

UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL
ÁREA DO CONHECIMENTO DE CIÊNCIAS EXATAS E ENGENHARIAS

BRUNO GIRARDELLO

**ANÁLISE NUMÉRICA E EXPERIMENTAL DOS EFEITOS DA DEFLEXÃO DA
ASA EM UMA AERONAVE DA COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN**

CAXIAS DO SUL

2021

BRUNO GIRARDELLO

**ANÁLISE NUMÉRICA E EXPERIMENTAL DOS EFEITOS DA DEFLEXÃO DA
ASA EM UMA AERONAVE DA COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN**

Trabalho de conclusão de curso apresentado como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Mecânica da Universidade de Caxias do Sul. Área de concentração: mecânica dos fluidos.

Orientador: Prof. Me. Vagner Grison.

CAXIAS DO SUL

2021

BRUNO GIRARDELLO

**ANÁLISE NUMÉRICA E EXPERIMENTAL DOS EFEITOS DA DEFLEXÃO DA
ASA EM UMA AERONAVE DA COMPETIÇÃO SAE AERODESIGN**

Trabalho de conclusão de curso apresentado como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Mecânica da Universidade de Caxias do Sul. Na área de concentração de mecânica dos fluidos.

Aprovado em 11/12/2021

Banca examinadora:

Prof. Me. Wagner Grison
Universidade de Caxias do Sul – UCS

Prof. Dr. Alexandre Fassini Michels
Universidade de Caxias do Sul – UCS

Prof. Me. André Alaniz Cesario
Universidade de Caxias do Sul – UCS

RESUMO

Este trabalho visa compreender a influência da deflexão asa provocada pelos carregamentos aerodinâmicos, e esses como são afetados pela deformação da superfície aerodinâmica. Para o estudo foi utilizada a asa projetada pela equipe Aerosul no ano de 2021 para a participação da competição SAE *Aerodesign*, com o intuito da definição de um critério da deflexão na ponta da asa. Para essa análise foi desenvolvido um mecanismo junto ao túnel de vento localizado na Universidade de Caxias do Sul para os testes, com a finalidade da medição das forças aerodinâmicas de modelos impressos em escala reduzida. Juntamente ao mecanismo, foram propostos três modelos de turbulências que foram simulados com geometria que representa a condição experimental realizada. Após a seleção do modelo de turbulência foram criadas geometrias utilizando o *software SolidWorks*, ao qual foram atribuídos valores de deflexão na ponta da asa como referência. Utilizando as condições de voo da equipe na competição foram feitas simulações utilizando o *software ANSYS Fluent* para todas as condições propostas e utilizando a asa sem deflexão para se ter um parâmetro. Com isso foi possível observar a perda de eficiência aerodinâmica em 7, 11 e 13% para as deflexões de 73,25; 146,50 e 219,17mm, respectivamente, para uma aeronave de 1928mm de envergadura.

Palavras-chave: Aerodesign. Deflexão de asa. Requisitos de projeto. Método dos Volumes Finitos

ABSTRACT

This paper aims to understand how the wing deflection caused by aerodynamic loads, and how they are affected by the aerodynamic surface deformation. For the study was used the wing projected by *Aerosul* team in 2021 for the SAE *Aerodesig* competition, with the intention to define wing tip deflection criterion. For this analysis was development a device in conjunction with the wind tunnel located at University of Caxias do Sul for testing, this one has the goal to measure the aerodynamics loads in wings model printed in reduced scale. Jointly the mechanism was proposed three turbulence model that had been simulated as like the test. After the selection of turbulence model, was created geometries, using SolidWorks software, whom was attributed values to wing tip deflection as references. Using the team flight condition at the competition, were made simulation using Ansys Fluent software for all the condition proposed and using a wing without deflection for reference. Thereby was possible observe a lost of aerodynamic efficiency in 7, 11 and 13% for deflections of 73,25; 146,50 and 219,17mm, respectively, for a wingspan with 1928mm.

Keywords: Aerodesign. Wing deflection. Design requirements. Finite Volume Method.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1- Análise dinâmica da deflexão da asa de uma aeronave	7
Figura 2- Variação relativa de densidade com a altitude na ISA	10
Figura 3- Classificação dos escoamentos	11
Figura 4- Desenvolvimento da camada limite	12
Figura 5- Parâmetros geométricos de um perfil aerodinâmico.....	13
Figura 6- Ângulo de ataque durante as manobras de uma aeronave	14
Figura 7- Linhas de fluxo sobre um perfil aerodinâmico	15
Figura 8- Distribuição de pressão e forças resultantes no CA de aerofólio	16
Figura 9- Parâmetros de uma asa finita	17
Figura 10- Alteração na curva de CL com o aumento do AR	18
Figura 11- Efeito de vórtice na ponta de asa	19
Figura 12- Efeito de <i>downwash</i> em um perfil aerodinâmico.....	20
Figura 13- Distribuições das sustentações ao longo de meia envergadura.....	21
Figura 14- Deflexão em uma viga engastada	22
Figura 15- Exemplo do volume de controle de uma esfera.....	23
Figura 16- Perfil Eppler 423	26
Figura 17- Fluxograma do trabalho	27
Figura 18 Comparativo entre os modelos.....	28
Figura 19 Medidas involucro dos modelos	29
Figura 20- Histórico de valores de altitude densidade para a competição Aerodesign.....	30
Figura 21- Diagrama V-N 2021.....	31
Figura 22- Fixação na lateral do túnel de vento	32
Figura 23- Dimensional da célula de carga	32
Figura 24- Posição células de cargas	33
Figura 25- Dimensional asa e suas divisões	33
Figura 26- Preenchimento da impressão da asa.....	34
Figura 27- Esquema de ligação das células de carga.....	35
Figura 28- Comparação das malhas	36
Figura 29- Resultados comparativos entre malhas	36
Figura 30- Desenvolvimento da malha no bordo de ataque	38
Figura 31- Testes de pesos no sensor de arrasto.....	39

Figura 32- Perfil de carga distribuída ao longo da envergadura.....	39
Figura 33- Gráfico da calibração	41
Figura 34- Velocidade vs Sustentação (Experimental)	42
Figura 35- Comparação dos valores de simulação e experimental	43
Figura 36- Diagrama das cargas no sensor	44
Figura 37- Comparação das curvas experimentais, numéricas e analítica	45
Figura 38- Efeito da deflexão na componente de sustentação.....	46
Figura 39- Efeito da deflexão na componente de arrasto	46
Figura 40- Efeito da deflexão na eficiência aerodinâmica	47

LISTA DE TABELAS

Tabela 1- Valores das deflexões para cada modelo.....	28
Tabela 2- Resumo dos valores para Reynolds.....	30
Tabela 3- Resumo dados da medição para calibração.....	40
Tabela 4- Resultados das medições de força e sustentação da asa em túnel de vento	41
Tabela 5- Propriedades do ar no teste experimental.....	42
Tabela 6- Sustentação para diferentes modelos de turbulência.....	43
Tabela 7- Dados da Simulação	45
Tabela 8- Perda de eficiência vs deflexão	47

LISTA DE SIMBOLOS

τ	Tensão de escoamento
μ	Viscosidade dinâmica
ρ	Massa específica
v	Velocidade do escoamento
D	Dimensão característica do escoamento
R_e	Número de Reynolds
p_e	Pressão estática
CA	Centro aerodinâmico
l	Força de sustentação de um aerofólio
d	Força de arrasto de um aerofólio
$m_{c/4}$	Momento no CA de um aerofólio
cl	Coefficiente de sustentação de um aerofólio
cd	Coefficiente de arrasto de um aerofólio
cm	Coefficiente de momento de um aerofólio
b	Envergadura da asa
S	Área projetada da asa
AR	Alongamento
A	Afilamento
ct	Corda na ponta da asa
cr	Corda na raiz da asa
\bar{c}	Corda média aerodinâmica da asa
L	Força de sustentação de um aerofólio
D	Força de arrasto de um aerofólio
$M_{c/4}$	Momento no CA de um aerofólio
C_L	Coefficiente de sustentação de uma asa
C_D	Coefficiente de arrasto de um aerofólio
C_M	Coefficiente de momento de um aerofólio
ϵ_w	Ângulo de <i>downwash</i>
V_{eff}	Velocidade efetiva
d_i	Arrasto induzido
v_B	Deflexão na ponta da asa

I	Momento de inércia da secção transversal
w	Carregamento ao longo de uma viga
T	Temperatura;
i	Energia interna do fluido.
t	Tempo
u, v e j	são os vetores de velocidades nas direções espaciais x, y e z;
ϕ	Função de dissipação;
S_M	Quantidade de movimento;
U	Termo convectivo;
R	Constante dos gases ideais;
C_v	Capacidade térmica a volume constante do fluido.
C_f	Camada de atrito;
τ_w	Tensão de cisalhamento na parede;
ΔS	Tamanho da primeira camada.

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	7
1.1.	JUSTIFICATIVA	8
1.2.	OBJETIVOS	8
1.2.1.	Objetivo Geral	8
1.2.2.	Objetivos Específicos	8
2.	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	10
2.1.	ATMOSFERA PADRÃO	10
2.2.	ESCOAMENTO DOS FLUIDOS	11
2.3.	CONCEITOS DE AERODINÂMICA	13
2.3.1.	Asas de envergadura finita	16
2.3.2.	Distribuição de sustentação na asa	20
2.4.	DEFLEXÃO ESTRUTURAL DA ASA.....	21
2.5.	FLUIDO DINÂMICA COMPUTACIONAL.....	23
2.5.1.	Pré-processamento	23
2.5.1.1	Modelo de turbulência	24
2.5.2.	Processamento	24
2.5.3.	Pós- processamento	25
3.	MATERIAIS E MÉTODOS	26
3.1.	DESCRIÇÃO DO PROBLEMA	26
3.1.1.	Elaboração dos modelos	28
3.1.2.	Definições das condições de contorno	29
3.1.3.	Elaboração do dispositivo de teste	31
3.1.4.	Fabricação dos componentes	33
3.1.5.	Esquema elétrico	34

3.1.6.	Geração de Malhas	35
3.1.7.	Testes no túnel de vento.....	38
4.	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	40
4.1.	TESTES EXPERIMENTAIS.....	40
4.2.	SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA ASA EM ESCALA	42
4.3.	SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA ASA DEFLETIDA.....	45
5.	CONCLUSÕES	48
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	50
	APÊNDICE A- DESENHOS TÉCNICOS PARA A FABRICAÇÃO.....	52
	APENDICE B- PROGRAMAÇÃO NO ARDUINO.....	57
	APENDICE C- DADOS DE CALIBRAÇÃO.....	58
	APENDICE D- DADOS DA MEDIÇÃO.....	60

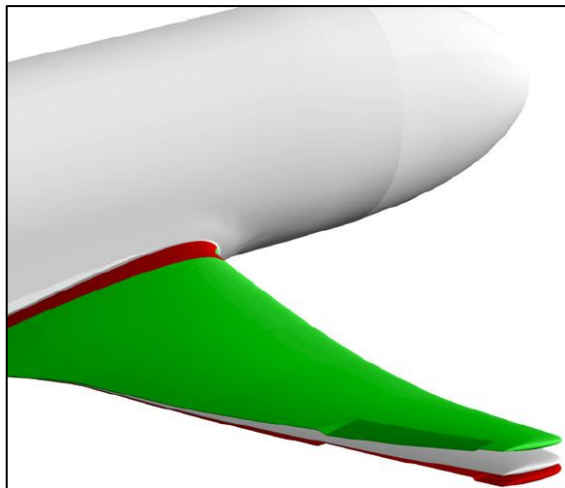
1. INTRODUÇÃO

Para minimizar a diferença de conhecimentos utilizados entre a prática das indústrias e os conceitos abordados nas instituições de ensino, cada vez mais existem iniciativas nas áreas de desenvolvimento de profissionais e de tecnologias. Uma delas é a competição SAE Brasil AeroDesign, cujo objetivo é incentivar as equipes, formadas pelos alunos de cada instituição, a desenvolver conhecimentos específicos na área aeronáutica, através do projeto de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT). Desde 2007 a Universidade de Caxias do Sul oferece aos seus alunos a possibilidade de participar dessa competição.

Uma das áreas envolvidas no projeto é a de estruturas, que tem como função definir como a aeronave irá suportar os esforços durante a missão, através da seleção de materiais, geometrias e dimensionamento dos componentes. Para a estrutura da asa a equipe da UCS vem optando pelo uso de uma longarina única ao longo da envergadura, o que facilita a execução dos cálculos e a construção, quando comparado ao conceito de treliça utilizado anteriormente.

Rodrigues (2009) diz que a deflexão da asa é um dos critérios mais importantes durante o projeto da estrutura da asa. A Figura 1 demonstra a análise dinâmica virtual ao qual a superfície da aeronave é submetida para ver seus limites e as consequências nas componentes aerodinâmicas.

Figura 1- Análise dinâmica da deflexão da asa de uma aeronave



Fonte: adaptado Rodrigues (2009)

O principal critério que é avaliado na competição é a carga útil que a aeronave carrega durante a missão, conforme visto nas notas das competições disponibilizadas pela SAE Brasil (2021). Porém, como o projeto dela leva em consideração o peso total, é de suma importância

que o peso da aeronave seja o menor possível. O que implica em aumentar a eficiência estrutural (carga útil / peso).

1.1. JUSTIFICATIVA

O dimensionamento da longarina de uma aeronave requer o conhecimento das cargas aerodinâmicas geradas pela geometria da asa, entre elas a sustentação, responsável por manter o voo. Entretanto, deve haver um compromisso entre os critérios de resistência e rigidez para um melhor resultado. Ou seja, para melhor absorver as cargas dinâmicas, a asa não deve ser totalmente rígida. Por outro lado, o efeito da deflexão ao longo do seu comprimento produz uma alteração na sua geometria que, por sua vez, altera as componentes de sustentação e arrasto gerados como demonstrado por Kan et. al (2018).

Durante o desenvolvimento do trabalho de otimização da estrutura da asa de Heinzmann (2020), viu-se que o critério de deflexão na ponta da asa é o predominante durante a elaboração da longarina do VANT projetado pela equipe Aerosul. Assim sendo, o presente trabalho possibilitará entender o efeito da deflexão ao longo da envergadura nas componentes aerodinâmicas e assim criar um critério para tal, com a finalidade de produzir uma estrutura mais leve para o aumento da competitividade da equipe na competição.

1.2. OBJETIVOS

1.2.1. Objetivo Geral

Analisar a influência da deflexão da asa de uma aeronave da competição SAE AeroDesign nas componentes de sustentação e arrasto, visando definir limites para o seu dimensionamento estrutural.

1.2.2. Objetivos Específicos

Para atingir o objetivo geral foram definidos os seguintes específicos:

- a) desenvolver método/dispositivo para testes no túnel de vento de uma asa;
- b) estabelecer as geometrias de asas defletidas;
- c) analisar o comportamento aerodinâmico de uma asa com diferentes níveis de

deflexão;

d) medir as forças de sustentação de uma asa em escala no túnel de vento para validação de resultados obtidos por CFD

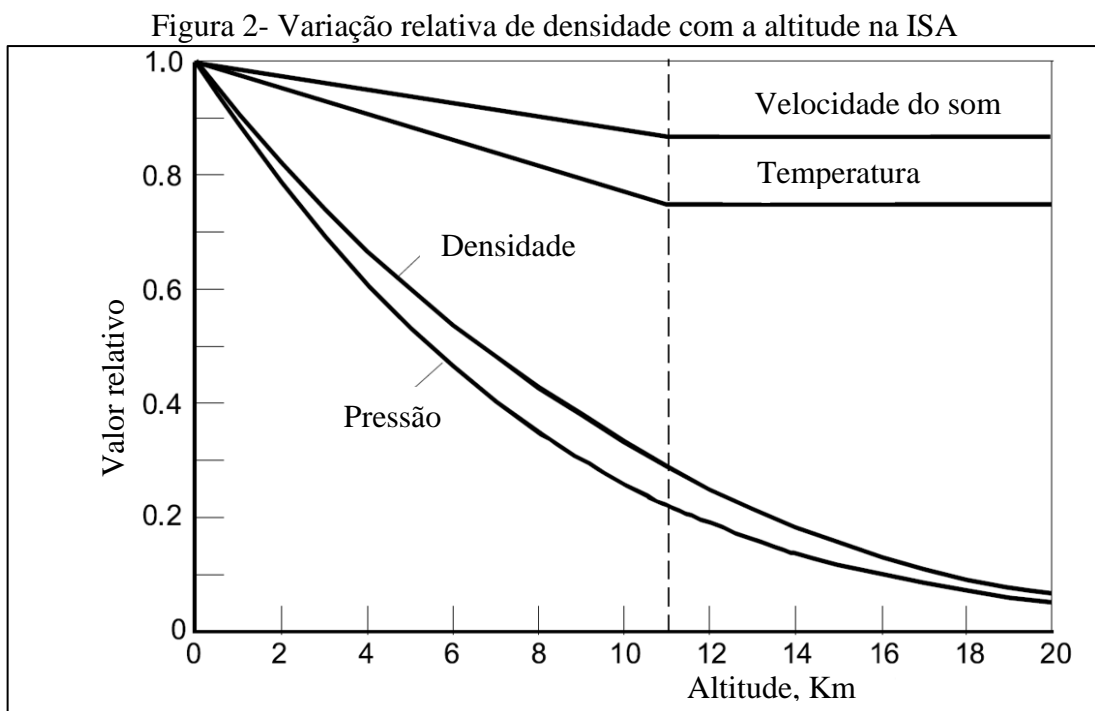
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo serão apresentados os conceitos teóricos fundamentais para o entendimento dos fenômenos físicos envolvidos no problema estudado. Ele está dividido em atmosfera padrão, escoamento dos fluidos, conceitos de aerodinâmica e deformação numa viga.

2.1. ATMOSFERA PADRÃO

Os fluidos têm como característica preencher o volume ao qual são submetidos, conforme descrito por Çengel e Cimbala (2007). A propriedade densidade, ou massa específica, ρ é definida justamente como a razão entre a quantidade de massa do fluido e o espaço que ele ocupa, no sistema internacional de medidas (SI) em Kg/m^3 .

Para o caso da atmosfera, tem a sua variação de sua massa específica ao longo da altitude, temperatura, clima, localização no globo, entre outros. Para a padronização, normalmente é (até 20 km de altitude) utilizado a atmosfera padrão como base, ela admite uma variação de $-6,5 \text{ }^\circ\text{C/km}$, onde a altitude 0 é o nível do mar (TORENBECK; WITTENBERG, 2009). A Figura 2 descreve como a densidade, pressão, temperatura e velocidade do som variam com o aumento da altitude no modelo da Atmosfera Padrão Internacional (em inglês, ISA).



Fonte: adaptado de Torenbeek, Wittenberg (2009)

Além da densidade do ar, outra propriedade importante é a viscosidade. Segundo Çengel e Cimbala (2007), ela está associada à dificuldade de locomoção relativa de um corpo dentro de um fluido, ou mesmo como uma resistência ao escoamento dentro do meio. Para fluidos newtonianos a tensão de escoamento τ é proporcional à taxa de deformação dv/dy . Essa proporcionalidade pode ser representada pela constante μ , a qual é associada a viscosidade dinâmica do material conforme demonstra a Equação 1. (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006).

$$\tau = \mu \cdot \frac{dv}{dy} \quad (1)$$

onde: a tensão de escoamento τ , é dada em N/m^2

a viscosidade μ , é dada em $Pa \cdot s$

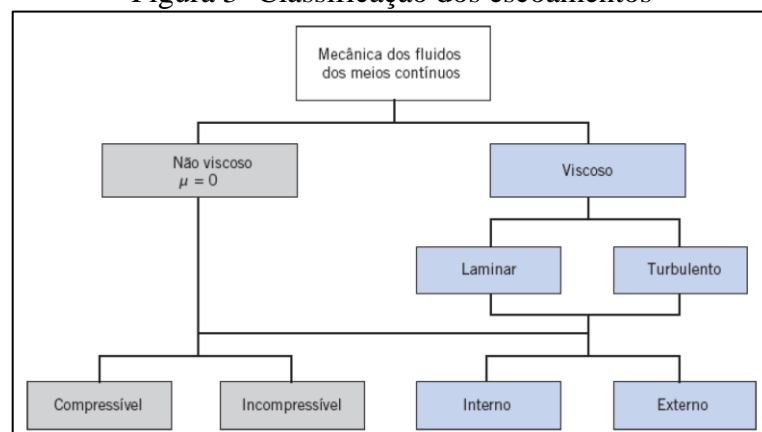
e a taxa de deformação dv/dy em s^{-1}

Na mecânica dos fluidos algumas vezes é comum utilizar a razão entre a viscosidade dinâmica e sua massa específica ρ , que é chamada de viscosidade cinemática (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006).

2.2. ESCOAMENTO DOS FLUIDOS

Segundo Fox, Mcdonald e Pritchard (2006), os escoamentos de fluidos podem ser classificados de acordo com o diagrama da Figura 3. Na aplicação da aeronave do AeroDesign, considera-se o escoamento como viscoso, incompressível e externo.

Figura 3- Classificação dos escoamentos



Fonte: Fox, Mcdonald E Pritchard (2006)

Uma definição importante para a classificação dos escoamentos é o número de Reynolds. Segundo Rodrigues (2009), trata-se de um número adimensional utilizado como parâmetro para a determinação se um escoamento é laminar e turbulento e é muito importante para as análises aerodinâmicas, pois afeta diretamente a geração de sustentação e arrasto. O seu significado físico vem do quociente entre as forças de inércia ($\rho \cdot v$) e as forças de viscosidade (μ/D) conforme a Equação 2:

$$R_e = \frac{\rho \cdot v \cdot D}{\mu}, \quad (2)$$

onde: v representa a velocidade do fluido [m/s];

ρ é a densidade do fluido [kg/m³];

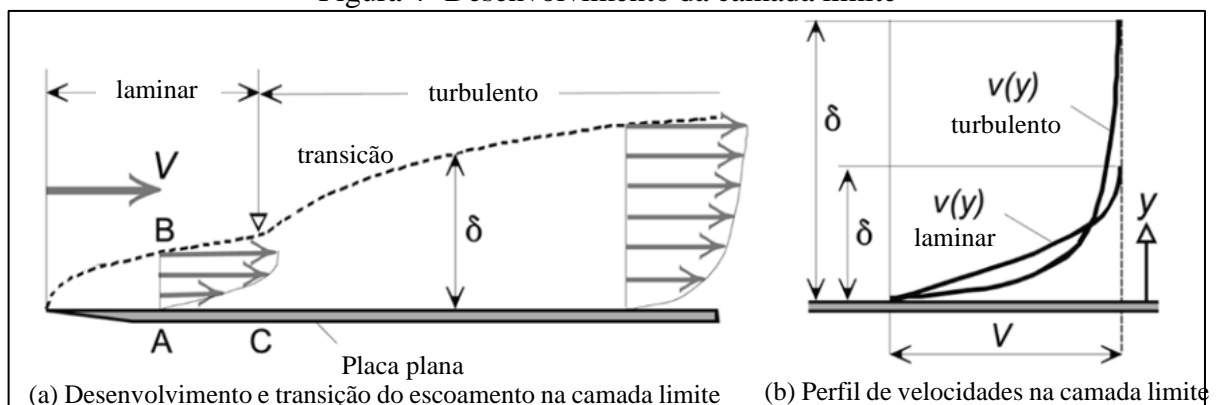
μ é a viscosidade dinâmica [Pa·s];

D , uma dimensão característica do contexto do escoamento [m];

Para o caso de asa, essa dimensão característica é a corda média aerodinâmica do perfil da asa. Nos estudos de escoamento sobre as asas de aviões o fluxo se torna completamente turbulento para número de Reynolds da ordem de 3×10^7 (RODRIGUES, 2009).

