

DETERMINAÇÃO EXPERIMENTAL DOS COEFICIENTES DE ARRASTO E SUSTENTAÇÃO DO PERFIL DE ASA NACA 0018

Cristifani Moraes Lucas – Aluna do curso de Engenharia Química
Escola Politécnica – PUCRS

RESUMO

Este artigo apresenta a análise experimental do perfil aerodinâmico NACA 0018, visando determinar os coeficientes de sustentação e arrasto em diferentes ângulos de ataque. O perfil NACA 0018, caracterizado por sua simetria, foi avaliado quanto ao desempenho aerodinâmico e ao comportamento em condições críticas, como a proximidade do estol, ocorrendo quando o ângulo de ataque excede o limite crítico, resultando na separação do fluxo de ar da superfície do perfil, o que causa uma drástica redução da sustentação. Durante os experimentos, observou-se que o perfil alcançou sua eficiência máxima em torno de 10° , com um aumento significativo do arrasto e a aproximação do estol em ângulos superiores. Comparações com dados teóricos revelaram discrepâncias atribuídas às condições experimentais, destacando a importância de validar modelos teóricos em cenários reais.

Palavras- chave: Aerodinâmica, Perfil NACA 0018, Coeficiente de Sustentação, Coeficiente de Arrasto, Túnel de Vento, Perfil de asa

ABSTRACT

This article presents the experimental analysis of the NACA 0018 airfoil, aiming to determine the lift and drag coefficients at various angles of attack. The NACA 0018 airfoil, characterized by its symmetry, was evaluated for aerodynamic performance and behavior under critical conditions, such as the proximity to stall. Stall occurs when the angle of attack exceeds the critical limit, leading to the

separation of airflow from the airfoil surface, resulting in a drastic reduction in lift. During the experiments, it was observed that the airfoil achieved maximum efficiency around 10° , with a significant increase in drag and the onset of stall at higher angles. Comparisons with theoretical data revealed discrepancies attributed to experimental conditions, emphasizing the importance of validating theoretical models under real-world scenarios.

Keywords: Aerodynamics, NACA 0018 Airfoil, Lift Coefficient, Drag Coefficient, Wind Tunnel, Wing Profile

1. INTRODUÇÃO

A aerodinâmica é um campo de estudo da mecânica dos fluidos e está presente em muitas áreas do nosso dia a dia, ainda que não a percebamos claramente. Suas aplicações vão desde a aviação e a indústria automotiva até o *design* de turbinas eólicas, onde o formato das asas influencia diretamente no desempenho. Também impacta automóveis, podendo aumentar a eficiência do combustível ao reduzir o arrasto, e bicicletas de competição, onde capacetes e roupas minimizam a resistência ao ar para melhorar a velocidade com menos esforço. Em edifícios, a aerodinâmica é utilizada para evitar vibrações indesejadas em grandes estruturas expostas ao vento, garantindo segurança e conforto aos ocupantes.

No contexto da aviação, a aerodinâmica das asas desempenha um papel central. O formato de uma asa é cuidadosamente projetado para otimizar a relação entre as forças de sustentação e arrasto, influenciando diretamente o consumo de combustível, a estabilidade e a manobrabilidade de uma aeronave (Anderson, 2016).

O estudo de perfis de asas envolve a análise de forças fundamentais, como a sustentação e o arrasto, que agem sobre o corpo quando ele se desloca em um escoamento de fluido. A relação entre essas forças depende de fatores como o formato da asa, o ângulo de ataque, a velocidade do escoamento e as propriedades do fluido, todas governadas por parâmetros aerodinâmicos como o número de Reynolds. O equilíbrio e otimização entre essas variáveis garantem o desempenho ideal.

Neste trabalho, o objetivo é realizar uma análise experimental do perfil NACA 0018 utilizando um túnel de vento para medir as forças sobre a superfície do perfil e calcular os coeficientes de arrasto e sustentação em diferentes ângulos de ataque. Esses dados proporcionarão uma compreensão mais detalhada sobre a interação entre o fluxo de ar e o perfil, contribuindo para otimizações no design aerodinâmico.

2. REFERENCIAL TEÓRICO

A aerodinâmica é um campo científico que tem impacto direto em várias áreas da engenharia, com aplicações que vão desde a aviação até o setor automotivo. Seus estudos são fundamentais para assegurar que os aviões consigam voar e que os carros mantenham sua estabilidade no solo, impactando diretamente a eficiência de ambos. Esses fenômenos ocorrem devido à resistência que os objetos enfrentam ao se moverem no ar, criando forças como o arrasto e a sustentação (Anderson, 2011). Compreender essas interações é essencial para melhorar o desempenho de veículos, além de aumentar a segurança e a eficiência energética.

Para investigar essas forças, é necessário investigar a interação entre objetos e gases, especialmente o ar. Além disso, explorar os princípios da mecânica dos fluidos e conceitos como força de arrasto, sustentação, peso e empuxo, bem como a caracterização de perfis de asas. Nesse contexto, o uso de túneis de vento se destaca como uma ferramenta essencial para otimizar os resultados dos testes e aprimorar o desempenho aerodinâmico (White, 2011).

2.1. Túnel de vento

Os túneis de vento permitem a simulação controlada do fluxo de ar ao redor de um objeto, replicando condições reais. Eles são utilizados para analisar a distribuição de pressão no intradorso e extradorso das asas em diferentes ângulos de ataque. Estes dispositivos possibilitam a coleta de dados precisos sobre as forças de arrasto e sustentação, contribuindo para a otimização do design aerodinâmico e a melhoria no desempenho e eficiência energética de aeronaves e dos veículos terrestres. (Anderson, 2016).

Os túneis de vento podem ser projetados em circuitos abertos ou fechados. Sendo que nas instalações de circuito aberto, o ar é captado do

ambiente em uma extremidade do túnel, passa pelo circuito e é exaurido de volta para o ambiente. Em contrapartida, os túneis de circuito fechado retêm uma massa fixa de ar e circulam o fluxo em um loop, sem considerar vazamentos. Uma das vantagens dos túneis de circuito aberto é a facilidade para visualização do fluxo na seção de teste. No entanto, para manter uma determinada velocidade, esses túneis tendem a exigir mais energia para operação (Barlow, Rae e Pope, 1999).

Ao testar modelos em escala, é preciso validar os testes realizados em túnel de vento de modo que os coeficientes de sustentação, arrasto e momento medidos sejam equivalentes aos do objeto real, desde que as condições na seção de teste sejam correspondentes às do cenário real. Dessa forma, os túneis de vento se tornam ferramentas indispensáveis para a validação e o aprimoramento de projetos aerodinâmicos (Abbott, Von Doenhoff, 1959).

O túnel de vento pode ser dividido em acionamento, difusor, câmara de estabilização, contração e seção de teste conforme exemplificado na Figura 1. O acionamento pode ser realizado por ventiladores ou soprador. O difusor ajusta a velocidade do ar, minimizando perdas de energia e turbulências. A câmara de estabilização uniformiza o fluxo de ar, garantindo um escoamento laminar essencial para a precisão dos ensaios. A seção de contração aumenta a velocidade do ar ao reduzir a área transversal, enquanto a seção de teste permite observar o escoamento sobre o corpo analisado, sendo geralmente construída com materiais transparentes como acrílico para visualização do fluxo. E por fim, na seção de teste é por onde se observa o escoamento sobre o corpo analisado, sendo que esta seção é geralmente construída com materiais transparentes e dúcteis, como acrílico, para permitir a visualização do fluxo (Mehta, R. D., e Bradshaw, P. 1972).

