

MARIA EUGENIA SILVA CORDEIRO

**ANÁLISE EXPERIMENTAL DO ESCOAMENTO AO REDOR
DE UM AEROFÓLIO CONVENCIONAL COM O BORDO DE
FUGA SERRILHADO A BAIXO REYNOLDS**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2021

MARIA EUGENIA SILVA CORDEIRO

**ANÁLISE EXPERIMENTAL DO ESCOAMENTO AO REDOR
DE UM AEROFÓLIO CONVENCIONAL COM O BORDO DE
FUGA SERRILHADO A BAIXO REYNOLDS**

Projeto de Conclusão de Curso apresentado ao
Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da
Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos
requisitos para a obtenção do título de **BACHAREL em
ENGENHARIA AERONÁUTICA.**

Orientador: Prof. Dr. Odenir de Almeida

UBERLÂNDIA - MG

2021

ANÁLISE EXPERIMENTAL DO ESCOAMENTO AO REDOR DE UM AEROFÓLIO CONVENCIONAL COM O BORDO DE FUGA SERRILHADO A BAIXO REYNOLDS

Projeto de conclusão de curso **APROVADO** pelo
Colegiado do Curso de Graduação em Engenharia
Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica da
Universidade Federal de Uberlândia.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Odenir de Almeida
Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Daniel Dall'Onder dos Santos
Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Tobias Souza Morais
Universidade Federal de Uberlândia

UBERLÂNDIA - MG

2021

Para minha família.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, gostaria de agradecer aos meus pais, Elisabete e Eugenio, por todo apoio emocional durante a minha vida, por acreditarem em mim e no meu potencial. Agradeço também a minha tia Marlene, pela confiança no meu progresso e incentivo para perseguir meus sonhos, essa vitória é nossa.

Aos meus amigos, por todo apoio e companheirismo durante a minha trajetória na Universidade, sem vocês o fardo seria mais pesado e a caminhada menos divertida.

Gostaria também de agradecer ao Luiz Fernando, por toda paciência, ajuda e apoio em todos os momentos.

Agradeço ao professor Odenir de Almeida pela dedicação, confiança, ajuda e conhecimento transmitido para tornar este projeto realidade. Ao Técnico Reinaldo Tomé Paulino, pela atenção e ajuda na finalização dos modelos de ensaio.

E por fim, gostaria de agradecer a toda banca composta por professores que são essenciais no processo de formação de um profissional completo.

A todos que de alguma forma contribuíram com esse projeto, minha eterna gratidão.

*“Ninguém consegue subir a escada do sucesso sem se
esforçar muito.”*

Ozires Silva

Cordeiro, M. E. **Experimental analysis of the flow over a conventional airfoil using serrated trailing edge at low Reynolds**. 2021. Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.

ABSTRACT

The present work has as main objective the experimental analysis of the air flow around a conventional airfoil (NACA0012) at low Reynolds, and to evaluate the influence on the performance of the airfoil with the serrated trailing edge, in order to understand and determine its aerodynamics characteristics for possible applications in wind generators. The airfoil models were built using CATIAV5® and manufactured using a 3D printer. A small Wind Tunnel and accessory instrumentation were used to carry out the experiments, using a three-component aerodynamic balance, and visualization using the wool tufts technique, showing flow characteristics over the baseline airfoil and with the serrated trailing edge. Initially measurements of lift, drag and moment were determined, with a variation of the angle of attack from 0° to 16° for the Reynolds around 2×10^5 . Finally, a comparison was made of the results obtained for the two airfoil models, with the curves generated in the XFLR5 given the Reynolds obtained and the coordinates of the NACA 0012 profile, as well as with experimental data from other studies. However, in the case of a 2D profile, it was identified that the flow did not behave in a completely two-dimensional way, therefore, adjustments and future works are recommended.

KEYWORDS: *aerodynamics, wind tunnel, airfoil, trailing edge, experimental analysis, visualization.*

Cordeiro, M. E. 2021. **Análise experimental do escoamento ao redor de um aerofólio convencional com o bordo de fuga serrilhado a baixo Reynolds**. Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.

RESUMO

O presente trabalho tem como principal objetivo a análise experimental do escoamento de ar ao redor de um aerofólio convencional (NACA0012) a baixo Reynolds, e avaliar a influência no desempenho do aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, a fim de compreender e determinar suas características aerodinâmicas para possíveis aplicações em geradores eólicos. Os modelos do aerofólio foram construídos usando o CATIAV5® e fabricados utilizando uma impressora 3D. Para realização dos experimentos foi utilizado um Túnel de Vento de pequeno porte e instrumentação acessória através de recurso como balança aerodinâmica de três componentes, e visualização por meio da técnica de fios de lã (*wool tufts*) evidenciando características do escoamento sobre o aerofólio *baseline* e com o bordo de fuga serrilhado. Inicialmente medidas de sustentação, arrasto e momento foram determinadas, com variação do ângulo de ataque de 0° a 16° para o Reynolds em torno de 2×10^5 . Por fim, realizou-se uma comparação dos resultados obtidos para os dois modelos do aerofólio, com as curvas geradas no XFLR5 dado o Reynolds obtido e as coordenadas do perfil NACA 0012, bem como com dados experimentais de outros estudos. Entretanto por se tratar de um perfil 2D, identificou-se que o escoamento não se comportou de forma totalmente bidimensional, dessa forma, ajustes e trabalhos futuros são recomendados.

PALAVRAS CHAVE: *aerodinâmica, túnel de vento, aerofólio, bordo de fuga, análise experimental, visualização.*

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Aerogeradores no Brasil.....	16
Figura 2 – Geração do ruído no bordo de fuga do aerofólio.....	17
Figura 3 – Bordo de fuga serrilhado	18
Figura 4 - Nomenclaturas para aerofólios.....	20
Figura 5 - Fontes que geram as forças aerodinâmicas e momentos no corpo.	21
Figura 6 - Resultante aerodinâmica e momento no corpo.	21
Figura 7 - Definições aerodinâmicas	22
Figura 8 - Processo da bolha de separação no NACA 0012 em baixo Reynolds de 3×10^5 . A seta vermelha destaca a bolha de separação.....	23
Figura 9 - Efeito do número de Reynolds na seção máxima do aerofólio em relação a eficiência	24
Figura 10 - Esquema de curva C_l em função α para aerofólios.....	25
Figura 11 - Curvas C_l em função de α para aerofólio com curvatura e simétrico.....	25
Figura 12 – Curva de C_l em função α para um aerofólio NACA 0012 para números de Reynolds entre 10^4 e 10^5 comparando os resultados experimentais com o CFD.....	26
Figura 13 - Coeficientes de sustentação, arrasto e momento experimentais do aerofólio NACA 2412	27
Figura 14 - Comportamento aerodinâmico de estol de borda de fuga e bordo de ataque do aerofólio NACA 4421 e estol de aerofólio fino (placa plana).....	28
Figura 15 - Escoamento sobre uma asa finita.....	29
Figura 16 - Vórtices na ponta de asa.....	30
Figura 17 - Ângulo de ataque efetivo e arrasto induzido.....	30
Figura 18 - Vista do aerofólio posicionado na seção de teste do túnel de vento com as <i>end-plates</i> nas extremidades do perfil.	31
Figura 19 -Esquema de placa plana com o bordo de fuga serrilhado	34
Figura 20 - Configuração de túnel de vento para medição de força. (a) Esboço da seção transversal da configuração do túnel de vento. (b) Configuração experimental.....	36
Figura 21 - Vista de montagem no CAD do NACA 0012 com a inserção do serrilhado	36

Figura 22 - Dimensões do Aerofólio e serrilhado.....	37
Figura 23 - Túnel de Vento TV60 (LAEX/CPAERO -UFU).....	39
Figura 24 - Seção de teste do Túnel de Vento (LAEX/CPAERO UFU).....	39
Figura 25 - Tubo de Pitot, manômetro digital e medidor de temperatura (LAEX/CPAERO UFU)	40
Figura 26 - Fatores de forma para diferentes formatos do corpo.....	42
Figura 27 – Esquema das condições de bloqueio no túnel de vento.....	43
Figura 28 - Balança Aerodinâmica AA-TVAB1 (LAEX/CPAERO-UFU).....	45
Figura 29 – Sistema de aquisição de dados da AA-DAS da balança aerodinâmica (LAEX/CPAERO-UFU).....	46
Figura 30 – Configuração do aerofólio <i>baseline</i>	47
Figura 31 – Dimensões do modelo <i>baseline</i>	48
Figura 32 – Aerofólio <i>baseline</i> com recorte no ponto $\frac{1}{4}$ de corda.....	48
Figura 33 - Impressora 3D utilizada na confecção dos modelos.....	49
Figura 34 - Aerofólio <i>baseline</i> impresso em três partes de mesmo tamanho.....	49
Figura 35 - aerofólio <i>baseline</i> com recorte no ponto $\frac{1}{4}$ de corda impresso	50
Figura 36 - Dimensões do serrilhado.....	51
Figura 37 - Modelo do serrilhado em CAD.....	51
Figura 38 - Aerofólio <i>baseline</i> e com o bordo de fuga serrilhado.....	52
Figura 39 - Modelo do perfil em CAD do aerofólio com o corte e o bordo de fuga serrilhado para inserção	52
Figura 40 - Montagem do perfil no CAD com a inserção do bordo de fuga serrilhado.....	53
Figura 41 - Serrilhado impresso.....	53
Figura 42 - <i>end-plates</i> em acrílico.....	54
Figura 43 - Aerofólio <i>baseline</i> e com bordo de fuga serrilhado respectivamente, posicionados na seção de teste do túnel com as <i>end-plates</i>	54
Figura 44 –Gráfico da calibração da força de sustentação da balança aerodinâmica.....	56
Figura 45 - Variação do ângulo de ataque na segunda escala e posicionamento da balança aerodinâmica no túnel de vento (LAEX/CPAERO-UFU).....	58
Figura 46 – Montagem do aerofólio <i>baseline</i> com os fios de lã.....	59
Figura 47 – Montagem do aerofólio com o serrilhado com os fios de lã.....	59

Figura 48 - Curvas dos perfis NACA 0012 para Reynolds de 203497 geradas pelo XFLR5.....	62
Figura 49 – Curva C_l x α para o NACA 0012 gerada do XFLR5	63
Figura 50 - Curva C_d x α para o NACA 0012 gerada do XFLR5.....	63
Figura 51 - Curva C_m x α para o NACA 0012 gerada do XFLR5.....	63
Figura 52 – Comportamento da curva C_l x α para o <i>baseline</i> do presente trabalho em comparação com o resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e o XFLR5	65
Figura 53 - Influência do alongamento na curva C_l x α	66
Figura 54 - Comportamento da curva C_d x α para o aerofólio <i>baseline</i> do presente trabalho em comparação com o resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e o XFLR5	67
Figura 55 - Comportamento da curva $C_{mc}/4$ x α para o aerofólio <i>baseline</i> do presente trabalho em comparação com o XFLR5.....	68
Figura 56 - Comportamento da curva C_l x α para o aerofólio com o serrilhado do presente trabalho em comparação com o resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e o XFLR5.....	69
Figura 57 - Comparação da curva C_d x α para o aerofólio com o serrilhado do presente trabalho em comparação com o resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e o XFLR5	69
Figura 58 - Comportamento da curva $C_{mc}/4$ x α para o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado em comparação com o XFLR5.....	70
Figura 59 - Comparação da curva C_l x α para o <i>baseline</i> e com o bordo de fuga serrilhado	71
Figura 60 - Comparação da curva C_d x α para o <i>baseline</i> e com o bordo de fuga serrilhado	71
Figura 61 - Comparação da curva $C_{mc}/4$ x α para o <i>baseline</i> e com o bordo de fuga serrilhado	72
Figura 62 – Comparação da inclinação do modelo do aerofólio <i>baseline</i> e com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente.....	74
Figura 63 - Comparação do $\alpha = 6^\circ$ para o aerofólio <i>baseline</i> e o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente.....	75
Figura 64 - Comparação do $\alpha = 8^\circ$ para o aerofólio <i>baseline</i> e o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente.....	75
Figura 65 - Comparação do $\alpha = 10^\circ$ para o aerofólio <i>baseline</i> e o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente.....	76
Figura 66 - Comparação do $\alpha = 12^\circ$ para o aerofólio <i>baseline</i> e o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente.....	77

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Definições geométricas do aerofólio	47
--	----

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	15
1.1	Motivação para o presente trabalho	18
1.2	Objetivo do trabalho	19
2	ESCOAMENTO AO REDOR DE PERFIS AERODINÂMICOS	20
2.1	Princípios de aerodinâmica	20
2.1.1	Aerodinâmica bidimensional.....	20
2.2	Aerodinâmica tridimensional	28
3	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	33
3.1	Controle de fluxo de ar no bordo de fuga.....	33
3.2	Análises experimentais	34
4	METODOLOGIA.....	38
4.1	Configuração experimental.....	38
4.1.1	Túnel de vento.....	38
4.1.2	Balança aerodinâmica.....	45
4.2	O modelo	46
4.2.1	Características geométricas.....	46
4.2.2	Modelagem e fabricação	47
4.3	Procedimento experimental.....	55
4.3.1	Medições de sustentação, arrasto e momento	55
4.3.2	Procedimento de visualização do escoamento	58
5	RESULTADOS	61
5.1	Modelagem computacional com XFLR5	61

5.2	Análise experimental.....	64
5.2.1	Aerofólio <i>baseline</i>	64
5.2.2	Aerofólio com bordo de fuga serrilhado	68
5.2.3	Comparação experimental do <i>baseline</i> e serrilhado	70
5.3	Visualização do escoamento	73
5.3.1	Comparação da visualização dos aerofólios	73
6	CONCLUSÃO	79
	REFERÊNCIAS.....	81
	Anexo I.....	84
	Apêndice I – Tabelas.....	84

1 INTRODUÇÃO

O crescente desenvolvimento industrial e tecnológico transformou a humanidade e o planeta, bem como a relação entre ambos. A grande demanda por energia elétrica, juntamente com a degradação do meio ambiente, pode ser apontada como resultado direto dessa transformação (COUTINHO, 2008).

As fontes de geração de eletricidade variam de acordo com a disponibilidade de recursos naturais e econômicos de cada região e, com os impactos ambientais causados pela sua utilização. Atualmente, as principais fontes geradoras de energia no mundo são os combustíveis fósseis (carvão, petróleo e gás natural), as centrais hidrelétricas e as centrais nucleares (COUTINHO, 2008). Segundo o mesmo autor, nas últimas décadas, principalmente, fontes alternativas de energia, como a eólica, têm sido incentivadas em alguns países como forma de complementar a matriz energética de cada região.

A variável ambiental tornou-se ainda mais importante após relatórios da ONU, publicados a partir de 2007, cujas previsões catastróficas para o meio ambiente devido ao efeito estufa têm alarmado a comunidade mundial (COUTINHO, 2008). A energia eólica vem se apresentando como uma das mais viáveis fontes de energia renovável, devido, principalmente, à sua natureza inesgotável e menos poluente.

Dessa forma, o elevado potencial eólico global tem motivado projetos de turbinas eólicas para diferentes faixas de aplicação, e juntamente o estudo de aerogeradores vem ganhando mais espaço na produção científica (MARTINS, 2008). Na Figura 1, pode ser visto a instalação de aerogeradores de grande porte em alto mar (*offshore*).

Figura 1 – Aero geradores no Brasil



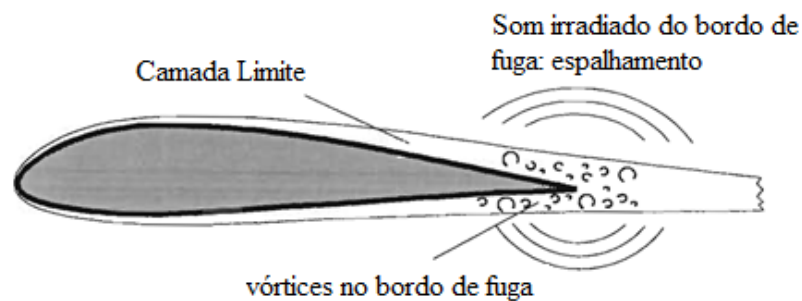
Fonte: Getty Imagens (2018).

Nesse estudo, o projeto aerodinâmico é uma das áreas mais importantes na concepção das turbinas eólicas. A seção do aerofólio é a essência das pás da turbina, ocupando uma posição central como disciplina de projeto relacionada a mecânica dos fluidos. Compreender a interação do fluido ao redor de um aerofólio auxilia na solução de problemas, como: distribuição de pressão, força de arrasto, força de sustentação, visualização do escoamento, estudo da camada limite, vibração, ruído, entre outros.

As forças aerodinâmicas produzidas sobre o aerofólio provocam arrasto, sustentação, forças laterais e momentos. Para definir o perfil aerodinâmico de um novo projeto é necessário a confecção de protótipos com diferentes configurações em escala reduzida para testes em túnel aerodinâmico, de forma a identificar o escoamento ao redor do aerofólio. A escolha do perfil da pá influi diretamente no seu desempenho, parâmetros como coeficientes de arrasto e de sustentação (de acordo com o ângulo de ataque) são relevantes para o dimensionamento e custo da estrutura.

Dentre os desafios no estudo aerodinâmico das pás de turbinas eólicas, a redução de ruído é um dos mais relevantes. A dispersão das flutuações de pressão na superfície do bordo de fuga do aerofólio, impulsionada pela turbulência na camada limite, torna-se a fonte predominante de ruído próprio do aerofólio em baixos números de Reynolds (HOWE, 1991). Na Figura 2 é representado o efeito dos vórtices e do ruído no bordo de fuga do aerofólio.

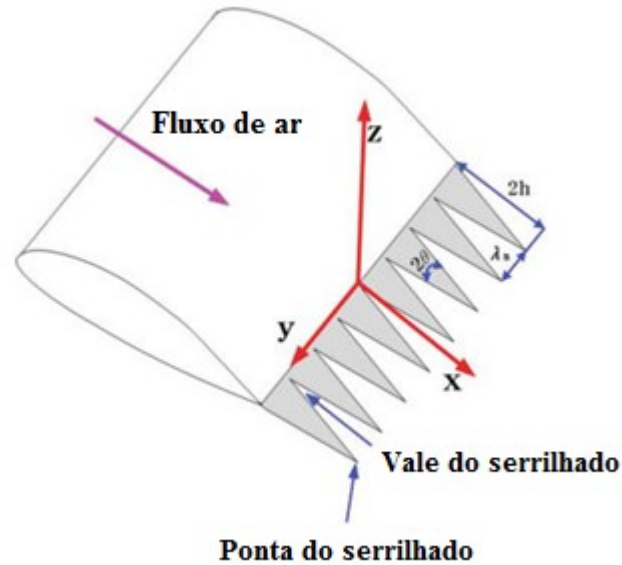
Figura 2 – Geração do ruído no bordo de fuga do aerofólio



Fonte: adaptado de Hann et al. (2013).

O uso de métodos de controle de escoamento de ar para reduzir o ruído do aerofólio tem sido objeto de muitas pesquisas. Dessa forma, trabalhos vêm sendo realizados através do estudo científico de diferentes aerofólios com o bordo de fuga serrilhado e/ou modificado geometricamente. Em particular, o serrilhado no bordo de fuga de aerofólios recebeu a máxima atenção (LIU; JAWAHAR; AZARPEYVAND; THEUNISSEN, 2015). Uma representação do aerofólio com o bordo de fuga serrilhado é mostrada na Figura 3.

Figura 3 – Bordo de fuga serrilhado



Fonte: adaptado de Ryie Choi (2019).

Apesar de todos os estudos sobre a influência aeroacústica, ainda falta um entendimento completo da influência aerodinâmica, das interações e fenômenos do escoamento e dos mecanismos de geração de ruído dos escoamentos em aerofólios, principalmente a baixos números de Reynolds. Desse modo, faz-se necessário um estudo para compreender o padrão de escoamento e os efeitos do número de Reynolds no desempenho do aerofólio.

1.1 Motivação para o presente trabalho

A produção de energia eólica utiliza turbinas para extrair a energia cinética do vento por meio de efeitos aerodinâmicos atuantes nos perfis de suas pás e assim, a convertem em energia elétrica através de um gerador acoplado ao eixo de seu rotor (COUTINHO, 2008).

As pás do rotor têm seções transversais em forma de aerofólios e, portanto, estão sujeitas a forças e tensões previstas nas teorias aerodinâmicas para asas. Entretanto, aerofólios para as pás em questão foram desenvolvidos para baixos números de Reynolds. Os perfis NACA ainda são largamente utilizados ao considerar o escoamento em regime laminar (VARDAR; ALIBAS, 2008).

Na literatura é possível encontrar alguns trabalhos abordando diferentes aerofólios para a redução de ruído em pás de turbina eólica, como o NACA 0012. Esse aerofólio foi desenvolvido

na década de 1930, pelo Comitê Nacional para Aconselhamento sobre Aeronáutica (NACA, da sigla em inglês). Os aerofólios NACA de 4 dígitos têm seu nome dado de acordo com suas características, onde a primeira casa representa a casa decimal do arqueamento, o segundo dígito representa a primeira casa decimal do ponto da corda onde ocorre máxima distância da superfície à linha central e os últimos dois dígitos representam a porcentagem da corda representada pela espessura (ANDERSON, 2010). O mesmo autor resumiu tais características avaliando um perfil NACA2412, o qual possui arqueamento de 0,2, distância máxima à linha central ocorrendo em 0,4 da corda, e uma espessura de 12% do comprimento da corda (ANDERSON, 2010). Segundo estas definições, o perfil NACA0012 escolhido para este estudo, define-se por um perfil sem arqueamento e portanto, seguindo a linha central, com espessura de 12% do comprimento da corda.

Esse perfil de sustentação aerodinâmico, foi utilizado como referência (*baseline*) para este trabalho, a fim de identificar o padrão de escoamento a baixo Reynolds ao redor de um modelo próximo de uma configuração real e, analisar as características aerodinâmicas do mesmo perfil com o bordo de fuga serrilhado.