Um conceito introduzido por Ludwig Prandtl, estudioso alemão sobre aerodinâmica, é a camada limite. Na Figura 4 é apresentado como a camada limite se desenvolve sobre uma placa plana (o mesmo conceito pode ser aplicado em perfis aerodinâmicos).

Figura 4- Desenvolvimento da camada limite



Fonte: adaptado de Torenbeek, Wittenberg (2009).

Antes do contato com a placa o escoamento totalmente laminar e tem suas linhas de correntes bem definidas. Ao encontrar o objeto, o fluido, por conta das forças viscosas,

apresenta uma região afetada, chamada de camada limite e representada na Figura 4 pelo símbolo δ , pela inercia da placa ao qual a velocidade se desenvolve de zero (ponto A da Figura 4(a)) até a velocidade de escoamento V (ponto B da Figura 4(a)). Do ponto de contato inicial até o ponto C da Figura 4(a) o escoamento apresenta a característica laminar, a partir desse ponto as forças viscosas não são o suficiente para manter esse perfil de velocidades e acontece a transição gradual para turbulento. Nessa região não existem mais linhas de fluxo e o perfil de velocidades está associado às velocidades médias do fluxo ao longo da região afetada pela presença do objeto.

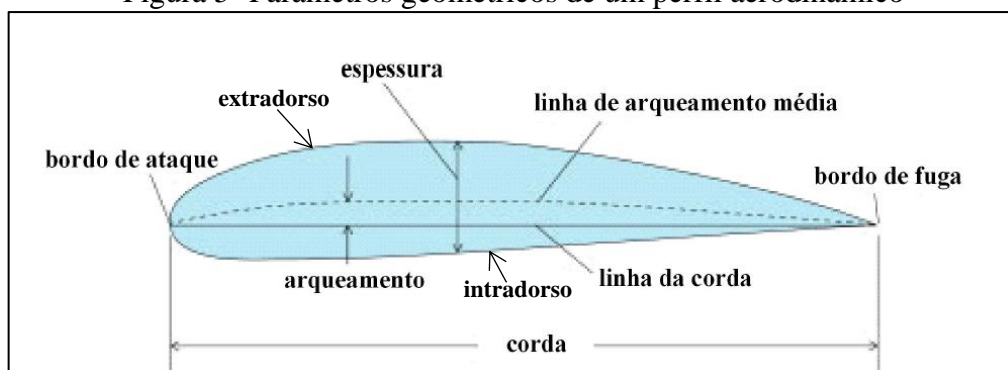
Como é possível observar na Figura 4(b) no regime turbulento a velocidade desenvolvida pelo fluido é maior que na laminar assim como o tamanho da camada limite afetada (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006).

2.3. CONCEITOS DE AERODINÂMICA

A aerodinâmica é definida como o estudo dos movimentos dos fluidos gasosos, assim como as forças resultantes entre suas interações com os corpos sólidos neles imersos (RODRIGUES, 2009). Antes de analisar as interações que acontecem entre a asa e o ar é importante revisar as características do perfil aerodinâmico, denominado aerofólio.

O aerofólio é uma superfície projetada a partir do escoamento do fluido ao seu redor para a obtenção de reações aerodinâmicas. Na Figura 5 estão identificados os principais parâmetros de um perfil aerodinâmico típico.

Figura 5- Parâmetros geométricos de um perfil aerodinâmico

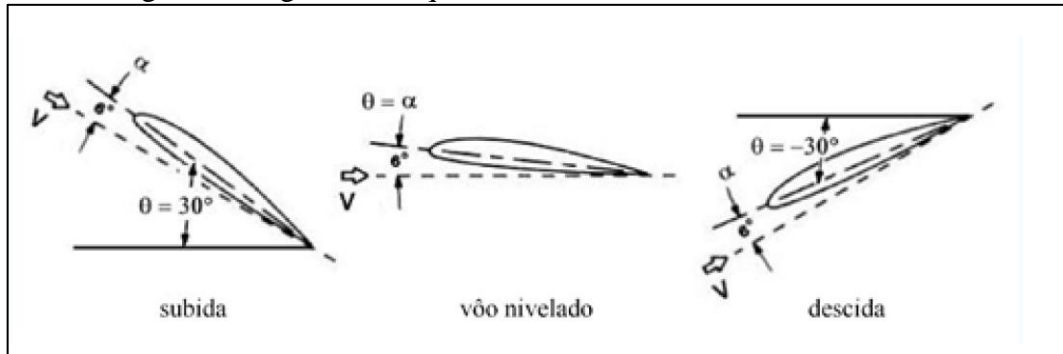


Fonte: adaptado Rodrigues (2009).

O ângulo da linha que a corda forma com o vento relativo é denominado ângulo de ataque (α), enquanto o ângulo que o perfil forma com o eixo longitudinal da aeronave é

denominado ângulo de incidência (θ). Esses dois ângulos são de grande importância para o desempenho de uma asa durante as manobras que a aeronave exerce (Rodrigues, 2009). Na Figura 6 estão representados esses ângulos dados algumas condições da asa.

Figura 6- Ângulo de ataque durante as manobras de uma aeronave



Fonte: adaptado de Rodrigues (2009).

Para explicar como é exercida a força de sustentação sobre os corpos é necessário entender dois princípios fundamentais: a terceira lei de Newton e o princípio de Bernoulli. Por conta da geometria do aerofólio o escoamento é forçado a mudar de direção, em reação a isso o fluxo gera um campo de pressão em torno ao perfil na mesma magnitude e sentido oposto, como explica a terceira lei de Newton. Esse último se refere à da conservação da energia da partícula ao longo de seu percurso em um escoamento laminar e pode ser descrita pela seguinte Equação 3 (Rodrigues, 2009).

$$p_e + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 = cte \quad (3)$$

onde: p_e , representa a pressão estática do ar [Pa];

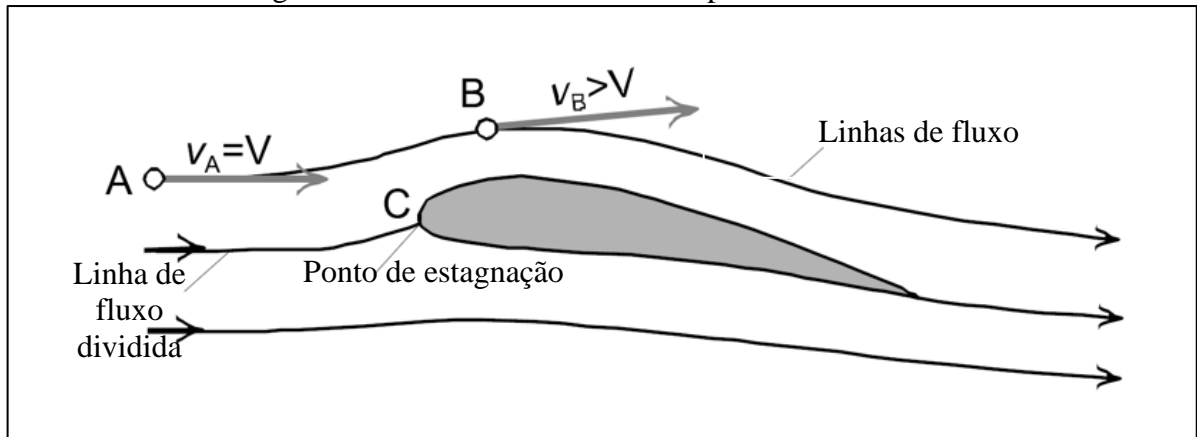
ρ é sua densidade [kg/m³];

v a velocidade do deslocamento [m/s].

Quando se analisa o fluxo em um perfil aerodinâmico pode-se relacionar com o que acontece num tubo de Venturi. Todas as linhas de fluxo que estão no momento inicial devem se deslocar juntas, fazendo com que haja compensações nas suas velocidades e pressão estática para que a energia seja conservada. Sendo assim, como ilustra Figura 7, em um aerofólio as linhas de fluxo iniciam o escoamento com a mesma velocidade e pressão e ao atingir o ponto

de estagnação (ponto C) o fluxo é dividido. A parte que se desloca extradorso tem a sua velocidade aumenta reduzindo assim a pressão, enquanto no intradorso ela permanece praticamente inalterada. Essa diferença de pressão resulta nas forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto.

Figura 7- Linhas de fluxo sobre um perfil aerodinâmico

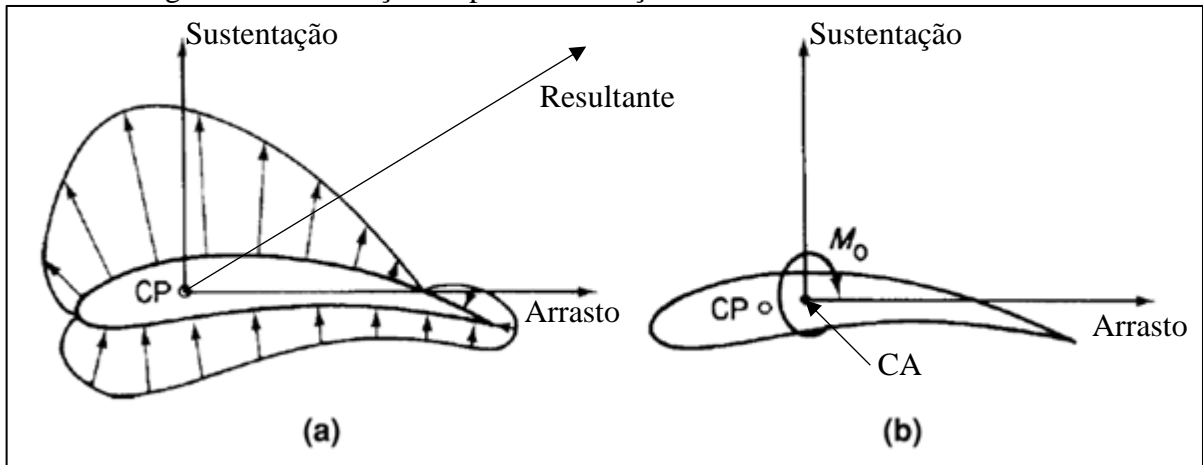


Fonte: adaptado de Torenbeek, Wittenberg (2009).

Conforme Rodrigues (2009), a distribuição de pressão vista na Figura 8 resulta numa força resultante perpendicular ao vento relativo. O ponto onde essa resultante atua é chamada de centro de pressão, mas como a variação do ângulo de ataque altera a posição do centro de pressão, não é usual trabalhar com essa referência

Esse ponto pode ser movido ao longo da linha média do perfil e a adição de um momento, como explicado por Hibbler (2011) com o princípio da transmissibilidade. Para facilitar a análise utiliza-se o centro aerodinâmico (CA) do perfil, o qual não varia conforme o ângulo de ataque. Para uma estimativa inicial do CA é comum utilizar o valor de $\frac{1}{4}$ da corda do perfil. A força resultante pode ser dividida em duas componentes, a perpendicular ao vento relativo é denominada sustentação e paralela ao mesmo é denominada arrasto.

Figura 8- Distribuição de pressão e forças resultantes no CA de aerofólio



Fonte: adaptado de Megson (2010).

As forças de sustentação (l), força de arrasto (d) e o momento ($m_{c/4}$) do perfil no centro aerodinâmico por unidade de envergadura podem ser descritas pelas Equações 3 a 5, respectivamente.

$$l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c \cdot c_l \quad (3)$$

$$d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c \cdot c_d \quad (4)$$

$$m_{c/4} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot c^2 \cdot c_m \quad (5)$$

onde: c_l , c_d e c_m são os coeficientes de sustentação, arrasto e momento, obtidos por meio de ensaios, geralmente realizados em túnel de vento, ou por simulações numéricas;

ρ é a densidade do ar [kg/m^3];

v é velocidade vento relativo [m/s];

c é a corda do perfil [m].

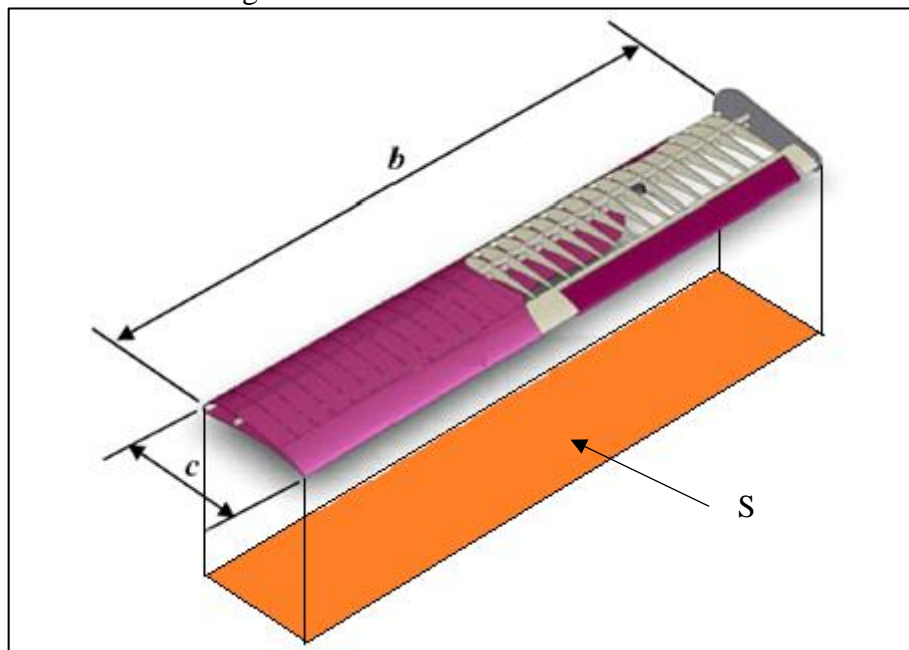
2.3.1. Asas de envergadura finita

Os conceitos apresentados anteriormente são aspectos fundamentais para o projeto e a análise de desempenho de um perfil aerodinâmico, onde o escoamento é estudado somente sob

a perspectiva de duas dimensões. Pode-se dizer que a envergadura é infinita para esse tipo de análise.

Na Figura 9 é possível observar as principais características de uma asa finita. A secção que forma a asa utiliza ranhuras fabricadas no formato dos aerofólios como o da Figura 5, apresentando uma corda (c). O comprimento total da asa é chamado de envergadura (b) e a área formada pela projeção do perfil ao longo dela é chamado de área projetada (S).

Figura 9- Parâmetros de uma asa finita



Fonte: adaptado de Rodrigues (2009).

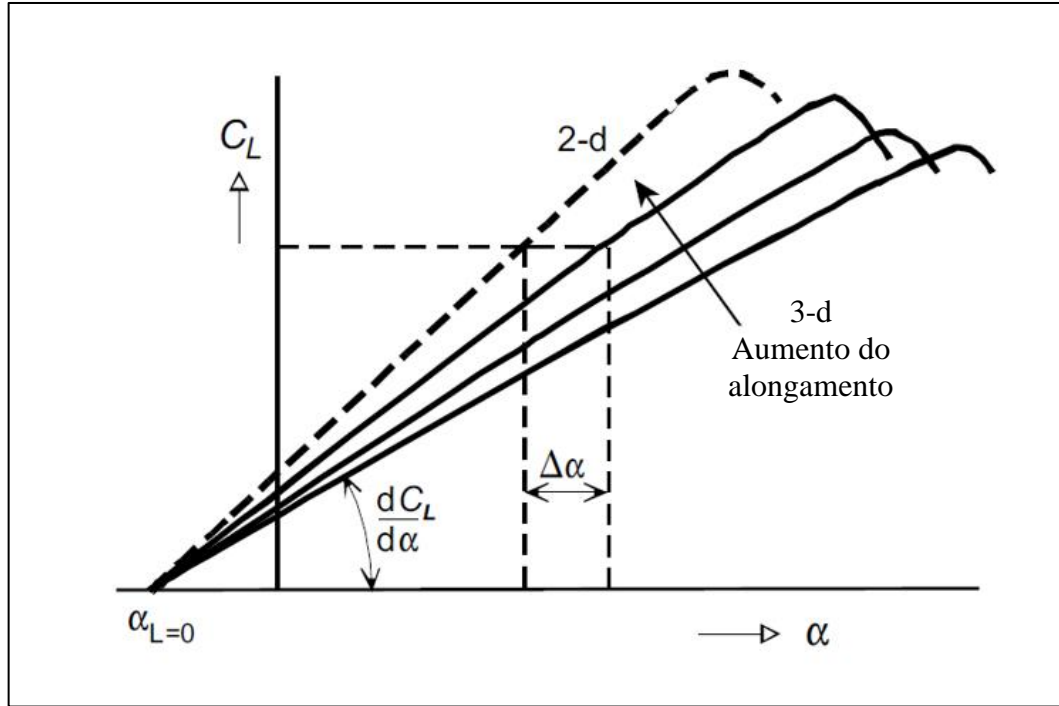
Quando se leva em conta que a asa tem a envergadura finita, há mais fatores que devem ser levados em conta. O primeiro é o formato dela, existem quatro principais normalmente utilizados: retangular, trapezoidal, elíptico ou mista. Normalmente se utiliza o formato mista por reunir vantagens tanto do modelo retangular e do trapezoidal e ser construtivamente mais simples que a elíptica.

Outros fatores importantes para a análise são o afilamento e o alongamento. O alongamento (AR), é definido pela Equação 6. Na Figura 10 pode-se verificar como o alongamento interfere no CL máximo que a asa pode atingir. O afilamento (λ) é definido como a razão entre as cordas na ponta (ct) e a corda na raiz (cr) (RODRIGUES, 2009).

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (6)$$

$$\lambda = \frac{ct}{cr} \quad (7)$$

Figura 10- Alteração na curva de CL com o aumento do AR



Fonte: adaptado de Torenbeek, Wittenberg (2009).

Para a determinação das forças aerodinâmicas de aerofólio é utilizado o parâmetro da corda do perfil, para o momento resultante no CA da asa é utilizado um parâmetro similar chamado de corda média aerodinâmica (\bar{c}). O valor da corda média pode ser encontrado pela Equação 8 (TORENBEEK, WITTENBERG; 2009):

$$\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c(y)^2 dy \quad (8)$$

Do mesmo modo que ocorre com os perfis aerodinâmicos, asas finitas geram forças de sustentação, arrasto e momento. Os coeficientes nas equações de asas finitas têm nas suas nomenclaturas a utilização de letras maiúsculas e seus valores diferem dos utilizados nos cálculos com aerofólios (RODRIGUES, 2009). As forças são definidas pelas Equações 9 a 11.

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad (9)$$

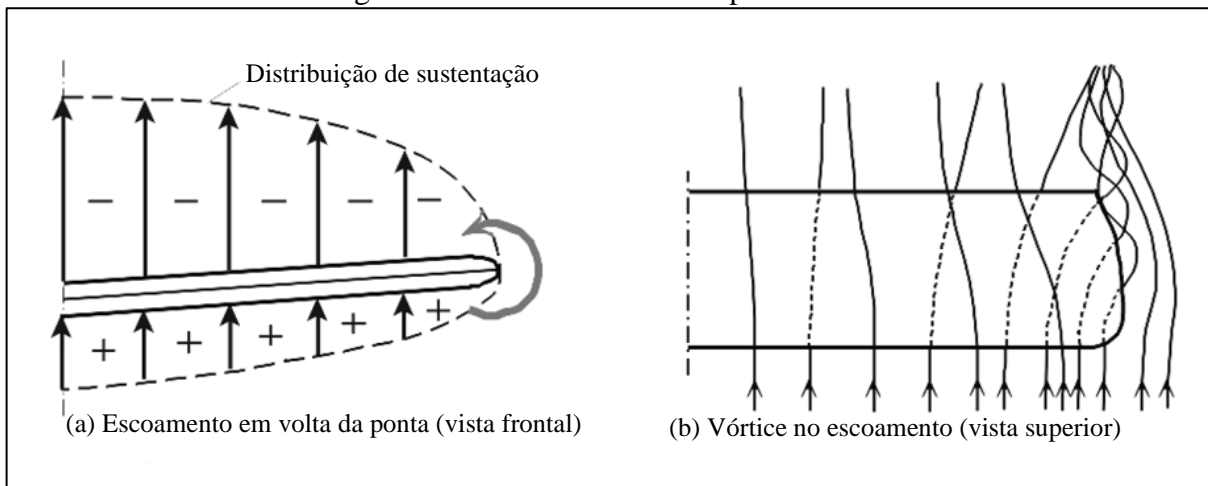
$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad (10)$$

$$M_{c/4} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \bar{c} \cdot C_m \quad (11)$$

Onde L representa a força de sustentação, D representa a força de arrasto, M representa o momento ao redor do centro aerodinâmico.

Um efeito muito importante nas asas finitas é o efeito que ocorre na ponta. Nessa região, a diferença de pressão que atua na parte do extradorso do perfil se encontra com a do intradorso, causando assim um escoamento pela lateral da asa (a) e gerando um vórtice (b) conforme visto na Figura 11 (TORENBEEK; WITTENBERG, 2009).

