

**THALES FEITOSA FERREIRA**

**ANÁLISE DO ESCOAMENTO SOBRE UM AEROFÓLIO  
ALTAMENTE CAMBRADO EM BAIXO REYNOLDS**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA  
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2025

**THALES FEITOSA FERREIRA**

**ANÁLISE DO ESCOAMENTO SOBRE UM AEROFÓLIO  
ALTAMENTE CAMBRADO EM BAIXO REYNOLDS**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à  
Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade  
Federal de Uberlândia como parte dos requisitos  
para obtenção do título de Bacharel em Engenharia  
Aeronáutica. *VERSÃO REVISADA*

Orientador: Prof. Dr. Odenir de Almeida

**Uberlândia - MG**

**2025**

**THALES FEITOSA FERREIRA**

**FLOW ANALYSIS OVER A HIGHLY CAMBERED AIRFOIL  
AT LOW REYNOLDS**

Final Paper submitted to the Faculty of Mechanical Engineering from Federal University of Uberlândia in partial fulfillment of the requirements for the degree of Aeronautical Engineer. *FINAL VERSION*

Advisor: Prof. Dr. Odenir de Almeida

**Uberlândia - MG**

**2025**

*Este trabalho é dedicado às pessoas que mesmo nos momentos mais difíceis,  
depositaram o máximo de confiança em mim.  
Em especial, à Silvia Pires, Sebastião Ferreira, e minha família.*



# AGRADECIMENTOS

---

---

Expresso minha profunda gratidão a minha mãe Silvia, meu pai Sebastião, e minhas irmãs Thyvia, Bruna e Melissa, que mesmo nos momentos delicados e difíceis, estavam dispostos a fazer o impossível, para que eu me tornasse um ser humano adulto, responsável, profissional e independente, sempre depositando confiança na minha capacidade. Agradeço também a Fernanda Freitas, minha namorada e companheira, por todo amor, paciência e apoio incondicional nos momentos em que tudo parecia pesar mais. Sem essas pessoas ao meu lado, nada disso seria possível. Esta conquista também é de vocês.

Estendo minha gratidão aos meus sinceros amigos, os quais considero como parte da minha família, José Maurício, Eduardo, Luca, Gabriel, Mateus, Pedro Davim, Pedro Guerreiro, Murilo e Aline. Agradeço a Equipe Tucano Aerodesign, por ter sido o pilar da formação dessa amizade, além de ser a instituição que me ensinou na prática como ser um engenheiro aeronáutico. Agradeço também aos meus amigos de turma, Vinicius Sereia e Raquel Alonso, que acompanharam comigo boa parte da graduação.

Agradeço ao conjunto de docentes da Universidade Federal de Uberlândia, em especial ao Professor Giuliano Venson, Professor Higor Silva, e ao Professor Odenir de Almeida, cujo sempre externaram o amor em ensinar sobre engenharia aeronáutica. Por último e não menos importante, agradeço também ao Reinaldo e a toda equipe do LAEX.

*“A máquina voadora é apenas a consequência  
natural do sonho humano de tocar os céus.”  
(Santos Dumont)*

# RESUMO

**FERREIRA, T.F. ANÁLISE DO ESCOAMENTO SOBRE UM AEROFÓLIO ALTAMENTE CAMBRADO EM BAIXO REYNOLDS.** 2025. 70 p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia - MG, 2025.

Este trabalho investiga o comportamento aerodinâmico de um aerofólio altamente cambrado (E95) operando em regime de baixo número de Reynolds. Três abordagens foram utilizadas: ensaio em túnel de vento, simulação numérica via CFD e análise pelo método de escoamento potencial (XFOIL). O objetivo foi avaliar a polar de sustentação e a distribuição de pressão sobre o perfil, permitindo comparar as metodologias e validar as tendências observadas. Os resultados mostraram coerência global entre os métodos, evidenciando a formação de bolhas de separação laminar e dois picos de sucção no extradorso, especialmente nas simulações CFD. Apesar de variações pontuais, os métodos se complementam e reforçam a complexidade do escoamento em baixos Reynolds para um aerofólio altamente cambrado. A análise contribui para o entendimento de perfis hipersustentadores e sua aplicação em aeronaves leves, UAVs e dispositivos aerodinâmicos em condições críticas de operação.

**Palavras-chave:** Aerofólio Arqueado, Baixo Reynolds, CFD, Túnel de Vento, XFOIL.

# ABSTRACT

**FERREIRA, T.F. FLOW ANALYSIS OVER A HIGHLY CAMBERED AIRFOIL AT LOW REYNOLDS.** 2025. 70 p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aero-náutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia - MG, 2025.

This work investigates the aerodynamic behavior of a highly cambered airfoil (E95) operating at low Reynolds number conditions. Three different approaches were employed: wind tunnel experiments, CFD simulations, and potential flow analysis using XFOIL. The objective was to analyze the lift polar and surface pressure distribution over the profile, enabling comparison and validation between the methods. The results revealed overall consistency, highlighting the presence of laminar separation bubbles and two suction peaks on the upper surface, especially well captured by CFD. Despite localized discrepancies, all methods complemented each other and reinforced the complexity of flow in low Reynolds regimes. This study contributes to the understanding of high-cambered airfoils and their use in lightweight aircraft, UAVs, and aerodynamic systems under critical performance demands.

**Keywords:** Cambered Airfoil, Low Reynolds, CFD, Wind Tunnel, XFOIL.

# LISTA DE ILUSTRAÇÕES

---

Figura 1 – Exemplo de utilização de perfis cambrados nas competições acadêmicas. . .	15
Figura 2 – Exemplo de aplicações aeronáuticas para perfis cambrados. . . . .	16
Figura 3 – Exemplo de aplicações automobilísticas para perfis cambrados. . . . .	16
Figura 4 – Características geométricas do aerofólio. . . . .	22
Figura 5 – Folha de vórtice sobre a linha de cambra. . . . .	22
Figura 6 – Parâmetros geométricos das folhas de vórtice. . . . .	23
Figura 7 – Determinação da componente da velocidade do escoamento. . . . .	23
Figura 8 – Comparação de perfis simétrico e arqueado. . . . .	25
Figura 9 – Comparação de $C_p$ entre perfil simétrico e arqueado. . . . .	26
Figura 10 – Influência da cambra máxima sobre a geração de sustentação para vários $Re$ . . .	27
Figura 11 – Representação da camada limite e transição. . . . .	28
Figura 12 – Características de separação de escoamento para regimes de Reynolds inferiores a $10^6$ . . . . .	29
Figura 13 – Esquema da bolha de separação laminar (LSB). . . . .	29
Figura 14 – Desenvolvimento de bolhas de recirculação calculadas numericamente. . . .	30
Figura 15 – Visualização das bolhas de recirculação via PIV. . . . .	30
Figura 16 – Não linearidade e histerese provocadas pela presença da LSB. . . . .	31
Figura 17 – Ilustração dos vórtices de ponta de asa. . . . .	32
Figura 18 – Influência do <i>downwash</i> sobre o escoamento. . . . .	32
Figura 19 – Perfil Arqueado E95 (2D) . . . . .	34
Figura 20 – Aerofólio E95 utilizado para os ensaios. . . . .	34
Figura 21 – Perfil E95 impresso com a haste da balança aerodinâmica fixada. . . . .	35
Figura 22 – Esquema da configuração para ensaios de sustentação. . . . .	36
Figura 23 – Gabarito utilizado para medição do ângulo de ataque. . . . .	37
Figura 24 – Curva de calibração da balança aerodinâmica para a medição de sustentação. . .	38
Figura 25 – Visualização do modelo do perfil E95 para os ensaios de coeficiente de pressão. .	39
Figura 26 – Montagem do perfil E95 no túnel de vento. . . . .	39
Figura 27 – Setup do ensaio para a coleta de coeficiente de pressão . . . . .	40
Figura 28 – Domínio computacional. . . . .	41
Figura 29 – Malha não estruturada gerada para análise numérica. . . . .	42
Figura 30 – Exemplo de utilização do XFOIL por meio do software XFLR5. . . . .	44
Figura 31 – Dados de sustentação experimental e avaliação de histerese. . . . .	46
Figura 32 – Dados de sustentação obtidos via CFD (K- $\Omega$ SST) - E95 $Re = 2,7e+5$ . . . .	46

Figura 33 – Visualização do escoamento via CFD evidenciando o descolamento do escoamento na medida do crescimento do ângulo de ataque E95 $Re = 2,7e+5$ . . .	47
Figura 34 – Comparação dos valores de sustentação obtidos via método experimental, e numérico (CFD e XFOIL) E95 $Re = 2,7e5$ . . . . .	48
Figura 35 – Comparação de resultados de $C_p$ obtidos via tuneis de vento, CFD e XFOIL, para variados ângulos de ataque E95 $Re = 2,7e5$ .. . . .	50
Figura 36 – Comparação dos resultados de $C_p$ e destaque para a tendência de dois picos de sucção. . . . .	51
Figura 37 – Contorno de pressão absoluta evidenciando a presença de bolhas de recirculação. . . . .	52
Figura 38 – Modelo em CAD completo utilizado para a balança aerodinâmica. . . . .	67
Figura 39 – Peça de extremidade utilizada para a balança aerodinâmica. . . . .	68
Figura 40 – Peça intermediária utilizada para a balança aerodinâmica com destaque para as dimensões utilizadas. . . . .	68
Figura 41 – Peça de extremidade utilizada para a balança aerodinâmica com destaque para as dimensões utilizadas e posição de engaste da haste. . . . .	69
Figura 42 – Modelo em CAD completo utilizado para a o módulo de pressão. . . . .	69
Figura 43 – Peça de extremidade utilizada para o módulo de pressão com destaque para a posição de fixação no túnel de vento. . . . .	70
Figura 44 – Peça intermediária utilizada para a balança aerodinâmica com destaque para as posições possíveis para a alocação das tomadas de pressão. . . . .	70

# LISTA DE TABELAS

---

Tabela 1 – Parâmetros principais da análise numérica. . . . .	43
---	----

---

# LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

---

CAD	Computer-Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
LSB	Laminar Separation Bubble
PIV	Particle Image Velocimetry
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
SAE	Society of Automotive Engineers
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
VLM	Vortex Lattice Method
VTOL	Vertical Take-off and Landing



# LISTA DE SÍMBOLOS

---

---

- $C_l$  — coeficiente de sustentação
- $C_{Lmax}$  — coeficiente de sustentação máximo
- $C_p$  — coeficiente de pressão
- $D$  — força de arrasto
- $F$  — força
- $L$  — força de sustentação
- $P$  — pressão
- $Re$  — Reynolds
- $T$  — temperatura
- $V$  — velocidade
- $c$  — corda
- $g$  — aceleração da gravidade
- $m$  — massa
- $s$  — área de referência
- $w$  — downwash
- $\infty$  — parâmetro relacionado ao escoamento livre
- $\alpha$  — ângulo de ataque
- $\Gamma$  — circulação total
- $\gamma$  — intensidade do vórtice
- $\mu$  — viscosidade dinâmica
- $\rho$  — densidade do ar
- $\xi$  — distância relativa entre os vórtices

# SUMÁRIO

---

1	INTRODUÇÃO . . . . .	14
1.1	Objetivos Principais . . . . .	17
1.2	Estrutura do Documento . . . . .	17
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA . . . . .	19
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA . . . . .	21
3.1	Aspectos Geométricos . . . . .	21
3.2	Regime de Operação . . . . .	27
3.3	Escoamento Bidimensional e Tridimensional . . . . .	31
4	METODOLOGIA . . . . .	33
4.1	Modelagem do Perfil Cambrado . . . . .	33
4.2	Configuração do Túnel de Vento . . . . .	34
4.2.1	<i>Balança Aerodinâmica</i> . . . . .	35
4.2.2	<i>Ensaio de Pressão</i> . . . . .	38
4.3	Modelagem Numérica (CFD) . . . . .	40
4.4	Modelagem Numérica (Escoamento Potencial) . . . . .	43
5	ANÁLISES E RESULTADOS . . . . .	45
6	CONSIDERAÇÕES FINAIS . . . . .	53
6.1	Conclusão . . . . .	53
6.2	Perspectivas Futuras . . . . .	54
	REFERÊNCIAS . . . . .	56
	APÊNDICE A          PUBLICAÇÃO - ENCIT 2024 . . . . .	58
	APÊNDICE B          MODELAGEM CAD DO AEROFÓLIO . . . . .	67
B.1	Modelo para ensaio na balança aerodinâmica . . . . .	67
B.2	Modelo para ensaio de pressão . . . . .	69

---

## INTRODUÇÃO

---

*“O limite só existe para ser superado. Na pista ou no ar, vencer é ultrapassar a si mesmo.”*

— Ayrton Senna

A UTILIZAÇÃO de asa hypersustentadoras está diretamente associada a demanda de muita sustentação, geralmente utilizada em projetos nos quais apresentam limitações de área da asa e de velocidade, restringindo a geração de sustentação. Nesse contexto, diversos veículos, como os UAVs, apresentam essa dupla característica de limitação geométrica e operacional, para exercer atividades como pulverização agrícola, vídeo monitoramento, fotografia aérea, transporte logístico entre outras funções. Todas essas operações apresentam uma faixa de número de Reynolds muitas vezes inferior á utilizadas na aviação convencional.

Na operação de pulverização aérea, a baixa altitude de voo, combinada com a baixa velocidade de operação e a grande quantidade de produto transportado, como agentes químicos e fertilizantes, exige valores elevados de sustentação para garantir a eficiência da missão. De forma semelhante, aeronaves destinadas a vídeo monitoramento e fotografia aérea requerem alta estabilidade em baixas velocidades, além da capacidade de sustentar o peso adicional de equipamentos de gravação de alta qualidade, que apresentam massa considerável.

Adicionalmente, a utilização de perfis hypersustentadores é bastante desejada no contexto automobilístico, principalmente de alta performance, tendo em vista a necessidade de um alto valor de sustentação negativa (*downforce*) requerido para incrementar estabilidade para os veículos de alta velocidade. Nesse contexto, percebe-se a vasta implementação de aerofólios altamente arqueados, que associados a dimensão geométrica e a velocidade atingida pelos veículos, apresentam um regime de escoamento de baixo Reynolds (*Re*).

As competições estudantis, como a SAE Aerodesign e a Fórmula SAE, Figura 1, também desempenham um papel fundamental no incentivo ao estudo e ao desenvolvimento de perfis aerodinâmicos cambrados. Devido às limitações físicas impostas pelos regulamentos, como restrições

de envergadura, área alar ou dimensões máximas dos veículos, os projetos desenvolvidos nessas competições operam em escalas significativamente menores que as aeronaves e automóveis convencionais. Consequentemente, o número de Reynolds associado ao escoamento é reduzido, aumentando a influência dos efeitos viscosos e exigindo soluções aerodinâmicas específicas. O emprego de perfis altamente cambrados torna-se uma estratégia eficaz para maximizar a sustentação e a estabilidade em condições de baixa velocidade e baixa escala, sendo, portanto, tema recorrente de pesquisa e otimização dentro desses ambientes acadêmicos.

Figura 1 – Exemplo de utilização de perfis cambrados nas competições acadêmicas.



(a) Utilização de perfil arqueado nas asas dianteira e traseira de um carro de competição na Formula SAE.



(b) Utilização de perfil arqueado na asa principal de uma aeronave de competição da SAE aerodesign.

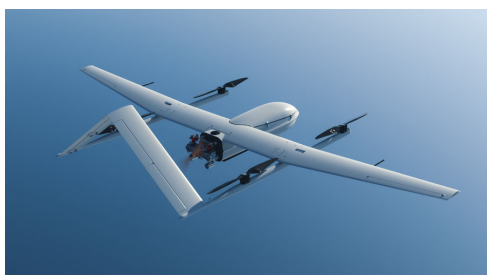
Fonte: (Fórmula SAE Brasil, 2024) & Capturada pelo autor.

Ademais, o principal parâmetro geométrico associado ao crescimento de sustentação é a linha de cambra<sup>1</sup> do perfil, de forma que quanto maior o valor da cambra, mais sustentação aquele aerofólio irá produzir. Assim, percebe-se a tendência de utilização dos perfil altamente arqueados (*high cambered*) para operação com baixas velocidades, e valores de Reynolds moderados. Nesse contexto, operações em regimes de baixo número de Reynolds (inferiores a  $5 \times 10^5$ ), estão sujeitas a uma grande influencia das forças viscosas presentes no escoamento, impactando diretamente sobre a eficiência da asa.

Selig e Guglielmo (1997) notaram a tendência de utilização de perfis cambrados para incrementar sustentação e consequentemente a capacidade de carga, além de reduzir o comprimento de pista e a velocidade de estol, e iniciaram as pesquisas relacionadas aos perfis hipersustentadores aplicados ao regime de baixo Reynolds. Atualmente a tendência mantêm-se com o crescimento de desenvolvimento de UAV's VTOL de asa fixa, os quais necessitem de uma baixa velocidade de transição do voo horizontal ao vertical, e consequentemente, um maior valor de  $C_{L_{max}}$ . Ademais, como evidenciado por Kay, Richards e Sharma (2020), a faixa de Reynolds alcançada pelos UAV's de asa fixa de pequeno porte está entre 50.000 e 250.000, caracterizado como baixo número de Reynolds e apresentando uma boa contribuição das forças viscosas sobre o escoamento. As Figuras 2 e 3 evidenciam aplicações de perfis cambrados em baixo Reynolds.

<sup>1</sup> Presente do indicativo do verbo cambrar; 1: dar forma arqueada a; (Infopédia - Dicionários Porto Editora, 2025)

Figura 2 – Exemplo de aplicações aeronáuticas para perfis cambrados.



(a) UAV VTOL de asa fixa, garantindo uma baixa velocidade para a transição.



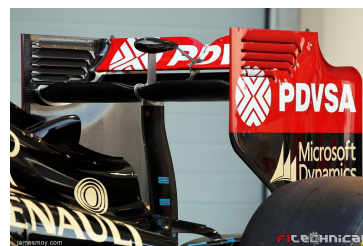
(b) UAV cargueiro/Aeronave de competição, alto valor de sustentação.

Fonte: (JOUAV, 2025) & Capturada pelo autor.

Figura 3 – Exemplo de aplicações automobilísticas para perfis cambrados.



(a) Asas laterais em motocicleta de alto desempenho.



(b) Asa traseira em carro de Fórmula 1.

Fonte: (PERI; CAPUANA, 2021) e (F1Technical, 2014)

Vários fenômenos importantes influenciam significativamente a performance aerodinâmica de um escoamento em baixo número de Reynolds ao redor de um perfil altamente arqueado. O escoamento tende a ter uma camada limite laminar, onde pode ocorrer a transição para turbulento devido as perturbações ou gradientes de pressões adversos, proporcionando bolhas de separação que aumentam o arrasto e reduzem a sustentação. Esses aerofólios são extremamente sensíveis ao ângulo de ataque, de forma que podem rapidamente variar a sustentação, arrasto e a separação do escoamento. A maior presença das forças viscosas e o momento do escoamento reduzido aumentam a probabilidade de regiões de separação e recirculação do escoamento, especialmente ao redor do bordo de fuga, contribuindo para a formação de esteira de vórtices prejudiciais a eficiência do escoamento.

Com o passar do tempo, desde as primeiras pesquisas realizadas por Selig e Guglielmo (1997) realizadas em túnel de vento, mais pesquisas foram desenvolvidas, dessa vez, utilizando a fluido dinâmica computacional (CFD) e destacaram a capacidade desses perfil de produzirem sustentação, por exemplo, Winslow *et al.* (2018), onde evidenciou a alta sustentação obtida com os altos valores de cambra geométrica dos perfis, porém, penalizadas pela alta força de arrasto produzida, especialmente em valores moderados de  $Re$ . Entretanto, apesar de haver diversos

estudos relacionados a essa vertente, os mesmos são limitados a caracterização de aerofólios como S1223, NACA arqueados, e placa plana, sendo ineficiente na aplicação de perfis com uma linha de cambra mais altas (maiores que 6%).

Diferente dos laminares e simétricos, o escoamento em perfil altamente cambrados se desprende com mais facilidade em ângulos de ataque intermediários, antecipando o processo de transição laminar-turbulenta, e influenciando o fenômeno de estol da asa, especialmente quando o escoamento não corresponde a um regime de alto valor de Reynolds. Além disso, por se tratar de um regime no qual as forças viscosas são muito evidentes, ferramentas geralmente aceitáveis para análise de escoamento de baixa fidelidade, como XFOIL e VLM, podem ser imprecisas devido à não convergência gerada em função dessa característica de escoamento. Portanto, análises mais complexas e dispendiosas, como CFD e túnel de vento, tornam-se necessárias para avaliar esses casos.

Diante deste contexto, torna-se necessário aprofundar o entendimento dos fundamentos físicos e das contribuições científicas relacionadas ao comportamento de perfis altamente cambrados em regimes de baixo número de Reynolds. Para isso, o próximo capítulo apresenta uma revisão da literatura sobre os principais conceitos e estudos desenvolvidos na área.

## 1.1 Objetivos Principais

Este trabalho tem como objetivo analisar e evidenciar o comportamento físico presente no escoamento de perfil altamente arqueados em regimes de baixo Reynolds. Para tal, buscou-se avaliar por meio de três metodologias diferentes o escoamento de um aerofólio, cujo a linha de cambra corresponde a 9,5%, o E95, abrangendo uma perspectiva pouco evidenciada nos trabalhos já existentes. Assim, analisou-se via método experimental por meio de túnel de vento, além de abordagens computacionais de baixa e alta fidelidades, todas com o mesmo valor de número de Reynolds ( $2,7 \times 10^5$ ) permitindo a comparação dos valores obtidos.

Os resultados obtidos permitiram a comparação detalhada do escoamento analisado em cada uma das metodologias utilizadas, permitindo perceber tendências, e nos casos numéricos, ter uma representação visual do comportamento físico presente no escoamento. Assim, os resultados presentes neste documento contribuem positivamente para a aplicação, destacando o parâmetro de sustentação e a visualização do escoamento, permitindo compreender o impacto do regime de baixo Reynolds sobre a eficiência aerodinâmica, e performance de voo, permitindo o desenvolvimento de novas tecnologias aerodinâmicas.