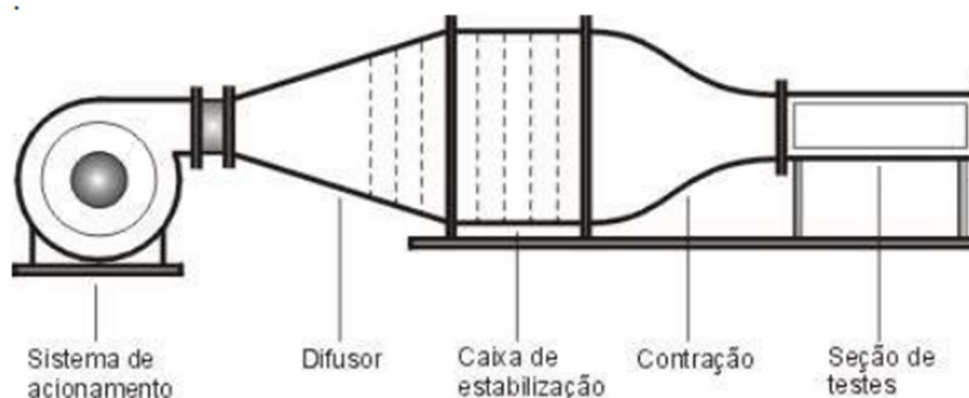


Figura 1. Esquema de um túnel aerodinâmico (De Lima, Alves, Mashiba, 2004)

2.2. Perfis de Asa: Sustentação, Arrasto e Efeitos do Ângulo de Ataque

Asas de aeronaves possuem diferentes formatos, cada um projetado para otimizar a interação com o fluxo de ar em determinadas condições de voo. Esses formatos podem influenciar diretamente a sustentação, o arrasto e a estabilidade da aeronave. O design aerodinâmico de uma asa é essencial para garantir que o voo seja eficiente e seguro, reduzindo o consumo de combustível e melhorando o desempenho geral. Perfis de asas variam de acordo com as necessidades específicas da aeronave, como manobrabilidade, velocidade e objetivo. (Raymer, D. P., 2018).

Os perfis de asas são divididos em diversas categorias, sendo os mais comuns os simétricos e assimétricos. Perfis simétricos, como o NACA 0018, possuem a mesma curvatura em ambos os lados da corda, resultando em forças de sustentação iguais em ângulos de ataque positivos e negativos, o que mantém a estabilidade mesmo em diferentes condições de voo. Por outro lado, os perfis assimétricos apresentam diferenças entre o intradorso e o extradorso, o que permite gerar mais sustentação em ângulos de ataque menores, sendo amplamente utilizados em asas de aeronaves que precisam de alta eficiência em voos horizontais (Lima, 2012).

Ao longo de um perfil aerodinâmico, a distribuição de pressão influencia diretamente o comportamento do fluxo de ar. Perfis bem projetados conseguem manter o fluxo laminar por mais tempo, reduzindo o arrasto e aumentando a eficiência do aerofólio (Abbott, Von Doenhoff, 1959). A curva, o ângulo de ataque e a espessura do perfil desempenham papéis fundamentais na geração de forças

de arrasto, ao criarem uma condição em que as pressões na superfície superior sejam menores que as da superfície inferior (Anderson, 2016).

Quando o ângulo de ataque de uma asa ultrapassa o ponto crítico, a distribuição de pressão ao longo de sua superfície torna-se desfavorável, levando à separação do fluxo aerodinâmico (Raymer, 2012). Nesse momento, o fluxo de ar deixa de acompanhar o contorno do perfil da asa, resultando em uma redução drástica de sua eficiência. Essa separação provoca uma perda abrupta de sustentação, fenômeno conhecido como estol, que compromete o desempenho da aeronave e afeta sua manobrabilidade, estabilidade e segurança (Phillips, W. F. 2010).

À medida que o ângulo de ataque (α) aumenta, o gradiente de pressão adverso também se intensifica, levando à separação repentinamente do escoamento em um valor crítico de α . Nesse ponto, o coeficiente de sustentação (C_L) sofre uma queda acentuada, enquanto o coeficiente de arrasto (C_D) aumenta consideravelmente (Ribeiro, 2011).

A Figura 2 ilustra a curva do coeficiente de sustentação (C_L) em função do ângulo de ataque (α) para um determinado perfil de asa. Destacam-se dois pontos: no ponto A, o escoamento de ar permanece aderido à superfície da asa, enquanto no ponto B ocorre a separação do escoamento, caracterizando o início do estol (Rodrigues, 2009)

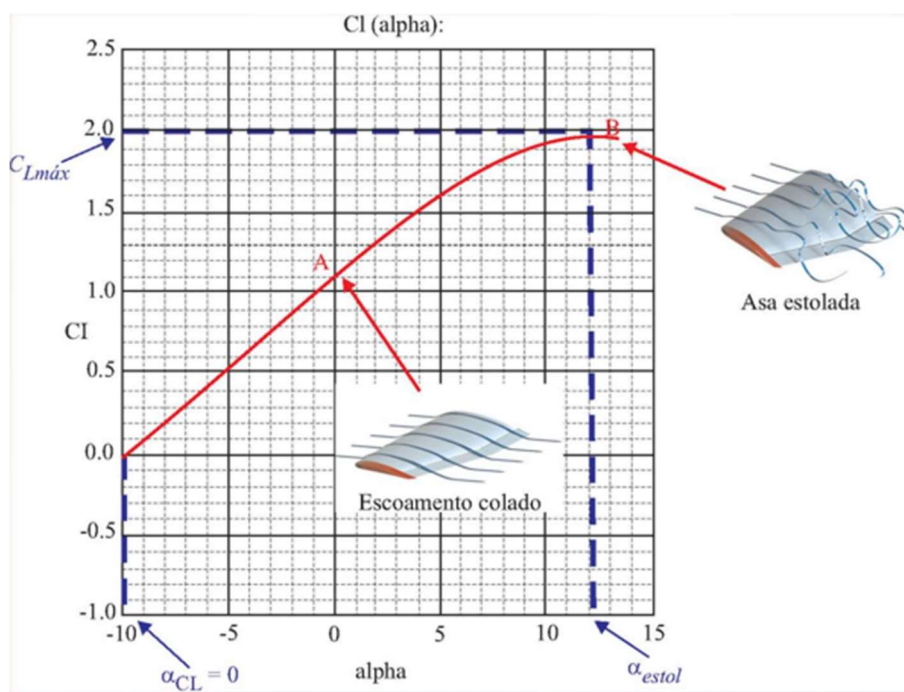


Figura 2. Representação do Estol (Rodrigues, 2009)

A relação entre sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque é quantificada por coeficientes adimensionais. Esses coeficientes, juntamente com o coeficiente de momento e a posição do centro aerodinâmico, compõem as principais características aerodinâmicas de um perfil (Anderson, 2011).

O coeficiente de sustentação é uma função do modelo do perfil, do número de Reynolds e do ângulo de ataque, representando a eficiência do aerofólio em gerar sustentação. Assim, perfis que apresentam altos valores de CL são considerados particularmente eficientes na geração de força de sustentação, contribuindo para um desempenho otimizado em diversas condições. Essa análise dos coeficientes aerodinâmicos é essencial para o *design* e a operação segura de aeronaves, garantindo que se mantenham dentro de limites operacionais seguros e eficientes (Lima, 2012).

Já a sustentação e o arrasto de uma asa dependem do ângulo de ataque, e essa relação pode ser medida por meio de coeficientes adimensionais como o coeficiente de sustentação (CL) e coeficiente de arrasto (CD) (Abbott, Von Doenhoff, 1959). De acordo com Rodrigues (2009), o ângulo de ataque crítico para a maioria dos perfis aerodinâmicos costuma ser em torno de 15° . No entanto, ao utilizar dispositivos hiper sustentadores como os flaps e entre outros, é possível aumentar esse valor, permitindo ângulos que variam de 20° a 45° .

2.3. Padrões geométricos de um perfil

A caracterização de um perfil de asa segue um padrão internacional que permite identificar as dimensões básicas necessárias para descrever qualquer tipo de aerofólio. Essa parametrização, ilustrada na Figura 3., é essencial para a análise aerodinâmica que ao observar a asa lateralmente, podemos distinguir o bordo de ataque (*front edge*) na parte frontal e o bordo de fuga (*trailing edge*) na parte posterior. A menor distância entre esses dois pontos é chamada de corda (*chord*), que representa uma linha reta conectando as extremidades do perfil (Lau, 2005).

