

Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA
Engenharia Aeroespacial

Desenvolvimento e testes de bancada para aquisição de dados aerodinâmicos

Autor: João Victor Nunes Fonseca
Orientador: PhD. Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF
2019



João Victor Nunes Fonseca

Desenvolvimento e testes de bancada para aquisição de dados aerodinâmicos

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília – UnB

Faculdade UnB Gama – FGA

Orientador: PhD. Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF

2019

João Victor Nunes Fonseca

Desenvolvimento e testes de bancada para aquisição de dados aerodinâmicos/
João Victor Nunes Fonseca. – Brasília, DF, 2019-
97 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD. Olexiy Shynkarenko

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília – UnB
Faculdade UnB Gama – FGA , 2019.

1. Túnel de vento. 2. Subsônico. 3. Bancada. 4. Aquisição. 5. Automação. I.
PhD. Olexiy Shynkarenko. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama.
IV. Desenvolvimento e testes de bancada para aquisição de dados aerodinâmicos

CDU 02:141:005.6

João Victor Nunes Fonseca

Desenvolvimento e testes de bancada para aquisição de dados aerodinâmicos

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 21 de Novembro de 2019 – Data da aprovação do trabalho:

PhD. Olexiy Shynkarenko
Orientador

PhD. Domenico Simone, UnB/FGA
Convidado 1

PhD. William Reis Silva, UnB/FGA
Convidado 2

Brasília, DF
2019

Dedico esse trabalho ao meu tio Zilton Nunes (in memoriam), que me ensinou valores importantes para toda a vida.

Agradecimentos

Aos meus ídolos, meus pais Aloisio e Marilena, obrigado pelo amor incondicional e pelo exemplo de vida. Não posso deixar de agradecer o meu primo Carlos Vinicius, que esteve ao meu lado durante todos esses anos da graduação.

Agradeço a todos os professores por me proporcionar o conhecimento não apenas racional, mas a manifestação do caráter e afetividade da educação no processo de formação profissional, por tanto que se dedicaram a mim, não somente por terem me ensinado, mas por terem me feito aprender. A palavra mestre, nunca fará justiça aos professores dedicados aos quais sem nominar terão os meus eternos agradecimentos.

Meus agradecimentos também aos amigos da panela, companheiros de trabalhos e irmãos na amizade que fizeram parte da minha formação e que vão continuar presentes em minha vida com certeza.

E por último, porém não menos importante a minha namorada, responsável pela minha saúde mental e emocional durante minha graduação, que acalmou minhas crises de ansiedade e mostrou que a vida vai muito além do que obter menção máxima.

“Julgue seu sucesso pelas coisas que você teve que renunciar para conseguir.”
(Dalai Lama)

Resumo

A prática de experimentos aerodinâmicos continua evoluindo constantemente na indústria, uma vez que é necessário testar a performance dos veículos não só aeronáuticos mas também aeroespaciais, terrestres e aquáticos. Atualmente os teste experimentais em túnel de vento continuam apresentando os resultados com maior representabilidade, diminuindo incertezas associadas a metodologias de menor fidelidade.

Com o objetivo de adquirir dados aerodinâmicos de uma asa para *aerodesign* utilizando um túnel de vento subsônico, o presente trabalho aborda os parâmetros necessários para ensaios no túnel de vento subsônico da UnB, assim como as análises necessárias para realização desses ensaios, como da qualidade do escoamento do túnel e estudo analítico de um modelo de asa, para culminar na fabricação de uma bancada de teste e asa, assim como aplicação do sistema de aquisição de dados (DAQ) e sistema automatizado para posicionar o ângulo de ataque.

Para os estudos acerca do túnel de vento foi feita uma pesquisa bibliográfica a respeito dos parâmetros necessários para sua análise e utilização, bem como dados sobre o túnel que será utilizado para os ensaios. O referencial teórico apresenta as características e o funcionamento do túnel assim como apresenta as problemáticas que podem ocorrer, como efeito de parede, turbulência e outros.

Para realização efetiva dos experimentos, foram efetuados estudos analíticos na asa utilizando o método da linha sustentadora a fim de determinar os esforços que serão obtidos nos testes, possibilitando o dimensionamento da estrutura da bancada e da asa, do mesmo modo que define os equipamentos necessários para o sistema de aquisição de dados e para a automação.

Ao fim das análises foi feita fabricação da bancada, da asa e implementação dos sistemas necessários para a realização de ensaios aerodinâmicos, possibilitando obter dados de sustentação, arrasto e eficiência aerodinâmica.

Palavras-chaves: Túnel de vento. Subsônico. Bancada. Aquisição. Automação.

Abstract

The practice of aerodynamic experiments continues to evolve constantly in the industry since it is necessary to test the performance of vehicles not only aeronautical but also terrestrial and aquatic. Currently, the experimental tests in wind tunnel continue to present the results with greater representability, reducing uncertainties associated with methodologies of lower fidelity.

With the objective of acquiring aerodynamic data from a wing to aero-design using the subsonic wind tunnel, the present work addresses the parameters necessary for testing in the subsonic wind tunnel of the UnB, as well as the analyses necessary for performing these tests, such as the quality of the tunnel flow and analytical study of a wing model, to culminate in the manufacture of a test bench and wing, as well as application of the data acquisition system (DAQ) and the automated system to position the angle of attack.

For the studies about the wind tunnel, a bibliographic research was made about the parameters necessary for its analysis and use, as well as data about the tunnel that will be used for the tests. The theoretical framework presents the characteristics and functioning of the tunnel as well as the problems that can occur, such as wall effects, turbulence and others.

For the effective performance of the experiments, analytical studies were performed on the wing using the method of the supporting line in order to determine the efforts that will be obtained in the tests, enabling the design of the structure of the bench and the wing, in the same way, that it defines the necessary equipment for the data acquisition system and for automation.

At the end of the analysis, the bench, the wing and the implementation of the necessary systems for aerodynamic tests were manufactured, making it possible to obtain data on support, drag and aerodynamic efficiency.

Key-words: Wind tunnel. Subsonic flow. Test bench. Data acquisition. Automation.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Túnel de vento de circuito aberto (CHAMBERS, 2014).	22
Figura 2 – Túnel de vento de circuito fechado (MASELAND M. LABAN, 2007).	22
Figura 3 – Túnel de vento com seção de teste aberta (CHAMBERS, 2014).	23
Figura 4 – Túnel de vento com seção de teste fechada (GIPSON, 2015).	23
Figura 5 – Pressão e tensão de cisalhamento em uma superfície aerodinâmica (Anderson (2016), adaptado).	25
Figura 6 – Forças aerodinâmicas resultantes (Anderson (2016), adaptado).	26
Figura 7 – Diagrama de escoamentos (Anderson (2016), adaptado).	28
Figura 8 – Perfil de velocidade na camada limite (ANDERSON, 2016).	29
Figura 9 – Campo de fluxo de vórtices à direita (BARLOW W. H. RAE, 1999).	35
Figura 10 – Ensaio do modelo KC390 no DNW <i>German-Dutch Wind Tunnels</i> (NLR, 2013).	36
Figura 11 – Tubo de Pitot estático padrão (BARLOW W. H. RAE, 1999).	37
Figura 12 – Diagrama de um sistema de aquisição (Serrano C. J. O. P. J. Alcobia (2004)).	38
Figura 13 – Exemplo de condicionamento: filtragem e amplificação (Serrano C. J. O. P. J. Alcobia (2004)).	39
Figura 14 – Ondas senoidais a) com frequências de amostragem maior que o dobro da frequência do sinal, b) frequência de amostragem igual ao dobro da frequência do sinal, c) frequência de amostragem menor que o dobro da frequência do sinal. Linha pontilhada representa a condição de subamostragem (<i>Aliasing</i>) (CINTRA, 2017).	40
Figura 15 – Cotas do túnel de vento presente no Laboratório de Energia da Faculdade de Tecnologia da Universidade de Brasília (UnB) (MACÍAS, 216).	42
Figura 16 – Sonda Unidimensional DISA 55R 62 (CINTRA, 2017).	43
Figura 17 – Perfil de velocidade.	43
Figura 18 – Intensidade de turbulência.	43
Figura 19 – Perfil Selig 1223.	44
Figura 20 – Perfil da aeronave SAE MMT 15921-13.	44
Figura 21 – Asa da aeronave.	45
Figura 22 – Asa escalada.	45
Figura 23 – Divisão da asa em segmentos (SADRAEY, 2013).	46
Figura 24 – Ângulos de cada segmento (SADRAEY, 2013).	46
Figura 25 – Configuração de eixo da bancada.	48
Figura 26 – Configuração da estrutura da bancada.	48

Figura 27 – Kit de automatização de giro do eixo (TECHMAKERS, 2019).	49
Figura 28 – Conexões do para GRBL (GNEA, 2014).	50
Figura 29 – Gráfico de desempenho Nema 23 (TECHMAKERS, 2019).	51
Figura 30 – Interface GcodeSender.	51
Figura 31 – Interface Candle.	52
Figura 32 – Sistema de automatização instalado.	52
Figura 33 – Esquemático do sistema de aquisição de dados.	53
Figura 34 – Junções da asa impressa.	54
Figura 35 – Vista explodida da asa impressa.	54
Figura 36 – Lixa P180.	55
Figura 37 – Álcool isopropílico.	55
Figura 38 – Laminação em fibra de vidro.	56
Figura 39 – Posicionamento das células de carga de sustentação e arrasto.	56
Figura 40 – <i>Software</i> de controle do túnel.	57
Figura 41 – Tubo de pitot do túnel.	57
Figura 42 – Distribuição de sustentação $C_L = f(x)$.	60
Figura 43 – Distribuição de sustentação $L = f(x)$.	61
Figura 44 – Comparação entre solução analítica e solução numérica	61
Figura 45 – Análise estrutural do eixo sobre efeito da distribuição de sustentação.	62
Figura 46 – Estrutura da bancada.	63
Figura 47 – Teste do sistema de automatização de ângulo.	64
Figura 48 – Teste do sistema de automatização de ângulo junto com a bancada.	64
Figura 49 – Seções de asa impressas em PLA.	65
Figura 50 – Furo para juntar seções.	65
Figura 51 – Seção para teste de acabamento.	66
Figura 52 – Asa entelada.	66
Figura 53 – Asa de fibra de vidro.	67
Figura 54 – Valores de sustentação em $\alpha = 0^\circ$ em 1 [s]. Média de 36,9304 [N] e 0,0208 de desvio padrão.	68
Figura 55 – Asa em $\alpha = 0^\circ$.	69
Figura 56 – Asa em $\alpha = 17^\circ$ (estolada).	69
Figura 57 – Comparativo da curva $C_L = f(\alpha)$ obtida na modelagem de escoamento nominalmente conectado e no XFLR5®.	69
Figura 58 – Comparação entre as curvas $C_L = f(\alpha)$ experimental e método dos painéis, e zoom na região de estol.	70
Figura 59 – Comparação entre as curvas $C_L = f(\alpha)$ experimental e método dos painéis, e zoom na região C_L negativo.	71
Figura 60 – Comparação entre as curvas $C_L = f(\alpha)$ experimental, método dos pai- néis e método analítico, com zoom na região de estol.	71

Figura 61 – Comparação entre as curvas $C_D = f(\alpha)$ experimental, método dos painéis e método analítico.	72
Figura 62 – Polares de arrasto $C_L = f(C_D)$ experimental.	73
Figura 63 – Erro experimental em $C_L = f(\alpha)$	73
Figura 64 – Erro experimental em $C_D = f(\alpha)$	74
Figura 65 – Diagrama do processo de planejamento e execução de ensaio experimental (Barlow W. H. Rae (1999) , adaptado).	97

Lista de tabelas

Tabela 1 – Dados de entrada para método da linha sustentadora.	60
Tabela 2 – Dados de entrada para APDL.	62
Tabela 3 – Propriedades do escoamento no interior do túnel de vento.	68
Tabela 4 – Dados importantes de C_L obtidos experimentalmente.	70
Tabela 5 – Dados importantes de C_D obtidos experimentalmente para os modelos de teste.	74

Lista de abreviaturas e siglas

CA	Centro Aerodinâmico
CFD	<i>Computational Fluid Dynamic</i>
DAQ	<i>Data acquisition</i>
SAE	<i>Society of Automotive Engineers</i>
UnB	Universidade de Brasília
MAC	Corda Aerodinâmica Média
MTOW	<i>Maximum takeoff weight</i>

Lista de símbolos

Símbolos Adimensionais

C_d	Coeficiente de arrasto em um corpo bidimensional
C_D	Coeficiente de arrasto em um corpo tridimensional
C_m	Coeficiente de momento em um corpo bidimensional
C_M	Coeficiente de momento em um corpo tridimensional
$C_L = f(x)$	Coeficiente de sustentação em função da envergadura
$C_L = f(\alpha)$	Coeficiente de sustentação em função de α
C_i	Coeficiente de sustentação em um corpo bidimensional
C_L	Coeficiente de sustentação em um corpo tridimensional
σ	Desvio Padrão
N	Número de amostras
M	Número de Mach
Re	Número de Reynolds

Símbolos Gregos

α	Ângulo de ataque	[°]
μ	Coeficiente de viscosidade	[kg m ⁻¹ s ⁻¹]
ρ	Massa específica do fluido	[kg/m ³]

Símbolos Latinos

A	Área	[m ²]
c	Corda	[m]
f	Frequência	[s ⁻¹]

p	Pressão	[Pa]
t	Tempo	[s]
V	Velocidade	[m/s]
a	Velocidade do som	[m/s]

Sobrescritos

'	Flutuação
-	Média

Subescritos

am	Amostragem
0	Condição inicial
∞	Escoamento não perturbado
Máx	Valor máximo
i	Termo indicial
j	Termo indicial
k	Termo indicial

Sumário

I	INTRODUÇÃO	18
1	INTRODUÇÃO	19
1.1	Apresentação do Trabalho	19
1.1.1	Problemática	19
1.1.2	Motivação	19
1.2	Objetivos	20
1.2.1	Objetivos específicos	20
1.3	Justificativa	20
II	REFERENCIAL TEÓRICO	21
2	TÚNEL DE VENTO	22
2.1	Parâmetros de similaridade	24
2.2	Turbulência	30
2.2.1	Descrição estatística da turbulência	32
2.3	Correções de túnel de vento	33
2.4	Instrumentação para túnel de vento	37
2.4.1	Tubo de Pitot	37
2.4.2	Célula de carga	38
2.4.3	Sistemas de aquisição de dados	38
III	FUNDAMENTAÇÃO METODOLÓGICA	41
3	CARACTERIZAÇÃO PARA O ENSAIO EXPERIMENTAL	42
3.1	Túnel de vento da UnB	42
3.2	Estudo analítico da asa	43
3.2.1	Modelo de asa	43
3.2.2	Linha sustentadora	45
3.3	Bancada	47
3.4	Matriz de ensaio	56
IV	RESULTADOS E DISCUSSÕES	59
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES	60
4.1	Estudo Analítico	60

4.2	Estrutura da balança	62
4.3	Automatização	63
4.4	Modelos de teste	65
4.5	Sistema de aquisição de dados	67
4.6	Dados obtidos nos ensaios	68
4.6.1	Progressão de estol	68
4.6.2	Coeficiente de Sustentação	70
4.6.3	Coeficiente de Arrasto	72
4.6.4	Erro experimental	73
4.6.5	Comparação de Modelos de teste	74
V	CONCLUSÃO	75
5	CONCLUSÃO	76
5.1	Sugestão de Trabalhos Futuros	77
	REFERÊNCIAS	78
	APÊNDICES	80
	APÊNDICE A – CÓDIGO DA LINHA SUSTENTADORA	81
	APÊNDICE B – CÓDIGO APDL	83
	APÊNDICE C – DESENHO TÉCNICO DA BALANÇA	87
	APÊNDICE D – CÓDIGO DE PROCESSAMENTO DE DADOS	92
	ANEXOS	96
	ANEXO A – MATRIZ DE ENSAIO	97

Parte I

Introdução

1 Introdução

1.1 Apresentação do Trabalho

Muito se pergunta do porque de realizar ensaios experimentais em túnel de vento, porque tal ensaio apresenta tanta importância na atualidade, mesmo com o crescente desenvolvimento no ambiente de análises *CFD*. Atualmente, os ensaios em túnel de vento apresentam dados com maior representatividade do avião real antes do voo; com eles temos redução de incertezas associadas a metodologias de menor fidelidade e uma a quantificação de não linearidades associadas ao escoamento viscoso (BARLOW W. H. RAE, 1999). Mesmo que a utilização do túnel necessite de tempo e infra-estrutura cara, as simulações de alta capacidade também apresentam altos custos financeiros e demandam mais tempo de simulação do que os ensaios experimentais. Mas é de se reconhecer que o *CFD* está sempre complementando os testes experimentais, a combinação deles aumentar a qualidade geral dos estudos. Quando partimos para um projeto aeronáutico, vemos que a necessidade de ensaios experimentais é real, pois mesmo com o passar dos anos a quantidade de horas gastas em túnel de vento continua aumentando, como no caso do Airbus A380 que consumiu mais de 50000 horas de ensaios (RASUO, 2006).

1.1.1 Problemática

O estudo da interação entre um fluido e uma estrutura pode ser feito de diversas maneiras, tais como análises analíticas, numéricas ou experimentais, contudo, apenas as análises experimentais são capazes de fornecer dados com maior fidelidade. Para estudos acerca de superfícies aerodinâmicas como uma asa, precisa-se de dados como C_L , C_D , C_M e outros, para determinar o desempenho das superfícies, assim como apontar os limites de operação da mesma (ANDERSON, 2016). Apesar do avanço rápido e contínuo da tecnologia de simulação computacional, tem-se como consenso que o futuro necessita de verificações experimentais para validar as simulações computacionais (SAMPSON, 2018). Posto isto, a fim de obter resultados mais precisos, com uma melhor representatividade e validação para os métodos numéricos, o uso de túnel de vento se mostra muito importante em um projeto aerodinâmico.

1.1.2 Motivação

Levando em consideração a utilização de túnel de vento na indústria aeronáutica, sendo eles subsônicos, transônicos ou até supersônicos, vemos que tal ensaio é muito utilizado durante projetos aeronáuticos, mitigando erros e prejuízos. Quando partimos

para um projeto de uma aeronave SAE, os testes experimentais possibilitam uma melhor confiabilidade de dados atrelado a economia de projeto, em virtude do baixo orçamento. No caso da UnB, tem-se a possibilidade de usar o túnel de vento subsônico de circuito aberto, mas ainda faltam alguns acessórios, como balança para aquisição de dados e metodologia adequada para realização dos ensaios. Conseqüentemente, os estudos acerca de túneis de vento se mostra de grande importância para estudos acadêmicos ou para a indústria.

1.2 Objetivos

O presente trabalho tem como objetivo análises teóricas e experimentais acerca de dados aerodinâmicos de asa para um modelo de *aerodesign*, utilizando túnel de vento subsônico de circuito aberto.

1.2.1 Objetivos específicos

- Fabricar bancada de teste;
- Testar e validar angulação da asa;
- Testar e validar sistema DAQ;
- Extrair dados aerodinâmicos em túnel de vento;
- Processar dados aerodinâmicos;

1.3 Justificativa

Este trabalho tem como grande relevância o estudo aprofundado acerca de ensaios aerodinâmicos experimentais. Como a UnB possui um túnel de vento subsônico, é importante que ele possua todos os processos de validação necessários atestando sua funcionalidade e qualidade. Por consequência, se faz necessário este estudo no âmbito de dinâmica de fluidos, assim como muitas outras áreas de estruturas e materiais.

Outro aspecto que deve ser levado em consideração, no intuito de auxiliar futuros projetos de equipes de competição de *aerodesign* na UnB, o trabalho apresentará uma matriz de ensaio necessária para aquisição de dados aerodinâmicos e estudos acerca de escoamentos viscosos, posto que, análises numéricas não são capazes de fornecer dados de alta fidelidade sobre efeitos não lineares de escoamento.

Parte II

Referencial Teórico

2 Túnel de Vento

O objetivo da aerodinâmica em geral para a maioria dos túneis de vento é em obter um escoamento de ar constante com velocidade uniforme na seção de teste. A perfeição não é possível, portanto, todo *design* de túnel é limitado por condições como custo e espaço, sendo sempre preferível ter seções de teste com dimensões grandes e alta velocidade de operação (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Basicamente existem dois tipos de túnel de vento e dois tipos de seções de teste. No entanto, existem diferentes variações e especificações nos túneis, como sistema de refrigeração e pressurização presentes por exemplo no *European Transonic Windtunnel* (ETW), o qual consegue atingir número de Reynolds próximo a 90 milhões em modelos de meia asa (ETW, 2019). Os modelos mais básicos de túnel de vento são os de circuito fechado e circuito aberto, como apresentado nas Fig. 1 e Fig. 2, respectivamente. Com relação as seções básicas de teste, elas são divididas em seção aberta ou fechada, como exemplificados nas Fig. 3 e Fig. 4 (BARLOW W. H. RAE, 1999).



Figura 1 – Túnel de vento de circuito aberto (CHAMBERS, 2014).

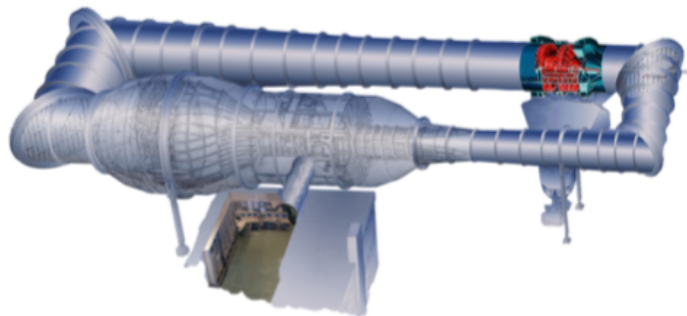


Figura 2 – Túnel de vento de circuito fechado (MASELAND M. LABAN, 2007).



Figura 3 – Túnel de vento com seção de teste aberta (CHAMBERS, 2014).



Figura 4 – Túnel de vento com seção de teste fechada (GIPSON, 2015).

Os túneis de vento de circuito aberto apresentam benefícios como preço de construção e são mais adequados para ensaios com visualização de escoamento de ar com utilização de fumaça, assim como ensaios com motores de combustão interna, uma vez que nesses ensaios a admissão e exaustão são abertas para a atmosfera (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Quando trabalhamos com túneis de circuito fechado, temos benefícios como controle da qualidade do escoamento de ar, assim como redução no ruído do ambiente quando o equipamento é utilizado (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Para o caso de seções de teste aberta ou fechada, é de conhecimento que ensaios feitos em seções abertas necessitam de maiores correções e ajustes nos resultados obtidos, devido a instabilidade no escoamento assim como o ruído gerado, sendo mais comum atualmente testes com seções fechadas (BARLOW W. H. RAE, 1999).

