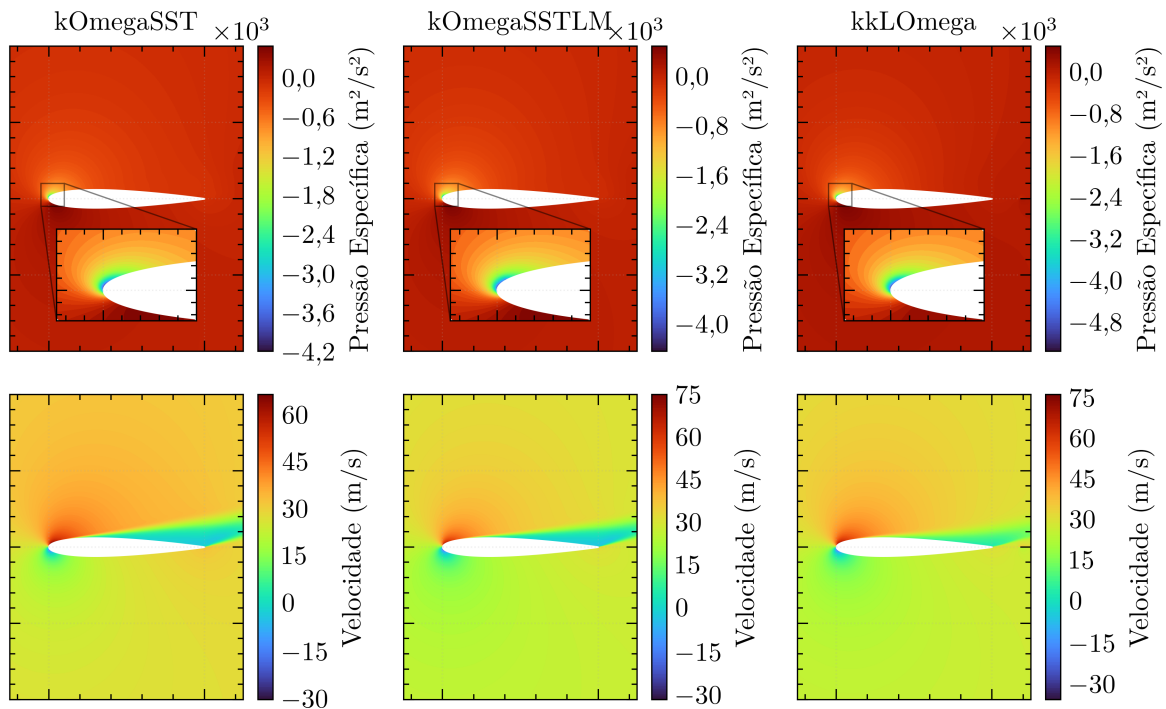
Os coeficientes de força se dividem em dois: coeficiente de arrasto e coeficiente de sustentação. Enquanto o primeiro mostra a resistência ao movimento de um determinado em um fluido, o segundo mostra a capacidade de um objeto gerar força perpendicular ao fluxo de ar que mantenha sua sustentação.

**Figura 5.** Campos de Pressão e Velocidade para  $\alpha = 15^\circ$ . Os campos de pressão e velocidade são aproximadamente idênticos para as três simulações, quando comparadas entre si.



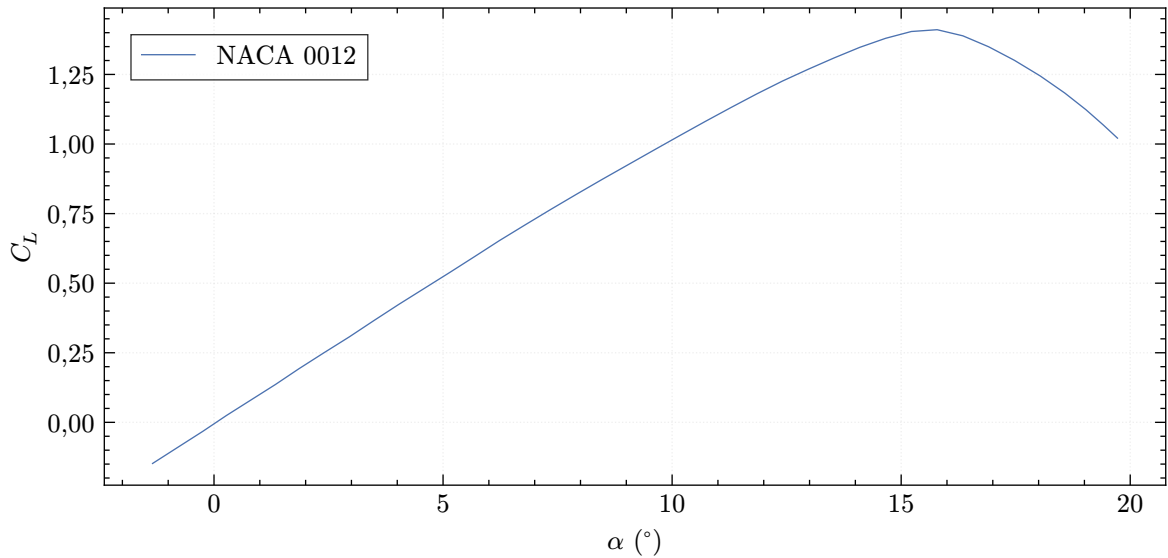
Fonte: próprio autor.

**Figura 6.** Campos de Pressão e Velocidade para  $\alpha = 17^\circ$ . Os campos de pressão e velocidade são aproximadamente idênticos para as três simulações, quando comparadas entre si.



Fonte: próprio autor.