Nos perfis de asas assimétricas, onde a metade superior da corda difere da metade inferior, introduz-se o conceito de arqueamento (*camber*). Este termo descreve a forma da asa, traçando uma linha entre os pontos médios das superfícies superior e inferior (Ismail, 2016).

Já o arqueamento de uma asa está diretamente associado à geração de sustentação, enquanto a espessura do perfil também exerce influência sobre os coeficientes de sustentação e arrasto, afetando o desempenho aerodinâmico da aeronave (Anderson, 2016).

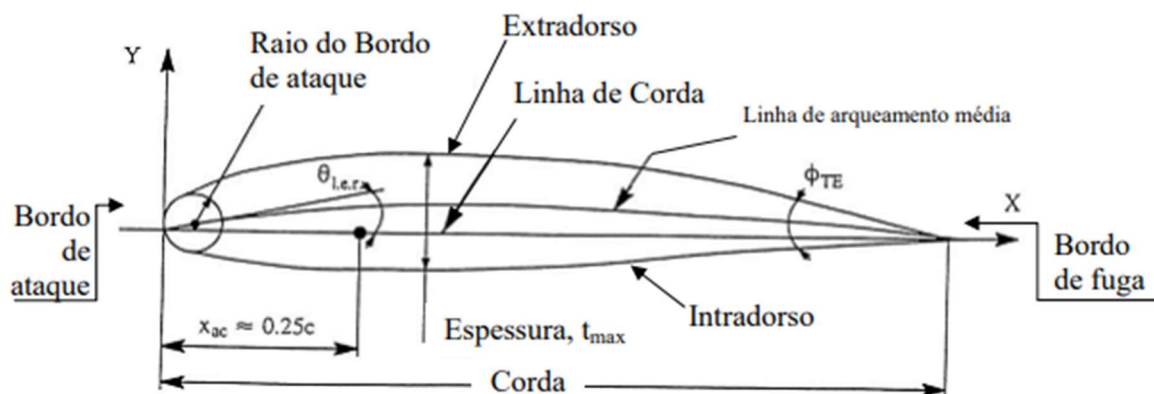


Figura 3. Características geométricas de um perfil de asa (Lau, 2005).

Os aerofólios podem apresentar diversas configurações, variando principalmente na curvatura, neste artigo foi utilizado um biconvexo, que poderia ser simétrico ou assimétrico, conforme destacado por Rodrigues (2004). Cada configuração possui características específicas que impactam diretamente o desempenho aerodinâmico e a eficiência em diferentes condições de voo. Além disso, o formato do aerofólio influencia a localização do centro de pressão (CP) do perfil. A escolha do formato mais adequado permite otimizar a sustentação e reduzir o arrasto, contribuindo para um desempenho mais eficiente da aeronave (Raymer, 2012).

Os perfis biconvexos simétricos são perfis que têm tanto o intradorso quanto o extradorso convexos e iguais, como mostrado na Figura 4. Eles apresentam resistência mínima e não geram sustentação a 0° de ângulo de ataque. Em ângulos negativos, criam sustentação negativa com valor igual, mas em sentido oposto à sustentação gerada em ângulos positivos. Além disso, a posição do centro de pressão é bastante estável, conferindo confiabilidade durante manobras (Abbott, Von Doenhoff, 1959).



Figura 4. Representação do Perfil biconvexo simétrico (Rodrigues, 2004).

2.4. Ângulo de ataque e Centro de pressão

Segundo Anderson (2016), quando o ar flui sobre um perfil de asa, ele gera uma força denominada Resultante Aerodinâmica (RA), que atua no Centro de Pressão (CP), conforme mostrado na Figura 5. A RA pode ser decomposta em duas componentes: uma vertical (R_z), que representa a sustentação e uma horizontal (R_x), que representa o arrasto. A inclinação da RA muda conforme o ângulo de ataque do perfil, influenciando a direção e a magnitude das forças envolvidas.

À medida que o ângulo de ataque aumenta, a componente de sustentação (R_z) se intensifica, enquanto a componente de arrasto (R_x) também aumenta, alterando a posição do centro de pressão (CP) para a frente do perfil. Essas variações são fundamentais para entender o comportamento dos perfis de asa, pois influenciam diretamente a eficiência e o desempenho aerodinâmico em diferentes condições de voo (Rodrigues, 2004).

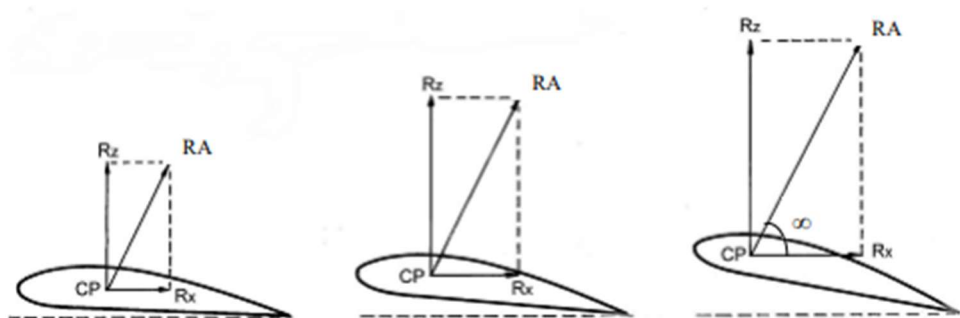


Figura 5. Aplicação da resultante aerodinâmica no CP do perfil (Rodrigues, 2004)

2.5. Escoamento Laminar e Turbulento em Superfícies Aerodinâmicas

O escoamento sobre um corpo imerso em um fluido geralmente começa de forma laminar, e a transição para o estado turbulento ocorre a uma certa

distância do ponto de estagnação. Essa distância é influenciada por fatores como as condições do fluxo livre, a rugosidade da superfície e o gradiente de pressão (White, 2018). No escoamento laminar, as partículas do fluido se movem de maneira organizada, formando camadas finas com uma variação suave de velocidade, mantendo direção e sentido constantes ao longo do perfil (Hibbeler, 2017). Em contraste, o escoamento turbulento é caracterizado por movimentos caóticos e desordenados das partículas, tornando sua análise mais complexa. Embora seja mais difícil de prever, o escoamento turbulento é o tipo predominante ao redor de corpos imersos em condições práticas (Barlow, Rae e Pope, 1999).

A classificação entre escoamento laminar e turbulento é comumente feita com base no número de Reynolds. Em situações envolvendo placas planas ou corpos com geometrias similares, o número de Reynolds é calculado pela Equação 1. Quando o valor do número de Reynolds na camada limite é inferior a 5×10^5 , o escoamento é considerado laminar; valores superiores indicam escoamento turbulento (Fox, 2016).

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

onde:

L = comprimento da placa [m];

μ = viscosidade do fluido [N.s/m²];

ρ é a densidade do fluido [kg/m³];

V é a velocidade do fluido em relação ao corpo [m/s].

Segundo Fox (2016), ao estudar o perfil do escoamento sobre a superfície de um aerofólio, a dinâmica da camada limite torna-se crucial, particularmente em relação ao gradiente de pressão. No bordo de ataque, onde o gradiente de pressão é favorável, a velocidade do fluxo aumenta ao longo do eixo x, o que favorece a manutenção de um escoamento laminar (Anderson, 2016). Contudo, na parte posterior do aerofólio, o gradiente de pressão torna-se adverso ($dp/dx > 0$), resultando na desaceleração das partículas fluídicas. Se esse gradiente for suficientemente intenso, as partículas podem até parar, causando a separação do fluxo da superfície e gerando uma esteira turbulenta de escoamento (White, 2018).

A transição de um escoamento laminar para turbulento é governada por uma combinação de fatores, incluindo o número de Reynolds e o comportamento do gradiente de pressão ao longo do corpo. Isso faz com que a análise detalhada da camada limite seja essencial para prever e controlar os padrões de escoamento ao redor de superfícies aerodinâmicas (Barlow, Rae e Pope, 2014).