2.1 Parâmetros de similaridade

Para experimentos nos quais o modelo é mantido estacionário durante a coleta de dados, o número de Reynolds e o número Mach são os parâmetros de similaridade mais significativos. Se um experimento de um modelo de teste obtiver os mesmos números de Reynolds e Mach do que o aplicado no modelo em escala real, os escoamentos do modelo de teste e do protótipo em escala real serão dinamicamente semelhantes. As funções não dimensionais para componentes de velocidade do fluido, coeficiente de pressão, densidade, viscosidade e temperatura serão então os mesmos tanto para o escoamento do modelo de teste quanto para o modelo de escala real. Por sua vez, os coeficientes de força e momento sofreram os mesmo efeito ([BARLOW W. H. RAE, 1999](#)).

Reynolds

O número de Reynolds é fisicamente uma medida da razão entre forças inerciais e forças viscosas em um escoamento sendo um dos principais parâmetros na dinâmica de fluidos ([ANDERSON, 2016](#)).

$$Re = \frac{\rho_{\infty} V_{\infty} c}{\mu_{\infty}} \quad (2.1)$$

De acordo com ([WHITE, 2017](#)), temos:

$0 < Re < 1$: movimento laminar altamente viscoso

$1 < Re < 100$: laminar, com alta dependência de Re

$100 < Re < 10^3$: laminar, com teoria da camada limite útil

$10^3 < Re < 10^4$: transição para a turbulência

$10^4 < Re < 10^6$: turbulento, moderada dependência de Re

$10^6 < Re < \infty$: turbulento, ligeira dependência de Re

Mach

O número de Mach é a razão da velocidade do escoamento pela velocidade do som ([ANDERSON, 2016](#)).

$$M = \frac{V_{\infty}}{a_{\infty}} \quad (2.2)$$

Agora, desejando executar uma série de testes de túnel de vento para um determinado corpo em um determinado ângulo de ataque, precisamos apenas variar os números de Reynolds e Mach para obter dados para a formulação direta de sustentação e arrasto apresentados a seguir:

$$C_L = f(Re, M_{\infty}, \alpha) \quad (2.3)$$

$$C_D = f(Re, M_\infty, \alpha) \quad (2.4)$$

Grande parte da aerodinâmica teórica e experimental está focada na obtenção de expressões explícitas para as Eqs. 2.3 e 2.4 para formas específicas do corpo (ANDERSON, 2016).

Forças aerodinâmicas

O estudo das forças aerodinâmicas se mostram muito importante para esse trabalho, uma vez que elas são adquiridas nos ensaios. Essas forças são devidas a duas fontes básicas, sendo elas a distribuição de pressão e distribuição de tensão de cisalhamento sobre a superfície de um corpo.

Independente da complexabilidade da geometria do corpo, as forças aerodinâmicas com os momentos no corpo são sempre consequentes das duas fontes básicas citadas anteriormente. Tanto a pressão p quanto a tensão de cisalhamento τ possuem dimensões de força por unidade de área, sendo que p atua como normal a superfície, e τ age tangencialmente a superfície, como pode ser observado na Fig. 5 (ANDERSON, 2016).

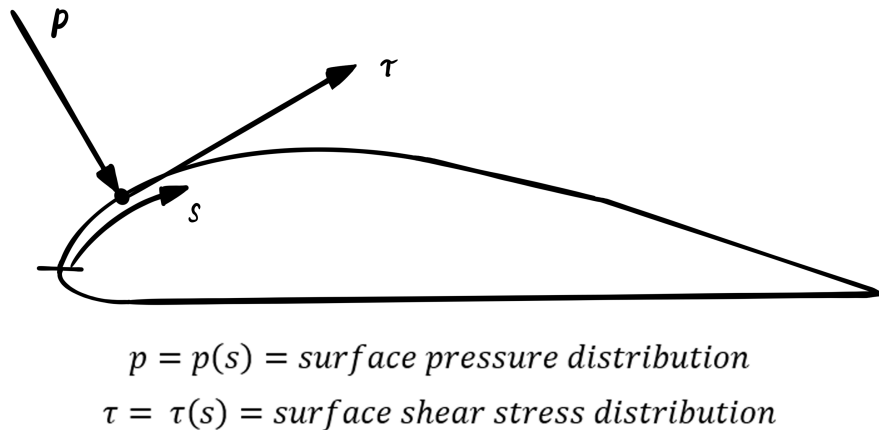


Figura 5 – Pressão e tensão de cisalhamento em uma superfície aerodinâmica (Anderson (2016), adaptado).

Com as fontes básicas integradas ao longo de uma superfície do corpo, obtemos as resultantes de força R e momento M . Quando levamos em consideração R relacionado com a velocidade em escoamento livre V_∞ , podemos obter a sustentação e o arrasto, como apresentado na Fig. 6:

$$L \equiv \text{sustentação} \equiv \text{Componente } R \text{ perpendicular a } V_\infty$$

$$D \equiv \text{arrasto} \equiv \text{Componente } R \text{ paralelo a } V_\infty$$

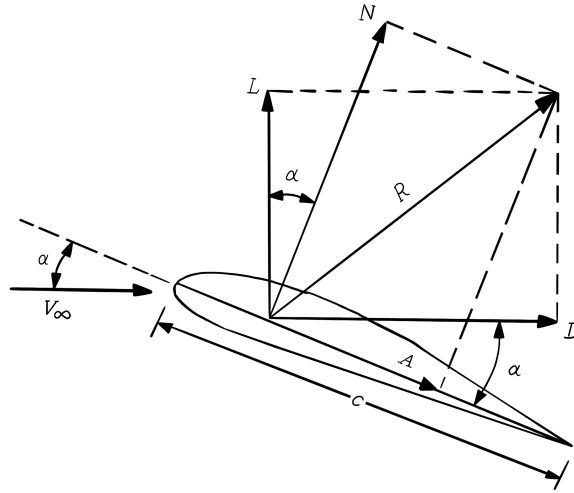


Figura 6 – Forças aerodinâmicas resultantes (Anderson (2016), adaptado).

Pela utilização da corda do perfil c , sendo ela a distância do bordo de fuga ao bordo de ataque do perfil, pode-se fazer relações com a componente R , afim de obter a força normal e axial a superfície (ANDERSON, 2016):

$$N \equiv \text{força normal} \equiv \text{Componente } R \text{ perpendicular a } c$$

$$A \equiv \text{força axial} \equiv \text{Componente } R \text{ paralelo a } c$$

O ângulo de ataque α é definido como o ângulo entre c e V_∞ . Sendo também um ângulo entre L e N e entre D e A :

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2.5)$$

$$D = N \sin \alpha - A \cos \alpha \quad (2.6)$$

Uma vez que as forças são obtidas, pode-se calcular os coeficientes, levando em consideração S como a área do modelo e q_∞ como a pressão dinâmica, sendo a pressão apresentada na Eq. 2.7.

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2.7)$$

Onde ρ_∞ é a densidade em escoamento livre.

Assim os coeficientes adimensionais podem ser apresentados como:

$$C_L \equiv \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.8)$$

$$C_D \equiv \frac{D}{q_\infty S} \quad (2.9)$$

Onde C_L é o coeficiente de sustentação e C_D é o coeficiente de arrasto.

Para o arrasto em asa finita podemos em geral dividi-lo em:

- **Arrasto induzido:** é uma consequência da presença dos vórtices da ponta da asa, que por sua vez são produzidos pela diferença de pressão entre as superfícies inferior e superior da asa. O arrasto induzido é frequentemente chamado de arrasto devido ao sustentação (ANDERSON, 2016);
- **Arrasto de fricção:** devido à tensão de cisalhamento atuando na superfície (ANDERSON, 2016);
- **Arrasto de pressão:** devido à separação do escoamento, às vezes chamada de arrasto de forma (ANDERSON, 2016);

No que diz respeito a arrasto gerado por imperfeições na superfície, podemos dizer que a influência das imperfeições da superfície (rugosidade, protuberâncias, furos e folgas) sobre o arrasto é dupla. Primeiro, a camada limite pode ser forçada a ficar turbulenta à frente do ponto de transição, como em condições suaves. Segundo, dependendo do tamanho e da forma, qualquer obstáculo na superfície apresenta um arrasto próprio (SIGHARD, 1965).

A partir do momento que tem-se os valores de C_L e C_D é possível obter a polar de arrasto, parâmetro esse utilizado para definir a eficiência de uma asa. Atualmente a indústria utiliza dos valores da polar para obter melhores valores de consumo de combustível em um projeto de aeronave (SADRAEY, 2013).

Tipos de Escoamento

Quando tratamos de escoamentos na aerodinâmica, podemos dividi-los como mostrado na Fig. 7. Sendo que quando falamos de fluido viscoso, referimos aos efeitos de viscosidade que proporcionam fricção com transferência de velocidade cisalhante entre camadas de fluido. No caso de fluido não viscoso, os efeitos são desprezados, sendo usado para algumas análises teóricas (ANDERSON, 2016).

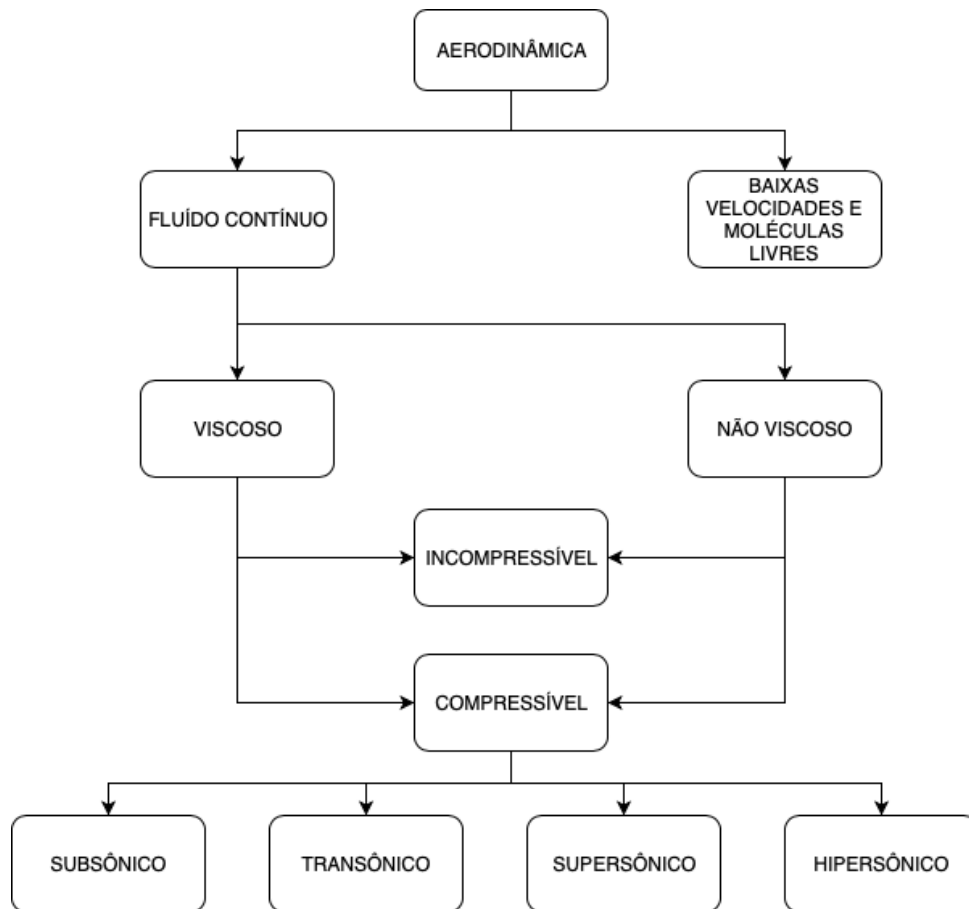


Figura 7 – Diagrama de escoamentos (Anderson (2016), adaptado).

Para compressibilidade, temos escoamentos compressíveis e incompressíveis como vistos na Fig. 7. Para escoamentos compressíveis, temos a variação de densidade. Já para escoamentos incompressíveis, considera-se a densidade constante, isso para valores de $mach \approx 0,3$ (ANDERSON, 2016).

Tais relações são muito importantes quando partimos para análises de camada limite, a qual se caracteriza por uma região viscosa fina adjacente ao corpo que sofre o efeito da camada (ANDERSON, 2016). A camada limite pode apresentar comportamento laminar, ao qual é caracterizado por ser suave e comportado, ou pode possuir comportamento turbulento, que possui características de escoamento randômico e aleatório (WHITE, 2017).

Camada Limite

Devido à viscosidade, o ar ou a água em contato com a superfície do corpo tem a mesma velocidade que a superfície do corpo. Há uma região de gradiente geralmente de alta velocidade que é tipicamente pequena em extensão em relação às dimensões do corpo sobre as quais a velocidade do ar transita da velocidade do corpo para essencialmente "escoamento livre" ou mais precisamente a uma velocidade que existiria em um escoamento

potencial em torno de um corpo semelhante ao corpo real sobre as partes onde não há separação, como visto na Fig. 8. A região na qual essa mudança de velocidade ocorre é chamada de camada limite e os gradientes de velocidade na camada limite determinam em grande parte se o arrasto de um corpo é x ou $10x$ (BARLOW W. H. RAE, 1999).

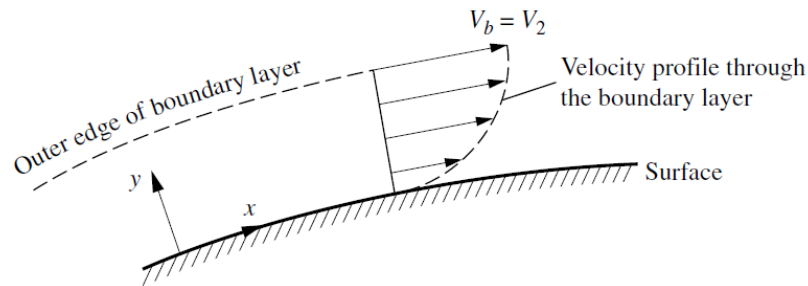


Figura 8 – Perfil de velocidade na camada limite (ANDERSON, 2016).

Similaridade

A similaridade é a teoria e arte de prever a performance de um protótipo através de observações do modelo de teste. Sendo necessário obedecer algumas condições:

1. Similaridade geométrica

- Os corpos são geometricamente similares para ambos os escoamentos.
- Os parâmetros de similaridade são os mesmos para os dois escoamentos.

2. Similaridade cinemática

- A velocidade em um ponto correspondente nos dois escoamentos, possuem a mesma direção e são relacionados por um fator de escala na sua magnitude.
- Os regimes de escoamento devem ser os mesmos;

3. Similaridade dinâmica

- Em pontos correspondentes no escoamento, forças idênticas são paralelas e são relacionadas por um fator de escala.

Os parâmetros mais estudados são Re e M_∞ , sendo aplicados para diversos problemas. Pode-se dizer que escoamentos sobre corpos geometricamente similares no mesmo número de Mach e Reynolds são dinamicamente similares (ANDERSON, 2016).

De acordo com (BARLOW W. H. RAE, 1999), os testes de uma asa devem ser executados com o maior número de Reynolds possível para ser similar as condições de voo real. A realização de um teste em alto número de Reynolds é limitada pelo tamanho do

túnel e pelo tamanho da aeronave. Como regra geral, a envergadura do modelo deve ser menor que 80% da largura do túnel, assim como elucidado por (BARLOW W. H. RAE, 1999). Essa restrição na envergadura determina a escala máxima do modelo. A relação de aspecto da asa determinará a corda do modelo. O número de Reynolds pode ser aumentado amplificando a velocidade do teste, mas a velocidade do teste pode ser limitada tanto pelos limites de carga de balanceamento quanto pelo fato de a inclinação da curva de sustentação ser uma função do número de Mach. Como uma primeira aproximação usando a correção de Prandtl-Glauert para um aumento bidimensional da inclinação da curva de sustentação, temos a Eq. 2.10:

$$a_0 = \frac{a_{0,M=0}}{\sqrt{1 - M^2}} \quad (2.10)$$

Um teste com número de Mach de 0,2 produzirá uma mudança na inclinação da curva de sustentação de 2%. Portanto, os testes em que a sustentação máxima é desejada devem ser executados em velocidades próximas à velocidade de decolagem ou pouso em escala total.

2.2 Turbulência

Variações entre os resultados de testes feitos em diferentes túneis de vento com o mesmo número de Reynolds e entre testes feitos em túneis de vento e em vôo indicaram que alguma correção foi necessária para o efeito da turbulência que existe nos túneis. Argumenta-se que esta turbulência faz com que padrões de escoamento no túnel sejam similares ao padrão de escoamento em ar livre com um número maior de Reynolds. Portanto, o número de Reynolds do teste de túnel poderia ser considerado um "número de Reynolds efetivo" mais alto (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Se o túnel tem turbulência excessiva, o modelo pode ter uma transição prematura do escoamento laminar para turbulento, o que pode ser crítico para os aerofólios de escoamento laminar. No entanto, os modelos de baixa velocidade geralmente são equipados com tiras de desarme que fixam o ponto de transição no modelo e podem reduzir a necessidade de turbulência extremamente baixa. A necessidade de baixa turbulência na seção de teste não é tão severa para túneis pequenos utilizados por estudantes quanto seria para túneis maiores que são usados para testes de pesquisa e desenvolvimento (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Em 1965, no nobel da física, Richard Feynman disse que “A turbulência é o fenômeno mais importante da física clássica ainda não resolvido. Grande parte dos escoamentos que ocorrem na natureza e em aplicações de engenharia são turbulentos. Toda região próxima a jusante de um corpo em movimento em um meio fluido é turbulenta, como aviões e carros, etc. A camada limite atmosférica é turbulenta, bem como o movimento das nuvens. As correntes marítimas também são turbulentas (TENNEKES, 1972).

Mesmo com vários estudos ao longo da história, não existe uma definição exata sobre a natureza do escoamento turbulento. Assim, é aconselhável identificar a turbulência em escoamentos fluidos mediante suas características quando o fenômeno decorre em um escoamento (OLIVEIRA, 2016).

- **Irregularidade:** Característica relacionada a uma desorganização do escoamento turbulento. Essa particularidade apresenta uma enorme dificuldade no ponto de vista matemático, uma vez que que dificuldade de deduzir modelos matemáticos que examinem com exatidão as propriedades turbulentas aumentam radicalmente (OLIVEIRA, 2016).
- **Difusividade:** A energia térmica, quantidade de movimento e difusão de massa são mais significativas no regime turbulento. Um processo que ocorre devido a ação das flutuações de velocidade. Com ela tem-se a geração de altos gradientes de potenciais associados, acelerando a difusão molecular (OLIVEIRA, 2016).
- **Múltiplas Escalas:** Uma singularidade de um escoamento turbulento é a multiplicidade de escalas. Assim, cada instabilidade dentro do escoamento é constituída de outras instabilidades, cujo comprimento de onda é menor que os primeiras (OLIVEIRA, 2016).
- **Rotacionalidade e Tridimensionalidade:** A turbulência é um fenômeno rotacional, conseqüentemente tridimensional. O estudo da dinâmica da vorticidade é essencial para a descrição da turbulência. O estiramento dos tubos de vórtice é o mecanismo essencial para a manutenção da turbulência (CINTRA, 2017).

Atualmente existem três metodologias principais no estudo da turbulência.

- **Análise dimensional:** A análise dimensional mostra-se como uma das ferramentas mais utilizadas no estudo de escoamentos turbulentos. Com ela é possível relacionar características da física dos turbulentos com variáveis independentes ou parâmetros.
- **Invariância assintótica:** Esta abordagem explora as propriedades dos escoamentos turbulentos em condições assintóticas. Considerando altos números de Reynolds, algumas características podem ser inferidas quando este tende ao infinito. É compreensível que na proporção que o Reynolds tende ao infinito, a morfologia do escoamento se torna independente da viscosidade. A equação de Euler pode ser interpretada com esta abordagem na sua derivação da equação de Navier Stokes.
- **Invariância localizada:** Associada, porém distinta da invariância assintótica, a invariância localizada introduz o conceito de que as propriedades dinâmicas do escoamento dependem somente de sua vizinhança próxima. As escalas de comprimento e tempo podem variar de uma forma suave a jusante do escoamento. Entretanto, se as escalas de tempo forem pequenas o suficiente para permitir se ajustarem a estas variações, é possível assumir que a turbulência é dinamicamente similar em todos os pontos a jusante, quando adimensionalizada pelas escalas locais de comprimento e tempo. (CINTRA, 2017, p.13-14)

2.2.1 Descrição estatística da turbulência

Média estatística

Para adquirir médias estatísticas, é necessário uma grande quantidade de ensaios para obter uma média (CINTRA, 2017). A média é definido na Eq. 2.11.

$$\bar{u}(x_0, t_0) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N u_i \quad (2.11)$$

Média temporal

A média temporal exige variáveis estatísticas estacionárias. Para um ensaio em túnel de vento, em velocidade constante, é indiferente se os dados foram obtidos com 60 segundos ou 30 segundos, espera-se que os dados obtidos sejam idênticos dentro do erro experimental. A média temporal pode ser aplicada quando o escoamento turbulento médio não se altera com o tempo (CINTRA, 2017).

$$\bar{u}(x_0, t_0) = \frac{1}{t} \int_0^t u dt \quad (2.12)$$

Média espacial

Quando o escoamento é homogêneo, podemos utilizar a média espacial $\bar{u}(x_0, t_0) = \bar{u}(x, t_0)$ (CINTRA, 2017).

$$\bar{u}(x, t_0) = \frac{1}{x} \int_0^x u dx \quad (2.13)$$

Função densidade de probabilidade

A função densidade probabilidade $B(u)$ é dita como a probabilidade de encontrar a variável aleatória $u(t)$ entre u e $u + \Delta u$, apresentando a mesma proporção de tempo gasto dentro desse intervalo pela variável u (CINTRA, 2017).

Com a função densidade probabilidade é factível efetuar interpretações sobre a morfologia das flutuações e como elas se arranjam em torno de seus valores médios. Os valores médios da inúmeras potências de u^n são chamados de momentos centrados, sendo que o primeiro momento, onde $n = 1$ é a própria média temporal (CINTRA, 2017).

$$\bar{u} = \int_{-\infty}^{\infty} u^n B(u) du \quad (2.14)$$

Variância temporal

A variância é o segundo momento centrado.

$$\sigma_x^2 = \bar{u'^2} = \int_{-\infty}^{\infty} u'^2 B(u') du' \quad (2.15)$$

$$\sigma_x^2 = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (u'_i)^2 \quad (2.16)$$

Desvio Padrão

Quando aplica-se raiz quadrada na variância, obtemos o desvio padrão, que também pode ser caracterizado como amplitude *rms* (*root mean square*).

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (u'_i)^2} \quad (2.17)$$

Intensidade de turbulência

A intensidade de turbulência é um indicador do grau de intensidade das flutuação ao redor da velocidade média. A intensidade é adimensionalizada pela velocidade média na direção do escoamento \bar{u} (CINTRA, 2017).

$$I = \frac{\sigma}{\bar{u}} \quad (2.18)$$

2.3 Correções de túnel de vento

Efeito de Escala

Todas as discrepâncias que surgem devido ao uso de modelos de teste para coleta de dados experimentais em vez de modelos reais podem ser consideradas apropriadamente como "efeito de escala". No entanto, o uso comum do termo efeito de escala refere-se as diferenças que surgem quando os parâmetros adimensionais da dinâmica de fluido, principalmente Reynolds para escoamentos de baixa velocidade, não são os mesmos nos experimentos e nas operações reais. A maioria dos protótipos de teste tem algumas diferenças geométricas em comparação com os protótipos operacionais reais. Diferenças decorrentes dessas diferenças geométricas típicas são simplesmente referidas como efeitos geométricos. No caso de experimentos aerodinâmicos de automóveis, alguns dos maiores problemas surgem do fato de que os protótipos de teste são comumente diferentes em detalhes geométricos dos veículos reais (BARLOW W. H. RAE, 1999).