**Figura 7.** Coeficiente de Sustentação *versus* Ângulo de Ataque (NACA 0012). O coeficiente de sustentação cresce linearmente até aproximadamente  $\alpha = 15^\circ$ , depois dessa região há uma perda de sustentação, levando ao fenômeno de *stall*.



Fonte: Abbott e Doenhoff (2010) e Abbott, Doenhoff e Louis S. Stivers Jr. (1945).

#### Ângulo de Ataque de 15 Graus

Os coeficientes obtidos pelas simulações estão na [Tabela 5](#). A partir de dados experimentais, é possível correlacionar o coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque. Para o ângulo de ataque adotado, o coeficiente de sustentação é  $C_L \approx 1,40$  para o perfil NACA 0012 (Abbott; Doenhoff, 2010; Abbott; Doenhoff; Louis S. Stivers Jr., 1945). Além disso, Charles L. Ladson (1988) mostrou experimentalmente os valores dos coeficientes de força para diferentes ângulos de ataque. Estes valores estão na [Tabela 7](#) do [Capítulo A](#).

**Tabela 5.** Coeficientes de Força para  $\alpha = 15^\circ$ . Os erros referentes aos coeficientes de força são satisfatórios quando comparado aos dados experimentais. A referência para o erro dos coeficientes é a interpolação dos dados da [Tabela 7](#) para o ângulo de ataque adotado. Referência:  $C_D = 0,028$  e  $C_L = 1,397$ .

Modelo	$C_D$	Erro ( $C_D$ )	$C_L$	Erro ( $C_L$ )
kOmegaSST	0,029	3,57 %	1,407	0,72 %
kOmegaSSTLM	0,030	7,14 %	1,385	0,86 %
kkLOmega	0,033	17,86 %	1,423	1,86 %

Fonte: próprio autor.

Os valores dos coeficientes de sustentação para os três modelos estão próximos dos valores experimentais e os valores dos coeficientes de sustentação possuem pouca variação entre si. O coeficiente de arrasto possui uma divergência maior, com o erro máximo chegando a quase 20% no modelo kkLOmega. O fato deste modelo usar modelagem

física, i.e., resolvendo computacionalmente as equações da modelagem matemática na simulação, implica em uma maior dificuldade para atingir os valores mais próximos dos experimentais. Modelos baseados em correlações empíricas utilizam valores pré-estabelecidos de dados experimentais, diminuindo o custo computacional. Modelos físicos resolvem as equações físicas da modelagem matemática, garantindo maior precisão em troca de maior custo computacional.

### Ângulo de Ataque de 17 Graus

Os coeficientes obtidos pelas simulações estão na [Tabela 6](#).

**Tabela 6.** Coeficientes de Força para  $\alpha = 17^\circ$ . Os erros referentes ao coeficiente de arrasto são altos, enquanto para o coeficiente de sustentação são menores. A referência para o erro dos coeficientes é a interpolação dos dados da [Tabela 7](#), para o ângulo de ataque adotado. Referência:  $C_D = 0,037$  e  $C_L = 1,507$ .

Modelo	$C_D$	Erro ( $C_D$ )	$C_L$	Erro ( $C_L$ )
kOmegaSST	0,079	113,51 %	1,204	20,11 %
kOmegaSSTLM	0,065	75,68 %	1,325	12,08 %
kkLOmega	0,049	32,43 %	1,553	3,05 %

Fonte: próprio autor.

Os valores dos coeficientes de sustentação também apresentam valores próximos entre si e com erro tolerável em relação aos dados experimentais. O modelo kkLOmega, diferente do caso anterior, mostrou o menor erro em comparação aos outros modelos. Visto que nesta configuração o ângulo de ataque já está na região de *stall*, a separação do escoamento também está mais atenuada, portanto, este modelo, por prever a transição e modelar fisicamente, tende a ter melhores resultados. Os valores do coeficiente de arrasto estão altos, especialmente para o modelo kOmegaSST. Por este modelo ser totalmente turbulento, ele não é capaz de captar as nuances da transição e superestima os fenômenos físicos que ocorrem nesta configuração. O modelo kOmegaSSTLM, por prever a transição, já mostra um erro menor, porém ainda se utiliza relações empíricas. Novamente, o modelo kkLOmega, por ser transicional e fazer uma modelagem física da situação, fornece um coeficiente de arrasto mais próximo da referência. Vale mencionar que a referência foi uma interpolação através da extrapolação da [Tabela 7](#), portanto existe um erro intrínseco no valor da referência.