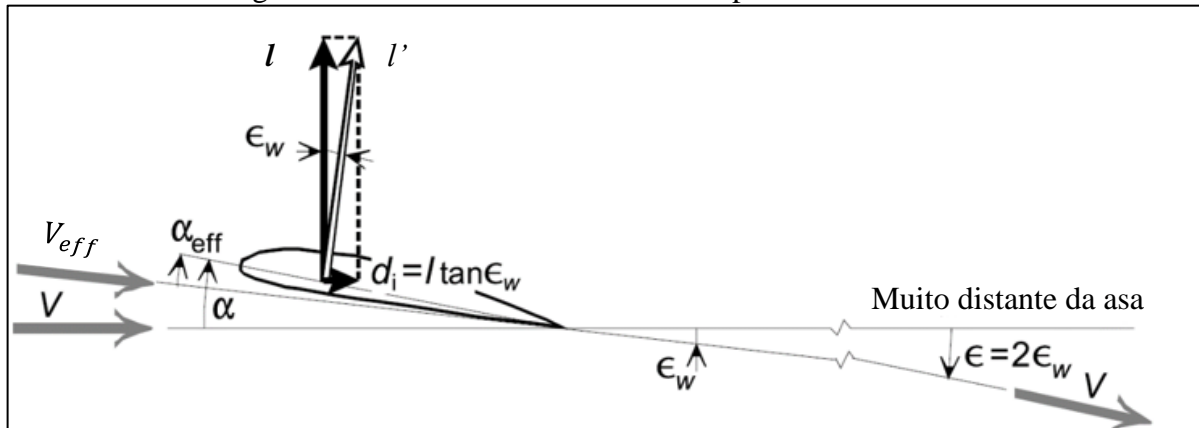
Figura 11- Efeito de vórtice na ponta de asa



Fonte: adaptado de Torenbeek, Wittenberg (2009).

Conforme Rodrigues (2009), os vórtices induzem uma componente de velocidade direcionada pra baixo denominada *downwash*, que é somada ao vetor de velocidade do vento relativo V , o vetor de velocidade resultante é chamado de vento relativo local. Esse novo vetor causa alteração no vetor de sustentação conforme visto na Figura 12 (vetor l') e por consequência a criação de outro vetor de arrasto (d) conhecido como arrasto induzido.

Figura 12- Efeito de *downwash* em um perfil aerodinâmico



Fonte: adaptado de Torenbeek, Wittenberg (2009).

O ângulo entre os vetores de velocidade V e V_{eff} é chamado de ângulo de *downwash* (ϵ_w) e pode ser calculado com a Equação 12. Esse ângulo reduz o ângulo de ataque ao qual a asa se posiciona em relação ao deslocamento do avião diminuindo assim o coeficiente de sustentação ao qual estaria originalmente posicionado.

$$\epsilon_w = \frac{C_L}{\pi \cdot AR} \quad (12)$$

2.3.2. Distribuição de sustentação na asa

Os cálculos estruturais da asa requerem o conhecimento de como ocorre a distribuição da força de sustentação se comporta ao longo da envergadura. No projeto AeroDesign é utilizado o método de Sherenk, que consiste na média aritmética entre os valores obtidos para soluções de uma asa elíptica e trapezoidal (RODRIGUES, 2009).

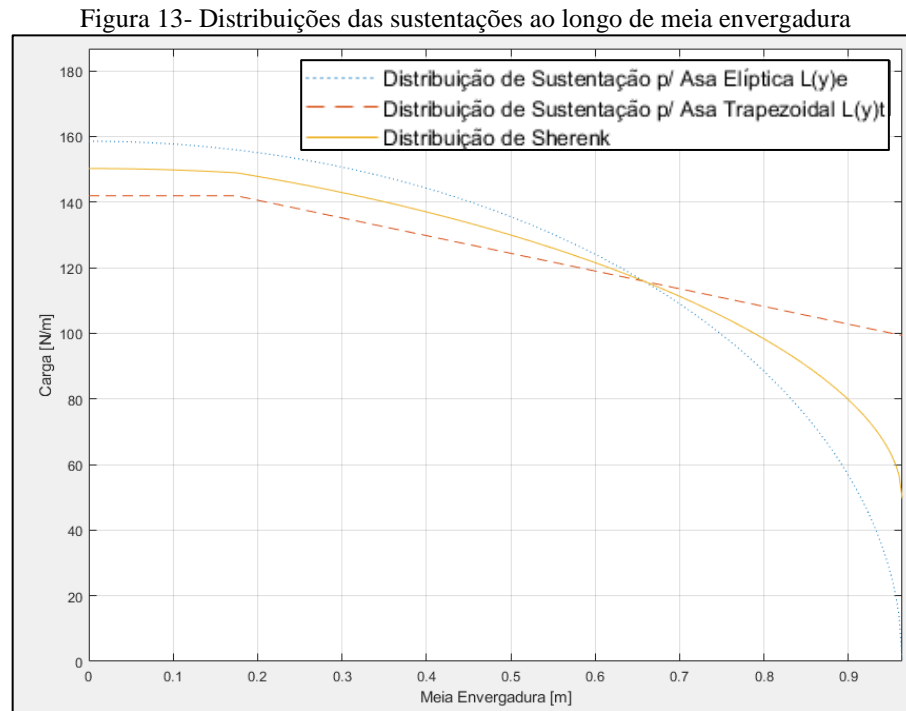
A distribuição de sustentação ao longo da envergadura ($L(y)_E$), na asa elíptica, leva em consideração a teoria da linha sustentadora de Prandtl, podendo ser descrita pela Equação 13:

$$L(y)_E = \frac{4 \cdot L}{b \cdot \pi} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \quad (13)$$

A distribuição da asa trapezoidal ($L(y)_T$) pode ser descrita pela Equação 14:

$$L(y)_T = \frac{2 \cdot L}{(1 + \lambda) \cdot b} \cdot \left[1 + \left(\frac{2 \cdot y}{b} \right) \cdot (\lambda - 1) \right] \quad (14)$$

Na Figura 13, mostra como as distribuições de sustentações são representadas em meia asa, onde o plano de simetria está a zero metros e a ponta de asa na extremidade do mesmo eixo.



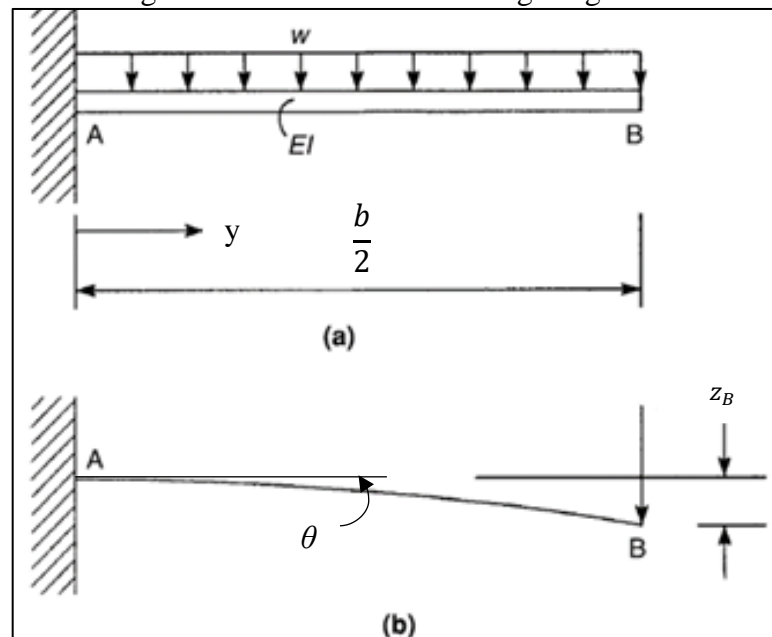
Fonte: adaptado de Aerosul (2020)

2.4. DEFLEXÃO ESTRUTURAL DA ASA

Conforme visto em trabalhos como de Bueno (2016) e Simon (2017) o uso de treliças na asa de uma aeronave para a competição AeroDesign torna a estrutura complexa para o dimensionamento e montagem por conta de todos os nós. Para torna-la mais simples, a equipe UCS decidiu seguir a tendência do que a maior parte das outras e realizou a troca de conceito para uma única longarina suportando os esforços aerodinâmicos resultantes nas nervuras.

Conforme mostrado no trabalho de otimização da longarina de Heinzmann (2020) não está claro para a equipe a deflexão máxima que a ponta da asa possa atingir durante o voo para que as resultantes aerodinâmicas não acabem sendo prejudicadas pela falta de rigidez da estrutura. Conforme Vos (2015), um Boieng B-52 pode apresentar uma deflexão (v_B), vista na Figura 14(b), de 4,2 m em relação a sua envergadura de 55 m.

Figura 14- Deflexão em uma viga engastada



Fonte: adaptado de Megson (2010).

Conforme descreve Hibbler (2010) as condições de contorno são de suma importância para a determinação da equação da linha elástica que a viga irá apresentar. Como demonstra Megson (2010) e Rodrigues (2009), as análises estruturais das aeronaves são compostas em submeter o carregamento da distribuição de sustentação ao longo da estrutura da asa considerando-a engastada na fuselagem. Para esse caso são utilizadas as condições de contorno conforme visto na Figura 14 (b), o qual o ângulo θ na região engastada, em relação à horizontal, é nulo.

Aplicando as condições de contorno e o carregamento da viga conforme demonstrado por Megson (2010), chega-se à Equação 15 para o deslocamento da linha média da longarina (z_B):

$$z_B = -\frac{w \cdot b^4}{8 \cdot E \cdot I} \quad (15)$$

onde: E representa o módulo de elasticidade do material utilizado na construção da estrutura [MPa];

I representa o momento de inércia da seção transversal da estrutura [mm^4];

w representa o carregamento ao longo da viga [N/m].

b representa a envergadura da aeronave [mm]

2.5. FLUIDO DINÂMICA COMPUTACIONAL

No ambiente de trabalho da engenharia, é costumeiro se deparar com problemas físicos que podem ser descritos por modelos matemáticos, aprovados com ensaios experimentais. Por vezes encontram-se alguns que são de difícil modelagem, sendo resolvidos apenas por equações diferenciais ou mesmo não tendo uma resolução exata. Além disso, existem os custos de prototipagem e validação experimental da solução. Os métodos de fluido dinâmica computacional (em inglês, CFD) existem para diminuir o tempo e custo da validação de um projeto (MALISKA, 2004).

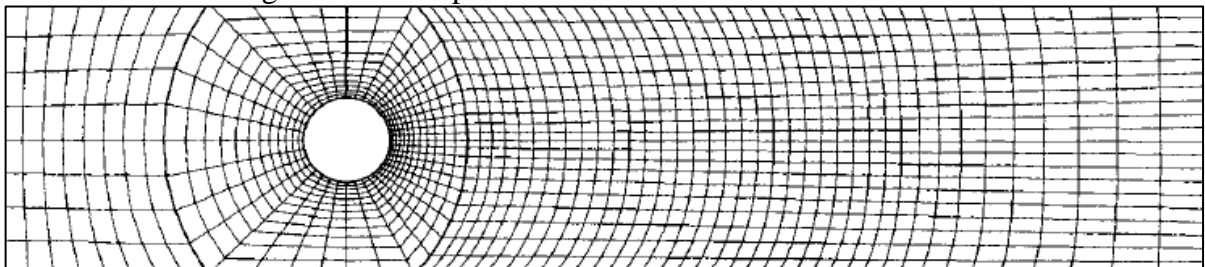
Conforme Malalaseka e Versteeg (2007), um modelo de CFD pode ser dividido em três partes: o pré-processamento, o processamento e o pós processamento.

2.5.1. Pré-processamento

Essa etapa consiste em preparar todo o ambiente com os dados de entrada que o *solver* irá utilizar. As atividades que compõem essa parte são:

- a) definir a geometria e a região de interesse, chamada também de domínio (volume de controle), para os escoamentos externos se cria um volume onde o fluido escoa e se extrai o objeto ao qual ocorrerá a interação, conforme visto na Figura 15.
- b) subdividir o domínio em regiões menores, chamado geração da malha;
- c) selecionar o fenômeno físico que será modelado;
- d) definir as propriedades do fluido;
- e) especificar as condições de contorno do domínio.

Figura 15- Exemplo do volume de controle de uma esfera



Fonte: Ferziger e Peric (2009)

2.5.1.1 Modelo de turbulência

Um parâmetro que deve ser escolhido durante o pré-processamento é o modelo de turbulência, o qual trata das equações após a transição do escoamento laminar para o turbulento. Os autores Malalaseka e Versteeg (2007) dividem os métodos para o cálculo nessa região em três categorias:

- a) modelo de turbulência para as equações *Reynolds-averaged Navier-Stokes* (RANS);
- b) simulações de grandes turbilhonamento;
- c) simulação numérica direta (DNS).

A escolha do método de cálculo deve ser feita com base no custo computacional disponível e no tipo de aplicação envolvida. Conforme Carvalho (2015), o modelo que obteve a melhor precisão com um uso razoável de processamento, para a aplicação da geometria de asas de aeronaves em um escoamento externo para velocidades não supersônicas, foi o *Spalart-Allmaras*. Esse método, desenvolvido especialmente para aplicações aeroespaciais, é um dos modelos RANS que envolve uma equação de transporte para a viscosidade cinemática turbulenta (MALALASEKA E VERSTEEG, 2007; SÁ et al, 2020).

2.5.2. Processamento

No processamento se encontra o método que será aplicado nas condições de entrada para a solução do problema (MALALASEKA E VERSTEEG, 2007). Existem três principais métodos: o de diferenças finitas, o de elementos finitos e o método espectral. Contudo, todos os algoritmos seguem os seguintes passos:

- a) integração das equações regentes no escoamento do fluido em todo domínio;
- b) discretização, ou seja, conversão dos resultados das integrais num sistema de equações algébricas;
- c) solução delas por meio de método iterativo.

Conforme Malalaseka e Versteeg (2007) e Maliska (2004), as equações regentes no *software* utilizado no estudo, baseado no Método dos Elementos Finitos são:

- a) de continuidade, que consiste no balanço de massas em torno do volume de controle, descrito pela Equação 16;
- b) de Navier-Stokes nas três direções espaciais, as quais descrevem o comportamento do fluido dentro do volume de controle levando em conta todas as forças envolvidas, superficiais e de volume, transcritas pelas Equações 17, 18 e 19;

- c) da conservação de energia, representada pela Equação 20;
 d) as estado, a qual consideram os efeitos termodinâmicos no fluido durante o deslocamento dentro do volume de controle.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho U) = 0 \quad (16)$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u U) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \text{div}(\mu \text{ grad } u) + S_{Mx} \quad (17)$$

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \text{div}(\rho v U) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \text{div}(\mu \text{ grad } v) + S_{My} \quad (18)$$

$$\frac{\partial(\rho j)}{\partial t} + \text{div}(\rho j U) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \text{div}(\mu \text{ grad } j) + S_{Mz} \quad (19)$$

$$\frac{\partial(\rho i)}{\partial t} + \text{div}(\rho i U) = -p \text{ div } U + \text{div}(k \text{ grad } T) + \phi + S_M U \quad (20)$$

onde: p é a pressão, equivale as equações de estado. Para gases ideais de aplica $p = \rho RT$;

T é a temperatura;

i é a energia interna do fluido. Para gases ideais aplica-se $i = C_v T$

t é o tempo

u, v e j são os vetores de velocidades nas direções espaciais x, y e z , respectivamente;

ϕ é a função de dissipação no fluido;

S_M é a quantidade de movimento, que envolve as equações de turbulências são aplicadas;

U é o termo convectivo que descreve como a partícula desloca por entre os limites do domínio;

R é a constante dos gases ideais;

C_v é capacidade térmica a volume constante do fluido.

$\text{div}(u)$ é a deformação volumétrica, podendo ser descrito por: $\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}$

2.5.3. Pós- processamento

No pós-processamento, os valores obtidos no *solver* são apresentados ao usuário de diversas formas, como: vetores, linhas e partículas, sempre numa escada de valores conforme o usuário precisa.

3. MATERIAIS E MÉTODOS

Nesse capítulo são apresentados a contextualização do problema e a proposta de solução.

3.1. DESCRIÇÃO DO PROBLEMA

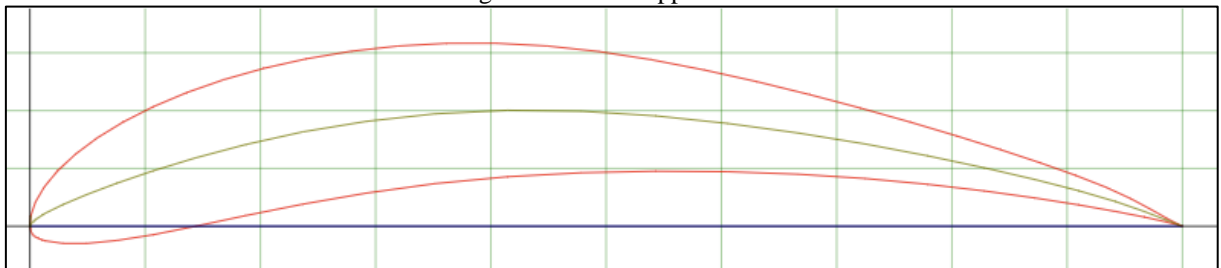
Durante o projeto de uma aeronave do Aerodesign, o principal *input* recebido pelo subsistema de estrutura são as cargas calculadas para cada perfil da asa pelo método de Sherenk. Como pode ser visto em Heinzmann (2020) e em Aerosul (2018, 2019, 2020), o projeto da longarina de fibra de carbono deve obedecer a alguns critérios: não atingir a tensão de falha do material, ter a rigidez estrutural para não falhar devido a problemas aeroelásticos, assim como não criar deformação nas superfícies que afetem de maneira significativa as componentes aerodinâmicas.

Para a determinação do critério de tensão admissível do material, a equipe utiliza testes experimentais de tração e realizam-se correções nas simulações de elementos finitos. A rigidez para os efeitos aeroelásticos é obtida como resultado do modelamento da aeronave. Quanto ao critério da deflexão na ponta da asa, sempre foi estimado apenas com base na experiência da equipe.

Essa estimativa pode ocasionar em estruturas superdimensionadas, aumentando assim o peso vazio da aeronave e assim diminuindo a competitividade da equipe.

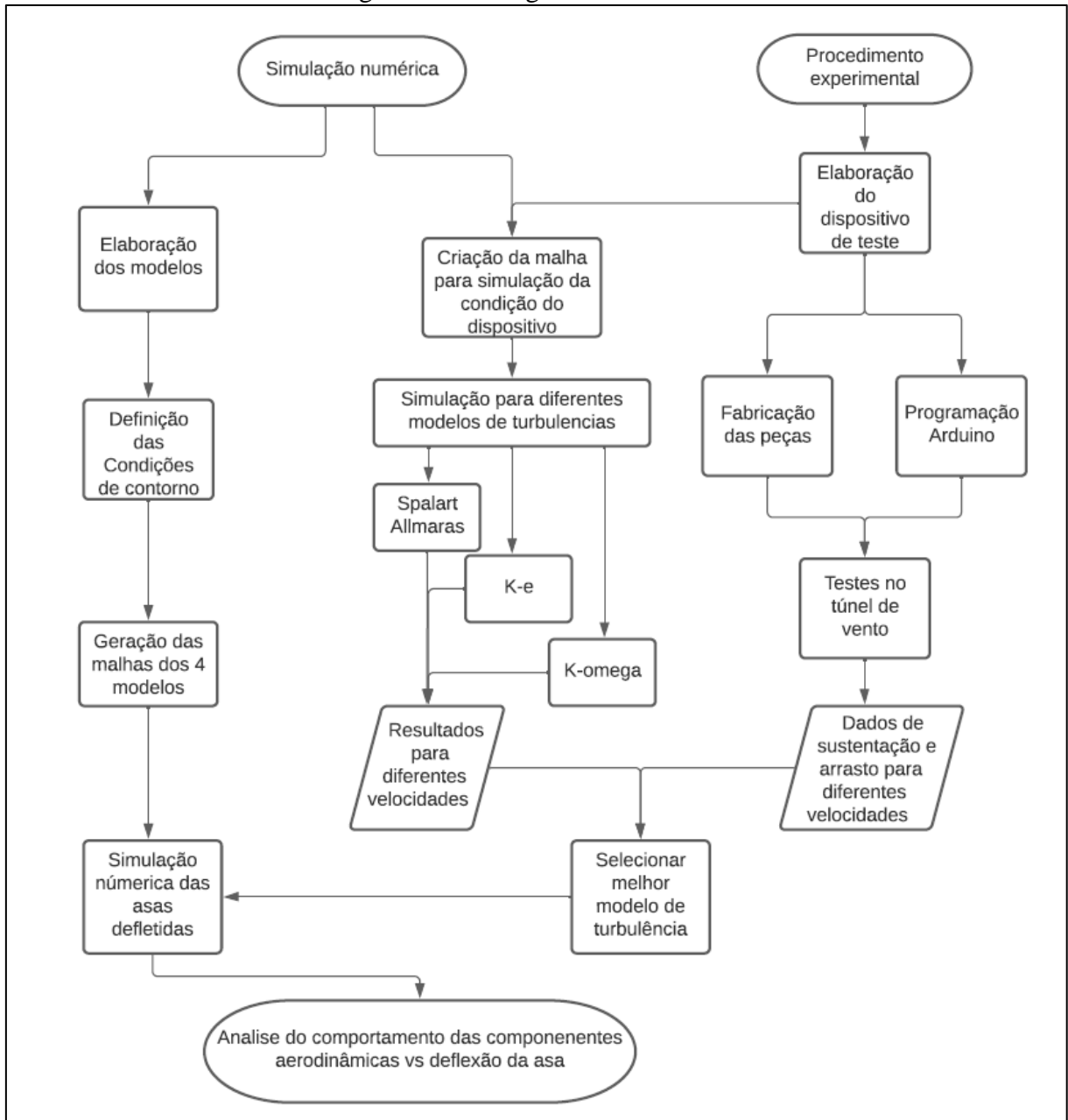
O estudo deste trabalho utilizou a asa projetada pela equipe ao longo do ano de 2021, a qual utiliza o perfil Eppler 423, podendo ser visualizado na Figura 16. Todas as atividades desenvolvidas foram organizadas no fluxograma apresentado na Figura 17.

Figura 16- Perfil Eppler 423



Fonte: Airfoil Tools (2020).

Figura 17- Fluxograma do trabalho



Fonte: o autor (2021).

A organização do Fluxograma apresentado na Figura 17, pode-se ser dividida em três etapas. A primeira etapa trata-se da simulação dos casos, para isso um modelo de turbulência deve ser selecionado. Para essa seleção foi preparado a parte do teste experimental, no qual teria os seus resultados comparados com um modelo preparado na mesma condição ao teste. Utilizando a esse confronto dos dados o modelo de turbulência seria selecionado.

3.1.1. Elaboração dos modelos

Para uma análise foram criados quatro modelos de asas, sendo uma delas sem a deflexão na envergadura, as demais com um valor de deflexão na ponta conforme Tabela 1. Eles foram gerados utilizando o *software* SolidWorks 2016, e utilizando o valor da envergadura de 1928 mm, definido pela equipe Aerosul para a competição do ano de 2021.