A compreensão dos efeitos de escala é essencialmente o entendimento de propriedades e comportamento da camada limite, uma vez que são afetados por diferenças no modelo e em protótipos de escala completa. As inúmeras propriedades das camadas limite são muito importantes na determinação dos efeitos de escala. Os aspectos críticos estão localizados nas faixas de transição de regimes de escoamento laminar e turbulento e onde ocorre a separação (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Buoyancy

A maioria dos túneis de vento com seção de teste contraída possuem variação de pressão estática da seção de teste, ocasionando um espessamento da camada limite à medida que progride em direção ao cone de saída. Uma maneira utilizada para minimizar o efeito é com uma expansão modesta da seção de teste. Usualmente a pressão é menor quando se aproxima da saída do cone, fazendo com que o modelo testado seja puxado a jusante (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Solid Blockage

A presença das paredes do túnel de vento de seção de teste fechada confinando o escoamento em torno de um modelo reduz a área pela qual o ar deve fluir em comparação com as condições de ar livre e, portanto, pela continuidade e pela equação de Bernoulli, aumenta a velocidade do ar que flui nas proximidades do modelo. Este aumento de velocidade, que é aproximado como constante em relação ao modelo para tamanhos de modelos habituais, é chamado de bloqueio sólido. Seu efeito é em função do tamanho do modelo e é independente da curvatura. O incremento da velocidade de *solid blockage* no modelo é muito menor (cerca de um quarto) do que o incremento obtido com a redução direta da área, uma vez que são as linhas de corrente distantes do modelo que são mais deslocados (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Wake Blockage

Qualquer modelo em escala testado em um túnel de vento sempre tem uma esteira atrás dela, que é basicamente devido ao desprendimento da camada limite do modelo. O bloqueio de esteira também cria um aumento da pressão dinâmica no modelo (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Ângulo de escoamento no túnel

Refere-se pela alteração da curvatura das linhas de corrente do escoamento com relação ao modelo. Para uma asa, o coeficiente de momento, sustentação e ângulo de ataque são maiores em um túnel fechado (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Efeito de Parede

Antigamente muitos ensaios feitos em túneis de vento de seção aberta sofreram com resultados pessimistas. O arrasto mínimo medido e a taxa de mudança de arrasto com sustentação eram muito grandes. O efeito mínimo de arrasto foi em grande parte devido aos números muito baixos de Reynolds encontrados nos túneis subsônicos, mas os outros

efeitos foram devidos aos limites do túnel. A descoberta de uma maneira de representar matematicamente as paredes para alguns casos significativos permitiu o cálculo de seus efeitos (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Considerando as linhas de corrente de ar livre causadas por um par de vórtices à direita, como os que são feitos por uma asa uniformemente carregada Fig. 9. Essas linhas de corrente se estendem ao infinito no ar livre, mas quando a asa é confinada em um duto redondo, elas ficam contidas. O problema torna-se o de encontrar o dispositivo matemático que irá simular as paredes, fazendo uma linha de corrente que coincida com as paredes. Se deixarmos a asa ser pequena em relação ao tamanho do túnel, o problema se tornará o mais simples de todos os problemas de fronteira (BARLOW W. H. RAE, 1999).

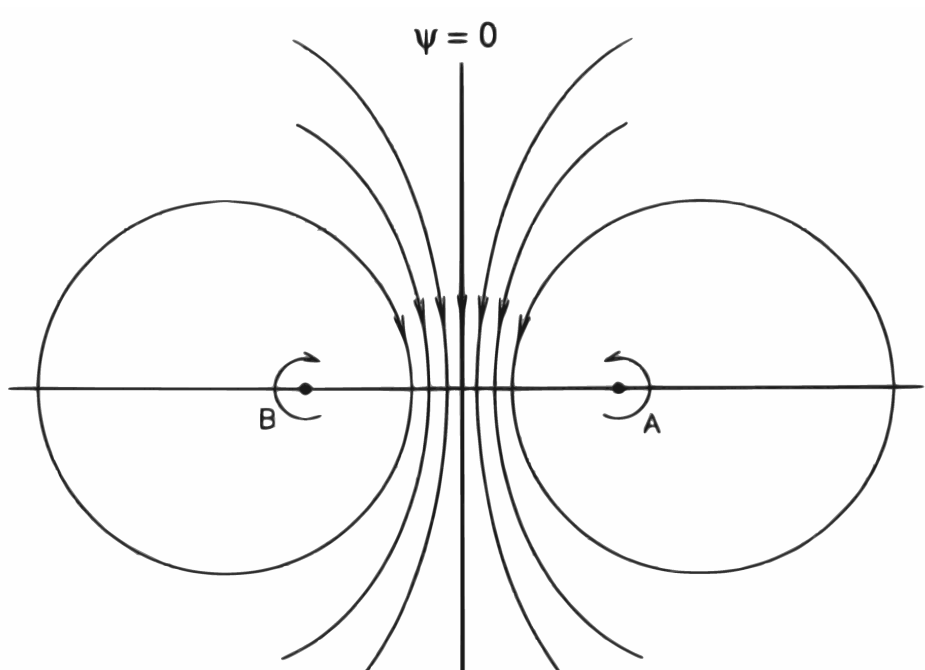


Figura 9 – Campo de fluxo de vórtices à direita (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Suportagem

Efeito causado pela influência da suportagem exposta ao escoamento do túnel, causando alteração nos dados obtidos. Atualmente são usadas suportagens em regiões de menor influência, como posicionando atrás do modelo como pode ser visto na Fig. 10 (SORBILLI, 2018).



Figura 10 – Ensaio do modelo KC390 no DNW *German-Dutch Wind Tunnels* (NLR, 2013).

Simetria de Modelo de Teste

O principal objetivo em usar modelos refletidos é com o intuito de realizar teste com modelos maiores e com Reynolds maiores. Por sua vez, o modelo maior pode exigir atenção especial às correções de parede. Outro efeito é que o plano de reflexão "reflete" e sob algumas condições (por exemplo, aileron para baixo, para o qual a situação normal seria anti-simétrica), a reflexão não é uma condição exatamente desejada (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Os ensaios que utilizam o método de reflexão são divididos em quatro classes (BARLOW W. H. RAE, 1999):

1. Modelos simétricos pequenos, como caudas horizontais;
2. Modelos assimétricos pequenos, como painéis de ailerons;
3. Modelos de cauda vertical pequenos, onde a reflexão não é desejada;
4. Modelos de aviões maiores de todos os tipos;

Com relação mais especificamente aos modelos simétricos pequenos, os dados obtidos podem ser tratados usando as análises de bloqueio e efeito de parede considerando que o teste foi feito em um modelo inteiro. Normalmente, obtêm-se uma inclinação da curva de sustentação um pouco abaixo da desejada e um arrasto induzido um pouco maior. Quando a área do painel e MAC são usados, os dados finais são diretamente aplicáveis ao avião se a divisão estiver ao longo do plano de simetria com uma quantidade adicional

de envergadura para permitir a espessura de deslocamento da camada limite (BARLOW W. H. RAE, 1999).

2.4 Instrumentação para túnel de vento

2.4.1 Tubo de Pitot

Um tubo pitot é usado para medir a pressão total. A forma do tubo afeta sua sensibilidade ao escoamento inclinado ao eixo do tubo (BARLOW W. H. RAE, 1999).

Um tubo de pitot estático padrão é apresentado na Fig. 11 . O orifício em A detecta a pressão total $p + \frac{1}{2}\rho V^2$ e os orifícios em B detectam a pressão estática. Se as pressões dos dois orifícios estiverem conectadas através de um manômetro ou transdutor de pressão, a pressão diferencial será de aproximadamente $\frac{1}{2}\rho V^2$, a partir da qual a velocidade pode ser calculada desde que a densidade esteja disponível. A densidade pode ser calculada a partir da equação de estado com base na medição de temperatura e na medição de pressão estática (BARLOW W. H. RAE, 1999).

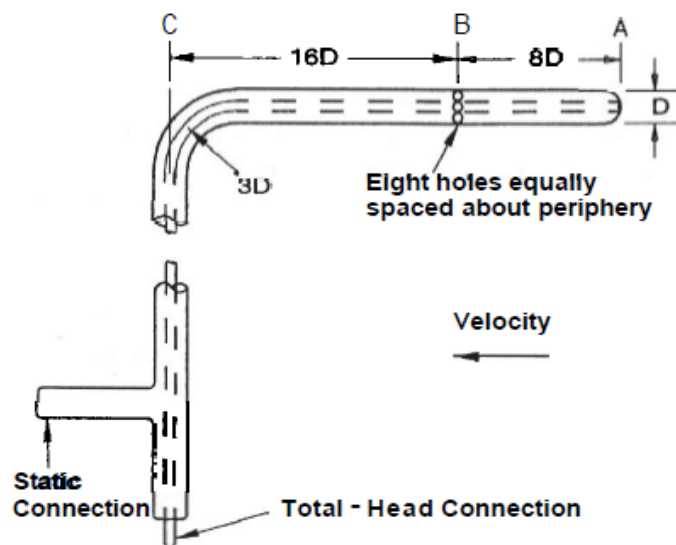


Figura 11 – Tubo de Pitot estático padrão (BARLOW W. H. RAE, 1999).

O tubo de pitot é fácil de construir, mas tem alguns erros inerentes. Se a devida tolerância for feita para esses erros, uma determinação da pressão dinâmica em cerca de 0,1 % é possível (BARLOW W. H. RAE, 1999).

2.4.2 Célula de carga

Célula de carga é descrita como um transdutor eletromecânico que converte uma solicitação mecânica em um sinal elétrico, posicionando o transdutor (*strain gage*) no local ou ponto onde é aplicada a força, mede-se sua intensidade através de um condicionador de sinais e um sistema de aquisição de dados (SCHÖN, 2016).

A extensometria elétrica por *Strain-Gages* utiliza como elemento sensível um fio resistivo que modifica uma variação de comprimento em variação de resistência elétrica. Os *gages* são basicamente constituídos de uma resistência elétrica fina, geralmente em forma de lâmina ou de um fio. Os *gages* são baseados na propriedade elétrica dos condutores que, quando submetidos a um alongamento ou a um encurtamento de seu comprimento, variam suas resistências elétricas proporcionalmente a esta solicitação (SCHÖN, 2016).

2.4.3 Sistemas de aquisição de dados

A aquisição de dados (DAQ) é caracterizada como o processo ao qual um fenômeno físico é transformado em um sinal elétrico proporcional e convertido em sinal digital, sendo o sinal processado, analisado e armazenado com a utilização de um computador (SERRANO C. J. O. P. J. ALCOBIA, 2004). O sistema de aquisição pode ser organizado como é apresentado na Fig. 12, nela é possível ver que o sistema da início com o fenômeno físico, seguindo para sensores e transdutores, passando para condicionamento de sinal, chegando ao aparelho de medição, finalizando no computador.



Figura 12 – Diagrama de um sistema de aquisição (Serrano C. J. O. P. J. Alcobia (2004)).

Sensores e Transdutores

Especificado como o elemento responsável pela ligação entre o fenômeno físico e o sistema de aquisição de dados. Na atualidade, existem transdutores para medições de diversas grandezas físicas, como medição de temperatura, pressão e tensões que são utilizadas como células de carga. Em todos eles, o sinal elétrico produzido é proporcional à quantidade física que se pretende medir de acordo com uma relação prévia estabelecida (SERRANO C. J. O. P. J. ALCOBIA, 2004).

Condicionamento de Sinal

Os sinais elétricos gerados pelos sensores e transdutores usualmente necessitam receber um tratamento para possibilitar a leitura correta através do equipamento de medição, particularmente para o conversor analógico-digital (A/D), que converte os sinais analógicos em códigos digitais que podem ser processados e armazenados pelos computadores. Ainda faz parte do condicionamento, o fornecimento de energia para que muitos transdutores possam operar (SERRANO C. J. O. P. J. ALCOBIA, 2004). O condicionamento pode ser observado na Fig. 13 .



Figura 13 – Exemplo de condicionamento: filtragem e amplificação(Serrano C. J. O. P. J. Alcobia (2004)).

Equipamento de medição

O equipamento de medição atua como a interface entre um computador e os sinais do mundo exterior. É o dispositivo que digitaliza sinais analógicos de entrada de forma que um computador possa interpretá-los. O equipamento de aquisição de dados existe em diversas plataformas provenientes de diversos fabricantes podendo dividir-se em placas de inserção que são ligadas diretamente no interior dos computadores e sistemas exteriores de comunicação. Podem possuir tanto entradas quanto saídas para sinais analógicos e digitais em diferentes capacidades (SERRANO C. J. O. P. J. ALCOBIA, 2004).

Software de medição

O equipamento de aquisição não funciona sem *software*, pois é o *software* que controla a operação do dispositivo. Além disso, é utilizado para processamento, visualização e armazenamento dos dados adquiridos. O *software* de medição normalmente é desenvolvido para ser executado em sistemas operacionais de computadores pessoais, devido a sua flexibilidade e baixo custo. Existem diversos tipos de softwares disponíveis para efetuar aquisição de dados, desde os específicos para determinadas aplicações a plataformas de desenvolvimento de aplicações de alto nível e baixo nível. O computador utilizado também pode ter influência no sistema de aquisição de dados, um desktop pode ser usado em um laboratório, por sua capacidade de processamento, um laptop pode ser usado em campo, por sua portabilidade, ou um computador industrial pode ser usado em uma fábrica, por sua robustez (SERRANO C. J. O. P. J. ALCOBIA, 2004).

Teorema da Amostragem de NYQUIST

O teorema de amostragem de Nyquist elucidava o vínculo entre a frequência do sinal medido e a taxa de amostragem. Esse teorema mostra que a taxa da amostragem f_{am} deve ser maior que o dobro da componente de maior frequência desejada na análise. Essa frequência é comumente conhecida como frequência de Nyquist (CINTRA, 2017).

Pode-se notar na Fig. 14 a influência da frequência de amostragem no que diz respeito da conversão do sinal analógico em digital acarretando perda de informação (CINTRA, 2017).

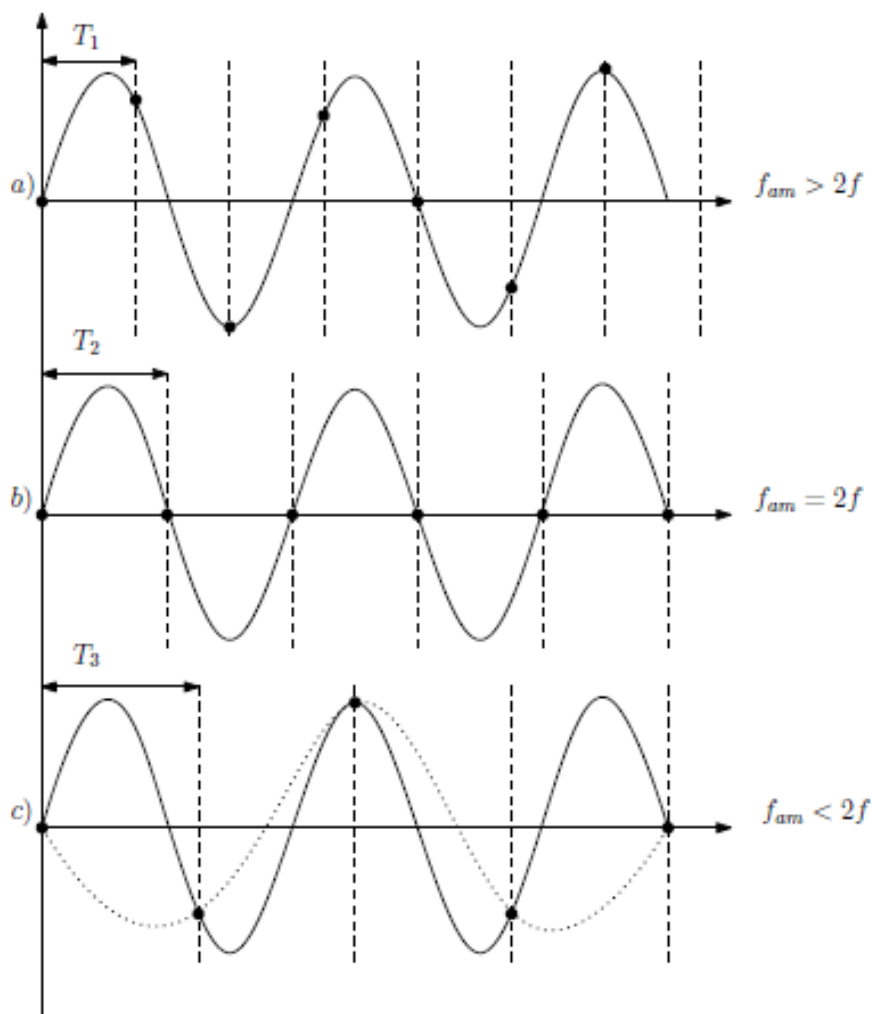


Figura 14 – Ondas senoidais a) com frequências de amostragem maior que o dobro da frequência do sinal, b) frequência de amostragem igual ao dobro da frequência do sinal, c) frequência de amostragem menor que o dobro da frequência do sinal. Linha pontilhada representa a condição de subamostragem (*Aliasing*) (CINTRA, 2017).

O sinal pode ser integralmente recuperado, a partir do uso de frequência de amostragem maiores que o dobro da frequência do sinal.

Parte III

Fundamentação Metodológica

3 Caracterização para o ensaio experimental

3.1 Túnel de vento da UnB

O presente trabalho utiliza-se do túnel de vento existente no Laboratório de Energia da Faculdade de Tecnologia da Universidade de Brasília (UnB). O túnel é caracterizado como subsônico de seção fechada, possuindo um ciclo aberto. A seção de teste apresenta dimensões de 1,2 m de altura, 2 m de comprimento e 1,2 m de largura. O ar espirado para seu interior fazendo-se uso de um motor WEG W22 de 10 HP. O fator de redução da seção de teste que pode ser observado na Fig. 15 é de 3,4:1,2. A velocidade de escoamento no interior do túnel pode variar entre 0 a 18 m/s, a intensidade de turbulência é de 1% e camada limite no interior da seção de teste com $8 \cdot 10^{-3}$ m.

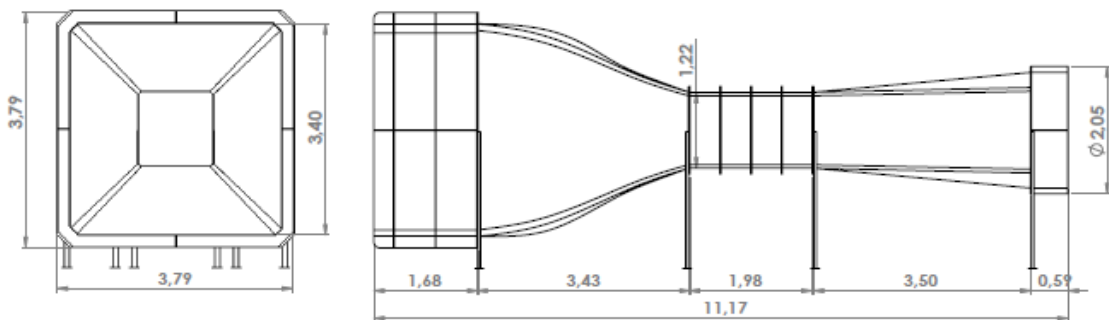


Figura 15 – Cotas do túnel de vento presente no Laboratório de Energia da Faculdade de Tecnologia da Universidade de Brasília (UnB) (MACÍAS, 216).

Para obter ensaios com resultados mais representativos, foi feita uma pesquisa acerca de análises no perfil de velocidade e intensidade de turbulência no túnel. O resultados encontrados foram obtidos com auxílio de anemômetros. De acordo com (Cintra (2017, p.58-59)), foi utilizado uma sonda unidimensional DISA 55R 62 como visto na Fig.16. A sonda possui um fio de tungstênio de $6 \mu\text{m}$ de diâmetro com um comprimento de 3 mm para medições de velocidade e uma bobina para medições de temperatura, acoplado em um anemômetro de temperatura constante Mini CTA 54T30 da DANTEC DYNAMICS. Os ensaios para medir a turbulência do túnel foram realizados de acordo com a altura da sessão de teste, dividindo ela em 20 pontos igualmente espaçados, possibilitando obter o perfil de velocidade e a intensidade de turbulência. Todos os dados foram obtidos em uma velocidade de 8 m/s. Os resultados encontrados apresentam um perfil de velocidade com



Figura 16 – Sonda Unidimensional DISA 55R 62 (CINTRA, 2017).

pouca variação, sendo a turbulência de 0,385%, como é apresentado nas Fig. 17 e Fig. 18

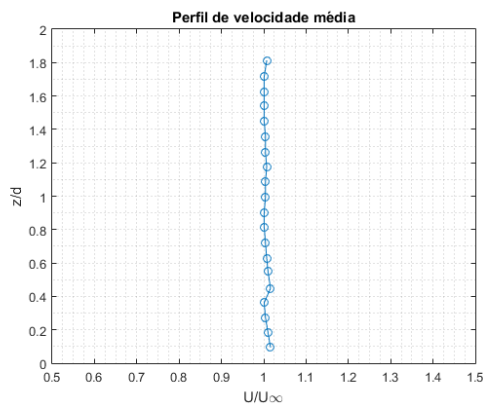


Figura 17 – Perfil de velocidade.

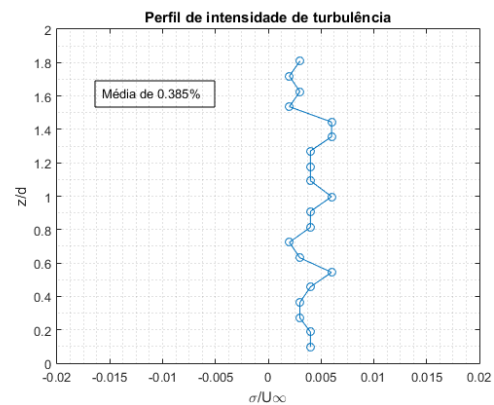


Figura 18 – Intensidade de turbulência.

3.2 Estudo analítico da asa

3.2.1 Modelo de asa

Neste trabalho é utilizado como base uma aeronave SAE da categoria micro. A aeronave apresenta uma configuração de asa retangular sem afilamento, com 2,5m de envergadura e 19,5 cm de corda. A velocidade de decolagem do modelo é de 14,8 m/s, com MTOW de 13,5 kg.