2.6. Forças Resultantes e Cálculo de Coeficientes Aerodinâmicos

Quando um corpo sólido se desloca em um escoamento viscoso, ocorre a geração de uma força resultante devido à interação com o fluido circundante (Fox, 2016). Essa força resultante pode ser decomposta em duas componentes principais: a força de sustentação (FL), que atua perpendicularmente à superfície do corpo, e a força de arrasto (FD), que age na direção paralela ao fluxo. Para quantificar o comportamento do escoamento ao redor do corpo, é possível calcular o coeficiente de pressão (CP), uma variável adimensional, a partir da pressão superficial medida (White, 2018), conforme a Equação 2.

$$CP = \frac{P - P_{\infty}}{\frac{1}{2}\rho V^2} \quad (2)$$

onde:

P = pressão aferida [Pa];

P_{∞} = pressão do escoamento livre [Pa];

ρ é a densidade do fluido;

V é a velocidade do escoamento em relação ao corpo.

As medições de pressão ao longo da superfície do corpo permitem obter a força líquida resultante, que pode ser subdividida nas componentes de arrasto e sustentação. Com estes valores, segundo Anderson (2016) calcula-se o coeficiente de arrasto (CD) pela Equação 3. e o coeficiente de sustentação (CL), conforme a Equação 4.

$$CD = \frac{Rx}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (3)$$

$$CL = \frac{Rz}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (4)$$

onde:

Rx = força de arrasto [N];

A = área planificada do aerofólio visto de cima [m^2];

R_z = força de sustentação [N];

ρ é a densidade do fluido [kg/m^3];

V é a velocidade relativa do escoamento [m/s].

Esses coeficientes (C_D e C_L) são essenciais para compreender a relação entre a sustentação, que é a força útil gerada pelo corpo, e o arrasto, que é a força resistiva que precisa ser superada para manter o movimento no escoamento (White, 2018). Gráficos que comparam a razão C_D/C_L são amplamente usados para avaliar o desempenho de aerofólios e para projetar perfis de asas (Raymer, 2018).

2.7. Sistema de Numeração dos Aerofólios NACA e Características do Perfil 0018

Segundo Anderson (2016), o NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) desenvolveu uma série de aerofólios com um sistema de numeração lógico e sistemático, para facilitar a identificação das características geométricas e aerodinâmicas de cada perfil. A primeira família, criada na década de 1930, foi a série de "quatro dígitos", como o aerofólio NACA 0018, onde o primeiro dígito representa a curvatura máxima em centésimos da corda, o segundo indica a localização dessa curvatura ao longo da corda a partir da borda de ataque (em décimos de corda), e os dois últimos dígitos informam a espessura máxima em centésimos da corda.

Um aerofólio sem curvatura, no qual a linha de curvatura coincide com a linha da corda, é chamado de aerofólio simétrico. Nesse tipo de perfil, a forma é idêntica tanto acima quanto abaixo da linha da corda (Abbott, Von Doenhoff, 1959). O sistema de numeração NACA são detalhados, o que permite identificar com precisão as características dos perfis. Muitos aerofólios NACA ainda são usados em aeronaves modernas, comprovando a eficiência desses projetos desenvolvidos por essa instituição (Rodrigues, 2009)

3. METODOLOGIA

A metodologia foi dividida em três etapas principais: a modelagem geométrica do perfil que incluem a definição do padrão e os cálculos, a execução

dos testes experimentais e a análise dos dados coletados conforme ilustrado na Figura 6. Essa abordagem foi estruturada para garantir a precisão das medições e permitir a validação dos resultados por meio da comparação com dados teóricos e simulações numéricas.

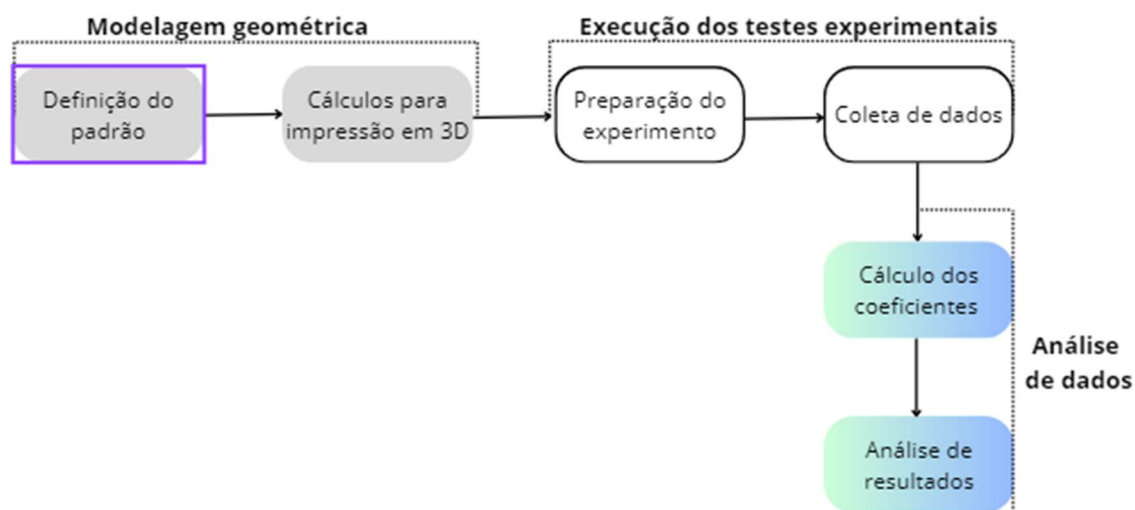


Figura 6. Diagrama da metodologia

A primeira etapa do estudo consistiu na definição do perfil aerodinâmico da asa, que foi baseado nas especificações da série de perfis NACA. Esses perfis são amplamente empregados em investigações aerodinâmicas devido à precisão e previsibilidade de suas características. Para esta análise, foi selecionado o perfil NACA 0018, um perfil simétrico que se distingue por suas propriedades aerodinâmicas estáveis e bem compreendidas, particularmente no que se refere à geração de forças de sustentação e arrasto.

O perfil NACA 0018, possui a mesma curvatura nos dois lados da superfície da asa, o que elimina as complicações de assimetrias geométricas e permite uma análise mais direta e precisa do impacto do ângulo de ataque nas forças aerodinâmicas. Perfis simétricos, como este, são comumente utilizados em superfícies de controle de aeronaves, como estabilizadores horizontais e lemes, por sua capacidade de gerar forças de sustentação idênticas em ambos os lados, dependendo unicamente do ângulo de ataque.

A numeração do perfil NACA 0018 possui um significado técnico: o primeiro "0" indica a ausência de curvatura (ou seja, o perfil é simétrico), o segundo "0" indica a localização da curvatura, enquanto os dois últimos dígitos,

"18", indicam que a espessura máxima do perfil é de 18% da corda da asa (White, 2011). Essa configuração permite uma análise focada na variação das forças aerodinâmicas com a variação do ângulo de ataque, sem a interferência de assimetrias.

Após a definição do perfil, foi realizado o cálculo das dimensões da asa, incluindo a corda e a envergadura. Essas dimensões foram ajustadas com base nas limitações da impressora 3D disponível no laboratório da PUCRS, garantindo que o modelo físico da asa fosse viável para a impressão e testes práticos. Os detalhes das dimensões finais, incluindo a espessura e a forma do perfil, estão apresentados no Quadro 1.

Quadro 1. Caracterização do perfil principal estudado.

Descrição	Dados
Classificação	Biconvexo Simétrico
Padrão	NACA0018
Corda	300 mm
Envergadura	350 mm
Espessura Máxima	54 mm
Centro de massa	75 mm

A partir destas especificações, o perfil foi modelado utilizando o software Solidworks para o desenho computacional e posteriormente impresso em uma impressora Ender 3D. Para este processo, foi escolhido o material PLA (Ácido polilático), devido à sua combinação de boas propriedades mecânicas e facilidades de processamento, garantindo a precisão dimensional necessária para a realização dos testes experimentais. A figura 7 ilustra o modelo impresso.