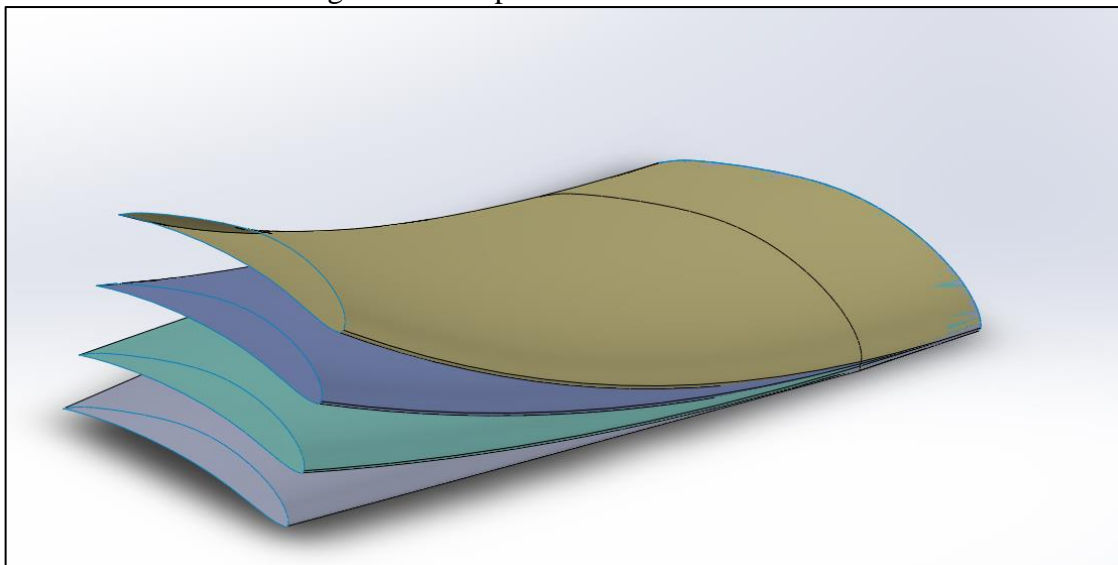
Para a obtenção dos valores utilizou-se o valor registrado por Vos (2015) de um Boieng, o qual apresentava 7,6% de deflexão na ponta da asa para a sua envergadura. Esse valor representa o modelo 3 da tabela, também se utilizara de um modelo extrapolando em 50% e outro na metade da referência. Na Figura 18 estão posicionados os 4 modelos na mesma origem para o comparativo dos valores de deflexão.

Tabela 1- Valores das deflexões para cada modelo

Modelo	Percentual defletido (%)	Valor de deflexão na ponta (mm)
1	0	0
2	3,8	73,25
3	7,6	146,50
4	11,4	219,75

Fonte: Autor (2021)

Figura 18 Comparativo entre os modelos

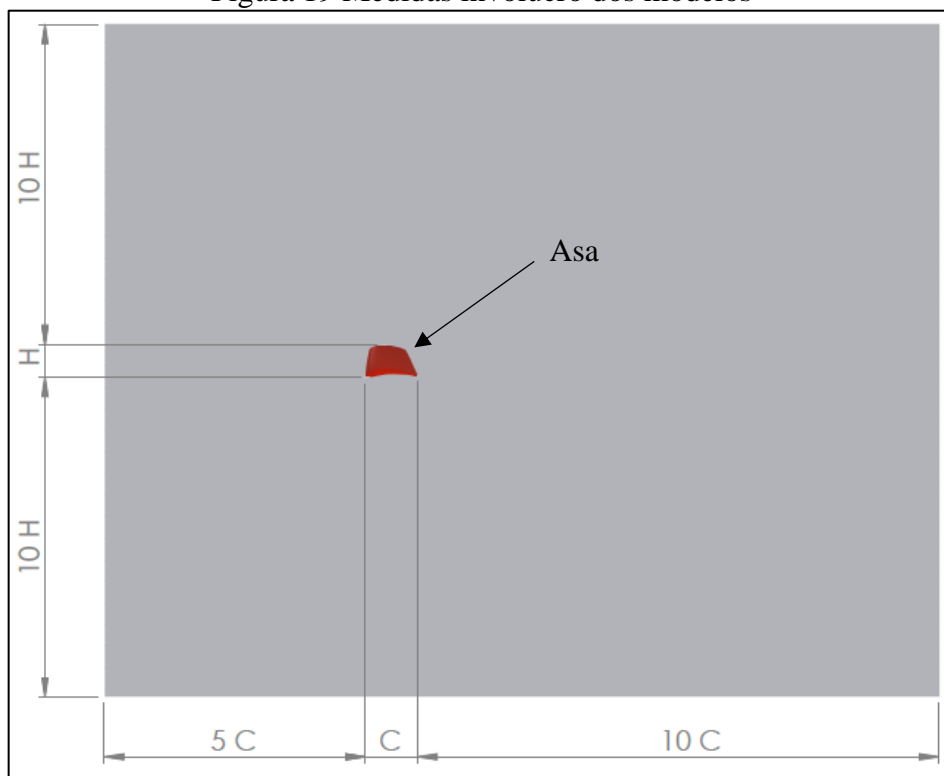


Fonte: o autor (2021).

Durante a geração das geometrias foram feitas algumas simplificações quando a geração da linha elástica da estrutura, visto que existem variações ao da envergadura nos valores de módulo de elasticidade, momento de inércia e nos carregamentos, conforme visto no Capítulo 2. Deve-se ressaltar que foram desprezadas as deformações estruturais causadas pelos efeitos de torção e ação do arrasto ao longo da corda.

Para o involucro do volume de controle foram utilizados as sobre medidas conforme a Figura 19. Quando a largura do volume foi utilizada o valor de 5 vezes a largura do modelo.

Figura 19 Medidas involucro dos modelos

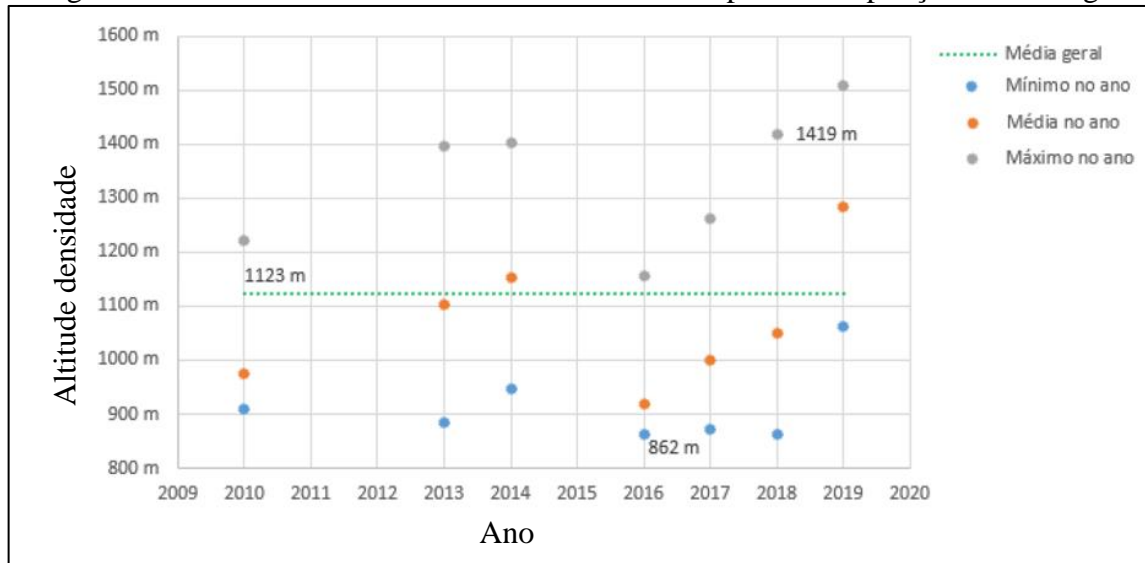


Fonte: o autor (2021).

3.1.2. Definições das condições de contorno

Para voos de baixa velocidade, no qual o projeto do AeroDesign se encaixa, é de suma importância a altitude-densidade, que é relacionado à densidade do ar em uma altitude padrão. Para o projeto da aeronave a equipe da UCS utiliza a média entre todos os valores máximos e mínimos desde 2010. A Figura 20 mostra os valores obtidos, com variação de 862 e 1419, com a média de 1123 metros.

Figura 20- Histórico de valores de altitude densidade para a competição Aerodesign



Fonte: adaptado de Aerosul (2020).

Para as simulações dos modelos, foi utilizado a densidade e a viscosidade equivalente a altitude densidade de 1123m. Para a velocidade será utilizado onde a asa tem a sua deformação máxima, a que equivale a velocidade de manobra apresentada no diagrama V-N¹, mostrado na Figura 21, de 17,5m/s.

Para o cálculo da corda média aerodinâmica utilizou-se o valor calculado pela equipe Aerosul o qual consiste no cálculo da porção retangular e da trapezoidal, após é feito uma média ponderada com base nas áreas de cada região.

Na Tabela 1 pode-se ver um resumo dos valores para o cálculo de Reynolds da asa na sua condição de voo.

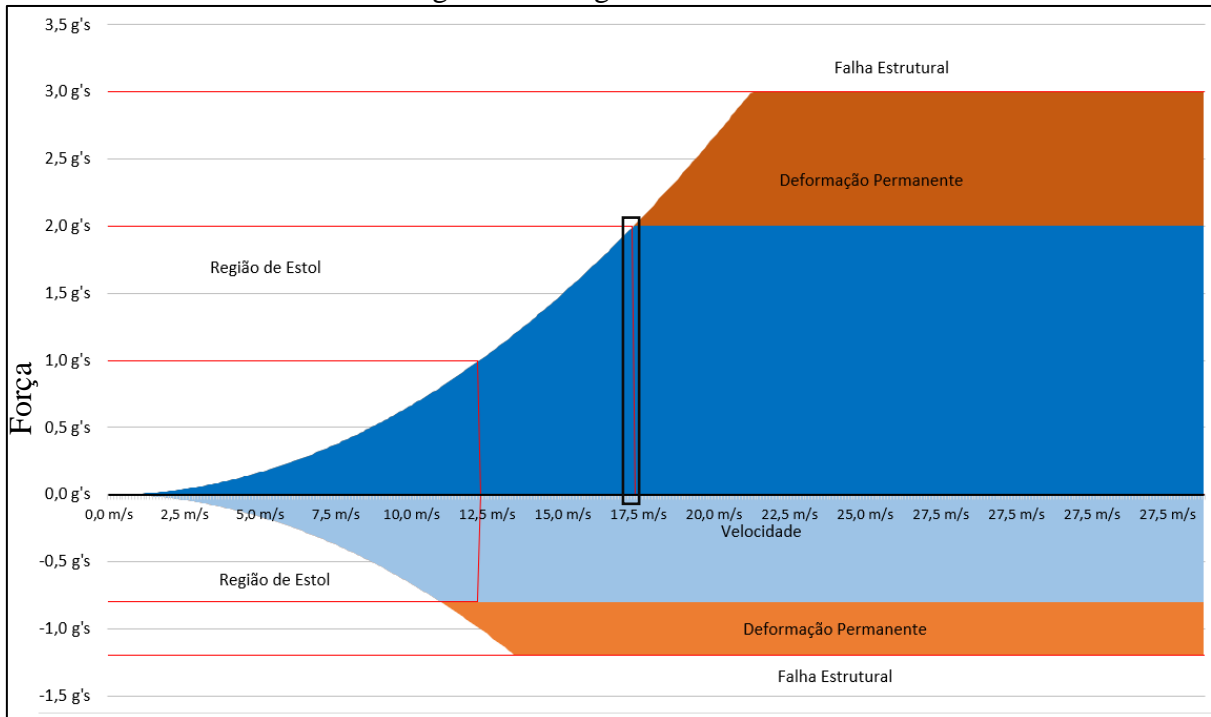
Tabela 2- Resumo dos valores para Reynolds

Grandeza	Valor
Densidade	1,10 kg/m ³
Velocidade	17,5 m/s
Corda média aerodinâmica	0,359m
Viscosidade dinâmica	$1,75 \cdot 10^{-5}$ kg s/m
Reynolds	$3,93 \cdot 10^5$

Fonte: o autor (2021)

¹ O diagrama V-N representa de forma gráfica os limites que a estrutura da aeronave pode suportar em função da velocidade de voo (RODRIGUES, 2009).

Figura 21- Diagrama V-N 2021



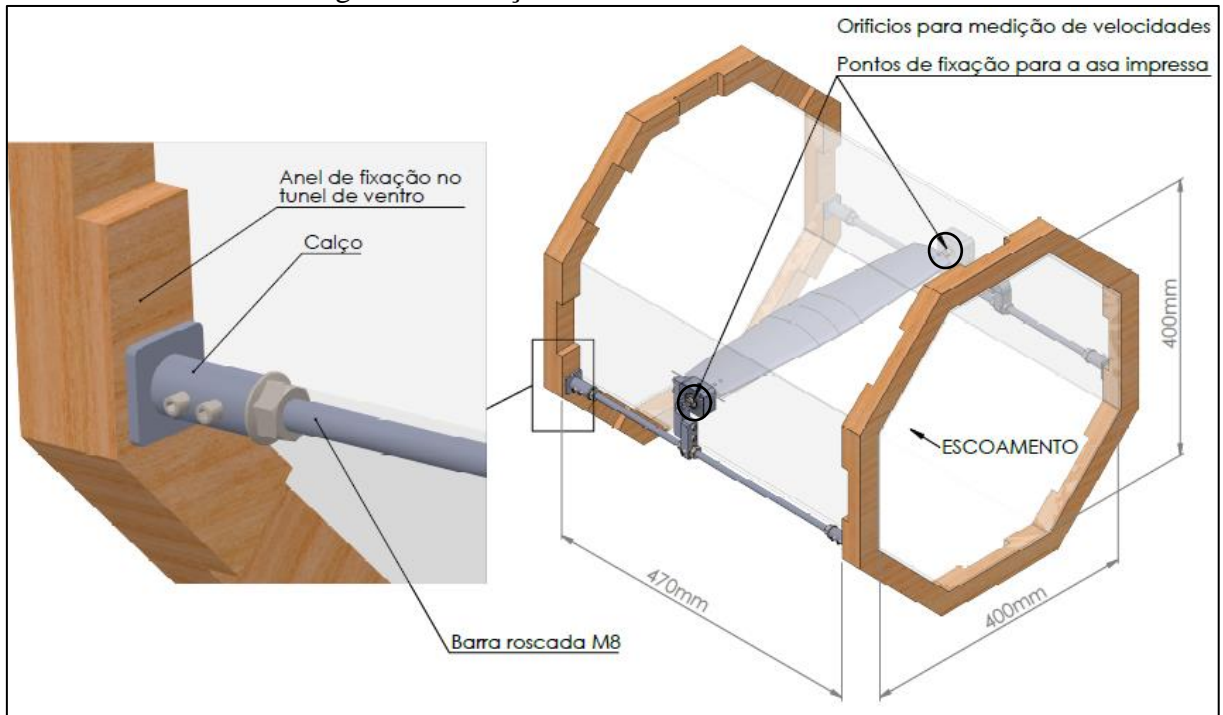
Fonte: adaptado de Aerosul 2021

3.1.3. Elaboração do dispositivo de teste

Para a elaboração do dispositivo de teste foi visitado o laboratório o qual seria realizado a parte experimental do estudo, localizado na sala 116-b do bloco D da Universidade de Caxias do Sul. Nela foi realizado a medição do dimensional do túnel, visto na Figura 22. Sendo necessário a fixação do modelo impresso pela furação de 10mm, foi desenvolvido um sistema utilizando barras roscadas M8 com calços nos anéis do túnel de vento, podendo ser observado na Figura 22.

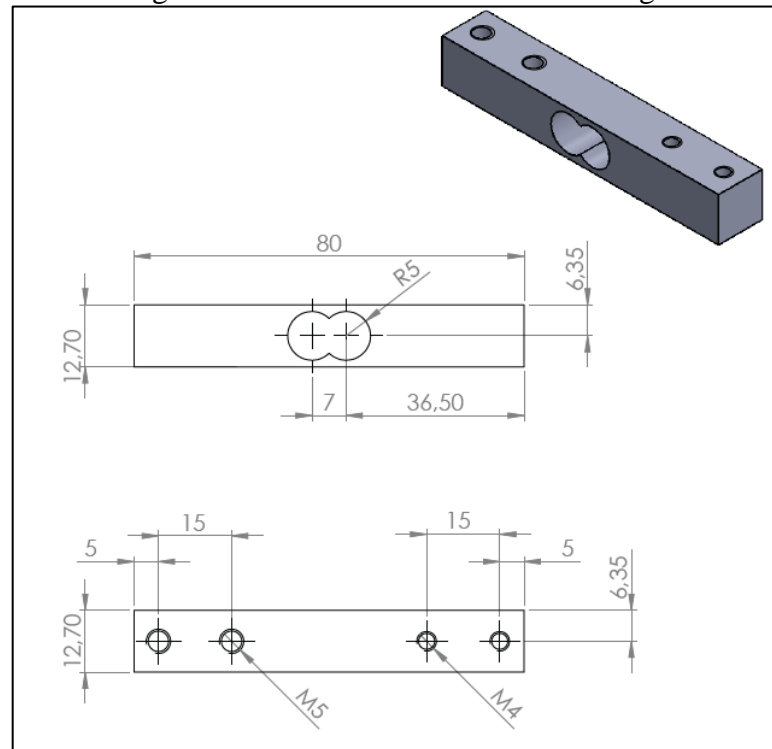
Para as medições das forças foi utilizado um sistema similar ao dinamômetro, desenvolvido por Lovison (2019) na medição de dados do motopropulsor, composta por duas células de cargas, dimensionadas conforme a Figura 23.

Figura 22- Fixação na lateral do túnel de vento



Fonte: o autor (2021).

Figura 23- Dimensional da célula de carga

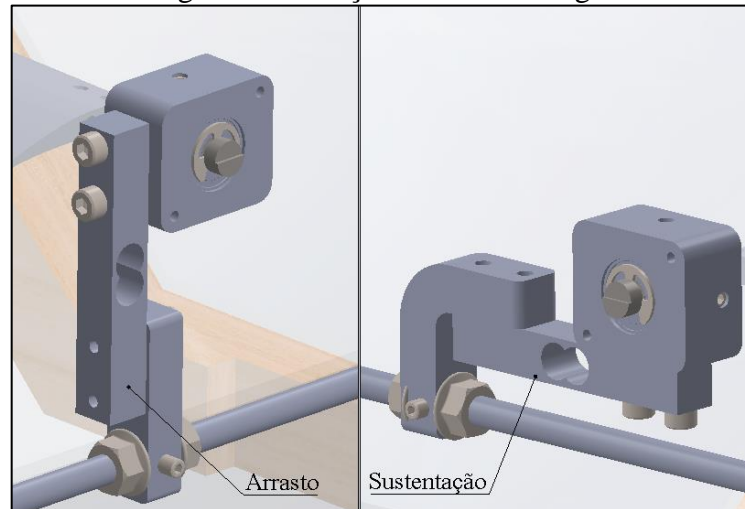


Fonte: o autor (2021).

As células para medição foram instaladas de modo ao qual, uma faça a medição da força da sustentação e a outra de arrasto como pode ser visto na Figura 24. Deste modo cara um dos

sensores irá medir apenas metade de todo o carregamento sofrido pela asa, isso implica na restrição à qual o carregamento no objeto dentro do túnel de vento deve ser simétrico.

Figura 24- Posição células de cargas

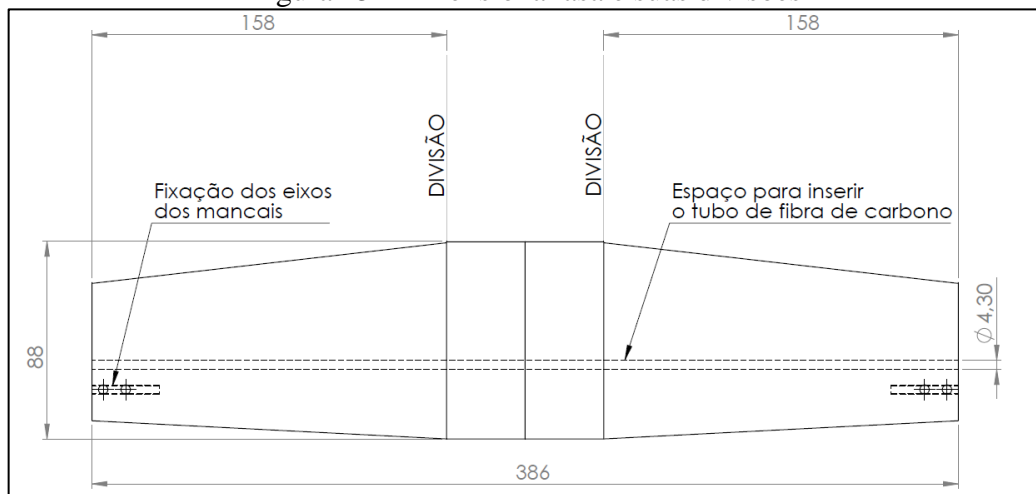


Fonte: o autor (2021).

3.1.4. Fabricação dos componentes

Para a impressão da asa que foi testada no túnel de vento, foi utilizado o material ABS junto com o processo de modelagem de deposição fundida (FDM). Com as limitações do dimensional da mesa foi necessário dividir a peça em 3 partes, os pontos escolhidos foram nas transições entre a parte retangular da asa e a parte trapezoidal, conforme mostra a Figura 25.