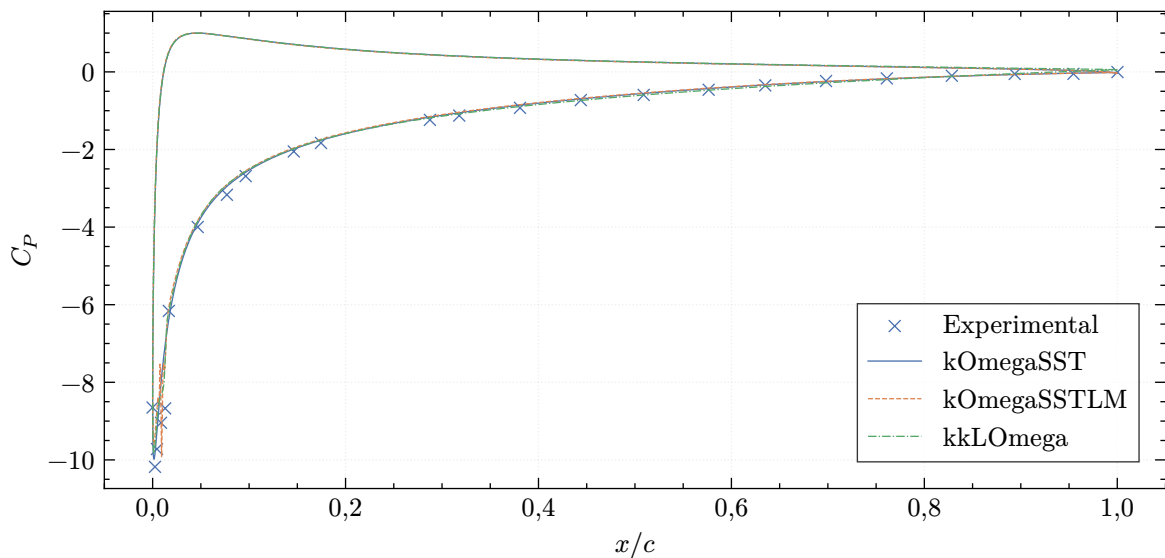
## 4.4 COEFICIENTE DE PRESSÃO

O coeficiente de pressão mostra a distribuição de pressão ao longo da corda do perfil.

### Ângulo de Ataque de 15 Graus

A Fig. 8 mostra a distribuição do coeficiente de pressão ao longo da corda do aerofólio. Os dados experimentais obtidos por Gregory e O'Reilly (1970) servem como referência para comparar os dados obtidos pelas simulações.

**Figura 8.** Coeficiente de Pressão para  $\alpha = 15^\circ$ . A curva mostra a distribuição da pressão ao longo da corda do aerofólio. As curvas representam as simulações realizadas, enquanto os pontos em cruz representam os dados experimentais obtidos por Gregory e O'Reilly (1970) para a região extradorso do aerofólio.



Fonte: próprio autor.

O coeficiente de pressão para os três modelos aproximou-se satisfatoriamente dos dados experimentais, apresentando-se praticamente sobreposto entre si. Esse comportamento evidencia não apenas a precisão dos modelos para esse parâmetro, mas também a exatidão dos resultados numéricos. Esses valores corroboram a precisão e exatidão dos campos de pressão observados na Seção 4.2.

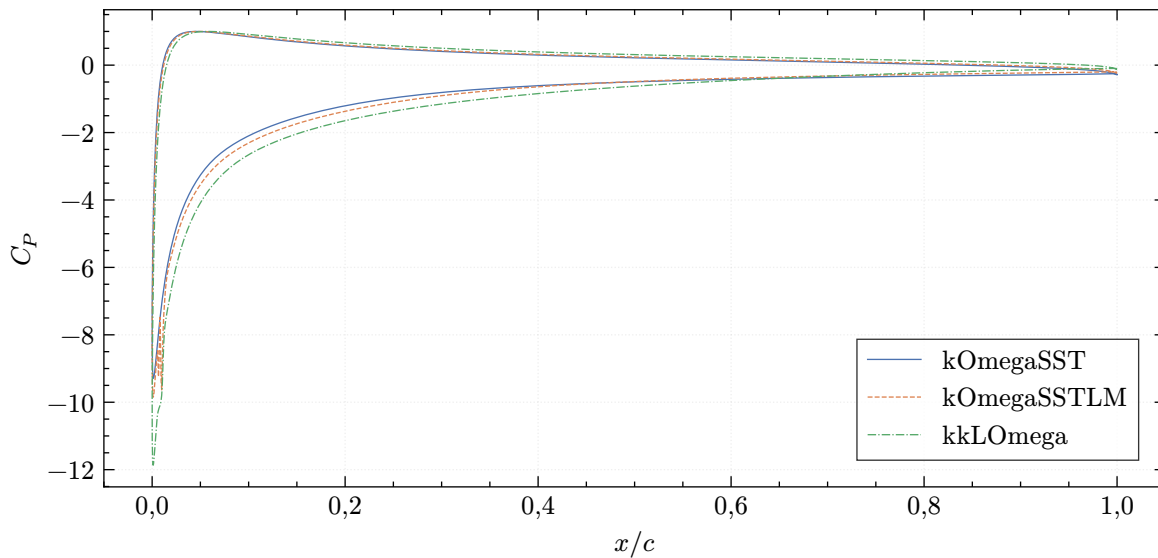
### Ângulo de Ataque de 17 Graus

A Fig. 9 mostra que o perfil se mantém o mesmo. A principal diferença está na região extradorso do aerofólio, onde, devido à maior instabilidade do escoamento, os modelos mostraram maior variação do coeficiente na região onde  $0 \leq x/c \leq 0,6$

## 4.5 COEFICIENTE DE ATRITO

A força de arrasto em um corpo referente ao escoamento externo é composta de duas outras forças: força de atrito devido à pressão e força de atrito devido à superfície. O coeficiente de atrito explorado nesta seção é referente a última. Através deste parâmetro, é possível identificar o ponto de transição do escoamento. Como visto na Eq. (23), ele é

**Figura 9.** Coeficiente de Pressão para  $\alpha = 17^\circ$ . A curva mostra a distribuição da pressão ao longo da corda do aerofólio.