1.2 Objetivo do trabalho

Os objetivos do trabalho foram definir um procedimento experimental adequado para as medições de corpos de sustentação, através de um modelo do aerofólio NACA0012 a baixo Reynolds, para obtenção dos parâmetros aerodinâmicos e verificação da influência da inclusão de um bordo de fuga serrilhado nas características aerodinâmicas deste perfil. Gerar gráficos dos coeficientes aerodinâmicos do escoamento bidimensional com o perfil NACA 0012 no XFLR5 a fim de comparar com os resultados experimentais. Caracterizar as curvas dos coeficientes aerodinâmicos em relação ao ângulo de ataque (α), sendo elas, $C_l \times \alpha$, $C_d \times \alpha$ e $C_m \times \alpha$, além da visualização do escoamento para corroborar os dados experimentais obtidos. Para tal, o aerofólio foi testado em um Túnel de Vento de pequeno porte no LAEX (Laboratório de Aerodinâmica Experimental) do Centro de Pesquisa em Aerodinâmica Experimental (CPAERO) da Universidade Federal de Uberlândia.

2 ESCOAMENTO AO REDOR DE PERFIS AERODINÂMICOS

2.1 Princípios de aerodinâmica

A aerodinâmica é uma ciência direcionada ao estudo do movimento do ar e sua interação com corpos imersos, sendo necessária para muitas aplicações práticas na engenharia. Baseado no estudo de Anderson (2010), para o presente trabalho, os principais objetivos no estudo aerodinâmico são:

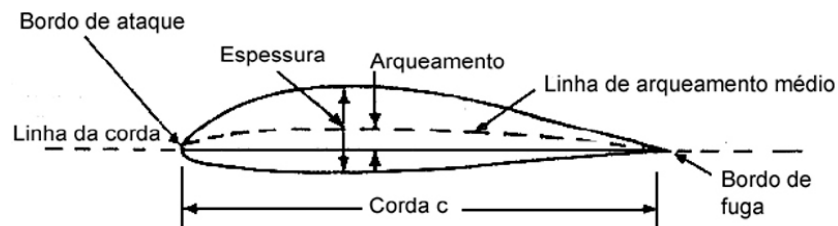
1. Geração de força de sustentação, arrasto e momentos em aerofólios;
2. Determinação do escoamento no interior de dutos (túnel de vento) para análise das condições de operação.

2.1.1 Aerodinâmica bidimensional

Através do estudo de escoamentos bidimensionais é possível determinar as melhores características dos perfis aerodinâmicos para cada aplicação, de forma a facilitar a definição e a fixação de conceitos.

Intitula-se aerofólio a seção transversal de uma asa infinita. Na Figura 4, pode ser visto as principais nomenclaturas para um aerofólio.

Figura 4 - Nomenclaturas para aerofólios.

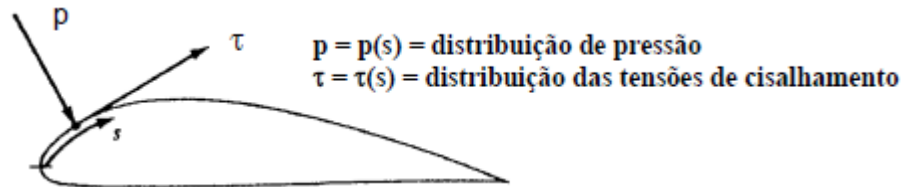


Fonte: adaptado de Anderson (2010).

De acordo com Anderson (2010), não importa o quão complexo seja o formato do corpo, as forças aerodinâmicas e momentos gerados no corpo são devidos inteiramente somente a duas

fontes: Distribuição de pressão sobre a superfície do corpo e distribuição das tensões de cisalhamento sobre a superfície do corpo. Desse modo, a Figura 5 representa as fontes descritas.

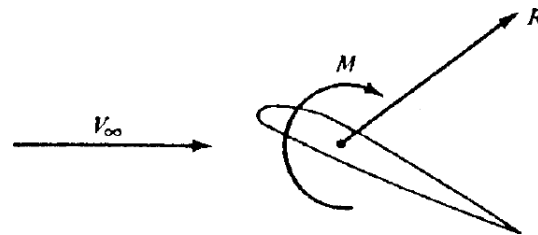
Figura 5 - Fontes que geram as forças aerodinâmicas e momentos no corpo.



Fonte: adaptado de Anderson (2010).

O efeito líquido das distribuições das forças (p) e (τ) integradas sobre toda a superfície do corpo é a força aerodinâmica resultante R e o momento M atuando no corpo (ANDERSON, 2010). Na Figura 6 pode ser visto o efeito dessas distribuições.

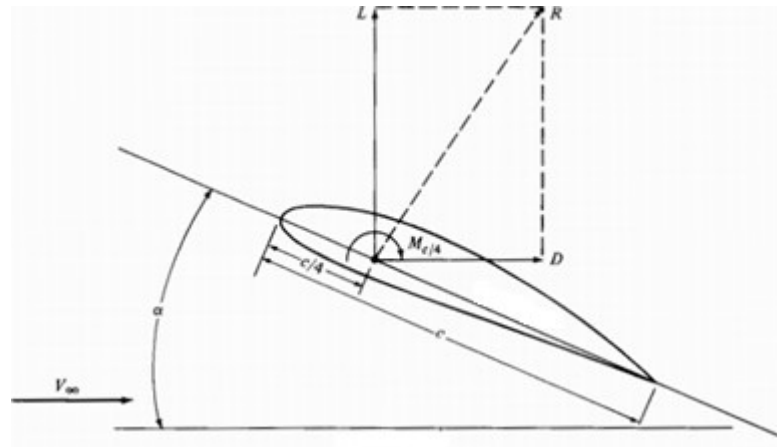
Figura 6 - Resultante aerodinâmica e momento no corpo.



Fonte: Anderson (2010).

Pela teoria de Anderson (2010), a resultante aerodinâmica R pode ser decomposta em duas forças componentes: uma paralela a velocidade da corrente livre do escoamento V_∞ (arrasto D), e outra perpendicular a V_∞ (sustentação L). O convencional é aplicar a força R no ponto de $1/4$ de corda a partir do bordo de ataque, ponto este, que é o centro aerodinâmico conforme mostrado na Figura 7. Dessa forma, age sobre o aerofólio um momento M_f de arfagem no sentido de aumentar (positivo) ou diminuir (negativo) o ângulo de ataque (α), que é o ângulo entre a linha da corda (c) e a direção do escoamento (V_∞).

Figura 7 - Definições aerodinâmicas



Fonte: Anderson (2010).

Sabendo-se a densidade (ρ) e a velocidade da corrente livre (V_∞) a montante do corpo, a pressão dinâmica da corrente livre (q) é definida como:

$$q = \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 \quad (1)$$

Sendo S a área de referência, portanto, definem-se os coeficientes de sustentação C_l , de arrasto C_d e de momento C_m para o aerofólio (ANDERSON, 2010).

$$C_l = \frac{L}{qS} \quad (2)$$

$$C_d = \frac{D}{qS} \quad (3)$$

$$C_m = \frac{M}{qSc} \quad (4)$$

Os coeficientes aerodinâmicos resultantes das equações (2), (3) e (4) dependem do ângulo de ataque (α) e do número de Reynolds (Re), que é um parâmetro adimensional para o cálculo do

regime do escoamento. O Re representa o quociente das forças de inércia por forças viscosas, o qual relaciona a velocidade da corrente livre do escoamento (V_∞), a densidade (ρ), a viscosidade dinâmica do fluido (μ) e um comprimento característico do corpo (c), neste caso a corda do aerofólio, como mostra a equação (6).

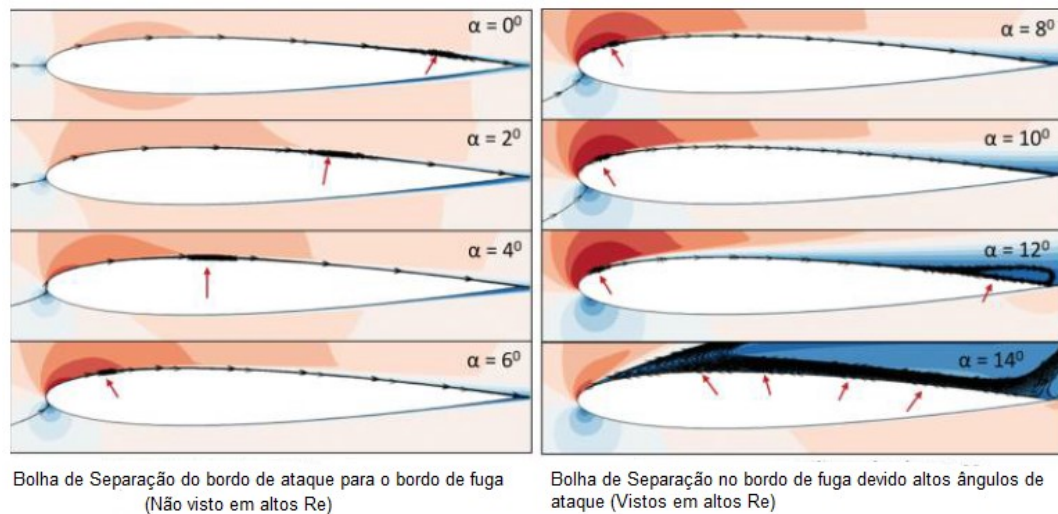
$$Re = \frac{\text{forças inerciais}}{\text{forças viscosas}} \quad (5)$$

Ou seja:

$$Re = \frac{\rho V_\infty c}{\mu} \quad (6)$$

Escoamentos de baixo número de Reynolds são caracterizados pelo aumento da influência das forças viscosas do fluido em comparação com forças inerciais (WINSLOW et al., 2018). Segundo Selig (2004), essa característica do baixo número de Reynolds, tinha como consequências: fenômenos de transição laminar-turbulento, bolhas de separação laminar e recolamento da camada limite. O processo da bolha de separação laminar com a variação do ângulo α é apresentado na Figura 8.

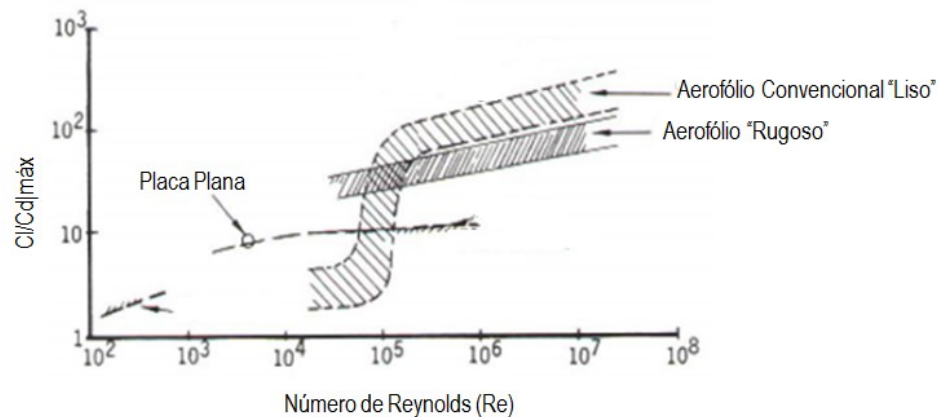
Figura 8 - Processo da bolha de separação no NACA 0012 em baixo Reynolds de 3×10^5 . A seta vermelha destaca a bolha de separação



Fonte: adaptado de Winslow et al. (2018).

O pesquisador e engenheiro aeronáutico John McMasters, em 1980, estudou a eficiência aerodinâmica de aerofólios convencionais e rugosos. A Figura 9 mostra a variação da razão Cl/Cd com o número Reynolds e pode-se ver que o mesmo tem forte efeito no desempenho do aerofólio convencional. Embora aerofólios convencionais apresentem melhor desempenho em números de Reynolds altos ($>10^6$), sua performance se deteriora rapidamente para escalas de baixo número de Reynolds ($<10^5$), e uma placa plana geometricamente simples supera a performance de um aerofólio convencional. McMasters (1980), explicou que esse ponto está relacionado de alguma forma para a formação da descontinuidade na curva de sustentação em relação ao ângulo de ataque, que será apresentada a seguir.

Figura 9 - Efeito do número de Reynolds na seção máxima do aerofólio em relação a eficiência



Fonte: adaptado de McMasters (1980).

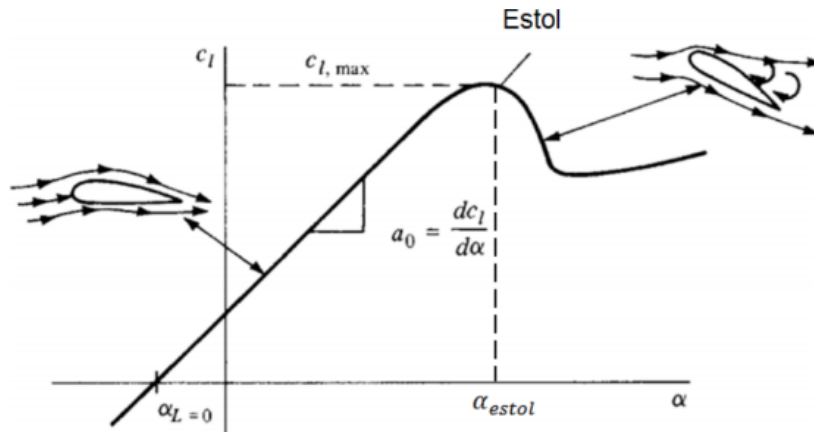
O número de Mach (Ma), definido pela equação (7), também influencia nos coeficientes aerodinâmicos, mas ao se tratar de turbinas eólicas, o V_∞ é baixo, portanto, pode-se considerar o escoamento incompressível ($\rho = \text{constante}$) e o Mach desprezível (COUTINHO, 2008).

$$Ma = \frac{V_\infty}{V_{som}} \quad (7)$$

O comportamento da curva típica de $Cl \times \alpha$ para um aerofólio pode ser visto na Figura 10, onde se percebe que até um determinado valor de α , Cl possui uma variação linear, e para altos valores de α , a curva de Cl apresenta uma queda. Isso ocorre devido ao estol, que é o

descolamento do escoamento em relação à superfície do aerofólio (ANDERSON, 2010). Esse fenômeno causa turbulências, perda da sustentação e aumento de arrasto.

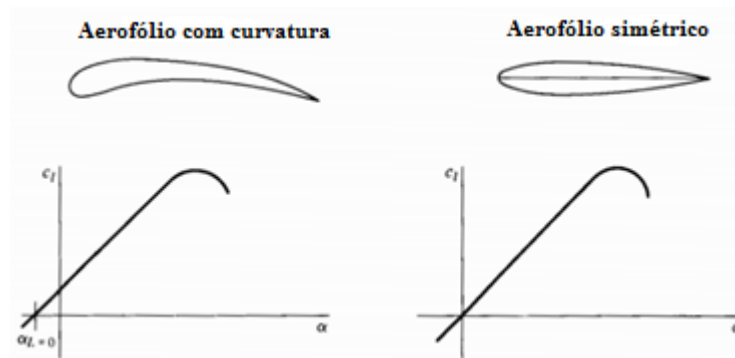
Figura 10 - Esquema de curva C_l em função α para aerofólios



Fonte: adaptado de Anderson (2010).

Na Figura 11 é mostrado a curva C_l x α para aerofólios com curvatura (*camber*) e simétrico (sem *camber*). Pode-se observar que a curva de sustentação para um aerofólio simétrico passa pela origem, sendo assim, o coeficiente de sustentação C_l ($\alpha = 0^\circ$) é nulo.

Figura 11 - Curvas C_l em função de α para aerofólio com curvatura e simétrico.

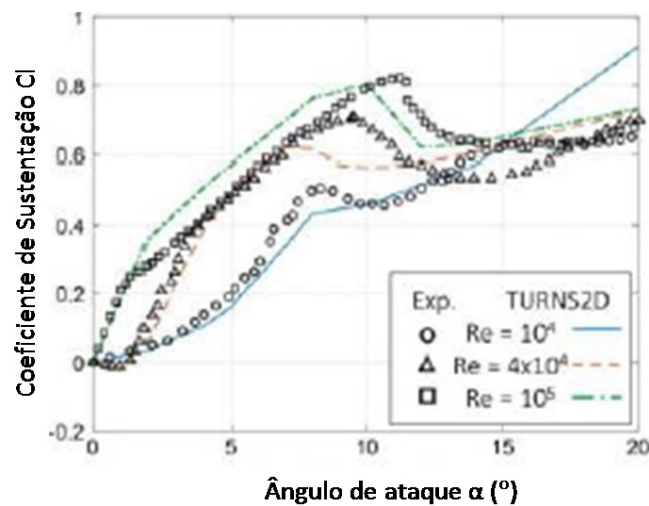


Fonte: adaptado de Anderson (2010).

Os pesquisadores Winslow, Otsuka, Govindarajan e Chopra (2018) apresentaram os resultados obtidos com o estudo realizado por Ohtake et al. (2007) para a sustentação de um NACA 0012 a baixo Reynolds. Na Figura 13 é mostrado a curva de sustentação em função de α .

Segundo Winslow et al. (2018) o comportamento do gráfico da Figura 12 apresenta uma sensibilidade extrema do desempenho do aerofólio para Reynolds abaixo de 10^5 . Com a diminuição no número de Reynolds, há um aumento no arrasto (possivelmente por causa de separação prematura da camada limite laminar). Esta separação pode ser inferida a partir de uma grande diminuição na sustentação e da redução do arrasto na região onde ocorre um declínio do C_d em função de Reynolds (*drag bucket*).

Figura 12 – Curva de C_l em função α para um aerofólio NACA 0012 para números de Reynolds entre 10^4 e 10^5 comparando os resultados experimentais com o CFD

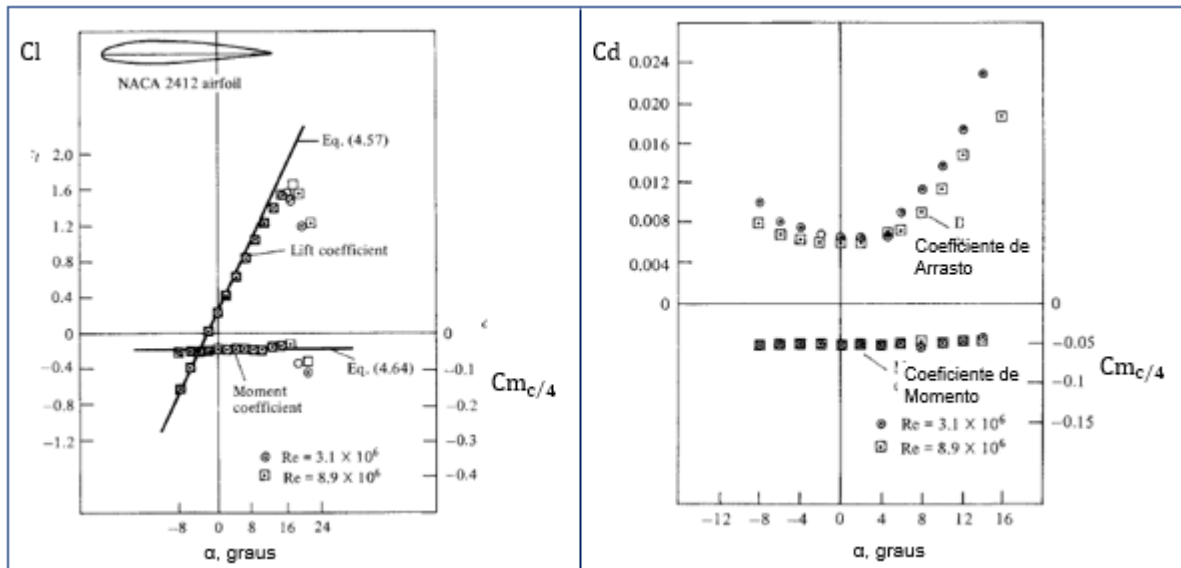


Fonte: adaptado de Ohtake et al. (2007).

O coeficiente de arrasto C_d é relativo ao arrasto de perfil que é a soma do arrasto de fricção (determinante no caso de aerofólios) e o arrasto de pressão. Já a variação do C_m em função de α no centro aerodinâmico é pequena (ANDERSON, 2010).

Na Figura 13 é possível visualizar o comportamento das curvas $C_l \times \alpha$, $C_d \times \alpha$ e $C_m \times \alpha$ para altos números de Reynolds, utilizando o aerofólio NACA 2412. Pode-se observar que influência nos parâmetros de sustentação (C_l) e arrasto (C_d).

Figura 13 - Coeficientes de sustentação, arrasto e momento experimentais do aerofólio NACA 2412

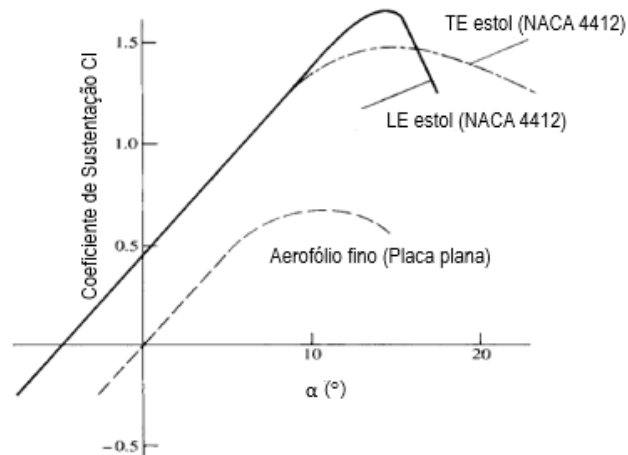


Fonte: adaptado de Anderson (2010).

Na Figura 14 ao se analisar a variação do arrasto em função do número de Reynolds, verifica-se que para maiores valores de Reynolds, o mesmo diminui. Já a variação de sustentação em função do número de Reynolds, influencia a ocorrência do estol (COUTINHO, 2008).