O perfil utilizado foi desenvolvido a partir do Selig 1223 (S1223), o princípio adotado para otimização foi o número de Reynolds que a aeronave trabalha. Nas Fig. 19 e 20 é possível visualizar o perfil S1223 e perfil desenvolvido para o avião SAE respectivamente.

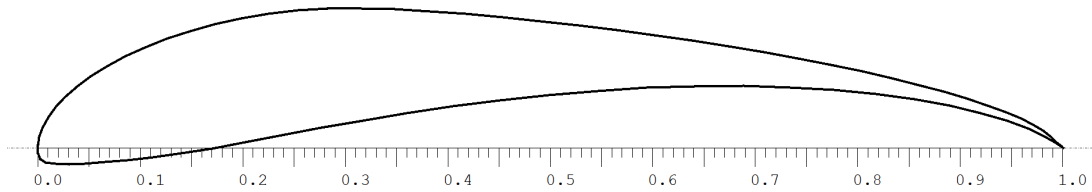


Figura 19 – Perfil Selig 1223.

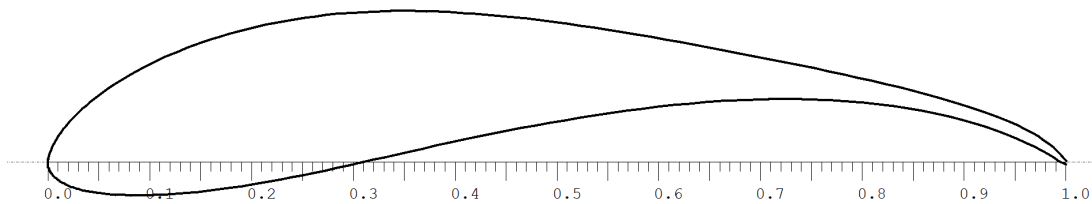


Figura 20 – Perfil da aeronave SAE MMT 15921-13.

Devido a limitação de dimensão da seção de teste do túnel de vento foi feito uma análise de escala na asa, com o intuito de mitigar os efeitos de parede nos ensaios. Assim, tendo como limite de envergadura 80% da altura da seção de teste, a elongação máxima possível foi de 96 cm, considerando meia seção de asa. Mantendo a razão de aspecto da asa, foi obtido uma corda de 15 cm, nas Fig. 21 e 22 é possível visualizar a asa original do modelo e asa escalada respectivamente.

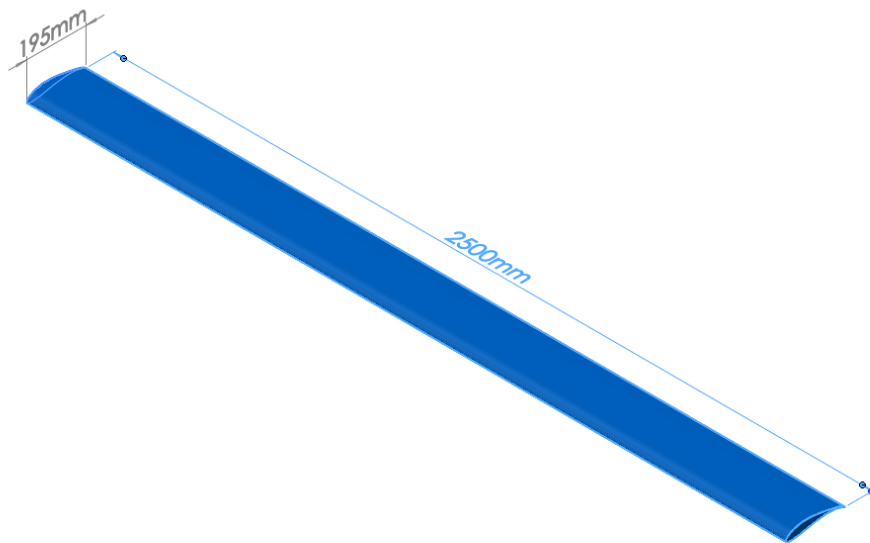


Figura 21 – Asa da aeronave.

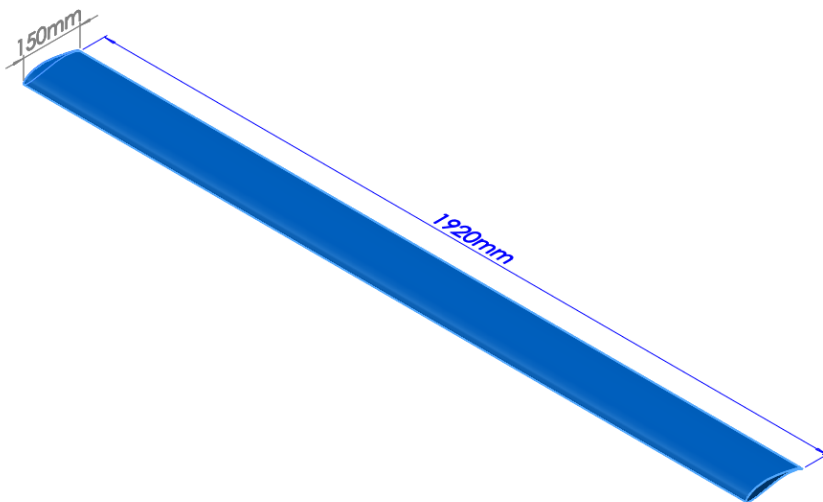


Figura 22 – Asa escalada.

Com o perfil e asa determinados, foram feitas análises aerodinâmicas, extraindo valores como C_L , C_D e C_M . As análises foram feitas utilizando o método dos painéis presente no XFLR5®. Com esses dados foi possível estimar os esforços na estrutura da bancada e resultados esperados nos ensaios a serem feitos no túnel de vento.

3.2.2 Linha sustentadora

Com o intuito de projetar a bancada, foi feito um estudo analítico para saber as forças que a estrutura deve resistir. Assim o método adotado foi da linha sustentadora, a

qual consegue apresentar a distribuição de sustentação em uma asa, utilizando-se de dados como a área da asa, dados do perfil, razão de aspecto, razão de afilamento e incidência da asa.

O primeiro passo é dividir meia seção de asa em N segmentos equidistantes Fig. 23. Com a divisão feita, usa-se os ângulos (θ) correspondentes de cada seção, sendo eles definidos como o ângulo entre o eixo horizontal e a intersecção entre a curva da linha de sustentação e o segmento de linha Fig. 24.

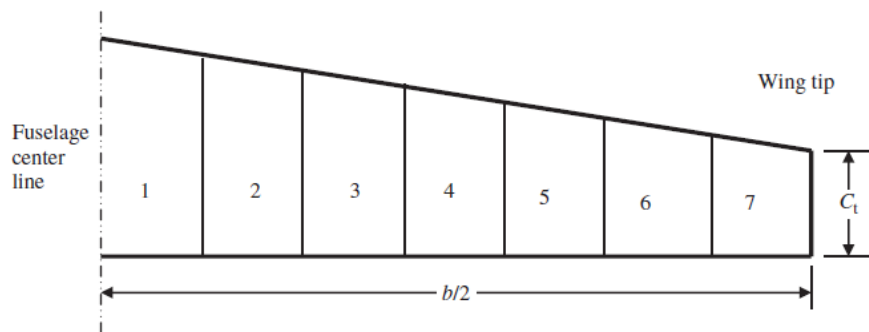


Figura 23 – Divisão da asa em segmentos (SADRAEY, 2013).

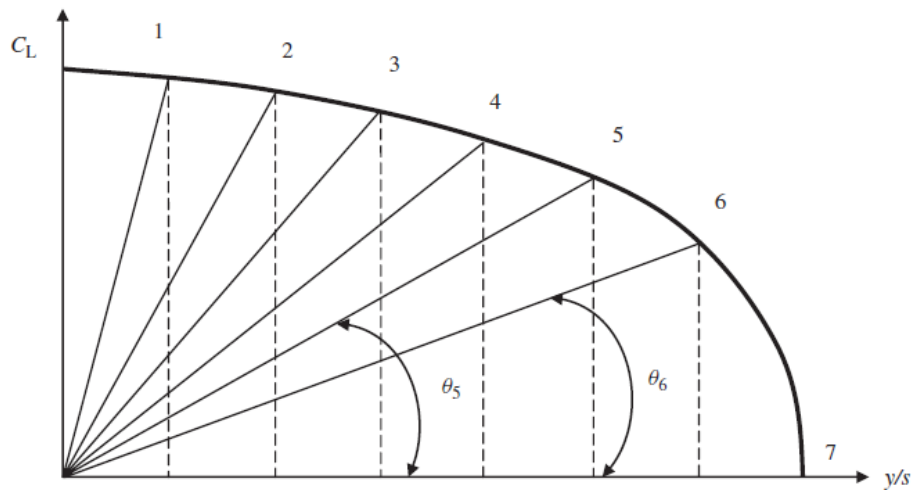


Figura 24 – Ângulos de cada segmento (SADRAEY, 2013).

Posteriormente utiliza-se a Eq.3.1 da linha de sustentação, para definir os coeficientes A_n .

$$\mu(\alpha_0 - \alpha) = \sum_{n=1}^N A_n \text{sen}(n\theta) \left(1 + \frac{\mu n}{\text{sen}(\theta)}\right) \quad (3.1)$$

- N: número de segmentos;

- α : ângulo de ataque de cada segmento;
- α_0 : ângulo de ataque de cada segmento para sustentação zero;

O parâmetro μ é definido na Eq.3.2:

$$\mu = \frac{\bar{C}_i \cdot C_{L\alpha}}{4b} \quad (3.2)$$

- \bar{C}_i : Corda aerodinâmica média de cada segmento;
- $C_{L\alpha}$: Inclinação da curva de sustentação em 1/rad;
- b : envergadura da asa;

Subsequentemente, com os coeficientes A_n , foi calculado o coeficiente de sustentação de cada segmento, seguindo a Eq. 3.3, que possibilita a visualização da distribuição de sustentação ao longo da asa. A fim de agilizar a utilização do método, utilizou-se o ambiente do MATLAB® e o código está presente no apêndice A.

$$C_{Li} = \frac{4b}{\bar{C}_i} \sum A_n \text{sen}(n\theta) \quad (3.3)$$

Com os valores de C_L e o fator de Oswald é possível determinar o arrasto induzido ($C_{D,i}$), assim como apresentado na Eq. 3.4

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi eAR} \quad (3.4)$$

3.3 Bancada

Estrutura da bancada

Com o modelo escolhido e análises feitas, é possível determinar a estrutura da bancada que receberá o modelo de teste. Com a distribuição de sustentação obtida na seção 3.2.2, é possível fazer uma análise numérica do eixo que sustentará a asa. O ambiente utilizado para o estudo é o APDL da ANSYS®, uma ferramenta que necessita de pouco esforço computacional.

A priori foi feita a utilização de um eixo vazado de aço inox, com 0,5" de diâmetro externo e 1,5 m de comprimento. Foi aplicado um apoio de 3º gênero na extremidade que estaria fixado o eixo, e como carga foi adicionado a distribuição de sustentação, o código utilizado pode ser observado no apêndice B. A configuração estudada pode ser observada na Fig. 25.

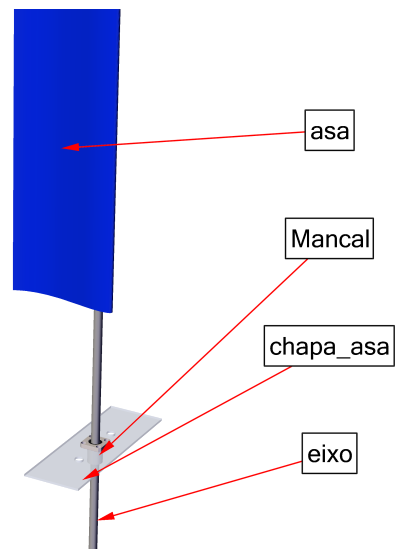


Figura 25 – Configuração de eixo da bancada.

Para determinação do chassi da estrutura levou-se em consideração os dados obtidos na simulação do eixo, influências de vibrações, resistência mecânica e facilidade de montagem. Assim, foi decidido utilizar alumínio estrutural com seção de 20x20 mm, esse tipo de alumínio possibilita adaptações rápidas e de custo-benefício bom. A estrutura idealizada esta apresentada na Fig. 26, vale salientar que a configuração de ensaio adotado foi na posição vertical, possibilitando um melhor aproveitamento da seção de teste, mitigando também os efeitos de suportagem.

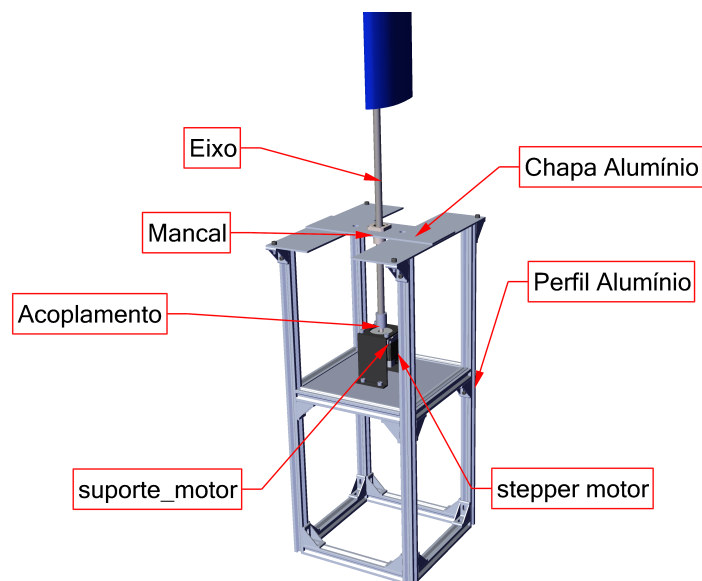


Figura 26 – Configuração da estrutura da bancada.

Automatização do ângulo de ataque

Um ponto importante para os ensaios é com relação aos ângulos de ataque da asa, sendo que a asa não poderá girar durante a realização do teste. Portanto, para possibilitar um giro preciso e segurando a asa na posição, foi utilizado um motor de passo NEMA 23 de 15 kgf.cm, motor o qual suporta o momento realizado pela asa. O aparato funciona com auxílio do *driver* de alta performance - DM322E, possibilitando micro passo com resolução de 1/80, ou seja, a cada revolução do motor são realizados 8000 passos. Todo sistema é alimentado por um fonte de 24 V com 2,5 A de corrente. O kit com motor de passo, *driver*, fonte e suporte podem ser observado na Fig. 27.



Figura 27 – Kit de automatização de giro do eixo (TECHMAKERS, 2019).

Para o funcionamento do sistema, fez-se o uso de um arduino Mega para aplicar o código de movimentação do motor, utilizando a estrutura do GRBL, um algoritmo livre que possibilita o controle de motores de passo. O GRBL foi instalado no arduino visando os comandos para o eixo Y, assim seguindo o datasheet do sistema foi feito o cabeamento do sistema, assim como apresentado na Fig. 28.

Vale salientar, que foi utilizado o Vcc de 5 V do arduino, com o intuito de energizar o optacoplador do DM322E, sendo ele responsável de alimentar os controles do *driver*. Com relação ao *ENABLE* do sistema, ele não foi utilizado, pois uma vez que ele não está

ativo é possível deixar as bobinas do motor sempre energizadas, ou seja, possibilitando o freio do sistema.

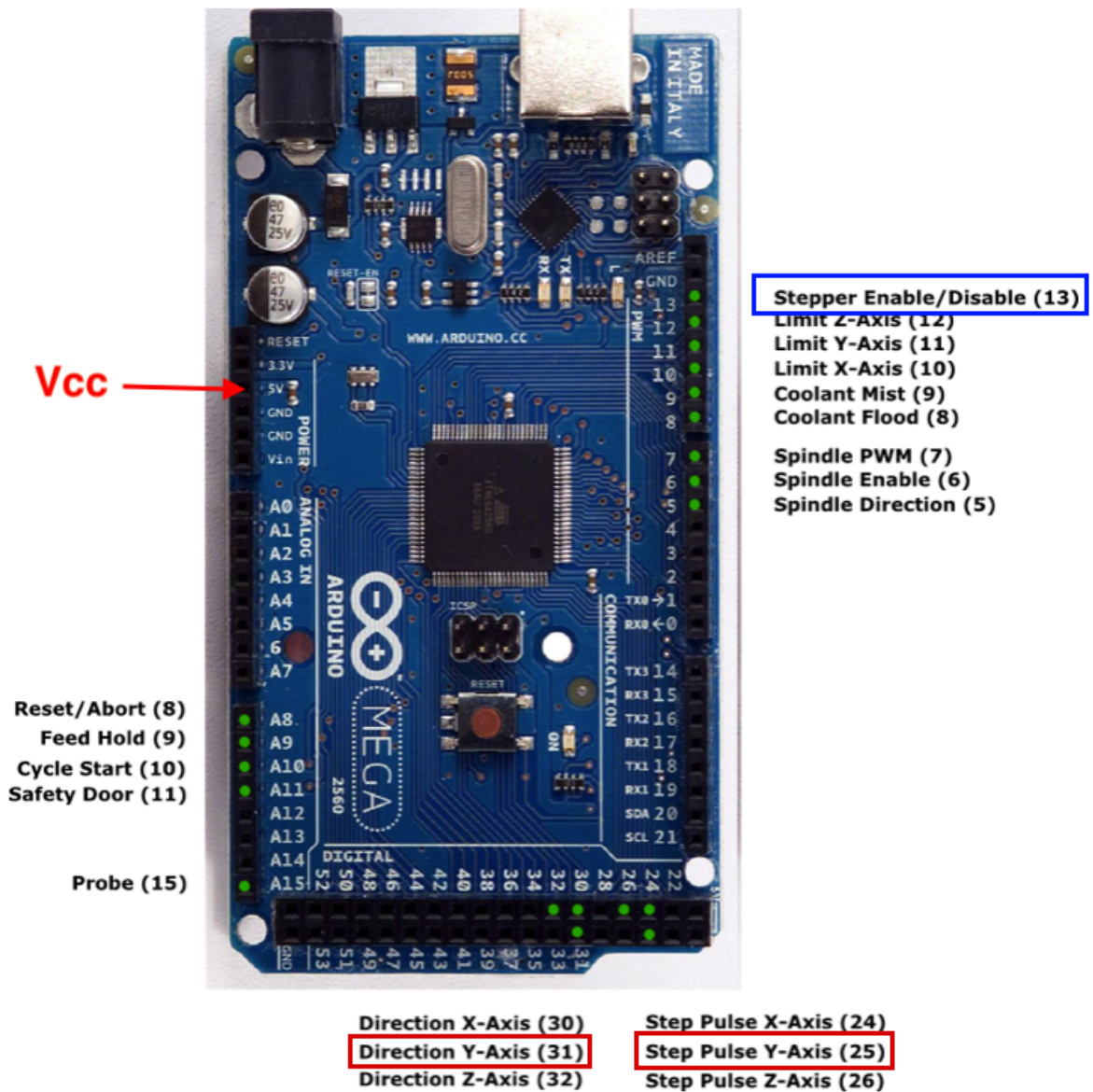


Figura 28 – Conexões do para GRBL (GNEA, 2014).

Um ponto interessante da interação do algoritmo com o *driver* é devido a possibilidade de mudança de resolução de passos, assim pode-se acelerar o movimento ou aumentar o torque do motor, assim como é visto na Fig. 29, o motor apresenta um valor de torque maior em baixas velocidades. No caso da bancada foi aplicado uma velocidade baixa aliada com a resolução de 1/80, visando um alto torque e uma precisão maior na movimentação.

GRÁFICO DE DESEMPENHO

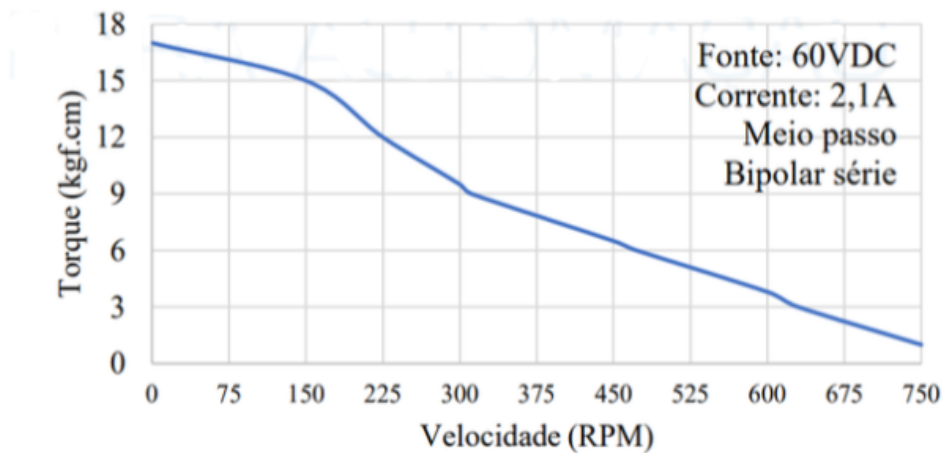


Figura 29 – Gráfico de desempenho Nema 23 (TECHMAKERS, 2019).

No que diz respeito ao controle do movimento, foi feita a utilização de leitores de GRBL, sendo ele o Candle® e o GcodeSender®, ambos os *softwares* livres que possibilitam com muita facilidade o controle do sistema. Para utilização deles foi necessário identificar a porta USB a qual o arduino estava conectado, assim como o valor da taxa de transmissão de 115200, como é indicado pelo GRBL. As interfaces dos sistemas são apresentadas nas Fig. 30 e 31.

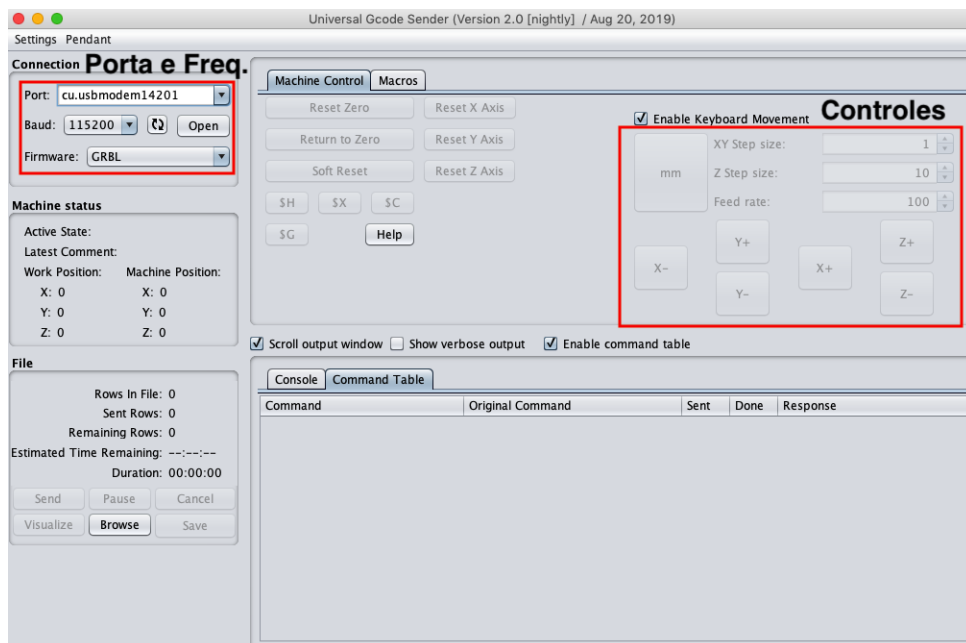


Figura 30 – Interface GcodeSender.