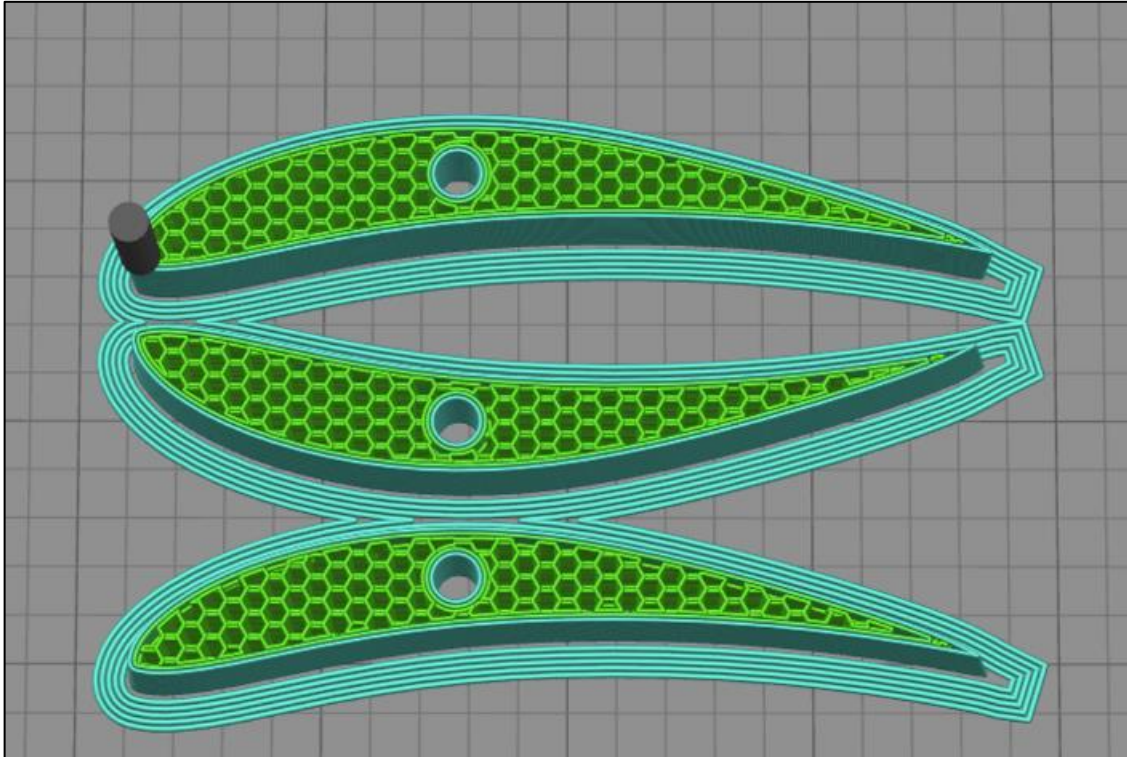
Figura 25- Dimensional asa e suas divisões



Fonte: o autor (2021).

Para o preenchimento foi definida a geometria “honeycomp”, podendo ser visto na Figura 26. Para que não ocorra deformações indesejáveis para essa peça foi também deixado uma furação de 4,3 milímetros de diâmetro para a adição de um tubo de fibra de carbono.

Figura 26- Preenchimento da impressão da asa



Fonte: o autor (2021).

Para a união das três peças após a fabricação foi utilizado a cola de cianoacrilato, o qual foi recomendado pelo fabricante das peças. Para a remoção de imperfeições provenientes da impressão foi utilizado uma lima, após foi trabalhado na rugosidade das peças, conforme indicado pelo fabricante das peças e comprovado por Lima (2015) o vapor de acetona aplicado em peças impressas de acetona por 30 minutos pode corrigir a maior parte da rugosidade da peça.

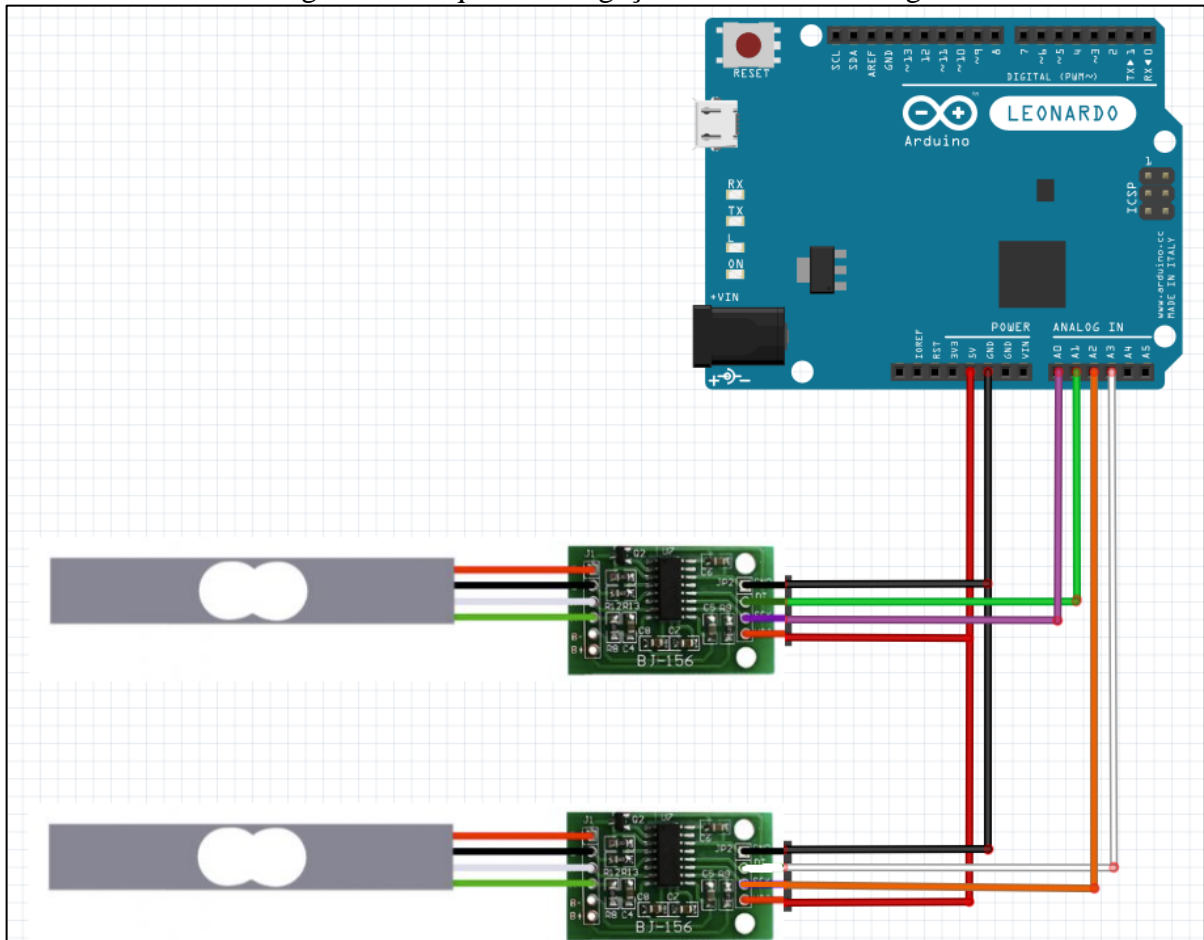
As peças metálicas foram fabricadas conforme o Apêndice A, todos em aço ANSI 1020 com exceção dos mancais, esses produzidos em alumínio.

3.1.5. Esquema elétrico

Para o registro dos dados captados pelas células de cargas foi utilizado um módulo HX711 para cada sensor, os quais foram conectados ao Arduino Leonardo conforme a Figura

27. Utilizando o programa Arduino IDE foi utilizado para realizar a programação da placa controladora e assim captar os valores das leituras.

Figura 27- Esquema de ligação das células de carga



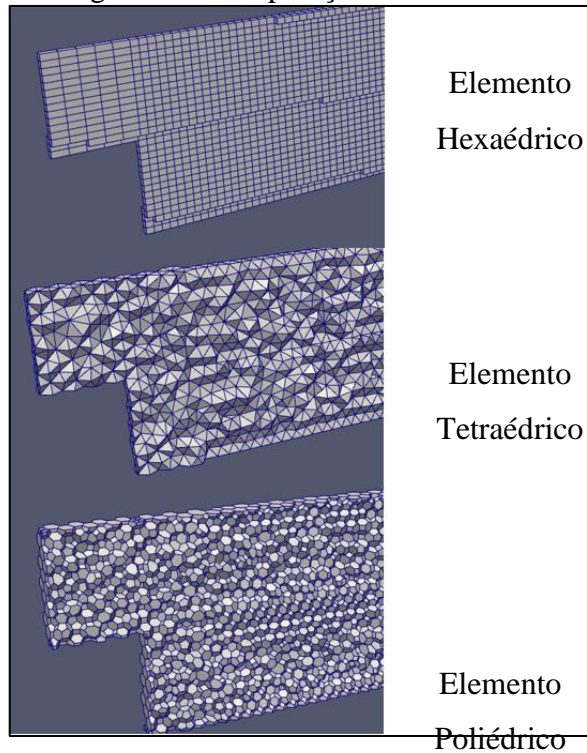
Fonte: o autor (2021)

3.1.6. Geração de Malhas

Para a geração das foi utilizado o complemento de *Mesh* do *software* Fluent. O principal ganho de já se utilizar o próprio complemento é pela comunicação a preparação da malha e o processamento.

Para a seleção do tipo de elemento da malha foi utilizado um estudo publicado pela Symscape (2013) ao qual comparou os elementos hexaédrico, tetraédrico e poliédrico. A Figura 28 ilustra as diferenças entre os tipos de elementos.

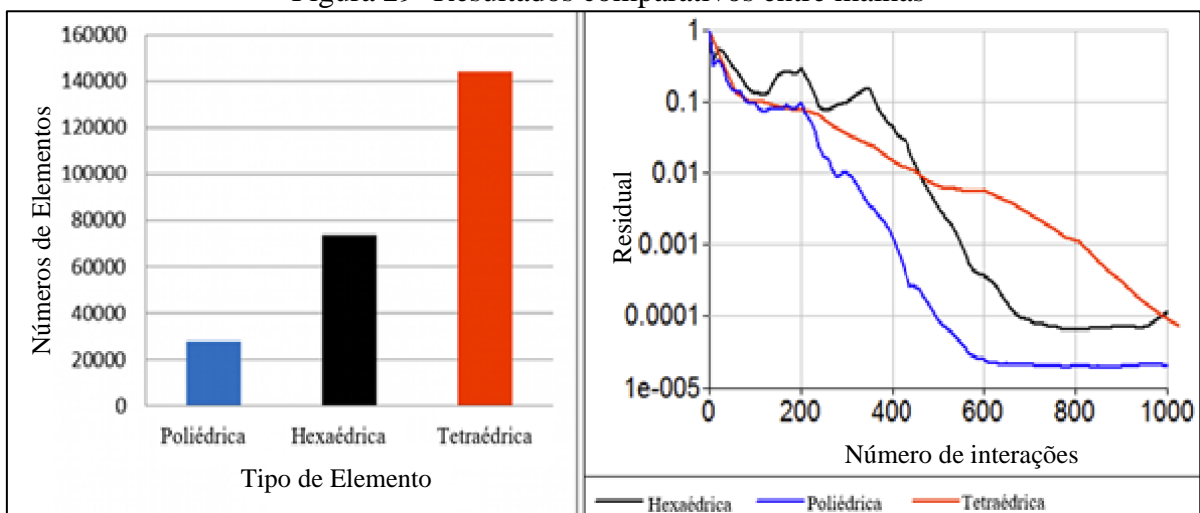
Figura 28- Comparação das malhas



Fonte: adaptado de Symscape (2013).

Nesse estudo foi mostrado como o método poliédrico sobrepõe os outros dois tipos de elementos, pois ele apresenta um número de elementos menor que os demais para um mesmo volume de controle, contribuindo para um menor custo computacional para o cálculo das equações. Observa-se na Figura 29, que o número de elementos para o mesmo volume de controle e o número de iterações para a convergência do resultado.

Figura 29- Resultados comparativos entre malhas



Fonte: adaptado de Symscape (2013).

Outra prática durante a geração de malha para escoamento externo é o controle do tamanho da camada limite em todas as paredes. Para o cálculo do tamanho da primeira camada limite utilizou-se a teoria de uma placa plana descrita por White (2007), conforme as equações 21 a 24.

$$C_f = \frac{0,026}{Re^{\frac{1}{7}}} \quad (21)$$

$$\tau_w = \frac{C_f \cdot \rho \cdot v^2}{2} \quad (22)$$

$$V_f = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (23)$$

$$\Delta S = \frac{y^+ \cdot \mu}{V_f \cdot \rho} \quad (24)$$

onde: C_f é chamada de camada de atrito;

Re é número de Reynolds;

v é a velocidade do escoamento;

ρ é a densidade do fluido;

τ_w é a tensão de cisalhamento na parede;

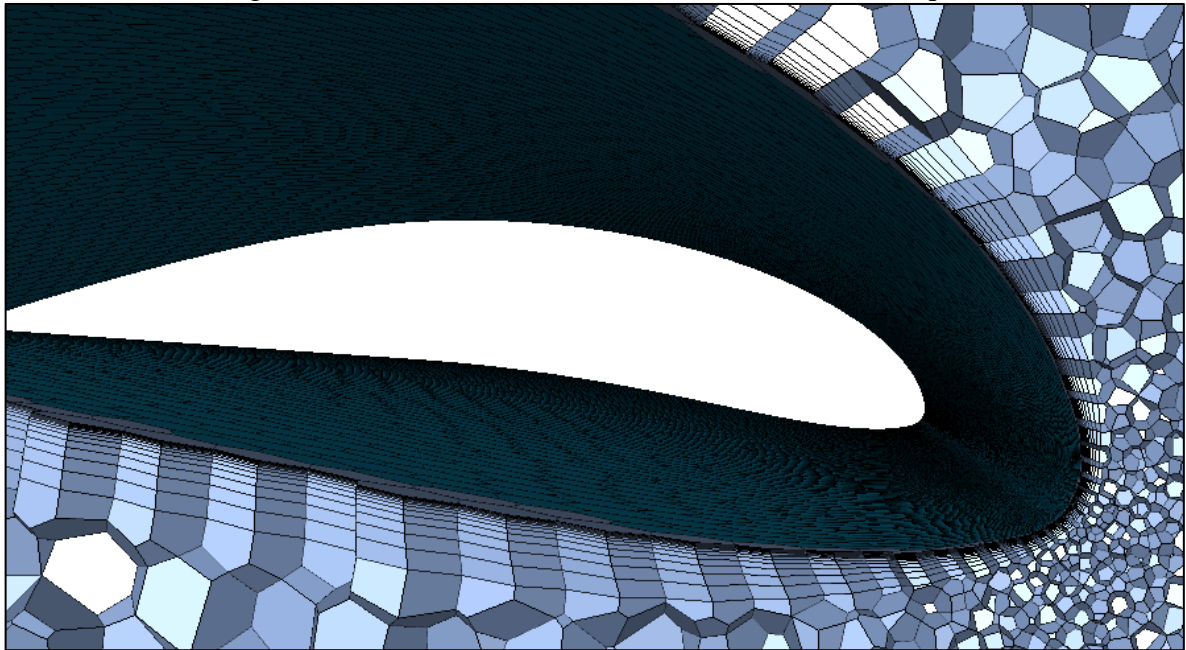
μ é viscosidade dinâmica do fluido;

y^+ é um fator de sobreposição da primeira camada, geralmente utilizado para aumentar o tamanho e diminuir a quantidade computacional para a resolução do problema, no estudo foi utilizado o valor de 1;

ΔS é o tamanho da primeira camada.

Depois da primeira camada foram adicionadas outras 14 camadas com uma taxa de crescimento de 20% conforme demonstrado na Figura 30.

Figura 30- Desenvolvimento da malha no bordo de ataque



Fonte: o autor (2021).

Para controle da qualidade da malha, foi utilizado o fator skewness, sendo admissível valores menores de 0.95.

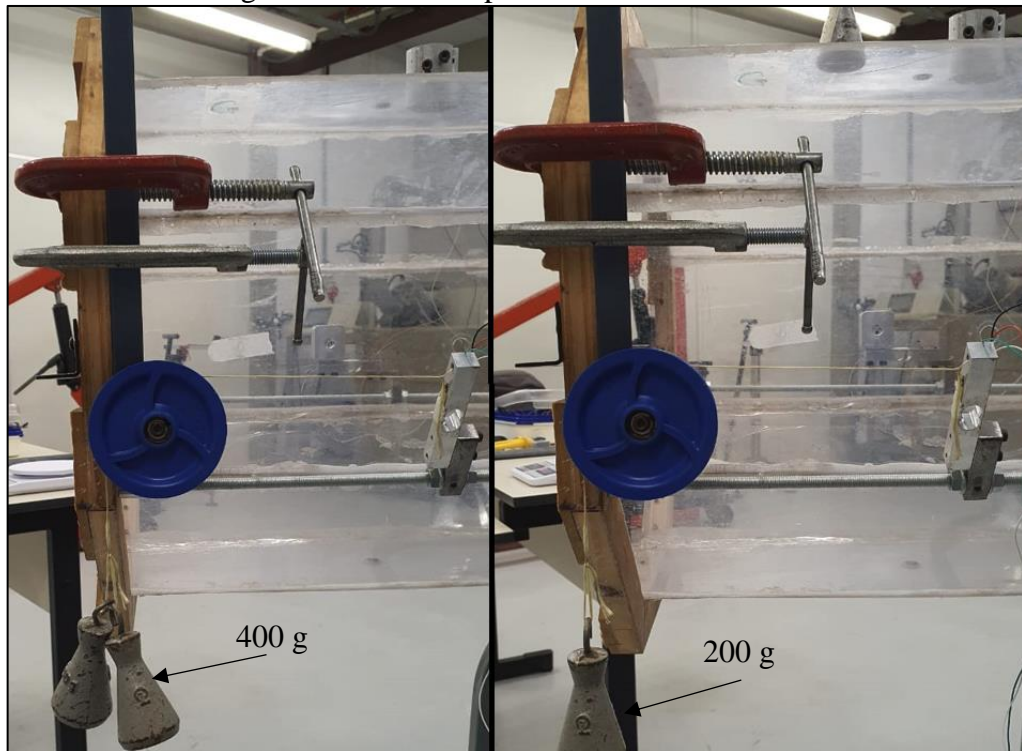
3.1.7. Testes no túnel de vento

Após a geração da malha, montagem do circuito elétrico e programação do controlador o dispositivo foi instalado no túnel de vento.

Durante a montagem foram utilizadas massas conhecidas para os testes das células de carga, tanto para o sensor para a medição da sustentação quanto para o arrasto. Durante a montagem foram utilizadas duas peças de 200 gramas cada para os testes conforme a Figura 31.

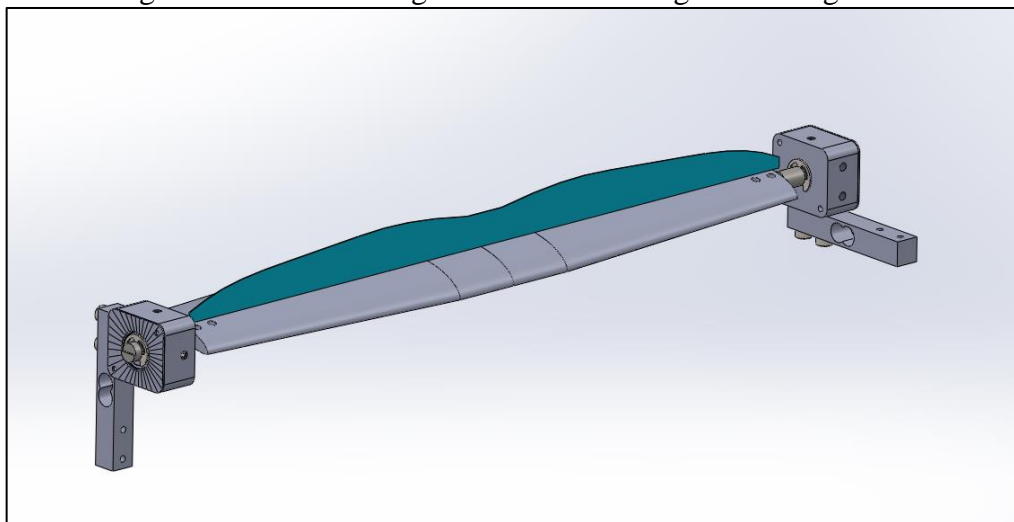
Após a montagem, com o intuito de simular a carga distribuída que seria produzida pelos efeitos aerodinâmicos na asa impressas, foi produzido por corte laser, utilizando chapas de aço galvanizado, massas que tinham o perfil de distribuição conforme foi calculado pelo método de Scherenk, destacado na Figura 32.

Figura 31- Testes de pesos no sensor de arrasto



Fonte: o autor (2021).

Figura 32- Perfil de carga distribuída ao longo da envergadura



Fonte: o autor (2021).

Para o controle da velocidade do motor foi utilizado um inversor de frequência instalado junto ao túnel de vento, e para a medição foi utilizado um manômetro digital portátil Kimo modelo MP120.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1. TESTES EXPERIMENTAIS

Para a realização do teste no túnel de vento, foi decidido utilizar o mesmo valor de tara para a calibração e os testes com o escoamento, decisão essa para diminuir os erros no momento da correção dos valores nas medições dos testes da asa com o escoamento. Para que isso acontecesse todo o teste teria que ser feito de modo contínuo a partir do acionamento do Arduino.

Além disso, a asa foi posicionada no túnel de vento de forma que a força de sustentação aponte verticalmente para baixo, sendo este o mesmo sentido da força peso das massas usadas para calibração.

Para a análise, foi considerado apenas metade do peso real de cada bloco devido a construção do dispositivo para medição. Os dados obtidos na etapa de calibração estão disponíveis na íntegra, junto ao Apêndice C. A média dos resultados obtidos estão apresentados na Tabela 3.

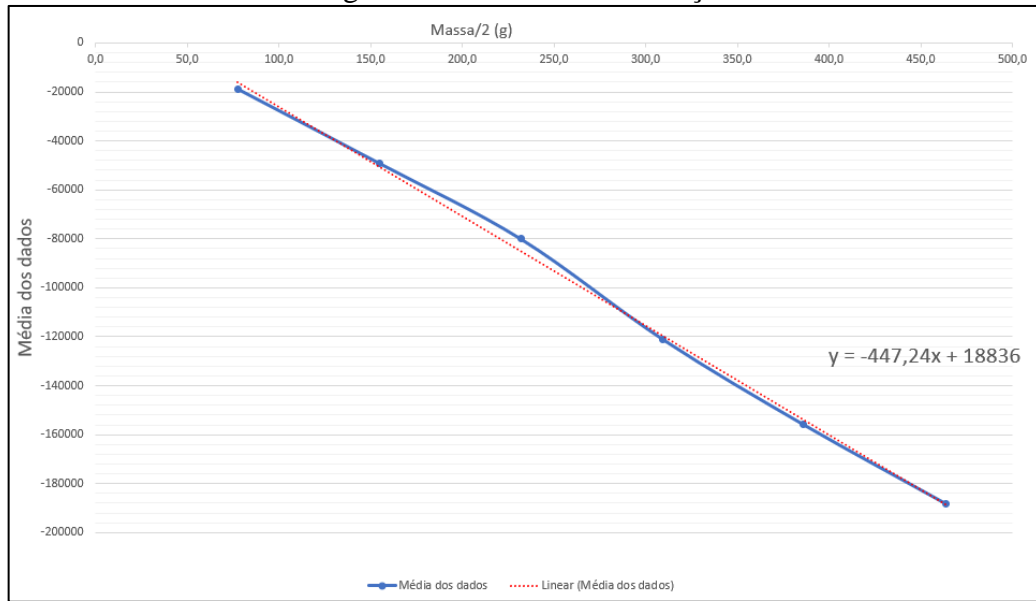
Tabela 3- Resumo dados da medição para calibração

Massa/2 (g)	Média dos dados
77,5	-18732
115,0	-49200
232,0	-80069
309,5	-121148
386,0	-155830
463,5	-188095

Fonte: o autor (2021).