Anderson (2010), mostrou que a forma com que estol ocorre depende da geometria do aerofólio e da maneira que o escoamento se separa da superfície. A perda de sustentação é pequena quando o estol acontece próximo ao bordo de fuga e aumenta suavemente de acordo com o aumento de α . Ele também identificou que se o estol ocorre próximo ao bordo de ataque, todo o escoamento sobre o aerofólio pode se separar e nesse caso a perda da sustentação e o aumento do arrasto são abruptos. Assim deve-se evitar ao máximo a ocorrência do estol e garantir que, no caso dele ocorrer, que seja preferencialmente próximo ao bordo de fuga. O autor mostrou o comportamento aerodinâmico de estol de borda de fuga e bordo de ataque do aerofólio NACA 4421, conforme pode ser visto na Figura 14.

Figura 14 - Comportamento aerodinâmico de estol de borda de fuga e bordo de ataque do aerofólio NACA 4421 e estol de aerofólio fino (placa plana)



Fonte: adaptado de Anderson (2010).

Para o aerofólio NACA 0012 do presente estudo, o comportamento aerodinâmico do estol de borda de fuga é similar ao apresentado na Figura 15 para o aerofólio NACA 4421. No caso de turbinas eólicas, as características de estol do aerofólio devem ser consideradas para ângulos maiores que o de projeto (COUTINHO, 2008).

Por se tratar de um corpo bidimensional a baixo Reynolds, neste trabalho serão apresentados resultados apenas para os coeficientes C_l , C_d e C_m do perfil.

2.2 Aerodinâmica tridimensional

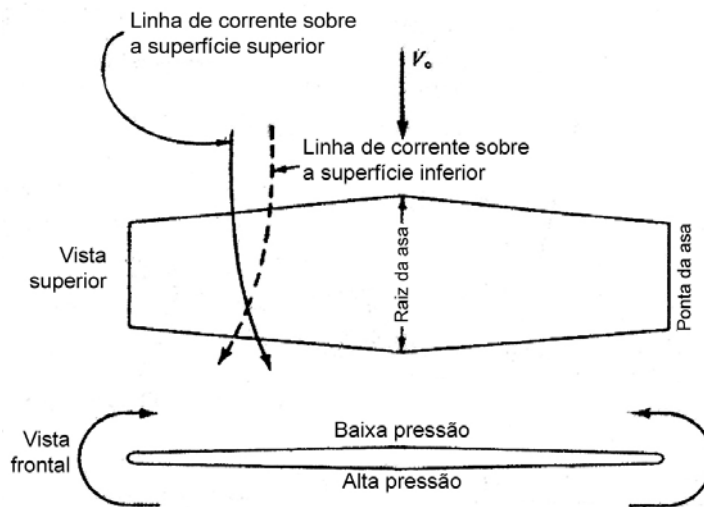
A asa é um corpo tridimensional composto por vários aerofólios, que são corpos bidimensionais. Contudo, a mesma difere em alguns aspectos em relação ao aerofólio devido ao escoamento.

Para o projeto de uma asa, alguns parâmetros são fundamentais, dentre eles o cálculo da área alar da asa (S). Para uma geometria retangular: $S = bc$, onde c é a corda média geométrica e b a envergadura, outro parâmetro é o alongamento ou *Aspect Ratio* (AR) que relaciona a envergadura da asa com a corda média geométrica (RODRIGUES, 2011). Segundo o mesmo autor, o aumento do alongamento reduz o arrasto induzido e é dado por:

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{b}{c} \quad (8)$$

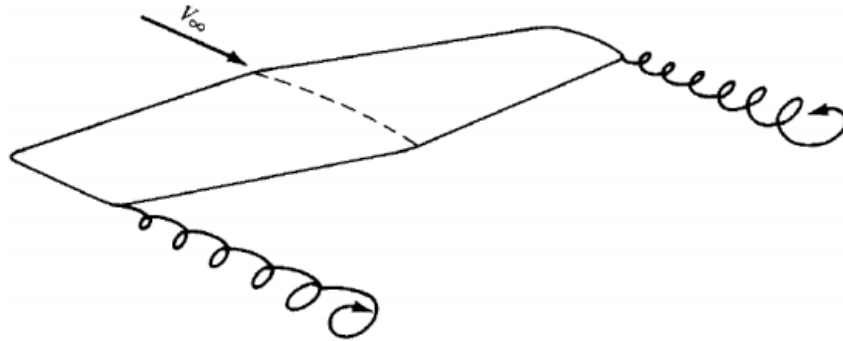
Anderson (2010), no seu estudo, mostrou o mecanismo de geração de sustentação em uma asa finita é baseado na existência de uma alta pressão no intradorso e de baixa pressão no extradorso. Em comparação ao aerofólio, o desbalanceamento entre as pressões das superfícies de intradorso e de extradorso, causa recirculação do ar (vórtices) no bordo de fuga ao longo de toda a envergadura, gerando um fluxo da parte inferior para a superior, ao redor da ponta da asa. Esse fenômeno diminui a sustentação e aumenta o arrasto. Na Figura 15 é mostrado o esquema de escoamento sobre uma asa finita, como uma característica fundamental o surgimento de vórtices nas pontas das asas, como mostrado na Figura 16.

Figura 15 - Escoamento sobre uma asa finita



Fonte: adaptado de Anderson (2010).

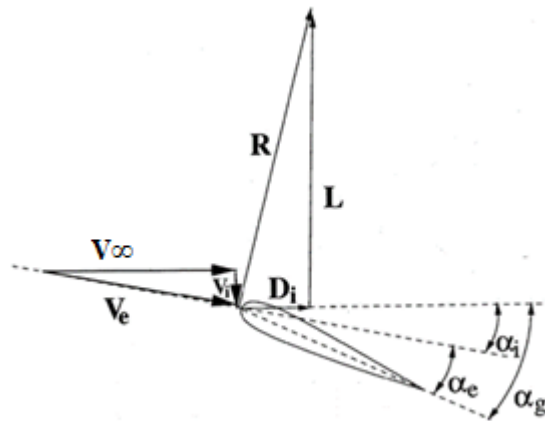
Figura 16 - Vórtices na ponta de asa



Fonte: adaptado de Anderson (2010).

De acordo com a lei de Bio-Savat, esses vórtices induzem uma componente vertical para baixo do escoamento próximo ao bordo de fuga (HANSEN, 2003). Essa velocidade induzida (V_i) é conhecida por *downwash* induzido e tem como efeito reduzir o ângulo de ataque e gerar uma componente de arrasto induzido D_i , conforme pode ser visto na Figura 17. Esse arrasto induzido vem da componente da sustentação local (perpendicular à velocidade efetiva local V_e), paralela à velocidade V_∞ . Dessa forma, o arrasto induzido está diretamente ligado à sustentação, pois é resultado da modificação das distribuições de pressão devido os vórtices de ponta de asa.

Figura 17 - Ângulo de ataque efetivo e arrasto induzido



Fonte: adaptado de Hansen (2003).

O ângulo de ataque efetivo α_e é dado por:

$$\alpha_e = \alpha_g - \alpha_i \quad (9)$$

onde α_g e α_i são respectivamente os ângulos de ataque geométrico e induzido.

Como $\alpha_e < \alpha_g$, a sustentação de uma asa tridimensional é menor que uma bidimensional. Dessa maneira, uma maneira de aumentar a sustentação e reduzir o arrasto induzido de um aerofólio bidimensional utilizado para teste em túnel de vento é usar *end-plates* (placas terminais) nas pontas do aerofólio, para melhorar a distribuição de pressão entre as superfícies superior e inferior, de forma a tornar o escoamento bidimensional e assim, prevenir a recirculação de ar (vórtices) nas bordas laterais (BAUER et al., 2014). A Figura 18 mostra a representação do uso das *end-plates* no modelo para teste em túnel de vento.

Figura 18 - Vista do aerofólio posicionado na seção de teste do túnel de vento com as *end-plates* nas extremidades do perfil.



Fonte: Gao et al. (2020).

As *end-plates* fazem a asa finita agir mais como uma asa infinita. Elas reduzem o arrasto induzido e aumentam a sustentação, mas também aumentam o arrasto do perfil (CHAUDHARY; WILLIAMSON, 1992.). Os mesmos autores observaram que as *end plates* geram *upwash* que se estende por toda a superfície de alta pressão até a ponta do aerofólio. Este *upwash* ajuda a bloquear o *downwash* induzido pelos vórtices de ponta de asa, causado pelo ângulo de ataque induzido.

3 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

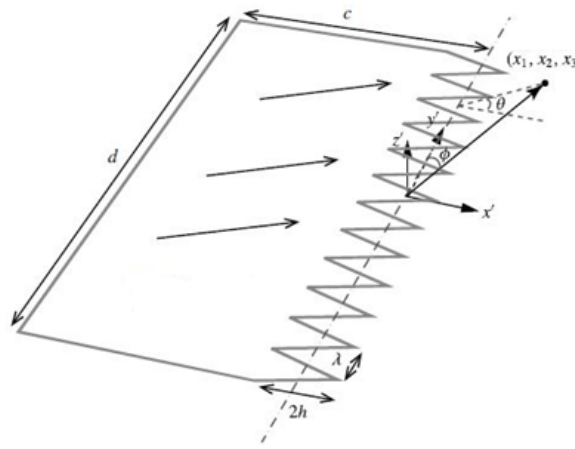
3.1 Controle de fluxo de ar no bordo de fuga

O ruído turbulento da camada limite (TBL-TE) é uma das fontes dominantes de auto-ruído do aerofólio em turbinas eólicas (BROOKS; POPE; MARCOLINI, 1989, WAGNER; BAREI E GUIDATI, 1996). Com o objetivo de reduzir o ruído TBL-TE de turbinas eólicas já existentes, muitas soluções passivas de mitigação de ruído, com base na modificação da geometria da borda de fuga com complementos anexáveis, foram propostas (GRUBER, JOSEPH e AZARPEYVAND 2013; LEÓN et al., 2016; CATALANO; SANTANA, 2016). Entre outros, os dentes de serra são amplamente usados por sua simplicidade de fabricação e instalação (OERLEMANS et al., 2009).

A dispersão do ruído na presença de serrilhas do tipo dente de serra não é simples devido ao fluxo tridimensional complexo gerado pela geometria variável de amplitude (LEÓN et al. 2016). Vários modelos analíticos e semianalíticos foram desenvolvidos para obter previsões confiáveis para diferentes formatos de bordo de fuga (HOWE, 1991; GRUBER et al., 2013; LYU; AZARPEYVAND; SINAYOKO, 2016).

A primeira solução analítica para um bordo de fuga serrilhado foi formulada por Howe (1991). Ele mostrou que sob a suposição de turbulência congelada, para uma placa plana semi-infinita com o bordo de fuga serrilhado, a redução de ruído em relação ao bordo de fuga serrilhado, depende do comprimento da serrilha ($2h$) e do comprimento de onda (λ). Na Figura 19, Lyu et al. (2016) representou o esquema da placa plana semi-infinita com proporções do serrilhado.

Figura 19 -Esquema de placa plana com o bordo de fuga serrilhado



Fonte: adaptado de Lyu et al. (2016).

3.2 Análises experimentais

Neste trabalho fizeram-se análises experimentais com a força de sustentação, força de arrasto e momento de arfagem. Uma sequência de estudos abordando alguns métodos utilizados para controle do fluxo de ar no bordo de fuga dos perfis aerodinâmicos é apresentada.

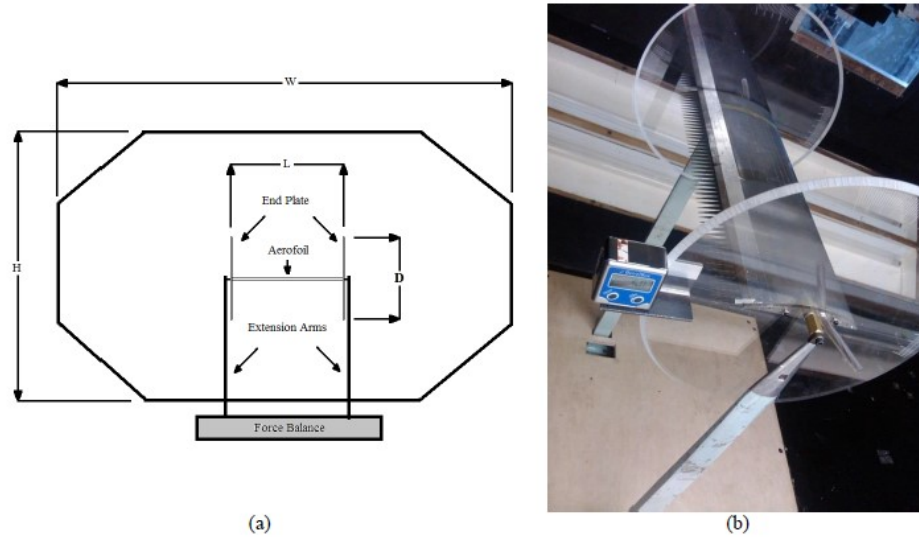
Baseado na teoria de Howe (1991), um estudo experimental recente por Ryi e Choi (2019) foi realizado utilizando um aerofólio 2D NACA 0012, com o bordo de fuga serrilhado, com intenção de redução de ruído em rotor de turbina, investigando diferentes serrilhados com forma geométrica triangular (dentes de serra). Eles mostraram que as configurações de serrilhado estreito $\lambda/h = 0,5$ e o serrilhado largo $\lambda/h = 2$ reduziram significativamente o ruído gerado no bordo de fuga, mas que os resultados do serrilhado com a configuração mais estreita obteve uma melhor performance.

No estudo experimental apresentado por Catalano e Santana (2016) que utilizou o aerofólio NACA 0012, com corda de 0,224m e envergadura de 1,30m, foi analisado além do serrilhado triangular, outras geometrias como o *wish-bone* (osso da sorte) e o trapezoidal. Para todos os tratamentos os serrilhados contribuíram para a redução do ruído no bordo de fuga, em baixas frequências. Abaixo de 5000 Hz percebe-se que a redução da intensidade da fonte pode chegar a

10 db. Além disso, para esta faixa de frequência é mostrado também que o serrilhado triangular tem melhor desempenho do que o retangular e, por sua vez, o *wish-bone* tem melhor desempenho do que o triangular. Ao contrário, nota-se que para as altas frequências, os serrilhados causam um aumento da intensidade do ruído, independentemente da geometria. Além disso, a interação de fluxo entre a alta pressão da superfície inferior e a baixa pressão da superfície superior pode induzir um *downwash* eficaz, movendo o ponto de kutta, melhorando a circulação do ar e, conseqüentemente, a sustentação do perfil. No entanto, os resultados aerodinâmicos que serão apresentados revelaram que esse tratamento de fuga eficaz (em termos de ruído) é propenso a perdas aerodinâmicas significativas.

Embora o desempenho aeroacústico de tais tratamentos tenha sido extensivamente estudado nos últimos anos, poucos estudos foram realizados em relação à influência dessas modificações nas características aerodinâmicas dos perfis estudados. Na pesquisa realizada por Liu, Jawahar, Azarpeyvand e Theunissen (2015) utilizando os aerofólios NACA 0012 e NACA 65 (12)-10, os resultados experimentais preliminares confirmaram que métodos de controle de fluxo no bordo de fuga, tais como o serrilhado, pode afetar significativamente o desempenho aerodinâmico do aerofólio, além de concluir que a forma geral das curvas $C_l \times \alpha$ e as propriedades de estol do mesmo aerofólio do presente estudo não se alteram, porém, reduz de forma significativa o coeficiente de sustentação. Um esquema da seção de teste do túnel de vento, aerofólio com *end-plates* circulares e o sistema de equilíbrio de força é mostrado na Figura 20.

Figura 20 - Configuração de túnel de vento para medição de força. (a) Esboço da seção transversal da configuração do túnel de vento. (b) Configuração experimental



Fonte: Liu et al. (2015).

Neste contexto, esta pesquisa consiste em explorar a influência aerodinâmica através do estudo experimental, inspirada na geometria de serrilhado dente de serra, no bordo de fuga de um aerofólio simétrico NACA 0012.

Para as dimensões do aerofólio NACA 0012 investigado nesta pesquisa, foram consideradas as dimensões usadas no modelo estudado por (LIU et al., 2015) que realizou a inserção de uma placa plana no comprimento da corda do aerofólio, como mostrado na Figura 21.

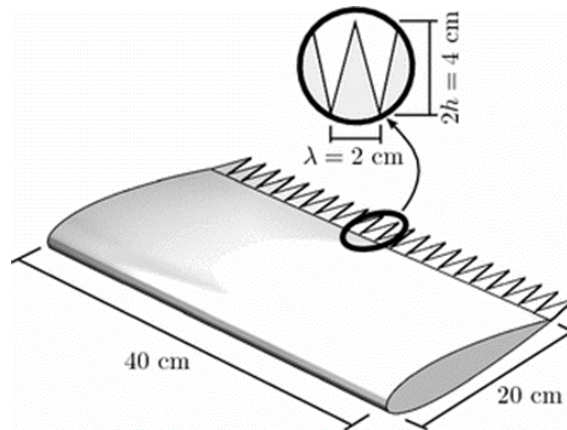
Figura 21 - Vista de montagem no CAD do NACA 0012 com a inserção do serrilhado



Fonte: Liu et al. (2015).

Além do modelo apresentado na Figura 21, para este presente estudo será usada a medida para a amplitude do serrilhado apresentada por Arce León, Ragni, Pröbsting, Scarano e Madsen, (2016), os quais estudaram o perfil aerodinâmico do NACA 0018 utilizando um modelo de placa plana com inserções removíveis no bordo de fuga. Na Figura 22 é mostrado o modelo do aerofólio com o bordo de fuga serrilhado e as dimensões do perfil.

Figura 22 - Dimensões do Aerofólio e serrilhado



Fonte: León et al. (2016).

Medidas aerodinâmicas de sustentação e arrasto foram analisadas em uma ampla faixa de ângulos de ataque, e para entender melhor a física da redução do arrasto e o desenvolvimento do escoamento ao redor do aerofólio com o serrilhado, será realizada visualização com fios de lã.

4 METODOLOGIA

Este capítulo é dedicado à apresentação dos arranjos experimentais, o modelo proposto e os procedimentos experimentais realizados neste estudo.

4.1 Configuração experimental

Os ensaios realizados neste estudo contemplam testes em túnel de vento com corpos de sustentação (perfis aerodinâmicos), com o foco na medição das forças de sustentação, arrasto e momento aerodinâmico. Enfatiza-se que os arranjos experimentais, aqui apresentados, foram realizados em caráter inédito no Laboratório de Aerodinâmica Experimental (LAEX) através da utilização de corpos de sustentação.

4.1.1 Túnel de vento

Os ensaios foram conduzidos em um túnel de vento subsônico de seção aberta que possui uma seção de teste de 60 x 60 x 100 cm. O túnel de vento TV60 pertence ao Centro de Pesquisa em Aerodinâmica Experimental (CPAERO), localizado no Laboratório de Aerodinâmica Experimental (LAEX) no prédio 1DCG da Universidade Federal de Uberlândia, Campus Glória. As Figura 23 e 24 mostram o túnel de vento e sua seção de teste.

Figura 23 - Túnel de vento TV60 (LAEX/CPAERO -UFU)



Fonte: A autora.

Figura 24 - Seção de teste do Túnel de vento (LAEX/CPAERO UFU)



Fonte: A autora.

O sistema de acionamento do túnel de vento é composto por um rotor de 12 pás acionado por um motor elétrico de 25 HP, responsável por gerar o escoamento de ar no túnel. O controle da velocidade do escoamento de ar é realizado por um inversor de frequência cuja saída varia de 0 a 60 Hz, o que fornece uma faixa de velocidade de escoamento de 0 a 28m/s.

O túnel é equipado com um tubo de Pitot na seção de teste conectado a um transdutor de pressão (Kimo MP 200) que indica a velocidade do escoamento, a partir da pressão captada pelo tubo de Pitot, a temperatura ambiente é captada por um termômetro e insere-se seu valor manualmente na interface do transdutor Kimo para corrigir a densidade do ar, servindo assim como temperatura de referência, além de um manômetro analógico. A Figura 25 ilustra os equipamentos acoplados ao túnel de vento.

Figura 25 - Tubo de Pitot, manômetro digital e medidor de temperatura (LAEX/CPAERO UFU)



Fonte: A autora.

Para corrigir os dados obtidos no túnel de vento levou-se em consideração os efeitos do posicionamento do modelo na seção de testes e sua influência e interação com as paredes laterais, sendo portanto aplicadas as seguintes correções: a) de bloqueio sólido (*Solid Blockage*); b) bloqueio de esteira (*Wake Blockage*) e; c) curvatura das linhas de escoamento (*Straimline Curvature*); As correções aplicadas são apresentadas a seguir, com base na referência Barlow, William, Jr. e Pope (1999).

a) Bloqueio Sólido (*Solid Blockage*)

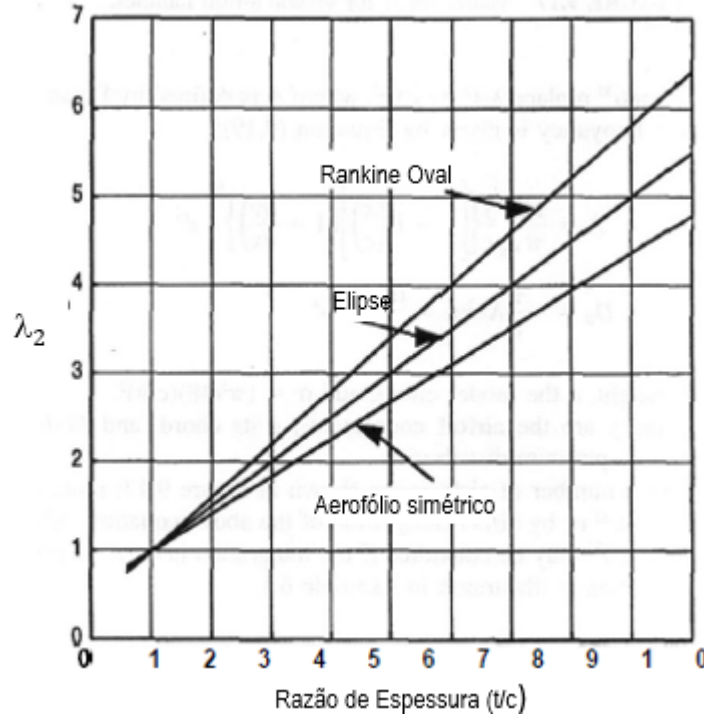
Barlow et al. (1999) identificaram que a presença das paredes em um túnel provoca um confinamento do fluxo de ar em torno de um modelo na seção de teste, reduzindo a área que o ar deve fluir em comparação com o ar livre. Por continuidade e equação de Bernoulli, verifica-se que a velocidade do ar aumenta à medida que o ar flui nas proximidades do modelo. Esse aumento de velocidade, é chamado de bloqueio sólido. Esse efeito acontece em função da espessura do modelo, distribuição dessa espessura, tamanho do modelo, e é independente da curvatura. O aumento da velocidade de bloqueio sólido no modelo é muito menor (cerca de um quarto) do que o incremento obtido com a redução direta de área. A velocidade média no plano lateral do modelo aumenta de forma proporcional.