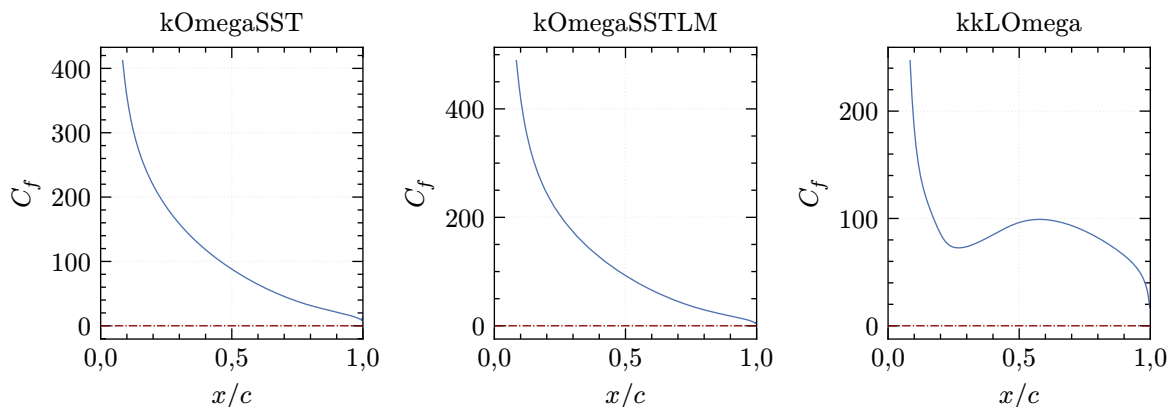
Fonte: próprio autor.

diretamente proporcional à tensão cisalhante na parede do escoamento, que neste caso é a superfície do aerofólio. A região onde a tensão cisalhante é nula define o ponto de separação do escoamento.

### Ângulo de Ataque de 15 Graus

A [Fig. 10](#) mostra o coeficiente de atrito distribuído ao longo da corda do perfil aerodinâmico; através dela é possível analisar os pontos, para cada simulação, se houve e onde ocorreu a transição do escoamento.

**Figura 10.** Coeficiente de Atrito para  $\alpha = 15^\circ$ . Os três modelos indicam que não houve separação do escoamento ao longo da corda.



Fonte: próprio autor.

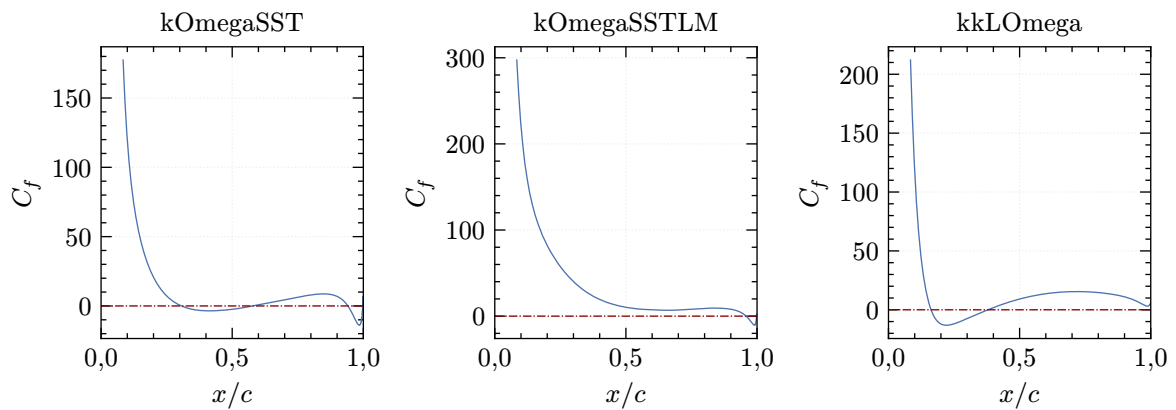
Todos os modelos indicam que não houve separação do escoamento ao longo da

corda do aerofólio. O ângulo de ataque adotado está na iminência do *stall*, portanto ainda há sustentação suficiente para o perfil, mesmo com a instabilidade, como pode ser visto na Fig. 7.

#### Ângulo de Ataque de 17 Graus

A Fig. 11 mostra resultados diferentes para cada um dos modelos. O modelo kOmegaSST indica que houve separação do escoamento no ponto onde  $x/c \approx 0,3$  com reatamento do escoamento logo após  $x/c \approx 0,5$ . Este comportamento indica a presença de bolhas de separação do escoamento. O modelo kOmegaSSTLM indica que não houve separação do escoamento ao longo do perfil. Por fim, o modelo kkLOmega tem um comportamento similar ao modelo totalmente turbulento, mas com maior acentuação: separação do escoamento antes de  $x/c \approx 0,1$  e reatamento da camada limite quando  $x/c \approx 0,4$ . A magnitude do coeficiente também é maior quando há o descolamento, indicando bolhas de separação maiores.

**Figura 11.** Coeficiente de Atrito para  $\alpha = 17^\circ$ . Os modelos kOmegaSST e kkLOmega mostram que houve separação do escoamento ao longo da corda com reatamento da camada limite, indicando bolhas de separação.

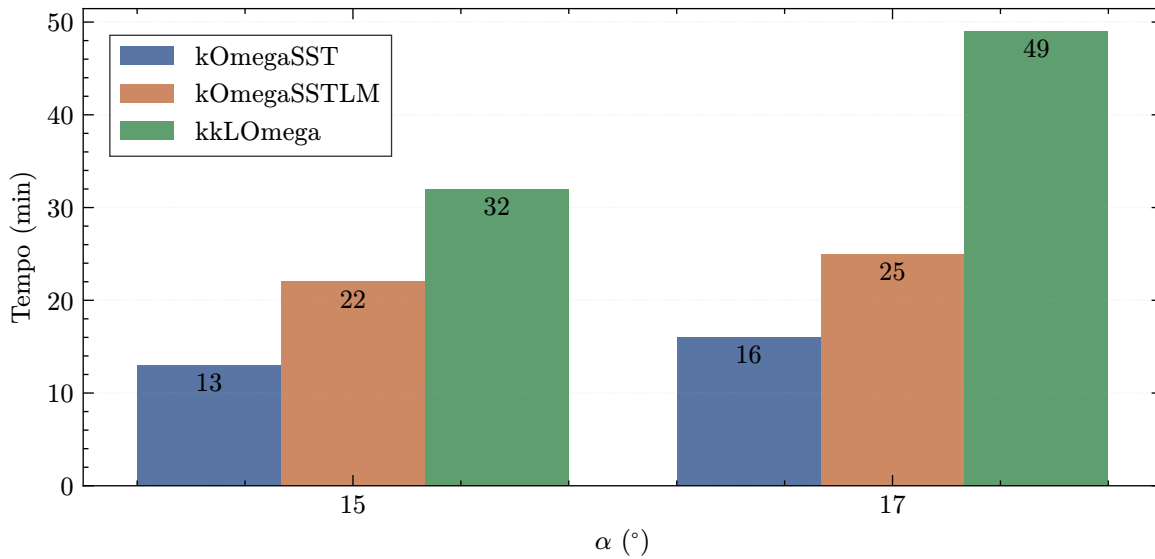


Fonte: próprio autor.