Figura 31 – Interface Candle.

Com o *driver* e arduino programados foi possível acoplar o sistema na bancada de forma que seja de fácil modificação e manutenção. Para as conexões do arduino foi utilizado *jumpers*^I e para conexões de energia foi utilizados cabos flexíveis de 1.5mm. A disposição de componentes e fios e apresentado na Fig. 32.

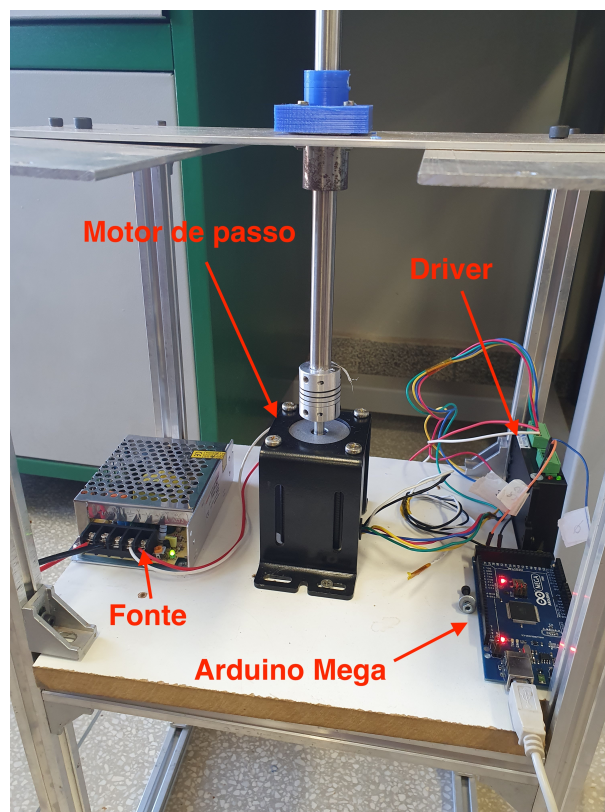


Figura 32 – Sistema de automatização instalado.

^I *Jumper* é um pequeno condutor utilizado para conectar dois pontos de um circuito eletrônico.

Aquisição do dados

Quanto a aquisição de dados, foi usada uma célula de carga do tipo viga, com capacidade de medição de até 20 kg, apresentando um erro total de $\pm 0,05\%$ da capacidade nominal. A célula de carga é acoplada a um sistema que utiliza um Arduino Uno e dois módulos de aquisição AD7705, dispositivo ao qual inclui todo condicionamento de sinais necessário para alimentar e medir os sensores. O módulo possibilita a comunicação entre a célula de carga e o Arduino, que por sua vez possibilita a visualização e arquivamento dos dados obtidos nos ensaios.

O esquemático do sistema é apresentado na Fig. 33, o qual apresenta como as células de carga são acopladas aos pinos da placa controladora, que possibilita aplicar a taxa de amostragem que o sistema trabalhará, obedecendo os limites do módulo de aquisição. Os dados adquiridos são salvos em um arquivo que pode ser utilizado com ferramenta de gerenciamento de planilha.

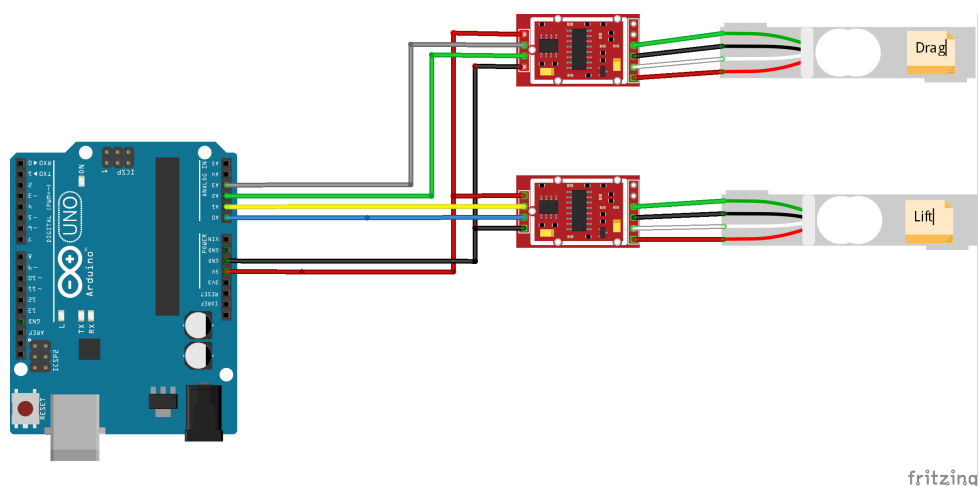


Figura 33 – Esquemático do sistema de aquisição de dados.

Modelo de teste

Os modelos de teste foram fabricados de duas maneiras, possibilitando no final do trabalho concluir qual método é mais eficiente e acessível, visto que o projeto almeja auxiliar trabalhos futuros da equipe de *aerodesign* da UnB, ou seja, uma solução mais simples e efetiva é desejada. Assim, foi proposto a fabricação da asa utilizando o método impressão 3D e o de laminação em fibra de vidro.

A construção da asa via impressão 3D, teve o uso do filamento de PLA devido suas facilidades com relação a impressões. Um ponto considerado durante o desenho da asa foi com relação as dimensões possíveis para impressão, pois a o equipamento disponível apresentava limites de 20x20x20 cm de dimensões de trabalho, sendo necessário o fracionamento da asa em seções iguais. No caso do modelo utilizado, foram feitas 7 divisões

de 13,72 cm de envergadura, criando juntamente um sistema de junção das seções como apresentado nas Fig. 34 e 35.

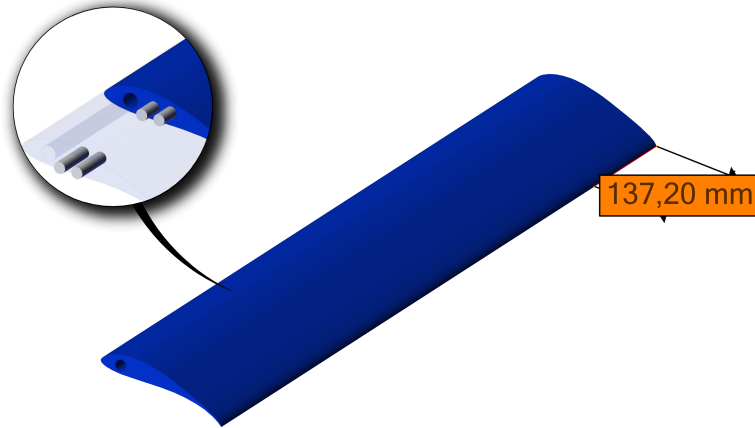


Figura 34 – Junções da asa impressa.

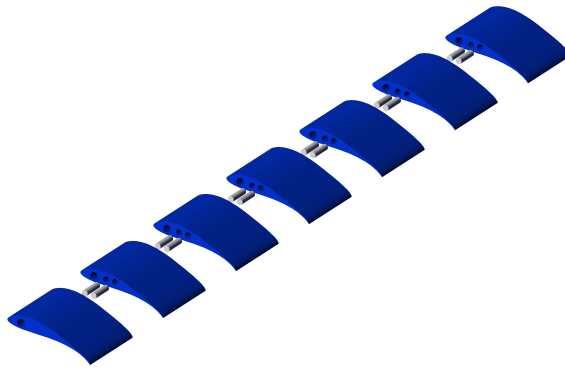


Figura 35 – Vista explodida da asa impressa.

Durante as impressões foi possível notar uma falta de qualidade na superfície das seções, imperfeição que poderia afetar os resultados finais no túnel de vento. A primeira proposta para melhorar a qualidade da impressão foi alterando os parâmetros de impressão, sendo eles a altura das camadas que passou de 0,2 mm para 0,1 mm, aplicação de mais camadas externas, mudando de 4 para 8 camadas e por fim foi reduzido a velocidade de impressão, fazendo de 65 mm/s para 50 mm/s, visando uma melhoria na qualidade da superfície da peça.

Para garantir uma boa resolução na seção, foi adotado alguns métodos de pós-impresão para PLA, no caso foram adotados técnicas de acabamento com lixa e aplicação de álcool isopropílico. No caso da lixa, foi utilizada a P180 como mostra a Fig. 36.

O álcool isopropílico 98% foi utilizado para corroer os ressaltos na impressão, uma vez que para o PLA pode ser adotado o álcool ou clorofórmio, sendo a primeira opção de mais fácil acesso. A solução utilizada pode ser visualizada na Fig. 37, sendo ela borrifada 7 vezes ao longo de todas as seções.

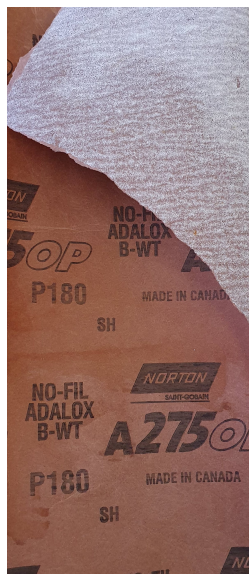


Figura 36 – Lixa P180.



Figura 37 – Álcool isopropílico.

Por fim foi adotado uma entelagem com papel adesivo, sendo ele responsável de cobrir qualquer mínima imperfeição que possa ainda existir na seção.

No caso da laminação, foi utilizado fibra vidro e depron, sendo o depron responsável pela forma da asa, servindo como molde para a laminação. O molde é feito utilizando fio quente para cortar o depron, obtendo o a geometria desejada em poucos minutos. Com o molde pronto é realizada aplicação da fibra de vidro junto com a resina de 24 horas. O processo de laminação leva em torno de 30 minutos para obter uma seção de 48 cm de envergadura, mas a cura da resina ainda leva 24 horas, gerando um processo de 24 horas e 30 minutos para fabricar cada seção.

O método não exige pós-tratamento de superfície, isso se a laminação for aplicada corretamente, não deixando bolhas de ar ao longo da fibra, problema o qual pode ser evitado utilizando uma espátula para expulsar o ar da fibra. Na Fig. 38 é apresentado a laminação de uma das seções do modelo.

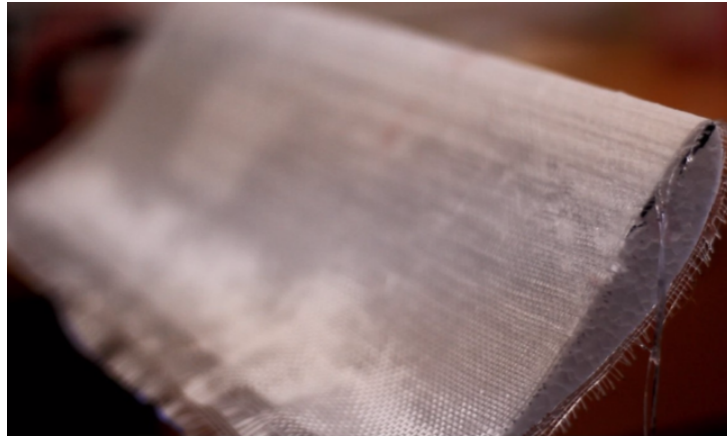


Figura 38 – Laminação em fibra de vidro.

3.4 Matriz de ensaio

Para finalização da bancada levou-se em consideração a matriz de ensaio proposta por Barlow W. H. Rae (1999). Nela é possível ver um ciclo de interação que mostram os passos que devem ser seguidos para realização dos ensaios, apresentando desde os motivos para o ensaio até a documentação dos resultados, passando por construção da bancada, fabricação do modelo a ser testado e equipamentos de aquisição de dados. O diagrama pode ser observado no anexo A.

Procedimento experimental

1. POSICIONAR CÉLULAS DE CARGA E ASA

Posicionar a asa a 1 metro do início da seção de teste e posicionar as células de carga abaixo da túnel de vento, como é apresentado na Fig. 39, sendo uma para obter sustentação e outra arrasto.



Figura 39 – Posicionamento das células de carga de sustentação e arrasto.

2. CALIBRAÇÃO DE VELOCIDADE

Durante a utilização do túnel de vento, houve uma atenção com relação as velocidades, que não podem ser aplicadas no sistema de controle imediatamente, necessitando atingir a velocidade desejada de pouco a pouco, seguindo o mesmo método para desligar o túnel. As velocidades foram acompanhadas utilizando o tubo de pitot presente no sistema, nas Fig. 40 e 41.



Figura 40 – *Software* de controle do túnel.



Figura 41 – Tubo de pitot do túnel.

3. COLETA DOS DADOS

Os dados são coletados pelo arduino, sendo o ensaio realizado 3 vezes para cada ângulo de ataque.

4. CORREÇÃO DOS DADOS

Os valores obtidos na célula de carga são processados, aplicando o erro instrumental e obtendo média e desvio padrão dos resultados.

5. **ANÁLISE DOS DADOS** São obtidos as cargas de sustentação e arrasto, com eles são gerados gráficos de $C_L = f(\alpha)$ e $C_D = f(\alpha)$, possibilitando a comparação com o método dos painéis e analítico.

Processamento de dados

Visando uma otimização de tempo e de ensaios, foi desenvolvido um código utilizando a modelagem de escoamento nominalmente conectado, que com poucos pontos antes e depois do estol consegue-se prever a curva C_L . Assim o tempo gasto fazendo ensaios para cada ângulo é reduzido, uma vez que se faz necessário menos ensaios. Mas vale salientar que existe um erro associado, sendo indicado para obter resultados preliminares. A metodologia semi-empírica adotada se baseia no uso da inclinação da curva de sustentação e do valor de $C_{Lmáx}$ (TRUONG, 1993).

O coeficiente $C_{L_s}^{equil}$ é definido na Eq. 3.5:

$$C_{L_s}^{equil} = C_L^\alpha (1 + \sqrt{f})^2 \alpha \quad (3.5)$$

Onde C_L^α é uma constante e o ponto de separação f é definido como apresentado na Eq. 3.6:

$$f = \begin{cases} 1 - 0.3\exp[(\alpha - \alpha_1)/s_1] : \alpha \leq \alpha_1 \\ 0.04 + 0.66\exp[(\alpha - \alpha_1)/s_2] : \alpha > \alpha_1 \end{cases} \quad (3.6)$$

Onde s_1 e s_2 são constantes e α_1 é igual a α_{cr} .

O código proposto se encontra no apêndice D.

Parte IV

Resultados e discussões

4 Resultados e Discussões

4.1 Estudo Analítico

Nessa seção são apresentados os resultados obtidos com método analítico da linha sustentadora. É importante notar que os resultados obtidos mostram a distribuição de sustentação assim como a curva $C_L = f(\alpha)$.

Com relação aos dados de entrada do método, Tab. 1, eles são obtidos com informações do perfil utilizado na asa e características geométricas da asa. Utilizando 19 segmentos, foi obtido 2,0286 de $C_{Lmáx}$, obtendo uma sustentação de 114,6718 N, como retratado nas Fig. 42 e Fig. 43 respectivamente.

Tabela 1 – Dados de entrada para método da linha sustentadora.

S (m^2)	AR	w_i ($^\circ$)	$\frac{dC_L}{d\alpha}$	$C_{L=0}$ ($^\circ$)
0,288	12,821	15	6,3534	-7

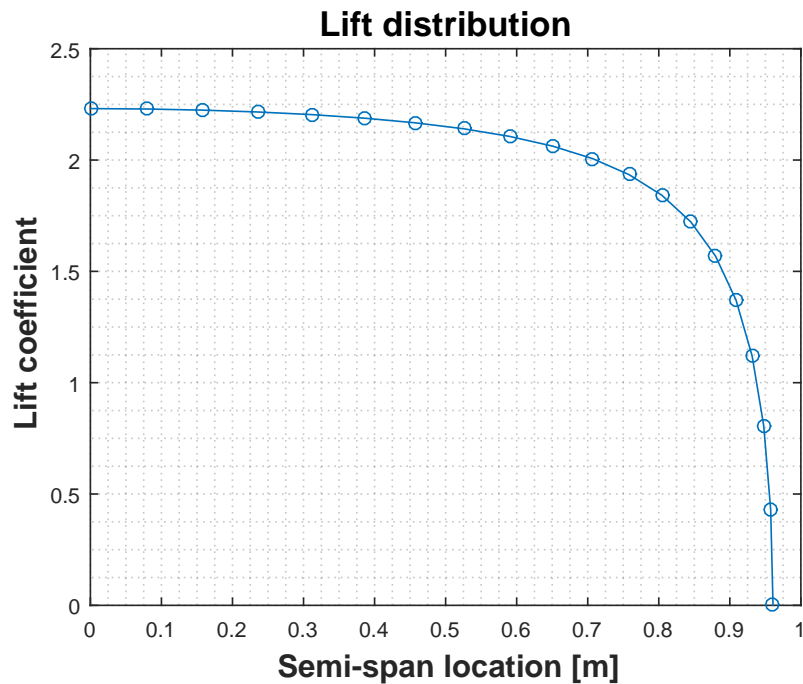


Figura 42 – Distribuição de sustentação $C_L = f(x)$.

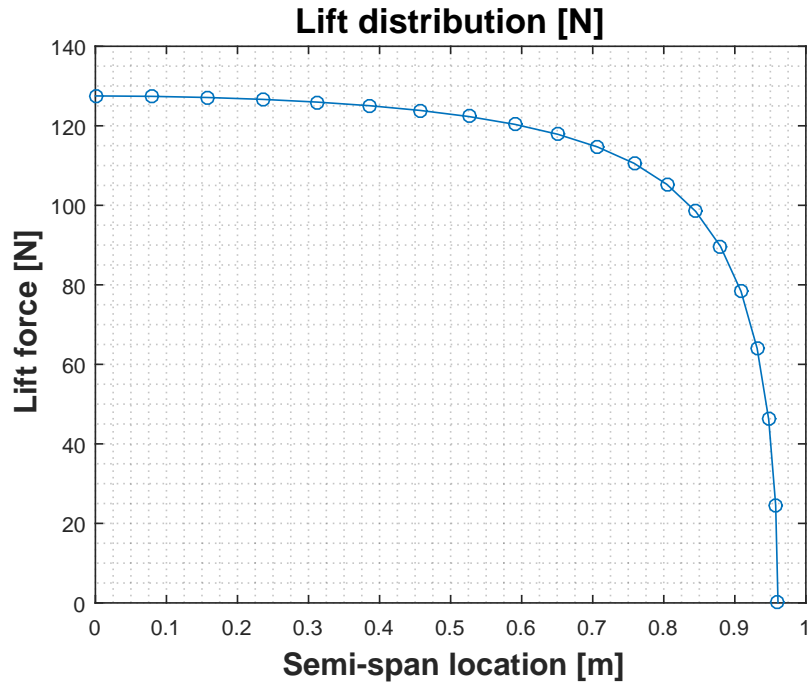


Figura 43 – Distribuição de sustentação $L = f(x)$.

Quando alterado os valores de incidência da asa (w_i) pode-se obter a curva C_L x α , como é exposto na Fig. 44, nela é possível visualizar a comparação entre o método analítico da linha sustentadora e o método dos painéis aplicado no software XFLR5®. Como esperado, o método analítico não consegue descrever bem a curva, contudo, ele consegue apresentar com fidelidade os valores de C_L em $\alpha = 0$ e $C_{Lm\acute{a}x}$.

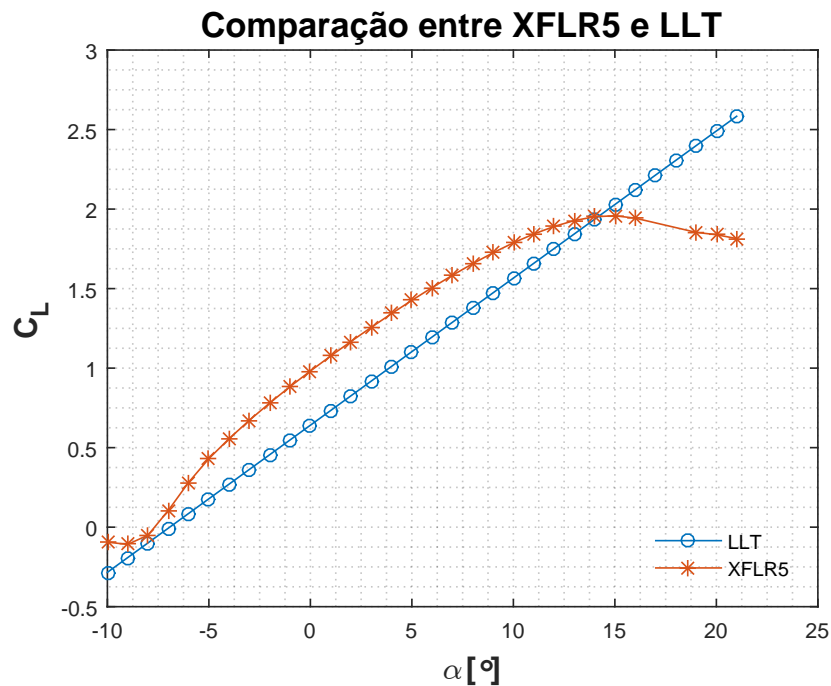


Figura 44 – Comparação entre solução analítica e solução numérica

4.2 Estrutura da balança

Seguindo os resultados obtidos nos estudos analíticos, foi utilizado o APDL da ANSYS® para observar a deformação no eixo que suportará a asa, tendo como dados de entrada as informações disponíveis na Tab. 2. Os resultados mostram que a deformação máxima do eixo é de 0,17098 mm, como apontado na Fig. 45. O resultado comprova a resistência do eixo para o ensaio, assim como demonstra como será a deformação, possibilitando visualizar a carga que será adquirida na posição em que a célula de carga será posicionada.

Tabela 2 – Dados de entrada para APDL.