Para um aerofólio de espessura t , o aumento de velocidade causado pelo bloqueio sólido - para qualquer corpo bidimensional pode ser dado pela equação (10) abaixo:

$$\varepsilon_{sb} = 0,822 \lambda_2 \frac{t^2}{h^2} \quad (10)$$

Onde t = espessura e h = altura do túnel. O λ_2 pode ser encontrado através do gráfico da Figura 26, onde a curva a ser analisada é para o aerofólio simétrico de espessura 12%. Dessa forma para o aerofólio NACA 0012 do presente trabalho $\lambda_2 = 1,1$.

Figura 26 - Fatores de forma para diferentes formatos do corpo

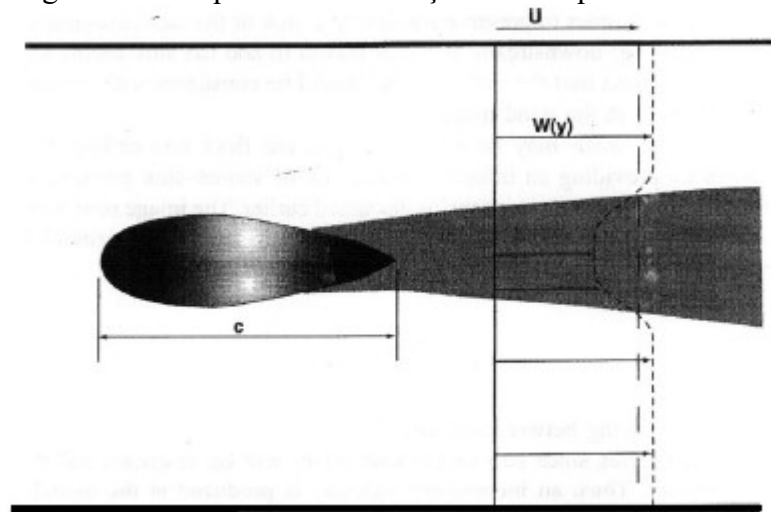


Fonte: Barlow et al. (1999).

b) Bloqueio de esteira (*Wake Blockage*)

Segundo Barlow et al. (1999), qualquer corpo real sem controle de camada limite do tipo sucção irá gerar uma esteira que terá uma velocidade média inferior à do fluxo livre. De acordo com a lei de continuidade, a velocidade fora da esteira em um túnel de vento fechado deve ser maior do que a de fluxo livre, a fim de que um volume constante de fluido possa passar por cada cruzamento da seção de teste, como mostra a Figura 27. A maior velocidade no fluxo principal tem, pelo princípio de Bernoulli, uma pressão reduzida, e esta pressão reduzida, surge como camada limite (a qual se tornará a esteira) cresce no modelo, coloca o modelo em um gradiente de pressão, resultando em um aumento de velocidade no modelo.

Figura 27 – Esquema das condições de bloqueio no túnel de vento



Fonte: Barlow et al. (1999).

Para calcular o efeito da esteira no escoamento, devemos primeiro simular matematicamente a esteira e os limites do túnel. Para corpos bidimensionais o único arrasto existente é representado por esta esteira. Barlow et al. (1999) examinaram o efeito do escoamento fora da esteira e identificaram que o aumento de velocidade resulta em uma pressão reduzida sobre a parte traseira do modelo. Dessa forma, para o caso bidimensional, sugeriu-se a correção do bloqueio de esteira como a equação (11):

$$\varepsilon_{wb} = \frac{\Delta V}{V_u} = \frac{c/h}{2} C_{du} \quad (11)$$

c) Curvatura das linhas de escoamento (*Streamline Curvature*)

A presença de teto e piso impede a curvatura normal do ar livre que ocorre sobre qualquer corpo de sustentação e, em relação ao escoamento, o corpo parece ter mais curvatura (cerca de 1% para tamanhos normais) do que realmente tem. Consequentemente, o aerofólio em um túnel de vento fechado tem mais sustentação e momento sobre a posição de $\frac{1}{4}$ de corda em um determinado ângulo de ataque do que teria em ar livre. Esse efeito não se limita a aerofólios com curvatura, uma vez que, usando a analogia do vórtice, qualquer corpo de sustentação produz uma curvatura geral na corrente de ar. Essa correção, após uma manipulação matemática é dada pela equação (12):

$$\sigma = \frac{\pi^2}{48} \left(\frac{c}{h} \right)^2 \quad (12)$$

O fator de correção da soma dos efeitos do bloqueio sólido e bloqueio de esteira mencionados acima, é dado pela equação (13):

$$\varepsilon = \varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb} \quad (13)$$

Dados os fatores de correção encontrados, aplica-se as correções bidimensionais dos parâmetros aerodinâmicos. Para correção do número de Reynolds aplica-se a equação:

$$Re = Re_u (1 + \varepsilon) \quad (14)$$

O ângulo de ataque corrigido, se resume em:

$$\alpha = \alpha_u + \frac{53,7\sigma}{2\pi} \left(C_{lu} + 4C_{m\frac{1}{4}} \right) \quad (15)$$

Para o coeficientes de sustentação, arrasto e momento, respectivamente, aplica-se as equações abaixo:

$$C_l = C_{lu} (1 - \sigma - 2\varepsilon) \quad (16)$$

$$C_d = C_{du} (1 - 3\varepsilon_{sb} - 2\varepsilon_{wb}) \quad (17)$$

$$C_{m\frac{1}{4}} = C_{m\frac{1}{4}} (1 - 2\varepsilon) + \frac{1}{4} \sigma C_l \quad (18)$$

4.1.2 Balança aerodinâmica

A balança utilizada no experimento trata-se de uma balança externa desenvolvida para medição de três componentes aerodinâmicas: força normal (sustentação), axial (arrasto) e momento de arfagem. A balança é instrumentada com *strain gauges* de alta sensibilidade, os quais permitem a transmissão de valores e a interconexão com o sistema de aquisição de dados AA-DAS[®]. Além de monitorar as variáveis em tempo real, o sistema consegue gerar gráficos, tabelas e permitir exportação dos resultados. O sistema da balança aerodinâmica utilizado no experimento é apresentado na Figura 28 e já a Figura 29 ilustra a interface de interação com o usuário e os valores medidos pelo software de aferição dos dados da balança.

Figura 28 - Balança Aerodinâmica AA-TVAB1 (LAEX/CPAERO-UFU)



Fonte: A autora.

Figura 29 – Sistema de aquisição de dados da AA-DAS da balança aerodinâmica (LAEX/CPAERO-UFU)



Fonte: A autora.

4.2 O modelo

No presente estudo, dois modelos distintos foram confeccionados para a realização dos testes. A ser visto na sequência, ambos modelos têm como base o aerofólio simétrico NACA 0012, sendo o primeiro modelo considerado um corpo padrão (*baseline*) e o segundo modelo uma variação do mesmo com a inclusão de um bordo de fuga serrilhado. Os detalhes desse arranjo são descritos nas próximas subseções.

4.2.1 Características geométricas

As dimensões do modelo do aerofólio simétrico utilizado (NACA 0012), foram definidas para se adequarem às dimensões do túnel de vento citadas na seção 4.4.1. Dessa forma, as dimensões gerais do modelo foram escolhidas para serem as maiores possíveis dentro da seção de ensaio, respeitando os limites mínimos para a movimentação longitudinal e vertical do modelo quando preso ao eixo da balança.

A fim de respeitar as considerações definidas, a Tabela 1 mostra as seguintes características geométricas obtidas:

Tabela 1 - Definições geométricas do aerofólio

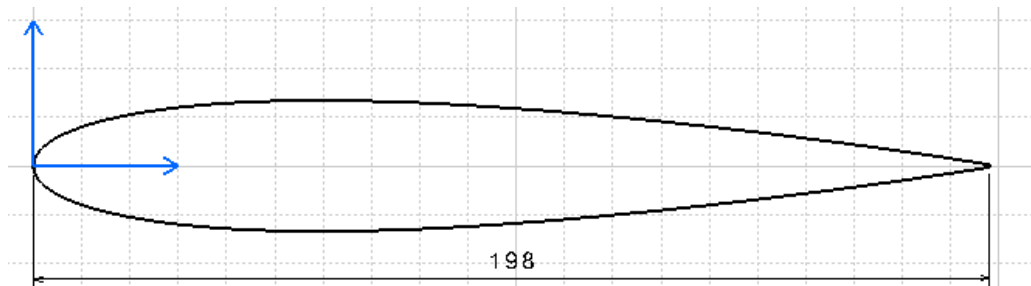
Corda (mm)	Envergadura (mm)	Área (mm ²)
198	585	115830

Fonte: A autora.

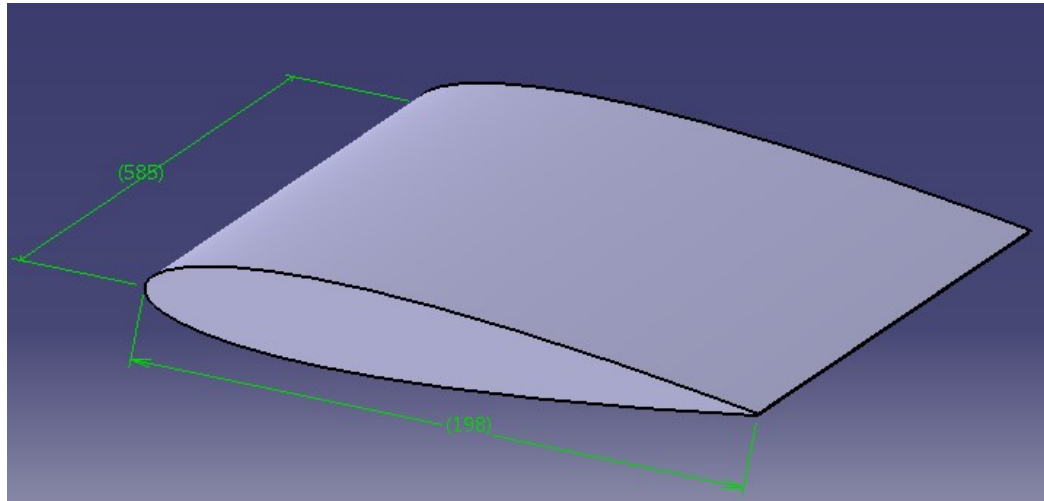
4.2.2 Modelagem e fabricação

A partir das definições geométricas do aerofólio, um modelo geométrico inicial de referência, aqui denominado de *baseline*, foi construído em CAD (3D-tridimensional), usando o software CATIAV5®, com base nas coordenadas do banco de dados para o aerofólio em questão que pode ser visto no Apêndice I. A origem do sistema de coordenadas está no bordo de ataque, na Figura 30 é mostrado a configuração do aerofólio. Já na Figura 31 é possível visualizar o modelo em CAD com as dimensões.

Figura 30 – Configuração do aerofólio *baseline*

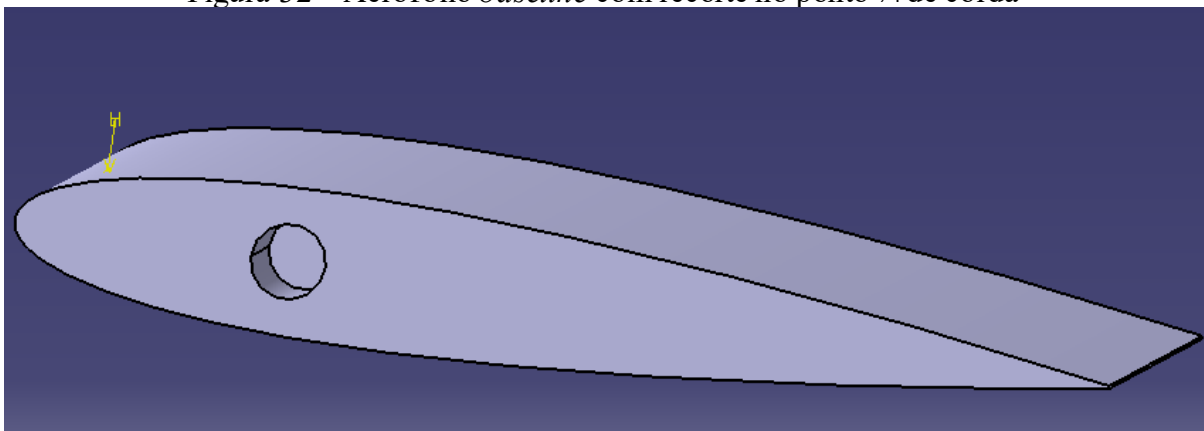


Fonte: A autora.

Figura 31 – Dimensões do modelo *baseline*

Fonte: A autora.

A fixação do modelo na balança se dá através do uso de uma haste de fixação, a qual possui uma das extremidades usinada com fio de rosca de 3/8" para a montagem mecânica do corpo de ensaio. Para tanto, foi feito um rebaixamento (furo) em uma das superfícies laterais do modelo, especificamente no ponto de $\frac{1}{4}$ de corda a partir do bordo de ataque (centro aerodinâmico). Neste furo ou rebaixo foi introduzido um conector de alumínio também com rosca interna de 3/8" para a conexão mecânica. Na Figura 32 pode ser visto o furo realizado no modelo em CAD.

Figura 32 – Aerofólio *baseline* com recorte no ponto $\frac{1}{4}$ de corda

Fonte: A autora.

O método de fabricação escolhido para produzir os aerofólios foi a prototipagem rápida, através da adição sucessiva de material, a partir do modelo construído em 3D. Para tanto, foi

utilizada uma impressora 3D MakerBot® (Figura 33), tendo como material de impressão filamento PLA (Poliácido Láctico) de 1,75 mm de diâmetro.

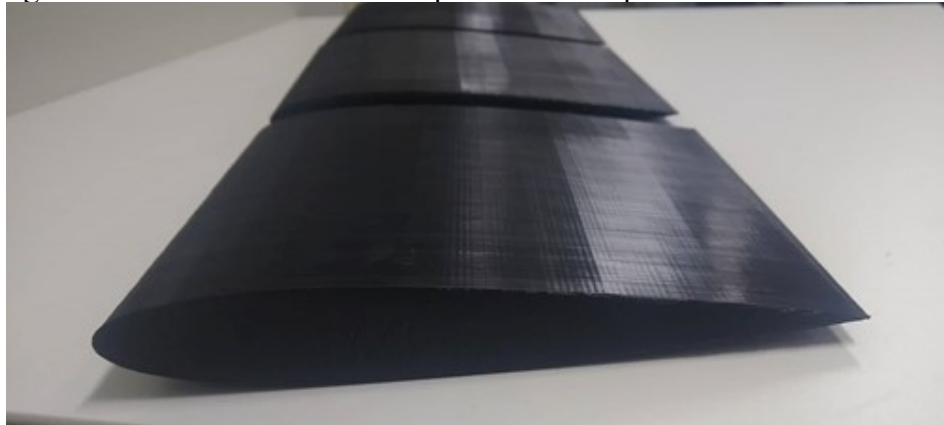
Figura 33 - Impressora 3D utilizada na confecção dos modelos.



Fonte: A autora.

A fim de facilitar a impressão frente as limitações que a impressora apresenta em termos de volume de impressão (30,0 cm × 30,5 cm × 45,7 cm), o protótipo foi dividido em três partes iguais de 195 mm de envergadura, conforme pode ser visto na Figura 34.

Figura 34 - Aerofólio *baseline* impresso em três partes de mesmo tamanho



Fonte: A autora.

Após a impressão, o modelo foi lixado e posteriormente coberto com resina, cuja aplicação destina-se a selar quaisquer fissuras, o que possibilitou uma condição superficial ideal para o modelo. Por último, as peças foram pintadas e coladas, de forma a garantir um acabamento refinado. A montagem final do aerofólio *baseline* é ilustrado na Figura 35.

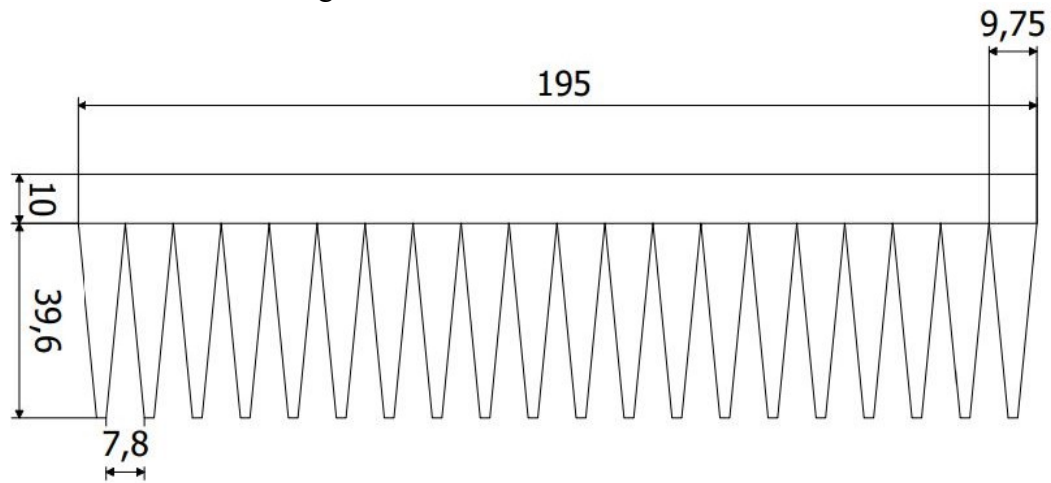
Figura 35 - aerofólio *baseline* com recorte no ponto $\frac{1}{4}$ de corda impresso



Fonte: A autora.

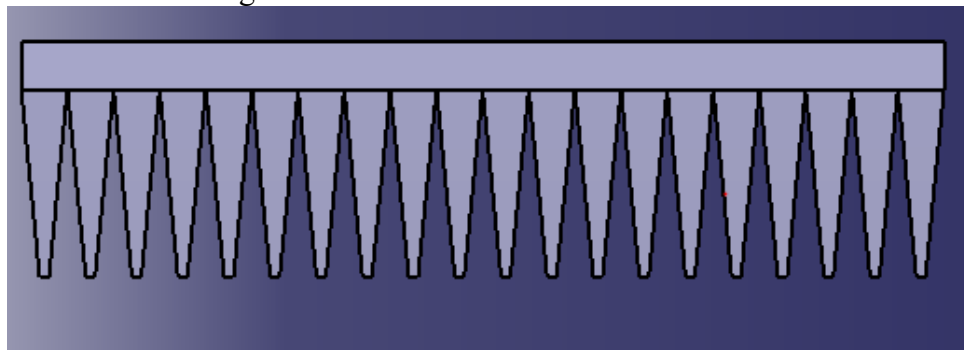
Com base em resultados experimentais prévios de efeitos de redução de ruído usando serrilhado no bordo de fuga, o que obteve melhor desempenho de redução de ruído da pesquisa realizada por Liu et al. (2015) foi o selecionado para este estudo aerodinâmico. Na construção do protótipo com a inserção do bordo de fuga serrilhado, será feito um corte de 39,6 mm no comprimento da corda (esse comprimento é a amplitude do serrilhado) baseado nos estudos realizados por (LEÓN, et al., 2017) e (LEÓN et al., 2016), descritos no capítulo 3.2, que definiram a amplitude do serrilhado como $2h = 0,2C$. Como mostrado na Figura 36 os parâmetros geométricos (amplitude, profundidade de ranhura, comprimento de onda de periodicidade) serão usadas para medidas detalhadas. O desenho 3D em CAD pode ser visto na Figura 37.

Figura 36 - Dimensões do serrilhado



Fonte: A autora.

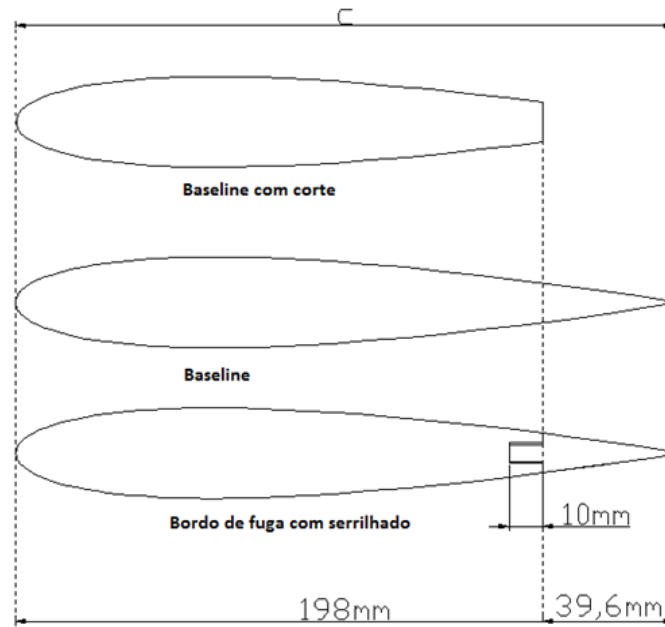
Figura 37 - Modelo do serrilhado em CAD



Fonte: A autora.