## 4.6 CUSTO COMPUTACIONAL

Um dos principais critérios para a escolha de um modelo é o seu custo computacional, i.e., o tempo de processamento e o consumo de memória necessários para executar a simulação. Este fator é importante, uma vez que, por mais preciso e robusto que um modelo seja, seu uso torna-se inviável se o custo computacional for muito grande, já que isso implica maior tempo de simulação, demanda por hardwares mais potentes e tempo. A Fig. 12 mostra o tempo gasto por cada simulação.

**Figura 12.** Custo Computacional. Os modelos com maior custo são kOmegaSST, kOmegaSSTLM e kkLOmega, respectivamente. Quanto maior for o ângulo de ataque, maior o custo computacional, especialmente para os modelos transicionais.



Fonte: próprio autor.

#### Ângulo de Ataque de 15 Graus

Tomando como referência para comparação o modelo kOmegaSST, o modelo kOmegaSSTLM demorou pouco menos que o dobro de tempo para a simulação e o modelo kkLOmega pouco mais do dobro. Ambos os modelos transicionais elevam consideravelmente o tempo de simulação para a mesma configuração. O modelo kkLOmega leva ainda mais tempo que o kOmegaSSTLM, pois ele tenta simular a transição por uma modelagem física e não por correlações empíricas, como no modelo kOmegaSSTLM. O modelo kOmegaSST, como esperado, por não modelar a região de transição, toma menos tempo para completar a simulação.

#### Ângulo de Ataque de 17 Graus

O comportamento é similar quando se compara os três modelos entre si. O custo computacional é maior neste caso porque o ângulo de ataque é maior e, portanto, a instabilidade também, demandando mais tempo para simular os fenômenos físicos. O destaque fica para o modelo kkLOmega que demorou praticamente o dobro de tempo em relação ao modelo kOmegaSSTLM, elevando muito o custo computacional.

## Capítulo 5

# CONCLUSÃO

Neste capítulo serão apresentadas as considerações finais sobre o trabalho, com ênfase nos resultados. Em seguida, sugestões sobre trabalhos futuros e configurações alternativas ao trabalho apresentado que possam gerar novas perspectivas.

### 5.1 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Este trabalho apresentou os resultados de três simulações com as mesmas condições iniciais e de contorno para dois ângulos de ataque diferentes a fim de verificar o comportamento dos modelos utilizados em cada uma delas. Foi utilizado um modelo totalmente turbulento e dois transicionais. Dados experimentais, sempre que possível, foram utilizados para verificar a fidelidade das simulações em relação à realidade. Como visto no [Capítulo 4](#), os três modelos conseguem simular satisfatoriamente a realidade em torno do perfil selecionado, com praticamente nenhuma diferença dos resultados entre si para  $\alpha = 15^\circ$  e com diferenças sutis em relação à separação do escoamento para  $\alpha = 17^\circ$ .

Para ambos os ângulos de ataque, as distribuições dos campos de pressão e velocidade ao redor do aerofólio revelam padrões praticamente idênticos entre os modelos estudados. As regiões de alta e baixa pressão, bem como as velocidades do escoamento foram satisfatoriamente capturadas por todos os modelos.

Os coeficientes globais de sustentação também mostraram resultados satisfatórios, com variação em relação aos dados experimentais, mas dentro do tolerado. Para um ângulo de ataque maior, o erro foi maior, especialmente devido à dificuldade em alcançar estabilidade nestas condições. Além disso, todos os modelos forneceram valores próximos entre si, indicando que, sob as condições de contorno adotadas, os modelos transicionais não apresentaram influência significativa nas forças aerodinâmicas. Os erros para  $\alpha = 17^\circ$  estão elevados, mas a referência não está tão adequada quanto deveria, pois é uma interpolação com a extrapolação dos dados experimentais.

A baixa sensibilidade dos modelos transicionais pode estar relacionada com a característica do escoamento, visto que para  $\alpha = 15^\circ$  a diferença foi mínima e para  $\alpha = 17^\circ$  a diferença evidente residiu exatamente no coeficiente de atrito, revelando pontos de separação do escoamento.

Para  $\alpha = 15^\circ$ , as curvas referentes ao coeficiente de pressão superficial ao longo da corda apresentam uma sobreposição quase perfeita entre os três modelos e uma concordância com os dados experimentais. Apesar de não ter dados experimentais para

$\alpha = 17^\circ$ , os resultados foram condizentes com o esperado. Isso reforça que os modelos analisados conseguiram captar com grande precisão a distribuição da pressão ao longo da superfície do perfil aerodinâmico.

O coeficiente de atrito ao longo da corda mostra que todos os modelos previram a separação do escoamento apenas no bordo de fuga para  $\alpha = 15^\circ$ . Neste caso, os modelos transicionais não apresentam vantagens perceptíveis em termos de previsão do comportamento da camada limite nestas configurações do escoamento. Por outro lado, para  $\alpha = 17^\circ$ , o modelo totalmente turbulento previu alguma separação (pouco intensa), indicando pequenas bolhas de separação. Os modelos transicionais mostraram resultados diferentes entre si: enquanto o modelo kOmegaSSTLM mostrou que o escoamento ficou colado no perfil, o modelo kkLOmega mostrou separação do escoamento com maiores bolhas de separação, além de reatar a camada limite.