Comprimento (m)	ϕ_{ext} (mm)	ϕ_{int} (mm)	Módulo de Young E ($10^9\text{N}/\text{m}^2$)	Densidade ρ (kg/m^3)
1,5	12,70	8,70	193	7750

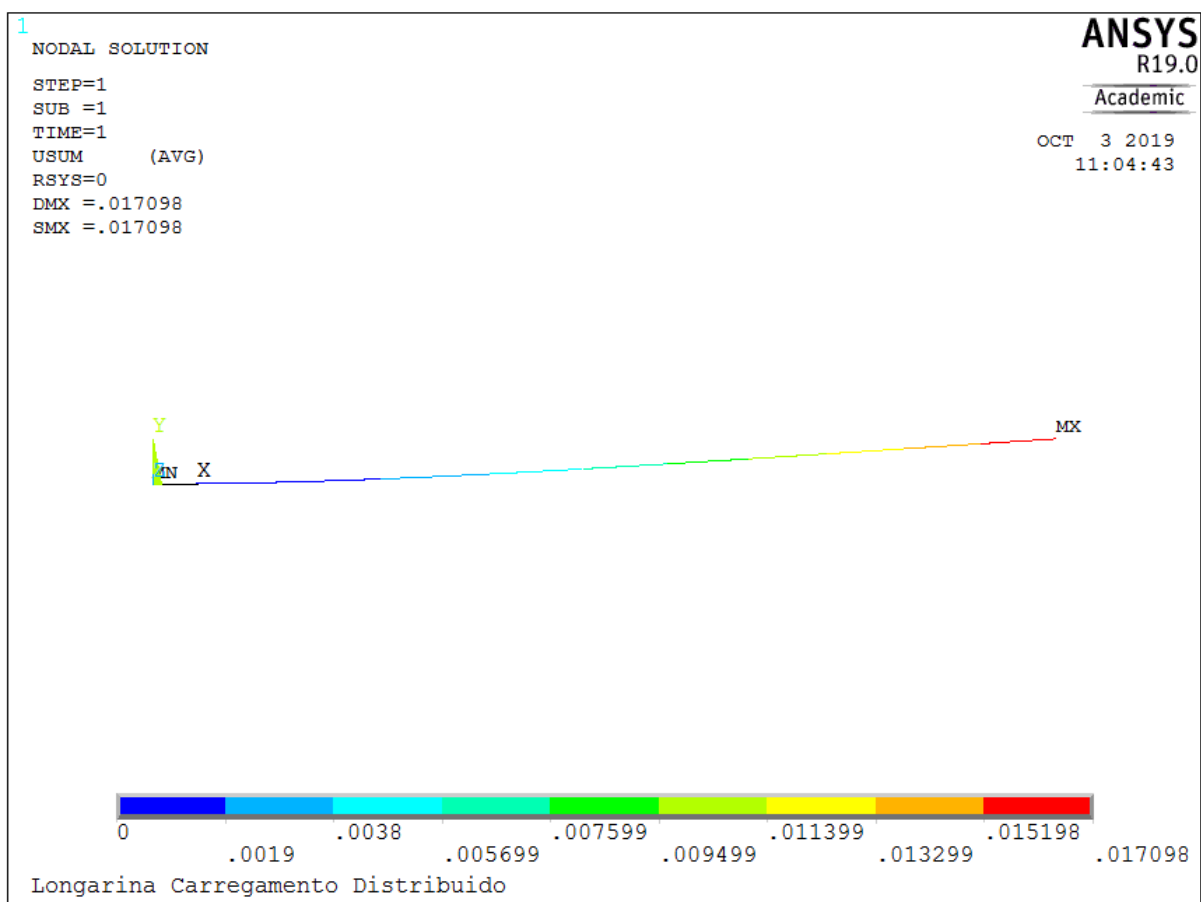


Figura 45 – Análise estrutural do eixo sobre efeito da distribuição de sustentação.

Com os resultados do APDL foi feito o desenho técnico da bancada, o desenho se fez necessário para construir com exatidão os componentes necessários, no apêndice C é possível com detalhes o projeto da bancada.

Seguindo a proposta da seção 3.3, foi utilizado alumínio estrutural 20x20 mm, utilizando cantoneiras para unir as partes, como é retratado na Fig. 46. Como esperado, a estrutura é de fácil montagem e apresentou uma boa estabilidade.

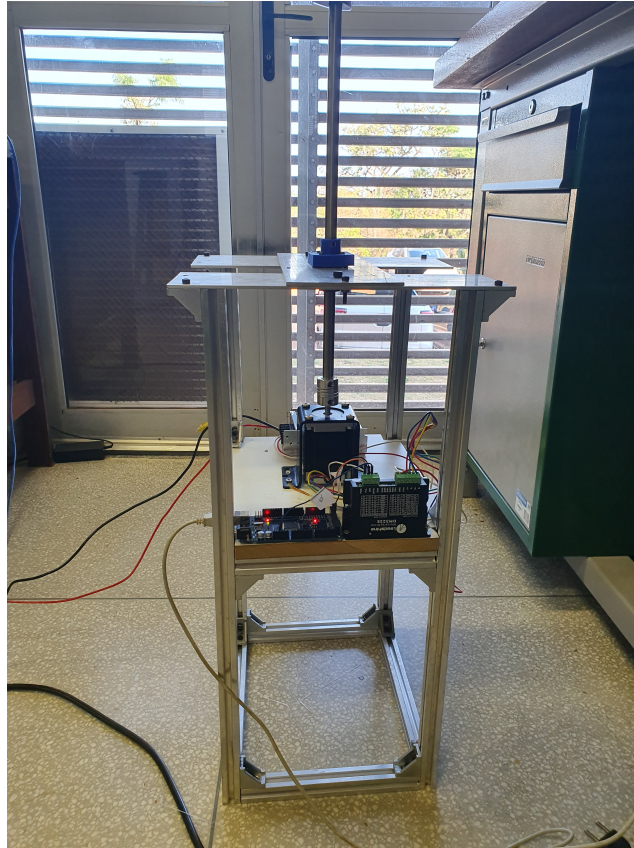


Figura 46 – Estrutura da bancada.

4.3 Automatização

O movimento da asa está sendo controlado por codificação em linguagem de Arduino, o código utiliza-se de uma biblioteca específica criada para controle de motor de passo. O algoritmo é capaz de girar o motor com 1° de resolução, lembrando que isso é possível com a utilização do *driver* de alta performance, uma vez que cada passo do motor gira $1,8^\circ$, então está sendo utilizado micro passo para obter o valor requerido.

Foram feitos teste com o motor sem e com o eixo da asa, em ambas as situações os testes foram realizados com êxito. Os ensaios comprovaram a premissa da relação torque e velocidade abordados na seção 3.3, apresentando a alta performance do *driver*, uma vez que possibilitou movimento com excelência e não foi possível notar um vibração com o movimento das bobinas do motor de passo, nas Fig. 47 é possível visualizar o sistema em utilização, tendo a aplicação de fonte, *driver*, Arduino e *software* controlador.

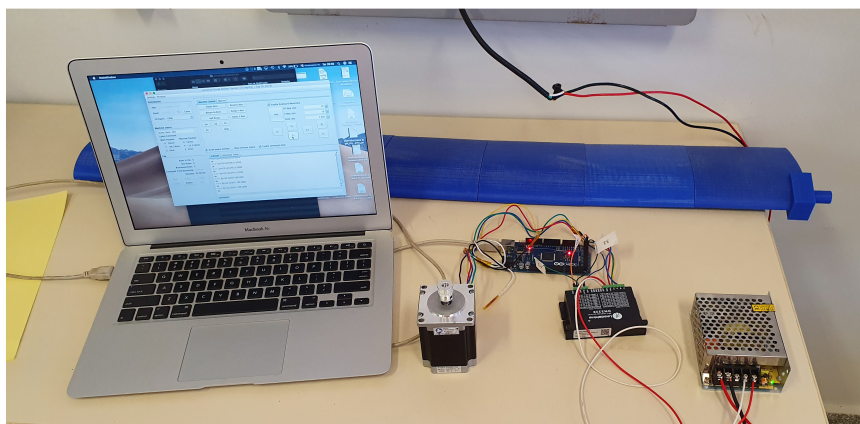


Figura 47 – Teste do sistema de automatização de ângulo.

Para os teste com o sistema acoplado a estrutura, foi possível ver que aparato suporta os esforços exigidos pela estrutura, sendo que no caso da asa há uma movimentação precisa. Na Fig. 48 pode-se visualizar a bancada junto com a asa e o sistema de automatização.

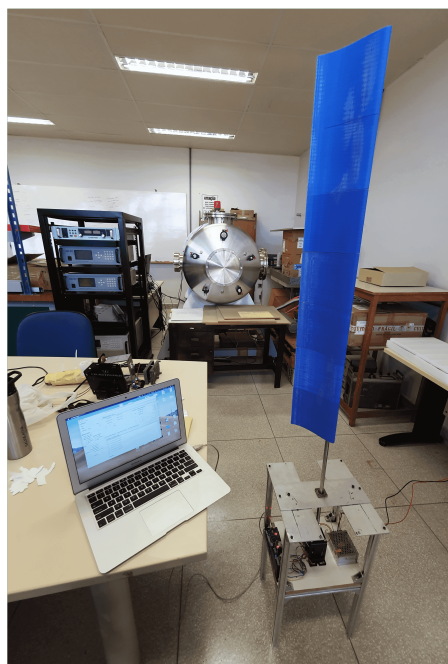


Figura 48 – Teste do sistema de automatização de ângulo junto com a bancada.

4.4 Modelos de teste

Como apontado para criação do modelo de teste, foi feita a impressão 3D da asa utilizando PLA, assim como é apresentado na Fig. 49. A impressão demorou um pouco mais de 19 horas para ser concluída, apresentando irregularidades na superfícies externa e dificuldade para retirar os suportes criados nos furos que recebem os pinos. Porém com relação as irregularidades, foram contornadas com polimento via spray de álcool isopropílico e acabamento com lixa, tática utilizada por profissionais no ramo de impressões 3D. Com relação aos suportes, eles podem ser retirados com auxílio de uma micro retifica, conseguindo ter o acabamento desejado, como é evidenciado na Fig. 50.

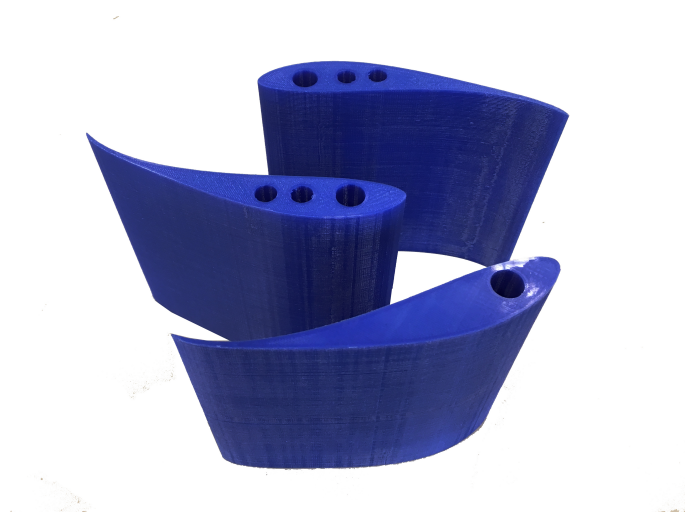


Figura 49 – Seções de asa impressas em PLA.

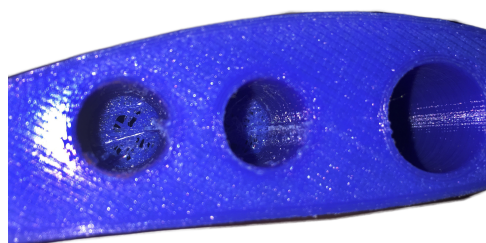


Figura 50 – Furo para juntar seções.

Para o acabamento com a lixa, houve um pouco de dificuldade para trabalhar com o PLA, muito devido a temperatura que o corpo assumia, tendo que parar por alguns instantes o processo para resfriar o material, outro ponto notado foi com a relação a dureza do material, o qual apresentou uma certa resistência a lixa. A utilização de uma micro retifica também foi testada em uma seção, contudo, sua alta velocidade provocou derretimento do material, deformando a seção. Junto ao processo com a lixa foi feito a utilização do álcool proposto, os resultados podem ser visualizados na Fig. 51 a qual apresenta uma impressão utilizada para testar os processos de acabamento.

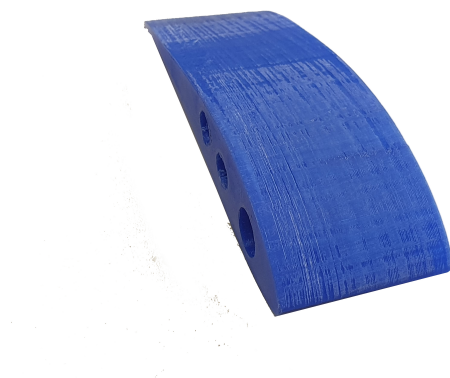


Figura 51 – Seção para teste de acabamento.

Ficou claro na Fig. 51 que o processo com lixa e álcool não foi suficiente para dar o acabamento desejado na asa, uma vez que, que é possível notar imperfeições em regiões críticas do perfil, como bordo de ataque, CA e bordo de fuga. Com esses resultados foi necessário aplicar uma camada de entelagem sobre a superfície, garantindo assim um melhor acabamento na asa, esse técnica mostrou uma certa dificuldade, sendo necessário fazê-lo em duas pessoas. Na Fig. 52 é possível ver o resultado da entelagem.



Figura 52 – Asa entelada.

Em relação a asa laminada, ficou claro a sua facilidade de fabricação, ainda mais quando comparamos com o método de impressão 3D, as seções são feitas com muita facilidade e geram um acabamento bom. A resina junto a fibra proporcionam na asa uma

alta resistência mecânica atrelado a uma massa baixa, sendo muito inferior ao modelo de PLA.

Após o processo de cura não foi necessário fazer tratamento na superfície, sendo necessário corrigir com uma micro retifica a rebarbas da resina. Na Fig.53 é possível observar o resultado da laminação.



Figura 53 – Asa de fibra de vidro.

4.5 Sistema de aquisição de dados

Primordialmente foi feita uma calibração para as células de carga, utilizando um corpo com massa conhecida. Com os dados obtidos no ajuste foi possível comparar o erro do *datasheet* com o valor encontrado no teste, os valores mostraram que o erro máximo da célula foi de 0,052%, um resultado dentro do limite esperado para os ensaios, uma vez que o erro dos ensaios não podem ser maiores que 0,1% (BARLOW W. H. RAE, 1999).

A taxa de amostragem obtida foi de 500Hz, como pode ser observado na Fig. 54, os valores adquiridos são referentes a célula de carga que capta a sustentação, sendo esses valores para o $\alpha = 0^\circ$.

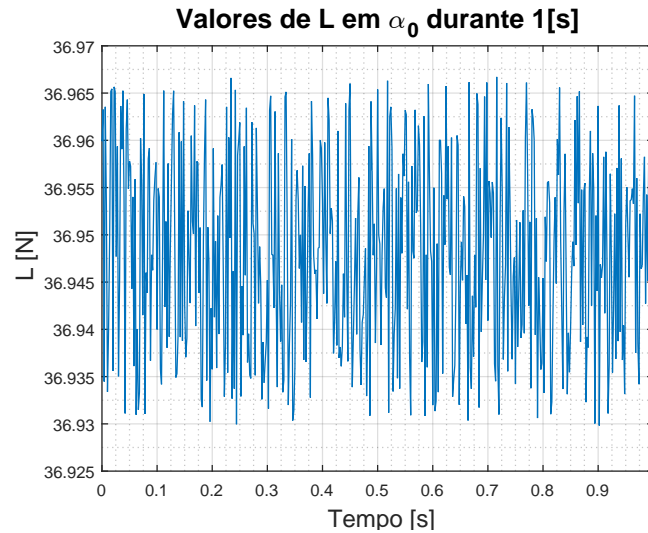


Figura 54 – Valores de sustentação em $\alpha = 0^\circ$ em 1 [s]. Média de 36,9304 [N] e 0,0208 de desvio padrão.

4.6 Dados obtidos nos ensaios

As condições de operação da seção de teste estão indicadas na Tab. 3, o número de *Reynolds* obtido foi de 119.274E+03. Esses dados são utilizados para comparar os resultados obtidos no método analítico e método dos painéis.

Tabela 3 – Propriedades do escoamento no interior do túnel de vento.

Temperatura (K)	Densidade (kg/m ³)	Velocidade do ar (m/s)
301,150 ± 0,050	1,176 ± 0,003	14,875 ± 0,300

4.6.1 Progressão de estol

Ao longo dos ensaios, foi feita a utilização de barbantes na asa, com isso nas Fig. 55 e 56 é possível ver o estol, mostrando o descolamento da camada limite, a qual é notada devido a turbulência analisada nos barbantes. O método possibilita um estudo com relação a progressão de estol da asa, identificando a posição do seu início e do fim, assim pode ser avaliado se com o início do estol os comandos de aileron serão perdidos primeiro, os resultados ajudando também a comparar os valores adquiridos nas células de carga, mostrando se os valores adquiridos possuem lógica.

Figura 55 – Asa em $\alpha = 0^\circ$.Figura 56 – Asa em $\alpha = 17^\circ$ (estolada).

Com o método de modelagem de escoamento nominalmente conectado foi possível obter resultados preliminares dos coeficientes de sustentação, assim sendo possível visualizar o comportamento da curva $C_L = f(\alpha)$, a Fig. 57 apresenta os valores obtidos com os ângulos de ataque $-5^\circ, 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 12^\circ, 13^\circ, 15^\circ, 17^\circ$ e 18° comparados com a curva obtida no XFLR5®, com a analogia das curvas foi possível perceber se era necessário fazer algum ajuste no ensaio, mas como os resultados foram similares não foi necessário nenhuma correção.

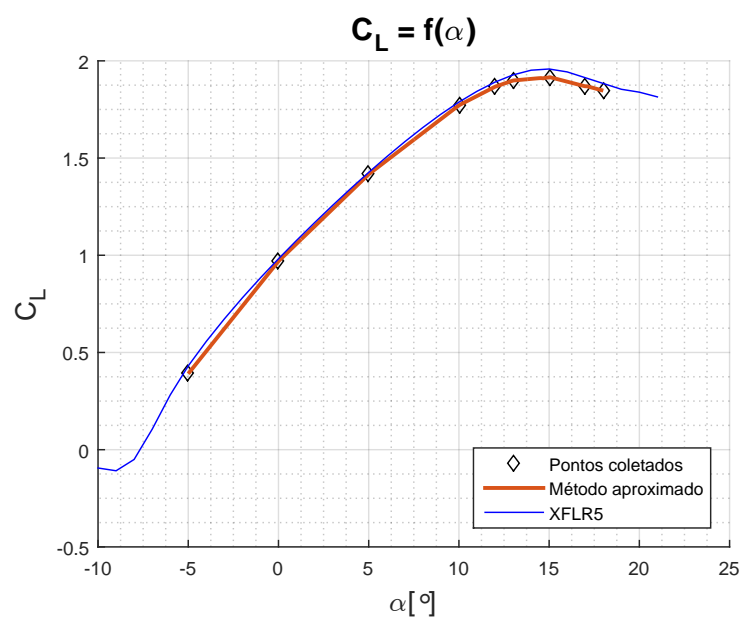


Figura 57 – Comparativo da curva $C_L = f(\alpha)$ obtida na modelagem de escoamento nominalmente conectado e no XFLR5®.

4.6.2 Coeficiente de Sustentação

Os valores adquiridos na célula de carga de sustentação foram obtidos com êxito para os ângulos de -15° a 18° , tendo uma variação de $0,5^\circ$. Na Tab. 4 é apresentado alguns valores de C_L importantes em um projeto de asa.

Tabela 4 – Dados importantes de C_L obtidos experimentalmente.

	$C_{Lmáx}$	$C_{Lmáx}$ [$^\circ$]	C_L em $\alpha = 0$	$C_{L=0}$ [$^\circ$]
Experimental	$1,9188 \pm 0,0036$	$14,5000 \pm 0,0036$	$0,9697 \pm 0,0018$	$-7,0000 \pm 0,0018$
Mét. Painéis	$1,9581 \pm 0,0024$	$15,5000 \pm 0,0013$	$0,9332 \pm 0,0024$	$-7,0000 \pm 0,0012$

Quando comparamos os resultados experimentais com os obtidos no método dos painéis, podemos notar a diferença no ângulo de estol e no valor de $C_{Lmáx}$ mostrado na Fig. 60, além de que o método matemático não consegue ter uma resolução estável em alguns pontos, assim como é apresentado na Fig. 59. Isso mostra que por mais que o procedimento dos painéis apresente similaridade com relação a curva experimental, é claro que existem diferenças, chamando mais atenção para a posição do estol, que nos ensaios apresentou-se em um α menor que o método comparado na análise.

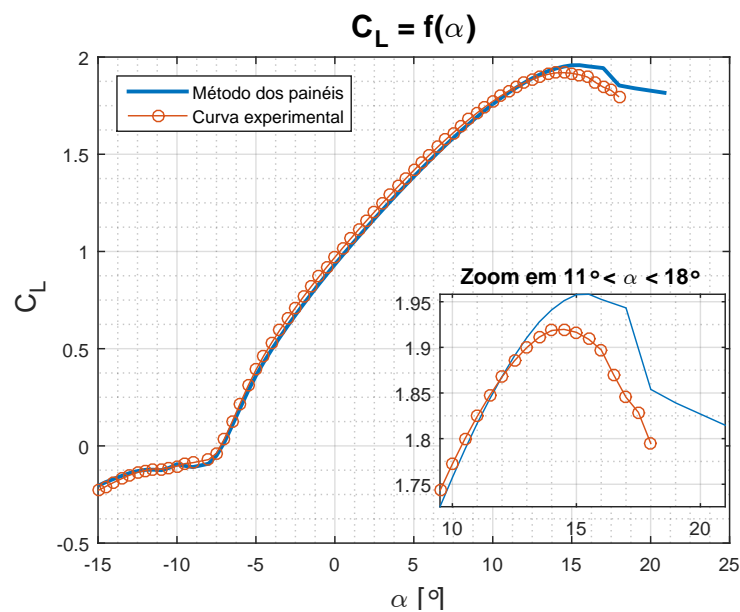


Figura 58 – Comparação entre as curvas $C_L = f(\alpha)$ experimental e método dos painéis, e zoom na região de estol.

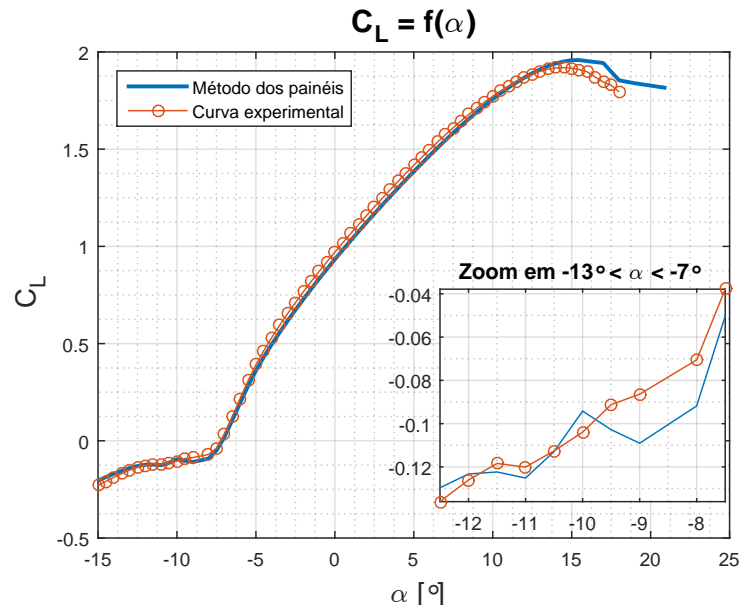


Figura 59 – Comparação entre as curvas $C_L = f(\alpha)$ experimental e método dos painéis, e zoom na região C_L negativo.