Muitos pesquisadores aplicaram o serrilhado em aerofólios existentes, de forma a aumentar a área de superfície do aerofólio, enquanto outros tentaram manter a área de superfície constante. Assim como realizado por Liu et al. (2015), neste estudo o intuito é compreender os efeitos do serrilhado de forma a manter as dimensões iniciais, com isso, o serrilhado foi desenhado no próprio bordo de fuga, mantendo a espessura original do mesmo. Para tal, uma ranhura de 10mm de profundidade foi desenhada para encaixe do bordo de fuga, como o mostrado na Figura 38.

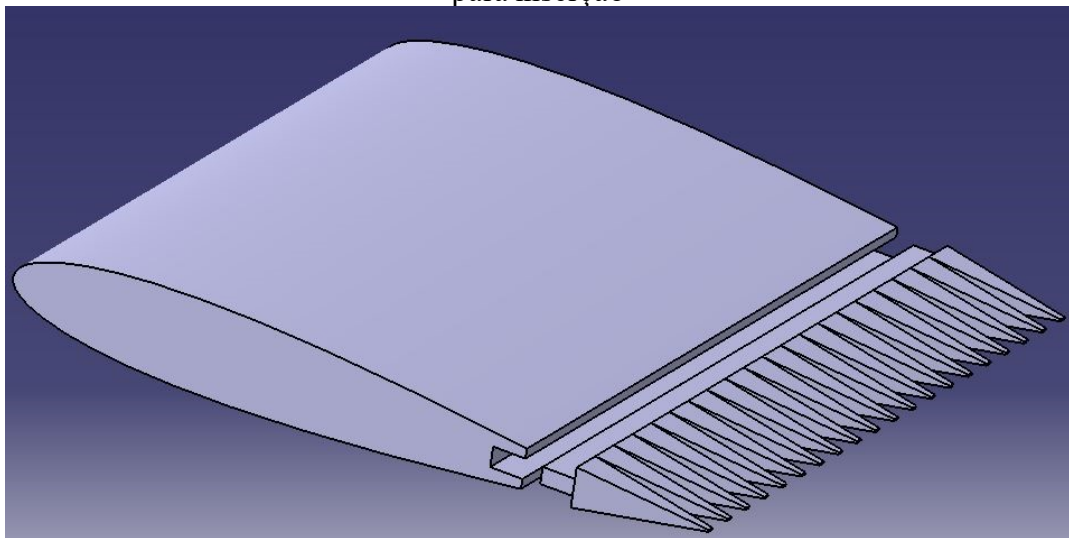
Figura 38 - Aerofólio *baseline* e com o bordo de fuga serrilhado



Fonte: A autora.

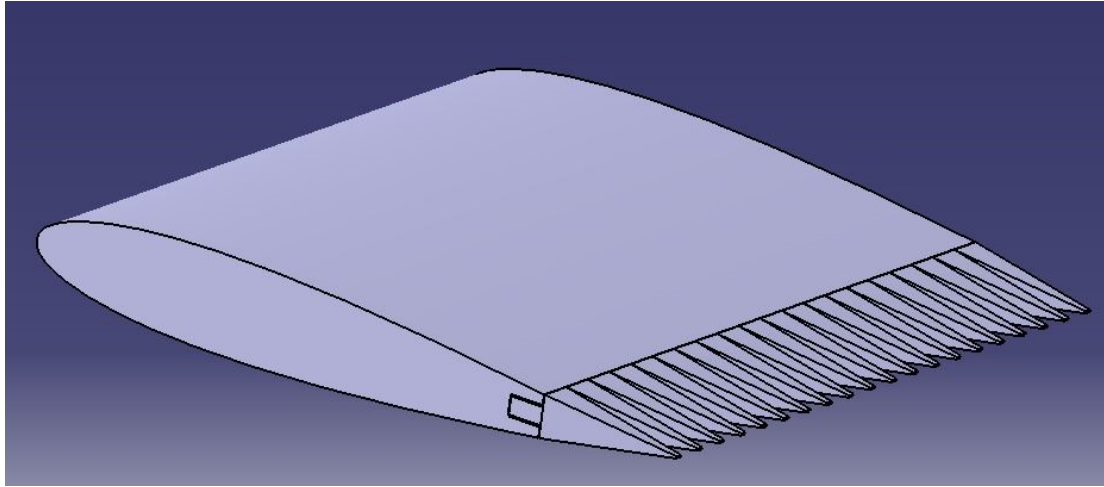
Para melhor desempenho da impressão 3D, o bordo de fuga serrilhado foi dividido em três partes iguais conforme feito com o aerofólio *baseline*, a montagem do bordo de fuga, ou seja, o encaixe na ranhura é ilustrada nos desenhos das Figuras 39 e 40.

Figura 39 - Modelo do perfil em CAD do aerofólio com o corte e o bordo de fuga serrilhado para inserção



Fonte: A autora.

Figura 40 - Montagem do perfil no CAD com a inserção do bordo de fuga serrilhado



Fonte: A autora.

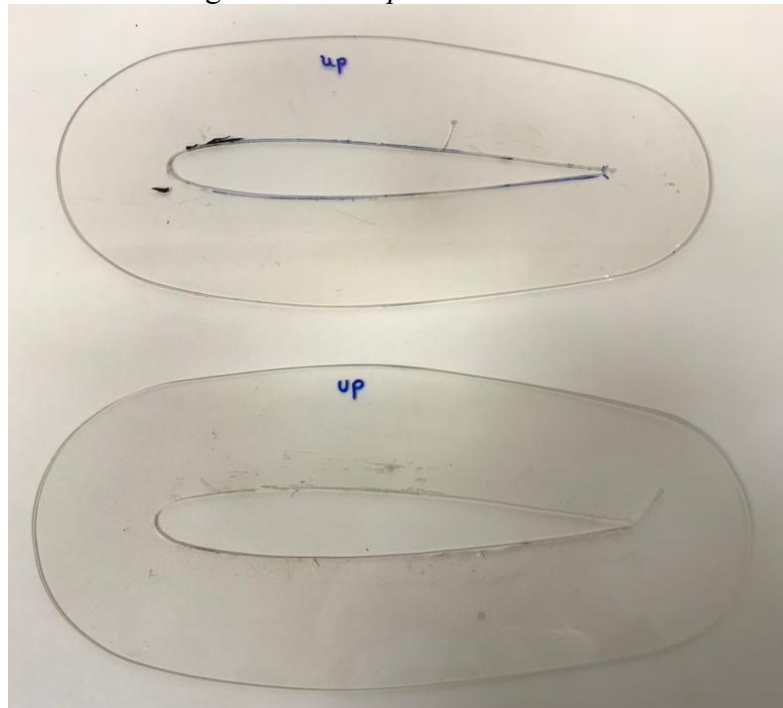
Devido limitações de impressão, acabamento das peças e a montagem do serrilhado, foi necessário lixar as pontas do mesmo de forma que ficassem todas da mesma altura. Com isso, a medida do serrilhado real foi de $2h = 38,6\text{mm}$, diminuindo 1mm do comprimento original do CAD. O modelo real impresso é apresentado na Figura 41.

Figura 41 - Serrilhado impresso



Fonte: A autora.

Com o intuito de garantir um escoamento mais próximo do bidimensional (2D) sobre o modelo, foram utilizadas placas de extremidade (*end-plates*) conforme descrito na seção 2.2. Para a fabricação dessas placas foi utilizado um material de acrílico, no qual realizou-se um recorte com o formato e tamanho do aerofólio impresso. Na Figura 42 é mostrada as duas *end-plates* utilizadas neste estudo. Deve-se ressaltar aqui que não houve tempo hábil para se estudar o efeito da dimensão das *end-plates* e que ainda neste estudo, as *end-plates* foram fixadas na superfície do modelo.

Figura 42 - *end-plates* em acrílico

Fonte: A autora.

O aerofólio *baseline* e com o bordo de fuga serrilhado, com as *end-plates*, fixados na seção de teste estão mostrados na Figura 43.

Figura 43 - Aerofólio *baseline* e com bordo de fuga serrilhado respectivamente, posicionados na seção de teste do túnel com as *end-plates*

Fonte: A autora.

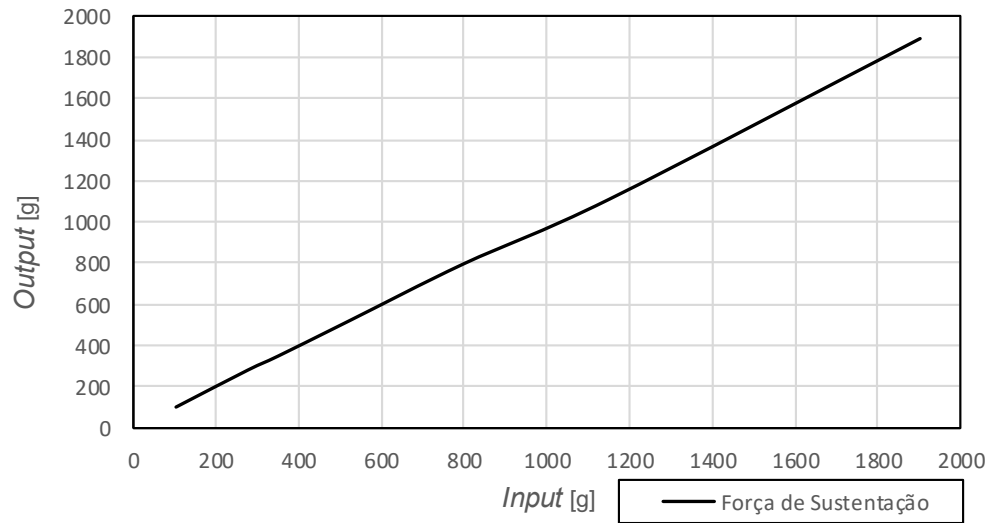
4.3 Procedimento experimental

Para a execução dos testes é necessário um sincronismo e controle de vários instrumentos acessórios conectados ao túnel de vento, como por exemplo manômetro e Tubo de Pitot, Termômetro, Inversor de Frequência e Balança Aerodinâmica. De maneira breve serão apresentados na sequência os principais procedimentos para esse fim.

4.3.1 Medições de sustentação, arrasto e momento

A fim de medir e caracterizar a sustentação, arrasto e momento sobre o aerofólio, utilizou-se a balança aerodinâmica conectada ao túnel de vento. Primeiramente, a balança foi calibrada para avaliar a força de sustentação, utilizando massas conhecidas (padrão) as quais eram adicionadas ao eixo da balança simulando, portanto, a carga máxima suportada pelo modelo. A Figura 44 ilustra a curva de calibração para a força de sustentação. Esse procedimento foi necessário pois, conforme dito anteriormente, foi a primeira vez que se utilizou a balança para a medição de corpos de sustentação. Esse procedimento é realizado para que os dados fornecidos pela balança apresentem resultados adequados no contexto das medições. Deve-se ressaltar que a balança já tinha sido previamente calibrada para a medição da força de arrasto e, portanto, optou-se por não realizar essa calibração neste experimento, uma vez que era necessário incorporar ao túnel acessórios extras (sistema cabo-polia) para esse fim.

Figura 44 –Gráfico da calibração da força de sustentação da balança aerodinâmica



Fonte: A autora.

Para os dois modelos do aerofólio (*baseline* e serrilhado) adotou-se o seguinte procedimento experimental:

1. Ligar o computador e inicializar o software de aquisição;
2. Anotar os valores de pressão e temperatura ambiente;
3. Ajustar o valor de temperatura ambiente no Kimo MP 200;
4. Fixar o corpo de prova no eixo da balança;
5. Introduzir o eixo na balança aerodinâmica e fazer o travamento;
6. Fechar a seção lateral do túnel;
7. Alinhar o corpo para que sua face frontal fique perpendicular ao escoamento;
8. Conferir o posicionamento do tubo de Pitot, para que sua face de tomada de pressão fique perpendicular ao escoamento;
9. Destruar a balança;
10. Ligar e ajustar a velocidade pretendida no túnel de vento, modificando a frequência no túnel e observando a correspondente indicação de velocidade do Kimo;
11. Desligar o túnel para ajustar o ângulo de ataque para que fique no 0° ;
12. Velocidade e ângulo de ataque ajustados, zerar a balança, e ligar o túnel novamente;
13. Leitura dos dados no módulo de controle da balança e também no sistema de aquisição de dados da AA-DAS variando-se o ângulo de ataque;

14. Desligar o túnel de vento e o computador;
15. Finalizar o experimento.

Considerou-se a velocidade do escoamento (V_∞), ou seja, a velocidade do túnel de vento, em 16 m/s correspondente a frequência de 36,4Hz no inversor de frequência do motor, resultando em valores de Reynolds próximos de 206000. Para cada experimento foi realizado o cálculo do número de Reynolds através da equação (6), alterando o valor da densidade do fluido (ρ), pois modelando-se o ar como um gás ideal, a mesma depende da temperatura, pressão ambiente, e da constante específica dos gases para o ar ($R_{especifico}$), conforme mostra a equação (19).

$$\rho = \frac{P}{R_{especifico}T} \quad (19)$$

Adotou-se para esse estudo a variação do ângulo de ataque de 0° a 16° para que fosse possível entender o comportamento do escoamento sobre os perfis aerodinâmicos e visualizar a curva de $C_l \times \alpha$ e $C_d \times \alpha$. Para maior confiabilidade do procedimento experimental, foram realizadas três aquisições dos valores de força de sustentação, arrasto e momento na balança para cada valor de α , no intuito de se obter um valor médio dos dados para a construção das curvas aerodinâmicas.

Na Figura 45 são mostradas as duas escalas de valores para o posicionamento do eixo e consequentemente, variação angular do corpo. Para o $\alpha = 0^\circ$, as duas escalas devem ser coincidentes no 0, para os demais valores de α , faz-se o ajuste destravando-se o eixo.

Figura 45 - Variação do ângulo de ataque na segunda escala e posicionamento da balança aerodinâmica no túnel de vento (LAEX/CPAERO-UFU)



Fonte: A autora.

4.3.2 Procedimento de visualização do escoamento

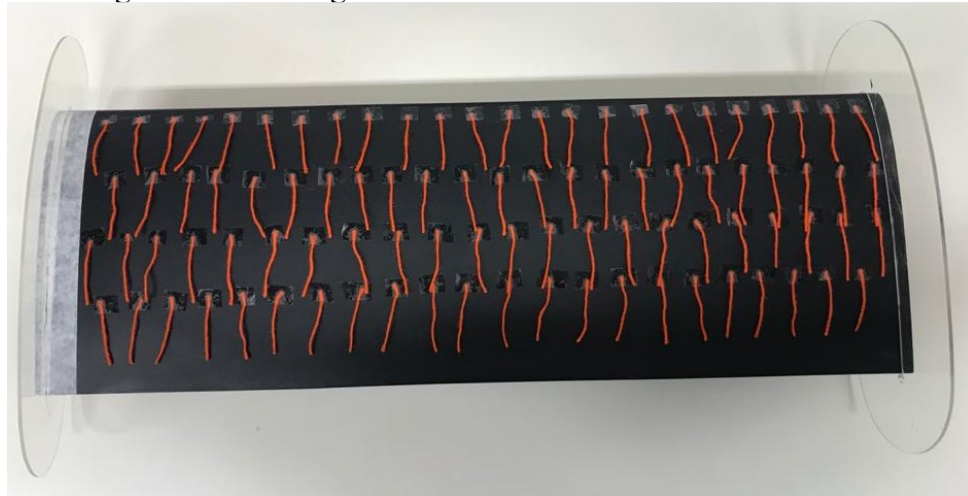
Entre os métodos de visualização, o método de fita (lã), do Inglês wool tufts, é simples de executar. Para realizar este procedimento experimental são necessários fios de lã, tesoura, fita adesiva e uma câmera fotográfica, juntamente com o túnel de vento e o modelo corretamente colocado em sua seção de teste. Os procedimentos para realizar este teste estão descritos abaixo.

1. Cortar fios de lã do mesmo tamanho e com uma fita adesiva colar de forma uniforme no extradorso do aerofólio;
2. Colocar as *end-plates* nas bordas do aerofólio;
3. Fixar o corpo de prova no eixo;
4. Introduzir o eixo na balança aerodinâmica e fazer o travamento;
5. Fechar a seção lateral do túnel;
6. Alinhar o corpo para que sua face frontal fique perpendicular ao escoamento;
7. Conferir o posicionamento do tubo de Pitot, para que sua face de tomada de pressão fique perpendicular ao escoamento;

8. Ligar o túnel e conferir se a velocidade do Kimo era de 16 m/s;
9. Desligar o túnel para ajustar o ângulo de ataque;
10. Posicionar a câmera de forma que seja possível visualizar o extradorso do aerofólio com as fitas posicionadas na seção de teste do túnel;
11. Com a velocidade, ângulo de ataque e câmera ajustados, ligar o túnel novamente;
12. Aguardar até que o túnel estabilize na velocidade de 16 m/s e gravar o comportamento do escoamento durante 40 segundos;
13. Repetir o processo para os 4 valores de ângulo de ataque, alinhando os fios de lã com um pincel a cada procedimento;
14. Desligar o túnel de vento;
15. Finalizar o experimento.

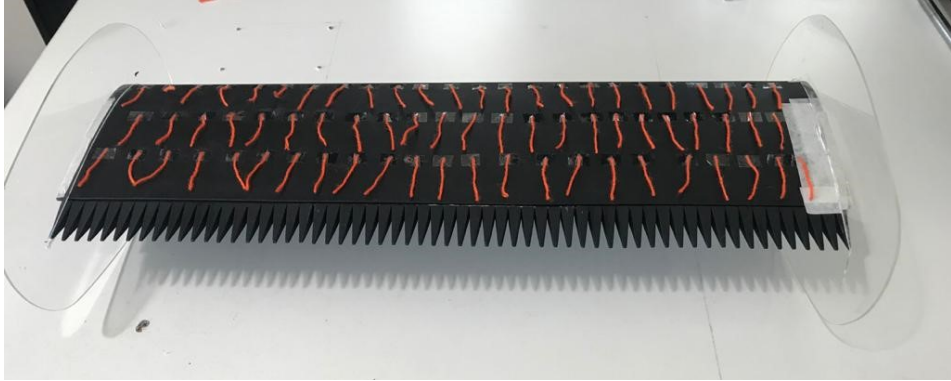
No primeiro ensaio realizado com a balança aerodinâmica, verificou-se que o ponto de estol teve início em $\alpha = 6^\circ$, e que em $\alpha = 12^\circ$ o aerofólio já estava estolado. Dessa forma, para esse procedimento de visualização optou-se por analisar essa faixa de ângulos de ataque, porque é onde ocorre a perda de sustentação do aerofólio. A montagem da visualização do aerofólio *baseline* e com o bordo de fuga serrilhado são mostradas na Figura 46 e 47.

Figura 46 – Montagem do aerofólio *baseline* com os fios de lã



Fonte: A autora.

Figura 47 – Montagem do aerofólio com o serrilhado com os fios de lã



Fonte: A autora.

5 RESULTADOS

Este capítulo é dedicado a mostrar e analisar os resultados obtidos de forma experimental em comparação com resultados do software XFLR5 e da teoria aerodinâmica, os quais foram: coeficiente de sustentação, coeficiente de arrasto, coeficiente de momento e visualização do escoamento.

Cabe ressaltar, que tais resultados devem ser compreendidos mediante as limitações do presente estudo devido à pandemia que estamos vivendo nos anos de 2020 e 2021. Com as restrições de utilização do laboratório e à escassez de tempo, boa parte do trabalho foi realizado remotamente em virtude do COVID-19. Portanto, não houve tempo suficiente para aprofundamento nos estudos, repetições de testes e eventuais correções e ajustes no experimento. Assim sendo, os resultados a serem apresentados padecem da influência da montagem experimental e eventual sensibilidade aos parâmetros de ensaio. Todavia, os resultados serão discutidos com base na teoria aerodinâmica e proposição de correções, ajustes e trabalhos futuros serão consideradas neste estudo.

Ademais, é importante salientar que este é o primeiro estudo com corpo de sustentação realizado no LAEX através do uso da balança aerodinâmica, descrita no capítulo 4.1.2, o qual servirá de aprendizado para trabalhos futuros.

5.1 Modelagem computacional com XFLR5

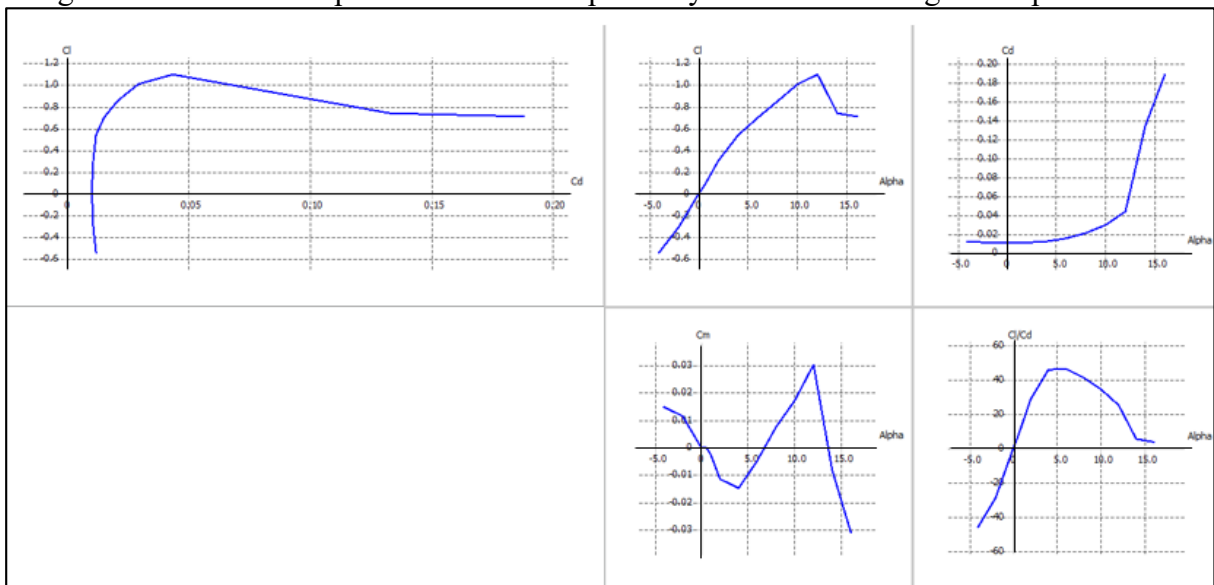
De forma a verificar a fidelidade das análises experimentais conduzidas neste trabalho, com dados numéricos do comportamento do escoamento bidimensional, optou-se por utilizar o XFLR5. Esse software trata-se de uma ferramenta computacional capaz de fornecer análises coerentes nas previsões de sustentação e controle. O mesmo se destaca por sua consistência e facilidade de operação, além de ser um programa gratuito.