Uma das principais diferenças entre os modelos reside no custo computacional. Os modelos transicionais apresentaram tempo de simulação consideravelmente maiores em comparação ao modelo totalmente turbulento, gastando aproximadamente o dobro do tempo. Esse maior custo se deve principalmente pelas equações adicionais a serem resolvidas para os parâmetros que envolvem a transição do escoamento, elementos que não estão presentes no modelo totalmente turbulento. Além disso, os modelos transicionais são mais sensíveis às variações nas condições de contorno, especialmente o modelo kkLOmega.

## 5.2 PRÓXIMOS PASSOS

Este trabalho propôs inicialmente a comparação do resultado de diferentes modelos de simulação de CFD. Sugestões para trabalhos futuros são:

- **COMPARAR COM OUTROS MODELOS TURBULENTOS.** Inicialmente, foi considerado trabalhar com os modelos turbulentos Spalart-Allmaras e EBRSM. Uma abordagem é comparar os resultados entre os dois modelos citados e o modelo turbulento apresentado neste trabalho, em seguida comparar com os modelos transicionais e os dados experimentais, quando disponíveis.
- **UTILIZAR DIFERENTES NÚMEROS DE REYNOLDS NAS SIMULAÇÕES.** O número de Reynolds das simulações está na faixa de  $\Re \approx 1,98 \times 10^6$ . O modelo kkLOmega, por exemplo, apesar de ser um modelo transicional, é ideal para modelos com baixo valor de número de Reynolds. Entender a comparação dos modelos para diferentes valores do número de Reynolds pode mostrar menores custos computacionais.
- **UTILIZAR OUTRAS VERSÕES DO OPENFOAM®.** A versão utilizada foi a 2506 e os modelos implementados em cada versão do software pode mudar, trazendo

correções e melhorias.

- **UTILIZAR OUTRAS CONFIGURAÇÕES.** Replicar as simulações com diferentes condições iniciais e de contorno pode proporcionar resultados diferentes para os modelos utilizados. Usar diferentes perfis aerodinâmicos também podem contribuir para enriquecer o trabalho.



## REFERÊNCIAS

ABBOTT, Ira H.; DOENHOFF, Albert E. von. *Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data*. Unabr. and corr. republ., [Nachdr.] New York, NY: Dover Publ, 2010. ISBN 978-0-486-60586-9.

ABBOTT, Ira H.; DOENHOFF, Albert E. von; LOUIS S. STIVERS JR. *Summary of Airfoil Data*. 1945.

CARETTO, L. S. *et al.* Two Calculation Procedures for Steady, Three-Dimensional Flows with Recirculation. In: CABANNES, Henri; TEMAM, Roger (ed.). *Proceedings of the Third International Conference on Numerical Methods in Fluid Mechanics*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1973. v. 19. p. 60–68. ISBN 978-3-540-06171-7. DOI: [10.1007/BFb0112677](https://doi.org/10.1007/BFb0112677). Acesso em: 4 nov. 2024.

ÇENGEL, Yunus A.; BOLES, Michael A. *Thermodynamics: An Engineering Approach*. 8. edition in SI units. New York, NY: McGraw-Hill Education, 2015. ISBN 978-0-07-339817-4 978-981-4595-29-2.

ÇENGEL, Yunus A.; CIMBALA, John M. *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications*. 3. ed. New York, NY: McGraw-Hill, 2014. ISBN 978-0-07-338032-2 978-0-07-759546-3.

CHARLES L. LADSON. *Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section*. National Aeronautics and Space Administration, 1988. v. 4074.

DE OLIVEIRA, Iago Lessa. On the Mechanics of Intracranial Aneurysms Walls: Numerical Assessment of the Influence of Tissue Hyperelastic Laws and Heterogeneity and the Major Role Played by Curvature on Pathways to Rupture, 2022.

DE OLIVEIRA, Iago Lessa. Using Foam-Extend to Assess the Influence of Fluid-Structure Interaction on the Rupture of Intracranial Aneurysms, 2017.

DHAUBHADEL, M. N. Review: CFD Applications in the Automotive Industry. *Journal of Fluids Engineering*, v. 118, n. 4, p. 647–653, dez. 1996. ISSN 0098-2202, 1528-901X. DOI: [10.1115/1.2835492](https://doi.org/10.1115/1.2835492). Acesso em: 31 out. 2024.

FÜRST, Jiří; PŘÍHODA, Jaromír; STRAKA, Petr. Numerical Simulation of Transitional Flows. *Computing*, v. 95, S1, p. 163–182, maio 2013. ISSN 0010-485X, 1436-5057. DOI: [10.1007/s00607-012-0266-0](https://doi.org/10.1007/s00607-012-0266-0). Acesso em: 24 set. 2024.

GREGORY, N.; O'REILLY, C L. Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil] Section, Including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulating Hoar Frost, 1970.

KOBAYASHI, T.; TSUBOKURA, M. CFD Application in Automotive Industry. *In: HIRSCHHEL, Ernst Heinrich et al. (ed.). 100 Volumes of 'Notes on Numerical Fluid Mechanics'*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2009. v. 100. p. 285–295. ISBN 978-3-540-70804-9 978-3-540-70805-6. DOI: [10.1007/978-3-540-70805-6\\_22](https://doi.org/10.1007/978-3-540-70805-6_22). Acesso em: 31 out. 2024.