Os resultados obtidos permitiram, por meio de regressão linear, a obtenção de uma equação para a correção dos valores de força no sentido vertical pra baixo (peso e sustentação). Para sua criação foi plotado o gráfico observado na Figura 33, e criado uma linha de tendência linear.

Figura 33- Gráfico da calibração



Fonte: o autor (2021).

Observando a equação é possível evidenciar que o ponto de intersecção ao eixo dos dados é encontrado em 18836, esse valor pode ter sido gerado pela correção da linha da tendência. Para a correção disso o valor de tara ao qual foi utilizado deveria ter sido adicionado para a geração da equação da correção.

Após a obtenção dos dados, foram feitos os testes com o escoamento, nos quais foram anotados valores para as velocidades medidas de 20 até 30 m/s, a cada 2m/s. Os dados armazenados podem ser vistos no Apêndice D. A média das medições com as velocidades foram resumidas na Tabela 4. A coluna de sustentação foi obtida utilizando a equação da linha de tendência da Figura 33.

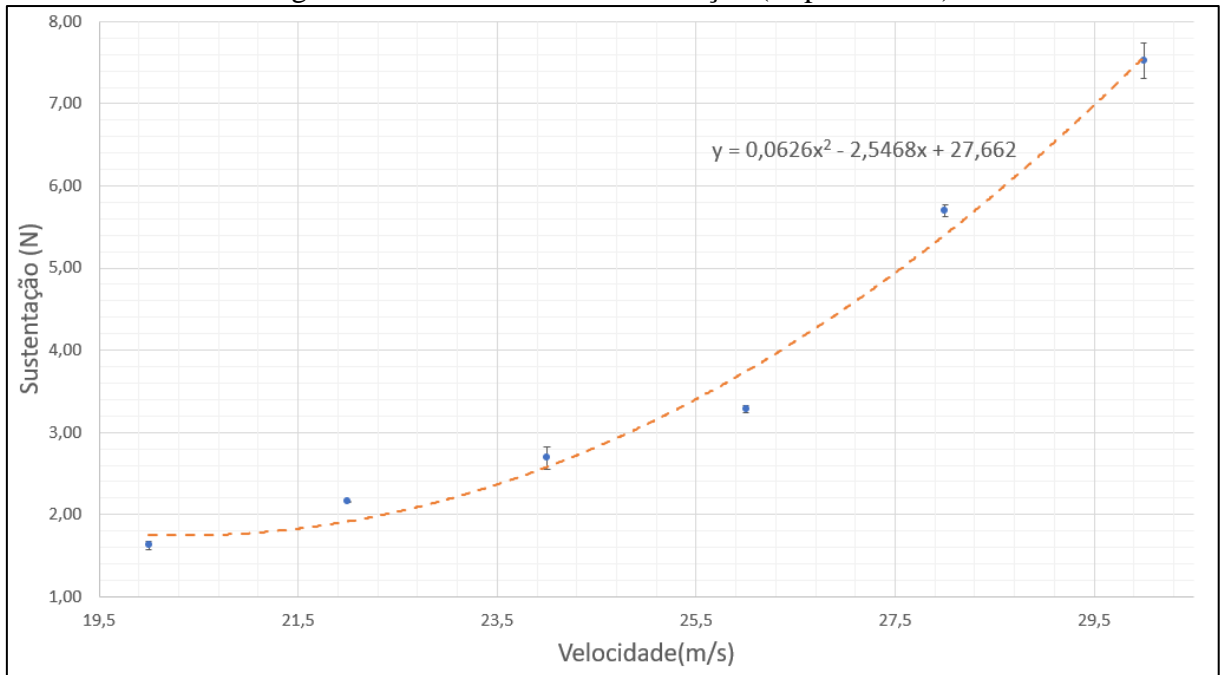
Tabela 4- Resultados das medições de força e sustentação da asa em túnel de vento

Velocidade	Média dos dados	Sustentação (g)	Sustentação (N)	Desvio padrão
20	-64792	186,99	1,83	0,054
22	-85910	234,21	2,30	0,011
24	-107127	281,65	2,76	0,141
26	-130814	334,61	3,28	0,040
28	-227172	550,06	5,39	0,073
30	-299927	712,73	6,99	0,214

Fonte: o autor (2021).

Nota-se que as velocidades de 28 e 30 m/s tiveram um salto no valor dos dados em relação a de 26 m/s. A linha de tendência adicionada no gráfico foi plotada conforme o comportamento teórico da Equação 9, o qual mostra que a velocidade afetada a sustentação pelo quadrado de seu valor.

Figura 34- Velocidade vs Sustentação (Experimental)



Fonte: o autor (2021).

4.2. SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA ASA EM ESCALA

Para a seleção do modelo de turbulência foi utilizado o modelo de meia asa envolto na geometria do túnel de vento. Foram corrigidos os valores de densidade e viscosidade do ar para a condição do dia em que o teste experimental foi realizado, resumidos na Tabela 5.

Tabela 5- Propriedades do ar no teste experimental

Temperatura	23 °C
Densidade	1,085 kg/m ³
Viscosidade	1,857x 10 ⁻⁵ Pa s
Altitude	885 metros

Fonte: o autor (2021).

Utilizando esses dados foi utilizado um modelo parametrizado variando a velocidade nos valores registrados experimentalmente. As análises foram executadas segundo três diferentes modelos de turbulência disponíveis: Spalart Allmaras, K- ϵ Realizable e K- ω SST. Os resultados obtidos estão listados na Tabela 6.

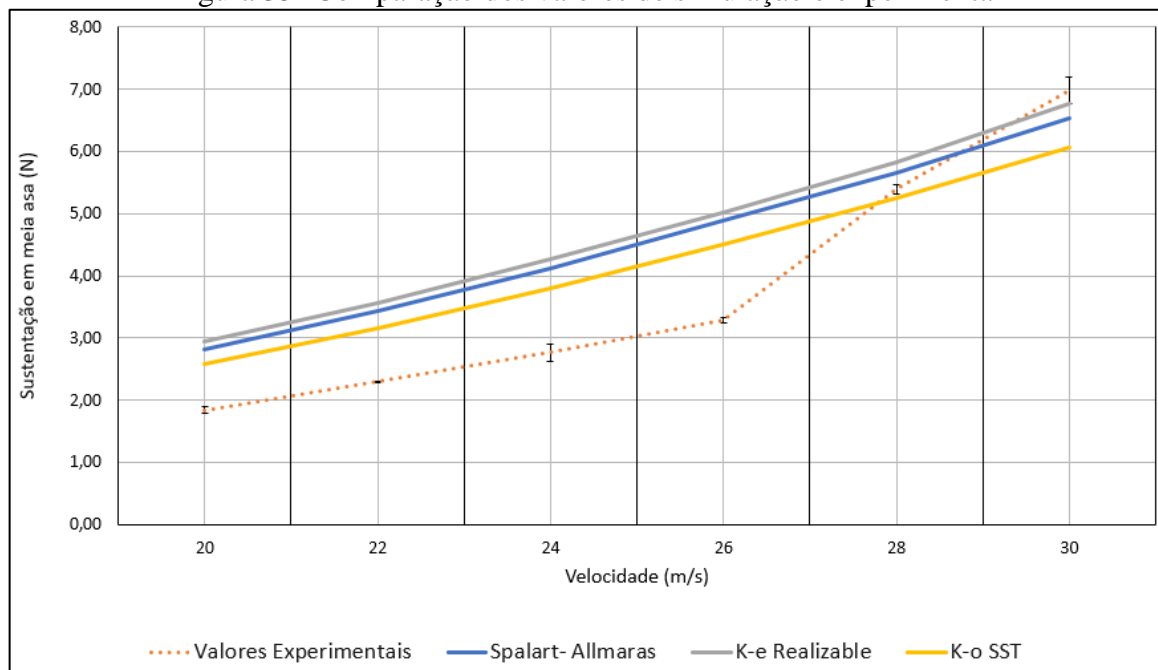
Tabela 6- Sustentação para diferentes modelos de turbulência

Método	Spalart Allmaras	K- ϵ Realizable	K- ω SST
Velocidade	Sustentação (N)	Sustentação (N)	Sustentação (N)
20	2,82	2,94	2,59
22	3,43	3,57	3,17
24	4,11	4,26	3,80
26	4,88	5,01	4,50
28	5,67	5,83	5,26
30	6,54	6,77	6,07

Fonte: o autor (2021).

Após a obtenção dos valores para as simulações, elas foram confrontadas graficamente com as obtidas experimentalmente. Essa comparação pode ser vista na Figura 35.

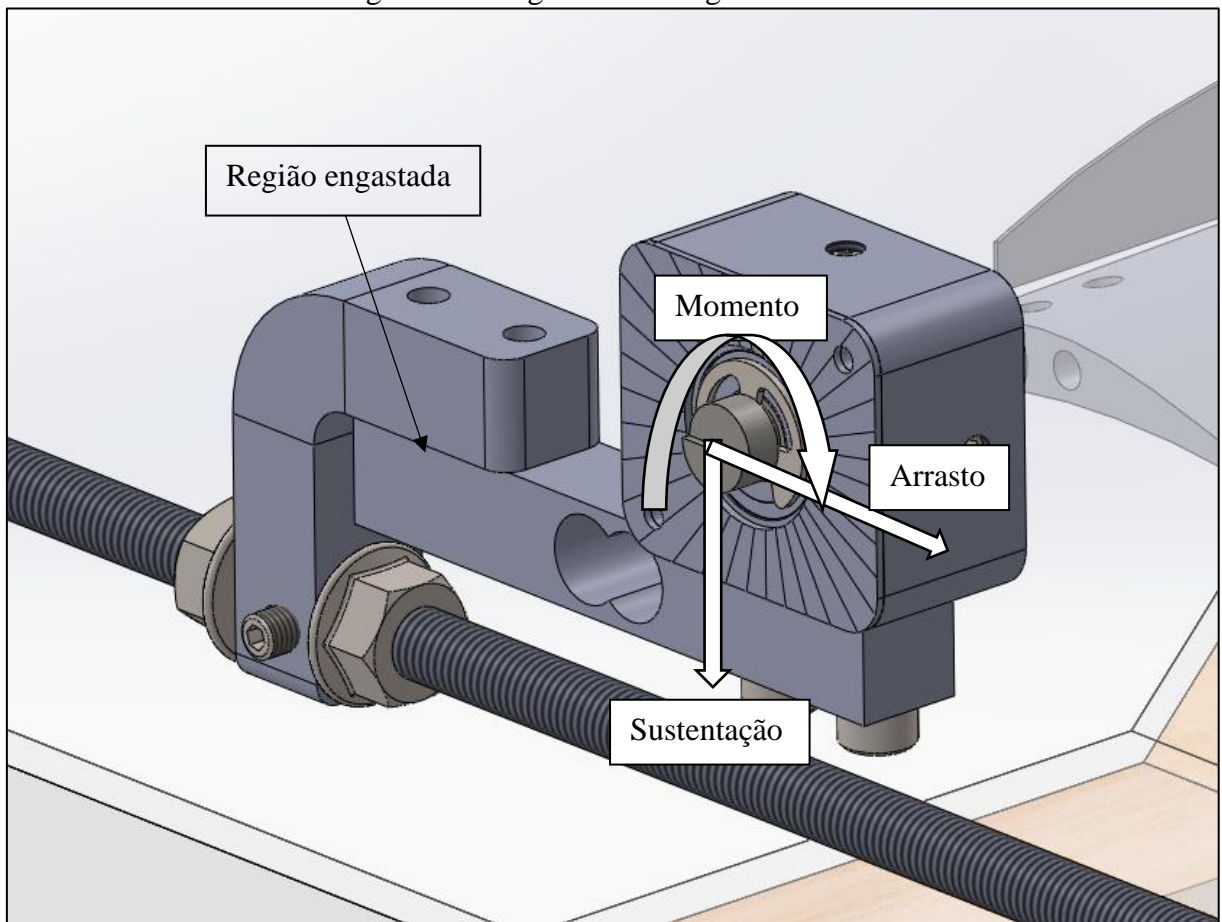
Figura 35- Comparação dos valores de simulação e experimental



Fonte: o autor (2021).

Observando o gráfico da Figura 35 pode-se ver que ele apresenta algumas diferenças entre os valores experimentais quando confrontado com os numéricos. Revisitando o sistema de fixação demonstrado na Figura 24, foi sugerido que o carregamento combinado ilustrado na Figura 36 pode ter afetado na medição da sustentação, assim como as perdas de carga que o túnel apresenta e as precisões nos equipamentos de medições (como balança de calibração e manômetro).

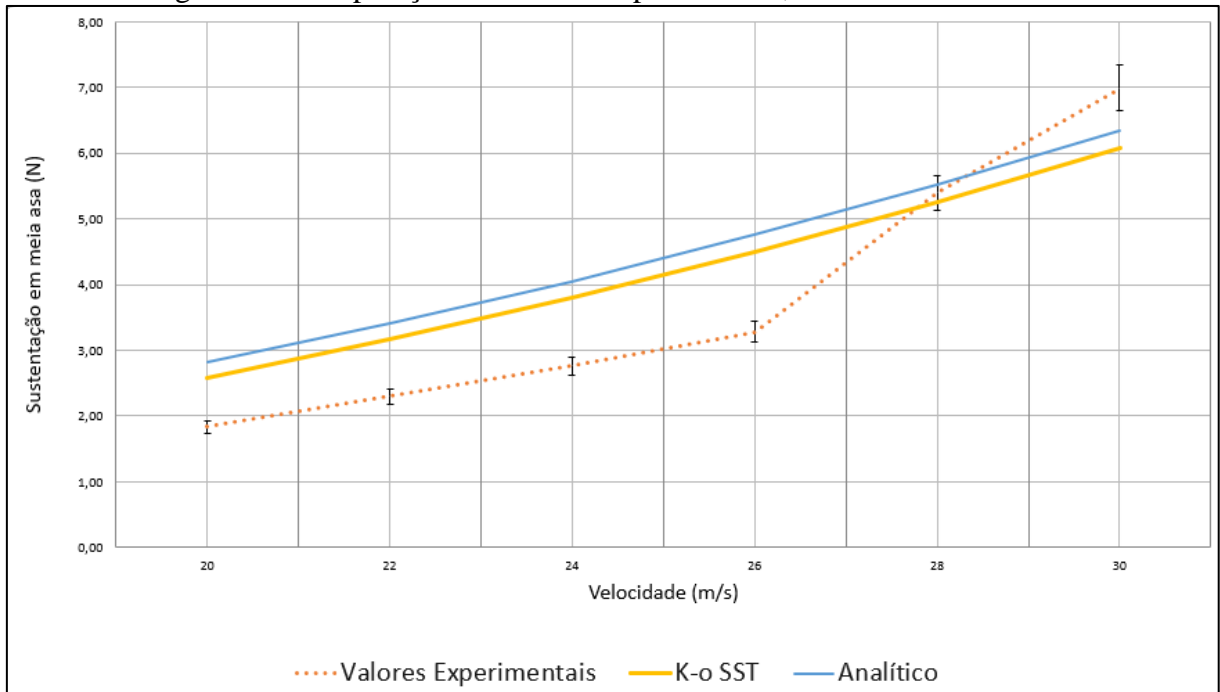
Figura 36- Diagrama das cargas no sensor



Fonte: o autor (2021).

Para confirmar isso calculou-se um Cl no ponto de 20m/s, velocidade essa que todos os valores se aproximam. Com esse coeficiente foi calculado, utilizando a Equação 9, valores de sustentação para as velocidades estudadas. Na Figura 37 fica evidente que a análise numérica (plotada apenas o modelo K- ω SST) apresentou o mesmo comportamento dos valores analíticos, quando ao experimental ficou claro que o mecanismo desenvolvido e o método de captação de dados devem passar por refinamentos antes que se torne uma alternativa confiável.

Figura 37- Comparação das curvas experimentais, numéricas e analítica



Fonte: o autor (2021).

4.3. SIMULAÇÃO NUMÉRICA DA ASA DEFLETIDA

Como os valores obtidos durante os testes experimentais não foram coerentes com as curvas numérica e a analítica, foi decidido a utilização do modelo K- ω SST para as simulações das asas defletidas descritas na Tabela 1, por se tratar do modelo mais conservador entre os comparados, conforme demonstrado na Figura 35. Para as condições de controle foi utilizado os valores da Tabela 2.

Após todas simulações os dados foram organizados na Tabela 7.

Tabela 7- Dados da Simulação

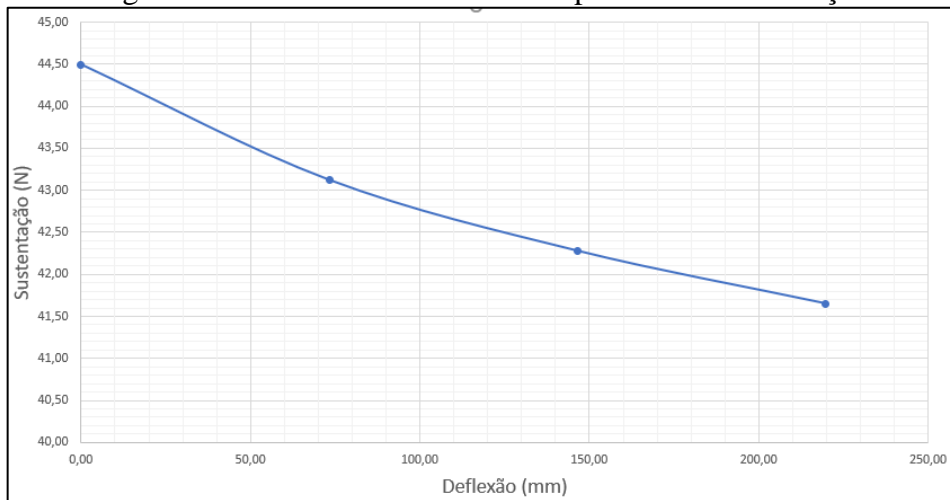
Deflexão (mm)	Sustentação (N)	Cl	Arrasto (N)	CD	Eficiência aerodinâmica (L/D)
0,00	44,49	0,71	2,95	0,047	15,08
73,25	43,12	0,69	3,08	0,049	14,01
146,50	42,28	0,68	3,14	0,050	13,46
219,75	41,65	0,67	3,19	0,051	13,06

Fonte: o autor (2021).

Para a validação dos valores foram observados os valores de sustentação e arrasto durante as iterações do programa, assim como o fluxo mássico entre a entrada e a saída. Para que a simulação fosse validada os valores de sustentação e arrasto deveriam convergir e o fluxo mássico deveriam estar na ordem de 10^{-4} .

Nota-se que com o aumento da deflexão o valor de sustentação decresce. A Figura 38 ilustra como a sustentação e seu coeficiente são afetados com o aumento da deflexão da asa.

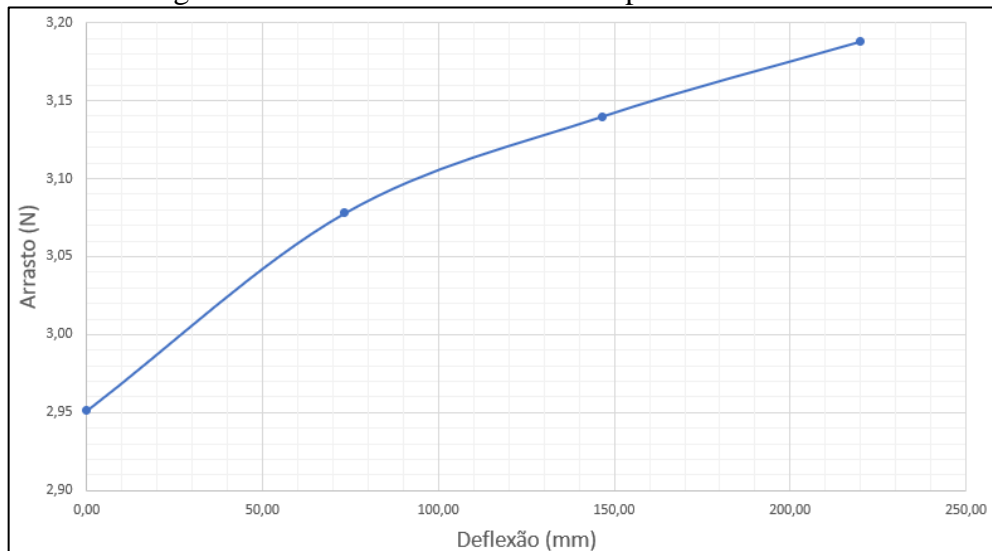
Figura 38- Efeito da deflexão na componente de sustentação



Fonte: o autor (2021).

Quanto ao arrasto seu valor aumenta. A mostra graficamente essa variação ao longo da deflexão.

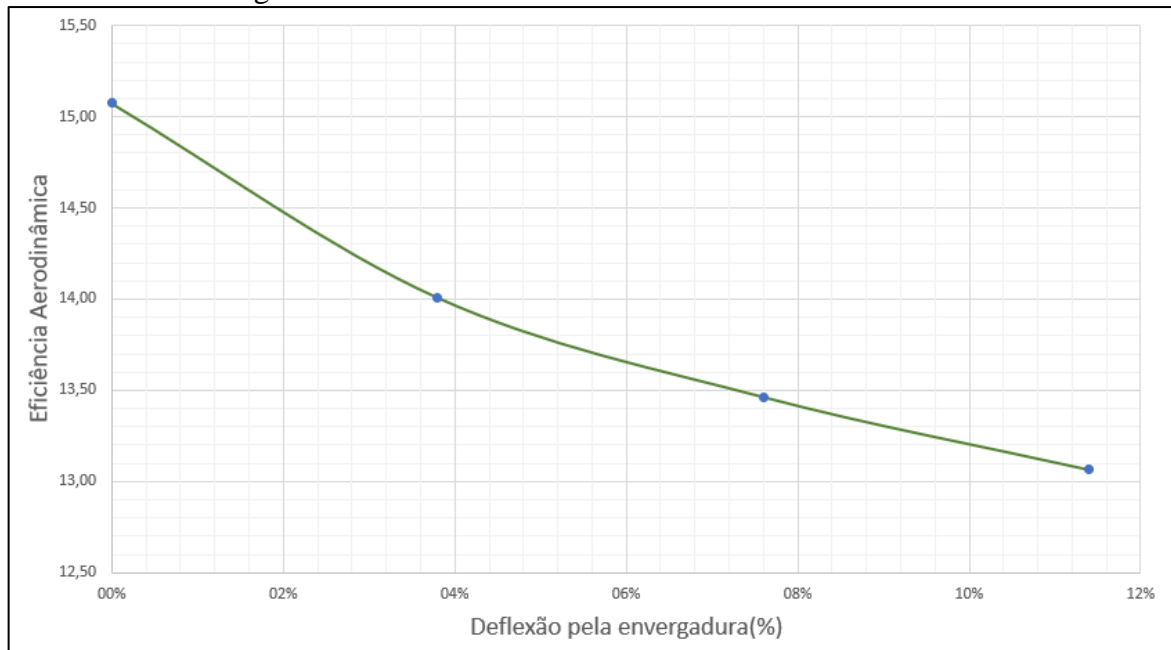
Figura 39- Efeito da deflexão na componente de arrasto



Fonte: o autor (2021).