Para o método analítico fica evidente que não é possível descrever a sustentação com boa precisão, ainda mais quando analisamos o comportamento do estol, assim como mostrado na Fig. 60, por mais que o método consiga encontrar o valor de C_L igual ao $C_{Lmáx}$ experimental, ainda não é conclusivo se ocorrerá o estol depois desse valor. É perceptível que o estudo analítico é interessante para obter distribuições de sustentação utilizando os valores experimentais, sendo indicada apenas para estudos iniciais de projeto aerodinâmico.

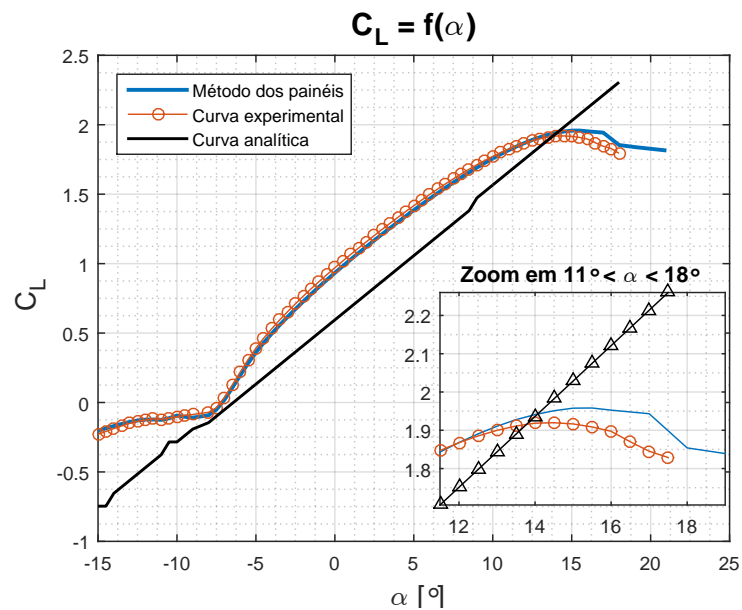


Figura 60 – Comparação entre as curvas $C_L = f(\alpha)$ experimental, método dos painéis e método analítico, com zoom na região de estol.

4.6.3 Coeficiente de Arrasto

Para o caso do arrasto, os dados experimentais apresentaram *drag counts*^{II} superiores a 1750 de diferença com os valores analíticos. A grande diferença já era esperada, pois a linha sustentadora só consegue obter valores de arrasto induzido, sendo apenas uma parte do arrasto total. Pelo métodos dos painéis aplicado pelo XFLR5® percebe-se uma maior semelhança nos resultados, isso porque o *software* utiliza interpolação com os resultados do perfil e ainda considera arrasto viscoso, mesmo assim a diferença é existente e perceptível assim como é apresentado na Fig. 61 a qual apresenta a diferença entre os dados obtidos em túnel de vento, pela linha sustentadora e pelo método dos painéis.

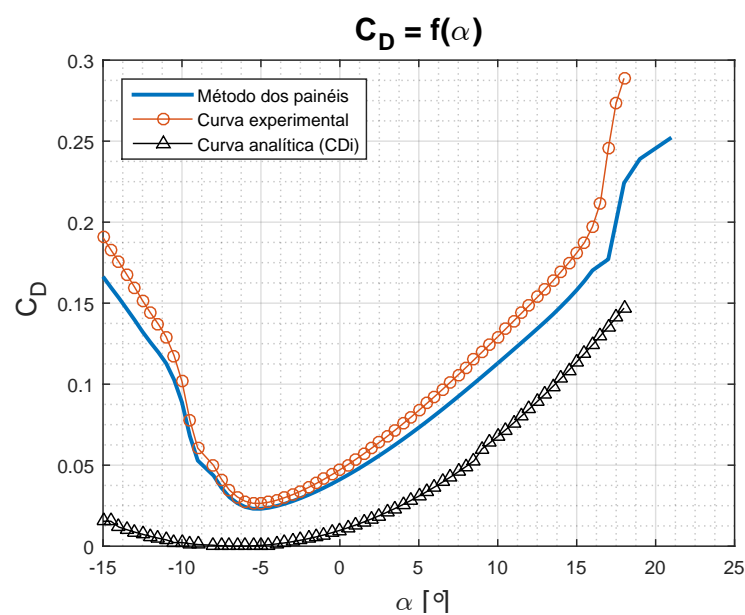


Figura 61 – Comparação entre as curvas $C_D = f(\alpha)$ experimental, método dos painéis e método analítico.

Com os dados obtidos foi possível obter a polar de arrasto da asa estudada, a Fig. 62 retrata a eficiência do modelo, sendo em $C_L = 0,81943$ e $C_D = 0,03867$ o ponto de eficiência máxima (E_{max}). A Fig.62 apresenta a polar de arrasto obtida.

^{II} *Drag count* é igual a C_D de 0,0001.

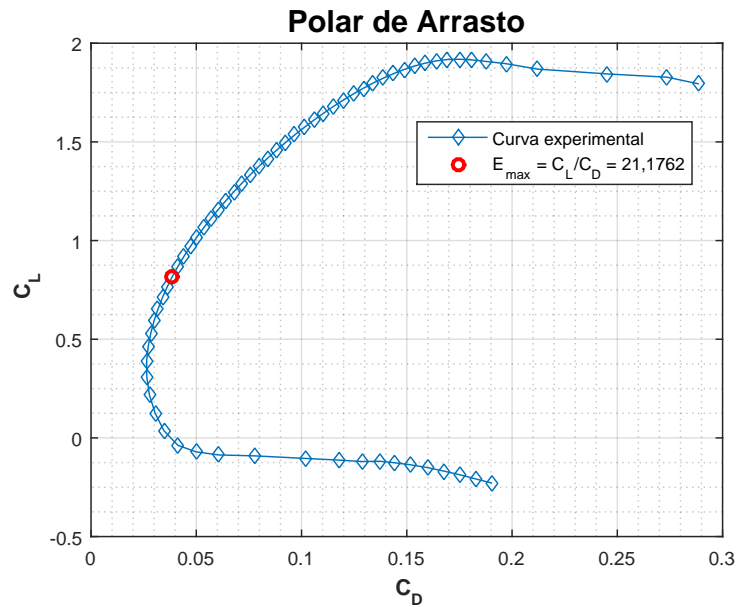


Figura 62 – Polares de arrasto $C_L = f(C_D)$ experimental.

4.6.4 Erro experimental

No decorrer dos ensaios o parâmetro de parada do teste ocorria com a estabilidade de dados obtidos no DAQ, sendo no início observado uma maior discrepância de resultados amostrados devido a transição de velocidade do túnel de vento, sendo no final observado uma estabilização de dados. Os erros obtidos nos coeficientes de sustentação e arrasto são apresentados na Fig. 63 e 64, sendo 0,0040 o erro médio para os dados de sustentação e 0,0052 o erro médio dos dados de arrasto.

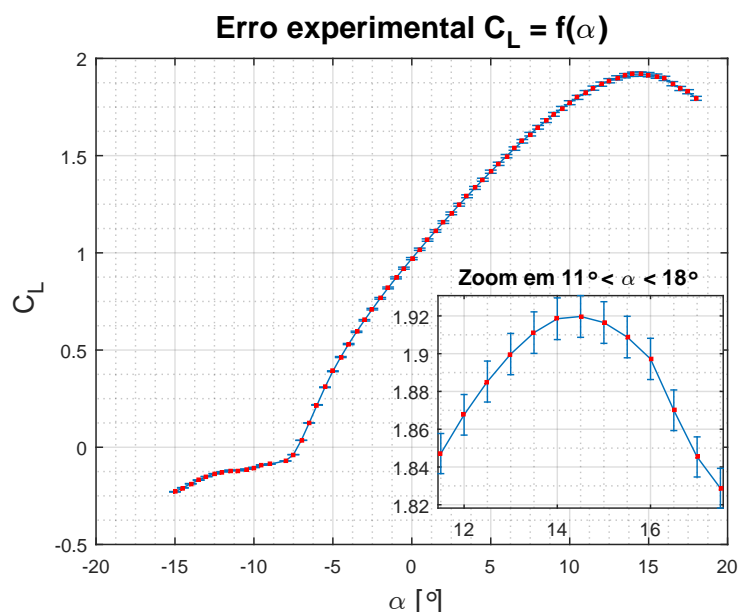


Figura 63 – Erro experimental em $C_L = f(\alpha)$.

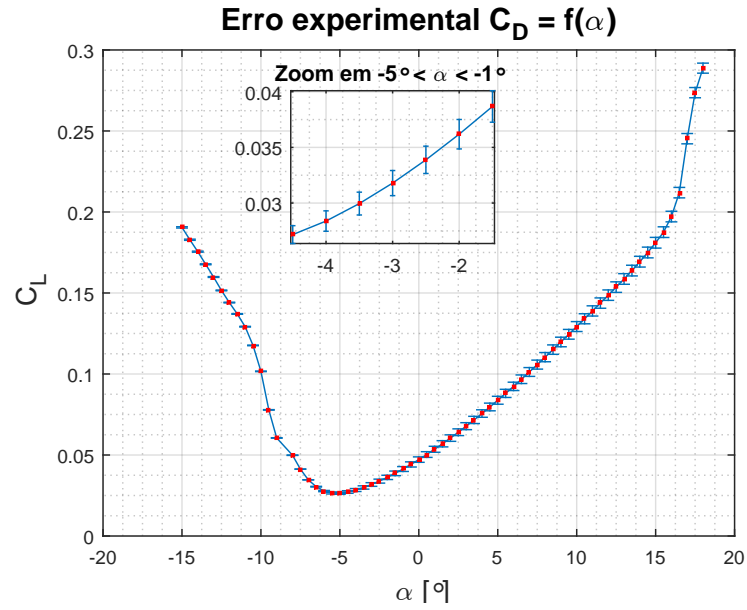


Figura 64 – Erro experimental em $C_D = f(\alpha)$.

4.6.5 Comparação de Modelos de teste

Os ensaios foram conduzidos para dois tipos de modelo de teste, assim como apontado anteriormente. As diferença de resultados é muito baixa, se compararmos os resultados de arrasto pode-se notar na Tab. 5 que o maior valor é de 22 *drag counts* de distinção, sendo a diferença média de 7,77 *drag counts*. Com isso, podemos ver que o contraste de superfícies não influencia muito nos resultados.

Tabela 5 – Dados importantes de C_D obtidos experimentalmente para os modelos de teste.

	Asa de PLA	Asa de fibra de vidro
C_{Dmax}	0,28818	0,29040
α_{Dmax} [°]	18	18
C_{Dmin}	0,02637	0,02657
α_{Dmin} [°]	-5,5	-5,5

Parte V

Conclusão

5 Conclusão

Com a realização dos ensaios foi possível obter os dados experimentais proposto, sendo alguns deles 1,9188 de $C_{Lmáx}$, $C_{Dmáx} = 0,28818$ e $C_L/C_D = 21,1762$. Os resultados de sustentação apresentaram que o método dos painéis consegue descrever a curva da asa, contudo não tem o mesmo ângulo de estol e valor de $C_{Lmáx}$, sendo valores que devem ser considerados no projeto aerodinâmico. Para os dados de arrasto, houve grande divergência com os métodos utilizados pelo XFLR5® e pelo analítico (CDi), o arrasto obtido experimentalmente foi superior, sendo esses valores já esperados pois no estudo experimental têm-se a presença do arrasto total. Porém mesmo com a grande diferença de valores as curvas de arrasto exibiram sentido entre elas.

Como esperado os resultados mostram a real necessidade dos ensaios experimentais, sendo eles capazes de apresentar resultados mais fiéis com a realidade. Quando analisamos os valores da polar de arrasto, fica nítido que os valores de eficiência obtidos no XFLR5® e analiticamente são bem superiores a realidade, ou seja, exibem um valor superestimado, podendo prejudicar um projeto aerodinâmico de asa.

Para os estudos feitos com a asa de PLA e de fibra de vidro foi possível perceber a versatilidade da bancada, possibilitando uma acessibilidade de receber diferentes tipos de modelos de teste. A resolução de dados obtidos pelas células de carga foi suficiente para obter um *drag count*, podendo concluir por meio de comparação de resultados que a asa de fibra de vidro é mais eficiente para obter os dados aerodinâmicos, que por mais que os resultados não apresentem grande diferença, o ponto fundamental da escolha se dá pelo método de fabricação e custo, que no caso da asa de PLA têm-se um alto custo de material e um gasto de tempo elevado para impressão e acabamento final.

5.1 Sugestão de Trabalhos Futuros

Com a bancada fabricada e o resultados obtidos pelo autor, sugere-se para trabalhos futuros:

- Realizar estudos em CFD do mesmo modelo de asa para comparar os resultados obtidos.
- Aprimorar a bancada para obter dados de momento, possibilitando a geração de banco de dados completos de asas.
- Realizar ensaios com superfícies de comando e hipersustentadores.
- Fabricar estrutura para obter distribuição de pressão do modelo de teste.
- Realização de estudos mais aprofundados com relação a progressão de estol, utilizando CFD e ensaios experimentais.

Referências

- ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. 6. ed. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2016. ISBN 1259129918, 9781259129919. Citado 8 vezes nas páginas 9, 19, 24, 25, 26, 27, 28 e 29.
- BARLOW W. H. RAE, J. A. P. J. B. *Low Speed Wind Tunnel Testing*. 3. ed. John Wiley Sons, 1999. v. 1. ISBN 0-471-55774-9. Disponível em: <<http://gen.lib.rus.ec/book/index.php?md5=26191d4528100df6eec9466330731496>>. Citado 16 vezes nas páginas 9, 11, 19, 22, 23, 24, 29, 30, 33, 34, 35, 36, 37, 56, 67 e 97.
- CHAMBERS, J. R. *Cave of the winds: the remarkable history of the Langley full-scale wind tunnel*. 1. ed. National Aeronautics and Space Administration, 2014. v. 1. ISBN 978-1-626883-016-5. Disponível em: <http://https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/Cave_of_the_Winds_pdf.pdf>. Citado 3 vezes nas páginas 9, 22 e 23.
- CINTRA, V. *Estudo Experimental do Escoamento Turbulento em Esteira de Modelo de Turbina de Eixo Horizontal*. 172 p. Monografia (Trabalho de conclusão de curso) — Faculdade de tecnologia - Departamento de engenharia mecânica, Brasília, 2017. Citado 7 vezes nas páginas 9, 31, 32, 33, 40, 42 e 43.
- ETW. *European Transonic Windtunnel*. 2019. <<http://https://www.etw.de>>. Accessed: 2019-13-04. Citado na página 22.
- GIPSON, L. *NASA Pathfinder II model mounted on the Free To Roll rig at the NTF*. 2015. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/aeroresearch/programs/aavp/aetc/transonic/ntf/gallery1>>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 23.
- GNEA. *GRBL-Mega*. 2014. Disponível em: <<https://github.com/gnea/grbl-Mega/wiki/Connecting-Grbl-Mega>>. Citado 2 vezes nas páginas 10 e 50.
- MACÍAS, M. M. *Estudo Experimental em Túnel de Vento de Turbinas de Eixo Horizontal*. Dissertação (Mestrado) — Universidade de Brasília, 2016. Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Publicação ENM.DM-230 A/2016. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 42.
- MASELAND M. LABAN, H. v. d. V. J. K. J. *Development of CFD-based interference models for the DNW-HST transonic wind tunnel*. [S.l.], 2007. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 22.
- NLR. *NLR*. 2013. <<https://www.nlr.org/news/embraer-kc-390-subject-to-ultimate-wind-tunnel-test/>>. Accessed: 2019-14-04. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 36.
- OLIVEIRA, L. G. N. T. F. *Dinâmica dos Fluidos - Notas de Aula*. [S.l.]: Universidade de Brasília, 2016. Citado na página 31.
- RASUO, B. On status of wind tunnel wall correction. v. 3, p. 1449–1460, 01 2006. Citado na página 19.

SADRAEY, M. H. *Aircraft Design, A System Engineering Approach*. 1st. ed. [S.l.]: Wiley, 2013. ISBN 9781119953401. Citado 3 vezes nas páginas 9, 27 e 46.

SAMPSON, B. *The future role of wind tunnels in test and development*. 2018. Disponível em: <<https://www.aerospacetestinginternational.com/features/the-future-role-of-wind-tunnels-in-test-and-development.html>>. Citado na página 19.

SCHÖN, S. T. Z. . C. G. *PROJETO DE UMA CÉLULA DE CARGA UTILIZANDO EXTENSOMETRIA COM STRAIN GAGES, CONSTRUÍDA EM ALUMÍNIO, COM VERIFICAÇÃO EXPERIMENTAL DAS DIMENSÕES b x e*. [S.l.], 2016. Citado na página 38.

SERRANO C. J. O. P. J. ALCOBIA, M. L. O. S. M. M. C. G. S. L. M. V. Sistemas de aquisição, processamento e armazenamento de dados. *1º Encontro Nacional da Sociedade Portuguesa de Metrologia*, 2004. Citado 3 vezes nas páginas 9, 38 e 39.

SIGHARD, F. H. *Fluid Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance*. [S.l.]: Hoerner Fluid Dynamics, 1965. ISBN 9991194444. Citado na página 27.

SORBILLI, R. *Túnel de Vento na Indústria Aeronáutica*. 2018. Disponível em: <<https://engenhariaaeronautica.com.br/blog/tunel-de-vento-na-industria-aeronautica/>>. Citado na página 35.

TECHMAKERS. *Kit eletrônica - Nema 23 de 15kgf.cm - 1 eixo*. 2019. Disponível em: <<https://www.techmakers.com.br/kit-eletronica-nema-23-15kgfcm>>. Citado 3 vezes nas páginas 10, 49 e 51.

TENNEKES, J. L. L. H. *A First Course in Turbulence*. [S.l.]: The MIT Press, 1972. ISBN 0262200198,9780262200196. Citado na página 30.

TRUONG, V. K. . A. I. d. A. e. A. . A. I. A. A 2-d dynamic stall model based on a hopf bifurcation. EUROPEAN ROTORCRAFT FORUM, 1993. Citado na página 57.

WHITE, F. M. *Fluid mechanics*. 8th edition in si units.. ed. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2017. (McGraw-Hill series in mechanical engineering). ISBN 9789385965494,9385965492. Citado 2 vezes nas páginas 24 e 28.

Apêndices

APÊNDICE A – Código da Linha sustentadora


```

clc
clear all
close all
N = 1150; %number of segments - 1
S = 0.488; % m^2
AR = 12.821; %Aspect ratio
lambda = 1; %Taper ratio
alpha_twist = -0.2; %Twist angle (deg)
i_w = 15; %wing setting angle (deg)
a_2d = 6.3534; %lift curve slope (1/rad) 1.8*pi*(1+0.8*(tmax/c))
alpha_0 = -7; %zero-lift angle of attack (deg)
b = sqrt(AR*S); % Wing span (m)
MAC = S/b; % Mean Aerodynamic Chord (m)
Croot = (1.5*(1+lambda)*MAC)/(1+lambda+lambda^2); %root chord
theta = pi/(2*N):pi/(2*N):pi/2;
alpha = i_w+alpha_twist:-alpha_twist/(N-1):i_w; % segments angle of
attack
z = (b/2)*cos(theta);
c = Croot * (1 - (1-lambda)*cos(theta)); % Mean Aerodynamics Chord at
each segment (m)
mu = c * a_2d / (4 * b);
LHS = mu .* (alpha-alpha_0)/57.3; % Left Hand Side
% Solving N equations to find coefficients A(i):
for i=1:N
    for j=1:N
        B(i,j) = sin((2*j-1) * theta(i)) * (1 + (mu(i) * (2*j-1)) /
sin(theta(i)));
    end
end
A=B\transpose(LHS);
for i = 1:N
    sum1(i) = 0;
    sum2(i) = 0;
    for j = 1 : N
        sum1(i) = sum1(i) + (2*j-1) * A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
        sum2(i) = sum2(i) + A(j)*sin((2*j-1)*theta(i));
    end
end
CL = 4*b*sum2 ./ c;
CL1=[0 CL(1) CL(2) CL(3) CL(4) CL(5) CL(6) CL(7) CL(8) CL(9)];
y_s=[b/2 z(1) z(2) z(3) z(4) z(5) z(6) z(7) z(8) z(9)];
figure(1)
plot(y_s,CL1,'-o')
grid minor
title('Lift distribution')
xlabel('Semi-span location (m)')
ylabel ('Lift coefficient')

```

APÊNDICE B – Código APDL

!*****

!*Pré processamento*

!*****

finish

/clear

/Title, Longarina Carregamento Distribuido Método de Schrenk

/Filename, Longarina Carregamento Distribuido Método de Schrenk,0

/PREP7

b=0.96*2 !Envergadura

F=13*9.81 !Força total [N]

lambda=1 !Razão de aspecto

inicio=1

n=1000

final=n+2

pi=3.1416 !número de divisões de elementos

Length = 0.96 !Comprimento [m]

K,1,0,0,0 !Keypoints !São os pontos da viga

K,2,0.25,0,0

K,3,0.50,0,0

K,4,Length,0,0

L,1,2 !Faz uma linha entre os keypoints

L,2,3

L,3,4

ET,1,BEAM188 !Tipo de elemento Viga (Elemento Unidimensional)

Keyopt,1,3,2 ! forma quadrática nos resultados (Interpolação)

MP,EX,1,7.3229e9 !Módulo de Elasticidade

MP,PRXY,1,0.33 ! Poisson's ratio

MP,DENS,1,490 !Densidade

!Basta tirar o sinal de '!' da frente de cada conjunto de comandos, são eles: Sectype, Secdata.

!Canal

!SECTYPE,1,BEAM,CHAN !Tipo de seção Transversal

!SECDATA,15e-3,15e-3,37.845e-3,6e-3,6e-3,6e-3 !Dimensões da seção Transversal

!Quadrada

!SECTYPE,1,BEAM,RECT

!SECDATA,15e-3,37.845e-3,0,0

!Quadrada Vazada

!SECTYPE,1,BEAM,HREC

!SECDATA,15e-3,37.845e-3,6e-3,6e-3,6e-3,6e-3

!Circular

!SECTYPE,1,BEAM,CSOLID

!SECDATA,37.845e-3,0,0

!Circular Vazado

SECTYPE,1,BEAM,CTUBE

SECDATA,15.9225e-3,18.9225e-3,0

!!