KUNDU, Pijush K.; COHEN, Ira M.; DOWLING, David R. *Fluid Mechanics*. 5th ed. Waltham, MA: Academic Press, 2012. ISBN 978-0-12-382100-3.

LADEINDE, Foluso; NEARON, Michelle D. CFD Applications In the HVAC&R Industry.

LANGTRY, Robin; MENTER, Florian. Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics. *In: 43RD AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, jan. 2005. ISBN 978-1-62410-064-2. DOI: [10.2514/6.2005-522](https://doi.org/10.2514/6.2005-522). Acesso em: 31 out. 2024.

LANGTRY, Robin B.; MENTER, Florian R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes. *Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes*, v. 47, n. 12, p. 2894–2906, dez. 2009. ISSN 0001-1452, 1533-385X. DOI: [10.2514/1.42362](https://doi.org/10.2514/1.42362). Acesso em: 15 set. 2024.

MENTER, F. R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications. *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*, v. 32, n. 8, p. 1598–1605, ago. 1994. ISSN 0001-1452, 1533-385X. DOI: [10.2514/3.12149](https://doi.org/10.2514/3.12149). Acesso em: 15 set. 2024.

MURA, Riccardo; CAKMAKCIOGLU, Samet C. A Revised One-Equation Transitional Model for External Aerodynamics - Part I: Theory, Validation and Base Cases. *In: AIAA AVIATION 2020 FORUM. VIRTUAL EVENT: American Institute of Aeronautics and Astronautics*, jun. 2020. ISBN 978-1-62410-598-2. DOI: [10.2514/6.2020-2714](https://doi.org/10.2514/6.2020-2714). Acesso em: 3 nov. 2024.

NUSSENZVEIG, Herch Moysés. *Curso de Física Básica: Mecânica*. 5. ed.: Editora Edgard Blucher, jun. 2022. v. 1. ISBN 978-85-212-0745-0.

PATIDAR, Ashok; NATARAJAN, Shankar; PANDE, Manoj. CFD Analysis and Validation of an Automotive HVAC System. *In: SAE WORLD CONGRESS & Exhibition*. Abr. 2009. p. 2009-01–0535. DOI: [10.4271/2009-01-0535](https://doi.org/10.4271/2009-01-0535). Acesso em: 1 nov. 2024.

REYNOLDS, Osborne. IV. On The Dynamical Theory of Incompressible Viscous Fluids and the Determination of the Criterion. *IV. On The Dynamical Theory of Incompressible*

*Viscous Fluids and the Determination of the Criterion*, v. 186, p. 123–164, dez. 1895. ISSN 0264-3820, 2053-9231. DOI: [10.1098/rsta.1895.0004](https://doi.org/10.1098/rsta.1895.0004). Acesso em: 25 set. 2024.

REYNOLDS, Osborne. XXIX. An Experimental Investigation of the Circumstances Which Determine Whether The Motion of Water Shall Be Direct or Sinuous, and of The Law of Resistance in Parallel Channels. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, v. 174, p. 935–982, dez. 1883. ISSN 0261-0523, 2053-9223. DOI: [10.1098/rstl.1883.0029](https://doi.org/10.1098/rstl.1883.0029). Acesso em: 25 set. 2024.

SHAO, L; RIFFAT, S B. Accuracy of CFD for Predicting Pressure Losses in HVAC Duct Fittings.

SLOTNICK, Jeffrey *et al.* CFD Vision 2030 Study: A Path to Revolutionary Computational Aerosciences.

SOUZA, José Francisco Almeida De *et al.* Uma Revisão Sobre a Turbulência e Sua Modelagem. *Revista Brasileira de Geofísica*, v. 29, n. 1, p. 21–41, mar. 2011. ISSN 0102-261X. DOI: [10.1590/S0102-261X2011000100002](https://doi.org/10.1590/S0102-261X2011000100002). Acesso em: 1 nov. 2024.

SPALART, P. R.; VENKATAKRISHNAN, V. On the Role and Challenges of CFD in the Aerospace Industry. *The Aeronautical Journal*, v. 120, n. 1223, p. 209–232, jan. 2016. ISSN 0001-9240, 2059-6464. DOI: [10.1017/aer.2015.10](https://doi.org/10.1017/aer.2015.10). Acesso em: 1 nov. 2024.

STEWART, James. *Calculus*. Eighth edition. Boston, MA, USA: Cengage Learning, 2016. ISBN 978-1-285-74062-1.

TANNER, Roger I. *Engineering Rheology*. 2nd ed. Oxford New York: Oxford University Press, 2000. (The Oxford Engineering Science Series, 52). ISBN 978-0-19-856473-7.

TUCK, A. F. From Molecules to Meteorology via Turbulent Scale Invariance. *Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society*, v. 136, n. 650, p. 1125–1144, jul. 2010. ISSN 0035-9009, 1477-870X. DOI: [10.1002/qj.644](https://doi.org/10.1002/qj.644). Acesso em: 3 nov. 2024.

VALENTINE, Daniel T. Reynolds-Averaged Navier-Stokes Codes and Marine Propulsor Analysis. *Reynolds-Averaged Navier-Stokes Codes and Marine Propulsor Analysis*.

WALTERS, D. Keith; COKLJAT, Davor. A Three-Equation Eddy-Viscosity Model for Reynolds-Averaged Navier–Stokes Simulations of Transitional Flow. *A Three-Equation Eddy-Viscosity Model for Reynolds-Averaged Navier–Stokes Simulations of Transitional Flow*, v. 130, n. 12, p. 121401, dez. 2008. ISSN 0098-2202, 1528-901X. DOI: [10.1115/1.2979230](https://doi.org/10.1115/1.2979230). Acesso em: 24 set. 2024.