Os coeficientes aerodinâmicos são utilizados para avaliar preliminarmente o desempenho dos perfis. Uma vez que os coeficientes mudam com o ângulo de ataque, é interessante observar os gráficos desses coeficientes, tais gráficos são chamados de polares aerodinâmicas.

A seguir são mostradas as polares aerodinâmicas teóricas para o perfil simétrico Naca 4-dígitos 0012. Na ferramenta Xfoil Direct Analysis foram gerados os gráficos de C_l x C_d , C_l x α ,

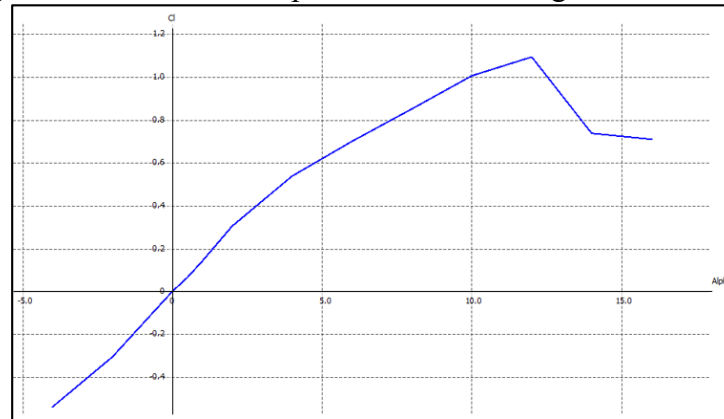
$C_d \times \alpha$, $C_m \times \alpha$ e $C_l/C_d \times \alpha$ mostrados na Figura 48 a partir dos dados de entrada com o valor do número de Reynolds de 203497 através da equação (6), além do número de Mach de 0,047. Para este trabalho foram analisados somente os comportamentos dos gráficos de coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque (α) (Figura 49), o coeficiente de arrasto em relação ao α (Figura 50) e também o coeficiente de momento em relação ao α (Figura 51). O intervalo de α que será mostrado nas figuras a seguir foi de -4° a 16° , com variação dos valores de ângulo no gráfico de 5° .

Figura 48 - Curvas dos perfis NACA 0012 para Reynolds de 203497 geradas pelo XFLR5



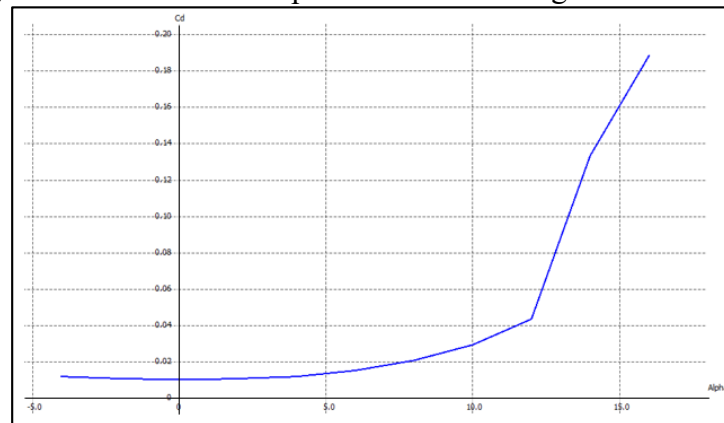
Fonte: A autora.

Figura 49 – Curva C_l x α para o NACA 0012 gerada do XFLR5



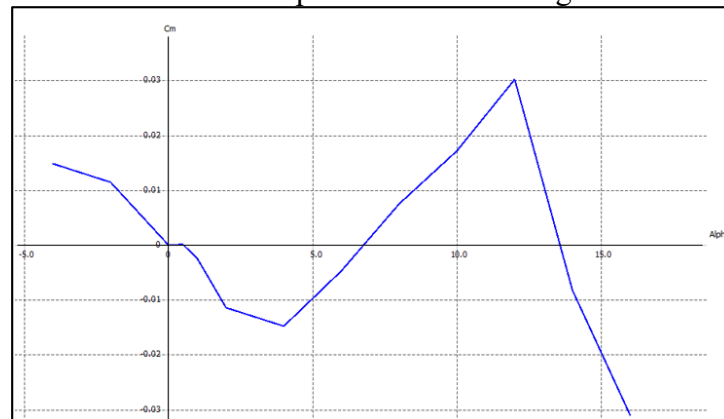
Fonte: A autora.

Figura 50 - Curva C_d x α para o NACA 0012 gerada do XFLR5



Fonte: A autora.

Figura 51 - Curva C_m x α para o NACA 0012 gerada do XFLR5



Fonte: A autora.

Mueller (2001) mostra que o principal efeito em operações a baixo Reynolds é o aumento do arrasto (D) que não é compensado pela sustentação (L), conseqüentemente esse comportamento é refletido nos coeficientes de arrasto e de sustentação, resultando em uma redução na razão de Cl/Cd . Dessa forma, a eficiência desses perfis é menor em velocidades mais baixas. Nos gráficos das Figuras 49 e 50 pode-se confirmar que há um aumento elevado no arrasto e uma diminuição abrupta da sustentação para $\alpha \cong 12^\circ$. Além disso, pode-se observar que o comportamento da curva $Cl \times \alpha$ confirmou a teoria de Anderson (2010) para aerofólios simétricos.

5.2 Análise experimental

Na sequência serão apresentados os resultados obtidos para as duas configurações de aerofólios utilizados neste estudo (*baseline* e serrilhado). Conforme anteriormente mencionado, os resultados serão discutidos com base na teoria aerodinâmica e, eventuais ajustes e correções serão também abordados visando construir conhecimento para trabalhos futuros no Laboratório de Aerodinâmica Experimental.

5.2.1 Aerofólio *baseline*

Os resultados aqui apresentados, tratam-se de dados obtidos para as forças aerodinâmicas (sustentação e arrasto) e momento de arfagem gerados no centro aerodinâmico, o qual foram realizados com o modelo do aerofólio NACA 0012. Os dados coletados para o *baseline* são necessários para compreensão do estudo da influência do serrilhado no bordo de fuga.

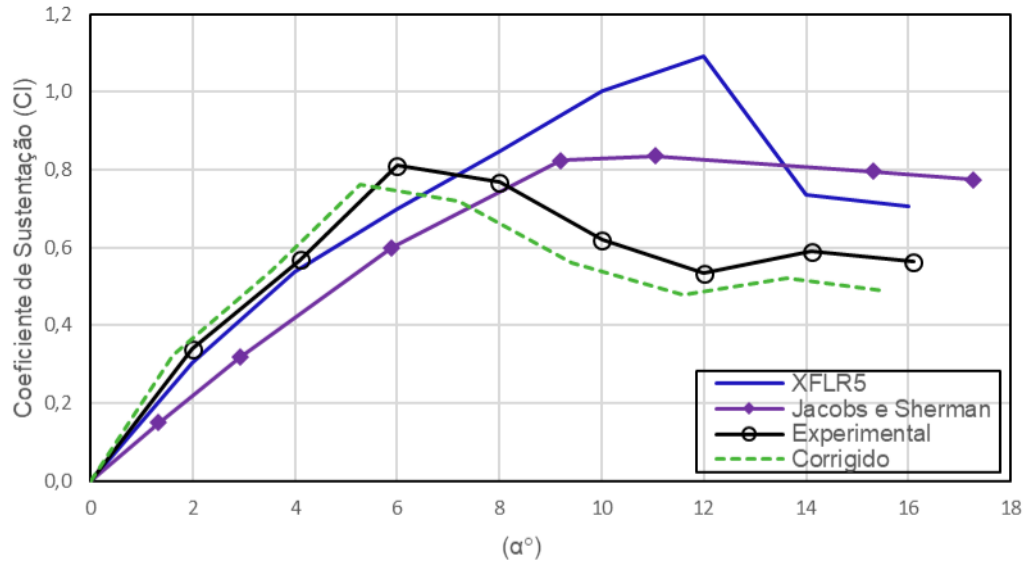
Os gráficos apresentados a seguir são os resultados médios dos três experimentos realizados, com intuito de se obter maior confiabilidade.

A temperatura ambiente média dos três procedimentos foi de 297 K e a pressão atmosférica de 102,1 kPa. A densidade do ar foi calculada pela equação (19), obtendo-se o valor de $\rho_\infty = 1,198 \text{ kg/m}^3$ e a viscosidade é de $\mu = 1,837 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$, resultando no valor de $Re_u = 206526$. Já o Reynolds corrigido foi de $Re = 210791$, calculado pela equação (14).

Na Figura 52 é apresentado o resultado experimental e a correção de bloqueio do túnel para o coeficiente de sustentação do perfil variando-se o ângulo de ataque, em comparação com o

XFLR5 e a análise experimental realizada por Jacobs e Sherman (1939) com número de Reynolds de 170000 que utilizou o mesmo perfil NACA 0012.

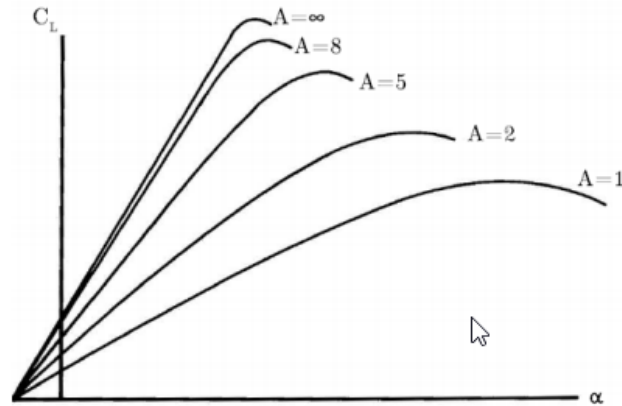
Figura 52 – Comportamento da curva $C_l \times \alpha$ para o *baseline* do presente trabalho em comparação com o resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e o XFLR5



Fonte: A autora.

Na figura 52 observa-se que o comportamento da curva $C_l \times \alpha$ apresenta divergência quando comparada ao resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e ao XFLR5. Observa-se que a inclinação da curva, na região linear, está diferente. Essa diferença remete a uma influência da razão de alongamento do perfil e a efeitos tridimensionais. No estudo de Raymer (1992) que analisou a influência do alongamento no comportamento da curva $C_l \times \alpha$, identificou-se que para altas razões de alongamento (AR) calculado pela equação (8), a influência nos vórtices de ponta de asa são menores devido a maior distância da ponta à raiz da asa, diminuindo a perda de sustentação ao longo da envergadura, no caso do fluxo bidimensional, ou seja, $AR = \infty$, esse efeito tridimensional não acontece. Ao se comparar o resultado da inclinação da curva experimental com a Figura 53 pode-se verificar um indício de que o escoamento do presente trabalho precisa ser melhor controlado, pois está apresentando efeitos tridimensionais.

Figura 53 - Influência do alongamento na curva $C_L \times \alpha$



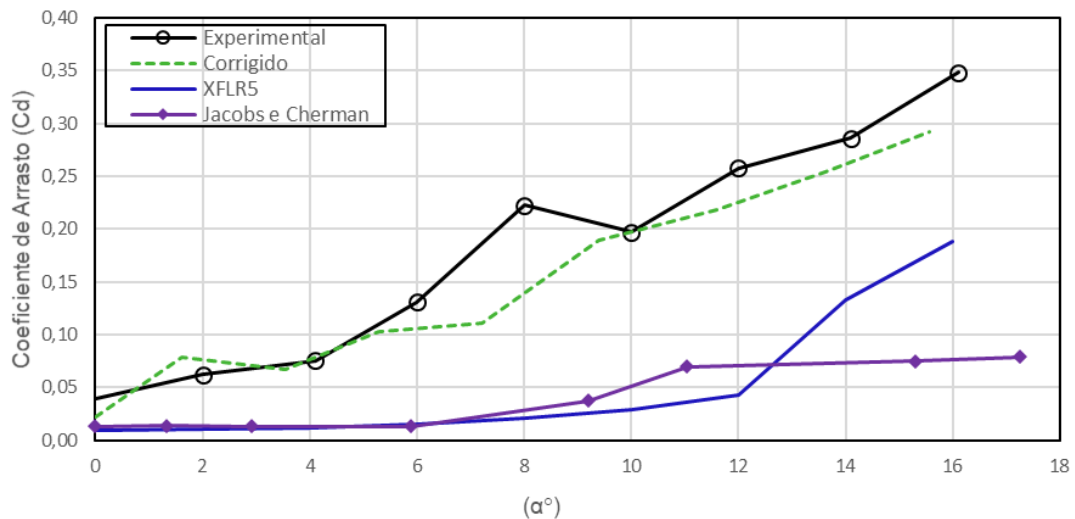
Fonte: Raymer (1992).

Além disso, Raymer (1992) mostrou que o coeficiente de sustentação de uma asa sempre será menor que aquele calculado para o perfil, devido a menor capacidade de geração de sustentação da asa, em relação ao perfil (RAYMER, 1992). Esse efeito no C_L -máx é visto na Figura 52, que mostra que o C_L -máx experimental foi menor que o obtido através do XFLR5, que faz uma análise bidimensional. Ainda, deve-se ressaltar que mesmos os resultados experimentais de Jacobs e Sherman (1939) divergem dos dados obtidos com o XFLR5, apesar de estarem mais próximos.

Observa-se também que há descolamento para um ângulo de ataque menor (6°) no experimento do trabalho em relação a 8° ou 10° do trabalho experimental de Jacobs e Sherman (1939) e do XFLR5, respectivamente.

Na Figura 54 pode-se observar que o comportamento da curva $C_d \times \alpha$, também difere do obtido com o XFLR5. Na teoria para corpos bidimensionais, espera-se que o arrasto seja pequeno e com poucas variações, até o ângulo de ataque que ocorre o estol. Com a perda de sustentação, conseqüentemente há o aumento do arrasto no perfil, devido ao descolamento da camada limite. Dessa forma, este efeito de grande variação de arrasto no resultado experimental, também pode ser explicado com a influência dos efeitos tridimensionais. Raymer (1992) verificou que quanto menor o alongamento da asa, ou seja, maior influência dos efeitos tridimensionais, maior o coeficiente de arrasto.

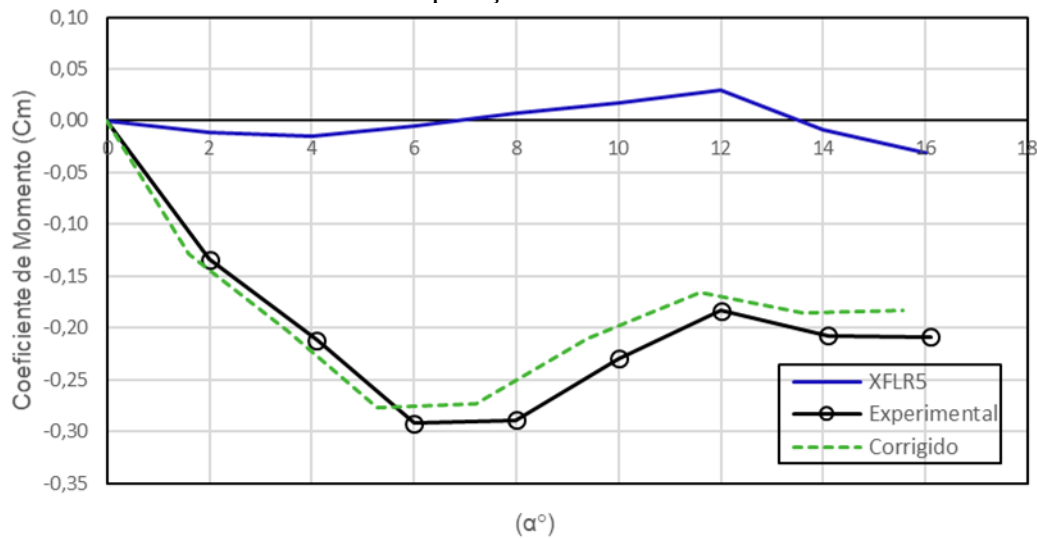
Figura 54 - Comportamento da curva $C_d \times \alpha$ para o aerofólio *baseline* do presente trabalho em comparação com o resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e o XFLR5



Fonte: A autora.

Na Figura 55 é apresentado a comparação do resultado do *baseline* com o XFLR5. O momento de arfagem $C_{m_{c/4}}$ é praticamente independente do ângulo de ataque para a maioria dos aerofólios em velocidades subsônicas (RAYMER, 1992). Do ponto de vista teórico, espera-se que o $C_{m_{c/4}}$ esteja mais próximo de zero para altos números de Reynolds (10^6 por exemplo), todavia para baixo número de Reynolds é esperado alguma influência viscosa no $C_{m_{c/4}}$. Outros trabalhos na literatura também apontam variações no $C_{m_{c/4}}$ para baixos números de Reynolds. Observa-se variação no coeficiente de momento, avaliado pelo XFLR5, para ângulos de ataque maiores que 7° , o qual apresenta valores positivos. De maneira geral, pelo menos para altos números de Reynolds ($\geq 10^6$) espera-se que o momento de arfagem seja sempre negativo independente do α .

Figura 55 - Comportamento da curva $Cm_{c/4} \times \alpha$ para o aerofólio *baseline* do presente trabalho em comparação com o XFLR5



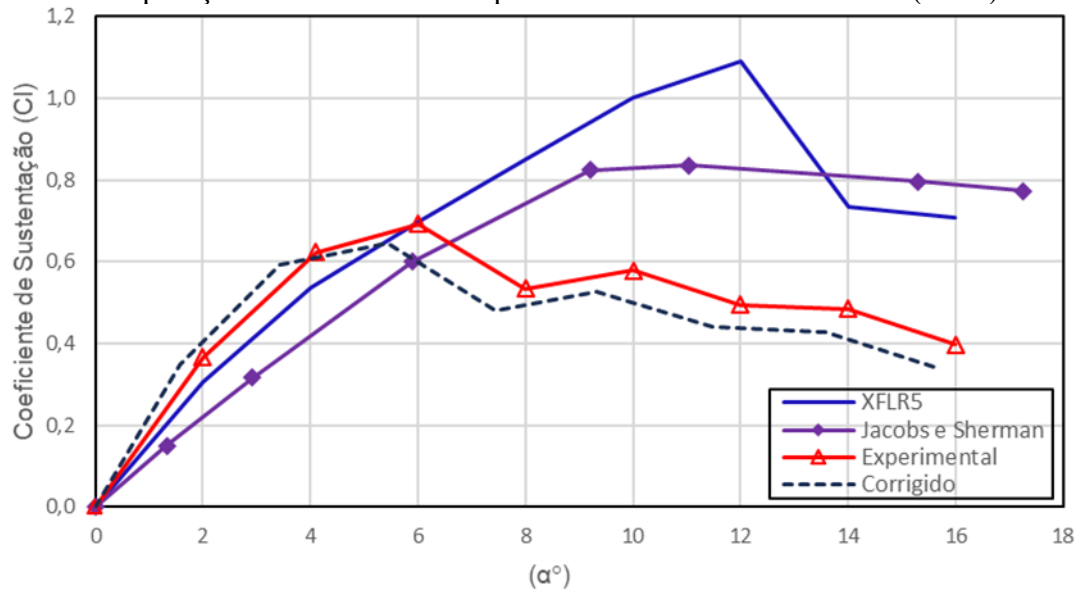
Fonte: A autora.

5.2.2 Aerofólio com bordo de fuga serrilhado

Os resultados dessa seção são referentes ao aerofólio com o bordo de fuga serrilhado. Da mesma forma que para o *baseline*, foram considerados os resultados médios dos três experimentos realizados. O número de Reynolds médio foi de $Re_u = 206035$, resultando o valor de Reynolds corrigido de $Re = 213041$.