Figura 7. Perfil impresso

A segunda etapa consistiu nos testes experimentais, conduzidos no túnel de vento de circuito aberto do Laboratório de Energia Eólica (LAB-EÓLICA) da PUCRS, conforme é apresentado na Figura 8. Este túnel possui uma seção de testes com formato quadrado de aproximadamente 1 m x 1 m, comprimento total de 12 metros e uma relação de contração de 9 metros. O sistema é acionado por um motor de 74 kW (PUCRS, SD), o que proporciona condições adequadas para a condução dos ensaios aerodinâmicos.



Figura 8. Túnel de vento utilizado para testes

Nos ensaios realizados, o perfil NACA 0018 foi fixado no túnel de vento com o suporte central visível na Figura 9, foi posicionado no ponto correspondente a 25% do comprimento da corda, o que representa o centro de pressão em condições de escoamento estável para minimizar as interferências. Esse posicionamento tende a manter as forças aerodinâmicas atuando de forma equilibrada, permitindo medições mais precisas do comportamento do perfil (Rodrigues, 2009).



Figura 9. Perfil fixado no túnel de vento

Nos ensaios realizados, foram ajustados os ângulos de ataque de 0° , 5° , 10° , 15° e 20° com o auxílio de gabaritos, conforme mostrado na Figura 10. A escolha desses ângulos foi baseada na análise do comportamento aerodinâmico do perfil NACA 0018 descrito na literatura em diferentes condições de escoamento, na qual apresenta um regime de estol em ângulos entre 15° e 18° . Já o ângulo de ataque de 0° foi selecionado para representar uma condição de escoamento estável, com menor arrasto e melhor desempenho aerodinâmico (Anderson, 2016), e com isto, facilitar a comparação de dados com a literatura. Os demais ângulos de ataque foram escolhidos para avaliar o desempenho

aerodinâmico do perfil em condições intermediárias, seguindo uma progressão crescente com intervalos regulares, permitindo uma análise sistemática da evolução das forças de sustentação e arrasto ao longo dos testes.

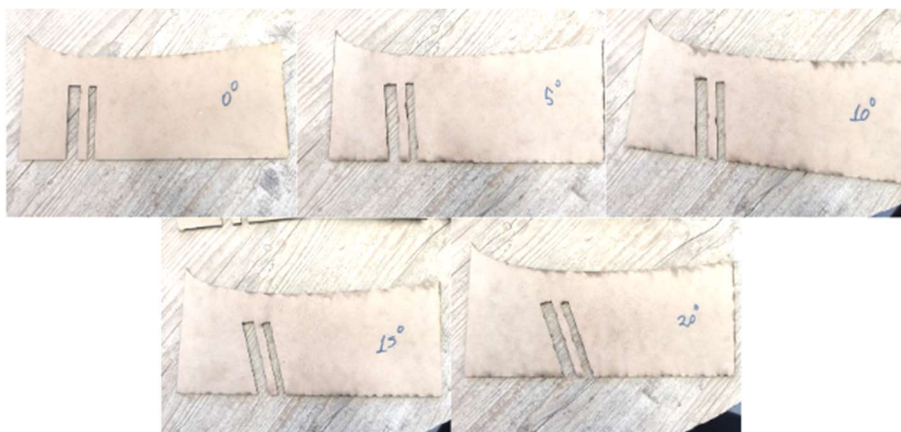


Figura 10. Gabaritos utilizados para ajuste de ângulo do perfil

Sensores de pressão foram estrategicamente posicionados, permitindo a coleta de dados detalhados sobre as variações de pressão e as forças de sustentação e arrasto sobre o perfil. A velocidade do fluxo de ar foi aumentada de forma gradual durante os testes, variando com passo de 2,5 m/s, iniciando em 5 m/s e atingindo um máximo de 27,5 m/s sendo esta a velocidade máxima atingida neste túnel de vento.

Os coeficientes de arrasto (C_D) e sustentação (C_L) foram calculados a partir das forças medidas, utilizando as equações apresentadas no referencial teórico (Equações 3 e 4). Para cada par de ângulo e velocidade foram coletados 100 dados de força de arrasto e força de sustentação o que permitiu a coleta de informações abrangentes nas diferentes condições de escoamento.

Os dados foram coletados automaticamente utilizando um software supervisor e de controle do equipamento, desenvolvido no laboratório, que permitiu avaliar o comportamento do perfil NACA 0018 em diferentes condições de escoamento, facilitando a obtenção de resultados sobre as forças de sustentação e arrasto nos diversos ângulos de ataque utilizados.

Estes dados foram organizados em uma planilha Excel, permitindo uma análise sistemática e o uso dos resultados para comparações. Os valores obtidos foram comparados com os dados teóricos disponíveis no site Airfoil Tools e com os resultados da dissertação de Ribeiro (2011).

Os dados tabelados obtidos no experimento, foram organizados para apresentar os valores médios dos coeficientes de arrasto e sustentação obtidos nos experimentos, além do número de Reynolds e das velocidades associadas aos testes realizados em cada ângulo de ataque (0° , 5° , 10° , 15° e 20°). Esses dados, estão dispostos nos Apêndices de A ao E e foram utilizados na construção dos gráficos que ilustram a relação entre sustentação e arrasto para o perfil, possibilitando uma análise visual e comparativa dos resultados experimentais.

Para o estudo, foi elaborado o gráfico de $CL \times CD$ variando a velocidade, para a realização da análise da relação entre sustentação e arrasto para o aerofólio, oferecendo uma visão direta do comportamento aerodinâmico conforme o ângulo de ataque aumenta. O ponto de máximo $CL \times CD$ indica a velocidade na qual o aerofólio atingiu sua maior eficiência aerodinâmica, ou seja, onde ele gerou a maior sustentação com o menor arrasto, tornando-se uma condição ideal para operações. Em velocidades fora desse ponto ótimo é possível observar uma queda na eficiência, refletida na diminuição do CL/CD o que indica um aumento do arrasto em relação à sustentação sinalizando a proximidade do estol (Raymer, 2012).

4. RESULTADOS

O gráfico $CL \times CD$ apresentado na Figura 11, demonstra a relação entre os coeficientes de sustentação (CL) e arrasto (CD) para o perfil em diferentes velocidades do fluxo de ar, conforme indicado na legenda. As curvas evidenciam como o desempenho aerodinâmico do perfil varia em função das condições de escoamento. O coeficiente de sustentação atinge um valor máximo próximo a $CL \approx 0,7$, marcando o ponto de melhor eficiência aerodinâmica. Após esse ponto, ocorre uma queda acentuada, caracterizando o início do estol.

As curvas também mostram como a velocidade do fluxo afeta o comportamento aerodinâmico. Para velocidades mais baixas (como 5 m/s), os valores de CL e CD são menores, enquanto para velocidades mais altas (como 27,5 m/s), os coeficientes aumentam, indicando maior impacto do fluxo de ar no perfil. Além disso, velocidades maiores permitem que o perfil mantenha sua eficiência por um intervalo maior antes de atingir o estol, destacando que o perfil NACA 0018 apresenta melhor desempenho em condições de alta velocidade.