WATANABE, Norihiko *et al.* The CFD Application for Efficient Designing in the Automotive Engineering. *In: SAE 2003 World Congress & Exhibition*. Mar. 2003. p. 2003-01–1335. DOI: [10.4271/2003-01-1335](https://doi.org/10.4271/2003-01-1335). Acesso em: 31 out. 2024.

WILCOX, David C. Formulation of the K-Omega Turbulence Model Revisited. *AIAA Journal*, v. 46, n. 11, p. 2823–2838, nov. 2008. ISSN 0001-1452, 1533-385X. DOI: [10.2514/1.36541](https://doi.org/10.2514/1.36541). Acesso em: 29 out. 2024.

WILCOX, David C. *Turbulence Modeling for CFD*. 3. ed., 2. print. La Cañada, Calif.: DCW Industries, 2010. ISBN 978-1-928729-08-2.

# APÊNDICE A

## LOG DE VERIFICAÇÃO DA MALHA

A função `checkMesh` avalia as características da malha e possíveis problemas. O arquivo de log, a seguir, mostra a saída do comando `checkMesh` para a malha utilizada nas simulações.

```
1 /*-----*\
2 | ===== |
3 | \\ / F i e l d | OpenFOAM: The Open Source CFD Toolbox |
4 | \\ / O p e r a t i o n | Version: 2406 |
5 | \\ / A n d | Website: www.openfoam.com |
6 | \\ / M a n i p u l a t i o n | |
7 /*-----*/
8 Build : _9bfe8264-20241212 OPENFOAM=2406 patch=241212 version=2406
9 Arch : "LSB;label=32;scalar=64"
10 Exec : checkMesh
11 Date : May 12 2025
12 Time : 22:10:17
13 Host : nitro
14 PID : 20623
15 I/O : uncollated
16 Case : /media/gabriel/files/simulations/kkL0mega
17 nProcs : 1
18 trapFpe: Floating point exception trapping enabled (FOAM_SIGFPE).
19 fileModificationChecking : Monitoring run-time modified files using
   timeStampMaster (fileModificationSkew 5, maxFileModificationPolls 20)
20 allowSystemOperations : Allowing user-supplied system call operations
21
22 // * * * * * //
23 Create time
24
25 Create mesh for time = 0
26
27 Check mesh...
28
29 Time = 0
30
31 Mesh stats
32   points: 115648
33   internal points: 0
34   faces: 229856
35   internal faces: 114208
36   cells: 57344
37   faces per cell: 6
38   boundary patches: 6
39   point zones: 0
40   face zones: 0
41   cell zones: 0
42
43 Overall number of cells of each type:
44   hexahedra: 57344
45   prisms: 0
46   wedges: 0
47   pyramids: 0
48   tet wedges: 0
49   tetrahedra: 0
```

```
50 polyhedra:      0
51
52 Checking topology...
53   Boundary definition OK.
54   Cell to face addressing OK.
55   Point usage OK.
56   Upper triangular ordering OK.
57   Face vertices OK.
58   Number of regions: 1 (OK).
59
60 Checking patch topology for multiply connected surfaces...
61 Patch          Faces      Points      Surface topology
62 defaultFaces   0          0          ok (empty)
63 auto0          256        514        ok (non-closed singly connected)
64 auto1          57344      57824      ok (non-closed singly connected)
65 auto2          57344      57824      ok (non-closed singly connected)
66 auto3          256        512        ok (non-closed singly connected)
67 auto4          448        898        ok (non-closed singly connected)
68 ".*"          115648     115648     ok (closed singly connected)
69
70
71 Checking faceZone topology for multiply connected surfaces...
72   No faceZones found.
73
74 Checking basic cellZone addressing...
75   No cellZones found.
76
77 Checking basic pointZone addressing...
78   No pointZones found.
79
80 Checking geometry...
81   Overall domain bounding box (-484.457 -1 -507.806) (501 0 507.806)
82   Mesh has 2 geometric (non-empty/wedge) directions (1 0 1)
83   Mesh has 2 solution (non-empty) directions (1 0 1)
84   All edges aligned with or perpendicular to non-empty directions.
85   Boundary openness (3.56356e-19 -1.77038e-15 -4.21148e-19) OK.
86 ***High aspect ratio cells found, Max aspect ratio: 2.98998e+07, number of cells
87   7320
88   <<Writing 7320 cells with high aspect ratio to set highAspectRatioCells
89   Minimum face area = 5.18207e-10. Maximum face area = 3181.85. Face area
90   magnitudes OK.
91   Min volume = 5.18207e-10. Max volume = 3181.85. Total volume = 875555. Cell
92   volumes OK.
93   Mesh non-orthogonality Max: 52.3838 average: 5.03403
94   Non-orthogonality check OK.
95   Face pyramids OK.
96   Max skewness = 0.341413 OK.
97   Coupled point location match (average 0) OK.
98
99 Failed 1 mesh checks.
100 End
```

## ANEXO A

### COEFICIENTES DE FORÇA EXPERIMENTAIS

Na [Tabela 7](#) estão os dados experimentais realizados por [Charles L. Ladson \(1988\)](#).

**Tabela 7.** Dados Experimentais dos Coeficientes de Força. Condições experimentais para  $\Re = 2 \times 10^6$  e  $Ma = 0,15$ .

$\alpha$ (°)	$C_L$	$C_D$
-4,25	0,0073	-0,430
-2,10	0,0062	-0,215
0,00	0,0062	0,000
1,85	0,0062	0,194
4,25	0,0067	0,445
6,05	0,0087	0,625
8,15	0,0127	0,855
10,15	0,0135	1,045
11,15	0,0149	1,135
12,10	0,0164	1,218
13,08	0,0188	1,290
14,25	0,0228	1,362
15,25	0,0291	1,408

Fonte: [Charles L. Ladson \(1988\)](#).