## 1.2 Estrutura do Documento

O documento está estruturado conforme a lista abaixo:

- Capítulo 2 (Revisão Bibliográfica): Apresenta os principais conceitos e estudos relacionados ao comportamento de perfis aerodinâmicos cambrados em regimes de baixo número de Reynolds, fornecendo a base teórica necessária para o desenvolvimento do trabalho
- Capítulo 3 (Fenomenologia): Apresenta o fenômeno físico presente no escoamento em baixo Reynolds aplicado a perfis cambrados, guiando a aplicação das metodologias do capítulo seguinte. Baseado na literatura nos trabalhos que abordam o tema.
- Capítulo 4 (Metodologia): Visão geral da metodologia utilizada, evidenciando os modelos utilizados no decorrer deste trabalho, incluindo a configuração experimental, análise numérica via CFD e análise numérica via escoamento potencial.
- Capítulo 5 (Resultados e Discussões): Apresenta os resultados obtidos por meio das análises, incluindo as curvas de sustentação geradas, visualização do escoamento e as curvas de pressão ao redor do perfil analisado.
- Capítulo 6 (Conclusão): Visão geral das considerações finais, refletindo sobre as escolhas feitas ao longo do desenvolvimento deste trabalho e seus consequentes resultados, incluindo algumas observações sobre possíveis melhorias futuras.

---

## REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

---

*“Educar para voar é mais do que formar  
engenheiros. É projetar mentes para o impossível.”*

— Casimiro Montenegro Filho

O ESTUDO do comportamento aerodinâmico de aerofólios em regimes de baixo número de Reynolds tem se intensificado nas últimas décadas, impulsionado principalmente pelo crescimento da utilização de veículos aéreos não tripulados (UAVs) e aplicações automobilísticas de alta performance. Em tais condições, os efeitos viscosos tornam-se dominantes, impactando diretamente na geração de sustentação, no arrasto e na eficiência aerodinâmica geral dos perfis.

Segundo Anderson (2010), o incremento da linha de cambra de um aerofólio é um dos principais fatores geométricos responsáveis pelo aumento da sustentação. Perfis altamente arqueados apresentam a capacidade de gerar força de sustentação significativa mesmo em ângulos de ataque nulos, diferentemente de perfis simétricos. Essa característica é fundamental para aplicações que exigem elevadas forças de sustentação em baixas velocidades, como demonstrado por Selig e Guglielmo (1997) em seus estudos pioneiros sobre aerofólios hipersustentadores.

Com o avanço das tecnologias de modelagem e simulação, diferentes abordagens foram empregadas para analisar esses perfis em baixos Reynolds. A utilização do software XFOIL, desenvolvido por Drela (1989), permitiu a inclusão dos efeitos viscosos no cálculo aerodinâmico, melhorando a precisão em regimes onde a transição laminar para turbulento ocorre de forma crítica. No entanto, como demonstrado por Xia *et al.* (2021) e Tank *et al.* (2021), o fenômeno da bolha de separação laminar (LSB) permanece um grande desafio para a modelagem precisa, exigindo abordagens experimentais e simulações CFD mais robustas.

Kay, Richards e Sharma (2020) investigaram a influência da turbulência sobre aerofólios cambrados e simétricos, demonstrando que, para pequenos UAVs, o intervalo de Reynolds típico (50.000 a 250.000) gera variações significativas na polar de sustentação, introduzindo histerese e não linearidades próximas ao estol. Esse comportamento foi também evidenciado



experimentalmente por Winslow *et al.* (2018), que observaram a alta capacidade de sustentação de perfis com grandes cambras, penalizados, contudo, pelo aumento do arrasto.

No campo das aplicações automobilísticas, Sriram, Gopalarathnam e Misenheimer (2012), bem como Peri e Capuana (2021), estudaram o desempenho de aerofólios cambrados aplicados em asas de veículos de alta velocidade. Apesar do baixo número de Reynolds nesse ambiente, os perfis altamente arqueados mostraram-se eficientes para maximizar o downforce e melhorar a estabilidade dos veículos.

Adicionalmente, pesquisas recentes como a de Alsahlani, Mohammed e Al-Mosallam (2023) enfatizaram o impacto do incremento da cambra máxima na eficiência aerodinâmica. Seu estudo demonstrou que maiores valores de cambra estão diretamente relacionados a aumentos no coeficiente de sustentação máximo ( $C_{Lmax}$ ), especialmente em perfis operando em baixas velocidades.

Por fim, as simulações numéricas utilizando modelos de turbulência como o SST  $k - \omega$ , conforme proposto por Menter (1994), têm se mostrado adequadas para capturar com maior precisão os efeitos da separação de escoamento e da transição laminar-turbulenta em perfis sob baixo número de Reynolds. O uso de CFD de alta fidelidade complementa as análises experimentais e de escoamento potencial, fornecendo uma visão mais detalhada dos fenômenos presentes.

Dessa forma, a literatura evidencia a complexidade do escoamento em perfis altamente cambrados operando em baixo Reynolds, reforçando a necessidade de abordagens híbridas, que integrem métodos experimentais, modelagem computacional de alta fidelidade e análise via ferramentas de escoamento potencial para um entendimento abrangente do comportamento aerodinâmico.

---

## FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

---

*“A indústria aeronáutica nasce quando se acredita  
que o impossível pode ser projetado.”*

— Ozires Silva

A FENOMENOLOGIA do escoamento ao redor de perfis altamente arqueados em baixos números de Reynolds é fundamental para compreender as características dinâmicas do escoamento nesses regimes. Diferente dos perfis aerodinâmicos convencionais, onde o escoamento tende a permanecer predominantemente aderido, perfis altamente arqueados induzem fenômenos complexos, como separação precoce da camada limite, formação de vórtices e instabilidades transientes que influenciam diretamente o comportamento aerodinâmico. Em baixos números de Reynolds, os efeitos viscosos são predominantes, tornando o escoamento mais sensível a perturbações e influenciando a eficiência aerodinâmica de maneira não linear. Assim, este capítulo busca descrever e analisar os principais fenômenos associados a esse tipo de escoamento, com base em estudos experimentais e numéricos da literatura, bem como na formulação teórica dos mecanismos envolvidos.

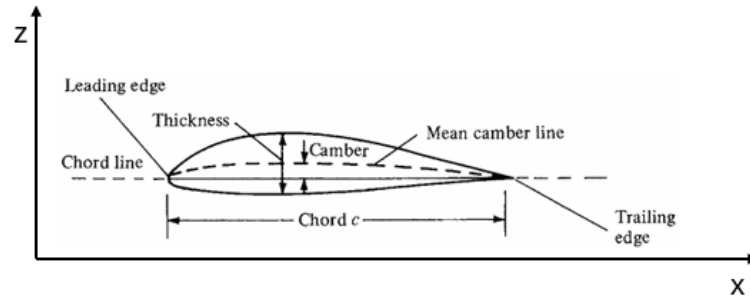
### 3.1 Aspectos Geométricos

O perfil aerodinâmico possui características geométricas que contribuem especificamente para a geração de sustentação. O formato esbelto, a espessura, e a curvatura associada, em conjunto influenciam um escoamento bastante aderido a superfície do aerofólio, sem grandes perturbações, proporcionando o diferencial de velocidade e pressão, consequentemente a geração de sustentação. A Figura 4 evidencia os parâmetros geométricos de um aerofólio.

Nesse contexto, a principal característica geométrica associada ao incremento de sustentação é a o arqueamento (ou cambra) do perfil. Um claro exemplo desse fenômeno são os perfis arqueados serem capaz de gerar sustentação mesmo em ângulo de ataque nulo, diferente do

perfil simétrico cujo não possui valores de arqueamento. A teoria de aerofólios finos, evidenciada por Anderson (2010), mostra por meio de métodos analíticos, como esse parâmetro geométrico influencia no incremento da sustentação.

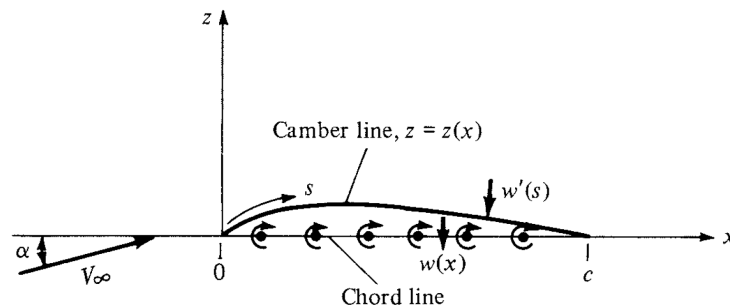
Figura 4 – Características geométricas do aerofólio.



Fonte: Anderson (2010) & Editada pelo Autor.

Por se tratar da teoria de aerofólio finos, é necessário simular o aerofólio por meio de uma folha de vórtice alocada ao longo da linha de curvatura do perfil (Figura 5). Assim, para calcular a sustentação por meio do teorema de Kutta-Joukowski, Equação (3.1), é necessário utilizar a linha de curvatura como um caminho que o escoamento irá percorrer (*streamline*), onde será avaliada a circulação total  $\Gamma$ , e no bordo de fuga, atender a condição de Kutta onde a vorticidade local é nula.

Figura 5 – Folha de vórtice sobre a linha de cambra.



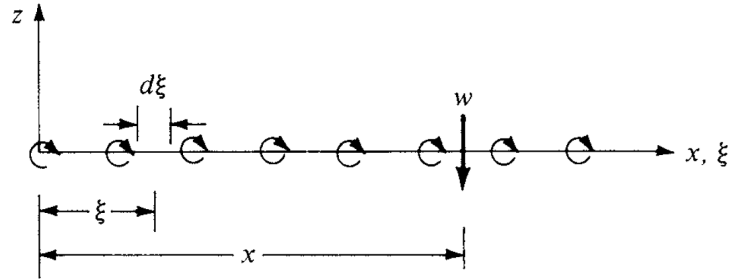
Fonte: Anderson (2010).

$$L' = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma \quad (3.1)$$

Nesse contexto, considerando  $\gamma$  como a intensidade do vórtice presente no aerofólio,  $\xi$  a distância relativa entre os vórtices posicionados sobre o perfil,  $dz/dx$  o valor correspondente a variação da linha de cambra em relação a corda, e  $x$  o ponto da corda onde a cambra atende esse valor (ambos parâmetros evidenciados na Figura 6), obtém-se a equação fundamental da

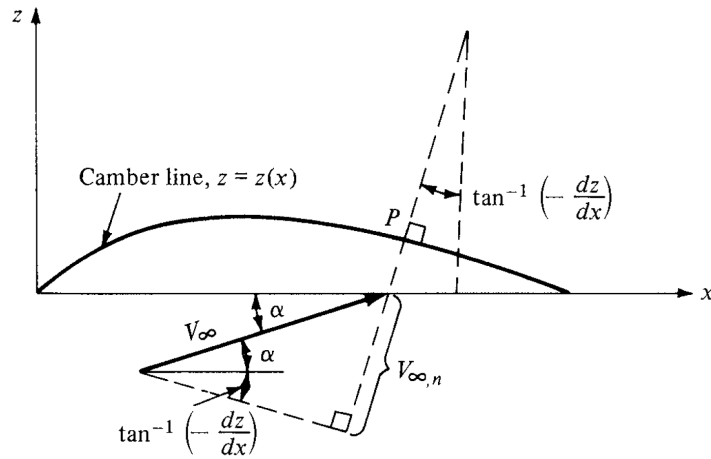
teoria dos aerofólios finos, Equação (3.2). Nesta equação, a velocidade induzida pelos vórtices alocados na linha de curvatura foi traduzida em função da velocidade do escoamento por meio da operação geométrica evidente na Figura 7.

Figura 6 – Parâmetros geométricos das folhas de vórtice.



Fonte: Anderson (2010).

Figura 7 – Determinação da componente da velocidade do escoamento.



Fonte: Anderson (2010).

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^c \frac{\gamma(\xi) d\xi}{x - \xi} = V_\infty \left( \alpha - \frac{dz}{dx} \right) \quad (3.2)$$

Visando facilitar o processo de integração matemática, transformou-se as variáveis de posição de acordo com as equações (3.3) e (3.4), onde o ponto de referência  $x$  corresponde a um valor particular de  $\theta$  chamado  $\theta_0$ . Além disso, nota-se que os limites de interação variam do bordo de ataque ( $\theta = 0$  onde  $\xi = 0$ ) até o bordo de fuga do aerofólio ( $\theta = \pi$  onde  $\xi = c$ ). Dessa forma, ao substituir as transformações é possível reescrever a equação (3.2) por meio da equação (3.5).

$$\xi = \frac{c}{2} (1 - \cos(\theta)) \quad (3.3)$$

$$x = \frac{c}{2}(1 - \cos(\theta_0)) \quad (3.4)$$

$$\frac{1}{2\pi} \int_0^c \frac{\gamma(\theta) \sin(\theta)}{\cos(\theta) - \cos(\theta_0)} d\theta = V_\infty \left( \alpha - \frac{dz}{dx} \right) \quad (3.5)$$

Nesse contexto, buscou-se a solução da Equação (3.5), no qual, utilizou-se como condição inicial, a condição de Kutta ( $\gamma(\pi) = 0$ ), obtendo-se a equação (3.6) como solução. Assim, substituiu-se a equação 3.6, na equação da circulação total ((3.7)) obtendo-se a equação (3.8).

$$\gamma(\theta) = 2V_\infty \left( A_0 \frac{1 + \cos(\theta)}{\sin(\theta)} + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(n\theta) \right) \quad (3.6)$$

$$\Gamma = \int_0^c \gamma(\xi) d\xi = \frac{c}{2} \int_0^\pi \gamma(\theta) \sin(\theta) d\theta \quad (3.7)$$

$$\Gamma = cV_\infty \left[ A_0 \int_0^\pi (1 + \cos(\theta)) d\theta + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \int_0^\pi \sin(n\theta) \sin(\theta) d\theta \right] \quad (3.8)$$

Sabe-se de qualquer tabela de integrais:

$$\int_0^\pi (1 + \cos(\theta)) d\theta = \pi \quad (3.9)$$

$$\int_0^\pi \sin(n\theta) \sin(\theta) d\theta = \begin{cases} \pi/2 \rightarrow n = 1 \\ 0 \rightarrow n \neq 1 \end{cases} \quad (3.10)$$

Dessa forma, é possível simplificar a equação (3.8) ao utilizar os resultados das integrais (3.9) e (3.10), obtendo uma equação em função dos coeficientes  $A_0$  e  $A_1$  cujo representam a característica da linha de cambra do perfil.

$$\Gamma = cV_\infty \left( \pi A_0 + \frac{\pi}{2} A_1 \right) \quad (3.11)$$

A partir da circulação é possível obter o valor da sustentação por unidade de envergadura representada pela equação (3.12). Esta equação já evidencia a dependência da geração de sustentação com o valor da linha de curvatura por meio dos coeficientes  $A_0$  e  $A_1$ . Ademais, ao realizar a adimensionalidade, obtêm-se o coeficiente de sustentação evidenciado pela equação (3.13).

$$L' = \rho_\infty V_\infty \Gamma = \rho_\infty V_\infty^2 c \left( \pi A_0 + \frac{\pi}{2} A_1 \right) \quad (3.12)$$

$$c_l = \frac{L'}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 c (1)} = \pi (2A_0 + A_1) \quad (3.13)$$

Por fim, as equações (3.14) e (3.15) evidenciam a correlação da linha de cambra com os coeficientes  $A_0$  e  $A_1$ . Para um maior detalhamento da obtenção dos coeficientes, ver Capítulo 04 do livro do Anderson (2010).

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} d\theta_0 \quad (3.14)$$

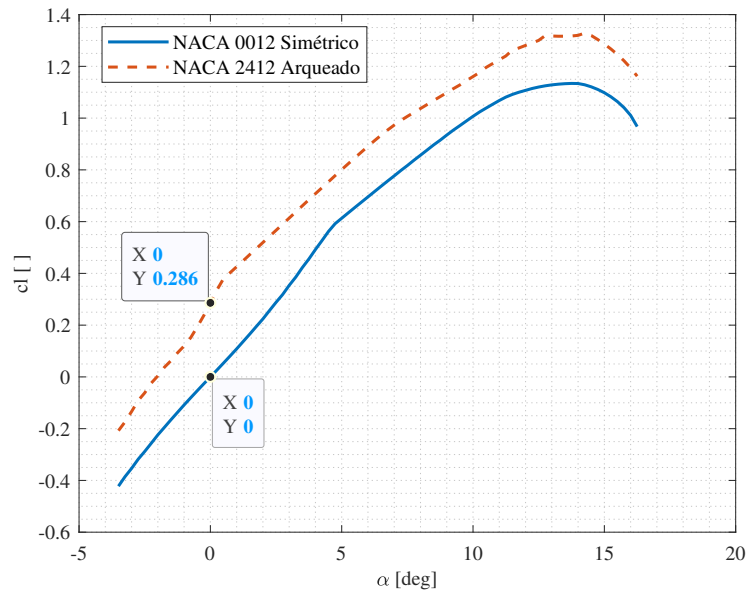
$$A_n = \frac{2}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} \cos(n\theta_0) d\theta_0 \quad (3.15)$$

Assim, ao substituir as equações (3.14) e (3.15) na equação (3.13), obtêm-se a equação (3.16), cujo apresenta a contribuição direta do coeficiente de sustentação com o parâmetro geométrico de curvatura do perfil. Além disso, sabe-se que  $cl = 2\pi(\alpha - \alpha_0)$  e ao isolar o  $\alpha_0$  e substituir a equação (3.16), obtêm-se uma equação para o valor do ângulo de ataque no qual a sustentação é nula. Ou seja, ao substituir  $dz/dx = 0$  para perfis simétricos, obtêm-se um ângulo igual a 0, diferente do valor obtido para os perfis arqueados, cujo  $dz/dx \neq 0$ , também comprovando o incremento de sustentação gerado em função da linha de cambra, e evidenciada pela Figura 8.

$$cl = 2\pi \left[ \alpha + \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} (\cos(\theta_0) - 1) d\theta_0 \right] \quad (3.16)$$

$$\alpha_0 = -\frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{dz}{dx} (\cos(\theta_0) - 1) d\theta_0 \quad (3.17)$$

Figura 8 – Comparação de perfis simétrico e arqueado.

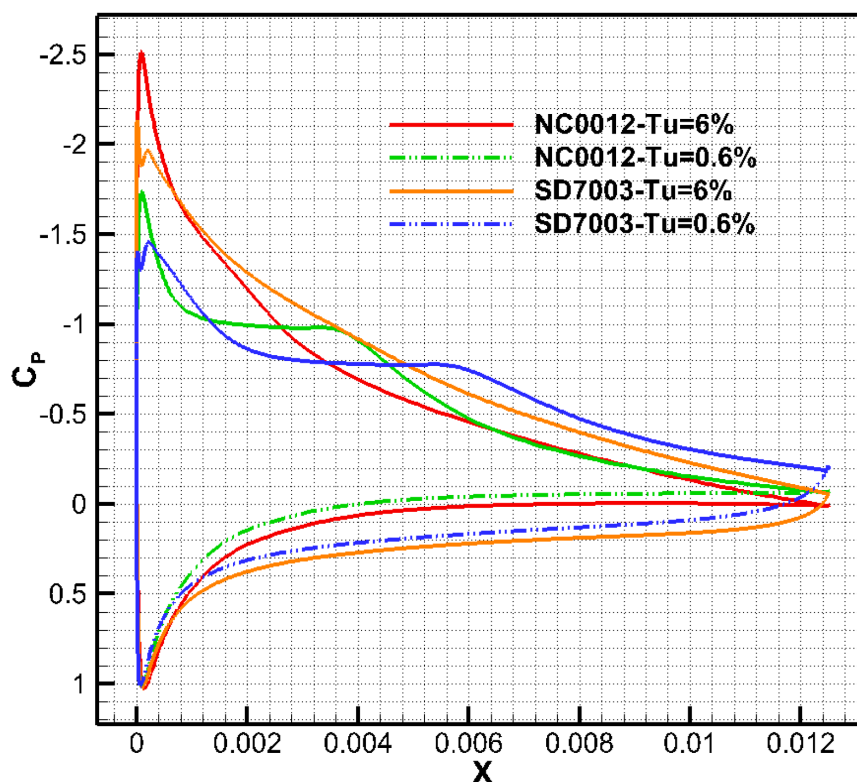


Fonte: Elaborada pelo autor.

Em um perfil aerodinâmico arqueado, a superfície superior apresenta um maior comprimento em comparação com um perfil simétrico. Essa diferença geométrica influencia diretamente a aceleração do escoamento sobre o extradorso, uma vez que, para que o fluido percorra uma distância maior no mesmo intervalo de tempo, sua velocidade deve aumentar. Esse incremento na velocidade do escoamento acarreta uma redução mais acentuada da pressão sobre a superfície superior, conforme preconizado pelo Princípio de Bernoulli. Como resultado, a diferença de pressão entre o extradorso e o intradorso se intensifica, gerando um maior coeficiente de sustentação quando comparado a um perfil simétrico nas mesmas condições operacionais. Esse comportamento explica a maior eficiência dos perfis arqueados na geração de sustentação, especialmente em regimes de voo de baixa velocidade e alto ângulo de ataque.

A Figura 9 ilustra essa diferença ao comparar um perfil simétrico (NACA 0012) e um perfil arqueado (SD7003). Nota-se que a curva correspondente ao perfil arqueado apresenta uma distribuição de coeficiente de pressão ( $C_p$ ) com valores mais negativos ao longo de uma maior extensão da corda. Isso evidencia que a redução de pressão no extradorso do perfil arqueado ocorre de forma mais intensa e abrangente, resultando em um maior diferencial de pressão entre as superfícies do aerofólio. Esse fenômeno confirma a superioridade dos perfis arqueados na geração de sustentação, sendo essa uma característica determinante em aplicações onde a eficiência aerodinâmica é crucial.

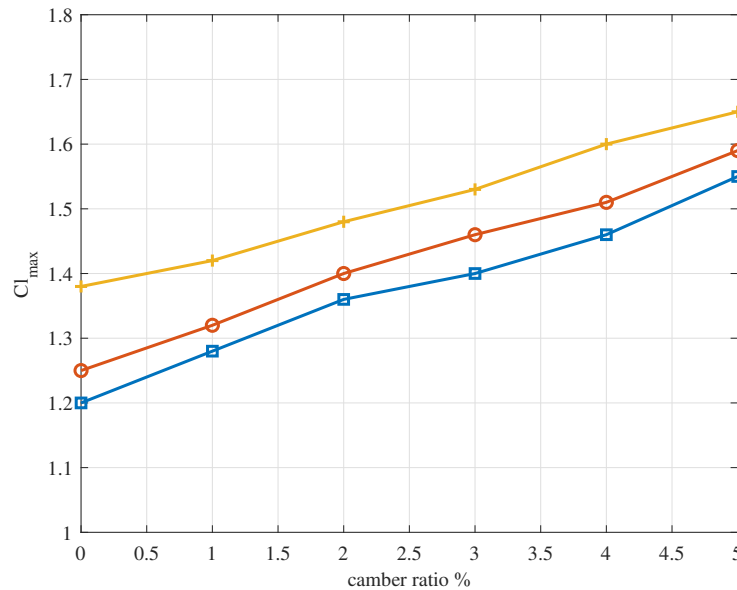
Figura 9 – Comparação de  $C_p$  entre perfil simétrico e arqueado.