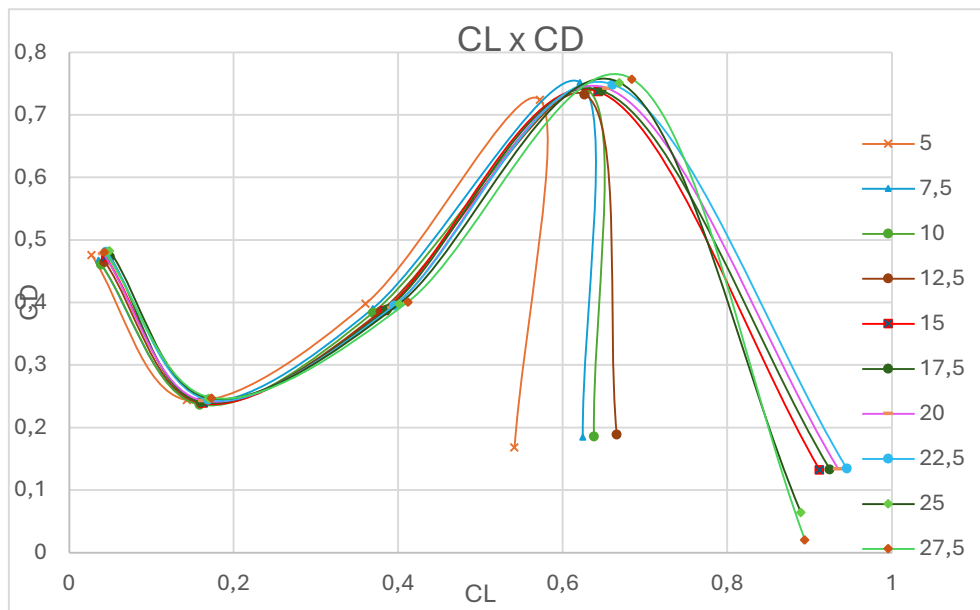


Figura 11. CL x CD experimental

O gráfico da Figura 12 apresenta a relação entre o coeficiente de sustentação (CL) e o ângulo de ataque (α) para o perfil aerodinâmico NACA 0018, permitindo observar como a sustentação varia em função do aumento do ângulo de ataque. Como esperado para o perfil NACA 0018, a sustentação é nula quando o ângulo de ataque é zero e à medida que o ângulo de ataque aumenta, o coeficiente de sustentação também cresce, alcançando um valor máximo próximo a 15° , onde o perfil atinge seu ponto de maior sustentação antes de entrar em estol.

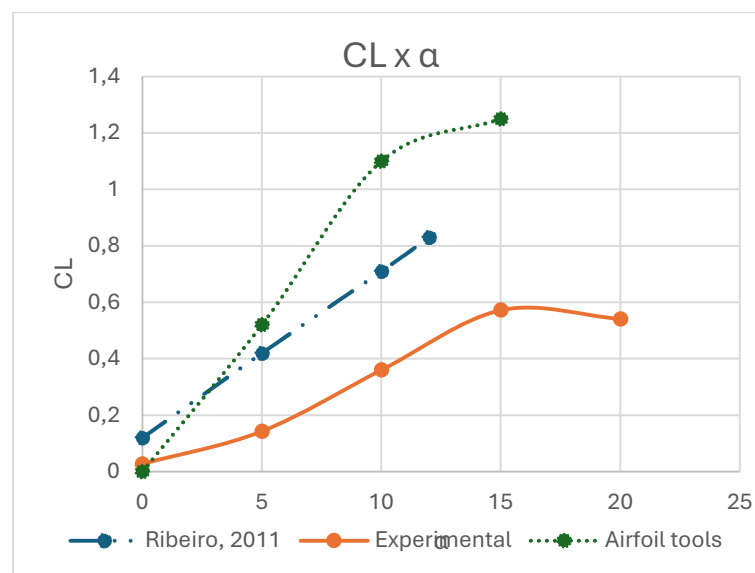


Figura 12. CL x α

Ao comparar os resultados experimentais obtidos na Figura 12 com os dados de Ribeiro (2011) e do site *Airfoil Tools*, podemos observar que o estol ocorre em ângulos de ataque semelhantes nos dados experimentais e nos valores do *Airfoil Tools*, próximo a 15° , demonstrando a mesma tendência. No entanto, os dados de Ribeiro (2011) não abrangem essa faixa de ângulos, o que impede uma análise comparativa do comportamento nesse ponto crítico.

Os dados experimentais mostram um crescimento de CL mais gradual em relação às outras fontes, indicando uma menor eficiência aerodinâmica no experimento em comparação com os valores teóricos e numéricos. Já os dados do *Airfoil Tools* apresentam um aumento acentuado e maior coeficiente de sustentação para ângulos menores, podendo indicar que os valores teóricos estão considerando as condições ideais, mas no experimento as condições são influenciadas por diversos fatores, como a possível formação de vórtices laterais, que reduziram a sustentação e aumentaram o arrasto, interferência do suporte central, possíveis rugosidades na superfície do perfil, assim como, possíveis não uniformidades no fluxo de ar na seção de testes dada as condições externas do ambiente, como alterações sofridas pelo vento, que podem ter contribuído para os desvios observados (Barlow, Rae e Pope, 1999).

Já o gráfico da Figura 13 apresenta a relação entre o coeficiente de arrasto (C_D) e o ângulo de ataque (α) para o perfil, mostrando como o arrasto varia em função do aumento do ângulo de ataque. Nos resultados experimentais, observa-se inicialmente uma leve redução no arrasto até cerca de 4° , seguida por um aumento acentuado à medida que o ângulo de ataque se aproxima de 15° . O que segundo Anderson (2011) seria um comportamento esperado, pois em ângulos mais altos, o arrasto cresce devido ao aumento da resistência ao escoamento.

Porem ao comparar com os dados de Ribeiro (2011) e do *Airfoil Tools*, nota-se que os valores experimentais de C_D apresentam variações, especialmente para ângulos acima de 5° . A discrepância pode ser explicada pelos fatores experimentais já mencionados anteriormente e indica que o perfil testado apresentou maior resistência ao escoamento no experimento, o que reduziu sua eficiência aerodinâmica em relação aos valores teóricos e numéricos.

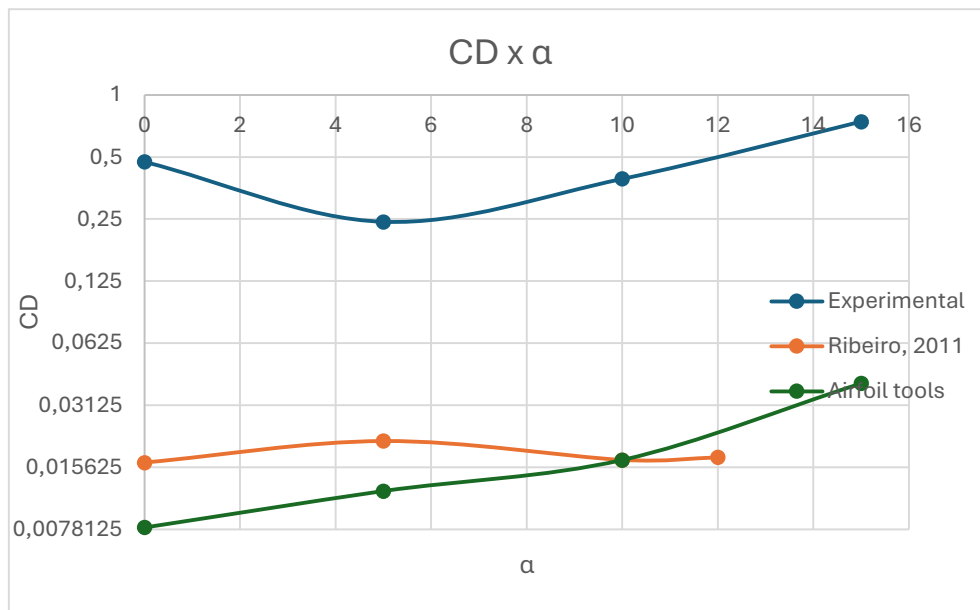
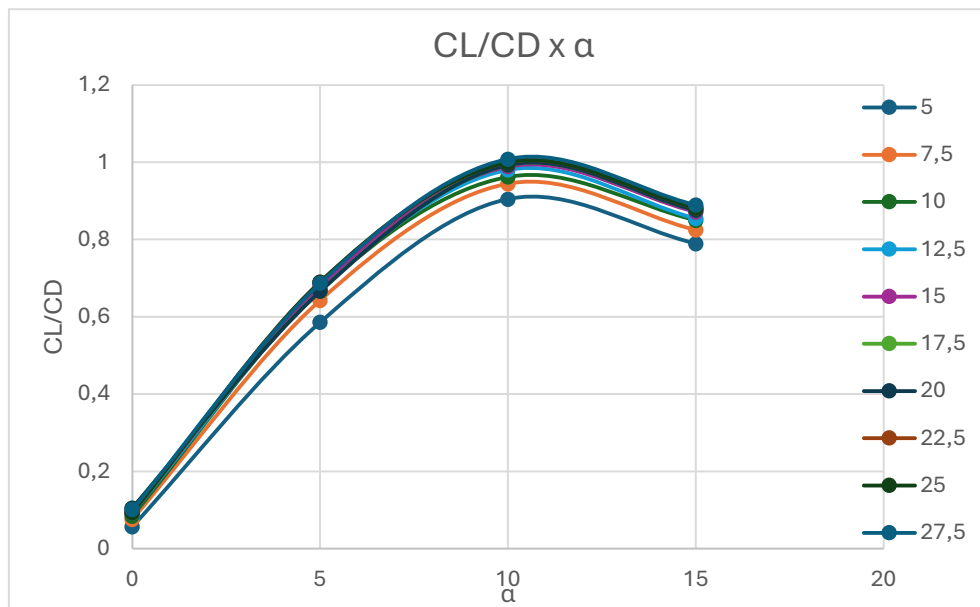