Para se ter uma análise mais paramétrica utilizou-se o valor de eficiência aerodinâmica, o qual representa a razão da sustentação pelo arrasto, com relação ao percentual de deflexão da asa, ao qual pode ser relacionada com a deflexão na Tabela 1. Utilizando a Figura 40 como referência é visível a redução da eficiência com o aumento da deflexão apresentada ao longo da asa.

Figura 40- Efeito da deflexão na eficiência aerodinâmica



Fonte: o autor (2021).

Como foi se há o valor de eficiência aerodinâmica sem deflexão, foi observado, em percentual, qual o efeito na perda de eficiência com o efeito da deflexão na envergadura, os valores podem ser observados na Tabela 8.

Tabela 8- Perda de eficiência vs deflexão

Deflexão (mm)	Perda de Eficiência
0,00	0%
73,25	7%
146,50	11%
219,75	13%

Fonte: o autor (2021).

5. CONCLUSÕES

Utilizando a base dos estudos da bibliografia foi possível compreender os clássicos de mecânica dos fluidos evoluindo-os para efeitos aerodinâmicos envolvidos no escoamento em uma asa. Foi possível compreender o funcionamento dos modelos matemáticos envolvidos nas simulações numéricas.

A revisão bibliográfica envolvendo as deformações de vigas foi possível identificar um complicador para o estudo da deflexão na asa, pois a geometria da estrutura da asa desenvolvida pela equipe tem sua rigidez variável ao longo da envergadura. portanto os modelos gerados nesse trabalho foram feitos utilizando uma linha elástica considerando material homogêneo e secção transversal constante.

Afirma-se que o dispositivo desenvolvido para os testes nesse trabalho foi conceituado de modo que a equipe *Aerosul* conseguisse utiliza-lo futuramente para trabalhos de estudo de aerofólios, porém há estudos que ainda precisam ser aprimorados como demonstrado ao longo do Capítulo 4. A combinação dos três carregamentos deslocados do ponto engastado do sensor pode estar interferindo na obtenção dos dados de sustentação e arrasto.

Outro ponto a se observar é a vibração envolvida no conjunto visto que se trata de um sistema único com o túnel de vento, durante os testes foi possível verificar o aumento vibração conforme o aumento da rotação ao motor o que também pode causar distorções nas medições.

Esses agravantes ficaram evidentes quando gerado a curva analítica, ao mesmo tempo essa curva evidenciou o comportamento das simulações do modelo da asa de escala reduzida, aumentando assim a confiabilidade no *software* e método utilizado. Assim quando aplicado em um modelo real, a geração de malhas, controle das variáveis e obtenção de dados já tinha se tornado algo simples.

Foi possível também avaliar quantitativamente como a deflexão afeta o desempenho da asa da equipe *Aerosul* no ano de 2021. Foi possível observar a perda de eficiência aerodinâmica em 7, 11 e 13 % para os percentuais de deflexão de 3,8; 7,6 e 11,4, respectivamente.

Espera-se que com a curva gerada de eficiência aerodinâmica e os valores de perda dela sejam utilizados para a estimativa e correção nos valores de sustentação e arrasto que a equipe pode apresentar futuramente, podendo assim gerar estruturas menos rígidas aumentando assim a competitividade da equipe perante a competição anual.

Com o objetivo geral do trabalho alcançado, foi observado pontos que podem ser melhores estudados:

- aprimoramento do sistema de medição, corrigindo os valores adquiridos pela célula de carga com o sistema de carregamentos no eixo.
- validar curva de correção proposta pelo trabalho e implementar equação no programa de obtenção dos valores de medição
- criar um modelo numérico multifísico entre a estrutura e a superfície aerodinâmica, criando assim uma curva elástica real.
- rever conceito de fixação do dispositivo de modo que ele fique independente do túnel de vento, assim ele não seria mais influenciado pelos efeitos de vibração que ele sofre.
- analisar a influência da mudança do fluxo no ar causada pela deformação da asa nos estabilizadores.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AIRFOIL TOOLS. **Airfoil Tools**. USA, 2016. Disponível em: <https://airfoiltools.com>. Acesso em: 15 out 2021.

AEROSUL. **Relatório de Integração de Projetos**. Caxias do sul: Universidade de Caxias do Sul, 2018.

AEROSUL. **Relatório de Integração de Projetos**. Caxias do sul: Universidade de Caxias do Sul, 2019.

AEROSUL. **Relatório de Integração de Projetos**. Caxias do sul: Universidade de Caxias do Sul, 2020.

BUENO, Mauricio. **Desenvolvimento de programa de cálculo para o dimensionamento de asa com estrutura treliçada do projeto AeroDesign**. 2016. 55 f. TCC (Graduação)- Engenharia Mecânica. Universidade de Caxias do Sul, 2015.

CARVALHO, José F. T. de. **Aplicação da fluidodinâmica computacional em um aerofólio para comparação de diferentes modelos de turbulência com dados experimentais e analíticos**. 2015. 68 f. TCC (Graduação)- Engenharia Mecânica. Universidade de Caxias do Sul, 2015.

ÇENGEL, Yunus A.; CIMBALA, John M. **Mecânica dos fluidos: Fundamentos e aplicações**. Porto Alegre: AMGH, 2007.

FOX, Robert W.; MCDONALD, Alan T.; PRITCHARD, Philip J. **Introdução à mecânica dos fluidos**. 8. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2014.

FERZIGER, J. H.; PERIC, M. **Computation Methods for Fluid Dynamics**. 3.ed. Berlin: Springer, 2002.

HEINZMANN, Maiquel R. **Avaliação estrutural da asa de um VANT: Estudo de caso para uma aeronave da competição SAE Brasil AeroDesign**. 2020. 78 f. TCC (Graduação)- Engenharia Mecânica. Universidade de Caxias do Sul, 2020.

HIBBELER, R. C. **Resistência dos materiais**. 7 ed. São Paulo: Pearson, 2010

HIBBELER, R. C. **Estática: Mecânica para engenharia**. 12 ed. São Paulo: Pearson, 2011

KAN, Zi; LI, Daochun; SHEN, Toing; XIANG, Jinwu, ZHANG, Lu. **Aerodynamic characteristics of morphing wing whit flexible leading-edge**. Pequim: AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY, v. 80, n. 156176, 2018. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S127096381830587X>. Acesso em: 06 jun. 2021.

LIMA, Felipe B. F. de. **Tratamento superficial de peças fabricadas por prototipagem rápida**. 2015. Dissertação (Mestrado)- Engenharia Mecânica. Universidade de Brasília, 2015.

LOVIZON, Anderson. **Projeto, construção e verificação de um finamômetro para o grupo motopropulsor de aeronaves do aerodesign**. 2019. 68 f. TCC (Graduação)- Engenharia Mecânica. Universidade de Caxias do Sul, 2019.

MALALASEKERA, W.; VERSTEEG, H. K. **An Introduction to Computational fluid Dynamics: the finite volume method**. 2 ed. England: Pearson Education Limited, 2007.

MEGSON, T. H. G. **An Introduction to Aircraft Structural Analysis**. USA: Elsevier, 2010.

POLYHEDRAL, TETRAEDRAL AND HEXAHEDRAL MESH COMPARISON. Symscape. Disponível em: <<https://www.symscape.com/polyhedral-tetrahedral-hexahedral-mesh-comparison>>. Acesso em: 14 ago. 2021.

RODRIGUES, L. E. J. M. **Fundamentos da engenharia aeronáutica - aplicações ao projeto SAE-Aerodesign**. 1 ed. rev. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo. São Paulo, 2009.

SÁ, LUÍZ F.N.; YAMABE, PAULO V.M.; SOUZA, BRUNO C.; SILVA, EMÍLIO C.N. **Topology optimization of turbulent rotating glows using Spalart-Allmatas model**. São Paulo: Computer Methods In Applied Mechanics And Engineering, v. 375, 2020. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0045782520307362?via%3Dihub>. Acesso em: 06 jun. 2021.

SAE Brasil (org.). **Competição SAE AeroDesign Brasil**. Disponível em: <https://saebrasil.org.br/programa-s-estudantis/aero-design-sae-brasil/>. Acesso em: 06 jun. 2021.

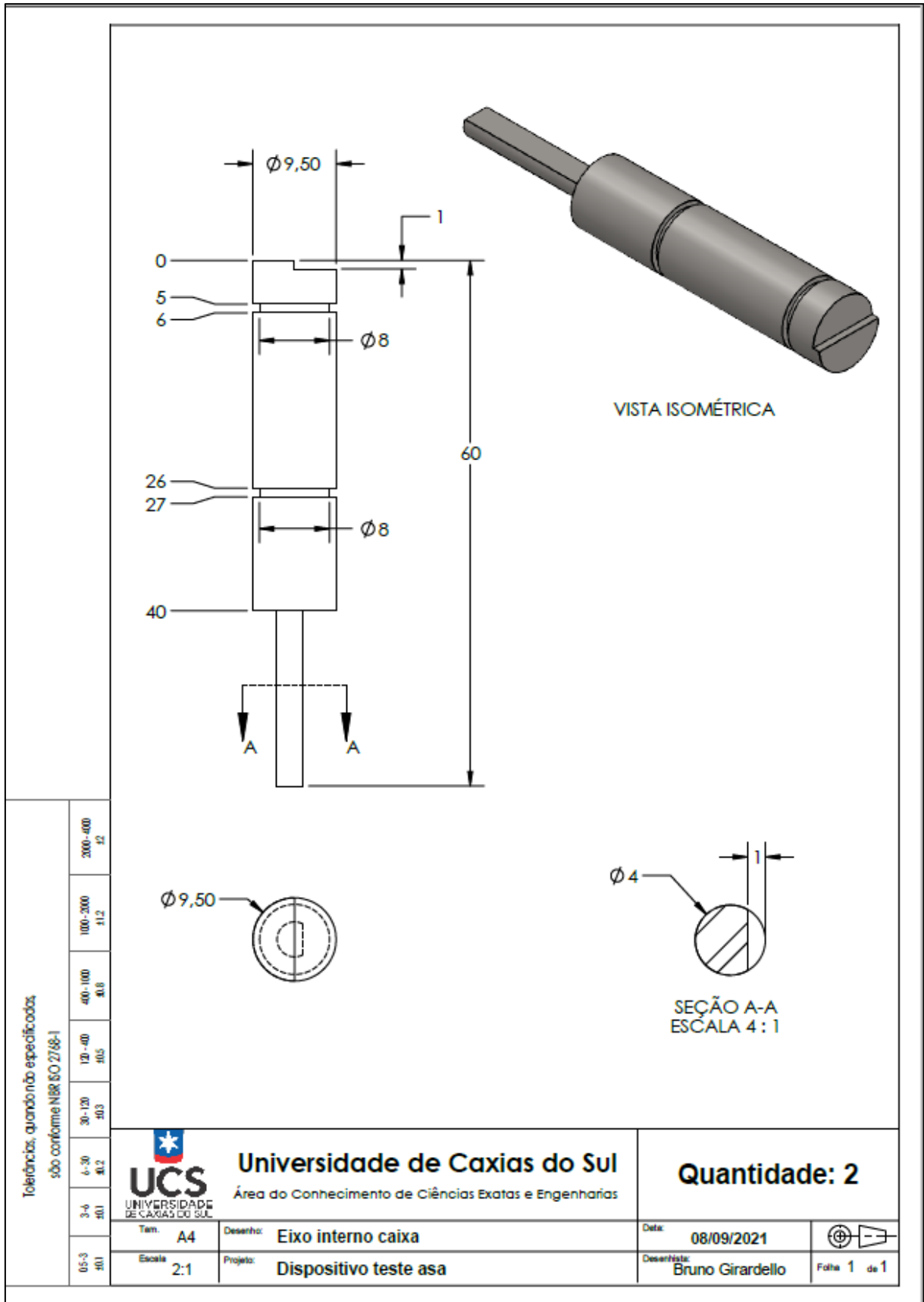
SIMON, Igor. **Otimização de treliça da asa de aeronave de AeroDesign**. 2017. 67 f. TCC (Graduação)- Engenharia Mecânica. Universidade de Caxias do Sul, 2017.

TORENBEEK, E.; WITTENBERG, H. **Flight Physics: Essentials of Aeronautical Disciplines and Technology with Historical Notes**. 1. ed. New York: Springer, 2009.

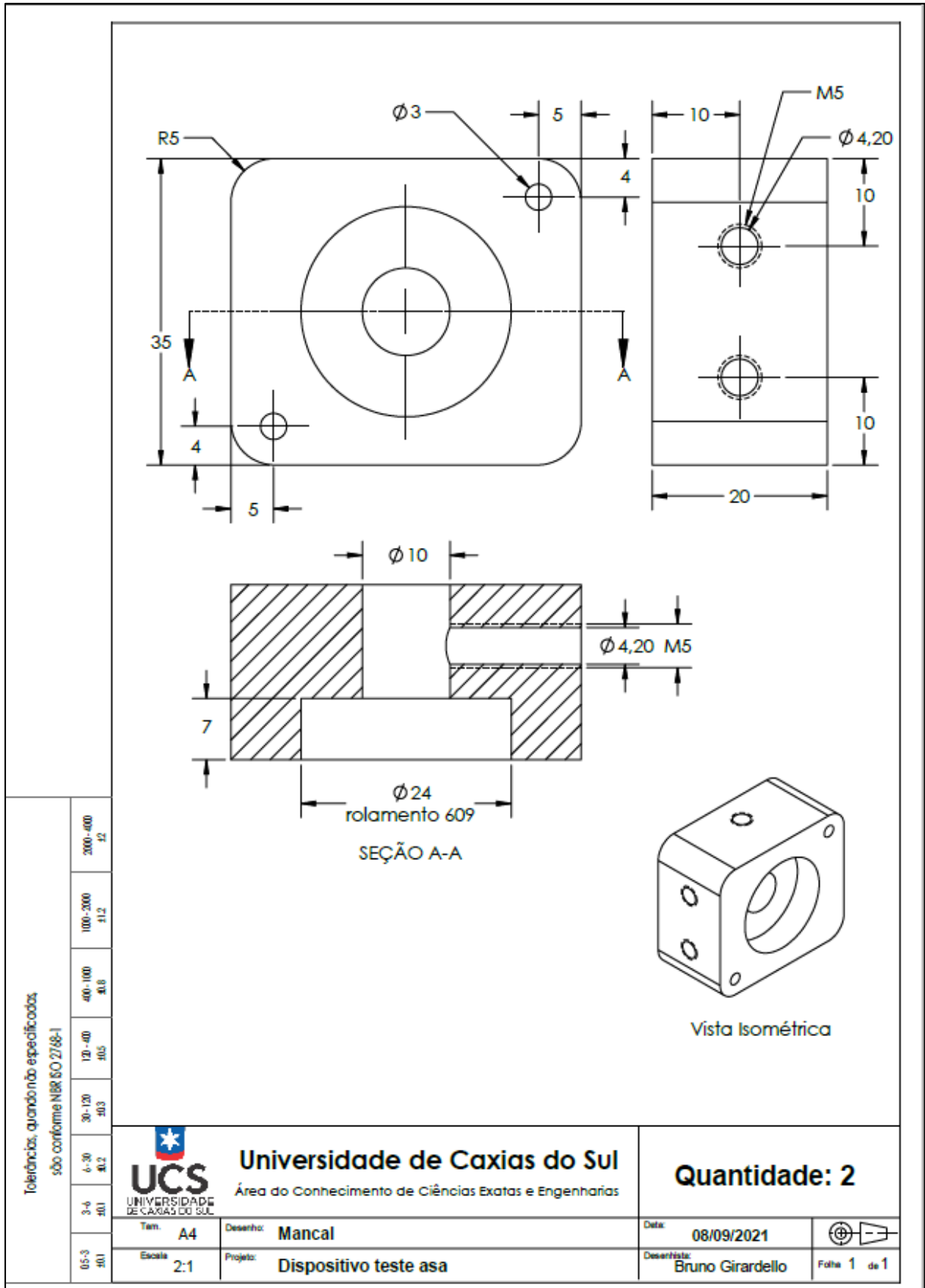
VOS, R.; FAROKHI, S. **Introduction to Transonic Aerodynamics**. Netherlands: Springer, 2015.

WHITE, Frank M. **Fluid Mechanics**, 7 ed, Rhode Island: WCB MacGraw-Hill, 2011.

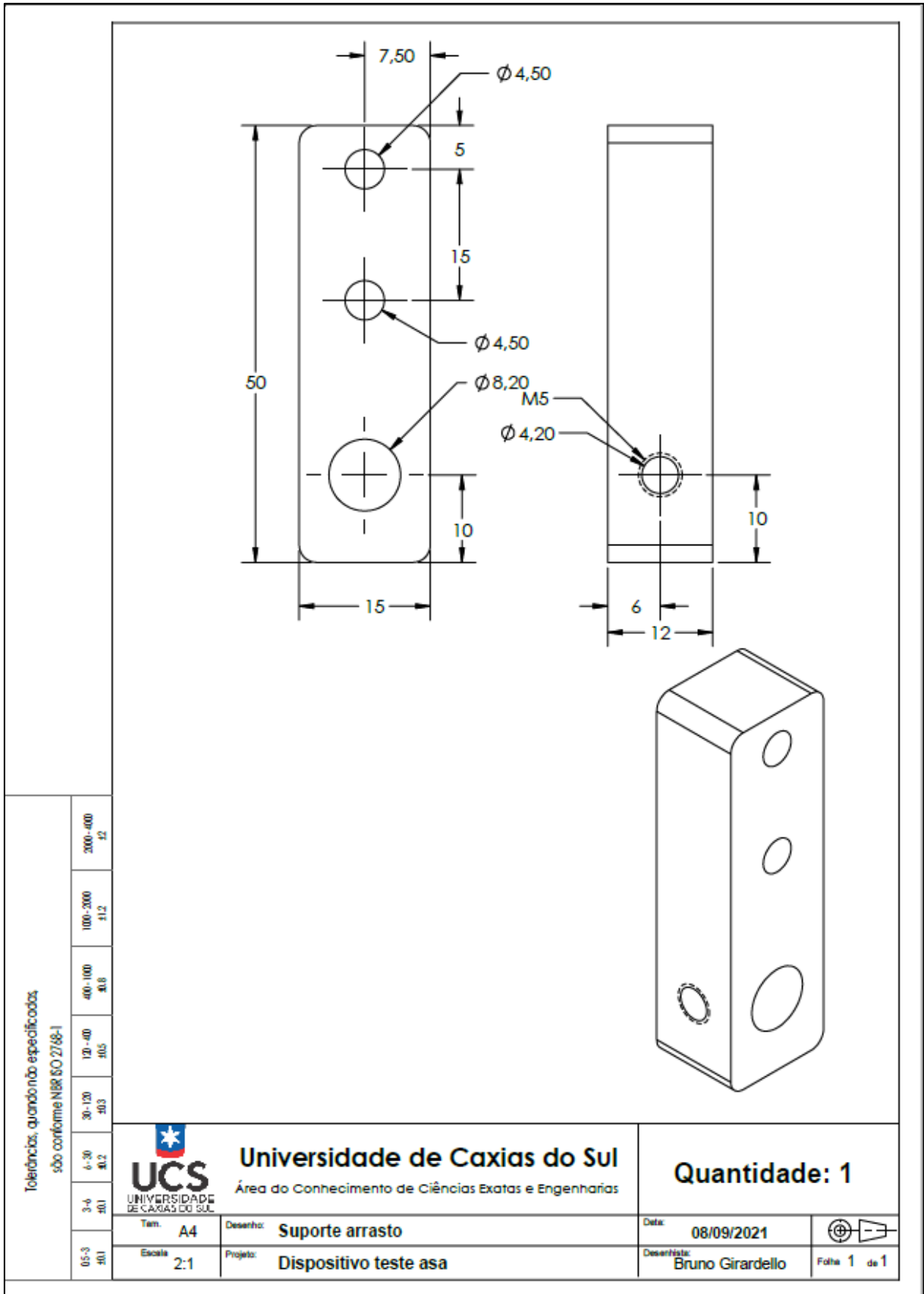
APÊNDICE A- DESENHOS TÉCNICOS PARA A FABRICAÇÃO



APÊNDICE A- DESENHOS TÉCNICOS PARA A FABRICAÇÃO



APÊNDICE A- DESENHOS TÉCNICOS PARA A FABRICAÇÃO



Tolerâncias, quando não especificadas são conforme NBR ISO 2768-1

200-400	±2
100-200	±1,2
40-100	±0,8
10-40	±0,5
30-120	±0,3
6-30	±0,2
3-6	±0,1
0,5-3	±0,1