Fonte: Zhang *et al.* (2020).

Ademais, Alsahlani, Mohammed e Al-Mosallam (2023), evidenciaram em seu estudo, os efeitos das características geométricas, incluindo a linha de curvatura, na eficiência aerodinâmica, por meio da comparação de diversos perfis. Nota-se por meio da Figura 10 que ao incrementar um maior valor de cambra máxima, a sustentação máxima também cresce, evidenciando a relação direta entre cambra e sustentação.

Figura 10 – Influencia da cambra máxima sobre a geração de sustentação para vários  $Re$ .



Fonte: Alsahlani, Mohammed e Al-Mosallam (2023).

## 3.2 Regime de Operação

O número de Reynolds é um parâmetro adimensional que caracteriza o regime de escoamento de um fluido e resulta da relação entre as forças inerciais e as forças viscosas atuantes no sistema. Dessa forma, utilizando da densidade do fluido ( $\rho$ ), velocidade ( $V$ ), comprimento característico (no caso aeronáutico a corda do perfil  $c$ ), juntamente com a viscosidade dinâmica do fluido ( $\mu$ ), o número de Reynolds é capaz de associar um determinado valor cujo representa o regime de operação do escoamento e a correlação entre forças viscosas e inerciais, como evidencia a equação (3.18).

$$Re = \frac{\text{Forças inerciais}}{\text{Forças viscosas}} = \frac{\rho V c}{\mu} \quad (3.18)$$

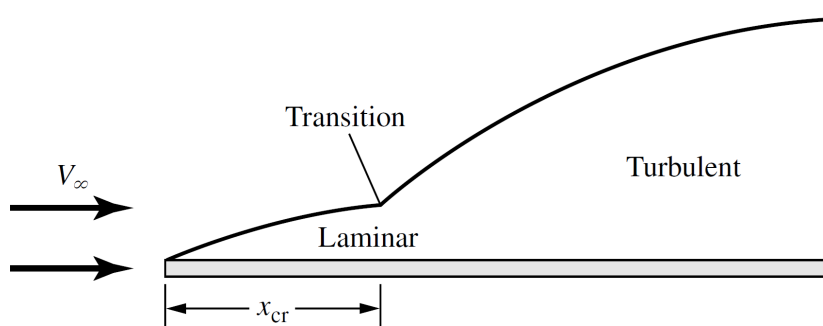
A correlação entre o número de Reynolds e as forças viscosas e inerciais é fundamental para entender a dinâmica do escoamento. Para baixos valores de  $Re$ , as forças viscosas dominam sobre as inerciais, resultando em escoamentos suaves e ordenados, típicos do regime laminar. À medida que  $Re$  aumenta, as forças inerciais tornam-se mais significativas, podendo levar



o escoamento a um estado instável conhecido como regime de transição. Para valores ainda maiores de  $Re$ , as forças inerciais superam as viscosas e o escoamento torna-se turbulento, caracterizando-se por flutuações caóticas e misturas intensas do fluido.

Um conceito fundamental associado ao número de Reynolds é a camada limite, Figura 11, que é a região do escoamento próximo a uma superfície onde os efeitos viscosos são significativos. A camada limite pode ser laminar em seu início, tornar-se transicional e, posteriormente, turbulenta. Essa transição influencia diretamente o arrasto aerodinâmico e a capacidade de sustentação do perfil. Quando a camada limite perde energia devido ao atrito viscoso e não consegue mais se manter aderida à superfície, ocorre a separação do escoamento, formando regiões de recirculação de escoamento sobre o corpo.

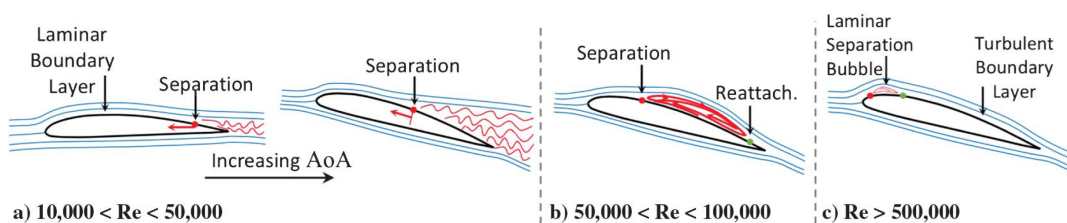
Figura 11 – Representação da camada limite e transição.



Fonte: Anderson (2010).

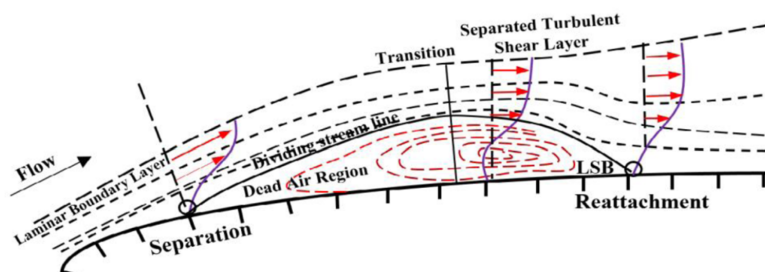
Nesse contexto, a faixa de operação da aviação convencional encontra-se em valores superiores a  $10^6$ , onde as forças inerciais já são mais eficazes e ofuscam o impacto da região viscosa sobre a eficiência aerodinâmica. No entanto, para valores inferiores, escoamento laminar inicia-se no bordo de ataque do perfil, e na região do extradorso, associado com a energia cinética inerentemente menor da camada limite laminar, desprende-se, podendo ou não haver o recolamento do escoamento em função do regime de operação, como evidencia a Figura 12. Para os casos onde há novamente a aderência do escoamento, o escoamento descolado adquire energia da região de escoamento livre, e reprime-se como uma camada limite turbulenta, criando entre a região de separação e a região de recolamento a bolha de separação laminar (LSB). Como a camada limite turbulenta é energizada por meio do fluxo livre, ela é muito menos propensa à separação do escoamento e geralmente permanece presa até o bordo de fuga, Figura 13.

Figura 12 – Características de separação de escoamento para regimes de Reynolds inferiores a  $10^6$ .



Fonte: Winslow *et al.* (2018).

Figura 13 – Esquema da bolha de separação laminar (LSB).

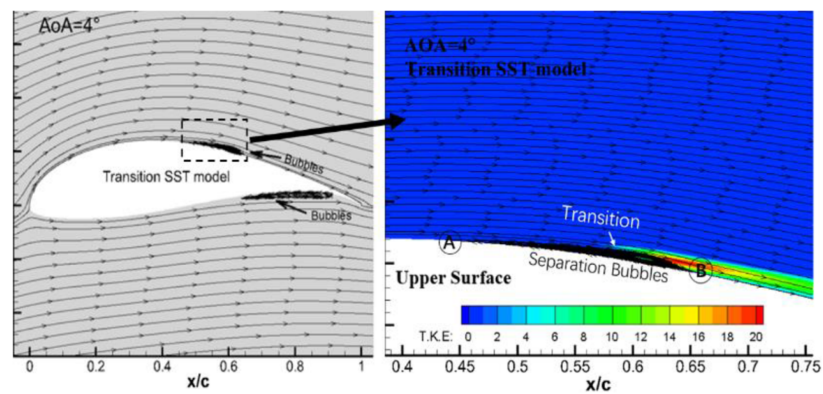


Fonte: Xia *et al.* (2021).

Com o decorrer do tempo diversos estudos foram conduzidos com variadas metodologias possibilitando compreender melhor a dinâmica das bolhas de recirculação, desde modelos numéricos (Figura 14), até evidências coletadas por meio de visualizações de escoamento experimentais conforme mostra a Figura 15. Assim, a partir desses estudo constatou-se que a presença das LSB no escoamento afetam diretamente a eficiência aerodinâmica, em função da variação da posição e do tamanho da bolha atrelados ao regime do número de Reynolds e ao ângulo de ataque associado (XIA *et al.*, 2021).

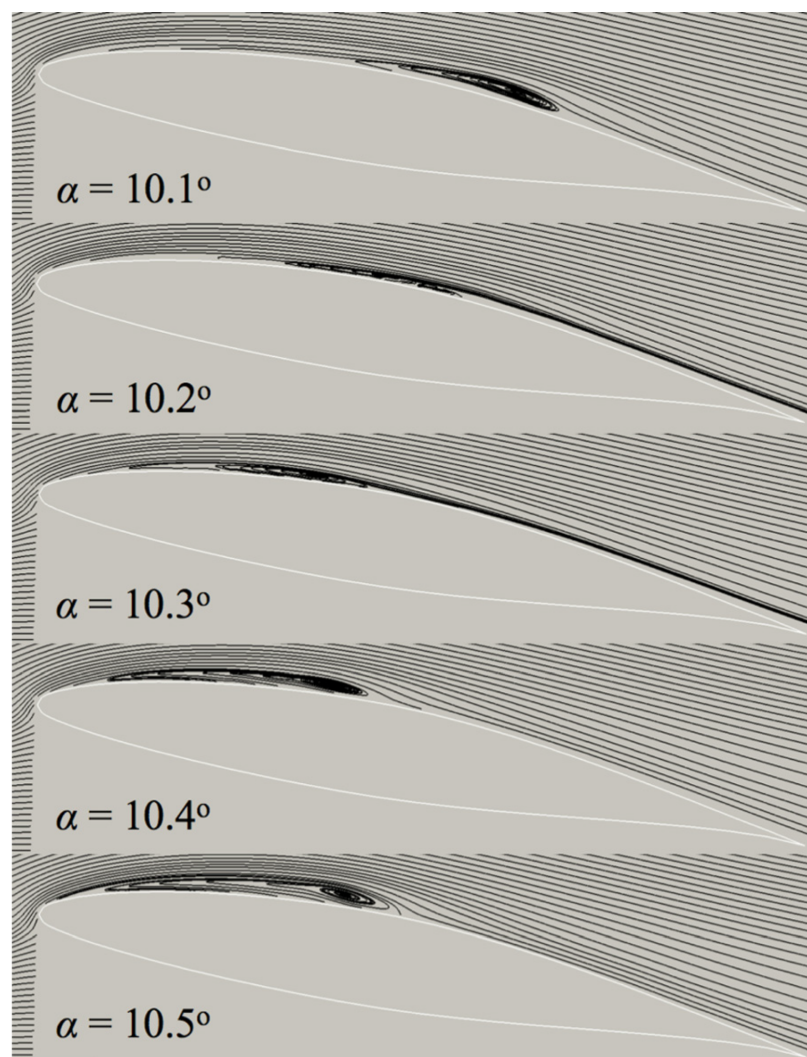
Além disso, a instabilidade gerada pela LSB, juntamente com a sensibilidade ao níveis de turbulência do escoamento, afetam visualmente a polar de sustentação dos aerofólios induzindo não linearidade e histereses (Figura 16) ao escoamento analisado, impactando diretamente a performance do perfil. No entanto, alternativas como aerofólios de espessuras inferiores e a utilização de perfis ásperos se mostram mais eficientes quando aplicadas a esse regime de operação (WINSLOW *et al.*, 2018; XIA *et al.*, 2021).

Figura 14 – Desenvolvimento de bolhas de recirculação calculadas numericamente.



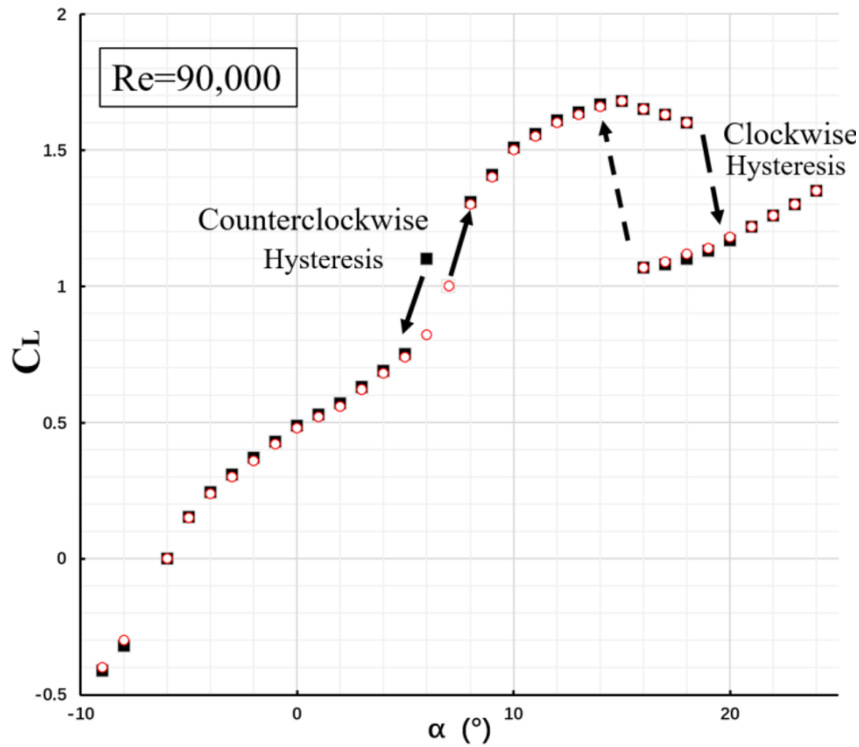
Fonte: Dong *et al.* (2019).

Figura 15 – Visualização das bolhas de recirculação via PIV.



Fonte: Tank *et al.* (2021).

Figura 16 – Não linearidade e histeresis provocadas pela presença da LSB.



Fonte: Xia *et al.* (2021).

### 3.3 Escoamento Bidimensional e Tridimensional

Como visto acima no decorrer do documento, a abordagem aerodinâmica utilizada possui foco apenas em aerofólio, ou seja, escoamento bidimensional. Todavia, buscando validar os dados obtidos para um aerofólio arqueado, utilizou-se de metodologias experimentais por meio de túnel de vento (Seção 4.2), no qual é possível apenas realizar ensaios de asa finita, os quais possuem valores de coeficientes inferiores aos ideais obtidos na análise 2D.

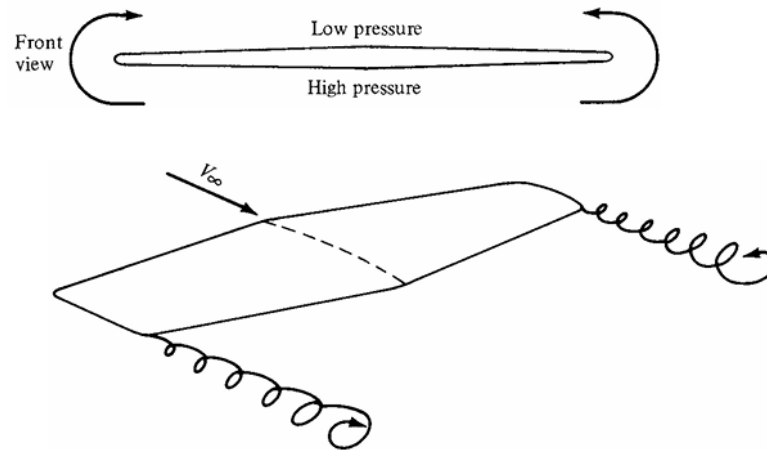
No contexto de uma asa finita, o escoamento presente induz um diferencial de pressão e velocidade entre o extradorso e o intradorso, sendo superior no intradorso, e inferior no extradorso. Dessa forma, tal diferencial de pressão aplicado à ponta de uma asa finita, induz ao escoamento a tendência de rotacionar, no sentido do intradorso para o extradorso, provocando o aparecimento de fenômenos turbilhonares, conhecidos como vórtices de ponta de asa, evidentes na Figura 17.

Assim, em função do sentido de rotação dos vórtices, surge no escoamento uma componente de velocidade, direcionada para baixo, conhecida como *downwash*  $w$ , Figura 18, que influencia em uma resultante de velocidade incidente ao perfil com um ângulo de ataque inferior ao original sem o *downwash*. Dessa forma, pela decomposição geométrica do ângulo, evidente na Figura 18, observa-se que o vetor sustentação que antes era direcionado verticalmente, tem

uma leve inclinação para trás, resultando em uma resistência ao escoamento, conhecida como arrasto induzido. Além disso, sabe-se que o diferencial de pressão é o principal responsável pela geração de sustentação, e dessa forma, quanto maior a diferença de pressão, maior a sustentação gerada pelo perfil, porém, maior também a intensidade dos vórtices gerados, implicando em uma maior parcela de arrasto induzido presente no escoamento.

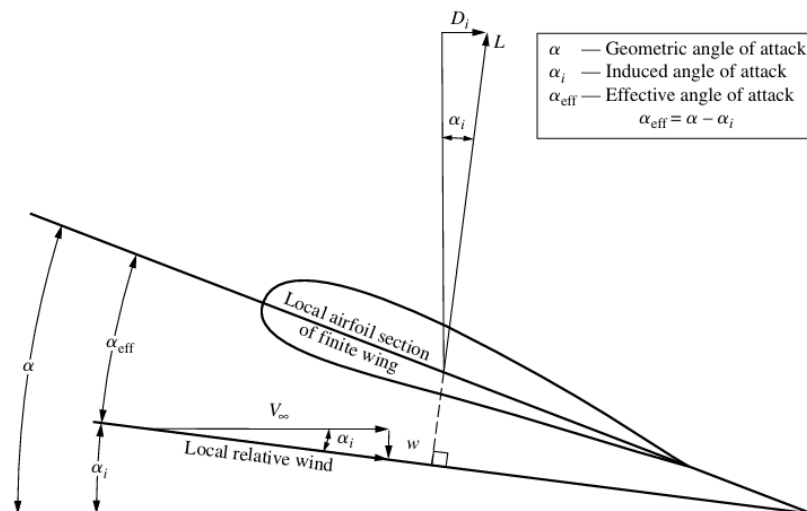
Nesse contexto, visando aproximar ao máximo os coeficientes bidimensionais, aos tridimensionais, (principalmente em perfis hipersustentadores como os altamente cambrados), utiliza-se de abordagens, nas quais criam-se barreiras físicas que impedem a formação dos vórtices, como *endplates* e *winglets*, evitando a presença do *downwash* e consequentemente sem reduzir a sustentação gerada.

Figura 17 – Ilustração dos vórtices de ponta de asa.



Fonte: Anderson (2010).

Figura 18 – Influência do *downwash* sobre o escoamento.



Fonte: Anderson (2010).

---

## METODOLOGIA

---

*“Projetar é transformar ar em sustentação com o mínimo de desperdício e o máximo de propósito.”*

— Mark Drela

ESTE capítulo aborda a metodologia utilizada para o desenvolvimento desse trabalho, evidenciando os meios utilizados para a modelagem e manufatura do aerofólio além da sua aplicação em túnel de vento e simulações numéricas. Assim, para caracterizar a física por trás de um perfil altamente arqueado operando em um regime de baixo Reynolds, realizou-se ensaios em túnel de vento utilizando uma balança aerodinâmica de três eixos, além de um estudo numérico via CFD utilizando o Ansys Fluent. Ademais, o perfil utilizado, chamado de E95, foi desenvolvido pela Equipe Tucano Aerodesign (UFU), por meio de um processo de otimização visando incrementar sustentação para a aeronave de competição, cujo a geometria e a velocidade de operação implicam em um regime em baixo Reynolds (entre  $1,5 \times 10^5$  e  $4,0 \times 10^5$ ).

Nesse contexto, definiu-se o número de Reynolds avaliado em  $2,7 \times 10^5$  tendo em vista a operação do aerofólio e a capacidade operacional do túnel de vento. Valores inferiores a esse apresentam baixa fidelidade e não-convergência no software XFOIL (DRELA, 1989), usado para comparar os valores de ambos os métodos, enquanto valores maiores que essa são superiores a velocidade máxima atingível pelo túnel.

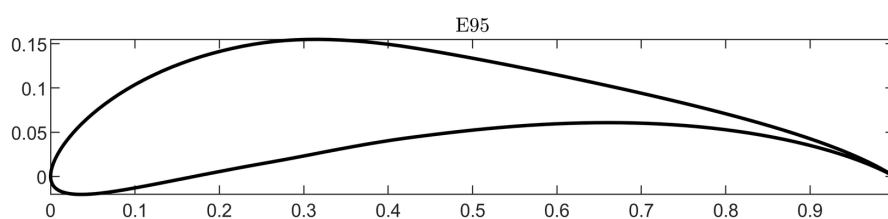
### 4.1 Modelagem do Perfis Cambrado

Para a realização dos ensaios, o E95 foi impresso utilizando uma impressora 3D (Makrobot Replicator Z18), dessa forma garantindo a melhor aproximação entre a geometria utilizada nos ensaios via túnel de vento com os aplicados na metodologia computacional. Para tal, imprimiu-se o aerofólio em seções modulares que quando encaixadas monta-se o perfil completo. Posteriormente, realizou-se um processo de acabamento sobre o E95 visando reduzir

a rugosidade do modelo, no qual poderia interferir nos valores de arrasto do perfil.

A partir das dimensões do perfil obtém-se o regime estipulado de Reynolds, cujo os valores são respectivamente, corda = 250 mm, envergadura = 550 mm e área planificada de  $137500 \text{ mm}^2$ . A Figura 19 evidencia a perspectiva 2D do perfil aerodinâmico, enquanto a Figura 20 (a) mostra a modelagem CAD utilizada para o processo de impressão 3D, e a Figura 20 (b) evidencia o aerofólio pós processo de acabamento e pronto para a realização dos ensaios.

Figura 19 – Perfil Arqueado E95 (2D)



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 20 – Aerofólio E95 utilizado para os ensaios.



(a) Modelo CAD

(b) Modelo finalizado

Fonte: Elaborada pelo autor.

## 4.2 Configuração do Túnel de Vento

O túnel de vento TV-60 Zephyr é composto por uma seção de ensaios de 0,60 m de largura, 0,60 m de altura e 1,0 metro de comprimento, cujo possui um tubo de pitot do tipo L (TPL-06-300) conectado a um manômetro digital (Kimo MP200) para medir a velocidade e pressão no interior da seção de ensaios. Ademais, as condições ambientais atmosféricas foram medidas por meio de um sensor de temperatura e umidade relativa do ar (JIAXI HTC-2A) e por meio de um barômetro de pressão e altitude (SUNROAD - ALT). Todas esses equipamentos foram utilizados para fornecer informações de velocidade de escoamento, pressão atmosférica, temperatura interna e externa à seção de ensaios, onde, juntamente com a informação de força ou pressão, permitem a adimensionalização dos valores em coeficientes.