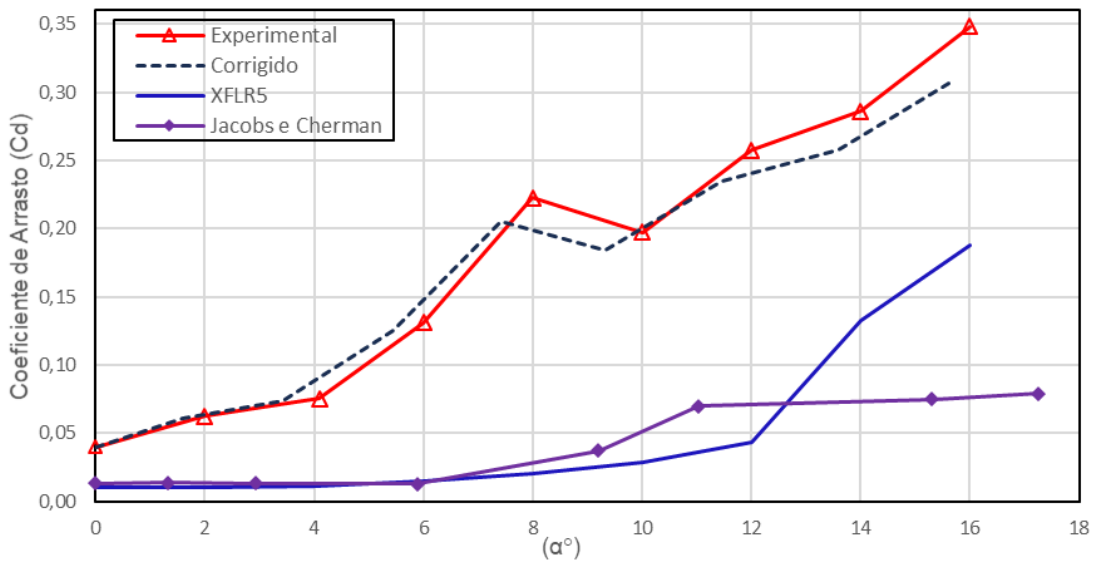
As Figuras 56, 57 e 58 mostram os resultados experimentais obtidos do comportamento do perfil aerodinâmico com a introdução do serrilhado no bordo de fuga.

Figura 56 - Comportamento da curva $C_l \times \alpha$ para o aerofólio com o serrilhado do presente trabalho em comparação com o resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e o XFLR5



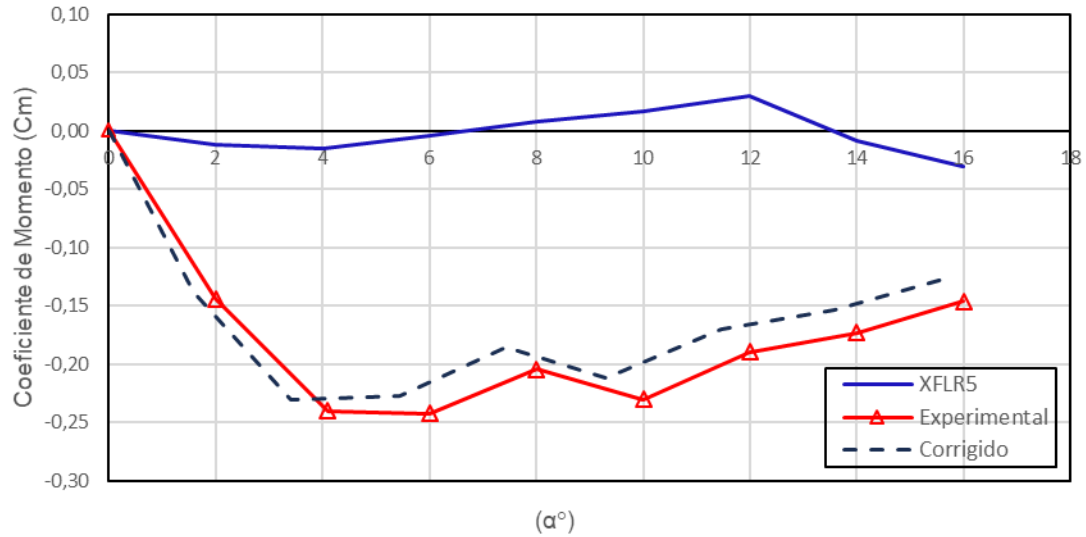
Fonte: A autora.

Figura 57 - Comparação da curva $C_d \times \alpha$ para o aerofólio com o serrilhado do presente trabalho em comparação com o resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e o XFLR5



Fonte: A autora.

Figura 58 - Comportamento da curva $C_{m_{c/4}} \times \alpha$ para o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado em comparação com o XFLR5



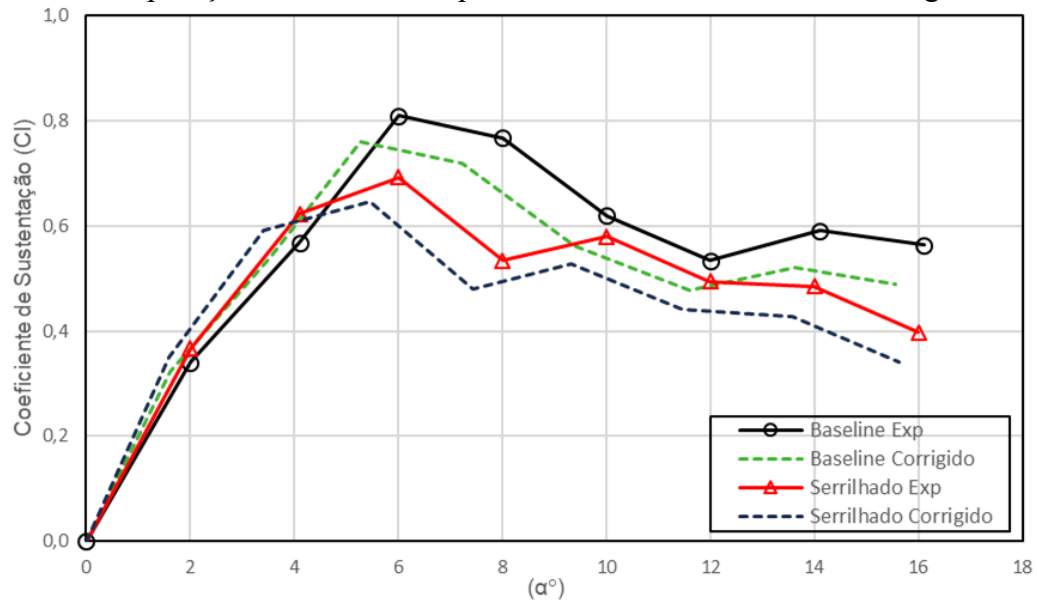
Fonte: A autora.

Ao se observar o comportamento dos coeficientes aerodinâmicos nos gráficos acima, percebe-se que o comportamento da curva $C_l \times \alpha$ também apresenta divergência quando comparada ao resultado experimental de Jacobs e Sherman (1939) e ao XFLR5. O mesmo ocorre para o C_d e $C_{m_{c/4}}$. Sendo assim, confirma-se a influência do escoamento tridimensional.

5.2.3 Comparação experimental do *baseline* e serrilhado

Os efeitos da incorporação do bordo de fuga serrilhado na área de superfície do aerofólio NACA 0012, foram investigados por Liu et al. (2015), conforme mencionado anteriormente. Os resultados obtidos pelos autores, foram semelhantes aos resultados deste trabalho. Observa-se na Figura 59 que o serrilhado afeta significativamente o coeficiente de sustentação máximo ($C_{l\text{-máx}}$) do perfil ao longo dos intervalos de ângulos de ataque críticos de 6° a 10° , entretanto, observa-se uma melhoria no desempenho da sustentação em ângulos de estol maiores de 10° a 16° , em comparação com o *baseline*.

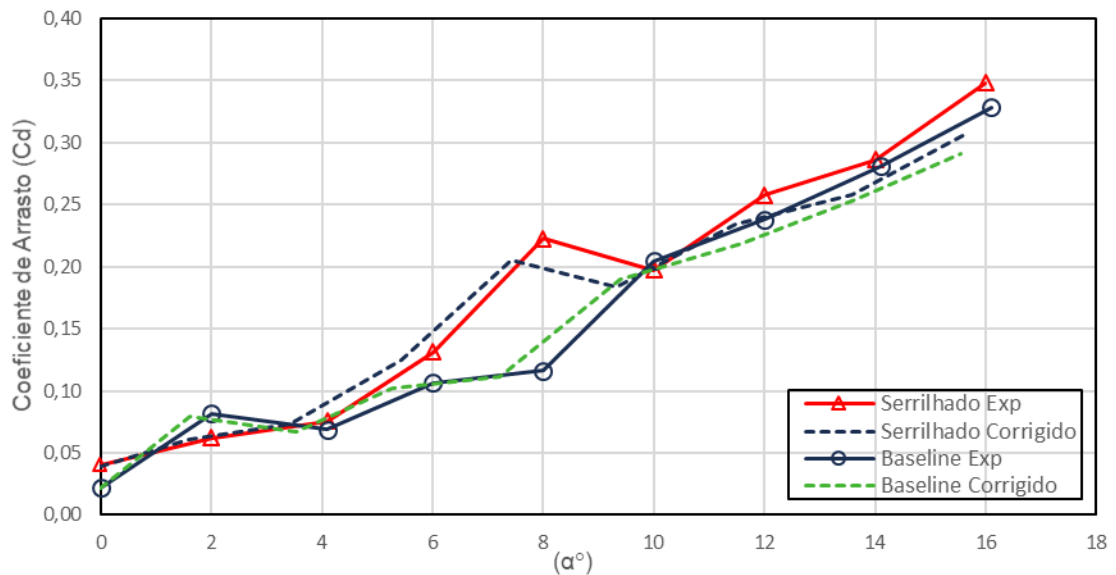
Figura 59 - Comparação da curva C_l x α para o *baseline* e com o bordo de fuga serrilhado



Fonte: A autora.

Analisando a Figura 60, confirma-se as análises realizadas por Liu et al. (2015), que em comparação com o *baseline*, o coeficiente de arrasto do aerofólio com o serrilhado é maior sobre a região crítica de ângulo de ataque e região de estol profundo.

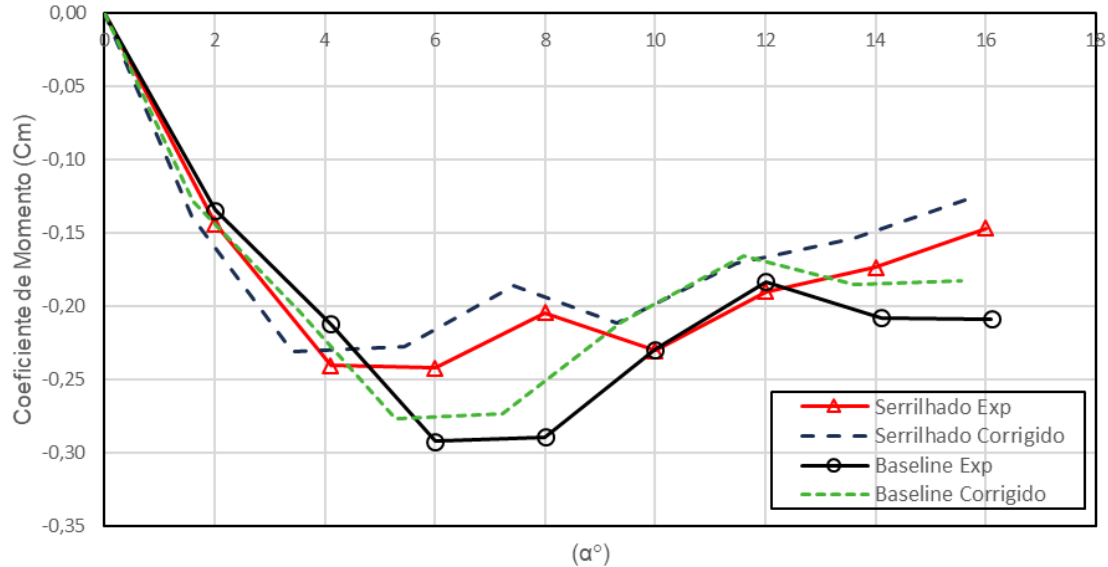
Figura 60 - Comparação da curva C_d x α para o *baseline* e com o bordo de fuga serrilhado



Fonte: A autora.

Apenas para efeito de comparação, a Figura 61 ilustra os dados de coeficiente de momento.

Figura 61 - Comparação da curva $Cm_{c/4} \times \alpha$ para o *baseline* e com o bordo de fuga serrilhado



Fonte: A autora.

Ao se comparar os gráficos das Figuras 59, 60 e 61, observa-se que o descolamento prematuro, ou seja, a região de estol, está sendo antecipada para ambos aerofólios, apresentando discrepância em relação a outros dados experimentais e aos resultados do XFLR5. Isso pode estar relacionado a diferentes fontes de erro, sendo elas: Posicionamento do modelo em relação ao ângulo de ataque, pequenas distorções superficiais durante a fabricação do modelo, qualidade do escoamento do túnel de vento e configuração das *end-plates*.

Analisando o posicionamento, têm-se que o potenciômetro da balança graduado em graus possui uma precisão de $0,5^\circ$ e, portanto, não se acredita que essa seja a causa. Outra possível fonte de erro é a qualidade do escoamento saindo da contração do túnel de vento. Todavia, o túnel TV-60 já foi verificado em trabalhos anteriores do laboratório por Pinto (2016), e há uma forte confiança na caracterização do escoamento dentro da seção de testes, o que indica que essa não pode ser a causa desse descolamento prematuro.

5.3 Visualização do escoamento

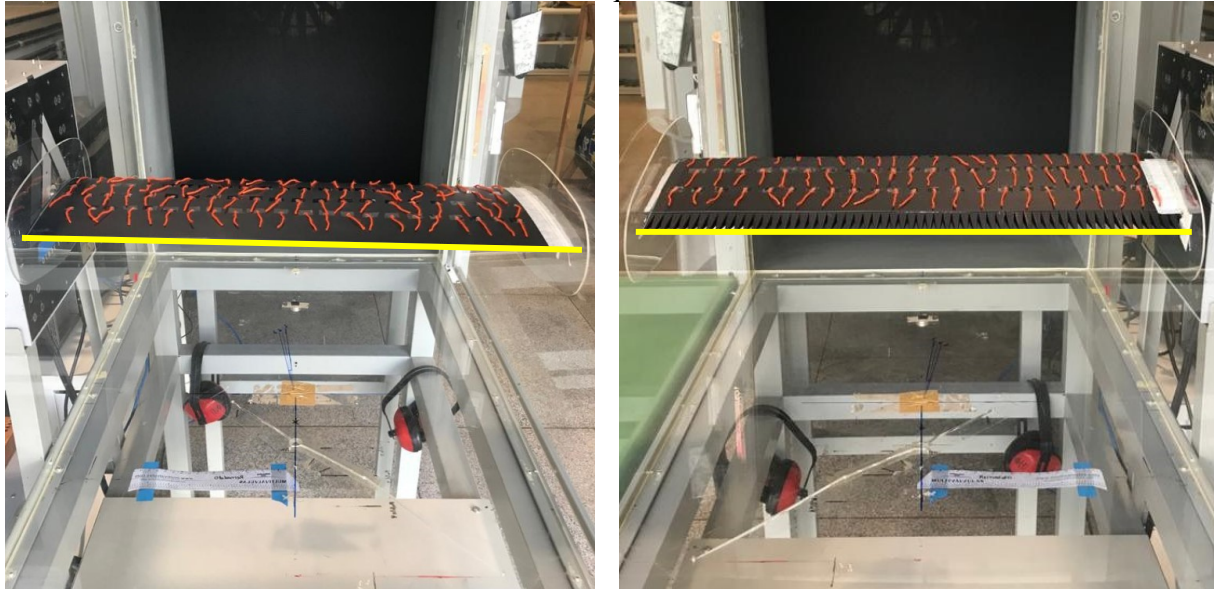
Nesta seção serão apresentados os resultados obtidos com a visualização do escoamento utilizando o método de fios de lã (*Tufts*) com o modelo configurado na mesma posição do experimento com a balança aerodinâmica. A configuração dessa técnica é muito simples, o procedimento foi descrito na seção 4.3.2.

A fim de comparar os resultados visuais para ambos aerofólios, seguiu-se a mesma metodologia de configuração do experimento, posicionamento de câmera, e tratamento dos vídeos.

5.3.1 Comparação da visualização dos aerofólios

Conforme mencionado anteriormente, uma das observações visíveis refere-se a ligeira distorção no modelo *baseline*, o mesmo apresenta maior inclinação entre suas pontas, isso pode contribuir para o estol localizado. O *baseline* foi fabricado com menor qualidade de impressão no início deste trabalho, com isso o padrão de escoamento no aerofólio com bordo de fuga serrilhado é mais estável, devido o modelo possuir distribuição de massa mais uniforme, conseqüentemente ao ser fixado no eixo da balança, pode-se observar que o mesmo possui menor inclinação na seção de teste, comparado ao *baseline*, a linha em amarelo na Figura 62 mostra um certo desalinhamento do modelo de testes.

Figura 62 – Comparação da inclinação do modelo do aerofólio *baseline* e com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente

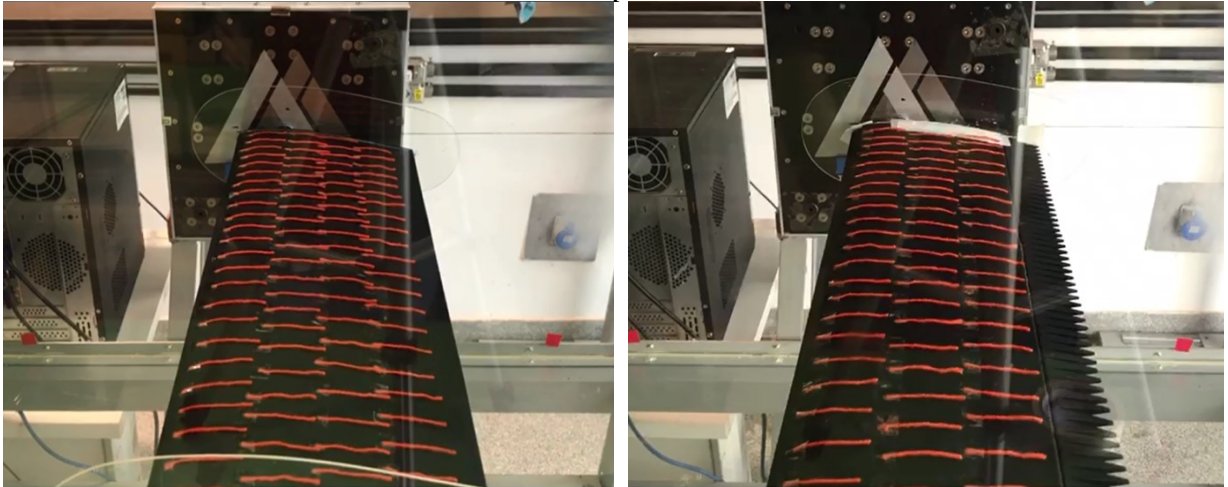


Fonte: A autora.

Após o processamento dos dados do experimento com a balança aerodinâmica, verificou-se que a região de perda de sustentação do aerofólio *baseline*, ocorreu entre os ângulos de 6° a 12° , após esse valor de α , o aerofólio se encontrava em condição de estol profundo. Verificou-se que o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, apresentou comportamento aerodinâmico similar ao *baseline*, diferenciando pela suavidade do estol. Portanto, a fim de observar o padrão de escoamento e os efeitos do descolamento da camada limite ao se aumentar o ângulo de ataque, foram realizadas quatro diferentes visualizações para estes valores de α para ambos aerofólios, como apresentado nas Figuras 63, 64, 65 e 66.

Na Figura 63 pode-se observar que conforme esperado pela teoria e com o resultado experimental obtido utilizando a balança aerodinâmica, para $\alpha = 6^\circ$, não há descolamento da camada limite do perfil, os fios de lã permanecem colados ao modelo, sendo coerente com os resultados do experimento com a balança aerodinâmica.

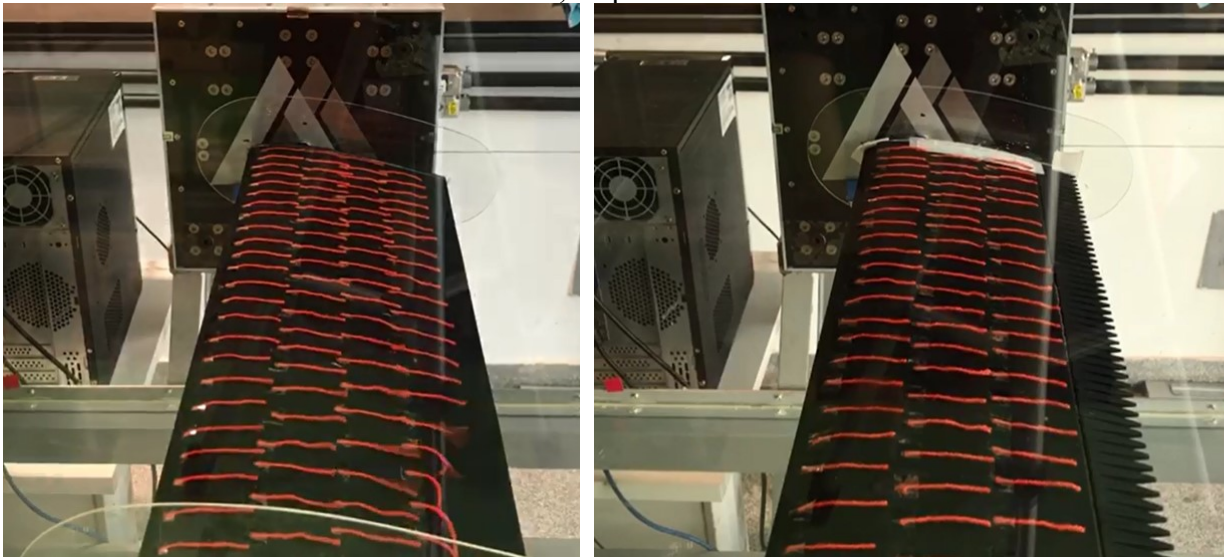
Figura 63 - Comparação do $\alpha = 6^\circ$ para o aerofólio *baseline* e o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente



Fonte: A autora.

Para o $\alpha = 8^\circ$, observa-se através da Figura 64 que no aerofólio *baseline* acontece um pequeno descolamento dos fios de lã, indicando que o modelo está perdendo sustentação. Já para o aerofólio com o serrilhado, o escoamento permanece estável, o que pode ser explicado pela diferença na fabricação dos modelos, como citado anteriormente.