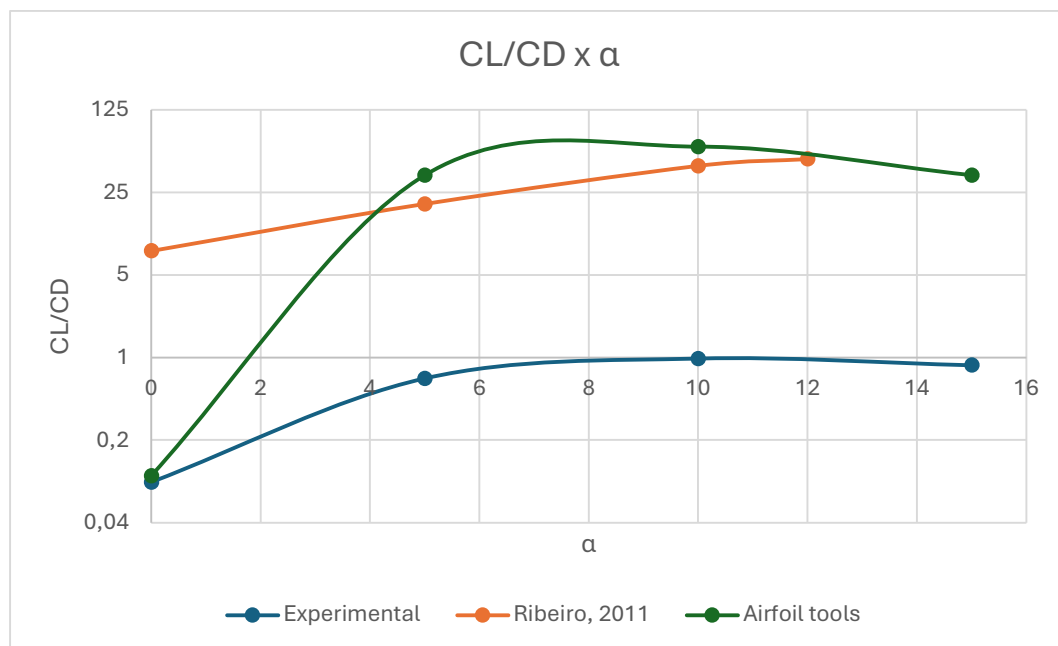
Figura 13. $C_D \times \alpha$

Já no gráfico $CL/C_D \times \alpha$, mostrado na Figura 14, podemos ver que à medida que o ângulo de ataque aumenta, a eficiência aerodinâmica CL/C_D também cresce, alcançando um pico em aproximadamente 10° . Esse é o ponto de máxima eficiência que indica o ângulo ideal de ataque, onde o aerofólio gera a maior sustentação com o menor arrasto, caracterizando a condição de melhor desempenho aerodinâmico. Após esse pico, o valor começa a diminuir, indicando que, embora a sustentação continue aumentando, o arrasto cresce de forma mais significativa, reduzindo a eficiência global.

As diferentes curvas mostram pouca variação entre si, o que sugere consistência nos dados obtidos sob diferentes condições, refletindo um comportamento aerodinâmico estável e previsível do perfil NACA 0018.

Figura 14. CL/CD x α

Mas, ao comparar as curvas obtidas através do Airfoil Tools e por Ribeiro (2011), como podemos observar na Figura 15, nota-se uma diferença discrepante nos valores apresentados.

Figura 15. CL/CD x α

A curva do *Airfoil Tools* mostra um aumento na eficiência até um pico próximo de 10° , indicando o ângulo de ataque de máxima eficiência e logo após começa a cair, sugerindo um aumento de arrasto em relação à sustentação. A

curva obtida nos testes experimentais deste estudo também apresenta um pico em 10° , demonstrando que o comportamento segue a mesma tendência identificada no Airfoil Tools. No entanto, os valores experimentais são muito mais baixos em todas as condições, o que evidencia uma menor eficiência aerodinâmica no experimento. Essa diferença nos valores sugere que as condições práticas do teste influenciaram negativamente o desempenho do perfil, com isto, contribuíram para um aumento do arrasto e, conseqüentemente, para a redução da eficiência aerodinâmica. Além disto, o gráfico não segue até os 20° pois o estol foi alcançado antes deste ponto, indicando uma separação do fluxo e uma perda significativa de sustentação logo após o ponto máximo.

A curva de Ribeiro (2011), por outro lado, cresce de forma mais gradual e atinge valores menores de CL/CD , com um pico em torno de 12° , mas com valores menores que os do Airfoil Tools. Embora os dados de Ribeiro estejam mais próximos das condições ideais do que os resultados experimentais, eles ainda não alcançam a eficiência máxima teórica.

5. CONCLUSÕES

Neste estudo foi determinado experimentalmente os coeficientes de arrasto e sustentação do perfil NACA 0018 realizada no túnel de vento, o que permitiu avaliar de forma detalhada os coeficientes desejados em diferentes ângulos de ataque, além de obter uma visão abrangente da eficiência aerodinâmica.

Os resultados obtidos demonstraram uma tendência consistente com as expectativas teóricas, indicando o comportamento esperado do perfil em relação à geração de sustentação e ao aumento de arrasto em ângulos elevados. Contudo, diferenças em relação aos dados teóricos e numéricos foram observadas, com valores de CD mais elevados e CL menos acentuado nos experimentos, o que refletiu uma menor eficiência aerodinâmica nas condições práticas e destaca a importância de ajustar os testes para minimizar as interferências externas.

Essas discrepâncias podem ser atribuídas a fatores experimentais que influenciaram o comportamento do escoamento, como a rugosidade da superfície do modelo, a formação de vórtices laterais nas extremidades do perfil, a interferência do suporte central e possíveis não uniformidades no fluxo, fatores

que contribuíram para um aumento do arrasto e uma redução na eficiência geral, especialmente em comparação com os valores teóricos. Apesar das limitações experimentais, o estudo conseguiu identificar tendências importantes, como o ponto de máxima eficiência, evidenciando a relação esperada entre CL e CD.

Este trabalho contribui para a compreensão do comportamento aerodinâmico do perfil NACA 0018, servindo como base para estudos futuros e para o aprimoramento de aplicações práticas onde esse perfil é utilizado. A metodologia aplicada e os dados obtidos reforçam a importância de ensaios experimentais em aerodinâmica, especialmente para validar e ajustar modelos teóricos em contextos reais.

AGRADECIMENTOS

Agradeço pela orientação e apoio indispensáveis que recebi ao longo deste trabalho, bem como ao laboratório e à equipe técnica pelo suporte nos experimentos. Sou grata também aos meus familiares e amigos pelo incentivo e compreensão, e aos professores e colegas do curso de Engenharia Química da Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande do Sul, que contribuíram com seus conhecimentos e apoio. A todos, meu sincero agradecimento.

REFERÊNCIAS

Abbott, I. H., & Von Doenhoff, A. E. ***Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data***. Editora: Dover Publications inc. 1959

Airfoil Tools. **Dados teóricos perfil NACA0018**. Sd. Disponível em: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0018-il>. Acesso em 13 de novembro de 2024.