### 4.2.1 Balança Aerodinâmica

Para adquirir os valores de força gerados pelo perfil, o E95 foi fixado a uma balança aerodinâmica de três eixos por meio de uma haste e posicionado na seção de ensaios do túnel de vento TV-60 Zephyr do Laboratório de Aerodinâmica Experimental (LAEX) do Centro de Pesquisas em Aerodinâmica Experimental (CPAERO-UFU). Nesse contexto, a balança aerodinâmica utilizada (AA-TVAB1), é capaz de medir força de sustentação, arrasto e momento aerodinâmico por meio do deslocamento e deformação da haste fixada no aerofólio, captadas por três células, (Aeroálcool Tecnologia, 2018).

Figura 21 – Perfil E95 impresso com a haste da balança aerodinâmica fixada.

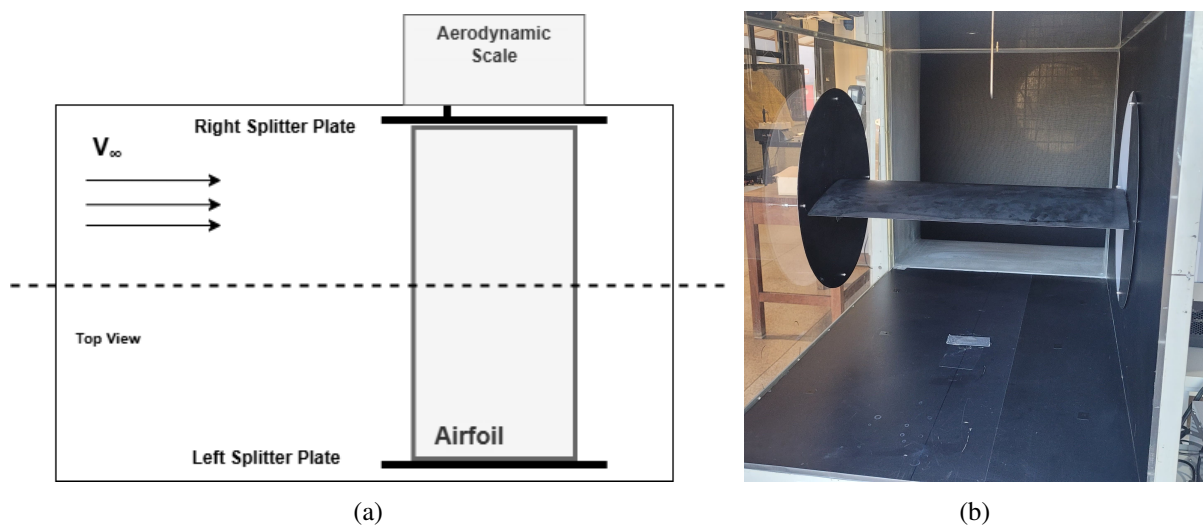


Fonte: Elaborada pelo autor.

Para garantir que os valores se aproximem o máximo dos correspondentes ao perfil 2D, utilizou-se *Splitter Plates* em ambos os lados da extremidade, criando uma barreira física nas pontas do perfil de forma a impedir a formação dos vórtices de ponta de asa que decompõe a resultante aerodinâmica, porém sem impedir a movimentação da haste acoplada a balança.



Figura 22 – Esquema da configuração para ensaios de sustentação.

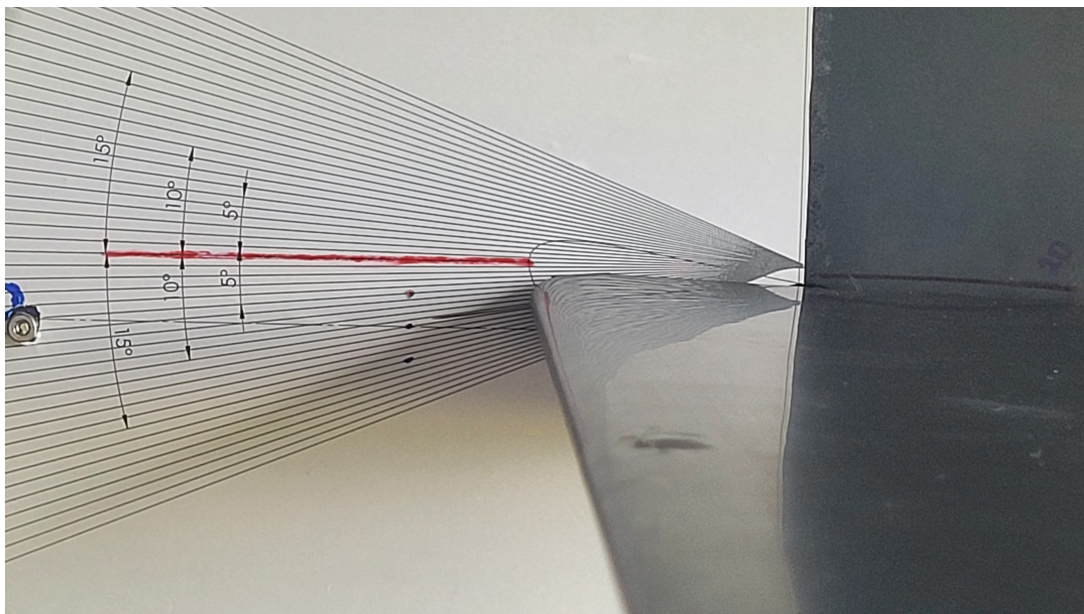


Fonte: Elaborada pelo autor.

Visando compor a curva de  $C_l$  versus  $\alpha$ , 30 valores foram coletados de cada célula da balança aerodinâmica que posteriormente passaram por tratamento estatístico para cada ângulo de ataque ensaiado. O modelo E95 foi ensaiado de  $0^\circ$  a  $14^\circ$  permitindo a construção de uma curva polar de 15 pontos discretizados a cada um grau. Entretanto, devido a grande dispersão encontrada nos pontos próximos ao estol, provavelmente devidos a geometria altamente arqueada do perfil, somente serão apresentados os valores encontrados para a região linear da curva. Ademais, realizou-se o ensaio de forma crescente e decrescente visando avaliar a presença de histerese no sistema, como discutido no trabalho de Kay, Richards e Sharma (2020), onde a bolha de separação laminar (LSB), geralmente presente em diversos regimes de escoamento, influenciou na presença de histerese na região próxima ao estol nas curvas polares de sustentação de aerofólios com espessura maiores que 6% e operando a um regime de Reynolds de 70.000.

A variação do ângulo de ataque foi realizada manualmente seguindo um gabarito de ângulo impresso na mesma escala do modelo E95. A Figura 23 evidencia a graduação utilizada para realizar os ensaios e variar o ângulo de ataque.

Figura 23 – Gabarito utilizado para medição do ângulo de ataque.



Fonte: Elaborada pelo autor.

O processo de conversão dos valores de força medidos em gramas-força, para newtons e posteriormente adimensionalizados, estão descritos nas equações (4.1) a (4.3).

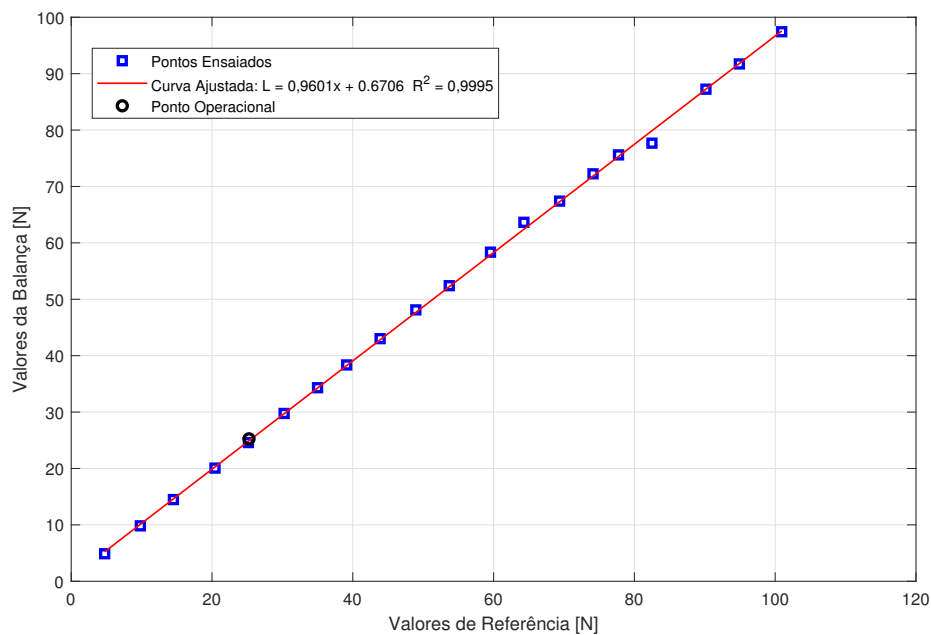
$$F \text{ [N]} = \frac{m \text{ [g]} \cdot g \text{ [m/s}^2\text{]}}{1000} \quad (4.1)$$

$$\rho = \frac{P}{0,2869 \cdot T} \quad (4.2)$$

$$C_l = \frac{F}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot s} \quad (4.3)$$

Realizou-se também a curva de calibração da balança aerodinâmica utilizada, visando reduzir os erros associados a ela. Dessa forma, a Figura 24 evidencia a calibração realizada.

Figura 24 – Curva de calibração da balança aerodinâmica para a medição de sustentação.



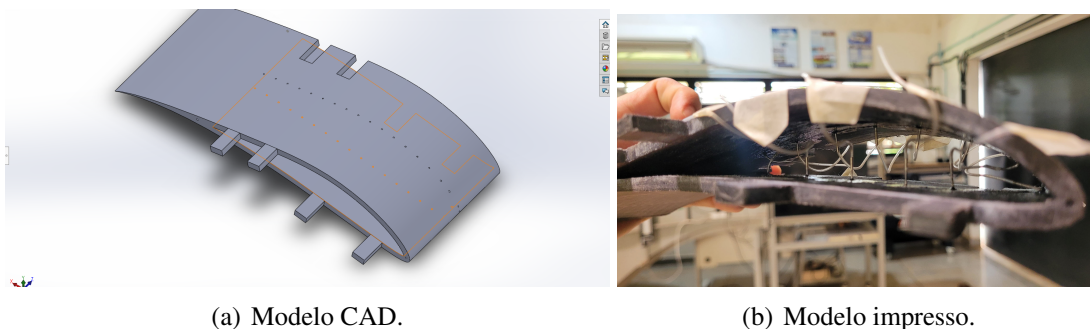
Fonte: Elaborada pelo autor.

#### 4.2.2 Ensaio de Pressão

Para a realização do ensaio de pressão sobre o aerofólio, utilizou-se uma metodologia semelhante a apresentada em 4.1, onde foi realizada a impressão 3D do aerofólio, por meio de pequenas divisões, que quando encaixadas e acabadas geram o E95. Todavia, para o estabelecimento das tomadas de pressão ao decorrer do perfil, implementou-se furos no extradorso e no intradorso, de maneira a comportarem pequenas agulhas ligadas as mangueiras de pressão. A Figura 25 evidencia o processo de modelagem 3D e a adaptação para as tomadas de pressão.

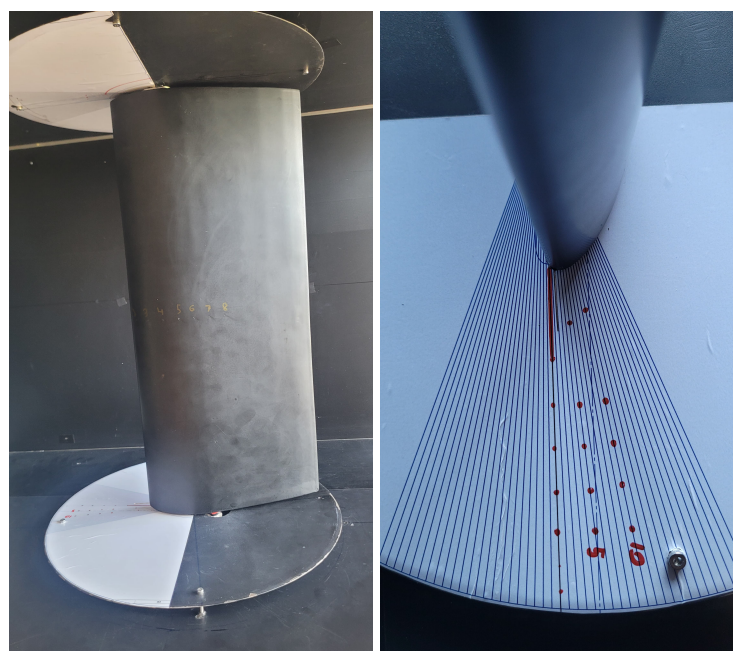
Realizou-se a montagem do aerofólio no túnel utilizando de *splitter plates* a fim de evitar qualquer perturbação dos valores de pressão em função dos vórtices de ponta de asa que pudessem ser gerados. Além disso, aproveitou-se das *splitter plates* para fixar o modelo no túnel, e medir a variação do ângulo de ataque por meio uma agulha e marcações nas placas, como é possível visualizar na Figura 27.

Figura 25 – Visualização do modelo do perfil E95 para os ensaios de coeficiente de pressão.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Figura 26 – Montagem do perfil E95 no túnel de vento.

(a) *splitter plates*

(b) gabarito de ângulos.

Fonte: Elaborada pelo autor.

Devido as limitações espaciais dentro do modelo impresso, somente 13 pontos de tomada de pressão foram possíveis de serem instalados no interior do perfil, 1 no bordo de ataque, 7 no extradorso e 5 no intradorso. Os valores de pressão foram captados pelo Módulo de Pressão 64X da Aeroalcool (PN: AATVCR2), com resolução de  $\pm 0,001$  KPa. Ademais, realizou-se o ensaio de 0 a 10 graus com um incremento de 2 graus.



Figura 27 – Setup do ensaio para a coleta de coeficiente de pressão



(a) Marcação das tomadas de pressão.



(b) Módulo de pressão Aeroalcool.



(c) Detalhes do módulo de pressão Aeroalcool.

Fonte: Elaborada pelo autor.

### 4.3 Modelagem Numérica (CFD)

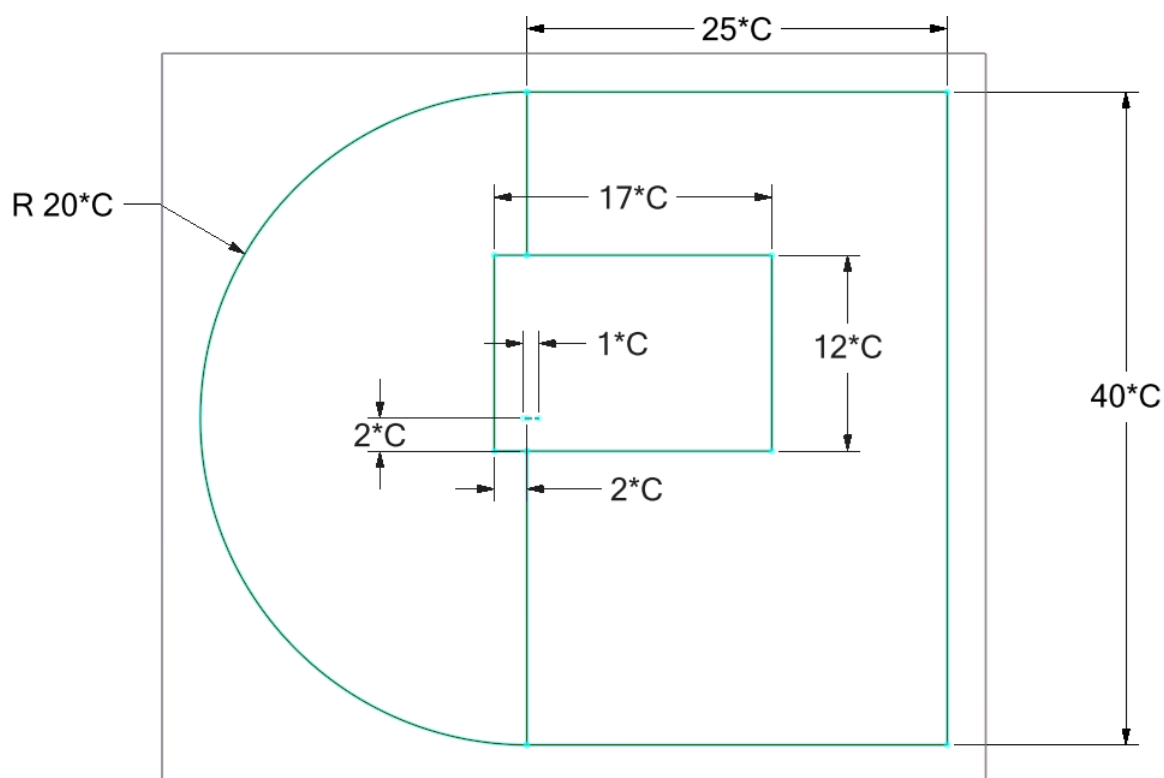
Um dos objetivos dessa pesquisa é compreender o comportamento do escoamento em regimes de baixo número de Reynolds para perfil altamente cambrados, por meio da modelagem numérica, via CFD. Adicionalmente, o resultado numérico incrementa positivamente com mais uma forma de comparação com os resultados obtidos via método experimental, além de evidenciar de forma mais clara detalhes do comportamento do escoamento na parte superior do perfil arqueado. Ademais, a visualização detalhada do escoamento permitida pelo CFD, é crucial para compreender a eficiência aerodinâmica em termos de geração de sustentação.

As análises numéricas foram conduzidas assumindo um regime 2D de escoamento utilizando a ferramenta Ansys Fluent, por meio da resolução da modelagem de equações de Reynolds-Avaraged Navier-Stokes (RANS). Devido ao regime de baixo Re, foi requerido a utilização de um modelo de turbulência mais robusto, e acurado, de forma a compreender

potenciais instabilidades no escoamento, além de regiões de transição e interação mais complexas nas quais não são completamente capturadas utilizando um modelo mais simples como o de escoamento laminar. Assim, utilizou-se o modelo  $K - \omega$  SST, um modelo RANS Eddy-viscosity, que acopla as características do modelo  $K - \varepsilon$  na região do campo livre e o  $K - \omega$  para as regiões próximas as paredes, Menter (1994).

Para o domínio computacional, optou-se por utilizar um *C-type*, evidenciado na Figura 28, permitindo a realização das análises em diferentes condições de contorno para ângulo de ataque, sem necessitar alterar a malha para cada caso, dessa forma, foi possível gerar uma polar de maneira mais simples e rápida. O raio do semicírculo foi definido em 20 vezes o comprimento da corda do aerofólio e o comprimento da região a jusante ao perfil corresponde a 25 vezes o comprimento da corda, sendo capaz de discretizar de forma suficiente a esteira de vórtices gerada pelo E95.

Figura 28 – Domínio computacional.



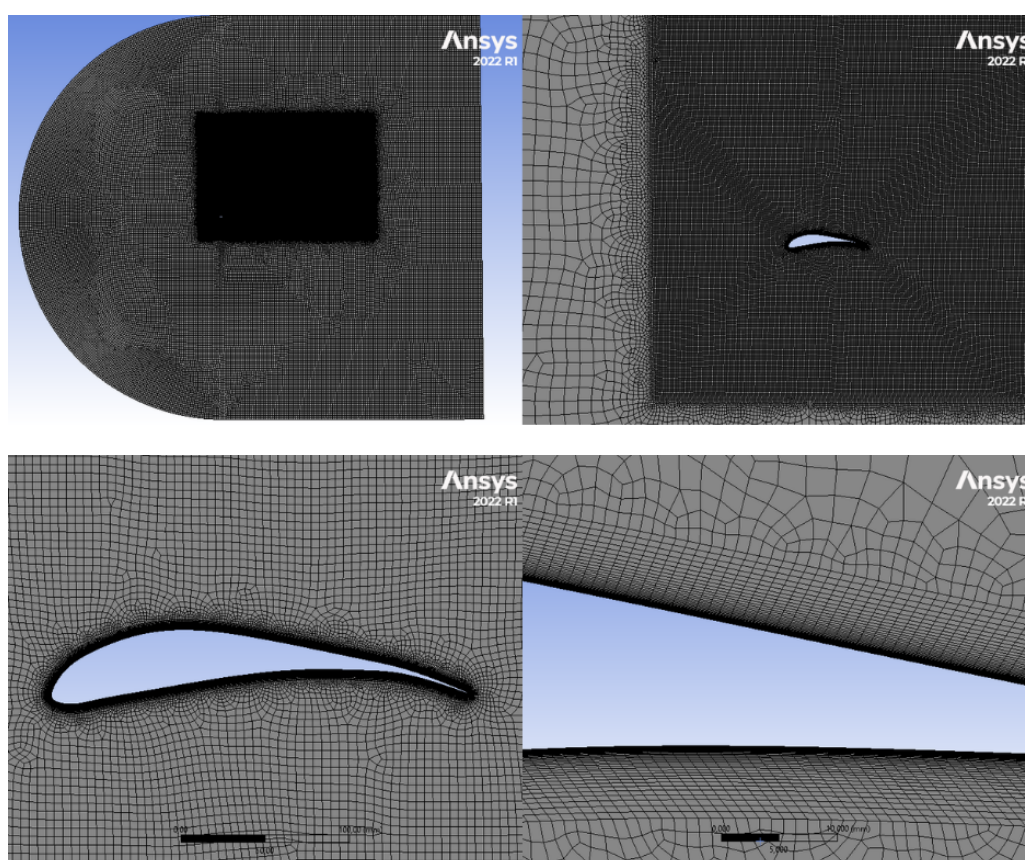
Fonte: Elaborada pelo autor.

Adicionalmente, uma área de refinamento foi construída ao redor do perfil visando obter uma melhor caracterização da região de descolamento do escoamento. Essa região foi definida como um retângulo com 17 por 12 vezes o comprimento da corda. Ademais, o aerofólio foi distanciada das bordas da região de refinamento em 2 vezes a corda, para capturar os efeitos do escoamento inferior ao E95, especialmente nas condições de alto ângulo de ataque.