!SECTYPE,1,BEAM,I

!SECDATA,15e-3,15e-3,37.845e-3,6e-3,6e-3,6e-3

LESIZE,ALL,Length/n, ! Tamanho dos elementos

LMESH,ALL ! Mesh line ALL

FINISH

!*****

!*solução*

!*****

/SOLU

ANTYPE,0 ! Seleciona Análise Estática

DK,1,ALL,0, ! Apoio keypoint 1

!Carregamento Distribuido Sustentação

*do,y,inicio,final,1

Elip= $((4*F)/(b*\pi))^*\sqrt{1-((2*((y-2)*(Length/n)))/b)**2}$!Carregamento Elíptico

Trap= $((2*F)/((1+\lambda)*b))*(1+((2*((y-2)*(Length/n)))*(\lambda-1))/b)$!Carregamento Trap

SFBEAM,y,2,press,-1*(Elip+Trap)/2,-1*(Elip+Trap)/2

*enddo

SOLVE

FINISH

!*****

!*pos processamento*

!*****

/POST1

!deformada:

PLDISP,2 !Plota a deformação

PLNSOL, U,SUM, 0,1.0 !Plota a deformação com cores

PRNSOL,U,Comp

prdisp !Imprime deslocamentos

!momento fletor:

!ETABLE,Mom_zi,SMISC, 3

!ETABLE,Mom_zj,SMISC, 16

!PLLS,Mom_zi,Mom_zj,1,0

!Cortante:

!ETABLE,Qxy_i,SMISC, 6

!ETABLE,Qxy_j,SMISC, 19

!PLLS,Qxy_i,Qxy_j,1,0

!imprime os deslocamentos

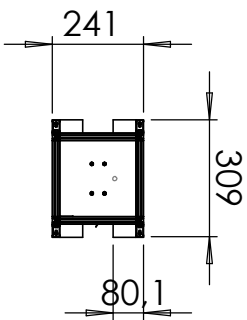
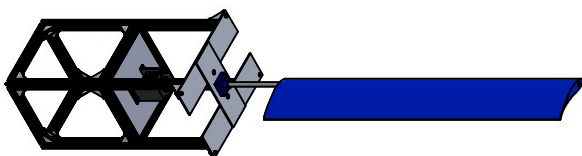
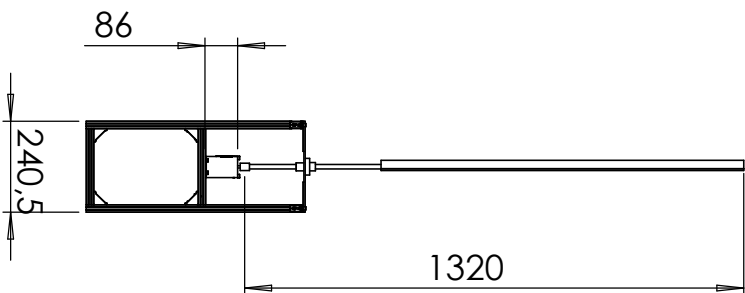
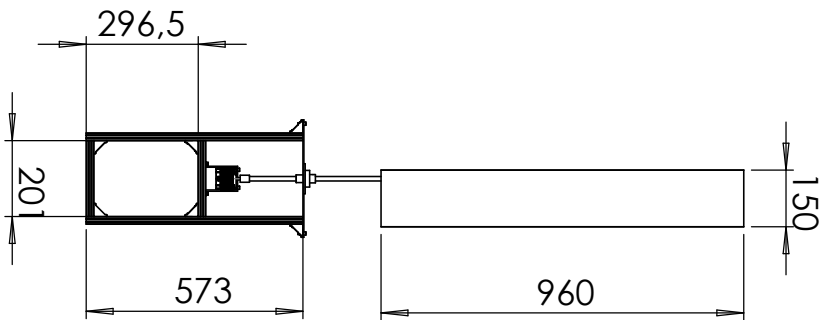
!prdisp

!presol,f !imprime forças de reação em cada elemento

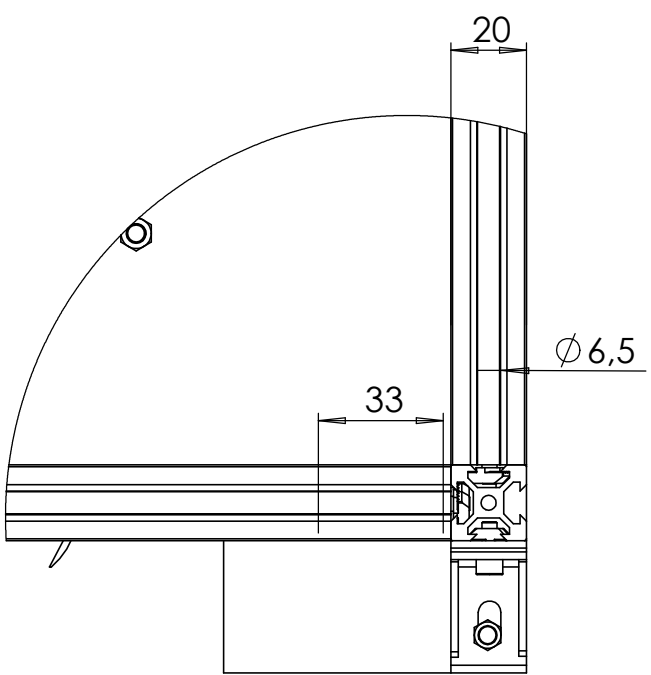
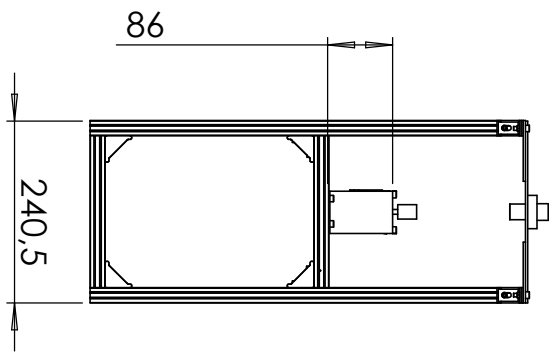
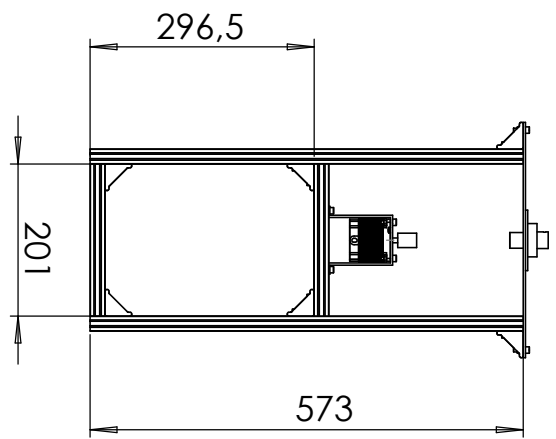
!presol,m !imprime os momentos de reação em cada elemento

finish

APÊNDICE C – Desenho Técnico da Balança

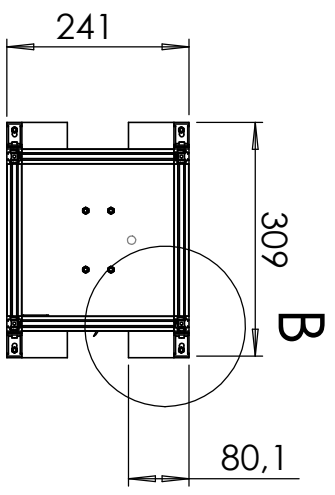


Material:		Projeto de balança para túnel de vento subsônico		Description:	
Finish:		Document Type: Desenho Técnico		Dimensões gerais da balança com asa	
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ±0,2; Angular Tol.: 0°15' Surface Finish: 0,8µm All Dimensions: mm		Legal Owner: DASSAULT SYSTEMES		Drawn by: João Victor Nunes Fonseca	
Drawing Scale: 1:20		Legal Owner: UMB Universidade de Brasília		Checked/Approved by:	
Approx Weight: 3,875 Kg		Drawing Produced In Accordance With: BS8888		Part Number:	
Projection Method: THIRD ANGLE		Sheet Size: A4		Drawing Number:	
THIRD ANGLE		UMB		Checked/Approved Date:	
				Drawn Date: 15/06/2019	
				Sheet: 1 of 4	
				Revision:	



DETALHE B

ESCALA 1 : 2



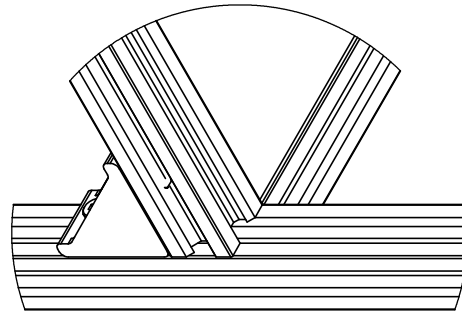
Material:		Projeto de balança para túnel de vento subsônico		Description:	
Finish:		Document Type: Desenho Técnico		Dimensões gerais da balança	
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ±0,2; Angular Tol.: 0°15' Surface Finish: 0,8µm All Dimensions: mm		Legal Owner: DASSAULT SYSTEMES		Drawn by: João Victor Nunes Fonseca	
Drawing Scale: 1:20		Legal Owner: UnB Universidade de Brasília		Drawn Date: 15/06/2019	
Approx Weight: 3,875 Kg		Drawing Produced In Accordance With: BS8888		Checked/Approved by:	
Projection Method: THIRD ANGLE		Sheet Size: A4		Checked/Approved Date:	
Part Number:		Drawing Number: 2		Sheet: 2 of 4	
Revision:		Revision:		Revision:	

D

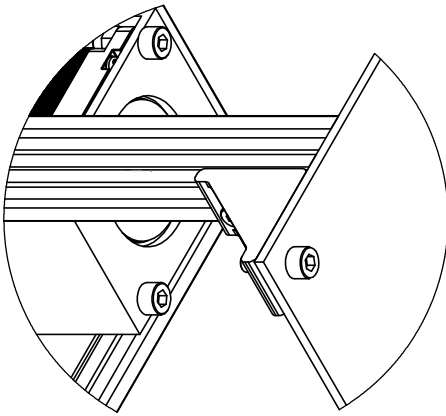
C

B

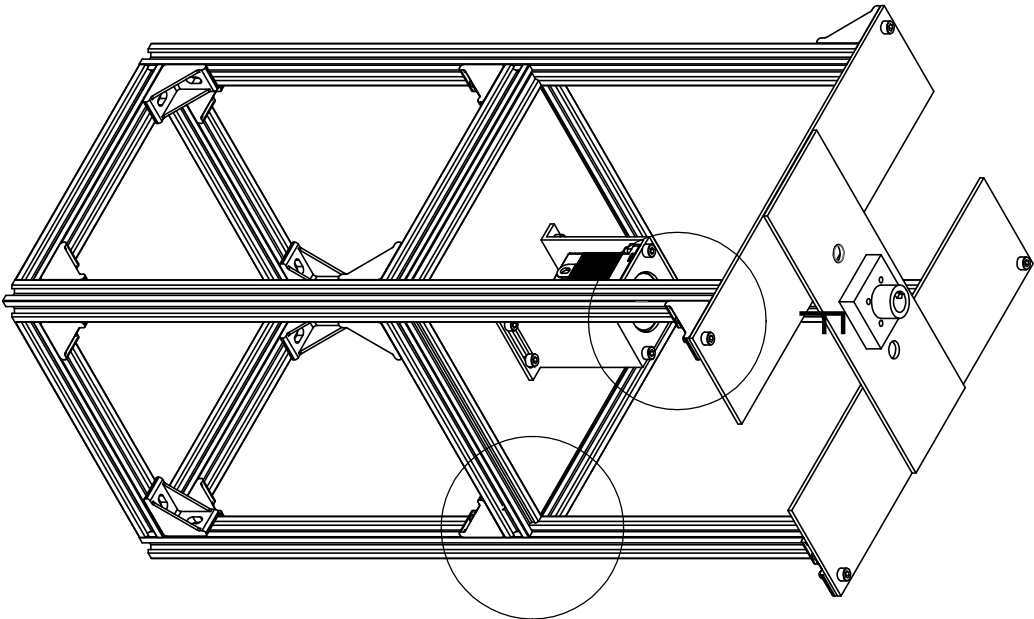
A



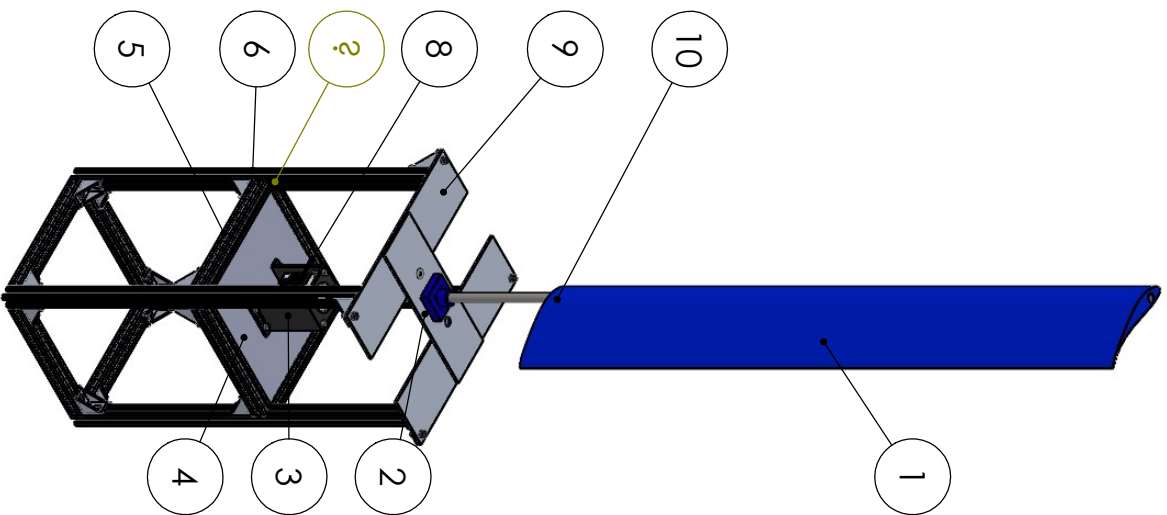
DETALHE D
 ESCALA 1 : 2





DETALHE F
 ESCALA 1 : 2



Material:		Projeto de balança para túnel de vento subsônico	
Finish:		Document Type: Desenho Técnico	
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ±0.2 ; Angular Tol.: 0°15' Surface Finish: 0.8µm All Dimensions: mm		Description: Dimensões gerais da balança	
Drawing Scale: 1:20		DASSAULT SYSTEMES	
Approx Weight: 3.875 Kg	Drawing Produced In Accordance With: BS8888	Legal Owner: UnB Universidade de Brasília	Drawn by: João Victor Nunes Fonseca
Projection Method: THIRD ANGLE	Sheet Size: A4		Drawn Date: 15/06/2019
		Checked/Approved by:	Checked/Approved Date:
		Part Number:	
		Drawing Number:	Sheet: 3 of 4
			Revision:



Nº DO ITEM	Nº DA PEÇA	QTD.
1	asa	1
2	chapa_asa	1
3	suporte_motor	1
4	base_motor	1
5	perfil aluminio 201 mm	8
6	perfil aluminio 573 mm	4
7	Aluminum Profile Corner 20x20	20
8	stepper motor	1
9	chapa	2
10	eixo	1
11	Vis CHC M5x16	4
12	Vis CHC M4x10	20
13	Porca_M4_martelo	20
14	acoplamento	1
15	Vis CHC M5x16	8
16	Porca_M5	8
17	Porca_M4	4
18	LMK 12 UU	1
19	freio_v2	1

Material:		Projeto de balança para túnel de vento subsônico	
Finish:		Description: Lista de materiais da bancada	
Unless Otherwise Stated: Linear Tol.: ±0.2; Angular Tol.: 0°15' Surface Finish: 0.8µm All Dimensions: mm		Document Type: Desenho Técnico	
Drawing Scale: 1:10		Legal Owner: DASSAULT SYSTEMES	
Approx Weight: 3.875 Kg	Drawing Produced In Accordance With: BS8888	 UMB Universidade de Brasília	
Projection Method: THIRD ANGLE	Sheet Size: A4	Drawn by: João Victor Nunes Fonseca Drawn Date: 15/06/2019 Checked/Approved by: _____ Checked/Approved Date: _____	
		Part Number: _____ Drawing Number: 5 Sheet: 4 of 4 Revision: _____	

APÊNDICE D – Código de Processamento de dados

```

% Modeling Static Stall - Using attached factor

tic;
clc; clear; close all;

%% Static data
AoA_1=[0 5 10 13.4 15 17.5 20 25 30];%Inserir Valores de alpha
Cl_1=[0 0.68 1.11 1.36 1.19 1.08 1.05 1.02 0.97]; %Inserir Valores de Cl
% load Static_Lift_Boeing
% load pag_75
% AoA_1=data(:,1); Cl_1=data(:,2);
[CLL,ang] = Attach_CL(AoA_1,Cl_1);

%% Plot
figure(1)
scatter(AoA_1,Cl_1, '*k')
hold on
grid on
plot(ang,CLL, 'm')

toc;

```

```

function [CLL,ang] = Attach_CL(AoA_1,Cl_1)
%Essa função determina o ângulo de ataque e o coeficiente de sustentação
%para o caso estático usando o degree of attachment f

%% Modeling f

% Important parameters
ind1=find(Cl_1==max(Cl_1));
as=AoA_1(ind1); % Stall angle

ang=linspace(min(AoA_1),max(AoA_1),10*max(AoA_1)+1);
f=zeros(1,length(ang));
Cla=(diff(Cl_1)./diff(AoA_1)); % dCl/d_alpha

S1=0.07;
S2=150;
for a1=1:length(ang)
    if ang(a1)<= as
        f(a1)= 1-0.3*exp((ang(a1)-as)/S1);
        if f(a1) <= 0.996
            % Quando f é menor do que esse valor, dá problema na
            modelagem.
            f(a1) = 0.999;
        end
    else
        f(a1)=0.04+0.66*exp((as-ang(a1))/S2);
    end
end

% Struct que tem os ângulos divididos
for a1=2:length(AoA_1)
    K(a1).ang=find(ang<=AoA_1(a1));
end

% Struct que contêm os a0

for a1=1:length(AoA_1)-1
    K(a1).a0=(Cla(a1)*AoA_1(a1)-Cl_1(a1))/Cla(a1);
end

%%% Modelagem do coeficiente de sustentação
% O vetor l é declarado sozinho.
CLL1=Cla(1)*(ang(K(2).ang)-K(1).a0).*(0.5*(1+sqrt(f(K(2).ang))))).^2;
% Continuação até o vetor final
for a1=2:length(AoA_1)-1
    K(a1).CL=Cla(a1)*(ang(K(a1+1).ang(length(K(a1).ang)+1:end))-
    K(a1).a0)...
    *(0.5*(1+sqrt(f(K(a1+1).ang(length(K(a1).ang)+1:end))))).^2;
end

% Correções quando o AoA é maior do que as
index=zeros(1,length(AoA_1)-1);
var=zeros(1,length(index)); % Vetor que tem os valores de a0

```

```

for a1=1:length(index)
    var(a1)=K(a1).a0;
end

for a1=1:length(index)
    if var(a1) <= 0
        index(a1)=1; % Caso quando AoA <= as
    else
        index(a1)=2; % Caso quando AoA > as
    end
end

for a1=1:length(index)
    if index(a1) == 1
        K(a1).CL=K(a1).CL;
    else
        % Quando for o caso 2, somar com o valor do Cl_1 e diminuir pelo
        % valor máximo do atual Cl da struct
        K(a1).CL=K(a1).CL+Cl_1(a1)-max(K(a1).CL);
    end
end

% Concatenando automaticamente os coeficientes de sustentação
n=length(AoA_1)-2; % Number of interactions
CL11=[]; % Initialize with null
for k=2:n+1
    CL11=[CL11, K(k).CL];
end
CLL=horzcat(CLL1,CL11);

end

```

Anexos

ANEXO A – Matriz de Ensaio

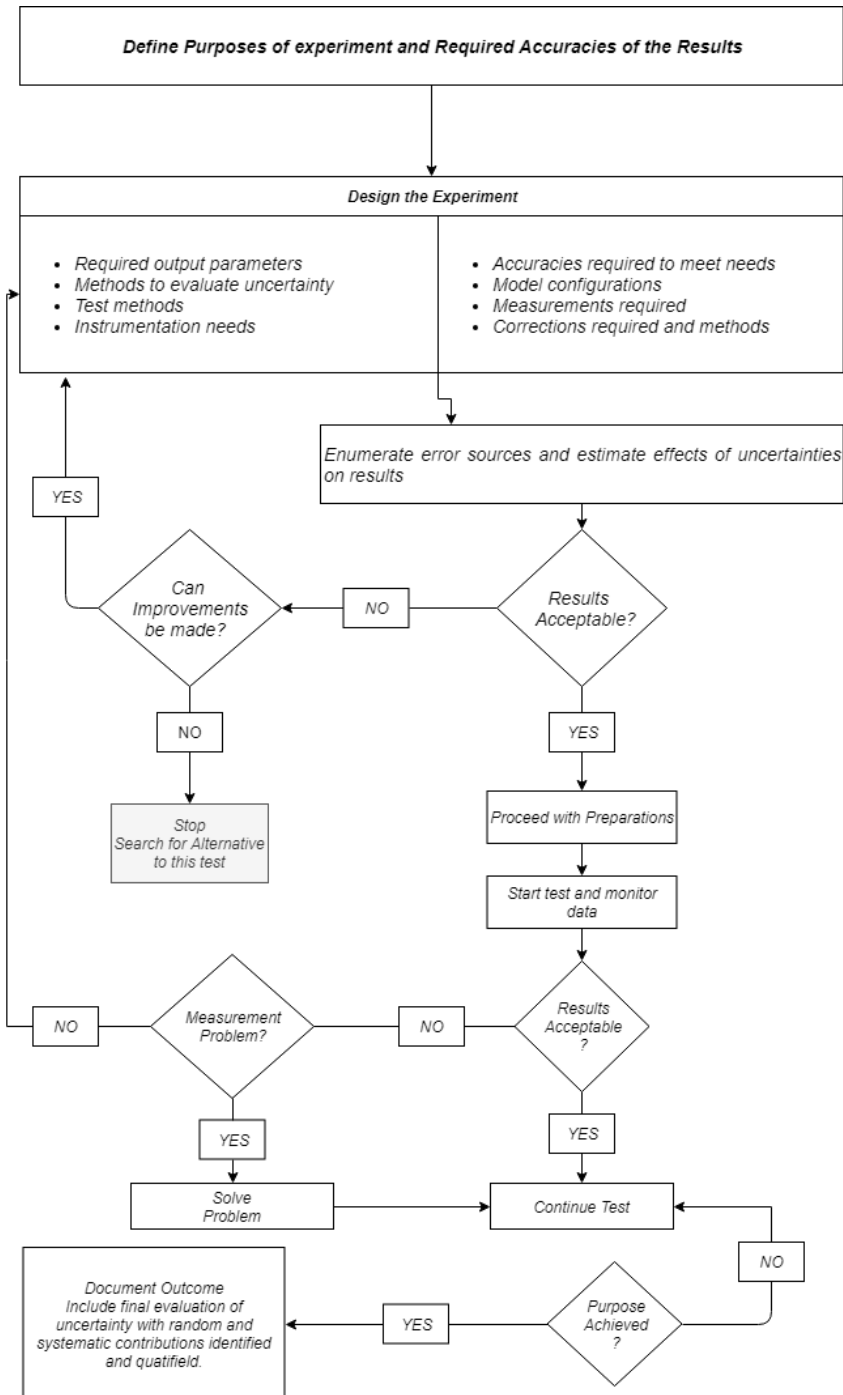


Figura 65 – Diagrama do processo de planejamento e execução de ensaio experimental (Barlow W. H. Rae (1999), adaptado).