Anderson, J. D. ***Fundamentals of Aerodynamics***. (5ª ed). editora: McGraw-Hill, 2011.

Anderson, J. D. ***Fundamentals of Aerodynamics*** (6ª ed). Editora: McGraw-Hill. 2016

Barlow, J. B., Rae, W. H. Jr., & Pope, A. ***Low speed wind tunnel testing***. John Wiley and Sons, 1966.

Barlow, J. B., Rae, W. H. Jr., & Pope, A. ***Low-speed wind tunnel testing (3ª ed)***. Editora: John Wiley & Sons. 1999.

Barlow, J. B., Rae, W. H. Jr., & Pope, A. ***Low-Speed Wind Tunnel Testing (3ª ed)***. Wiley, 2014.

De Lima, Paulo H., Alves, Tiago A., Mashiba, Marcos H. S., **Planejamento e Desenvolvimento de um Túnel Aerodinâmico do Tipo Soprador visando o Ensino e a Pesquisa em Engenharia**. ABCM. 2004

Fox, Robert W.; McDONALD, Alan T.; PRITCHARD, Philip J.; **Introdução à Mecânica dos Fluidos. (8ª ed)**. Rio de Janeiro: LTC, 2016.

Hibbeler, Russell C.; **Mecânica dos Fluidos. (1ª ed)**. São Paulo: Pearson, 2017

Ismail, Kamal Abdel Radi; **Introdução à Mecânica dos Fluidos (8ª ed)**. Rio de Janeiro: LTC, 2016

Lau, F.J.P. **Forças e momentos aerodinâmicos e de propulsão em vôo estacionário**. IST. Instituto Superior Técnico: Lisboa, 2005

Lima, Rudson de S., **Análise aerodinâmica de perfis de asa**. ABCM, Conem 2012.

Mehta, R. D.; Bradshaw, P. ***Design Rules for Small Low-Speed Wind Tunnels. Aeronautical Journal***, v. 76, 1972.

Phillips, W. F. ***Mechanics of Flight. (2ª ed)***. Hoboken: John Wiley & Sons, 2010.

PUCRS. **Laboratório de turbinas eólicas – Túnel de vento**, SD. Disponível em: <https://www.pucrs.br/ce-eolica/ensino-e-pesquisa/laboratorios/laboratorio-de-turbinas-eolicas/>. Acesso em 20 de outubro de 2024.

Raymer, D. P. ***Aircraft Design: A Conceptual Approach*** (5ª ed.). 2012

Raymer, D. P. ***Aircraft Design: A Conceptual Approach***. (6ª ed). Washington, D.C.: *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2018.

Ribeiro, Fernanda A., **Análise aerodinâmica de perfis de asa para aeronaves experimentais tipo JN-01**. Universidade Federal do Rio grande do Norte. 2011.

Rodrigues, J. C. **Aeromodelismo teórico e prático**. Serviço de Publicações da Mocidade Portuguesa. Lisboa, 2004.

Rodrigues, L.E.M.J. **Fundamentos da engenharia aeronáutica**. IFSP, São Paulo, 2009

White, Frank. M. ***Fluid Mechanics*** (7ª ed). McGraw-Hill. 2011.

White, Frank M. **Mecânica dos Fluidos** (8ª ed). São Paulo: AMGH, 2018

APÊNDICES

Apêndice A. Dados experimentais médios a 0°

0°				
Velocidade (m/s)	Coef. De arrasto = CD	Coef. De sustentação= CL	Numero de Reynolds	CL/CD
4,974777603	0,476455886	0,027226422	111981,5531	0,057143636
7,434047484	0,468366557	0,035696904	167362,7336	0,07621574
10,00402422	0,460913638	0,038932581	224860,5156	0,084468278
12,38759192	0,465237358	0,04322716	278018,7234	0,092914206
14,96539475	0,472678735	0,044639013	335222,9381	0,094438377
17,47590366	0,473193163	0,049966598	391005,4448	0,105594506
19,87754524	0,478383255	0,041343214	444076,6409	0,086422787
22,42359694	0,481276964	0,045165061	500938,6422	0,093844219
24,9581444	0,482996239	0,049096422	556634,9163	0,101649699
27,45405737	0,481171292	0,042952195	611423,7369	0,089265914

Apêndice B. Dados experimentais médios a 5°

5°				
Velocidade (m/s)	Coef. De arrasto = CD	Coef. De sustentação= CL	Numero de Reynolds	CL/CD
4,937183499	0,244081781	0,143081554	111092,4555	0,586203338
7,437497368	0,242703477	0,156036533	167242,3183	0,642910166
9,996177826	0,236647279	0,158575289	224618,2769	0,670091323
12,45075813	0,238961943	0,160149683	279762,6219	0,670189071
14,94349994	0,239690154	0,163095719	335305,2653	0,680443968
17,41501465	0,240805225	0,160553726	390266,1103	0,666736888
20,01527565	0,24320788	0,162863573	447583,2791	0,669647602
22,40425879	0,244775745	0,168985207	500408,4047	0,69036745
24,95320526	0,246965065	0,169751114	556453,2831	0,687348693
27,45027142	0,247467901	0,173179964	611305,3488	0,699807784

Apêndice C. Dados experimentais médios a 10°

10°				
Velocidade (m/s)	Coef. De arrasto = CD	Coef. De sustentação= CL	Numero de Reynolds	CL/CD
4,955374832	0,398295114	0,360457835	111308,4179	0,9050019
7,438132505	0,390753099	0,369171974	167151,6716	0,944770433
10,00537804	0,384255196	0,369760149	224599,5367	0,962277549
21,17132717	0,386327372	0,378819709	278429,1163	0,980566579
14,98357577	0,387770081	0,383442266	336085,7719	0,988839224
17,40920973	0,389330786	0,386662481	389757,5613	0,99314643
19,91773493	0,392279177	0,392828529	444935,5394	1,00140041
22,51933296	0,395408868	0,395370888	502139,5438	0,999903947
24,90468418	0,397801201	0,401141728	554661,94	1,008397478
27,38080534	0,401240189	0,412020636	609033,9094	1,026867814

Apêndice D. Dados experimentais médios a 15°

15°				
Velocidade (m/s)	Coef. De arrasto = CD	Coef. De sustentação= CL	Numero de Reynolds	CL/CD
4,983818502	0,72461621	0,572171963	111171,8352	0,789620706
7,448772941	0,752485378	0,620786978	166474,2006	0,824982114
10,01122116	0,740643879	0,629495432	223779,2372	0,849929973
12,43274181	0,73288994	0,626496046	277636,3178	0,854829644
14,97662005	0,73778024	0,642964249	333842,4478	0,871484779
17,44181873	0,738926873	0,64758867	388430,8313	0,876390742
19,96060602	0,742948136	0,653900356	444042,7797	0,88014267
22,41769711	0,748801415	0,660791115	498152,5453	0,8824651
24,96115505	0,751852599	0,668850712	554192,6563	0,889603511
27,45580263	0,757689733	0,684037651	608340,8513	0,902793877

Apêndice E. Dados experimentais médios a 20°

20°				
Velocidade (m/s)	Coef. De arrasto = CD	Coef. De sustentação= CL	Numero de Reynolds	CL/CD
4,986020689	0,168664514	0,541370786	111442,6731	3,209749
7,452460341	0,185104738	0,624452772	166580,2738	3,37351
10,02029223	0,18579558	0,638069819	223849,0942	3,434257
12,42651208	0,1890848	0,665579332	277791,5581	3,520004
14,94818565	0,132667715	0,912070688	334186,1981	6,87485
17,44523855	0,133294822	0,924527668	389530,2828	6,935961
19,97412233	0,133985551	0,934673904	445219,9394	6,975931
22,43621758	0,134506214	0,945466448	499332,3106	7,029166
24,93860456	0,064730336	0,889292216	554992,6719	13,73841
27,45579992	0,0205468	0,894237969	610993,0819	43,52201