Uma malha não estruturada foi criada, com a região de refinamento utilizada para capturar

os efeitos da esteira de vórtice e um *inflation* foi gerado para caracterizar o escoamento através da camada limite. Na região do *inflation* foi definido uma taxa de crescimento de 1,1 com o menor elemento com  $1,5e - 5$  metros, obtendo um valor de  $y+$  menor que 1, garantindo a aplicabilidade do modelo de turbulencia utilizado, e adicionalmente uma discretização suficientemente capaz de captar os efeitos críticos da região de camada limite. A Figura 29 detalha as regiões da malha não estruturada, desde a região livre até a superfície do aerofólio. Ademais, os principais parâmetros utilizados para a geração dessa malha estão evidenciados na Tabela 1. É importante destacar, que não foram realizados testes de independência de malha para este caso, dessa forma, podendo haver interferências sobre o resultado obtido numericamente.

Figura 29 – Malha não estruturada gerada para análise numérica.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Tabela 1 – Parâmetros principais da análise numérica.

Features	Características	Value/Valor
Airfoil	Aerofólio	E95
Chord Length	Comprimento da corda	250 mm
Flow Velocity	Velocidade do escoamento	20 m/s
First Layer Spacing	Primeira camada de malha	1.45E-5 m
Numbers of layers	Número de camadas	40
Growth rate	Taxa de crescimento	1.1
Domain Length	Comprimento do domínio	11250 mm
Node Numbers	Número de nós	5.91E+5
Inlet	Entrada	Velocity-Inlet
Outlet	Saída	Pressure-Outlet
Wall	Parede	No slip
Pressure-Velocity Coupling	Acoplamento Pressão-Velocidade	SIMPLE
<b>Spatial Discretization</b>		
Gradient	Gradiente	Least Squares Cell Based
Pressure	Pressão	Second Order
Momentum	Momento	Second Order Upwind
Turbulent Kinect Energy	Energia cinética turbulenta	Second Order Upwind
Specific Dissipation Rate	Taxa de dissipação específica	Second Order Upwind

## 4.4 Modelagem Numérica (Escoamento Potencial)

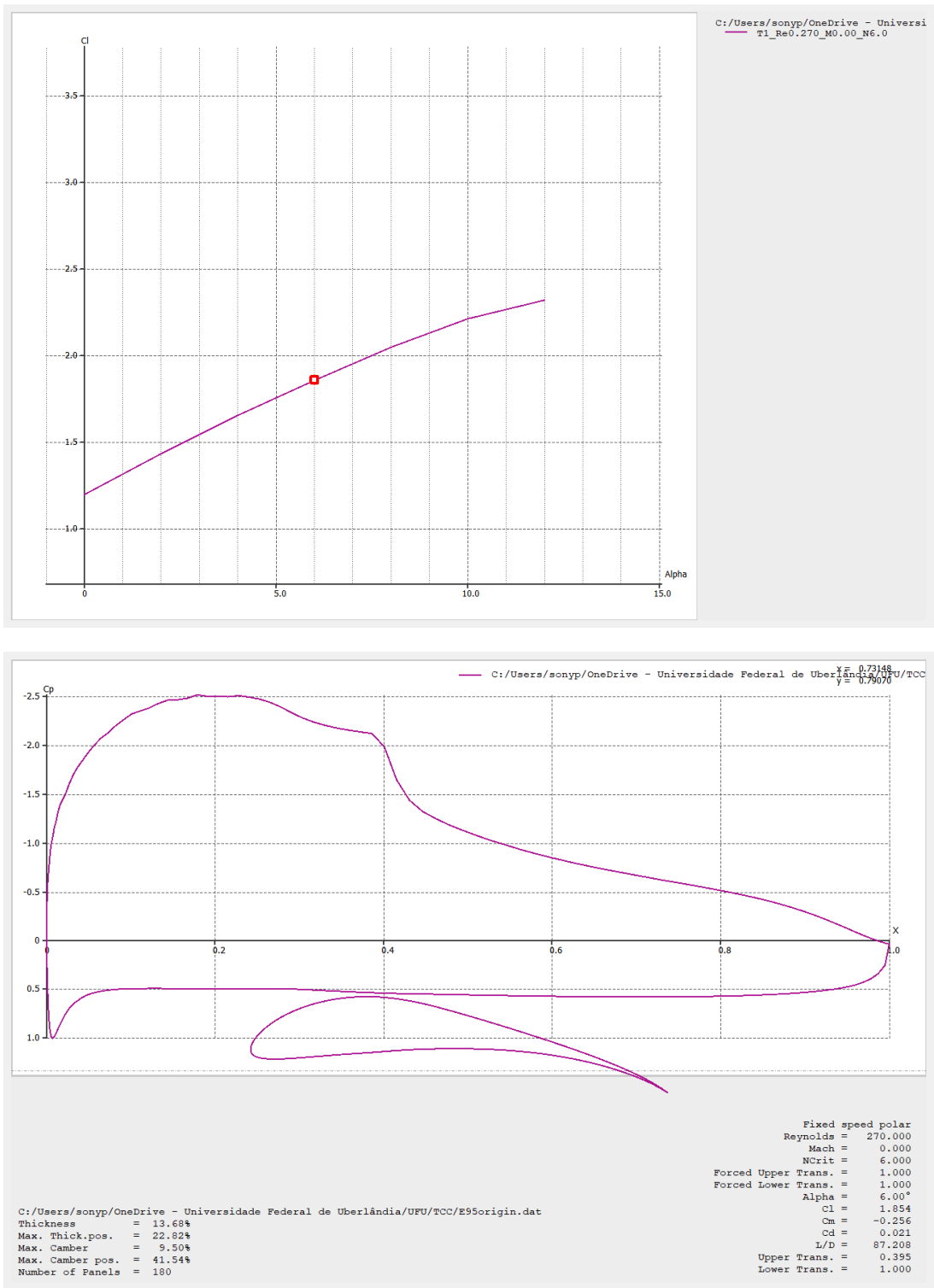
Realizou-se também a análise via XFOIL, cujo foi desenvolvido com o objetivo de permitir a modelagem aerodinâmica de casos em baixo número de Reynolds, tendo em vista que possui uma discretização dos efeitos viscoso implementada. Assim, aplicou-se as coordenadas do perfil no software XFLR5 (DEPERROIS, 2013) de forma a obter mais uma base de comparação entre os resultados.

Nesse contexto, utilizou-se o E95 discretizado em 150 painéis, de forma que compreendesse a geometria do aerofólio bem definida. Além disso, definiu-se 100 como o valor máximo de iterações em cada caso, permitindo assim, que não houvesse erros associados a não-convergência dos resultados, e aplicado no mesmo valor de Reynolds das outras metodologias.

Definiu-se a análise utilizando o modelo viscoso, buscando a discretização da região não linear do escoamento, próxima ao estol do perfil. Ademais, visando aproximar-se ao máximo das outras abordagens utilizadas, optou-se pela realização das análise com um  $N_{cri} = 6$ , parâmetro utilizado para representar a transição do escoamento do laminar para o turbulento, sendo valores inferiores mais propensos a turbulência devido a irregularidades do escoamento. A utilização do XFOIL está representada na Figura 30.



Figura 30 – Exemplo de utilização do XFOIL por meio do software XFLR5.



Fonte: Elaborada pelo autor.

# ANÁLISES E RESULTADOS

*“Cada perfil tem uma alma. E ela se revela quando entende o vento que o percorre.”*

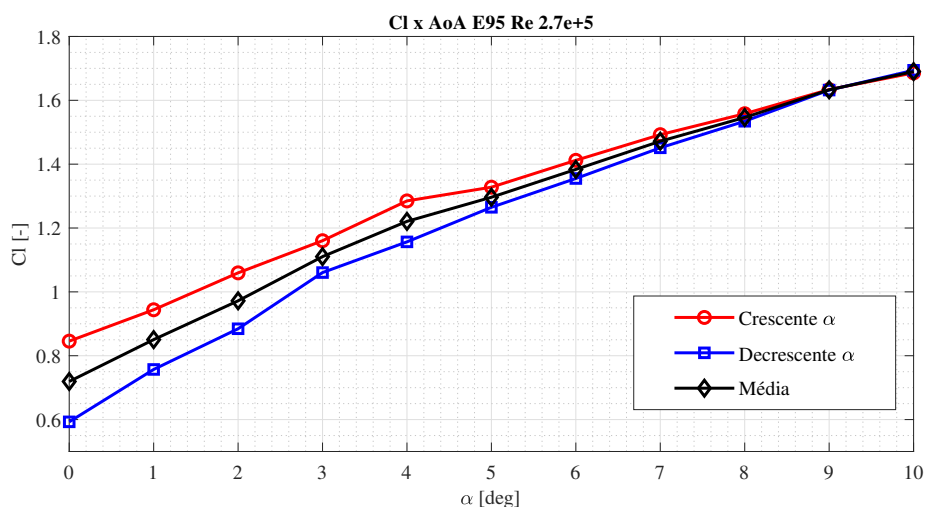
— Michael Selig

ESTE capítulo expõe os principais resultados obtidos através deste trabalho. Inicialmente, obteve-se os resultados via análise experimental em túnel de vento. Posteriormente, obteve-se os resultados via análise numérica por meio do CFD, permitindo a comparação dos resultados experimentais, e a visualização do escoamento por meio da ferramenta computacional. Por fim, avaliou-se juntamente com os dois resultados anteriores, os valores obtidos via escoamento potencial através do XFOIL, observando as características particulares encontradas em cada uma das abordagens. Parte desses resultados foi também apresentada em forma de publicação no ENCIT 2024, e está evidenciado no Anexo A (FERREIRA; ALMEIDA, 2024).

A partir da realização dos ensaios experimentais, conduzidos conforme a metodologia apresentada no Capítulo 4, foi possível obter dados suficientes para a construção da polar experimental. Conforme ilustrado na Figura 31, observam-se discrepâncias nos resultados obtidos com a variação do ângulo de ataque em ordem crescente e decrescente. Esse comportamento é coerente com o relatado por Kay, Richards e Sharma (2020) e evidencia a presença de histerese no sistema, especialmente em ângulos de ataque reduzidos.

Adicionalmente, na região próxima ao estol ,entre 10° e 12°, verificou-se uma significativa dispersão dos resultados. Essa faixa é particularmente crítica na análise de perfis aerodinâmicos em baixos números de Reynolds, onde há uma intensa perturbação do escoamento e um aumento expressivo dos efeitos viscosos. Esses fatores amplificam as incertezas associadas às medições experimentais. Diante disso, optou-se por desconsiderar os dados dessa região, com o intuito de evitar interpretações equivocadas sobre o comportamento não linear do escoamento. Ademais, é importante ressaltar que os dados experimentais não foram tratados visando correções de bloqueio devido a falta de tempo hábil para a aplicação desse método.

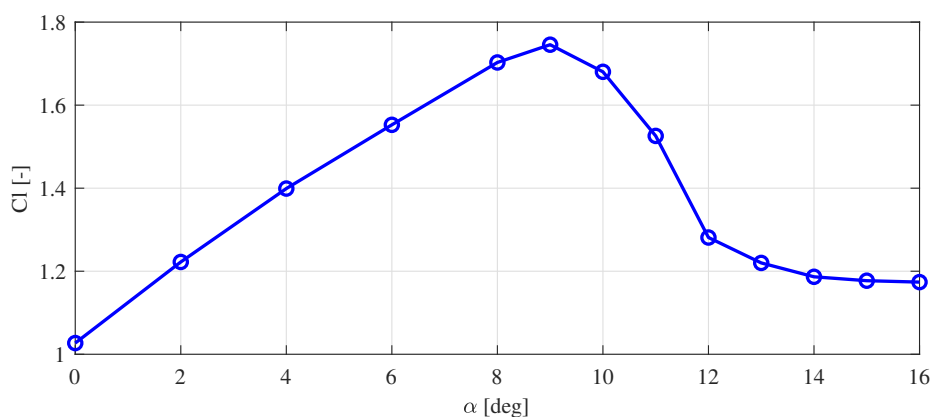
Figura 31 – Dados de sustentação experimental e avaliação de histerese.



Fonte: Elaborada pelo autor.

A Figura 32 apresenta a curva polar de sustentação obtida por meio da simulação CFD. Para os ângulos de ataque iniciais, observa-se um comportamento linear da curva, com inclinação semelhante àquela obtida experimentalmente nos ensaios em túnel de vento. Esse resultado indica boa coerência entre os métodos na representação da fase inicial do escoamento, onde não predominam os efeitos viscosos associados a sustentação.

No entanto, à medida que o ângulo de ataque se aproxima de valores intermediários, a curva apresenta uma queda abrupta no coeficiente de sustentação, indicando a ocorrência do estol em torno de  $10^\circ$ . Nesse ponto, foi identificado o valor máximo do coeficiente de sustentação ( $C_{lmax}$ ), que se mostrou próximo ao obtido experimentalmente para o mesmo ângulo. Essa concordância reforça a capacidade do modelo CFD em prever o comportamento crítico do perfil, mesmo diante das limitações e simplificações inerentes à simulação numérica.

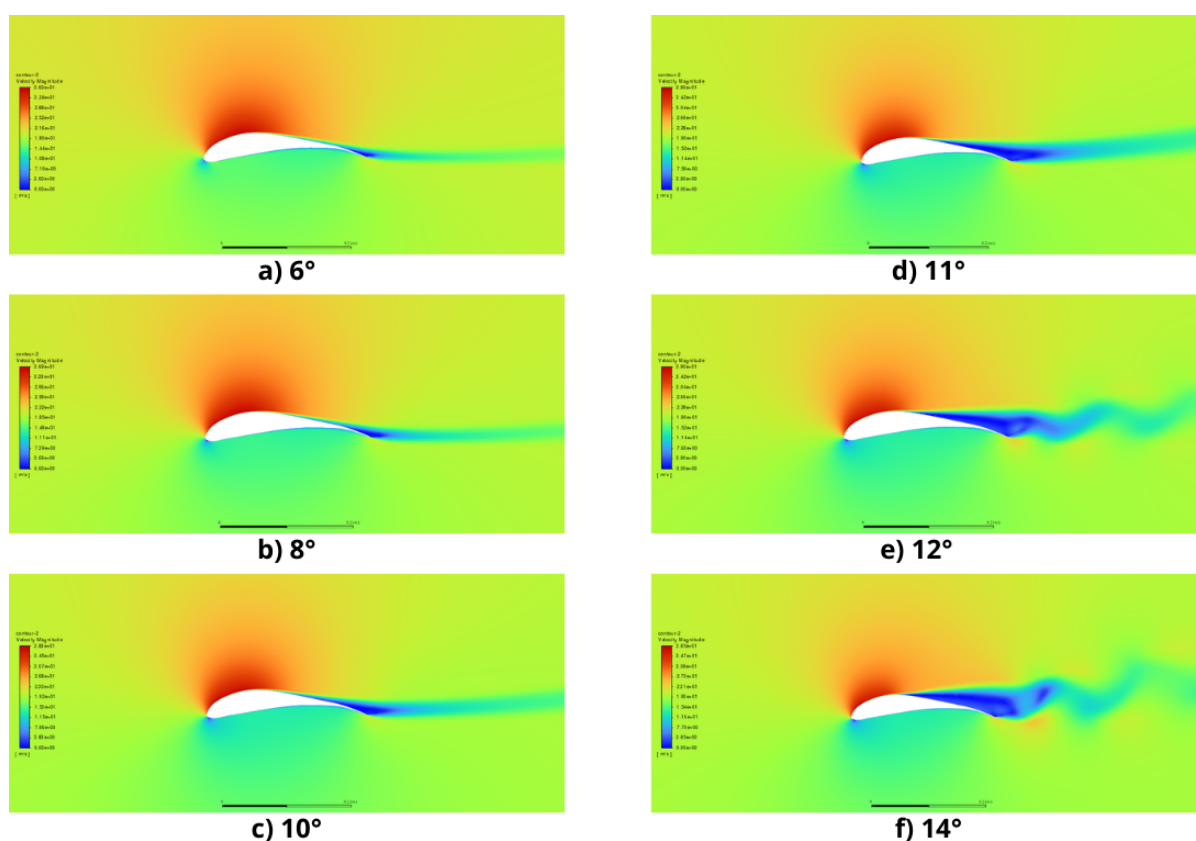
Figura 32 – Dados de sustentação obtidos via CFD (K- $\Omega$  SST) - E95  $Re = 2,7e+5$ .

Fonte: Elaborada pelo autor.

Com o objetivo de compreender com maior clareza os resultados obtidos para o coeficiente de sustentação, foi realizada a visualização do escoamento ao redor do perfil altamente cambrado, conforme apresentado na Figura 33. Devido à geometria curvada do aerofólio, observa-se uma extensa região de aceleração sobre o extradorso. Em ângulos de ataque moderados, como  $6^\circ$ , o escoamento permanece majoritariamente aderido à superfície do perfil, apresentando apenas uma pequena zona de separação próxima ao bordo de fuga.

À medida que o ângulo de ataque é incrementado, especialmente em torno de  $10^\circ$ , nota-se o crescimento da região de recirculação no extradorso. Apesar disso, a zona de sucção ainda se mantém próxima da superfície, o que indica que o aerofólio continua gerando sustentação de forma eficiente. No entanto, a partir de ângulos superiores a  $10^\circ$ , como  $12^\circ$  e  $14^\circ$ , a recirculação se intensifica significativamente, e a zona de separação avança em direção ao bordo de ataque. Nessa condição, observa-se o estabelecimento de uma esteira turbulenta mais intensa, caracterizando claramente o estol do perfil.

Figura 33 – Visualização do escoamento via CFD evidenciando o descolamento do escoamento na medida do crescimento do ângulo de ataque E95  $Re = 2,7e+5$ .



Fonte: Elaborada pelo autor.

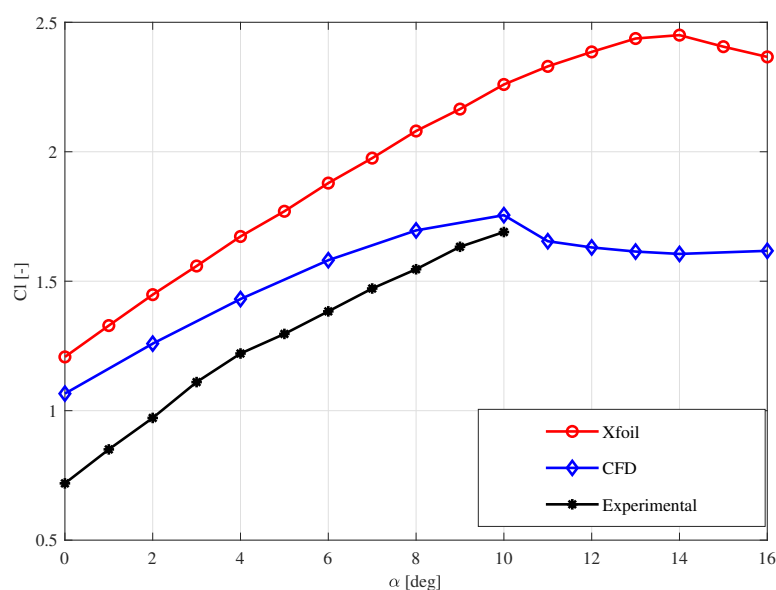
Esse comportamento é característico de escoamentos em regime de baixo número de Reynolds, nos quais os efeitos viscosos são predominantes e a separação do escoamento tende a ocorrer de forma precoce e abrupta. Diferente de perfis operando em regimes turbulentos com

maiores Reynolds, onde o escoamento pode se reanexar após a separação, em baixos Reynolds a instabilidade é mais acentuada e a esteira turbulenta formada após o estol apresenta baixa capacidade de recuperação. Isso compromete significativamente a sustentação e eleva o arrasto, limitando a eficiência aerodinâmica do perfil. Portanto, a visualização do escoamento reforça a sensibilidade do perfil às variações de ângulo de ataque e destaca a importância de compreender os mecanismos de separação em aplicações de voo lento ou em microaeronaves.

Por fim, os valores obtidos nos ensaios experimentais foram comparados com os dados provenientes das simulações CFD e com os resultados gerados por meio da ferramenta XFOIL, conforme proposta por Drela (1989), amplamente reconhecida na análise de perfis aerodinâmicos. Observa-se que os valores estimados via XFOIL apresentam uma superestimação do coeficiente de sustentação em até 35% quando comparados aos dados experimentais, e cerca de 30% quando comparados às simulações CFD (antes do estol). No entanto, nota-se que, para baixos ângulos de ataque, todas as curvas apresentam inclinações semelhantes ( $C_{L\alpha}$ ), indicando que as principais divergências ocorrem em ângulos elevados, onde os efeitos viscosos se tornam mais relevantes, conforme evidenciado na Figura 31.

Adicionalmente, verifica-se que o valor de  $C_{lmax}$  obtido via XFOIL ocorre em ângulos de ataque superiores àqueles identificados nas simulações CFD. Isso ocorre devido à superestimação dos efeitos de estol no XFOIL, especialmente em regimes dominados por forças viscosas. Esse comportamento também foi observado no perfil S1223 no trabalho de Morgado *et al.* (2016)), evidenciando a limitação da ferramenta XFOIL na previsão do estol em baixas aplicações de Reynolds.

Figura 34 – Comparação dos valores de sustentação obtidos via método experimental, e numérico (CFD e XFOIL) E95 Re = 2,7e5.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Os resultados obtidos se assemelham significativamente aos apresentados por Dong *et al.* (2019), Klose, Spedding e Jacobs (2021), Xia *et al.* (2021), nos quais tanto o valor máximo do coeficiente de sustentação ( $C_{L_{\max}}$ ) quanto o estol ocorreram em torno de  $10^\circ$ . Essa semelhança indica que, apesar das diferenças na inclinação da curva de sustentação, o modelo representou adequadamente o comportamento geral do escoamento no que diz respeito à geração de sustentação.