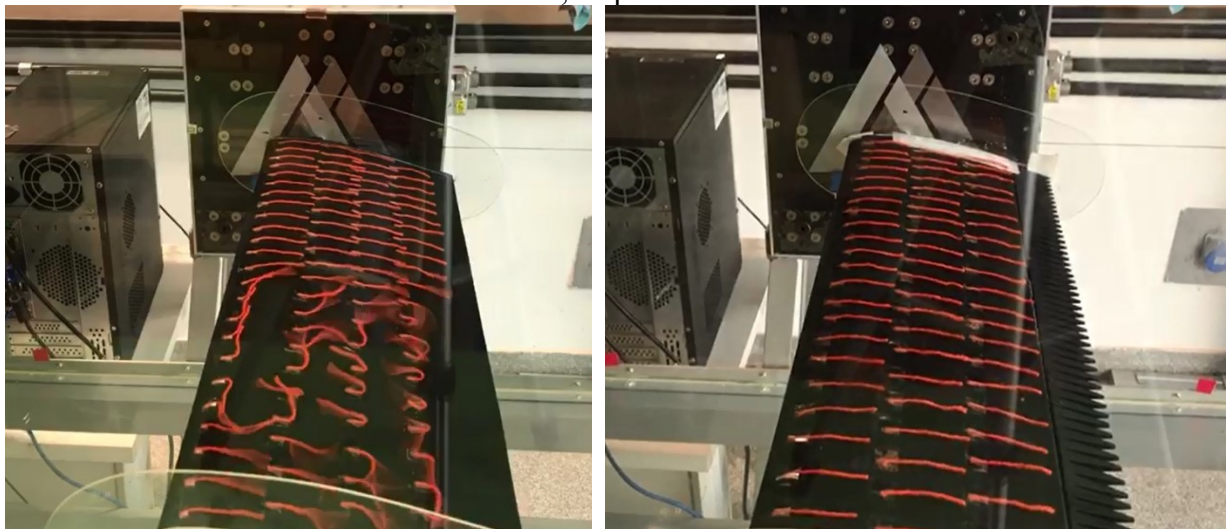
Figura 64 - Comparação do $\alpha = 8^\circ$ para o aerofólio *baseline* e o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente



Fonte: A autora.

Na Figura 65, analisando a imagem à esquerda, pode-se observar que para $\alpha = 10^\circ$ os fios de lã no aerofólio *baseline* próximos a ponta descolam do modelo, evidenciando um descolamento da camada limite e consequente perda de sustentação, iniciando a ocorrência do estol. Ao analisar a imagem à direita, observa-se que o modelo com o serrilhado sofre menor perda de sustentação, apresentando pouca descolamento dos fios de lã, isso pode estar relacionado com a maior estabilidade do modelo.

Figura 65 - Comparação do $\alpha = 10^\circ$ para o aerofólio *baseline* e o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente



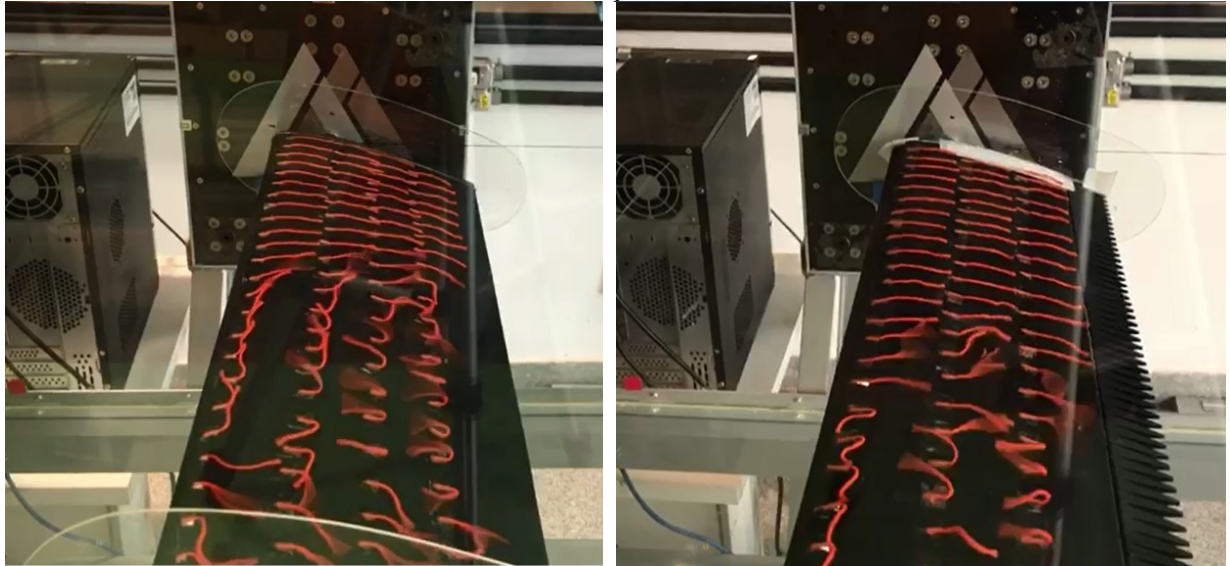
Fonte: A autora.

É interessante observar também na Figura 65 que a parte externa (em direção à ponta do modelo), apresenta-se descolada, enquanto a parte mais próxima à raiz, ou ponto de fixação na balança, ainda apresenta o escoamento completamente colado. Essa tendência se repete para ângulos de ataque maiores e, portanto, reflete e acentua a observação de que o escoamento não se desenvolve de maneira completamente bidimensional sobre os modelos em estudo. Eventuais correções para esse efeito serão discutidas mais a frente.

Para o $\alpha = 12^\circ$ espera-se que a perda de sustentação seja maior, pois é o ponto mais crítico da curva de sustentação em relação ao ângulo de ataque onde o aerofólio sofre o fenômeno de estol. Na imagem à esquerda da Figura 66 o *baseline* apresenta grande perda de sustentação que vai da direção da ponta à raiz do aerofólio. Já ao se observar o comportamento do modelo com o

serrilhado, verifica-se que o mesmo perde sustentação mais próximo da ponta do aerofólio, similar ao *baseline* para $\alpha = 10^\circ$.

Figura 66 - Comparação do $\alpha = 12^\circ$ para o aerofólio *baseline* e o aerofólio com o bordo de fuga serrilhado, respectivamente



Fonte: A autora.

Observa-se claramente algumas características comuns entre os perfis aerodinâmicos. Ambos apresentam características e efeitos tridimensionais, a diminuição de sustentação e consequentemente, a ocorrência do estol para ângulos de ataque mais elevados, está sendo gerada da ponta para a raiz do modelo.

Podemos inferir com isso, que as *end-plates* utilizadas não tornaram o escoamento totalmente bidimensional. Devido restrições de tamanho de impressão e quantidade de material necessário, optou-se por confeccionar as *end-plates* em acrílico, com tamanho reduzido. Da literatura, outros trabalhos apontam que quanto maiores as *end-plates* (diâmetro por exemplo) em relação à corda do modelo, o escoamento tende a se tornar mais uniforme sobre o modelo, de forma a bloquear a esteira de vórtices de ponta de asa.

Vale observar que durante a execução do ensaio, houve alteração no ângulo de incidência das *end-plates* devido à movimentação das mesmas em função do escoamento incidente. Assim, acredita-se que o escoamento em ambas extremidades do modelo ainda está sob a influência da

camada limite do túnel de vento, distorcendo e/ou antecipando sobremaneira o descolamento sobre a porção mais extrema do perfil conforme ilustram as visualizações.

Por fim, acredita-se que a montagem do modelo com a utilização de *end-plates* fixas no próprio corpo de ensaio e não na estrutura do túnel de vento, pode ter influenciado no padrão de escoamento sobre o modelo e também na força de arrasto do mesmo, sendo um dos motivos para um aumento desses valores, pois a extremidade do aerofólio ficou com um espaço considerável até a parede da seção de teste, causando uma maior circulação de ar naquela região.

6 CONCLUSÃO

Os resultados obtidos com este trabalho permitiram caracterizar um procedimento de avaliação dos parâmetros aerodinâmicos de perfis bidimensionais e asas tridimensionais, pois validou-se o uso de equipamentos específicos como a balança aerodinâmica e técnicas de visualização, em especial o método de *Tufts*. Todavia, foi possível identificar algumas falhas e limitações durante a realização dos experimentos. Pode-se dizer que para este tipo de aplicação é necessário um maior controle do padrão de escoamento dentro da seção de ensaio e eventualmente a realização de testes adicionais para verificar as influências da camada limite e posicionamento do modelo na seção de teste.

É importante salientar também que poucos estudos na literatura aberta foram conduzidos com dados experimentais do padrão de escoamento aerodinâmico para aerofólios com o bordo de fuga serrilhado, visto que o serrilhado é utilizado para reduzir ruído. Contudo, os resultados mostraram que, embora o serrilhado não altere particularmente a forma geral das curvas $C_l \times \alpha$ e as propriedades de estol do aerofólio, elas podem reduzir significativamente o coeficiente de sustentação.

Foi citado também, que este trabalho foi o primeiro realizado com essa característica de avaliar o padrão de escoamento em perfil de sustentação no Laboratório de Aerodinâmica Experimental (LAEX), sem referência prévia para comparar os resultados encontrados. Além das limitações impostas pela pandemia do COVID-19, que influenciaram na aquisição dos dados. Apesar dos resultados apresentarem discrepâncias em relação a outros dados experimentais e numéricos, pode-se dizer que o objetivo com o procedimento experimental foi satisfatório, pois permitiu identificar através dessa abordagem, pontos de possível melhoria para trabalhos futuros.

É importante, portanto, que novas análises e estudos sejam extensivamente conduzidos no laboratório para reavaliar os dados coletados neste experimento. A seguir, as próximas etapas para os trabalhos futuros seriam: estudo de diferentes tipos de *end-plates* e sua influência no padrão de escoamento sobre o perfil; utilizar *end-plates* fixas na parede do túnel e não na superfície do modelo; incorporar um gabarito na parede lateral do túnel com a graduação em graus para se ter uma referência visual da inclinação do modelo na seção de testes; garantir uma melhor qualidade de impressão e acabamento superficial do modelo final; analisar a influência de

outras geometrias de serrilhado; verificar a performance do aerofólio através de modelos tridimensionais utilizando um recurso de fluidodinâmica computacional (CFD) e por fim, realizar mais repetições dos experimentos com a balança aerodinâmica e ensaios de visualização para caracterização do padrão de escoamento sobre o modelo.

REFERÊNCIAS

AIRFOILTOOLS. Airfoil Database. 2021. Disponível em: <<http://airfoiltools.com>>. Acesso em: 05 abril de 2021.

AMANO, R. S.; MALLOY, R. J. CFD Analysis on Aerodynamic Design Optimization of Wind Turbine Rotor Blades. **International Journal Of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic And Manufacturing Engineering**, [s.l.], v. 3, n. 12, p. 1450-1454, 2009.

ANDERSON, J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. McGrawHill, Inc., ed. 5, 2010.

BARLOW, J. B.; RAE, W. H.; POPE, A. **Low speed wind tunnel testing**. Wiley-Interscience, United States Of America, ed. 3, 1999.

BAUER, M.; LOHSE, J.; HAUCKE, F.; NITSCHKE, W. High-Lift Performance Investigation of a Two-Element Configuration with a Two-Stage Actuator System. **AIAA Journal**, Berlin, v. 52, n. 6, jun. 2014. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.J052639>.

BROOKS, T.F.; POPE, D.S.; MARCOLINI, M.A. Airfoil self-noise and prediction. **National Aeronautics and Space Administration**. Office of Management, Scientific and Technical Information Division, NASA Reference Publication 1218, jul. 1989.

CATALANO, F.M.; SANTANA, L.D. Airfoil self noise reduction by application of different types of trailing edge serrations. In: **28th INTERNATIONAL CONGRESS OF THE AERONAUTICAL SCIENCES**. Brisbane (Australia), 2012. Disponível em: http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2012/PAPERS/778.PDF. Acesso em: 30/01/2021.

CHAUDHARY, R. I.; WILLIAMSON, D. T. Endplate effectiveness for a NACA 0015 airfoil. **Defense Technical Information Center (DTIC) Collection**, Springs, Colorado, 1992. Disponível em: <https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a373750.pdf>. Acesso em: 30/01/2021.

COUTINHO, A. **Desenvolvimento de pás de turbinas eólicas com auxílio da dinâmica de fluidos computacional**. 2008. 213 p. Dissertação (Mestrado em Processos Industriais) - Instituto de Pesquisas Tecnológicas do Estado de São Paulo, São Paulo, 2008.

DANTEC DYNAMICS A/S. StreamWare Pro v5.02 Installation and User's Guide. 2011.

GAO, G.; ZHU, L.; WANG, F.; BAI, H.; HAO, J. Experimental Investigation on the Nonlinear Coupled Flutter Motion of a Typical Flat Closed-Box Bridge Deck. **Sensors Journal**, Switzerland, v. 568, n. 2, jan. 2020. DOI: <https://doi.org/10.3390/s20020568>.

GRUBER, M.; JOSEPH, P. F.; AZARPEYVAND, M. An experimental investigation of novel trailing-edge geometries on airfoil trailing-edge noise reduction. In: **19th AIAA/CEAS AEROACOUSTICS CONFERENCE**. Berlin (Germany), 2013. DOI: 10.2514/6.2013-2011.

HANN, R.; WOLF, A.; BEKIROPOULOS, D.; & LUTZ, T.; KRÄMER, E. (2013). Numerical Investigation on the Noise Generation of Iced Wind Turbine Airfoils. Proceedings International **Wind Energy Conference WINTERWIND**, Östersund, Sweden.

HANSEN, M. O. L. **Aerodynamics of wind turbines**. London: Cromwell Press, 2003.

HOWE, M. S. Aerodynamic noise of a serrated trailing edge. **Journal of Fluids and Structures**, Cambridge (Massachusetts), v. 5, p. 33-45, jan. 1991. DOI: [https://doi.org/10.1016/0889-9746\(91\)80010-B](https://doi.org/10.1016/0889-9746(91)80010-B).

JACOBS, E; SHERMAN; A. (1939). Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number.

LEÓN, C. A.; MARTÍNEZ, R. M.; RAGNI, D.; AVALLONE, F.; SCARANO, F.; PRÖBSTING, S.; SNELLEN, M.; SIMONS, D. G.; MADSEN, J. Effect of trailing edge serration-flow misalignment on airfoil noise emissions. **Journal of Sound and Vibration**, Netherlands, v. 405, p. 19-33, set. 2017. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2017.05.035>.

LEÓN, C. A.; RAGNI, D.; PRÖBSTING, S.; SCARANO, F.; MADSEN, J. Flow topology and acoustic emissions of trailing edge serrations at incidence. **Experiments in Fluids**, p. 57-91, 2016. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00348-016-2181-1>.

LIU, X.; JAWAHAR, H. K.; AZARPEYVAND, M.; THEUNISSEN, E. R. Aerodynamic and Aeroacoustic Performance of Serrated Airfoils. In: **21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**. Dallas (Texas), 2015. DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2015-2201>.

LYU, B., AZARPEYVAND, M.; SINAYOKO, S. Prediction of noise from serrated trailing edges. **J. Fluid Mech.** (2016), v. 793, p. 556-588. Cambridge University, Inglaterra, 2016. doi:10.1017/jfm.2016.132

McARTHUR, J. **Aerodynamics of Wing at Low Reynolds Numbers: Boundary Layer Separation and Reattachment**. 2008. 130 p. Dissertation (Doctor of Philosophy) - Dept. of Aerospace and Mechanical Engineering, University of Southern California, Los Angeles, CA, 2008.

McMASTERS, J. H.; HENDERSON, M. L. Low Speed Single-Element Airfoil Synthesis. **Technical Soaring Journal**, Braunschweig (Germany), v. 6, n. 2, p. 1-21, dez. 1980. Disponível em: <https://journals.sfu.ca/ts/index.php/ts/article/view/989>. Acesso em: 15/02/2021.

OERLEMANS, S.; FISHER, M.; MAEDER, T.; KOGLER, K. Reduction of Wind Turbine Noise Using Optimized Airfoils and Trailing-Edge Serrations. **Journal of Aircraft**, Reston (Virginia), v. 47, n. 6, jun. 2009. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.38888>.

OHTAKE, T.; NAKAE, Y.; MOTOHASHI, T. Nonlinearity of the Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil at Low Reynolds Numbers. **Japanese Society for Aeronautical and Space Science Papers**, Tokyo (Japan), v. 55, n. 644, p. 439-445, 2007.

PELLETIER, A.; MUELLER, T. J. Effect of endplates on two-dimensional airfoil testing at low Reynolds number. **Journal of Aircraft**, Reston (Virginia), v. 38, n. 6, p. 1056– 1059, 2001.

PINTO, W.J.G.S., “Numerical and Experimental Analyses of the Flow over a Commercial Vehicle – Pickup”. Trabalho de Conclusão de Curso, Universidade Federal de Uberlândia, Brasil, 2016.

RAYMER, DANIEL P. **Aircraft design: A conceptual approach**; AIAA education series, 1992.

RYI, J.; CHOI, J.; Estimation Method to Achieve a Noise Reduction Effect of Airfoil with a Serrated Trailing Edge for Wind Turbine Rotor. In: OKEDU, K. E. **Stability Control and Reliable Performance of Wind Turbines**, abr. 2019. Disponível em: <https://www.intechopen.com/books/stability-control-and-reliable-performance-of-wind-turbines>. Acesso em: 30/03/2021

SELIG, M. S.; MCGRANAHAN, B. D. Wind tunnel aerodynamic tests of six airfoils for use on small wind turbines. **Journal of solar energy engineering**, v. 126, n. 4, p. 986-1001, 2004.

VARDAR, A.; ALIBAS, I. (2008). Research on wind turbine rotor models using NACA profiles. **Renewable Energy**, 33. 1721-1732. 10.1016/j.renene.2007.07.009.

WAGNER, S.; BAREI, R.; GUIDATI, G. Wind turbine noise. **Editorial Springer**, New York, 1996.

WINSLOW, J.; OTSUKA, H.; GOVINDARAJAN, B.; CHOPRA, I. Basic understanding of airfoil characteristics at low Reynolds numbers ($10^4 - 10^5$). **Journal of Aircraft**, Reston (Virginia), v. 55, n. 3, p. 1–12. 2017. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C034415>.

XFLR5. Theoretical background XFLR5. 2013. Disponível em: <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>. Acesso em: 15 março de 2021.

Anexo I

Apêndice I – Tabelas

Tabela 2 – Coordenadas do extradorso e intradorso do perfil do aerofólio NACA 0012

Extradorso		Intradorso	
X	Y	X	Y
0	0	0	0
0,000584	0,00426	0,000584	-0,0042603
0,002334	0,008429	0,002334	-0,0084289
0,005247	0,012501	0,005247	-0,0125011
0,009315	0,016471	0,009315	-0,0164706
0,014529	0,02033	0,014529	-0,02033
0,020877	0,024071	0,020877	-0,0240706
0,028344	0,027683	0,028344	-0,0276827
0,036913	0,031156	0,036913	-0,0311559
0,046563	0,034479	0,046563	-0,0344792
0,057272	0,037641	0,057272	-0,0376414
0,069015	0,040631	0,069015	-0,040631
0,081765	0,043437	0,081765	-0,0434371
0,095492	0,046049	0,095492	-0,0460489
0,110163	0,048457	0,110163	-0,0484567
0,125745	0,050651	0,125745	-0,0506513
0,142201	0,052625	0,142201	-0,0526251
0,159492	0,054372	0,159492	-0,0543715
0,177579	0,055886	0,177579	-0,0558856
0,196419	0,057164	0,196419	-0,057164

0,215968	0,058205	0,215968	-0,0582048
0,23618	0,059008	0,23618	-0,0590081
0,257008	0,059576	0,257008	-0,0595755
0,278404	0,05991	0,278404	-0,0599102
0,300318	0,060017	0,300318	-0,0600172
0,322698	0,059903	0,322698	-0,0599028
0,345492	0,059575	0,345492	-0,0595747
0,368646	0,059042	0,368646	-0,0590419
0,392108	0,058315	0,392108	-0,0583145
0,415822	0,057403	0,415822	-0,0574033
0,439732	0,05632	0,439732	-0,05632
0,463783	0,055077	0,463783	-0,0550769
0,487918	0,053687	0,487918	-0,0536866
0,512082	0,052162	0,512082	-0,052162
0,536217	0,050516	0,536217	-0,0505161
0,560268	0,048762	0,560268	-0,0487619
0,584179	0,046912	0,584179	-0,0469124
0,607892	0,04498	0,607892	-0,0449802
0,631354	0,042978	0,631354	-0,0429778
0,654509	0,040917	0,654509	-0,0409174
0,677303	0,038811	0,677303	-0,0388109
0,699682	0,03667	0,699682	-0,03667
0,721596	0,034506	0,721596	-0,0345058
0,742992	0,032329	0,742992	-0,0323294
0,76382	0,030152	0,76382	-0,0301515
0,784032	0,027983	0,784032	-0,0279828

0,803581	0,025834	0,803581	-0,0258337
0,822421	0,023714	0,822421	-0,0237142
0,840508	0,021635	0,840508	-0,0216347
0,8578	0,019605	0,8578	-0,0196051
0,874255	0,017635	0,874255	-0,0176353
0,889837	0,015735	0,889837	-0,0157351
0,904509	0,013914	0,904509	-0,0139143
0,918235	0,012182	0,918235	-0,0121823
0,930985	0,010549	0,930985	-0,0105485
0,942728	0,009022	0,942728	-0,0090217
0,953437	0,007611	0,953437	-0,0076108
0,963087	0,006324	0,963087	-0,0063238
0,971656	0,005169	0,971656	-0,0051685
0,979123	0,004152	0,979123	-0,0041519
0,985471	0,00328	0,985471	-0,0032804
0,990685	0,00256	0,990685	-0,0025595
0,994753	0,001994	0,994753	-0,0019938
0,997666	0,001587	0,997666	-0,001587
0,999416	0,001342	0,999416	-0,0013419
1	0,00126	1	-0,00126