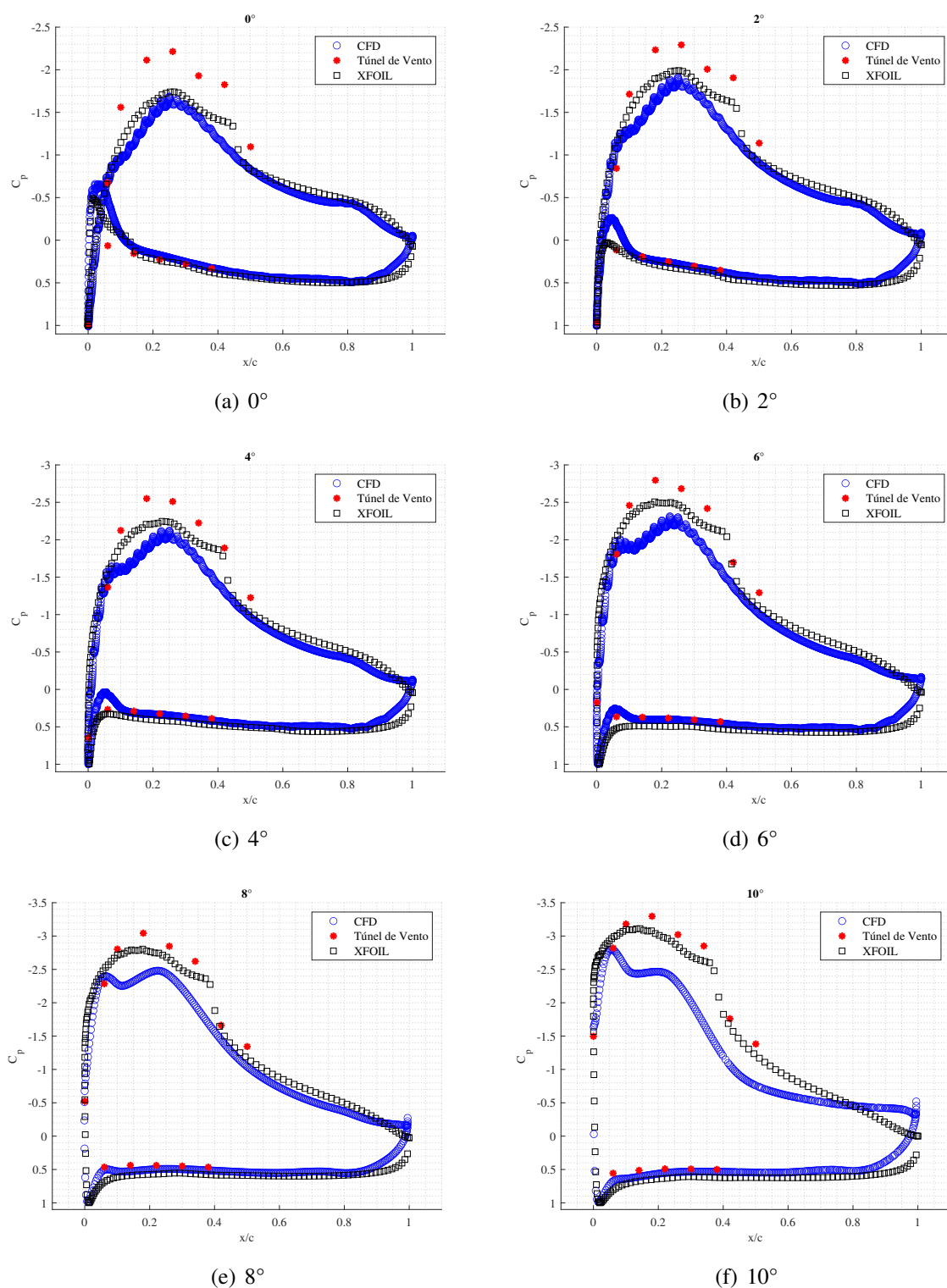
A fim de complementar os resultados obtidos, foi realizada a análise da distribuição de pressão ao redor do perfil por meio das três metodologias. Observa-se, na Figura 35, a coerência no comportamento dos dados independentemente do ângulo de ataque analisado, com a zona de pressão no intradorso coincidente nas metodologias utilizadas.

Na região do extradorso, nota-se o avanço das zonas de sucção conforme o aumento do ângulo de ataque, o que também é evidenciado pela aceleração do escoamento mostrada na Figura 33. Apesar da concordância entre os valores de pressão na região do intradorso, observa-se uma pequena discrepância nos resultados no extradorso. Nessa região, os valores obtidos pela metodologia experimental e pelo modelo de escoamento potencial apresentam uma queda de pressão mais acentuada em comparação com os resultados obtidos por CFD.

Tal comportamento era esperado, especialmente no caso do XFOIL, cuja tendência à superestimação dos coeficientes de sustentação já havia sido identificada na Figura 34 e é também discutida por Morgado *et al.* (2016). Com relação aos dados experimentais, nota-se uma maior divergência em comparação com os demais métodos em ângulos de ataque reduzidos. À medida que o escoamento se acelera com o incremento do ângulo de ataque, essa diferença tende a diminuir.

Suspeita-se que essa discrepância esteja relacionada à aceleração do escoamento na região da seção de ensaio, devido ao efeito de convergência do escoamento em função da própria geometria da seção, possivelmente intensificado pela presença das *splitter plates* nas extremidades do modelo. Ressalta-se, por fim, que os dados experimentais não foram corrigidos conforme o método sugerido por Barlow, Rae e Pope (1999), o que pode ter contribuído, também, para as diferenças observadas. Ademais, registra-se que este efeito será investigado em estudos futuros.

Figura 35 – Comparação de resultados de  $C_p$  obtidos via tuneis de vento, CFD e XFOIL, para variados ângulos de ataque E95  $Re = 2,7e5$ .



Fonte: Elaborada pelo autor.

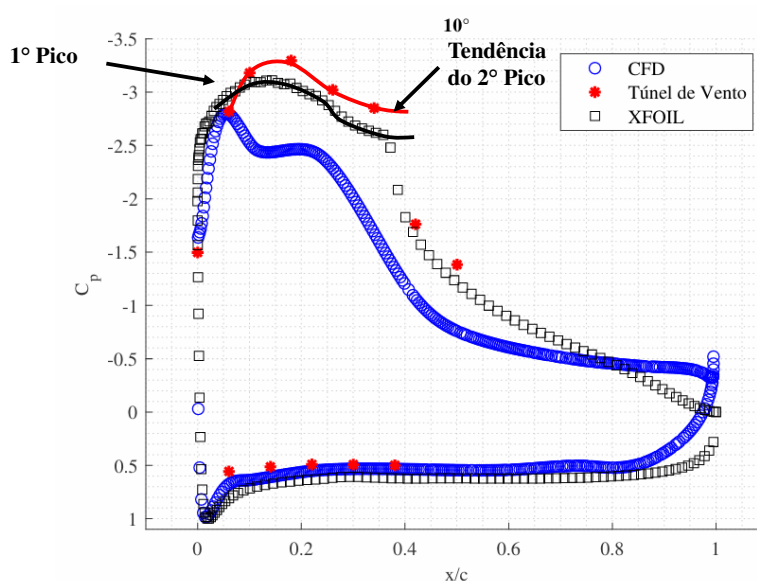
Ademais, observa-se, especialmente para maiores ângulos de ataque, a presença de um duplo pico de sucção no extradorso do perfil, próximo ao bordo de fuga, conforme evidenciado

na Figura 36. Embora esse comportamento seja mais claro e acentuado nos resultados obtidos via CFD, é possível identificar sua ocorrência também nas demais metodologias adotadas.

Em todos os casos, entre aproximadamente 0,15 e 0,4  $x/c$ , verifica-se que o escoamento sofre uma aceleração inicial, seguida por uma perda de energia. Em seguida, há uma nova aceleração acompanhada de redução de pressão, porém o fluxo volta a desacelerar gradualmente em direção ao bordo de fuga.

Esse comportamento é característico da presença de uma bolha de separação laminar (LSB) nessa região. A formação da bolha cria uma zona de inflexão na distribuição de velocidade do escoamento, o que provoca uma aceleração momentânea. Ainda que a bolha observada pareça ser de pequena extensão, seu efeito é significativo o suficiente para influenciar a dinâmica do escoamento sobre o perfil. Nesse contexto, a partir da Figura 37, onde ao manipular a escala de cores da pressão absoluta sobre o aerofólio, percebe-se de forma sutil a presença de duas bolhas, uma maior e mais próxima do bordo de ataque, e uma menor logo depois.

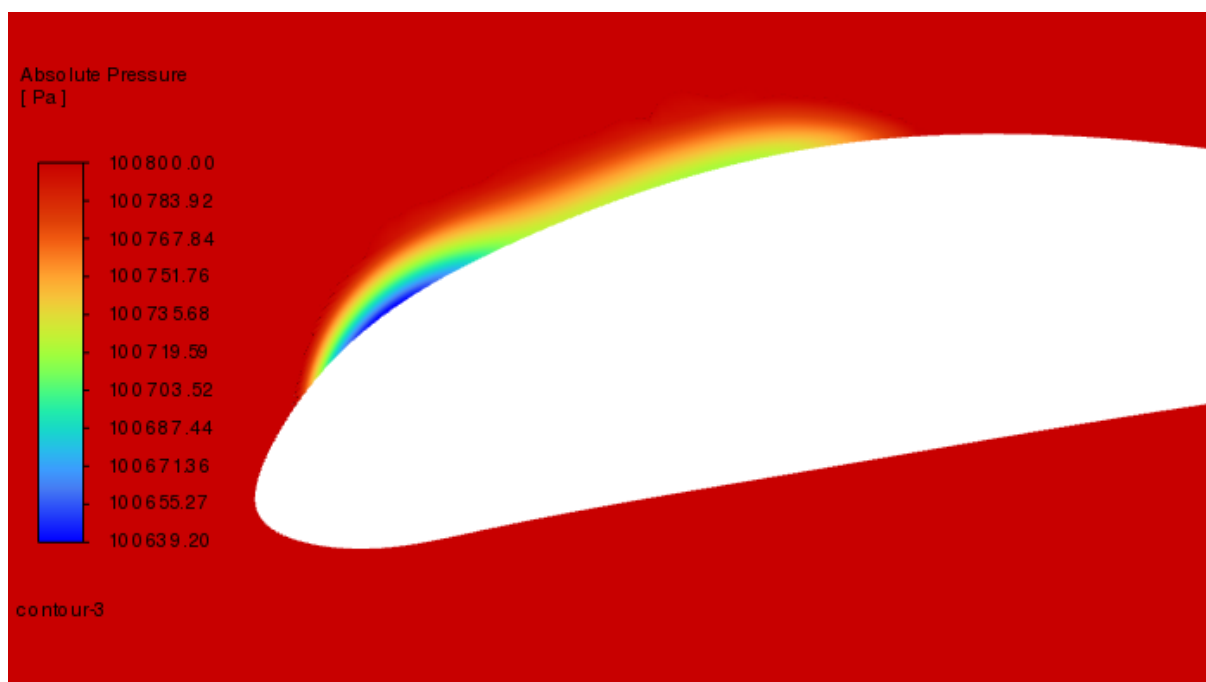
Figura 36 – Comparação dos resultados de  $C_p$  e destaque para a tendência de dois picos de sucção.



Fonte: Elaborada pelo autor.



Figura 37 – Contorno de pressão absoluta evidenciando a presença de bolhas de recirculação.



Fonte: Elaborada pelo autor.

Os resultados apresentados neste trabalho contribuem para a caracterização do escoamento ao redor de um aerofólio altamente cambrado (E95) operando em baixos números de Reynolds. Por meio de abordagens experimentais e numéricas, foi possível obter a curva de sustentação em função do ângulo de ataque, bem como identificar o valor de  $C_{L_{máx}}$  e o padrão geral de escoamento sobre o perfil analisado. Apesar de algumas discrepâncias observadas entre os métodos empregados, o estudo mostrou-se promissor para investigações futuras voltadas a perfis de alto camber. Ressalta-se, ainda, a importância de estudos posteriores para aprofundar a compreensão sobre o comportamento de histerese associado à curva  $C_L$  vs.  $\alpha$ , especialmente em perfis cujo camber excede 6%.

Adicionalmente, a análise da distribuição de pressão ao longo do extradorso permitiu identificar a formação de dois picos de sucção, fenômeno que se mostrou presente em todas as metodologias utilizadas, CFD, túnel de vento e XFOIL. Observou-se, contudo, que o CFD foi capaz de capturar tais eventos de forma mais precoce, já os métodos experimental e potencial (XFOIL) apresentaram os picos de forma ligeiramente defasada, mais a jusante. Esses resultados reforçam a complexidade do escoamento em perfis altamente cambrados e a relevância de combinar diferentes abordagens para uma caracterização mais robusta do comportamento aerodinâmico.

---

## CONSIDERAÇÕES FINAIS

---

*“Nada é demasiado distante para quem acredita que o ar também é caminho.”*

— Santos Dumont

ESTE capítulo descreve as conclusões relativas aos resultados de todos os modelos, revisando os objetivos e os meios e condições para que fossem cumpridos. Algumas possíveis melhorias futuras para este trabalho também são mencionadas

### 6.1 Conclusão

Este trabalho apresentou uma análise abrangente do escoamento ao redor de um aerofólio altamente cambrado (E95) operando em regime de baixo número de Reynolds ( $Re = 2,7 \times 10^5$ ). A investigação foi conduzida por meio de três abordagens complementares, ensaios experimentais em túnel de vento, simulações numéricas via CFD e análise com o software XFOIL, permitindo a caracterização do comportamento aerodinâmico do perfil de maneira multifacetada.

A partir da construção das curvas polares de sustentação ( $C_L$  vs.  $\alpha$ ), foi possível observar uma boa coerência global entre as metodologias, tanto no que se refere à tendência de crescimento da sustentação com o ângulo de ataque quanto no valor máximo de sustentação ( $C_{L_{máx}}$ ) alcançado. Apesar de pequenas discrepâncias pontuais entre os métodos, especialmente nas regiões próximas ao estol, onde os efeitos viscosos e tridimensionais tornam-se mais relevantes, os resultados mostraram consistência e convergência suficientes para validar os comportamentos observados. O método CFD apresentou valores ligeiramente superiores de  $C_L$  em relação ao experimental, enquanto o XFOIL apresentou uma tendência conhecida de superestimação da sustentação, coerente com o observado na literatura.

Além disso, a análise das distribuições de coeficiente de pressão ( $C_p$ ) ao longo do perfil revelou um padrão compatível entre os três métodos. Foi possível identificar, inclusive, a presença

de dois picos de sucção no extradorso para ângulos de ataque elevados, fenômeno associado à bolha de separação laminar (LSB). Essa característica foi claramente identificada nas simulações CFD, enquanto nos resultados do túnel de vento e do XFOIL a mesma tendência foi observada, embora com deslocamento mais a jusante e menor intensidade, possivelmente em função da limitação dos modelos e da instrumentação empregada. No geral, a distribuição de pressão reforça os resultados obtidos nas curvas polares, evidenciando coerência entre os métodos.

Portanto, conclui-se que, apesar das limitações intrínsecas de cada abordagem, a combinação dos métodos utilizados neste trabalho permitiu uma caracterização robusta e confiável do comportamento aerodinâmico do perfil E95. A análise conjunta dos dados demonstrou não apenas a influência da cambra elevada sobre a geração de sustentação, mas também a complexidade do escoamento em baixos Reynolds, marcado pela presença de transições laminares, bolhas de separação e efeitos de histerese. Os resultados obtidos são compatíveis com a literatura e validam a importância do uso de metodologias híbridas para o estudo de perfis hipersustentadores.

## 6.2 Perspectivas Futuras

Como continuação deste estudo, recomenda-se a realização de ensaios experimentais mais detalhados e com maior resolução espacial e temporal. A utilização de técnicas avançadas de visualização de escoamento, como PIV (Particle Image Velocimetry), permitiria capturar diretamente os campos de velocidade ao redor do perfil e, com isso, mapear de forma precisa as regiões de separação e recirculação do escoamento. Tal abordagem seria extremamente útil para identificar a formação, extensão e deslocamento da bolha de separação laminar (LSB) ao longo do extradorso, além de permitir um estudo aprofundado do comportamento de histerese observado na curva polar de sustentação. Além disso, uma investigação sobre os efeitos da rugosidade superficial e da espessura da camada limite induzida por diferentes acabamentos pode fornecer dados experimentais mais realistas e comparáveis com as simulações numéricas.

Outro aspecto relevante seria o desenvolvimento de metodologias construtivas alternativas para os modelos de túnel de vento, utilizando materiais mais leves e rígidos, como compostos poliméricos reforçados ou impressão 3D com estrutura interna otimizada, a fim de reduzir a influência da massa do modelo sobre as medições, especialmente sobre a sustentação. Isso contribuiria para maior fidelidade dos ensaios, evitando uma possível decomposição das forças em função do peso do modelo e a resistência da fixação. A inclusão de tomadas de pressão adicionais e a reconfiguração das *splitter plates* também são medidas promissoras para mitigar efeitos tridimensionais e de borda.

No contexto das simulações numéricas, futuras pesquisas podem buscar o aprimoramento do modelo  $k-\omega$  SST por meio de estratégias complementares, que aumentem sua capacidade de capturar com precisão os fenômenos de separação e transição da camada limite. A incorporação de correções específicas para transição laminar-turbulenta, como métodos baseados em

ajustes empíricos ou acoplamentos com modelos de transição, pode ampliar a aplicabilidade do  $k-\omega$  SST em regimes de baixo Reynolds. Além disso, o uso de malhas mais refinadas em regiões críticas, como a borda de ataque e o platô da bolha de separação laminar, associado a técnicas de adaptação dinâmica de malha, tende a melhorar a resolução dos gradientes de velocidade e dos comprimentos de escala associados à transição. Tais refinamentos contribuem para uma representação mais fiel da física do escoamento, especialmente em situações nas quais pequenas variações na geometria ou nas condições de contorno influenciam significativamente o comportamento da camada limite.

Ademais, a realização de estudos comparativos entre aerofólios simétricos e cambrados, contemplando diferentes valores de arqueamento, pode ser particularmente útil para avaliar a consistência do modelo  $k-\omega$  SST em diferentes configurações geométricas. Tal abordagem contribuiria para verificar a robustez do modelo frente às variações de curvatura do perfil, especialmente em regimes de baixo Reynolds, nos quais pequenas alterações geométricas podem impactar significativamente os padrões de escoamento.

Por fim, uma linha promissora seria o uso de algoritmos de otimização aerodinâmica acoplada a simulações CFD, para investigar como pequenas alterações na linha de cambra ou na distribuição de espessura do perfil poderiam influenciar a estabilidade do escoamento e o adiamento do estol. Esse tipo de abordagem contribuiria diretamente para o desenvolvimento de novos perfis altamente cambrados, especialmente aplicáveis a UAVs, aeronaves VTOL e aplicações automobilísticas de alta performance.

## REFERÊNCIAS

---

Aeroálcool Tecnologia. **Manual de operação: Balança externa de três componentes AA-TVAB1**. Rev07. [S.l.], 2018. Documento de uso técnico interno. Reprodução total ou parcial proibida. Disponível em: <<https://www.aeroalcool.com.br/>>. Citado na página 35.

ALSAHLANI, A. A.; MOHAMMED, A.-S.; AL-MOSALLAM, M. A study of impacts of airfoil geometry on the aerodynamic performance at low reynolds number. **International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research**, v. 12, n. 2, p. 99–106, 2023. Citado nas páginas 20 e 27.

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 5th. ed. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2010. ISBN 978-0073398105. Citado nas páginas 19, 22, 23, 25, 28 e 32.

BARLOW, J. B.; RAE, W. H.; POPE, A. **Low Speed Wind Tunnel Testing**. 3. ed. United States of America: Wiley-Interscience, 1999. Citado na página 49.

DEPERROIS, A. **XFLR5: An Analysis Tool for Airfoils, Wings and Planforms Operating at Low Reynolds Numbers**. [S.l.], 2013. Version 6.03, Available at: <<http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>>. Citado na página 43.

DONG, H.; XIA, T.; CHEN, L.; LIU, S.; CUI, Y. D.; KHOO, B. C.; ZHAO, A. Study on flow separation and transition of the airfoil in low reynolds number. **Physics of Fluids**, AIP Publishing, v. 31, n. 10, p. 103601, 2019. Disponível em: <<https://doi.org/10.1063/1.5118736>>. Citado nas páginas 30 e 49.

DRELA, M. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. In: SPRINGER. **Low Reynolds Number Aerodynamics: Proceedings of the Conference Notre Dame, Indiana, USA, 5–7 June 1989**. [S.l.], 1989. p. 1–12. Citado nas páginas 19, 33 e 48.

F1Technical. **Bahrain Test – 20 February 2014 - Rear wing detail**. 2014. <<https://www.f1technical.net/gallery/2014/bahrain-20-feb/jm1420fe281>>. Acesso em: 08 maio 2025. Citado na página 16.

FERREIRA, T. F.; ALMEIDA, O. de. Flow analysis over a highly cambered airfoil at low reynolds. Foz do Iguaçu, Brazil, November 10–14 2024. Paper code: ENC-2024-0144. Citado na página 45.

Fórmula SAE Brasil. **Galeria de fotos - 20ª Competição Fórmula SAE BRASIL**. 2024. Disponível em: <[https://photos.google.com/share/AF1QipM7Lo0xNHn7xX\\_bFO1WF\\_CwX7V1nuGZFmYDSDbJJZJxKmQ14Sn3wIbayIKNqaS5Eg?key=QkJkcm9sSmp2OThPN3RZeWJNcDFUTGZ1TV9rOWlB](https://photos.google.com/share/AF1QipM7Lo0xNHn7xX_bFO1WF_CwX7V1nuGZFmYDSDbJJZJxKmQ14Sn3wIbayIKNqaS5Eg?key=QkJkcm9sSmp2OThPN3RZeWJNcDFUTGZ1TV9rOWlB)>. Acesso em: 07 maio 2025. Citado na página 15.

Infopédia - Dicionários Porto Editora. **Definição de "cambra"**. 2025. Acessado em: 1 mar. 2025. Disponível em: <<https://www.infopedia.pt/dicionarios/lingua-portuguesa/CAMBRA>>. Citado na página 15.

JOUAV. **CW-30E: Long-Endurance Electric Fixed-Wing UAV**. 2025. Disponível em: <<https://www.jouav.com/products/cw-30e.html>>. Citado na página 16.

KAY, N. J.; RICHARDS, P. J.; SHARMA, R. N. Influence of turbulence on cambered and symmetrical airfoils at low reynolds numbers. **AIAA journal**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 58, n. 5, p. 1913–1925, 2020. Citado nas páginas 15, 19, 36 e 45.

KLOSE, B. F.; SPEDDING, G. R.; JACOBS, G. B. Direct numerical simulation of cambered airfoil aerodynamics at  $re = 20,000$ . **arXiv preprint arXiv:2108.04910**, 2021. Citado na página 49.

MENTER, F. R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. **AIAA journal**, v. 32, n. 8, p. 1598–1605, 1994. Citado nas páginas 20 e 41.

MORGADO, J.; VIZINHO, R.; SILVESTRE, M.; PÁSCOA, J. Xfoil vs cfd performance predictions for high lift low reynolds number airfoils. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 52, p. 207–214, 2016. Citado nas páginas 48 e 49.

PERI, G.; CAPUANA, J. Motorcycle aerodynamics: a cfd study from airfoil selection to winglet design for downforce increase and lap time reduction. 2021. Citado nas páginas 16 e 20.

SELIG, M. S.; GUGLIELMO, J. J. High-lift low reynolds number airfoil design. **Journal of aircraft**, v. 34, n. 1, p. 72–79, 1997. Citado nas páginas 15, 16 e 19.

SRIRAM, P.; GOPALARATHNAM, A.; MISENHEIMER, A. High-downforce airfoil design for motorsports. **SAE International Journal of Materials and Manufacturing**, JSTOR, v. 5, n. 2, p. 478–489, 2012. Citado na página 20.

TANK, J.; KLOSE, B.; JACOBS, G.; SPEDDING, G. Flow transitions on a cambered airfoil at moderate reynolds number. **Physics of Fluids**, AIP Publishing, v. 33, n. 9, 2021. Citado nas páginas 19 e 30.

WINSLOW, J.; OTSUKA, H.; GOVINDARAJAN, B.; CHOPRA, I. Basic understanding of airfoil characteristics at low reynolds numbers (10<sup>4</sup>–10<sup>5</sup>). **Journal of aircraft**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, v. 55, n. 3, p. 1050–1061, 2018. Citado nas páginas 16, 20 e 29.

XIA, T.; DONG, H.; YANG, L.; LIU, S.; JIN, Z. Investigation on flow structure and aerodynamic characteristics over an airfoil at low reynolds number—a review. **AIP Advances**, AIP Publishing, v. 11, n. 5, 2021. Citado nas páginas 19, 29, 31 e 49.

ZHANG, Y.; ZHOU, Z.; WANG, K.; LI, X. Aerodynamic characteristics of different airfoils under varied turbulence intensities at low reynolds numbers. **Applied Sciences**, MDPI, v. 10, n. 5, p. 1706, 2020. Citado na página 26.

PUBLICAÇÃO - ENCIT 2024

ENCIT2024

20th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering



20th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering  
November 10th–14th, 2024, Foz do Iguaçu - PR - Brazil

ENC-2024-0144

FLOW ANALYSIS OVER A HIGHLY CAMBERED AIRFOIL AT LOW REYNOLDS

Thales Feitosa Ferreira  
Odenir de Almeida

Experimental Aerodynamics Research Center (CPAERO) - Federal University of Uberlândia (UFU), Rod 050 Km 78  
thales.ferreira@ufu.br  
odenir.almeida@ufu.br

**Abstract.** Micro Air Vehicles (MAVs), such as fixed-wing aircraft and propeller-driven drones, are increasingly gaining prominence in various industries. These small-scale vehicles find applications in cargo transportation, agricultural spraying, video monitoring, and aerial photography. However, their development presents unique engineering challenges, particularly related to aerodynamics. When comparing micro vehicles to existing general aviation aircraft (GA), a significant difference lies in the Reynolds number at which they operate. While conventional aviation deals with much higher Reynolds numbers, micro vehicles operate in a regime where this number is significantly lower. This discrepancy impacts their aerodynamics, necessitating the use of more cambered airfoils. These airfoils generate greater lift forces at lower speeds but are also more susceptible to viscous effects due to the lower Reynolds number which reduces aerodynamic efficiency. In this context, this work aims to study experimentally and numerically the flow over a proprietary design of a highly cambered airfoil operating in a low Reynolds number regime ( $2,7 \times 10^5$ ). The combination of computational fluid dynamics (CFD) and experimental analysis through wind tunnel, provided results and insights into the aerodynamic efficiency of the profile and accurately detailed the flow pattern. These findings contribute to the design approaches for micro air vehicles.

**Keywords:** Micro Air Vehicles, Cambered Airfoil, Wind Tunnel, CFD, Low Reynolds

1. INTRODUCTION

The use of highly cambered wings is associated with the demand for a lot of lift, generally associated with projects whose area or speed are limiting, restricting the generation of lift, such as micro aerial vehicles (MAVs) and drones (UAVs). Such vehicles perform several important functions such as agricultural spraying, freight and passenger transport, video monitoring, aerial photography, etc. All of these operating in Reynolds number (Re) ranges much lower than conventional aviation. In this context, operation under a low Reynolds number regime (less than  $5 \times 10^5$ ) is linked to the great influence of viscous forces on aerodynamic behavior, directly impacting the efficiency of the wing, especially when it comes to cambered wings and the separation of the flow due to the low energy present in the flow. As discussed by Kay *et al.* (2020), the Reynolds number range for small fixed-wing UAVs lies between 50,000 and 250,000.

Several key phenomena significantly influence aerodynamic performance in low Reynolds number flows around highly cambered airfoils. The flow tends to have a laminar boundary layer, which may transition to turbulence due to disturbances or adverse pressure gradients, leading to separation bubbles that increase drag and reduce lift. These airfoils are highly sensitive to changes in the angle of attack, which can cause rapid variations in lift and drag due to flow separation. The dominance of viscous forces and reduced flow momentum increase the likelihood of separation and recirculation regions, especially around the trailing edge, contributing to wake formation and vortex shedding (Kay *et al.* (2020)). These effects result in unsteady flow behavior, impacting stability, control, and aerodynamic efficiency, particularly in applications such as micro air vehicles.

Selig and Guglielmo (1997) noticed the trend of using cambered wings to achieve increased lift, and consequently load capacity, reduction of runway length and stall speed, and began research related to hyperlift airfoils applied to low Reynolds flows using the wind tunnel. Over time, research has evolved, using computational fluid dynamics (CFD) and highlighted the capacity of these profiles in producing lift and applications in this operating range, for instance, Winslow *et al.* (2018) where the high lift linked to profiles with high camber lines stood out, but were penalized by a large drag force produced, especially at lower Reynolds values. However, although there have been many studies, these are limited to the characterization of the S1223 profile, arched NACA airfoils, and curved plate, (Selig and Guglielmo (1997), Ayvazoglu *et al.* (2024), Kay *et al.* (2020), Winslow *et al.* (2018)) being lacking in the application of airfoils with higher camber lines (above 6%).

Unlike laminar, symmetrical and slightly arched profiles, the flow on highly arched airfoils detaches easily at interme-

T.F. Ferreira, O. Almeida.  
Flow Analysis Over A Highly Cambered Airfoil At Low Reynolds

diated angles of attack, anticipating the laminar-turbulent flow transition process, influencing the wing stall phenomenon, especially when the flow regime is not at high number of Reynolds. Furthermore, because it is a flow regime in which viscous forces are very evident, tools generally acceptable for low fidelity flow analysis, such as XFOIL and VLM, become inaccurate due to the non-convergence generated due to this flow characteristic. Therefore, more complex and costly analyses such as CFD and wind tunnel become necessary to study these cases.

In this context, this article highlights the study carried out on the flow around a highly cambered airfoil, named E95, in a low Reynolds number regime ( $2,7 \times 10^5$ ), through tests carried out via the wind tunnel, and numerical simulations via CFD, described in the following sections. The results presented in this document contribute positively to the applications of this type of aerodynamic profile where high lift is needed at low Re number operations, highlighting aerodynamic parameters such as lift coefficient and flow visualization with the focus of discussing the details of the flow phenomena as well as the difficulties associated with low Re flow regimes over highly cambered airfoils. The desired end outcome is to understand the impact of low Re to aerodynamic efficiency, and flight performance, and enable the development of new aerodynamic technologies.

## 2. METHODOLOGY

To characterize the physical behavior of a highly cambered airfoil operating at low Reynolds, tests were carried out in a wind tunnel using a three-axis aerodynamic balance, and a numerical study via CFD using Ansys Fluent. Furthermore, the airfoil used, called E95, was developed by the Tucano Aerodesign team at UFU, through an optimization process involving the team's database of aerodynamic profiles, to increase lift for its competition aircraft, which due to its geometric structures and their operating speed, act in a low Reynolds regime (within the range of  $1,5 \times 10^5$  and  $4,0 \times 10^5$ ).

In this context, the Reynolds value was established for the study  $2,7 \times 10^5$ , within the proposed operating range of the airfoil, and the operational capacity of the wind tunnel. Values lower than this present low fidelity and non-convergence in the XFOIL software Drela (1989), used as a tool for comparing data in airfoil selection, while higher values are beyond the operational capacity of the wind tunnel used for the tests. Discussion about the applicability and limitations of the different approaches used in this study will be presented along with both numerical and experimental results.

### 2.1 Cambered Airfoil Model

To carry out the tests, the E95 was printed using a 3D printer (Makerbot Replicator Z18) and subsequently went through a surface finishing process, aiming to reduce possible roughness that would compromise the airfoil's drag values. The profile dimensions are respectively, chord = 250 mm, span = 550 mm and planform area =  $137500mm^2$ . The Fig. 1 highlights the 2D view of the aerodynamic profile while the Fig. 2(a) shows the CAD modeling process for 3D printing of the model and the Fig. 2(b) shows the airfoil ready for the test.

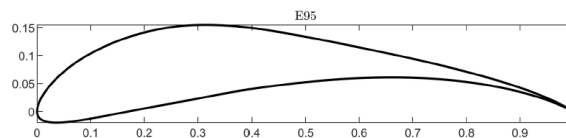


Figure 1. Cambered Airfoil E95 (2D).

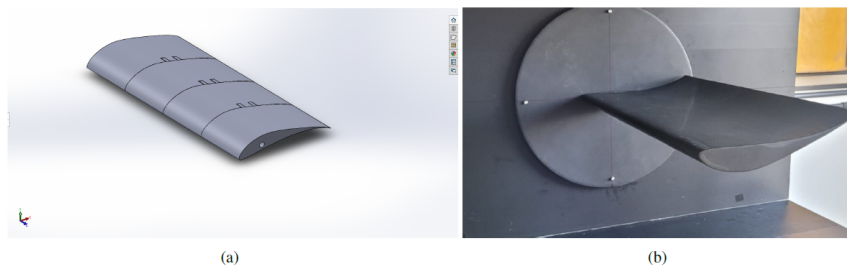


Figure 2. Cambered Airfoil E95 (a) CAD Model (b) Finished Model.



## 2.2 Wind Tunnel Setup

To acquire the values of the airfoil's lift forces, the E95 model was attached to a three-axis aerodynamic balance, (AA-TVAB1), through a rod in the test section of the TV-60 Zephyr wind tunnel at the Experimental Aerodynamics Laboratory (LAEX) from the Experimental Aerodynamics Research Center (CPAERO-UFU). The Fig. 3 highlights the assembly setup (airfoil + rod) before being fixed to the aerodynamic balance in the wind tunnel.



Figure 3. Aerodynamic balance setup.

In this context, to bring the model coefficients closer to a 2D airfoil, *splitter plates* were used on both sides (at extremities), close enough to the test model to reduce the wingtip vortices by creating a physical barrier at the ends, but allowing the free movement of the E95 and not compromising the aerodynamic balance data acquisition. The Fig. 4 shows the assembly of the experimental apparatus.

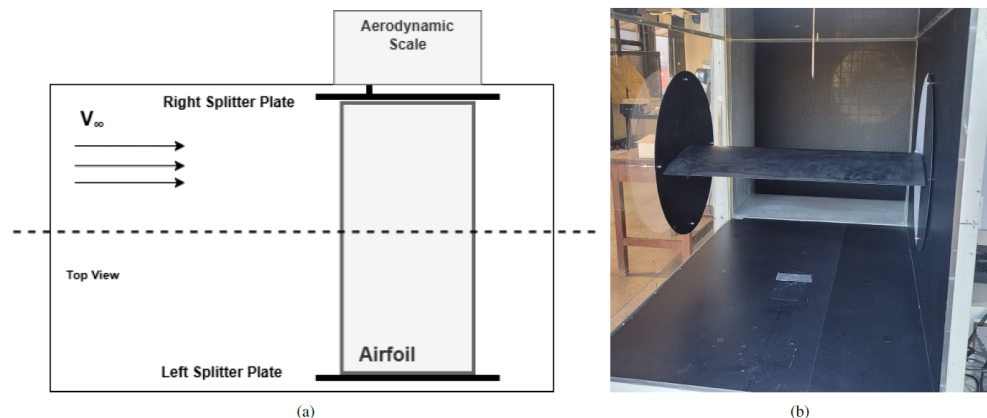


Figure 4. Airfoil lift and drag experiment schematics.

The aerodynamic scale used is made up of three cells that, when deformed, provide lift, drag, and moment values produced by the object fixed to it. Thus, for the composition of the  $C_l$  vs  $\alpha$  curves, 30 values were collected for each cell, which subsequently underwent statistical treatment, for each angle of attack tested. The E95 model was tested from  $0^\circ$  up to  $14^\circ$  allowing the construction of a polar with 15 points discretized to one degree. However, due to the high dispersion of the points in the stall region, probably due to the high-cambered geometry of the airfoil, only the experimental points in the linear  $C_l$  vs  $\alpha$  curve will be presented. Furthermore, the test was also carried out in descending order to analyze possible hysteresis in the system. As discussed in the work of Kay *et al.* (2020), because of the laminar separation bubble (LSB), possibly present in such kind of flow regime, significant hysteresis can be expected in the static lift curve around stall below a Reynolds number of 70,000 for airfoils with greater than 6% thickness.

The variation of the angle of attack (AoA) was performed manually following an angle template printed on the same scale as the E95 model. This setup was noted as one of the limitations in performing such experiments with highly cambered airfoils where, due to its camber, it was very difficult to be assertive about the AoA. The Fig.5 shows the graduated scale used to guide the variation of AoA.



### 2.3 Numerical Modeling

One of the objectives of this work was to verify how numerical modeling, via CFD, behaves when faced with the problem of low Reynolds flow over highly cambered airfoils (above 6%). In addition, the numerical data will provide another means of comparison with the wind tunnel results and additional details about the developing flow pattern over the upper side of the cambered airfoil. Such flow visualization details are crucial to understanding the link with aerodynamic efficiency in terms of lift generation.

The numerical analysis was carried out via 2D assumption using Ansys Fluent under the Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS) modeling. Even at a low Re flow regime, the turbulence model is required for more accurate and comprehensive simulations by accounting for potential flow instabilities, transitional behaviors, and complex flow interactions that may not be fully captured by laminar flow models alone. The turbulence model used was the  $k - \omega$  SST, a RANS Eddy-viscosity model that couples the characteristics of  $k - \epsilon$  for the far-field and  $K - \omega$  for regions close to the walls, Menter (1994).

For the computational domain, a *C-type* was used, Fig. 7, allowing the analysis of different angles of attack without needing to change the mesh for each new angle analyzed. The radius of the semicircle was defined as 20 times the length of the chord, and the length of the part behind the airfoil was at least 25 times the length of the chord, being enough to discretize the vortex wake of the profile.

Additionally, a refinement area for the mesh was created around the airfoil to better characterize the flow detachment region in the E95. This area was defined as a rectangle with 17 by 12 times the length of the chord. The airfoil was distanced from the edges of this area of refinement by 2 times the length of the chord, to capture the effects of the flow downstream of the airfoil, especially at high AoA conditions.

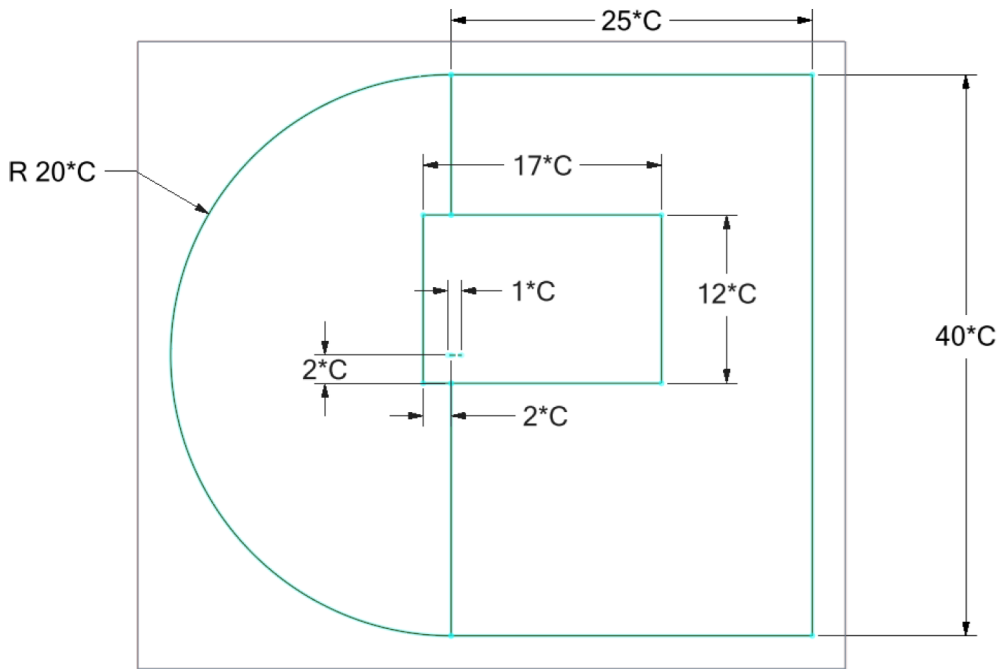


Figure 7. Sketch of domain and airfoil.

An unstructured mesh was created, with a refinement area to capture the effects of the vortex wake, and inflation around the airfoil to better characterize the flow in the boundary layer. In the inflation region, it was defined a growth rate of 1.1 with the size of the smallest airfoil element of  $1,4e - 5$  m to obtain a  $y^+$  less than 1 to guarantee the applicability of the turbulence model used, in addition to sufficiently discretizing the critical flow region for this problem, exposed by the Fig. 8. In Fig. 8, details of the unstructured mesh are provided both in the far-region and very close to airfoil surface (boundary layer). Furthermore, the main information regarding the numerical simulation setup is shown in the table 1.

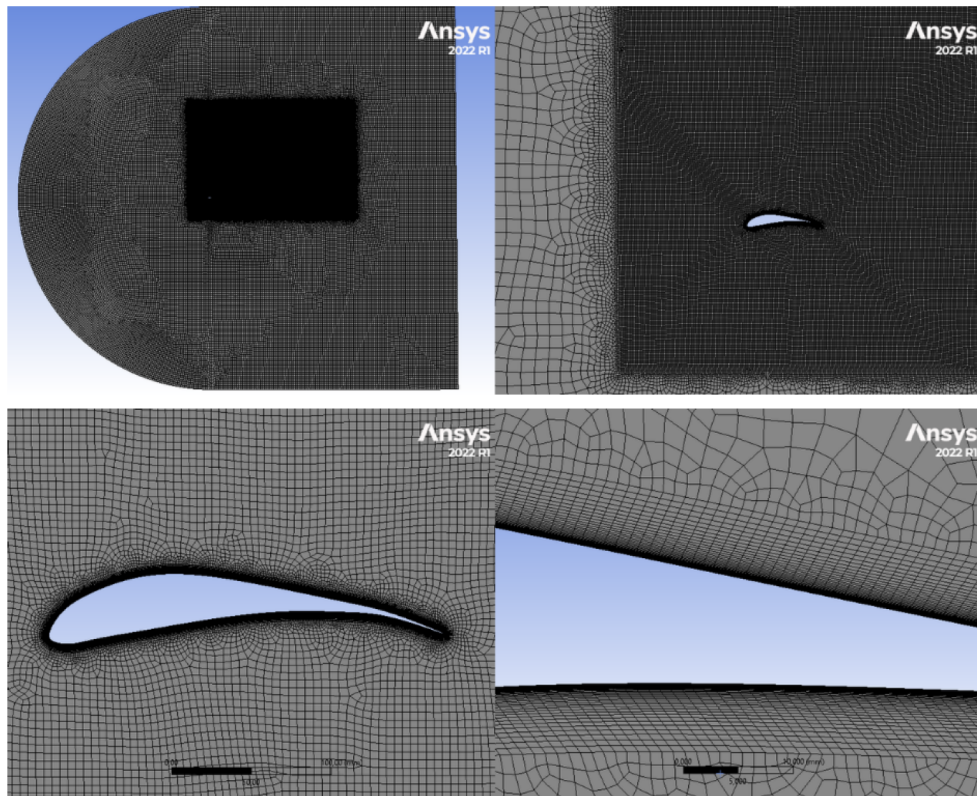


Figure 8. Mesh structure in the entire domain and boundary layer mesh around the airfoil.

Table 1. Principal Features of Numerical Analysis.

Features	Value
Airfoil	E95
Chord Length	250 mm
Flow Velocity	20 m/s
First Layer Spacing	1.45E-5 m
Numbers of layers	40
Growth rate	1.1
Domain Length	11250 mm
Node Numbers	5.91E+5
Inlet	Velocity-Inlet
Outlet	Pressure-Outlet
Wall	No slip
Pressure-Velocity Coupling	SIMPLE
<b>Spatial Discretization</b>	
Gradient	Least Squares Cell Based
Pressure	Second Order
Momentum	Second Order Upwind
Turbulent Kinect Energy	Second Order Upwind
Specific Dissipation Rate	Second Order Upwind

### 3. RESULTS

Once the methodology described previously was applied, it was possible to obtain the experimental  $C_l$  vs AoA of the E95 profile via wind tunnel as reference data. Furthermore, using CFD simulations, numerical data was gathered, providing additional and detailed information such as the distribution of the pressure and velocity field, allowing the visualization of flow characteristics developed around the cambered airfoil.

Figure 9 highlights the polar obtained via wind tunnel measurements. It can be seen some discrepancies in the hysteresis tests, as pointed in the work of Kay *et al.* (2020), showing that the increasing angle test does not perfectly match the values presented by the decreasing angle tests. There is a hysteresis characteristic of the system, especially in the smaller angle of attack related to lift. Also, during these measurements, it was identified a large dispersion of lift data in the stall region between 10 and 12 degrees. Due to this problem encountered, these AoAs will be dismissed from the  $C_l$  vs AoA curve to avoid misinterpretation of the experimental data and it was noted as a further work to better characterize and explain this phenomena happening at low Re with highly cambered airfoils.

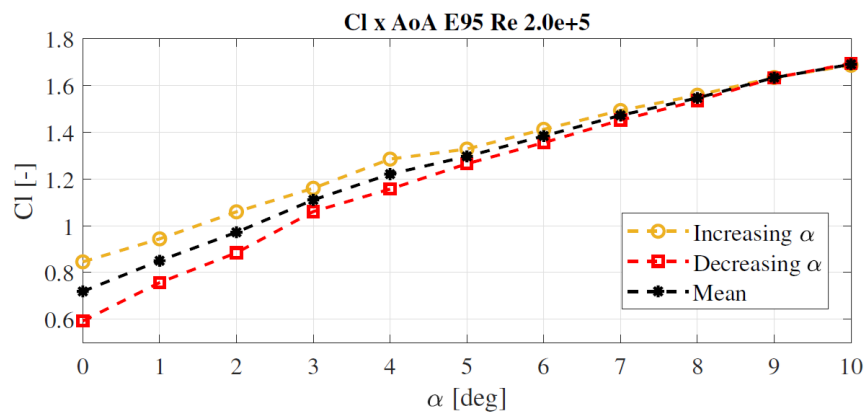


Figure 9. Lift Coefficients via wind tunnel.

Fig. 10 highlights the  $C_l$  versus AoA obtained via CFD, using the numerical methodology as presented in sub section 2.3. It is noted that for the initial angles, the curve has a linear behavior, as expected, and is somewhat close to the values obtained in the wind tunnel measurements. However, for an intermediate AoA a sudden drop in the curve is noticeable, highlighting the effects of a stall after 10 degrees. At this location ( $10^\circ$ ) the  $C_{l_{max}}$  is identified for this E95 cambered airfoil which is very close to the experimental data.

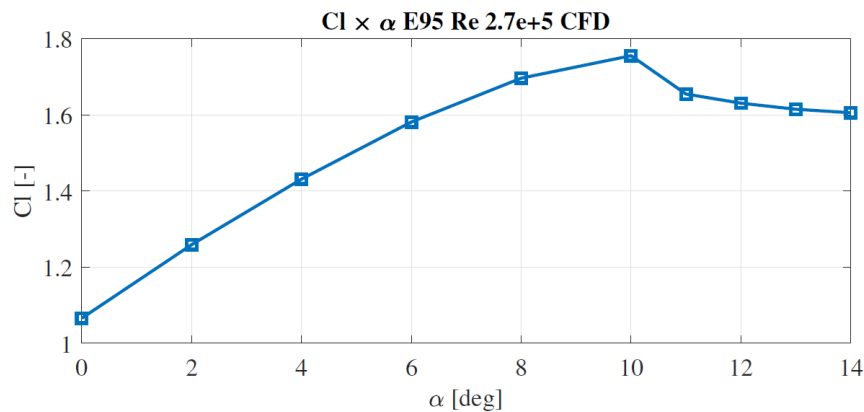


Figure 10. Lift Coefficients via CFD.



T.F. Ferreira, O. Almeida.  
Flow Analysis Over A Highly Cambered Airfoil At Low Reynolds

To help clarify the  $C_l$  vs AoA data presented herein, flow visualization was obtained in the airfoil close region. These data are presented in Fig 11. Due to the highly cambered geometry of the airfoil, it is possible to see a large flow acceleration region on the upper side of it. Even at moderate AoA ( $6^\circ$ ) the flow is still well-behaved with a small recirculating region at the trailing edge. As the AoA is increased towards  $10^\circ$  this recirculating region is increased, however, the suction side is still well characterized, indicating that the airfoil is generating lift efficiently (well within the linear region in the  $C_l$  vs AoA curve). After  $10^\circ$ , the recirculating region is largely increased over the upper side, lowering the suction region and bringing it very close to the leading edge. At 12 and 14 degrees, it is possible to see that the wake has largely increased and the stall is present in the cambered E95 airfoil.

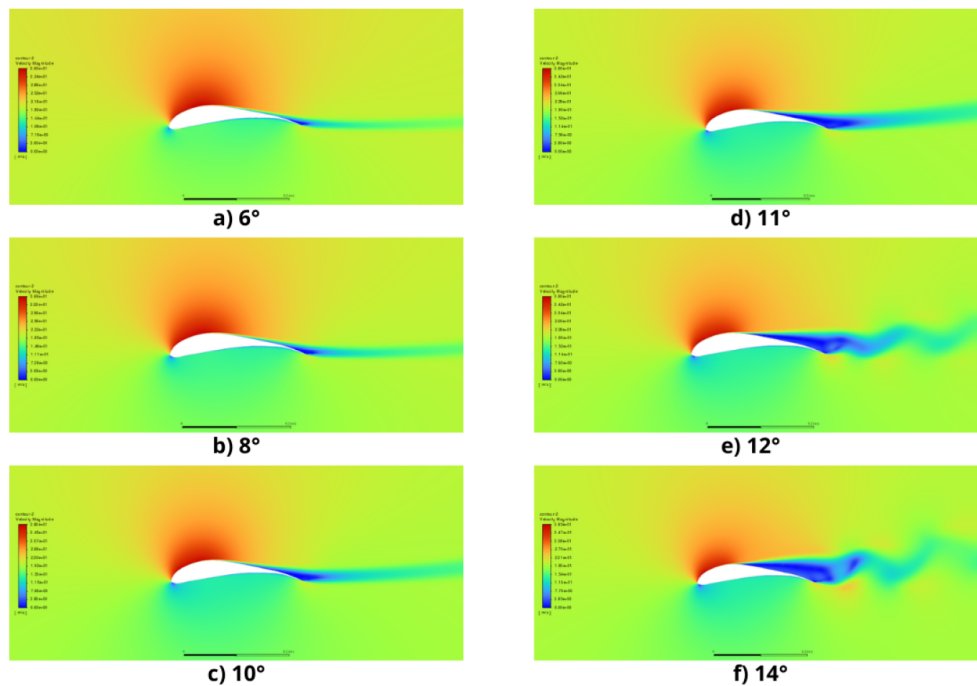


Figure 11. Contours of velocity magnitude

Finally, the values obtained from the tests carried out experimentally were compared with the data obtained via CFD and values achieved using XFOIL analysis, Drela (1989), which is a very known tool to assess airfoil data. It is observed that the result obtained via XFOIL presents a maximum difference of 35% concerning the values obtained via the wind tunnel, and 30% when compared with the CFD values (before the stall). However, it is observed that for smaller AoA, all curves present similar derivatives ( $C_{l\alpha}$ ), showing that the main discrepancies found are related to the viscous forces present at high angles of attack, Fig. 12.

Additionally, it is observed that the same  $C_{lmax}$  value calculated via CFD occurs at a lower angle of attack in XFOIL, where stall effects are overrated due to the predominance of viscous forces in this region. This behavior was also evidenced on the S1223 airfoil in the work of Morgado *et al.* (2016), showing the limitation of the XFOIL to accurately predict the stall region at low Re applications.

The results presented herein help to characterize the flow around a highly cambered airfoil (E95) operating at low Reynolds number. Through experimental and numerical approaches, it was possible to characterize the  $C_l$  vs AoA curve and the  $C_{lmax}$  value, as well as to identify the flow pattern over the aerodynamic profile studied. Despite some discrepancies found between the numerical and experimental results, this study proved promising for continued research on highly cambered airfoils. It should be emphasized here the importance of a future study to better understand the hysteresis behavior associated with the  $C_l$  vs AoA curve for this type of airfoil whose camber exceeds 6%.

20th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering  
November 10th–14th, 2024, Foz do Iguaçu - PR - Brazil

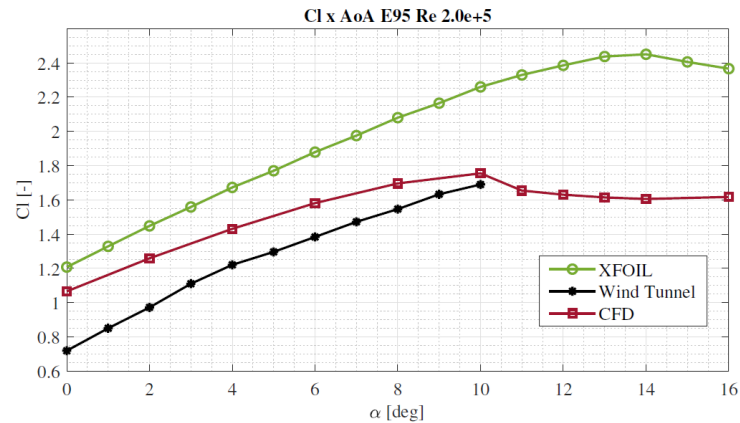


Figure 12. comparison between coefficients.

#### 4. CONCLUSION

This study focused on the experimental and numerical analysis of a highly cambered airfoil (E95) operating at low Reynolds number flow regime. The flow analysis revealed the complex interplay of aerodynamic phenomena such as laminar to turbulent transition and unsteady flow behavior. These characteristics significantly affect the lift performance of the airfoil, highlighting the importance of considering both viscous effects and potential flow interactions in low Reynolds number regimes. The study demonstrates that accurate prediction of aerodynamic forces requires careful consideration of flow separation, reattachment, and transitional flow phenomena. The findings provide valuable insights for the design and optimization of airfoils used in applications where low Reynolds number conditions are prevalent, such as micro air vehicles, small-scale drones, and bio-inspired flight systems. Future work should focus on refining computational models and experimental techniques to further understand and control flow behavior in these challenging aerodynamic environments.

#### 5. ACKNOWLEDGEMENTS

The authors would like to thank the Financiadora de Estudos e Projetos (FINEP - 0138/11) for funding the CPAERO (Centro de Pesquisa em Aerodinâmica Experimental) from Federal University of Uberlandia (UFU), and extend thanks to UFU for the DIRPE notice N° 2/2023 - PIBIC 5174899 providing scholarship to the first author.

#### 6. REFERENCES

- Ayvazoglu, M., Keskin, S., Şahin, R., Sincar, M., Sezer, E.A., Açikel, H.H., Özden, M. and Genç, M.S., 2024. "Numerical and experimental investigation of thickness effect on the cambered airfoils at low reynolds numbers". *Journal of Aeronautics and Space Technologies*, Vol. 17, No. Special Issue, pp. 116–134.
- Drela, M., 1989. "Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils". In *Low Reynolds Number Aerodynamics: Proceedings of the Conference Notre Dame, Indiana, USA, 5–7 June 1989*. Springer, pp. 1–12.
- Kay, N.J., Richards, P.J. and Sharma, R.N., 2020. "Influence of turbulence on cambered and symmetrical airfoils at low reynolds numbers". *AIAA journal*, Vol. 58, No. 5, pp. 1913–1925.
- Menter, F.R., 1994. "Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications". *AIAA journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598–1605.
- Morgado, J., Vizinho, R., Silvestre, M. and Páscoa, J., 2016. "Xfoil vs cfd performance predictions for high lift low reynolds number airfoils". *Aerospace Science and Technology*, Vol. 52, pp. 207–214.
- Selig, M.S. and Guglielmo, J.J., 1997. "High-lift low reynolds number airfoil design". *Journal of aircraft*, Vol. 34, No. 1, pp. 72–79.
- Winslow, J., Otsuka, H., Govindarajan, B. and Chopra, I., 2018. "Basic understanding of airfoil characteristics at low reynolds numbers (10 4–10 5)". *Journal of aircraft*, Vol. 55, No. 3, pp. 1050–1061.

#### 7. RESPONSIBILITY NOTICE

The authors are solely responsible for the printed material included in this paper.

## MODELAGEM CAD DO AEROFÓLIO

---

### B.1 Modelo para ensaio na balança aerodinâmica

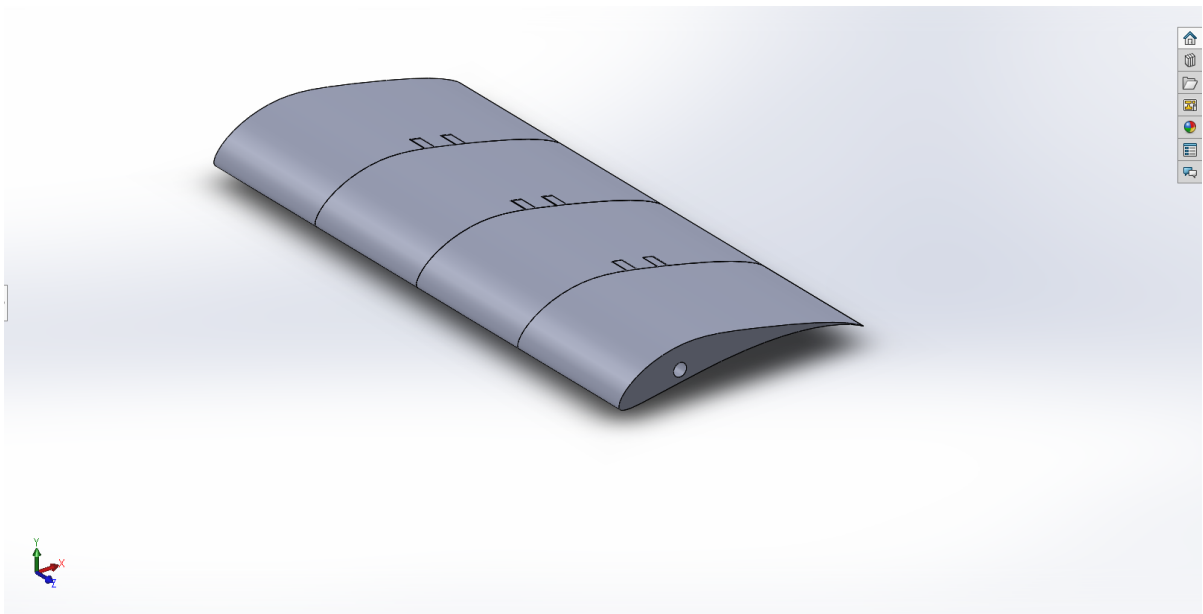


Figura 38 – Modelo em CAD completo utilizado para a balança aerodinâmica.



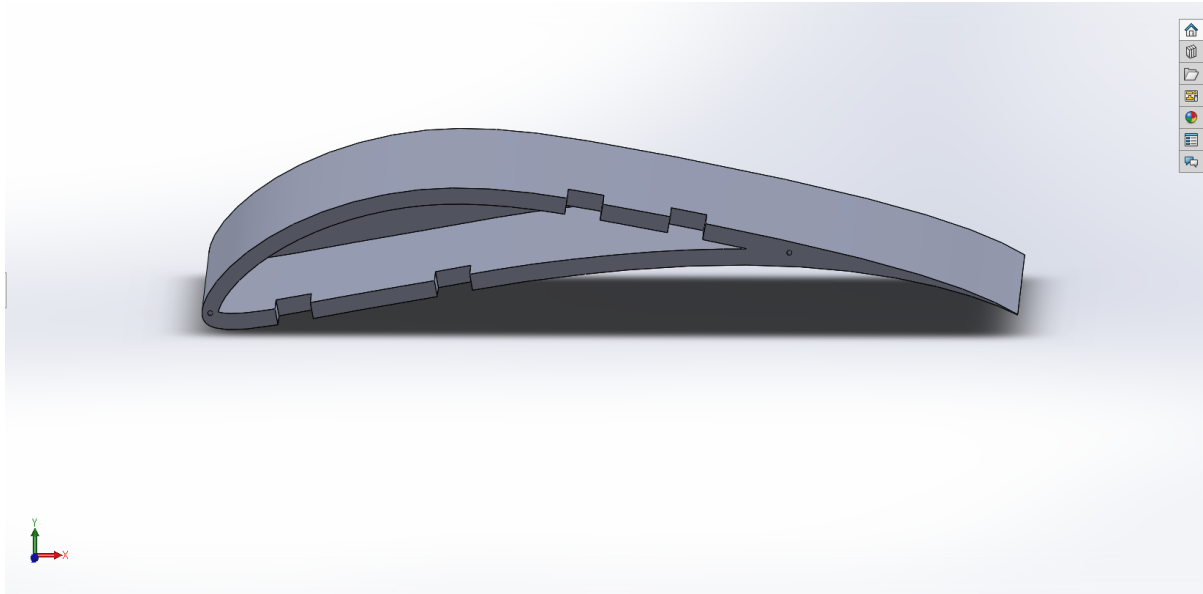


Figura 39 – Peça de extremidade utilizada para a balança aerodinâmica.

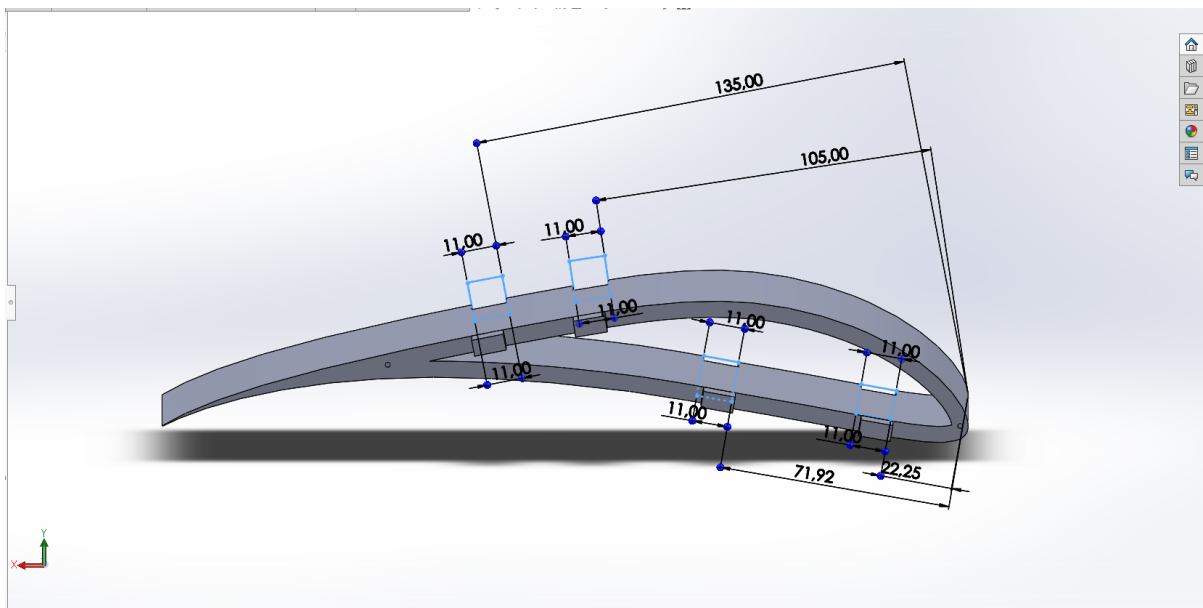


Figura 40 – Peça intermediária utilizada para a balança aerodinâmica com destaque para as dimensões utilizadas.



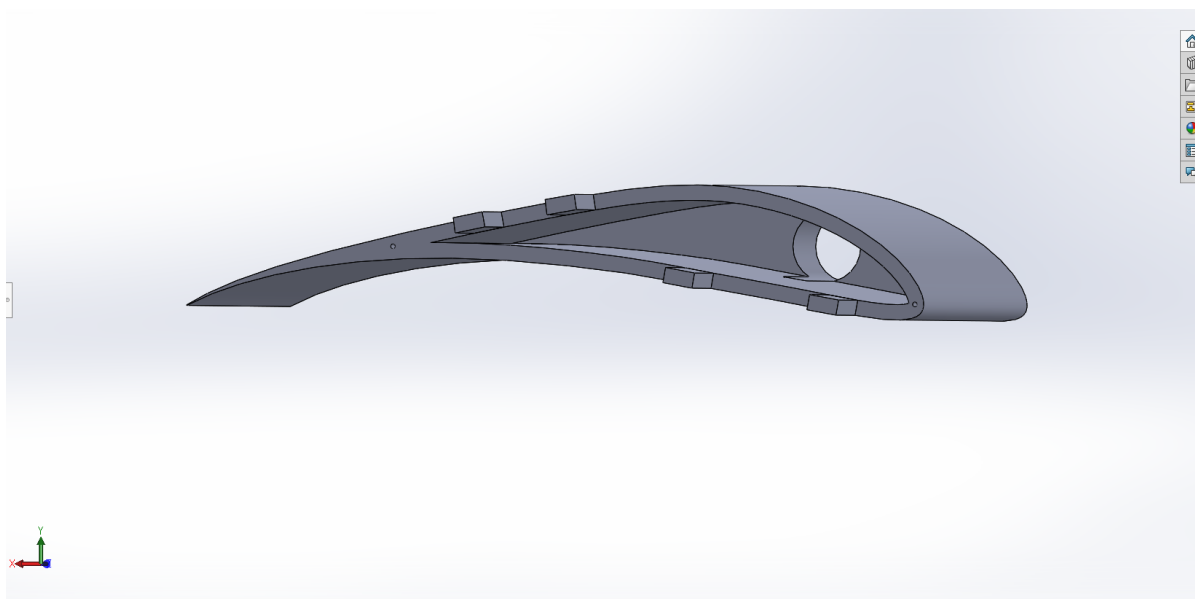


Figura 43 – Peça de extremidade utilizada para o módulo de pressão com destaque para a posição de fixação no túnel de vento.

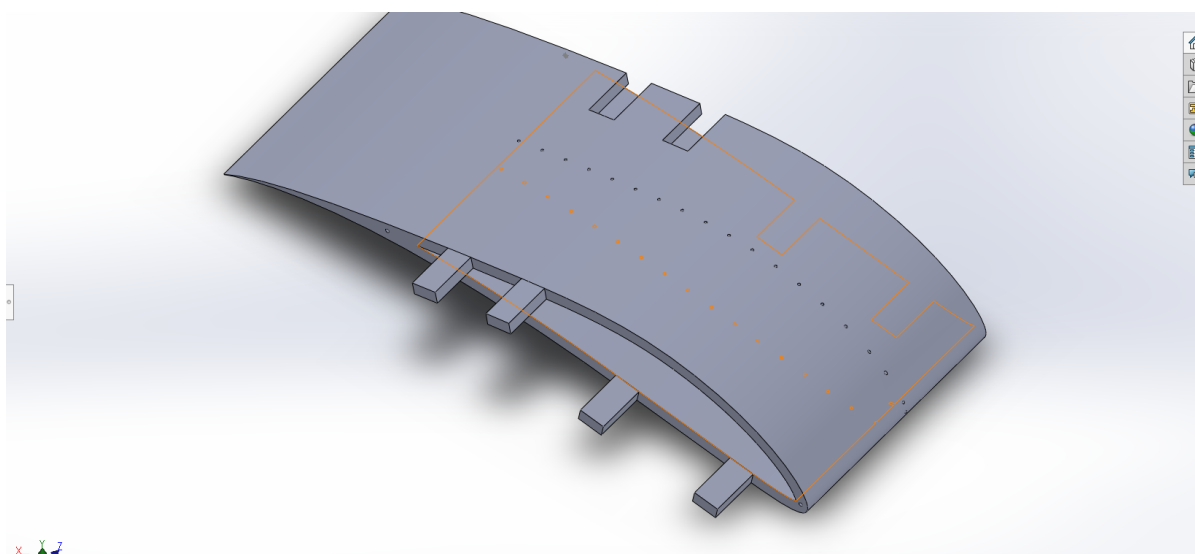


Figura 44 – Peça intermediária utilizada para a balança aerodinâmica com destaque para as posições possíveis para a alocação das tomadas de pressão.