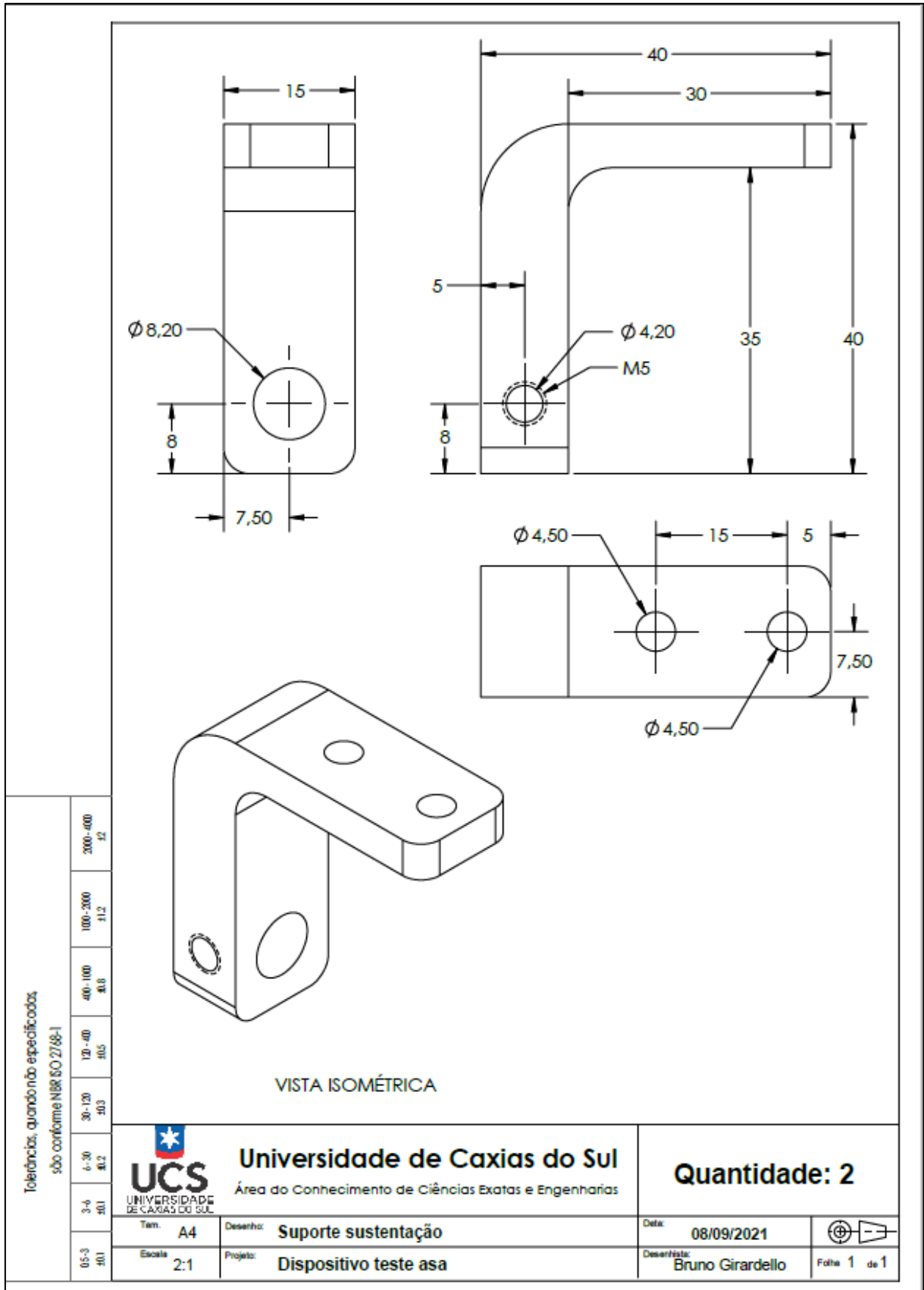
UCS Universidade de Caxias do Sul
 UNIVERSIDADE DE CAXIAS DO SUL
 Área do Conhecimento de Ciências Exatas e Engenharias

Quantidade: 1

Tem. A4	Desenho: Suporte arrasto
Escala 2:1	Projeto: Dispositivo teste asa

Data: 08/09/2021	
Desenhista: Bruno Girardello	

APÊNDICE A- DESENHOS TÉCNICOS PARA A FABRICAÇÃO



Tolerâncias, quando não especificadas são conforme NBR ISO 2768-1

05-3	40,1	40,1	200-400	12
3-4	40,1	40,1	100-200	11,2
6-30	41,2	41,2	40-100	8,0
30-120	40,3	40,3	10-40	10,5
6-30	41,2	41,2	100-200	11,2
200-400	12	12	40-100	8,0

VISTA ISOMÉTRICA



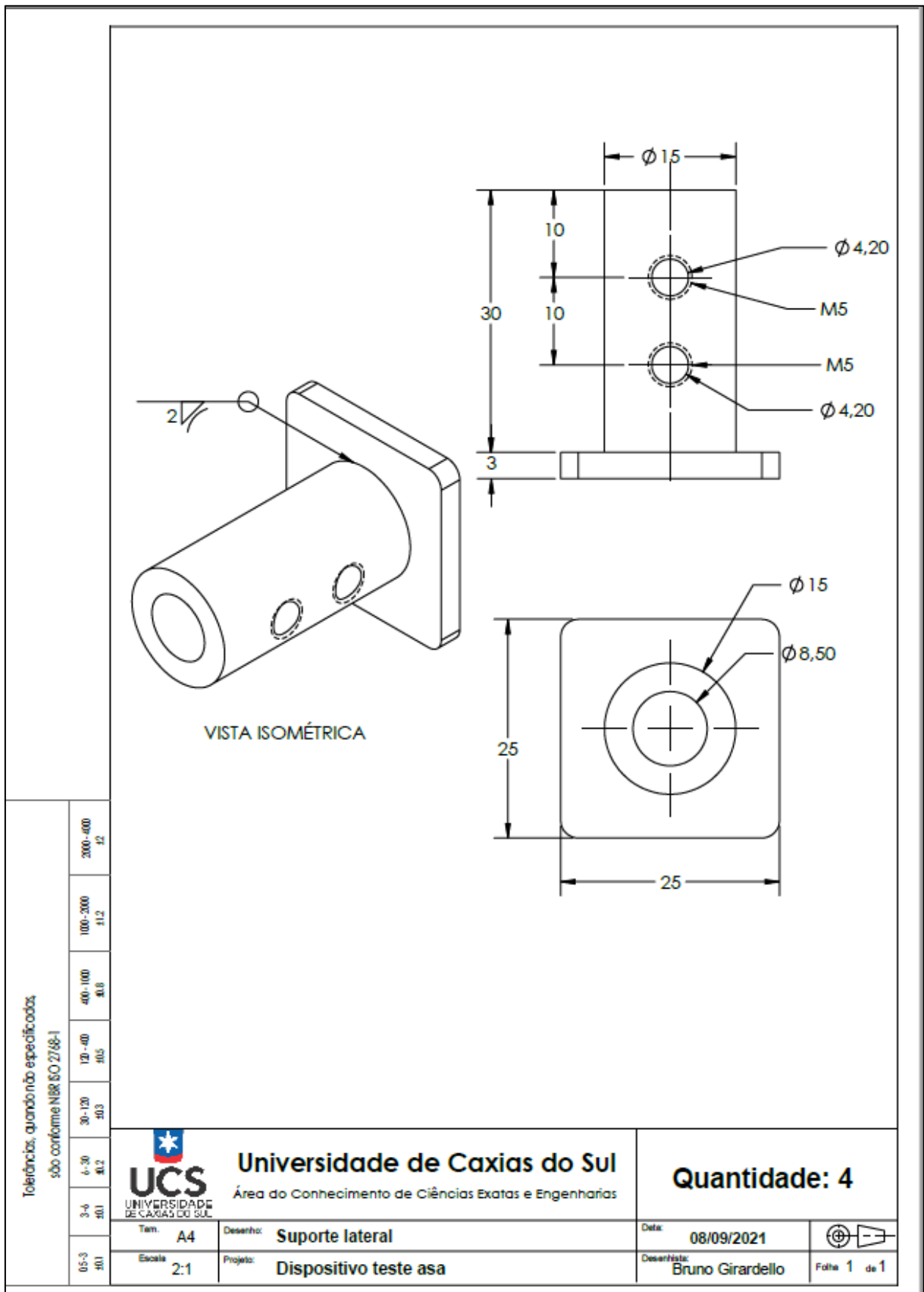
Universidade de Caxias do Sul
 Área do Conhecimento de Ciências Exatas e Engenharias

Quantidade: 2

Tam.	A4	Desenho:	Suporte sustentação
Escala	2:1	Projeto:	Dispositivo teste asa

Data:	08/09/2021	
Desenhista:	Bruno Girardello	

APÊNDICE A- DESENHOS TÉCNICOS PARA A FABRICAÇÃO



APENDICE B- PROGRAMAÇÃO NO ARDUINO

```

// INCLUSÃO BIBLIOTECA

#include "HX711.h"

// DEFINIÇÃO PINOS
#define DTL A1
#define SCKL A0
#define DTD A3
#define SCKD A2

HX711 scale1; // Relaciona a variável escala para a sustentação
HX711 scale2; // Relaciona a variável escala para o arrasto

// DECLARAÇÃO VARIÁVEIS
float lift = 0;
float drag = 0;

void setup() {
  Serial.begin(9600);

  scale1.begin (DTL, SCKL);
  scale1.set_scale();

  scale2.begin (DTD, SCKD);
  scale2.set_scale();

  delay(15000);
  scale1.tare(); // TARA A MEDIÇÃO DO SENSOR DA SUSTENTAÇÃO
  scale2.tare(); // TARA A MEDIÇÃO DO SENSOR DO ARRASTO
  Serial.println("START MEDIÇÃO");
}

void loop() {
  Serial.print("Sustentação (gr): ");
  lift = (scale1.get_value(5)/1);
  Serial.println(lift,5);

  Serial.print("Arrasto (gr): ");
  drag = (scale2.get_value(5)/1);
  Serial.println(drag,5);

  delay(100);
}

```

APENDICE C- DADOS DE CALIBRAÇÃO

Peso 155 gr	Peso 310 gr	Peso 464 gr
Arrasto (gr): -12359.00000	Arrasto (gr): -5505.00000	Sutentação (gr): -79404.00000
Sutentação (gr): -13545.00000	Sutentação (gr): -50746.00000	Arrasto (gr): -1748.00000
Arrasto (gr): -12386.00000	Arrasto (gr): -5454.00000	Sutentação (gr): -79268.00000
Sutentação (gr): -14762.00000	Sutentação (gr): -50503.00000	Arrasto (gr): -2345.00000
Arrasto (gr): -12589.00000	Arrasto (gr): -5011.00000	Sutentação (gr): -79657.00000
Sutentação (gr): -15421.00000	Sutentação (gr): -50125.00000	Arrasto (gr): -2400.00000
Arrasto (gr): -12537.00000	Arrasto (gr): -4590.00000	Sutentação (gr): -79765.00000
Sutentação (gr): -15262.00000	Sutentação (gr): -49754.00000	Arrasto (gr): -2432.00000
Arrasto (gr): -12426.00000	Arrasto (gr): -4431.00000	Sutentação (gr): -79728.00000
Sutentação (gr): -15979.00000	Sutentação (gr): -48188.00000	Arrasto (gr): -2420.00000
Arrasto (gr): -12713.00000	Arrasto (gr): -4827.00000	Sutentação (gr): -79735.00000
Sutentação (gr): -18728.00000	Sutentação (gr): -48062.00000	Arrasto (gr): -2362.00000
Arrasto (gr): -12753.00000	Arrasto (gr): -4572.00000	Sutentação (gr): -79810.00000
Sutentação (gr): -18461.00000	Sutentação (gr): -48799.00000	Arrasto (gr): -2309.00000
Arrasto (gr): -12676.00000	Arrasto (gr): -4992.00000	Sutentação (gr): -80039.00000
Sutentação (gr): -18818.00000	Sutentação (gr): -48970.00000	Arrasto (gr): -2258.00000
Arrasto (gr): -12932.00000	Arrasto (gr): -5421.00000	Sutentação (gr): -80261.00000
Sutentação (gr): -19090.00000	Sutentação (gr): -49118.00000	Arrasto (gr): -2278.00000
Arrasto (gr): -12943.00000	Arrasto (gr): -5647.00000	Sutentação (gr): -80264.00000
Sutentação (gr): -19140.00000	Sutentação (gr): -49230.00000	Arrasto (gr): -2235.00000
Arrasto (gr): -13125.00000	Arrasto (gr): -5694.00000	Sutentação (gr): -80114.00000
Sutentação (gr): -18753.00000	Sutentação (gr): -49217.00000	Arrasto (gr): -2279.00000
Arrasto (gr): -12998.00000	Arrasto (gr): -5788.00000	Sutentação (gr): -80175.00000
Sutentação (gr): -18683.00000	Sutentação (gr): -49200.00000	Arrasto (gr): -2325.00000
Arrasto (gr): -13236.00000	Arrasto (gr): -5765.00000	Sutentação (gr): -80069.00000
Sutentação (gr): -18732.00000	Sutentação (gr): -49223.00000	Arrasto (gr): -2312.00000
Arrasto (gr): -13215.00000	Arrasto (gr): -5763.00000	Sutentação (gr): -80223.00000
Sutentação (gr): -19026.00000	Sutentação (gr): -49073.00000	Arrasto (gr): -2384.00000
Arrasto (gr): -12994.00000	Arrasto (gr): -5639.00000	Sutentação (gr): -80235.00000
Sutentação (gr): -19246.00000	Sutentação (gr): -48941.00000	Arrasto (gr): -2371.00000
Arrasto (gr): -12802.00000	Arrasto (gr): -5632.00000	Sutentação (gr): -80149.00000
Sutentação (gr): -19057.00000	Sutentação (gr): -48983.00000	Arrasto (gr): -2456.00000
Arrasto (gr): -12800.00000	Arrasto (gr): -5733.00000	Sutentação (gr): -80144.00000
Sutentação (gr): -18995.00000	Sutentação (gr): -49082.00000	Arrasto (gr): -2503.00000
Arrasto (gr): -12519.00000	Arrasto (gr): -5590.00000	Sutentação (gr): -80106.00000
Sutentação (gr): -18871.00000	Sutentação (gr): -49274.00000	Arrasto (gr): -2470.00000
Arrasto (gr): -12445.00000	Arrasto (gr): -5547.00000	Sutentação (gr): -80013.00000
Sutentação (gr): -18439.00000	Sutentação (gr): -49221.00000	Arrasto (gr): -2384.00000

APENDICE C- DADOS DE CALIBRAÇÃO

Peso 619 gr	Peso 772 gr	Peso 927 gr
Arrasto (gr): -5451.00000	Arrasto (gr): -12349.00000	Arrasto (gr): -26096.00000
Sutentação (gr): -121544.00000	Sutentação (gr): -155510.00000	Sutentação (gr): -188303.00000
Arrasto (gr): -5491.00000	Arrasto (gr): -12250.00000	Arrasto (gr): -26120.00000
Sutentação (gr): -121556.00000	Sutentação (gr): -155556.00000	Sutentação (gr): -188190.00000
Arrasto (gr): -5322.00000	Arrasto (gr): -11974.00000	Arrasto (gr): -25825.00000
Sutentação (gr): -121411.00000	Sutentação (gr): -155490.00000	Sutentação (gr): -188069.00000
Arrasto (gr): -5199.00000	Arrasto (gr): -11996.00000	Arrasto (gr): -25762.00000
Sutentação (gr): -121276.00000	Sutentação (gr): -155516.00000	Sutentação (gr): -188160.00000
Arrasto (gr): -4903.00000	Arrasto (gr): -12118.00000	Arrasto (gr): -26176.00000
Sutentação (gr): -121258.00000	Sutentação (gr): -155441.00000	Sutentação (gr): -188184.00000
Arrasto (gr): -4880.00000	Arrasto (gr): -12349.00000	Arrasto (gr): -26178.00000
Sutentação (gr): -121248.00000	Sutentação (gr): -155746.00000	Sutentação (gr): -188204.00000
Arrasto (gr): -4581.00000	Arrasto (gr): -13570.00000	Arrasto (gr): -26110.00000
Sutentação (gr): -121215.00000	Sutentação (gr): -155951.00000	Sutentação (gr): -188192.00000
Arrasto (gr): -4901.00000	Arrasto (gr): -13629.00000	Arrasto (gr): -26149.00000
Sutentação (gr): -121156.00000	Sutentação (gr): -155970.00000	Sutentação (gr): -188234.00000
Arrasto (gr): -4582.00000	Arrasto (gr): -13691.00000	Arrasto (gr): -26214.00000
Sutentação (gr): -121122.00000	Sutentação (gr): -156011.00000	Sutentação (gr): -188222.00000
Arrasto (gr): -4489.00000	Arrasto (gr): -13672.00000	Arrasto (gr): -26124.00000
Sutentação (gr): -121140.00000	Sutentação (gr): -155990.00000	Sutentação (gr): -188169.00000
Arrasto (gr): -4657.00000	Arrasto (gr): -13697.00000	Arrasto (gr): -26094.00000
Sutentação (gr): -121127.00000	Sutentação (gr): -155905.00000	Sutentação (gr): -188095.00000
Arrasto (gr): -4449.00000	Arrasto (gr): -13619.00000	Arrasto (gr): -26062.00000
Sutentação (gr): -121170.00000	Sutentação (gr): -155830.00000	Sutentação (gr): -188089.00000
Arrasto (gr): -4382.00000	Arrasto (gr): -13626.00000	Arrasto (gr): -26093.00000
Sutentação (gr): -121148.00000	Sutentação (gr): -155883.00000	Sutentação (gr): -188064.00000
Arrasto (gr): -4443.00000	Arrasto (gr): -13553.00000	Arrasto (gr): -26087.00000
Sutentação (gr): -121069.00000	Sutentação (gr): -155847.00000	Sutentação (gr): -188031.00000
Arrasto (gr): -4543.00000	Arrasto (gr): -13530.00000	Arrasto (gr): -26114.00000
Sutentação (gr): -121089.00000	Sutentação (gr): -155920.00000	Sutentação (gr): -188032.00000
Arrasto (gr): -4224.00000	Arrasto (gr): -13508.00000	Arrasto (gr): -26144.00000
Sutentação (gr): -121069.00000	Sutentação (gr): -155881.00000	Sutentação (gr): -188035.00000
Arrasto (gr): -4071.00000	Arrasto (gr): -13484.00000	Arrasto (gr): -26211.00000
Sutentação (gr): -120947.00000	Sutentação (gr): -155830.00000	Sutentação (gr): -187959.00000
Arrasto (gr): -3904.00000	Arrasto (gr): -13453.00000	Arrasto (gr): -26243.00000
Sutentação (gr): -120889.00000	Sutentação (gr): -155817.00000	Sutentação (gr): -187957.00000
Arrasto (gr): -3847.00000	Arrasto (gr): -13493.00000	Arrasto (gr): -26244.00000
Sutentação (gr): -120935.00000	Sutentação (gr): -155550.00000	Sutentação (gr): -187947.00000

APENDICE D- DADOS DA MEDIÇÃO

20 m/s	22m/s	24m/s
Sutentação (gr): -56405.00000	Sutentação (gr): -85415.00000	Sutentação (gr): -108848.00000
Arrasto (gr): -49212.00000	Arrasto (gr): -1625.00000	Arrasto (gr): -6089.00000
Sutentação (gr): -65317.00000	Sutentação (gr): -86254.00000	Sutentação (gr): -108550.00000
Arrasto (gr): -49752.00000	Arrasto (gr): -1740.00000	Arrasto (gr): -6102.00000
Sutentação (gr): -63927.00000	Sutentação (gr): -85773.00000	Sutentação (gr): -106670.00000
Arrasto (gr): -49774.00000	Arrasto (gr): -1504.00000	Arrasto (gr): -5642.00000
Sutentação (gr): -65793.00000	Sutentação (gr): -85839.00000	Sutentação (gr): -108932.00000
Arrasto (gr): -49944.00000	Arrasto (gr): -1746.00000	Arrasto (gr): -4777.00000
Sutentação (gr): -65516.00000	Sutentação (gr): -85900.00000	Sutentação (gr): -108449.00000
Arrasto (gr): -49968.00000	Arrasto (gr): -1732.00000	Arrasto (gr): -4557.00000
Sutentação (gr): -65719.00000	Sutentação (gr): -86109.00000	Sutentação (gr): -108296.00000
Arrasto (gr): -49898.00000	Arrasto (gr): -1611.00000	Arrasto (gr): -4648.00000
Sutentação (gr): -66125.00000	Sutentação (gr): -86633.00000	Sutentação (gr): -106858.00000
Arrasto (gr): -49952.00000	Arrasto (gr): -1631.00000	Arrasto (gr): -4295.00000
Sutentação (gr): -65706.00000	Sutentação (gr): -85920.00000	Sutentação (gr): -108758.00000
Arrasto (gr): -50073.00000	Arrasto (gr): -2079.00000	Arrasto (gr): -4488.00000
Sutentação (gr): -62142.00000	Sutentação (gr): -87122.00000	Sutentação (gr): -109923.00000
Arrasto (gr): -50033.00000	Arrasto (gr): -2099.00000	Arrasto (gr): -4342.00000
Sutentação (gr): -65032.00000	Sutentação (gr): -85963.00000	Sutentação (gr): -103011.00000
Arrasto (gr): -49937.00000	Arrasto (gr): -2080.00000	Arrasto (gr): -4264.00000
Sutentação (gr): -66106.00000	Sutentação (gr): -86262.00000	Sutentação (gr): -97031.00000
Arrasto (gr): -50029.00000	Arrasto (gr): -2094.00000	Arrasto (gr): -4039.00000
Sutentação (gr): -64291.00000	Sutentação (gr): -85625.00000	Sutentação (gr): -106382.00000
Arrasto (gr): -49960.00000	Arrasto (gr): -2095.00000	Arrasto (gr): -3922.00000
Sutentação (gr): -64207.00000	Sutentação (gr): -86893.00000	Sutentação (gr): -107396.00000
Arrasto (gr): -49865.00000	Arrasto (gr): -2157.00000	Arrasto (gr): -4039.00000
Sutentação (gr): -64275.00000	Sutentação (gr): -85639.00000	Sutentação (gr): -82777.00000
Arrasto (gr): -49969.00000	Arrasto (gr): -2285.00000	Arrasto (gr): -3979.00000
Sutentação (gr): -64552.00000	Sutentação (gr): -85861.00000	Sutentação (gr): -104874.00000
Arrasto (gr): -49966.00000	Arrasto (gr): -1982.00000	Arrasto (gr): -3939.00000
Sutentação (gr): -60130.00000	Sutentação (gr): -85712.00000	Sutentação (gr): -104046.00000
Arrasto (gr): -49768.00000	Arrasto (gr): -1910.00000	Arrasto (gr): -4039.00000
Sutentação (gr): -64269.00000	Sutentação (gr): -86531.00000	Sutentação (gr): -100668.00000
Arrasto (gr): -49925.00000	Arrasto (gr): -1922.00000	Arrasto (gr): -3677.00000
Sutentação (gr): -65287.00000	Sutentação (gr): -85055.00000	Sutentação (gr): -107560.00000
Arrasto (gr): -49827.00000	Arrasto (gr): -1807.00000	Arrasto (gr): -5129.00000

APENDICE D- DADOS DA MEDIÇÃO

26 m/s	28m/s	30m/s
Arrasto (gr): -36344.00000	Sutentação (gr): -231066.00000	Sutentação (gr): -296013.00000
Sutentação (gr): -131280.00000	Arrasto (gr): -47914.00000	Arrasto (gr): -49650.00000
Arrasto (gr): -36317.00000	Sutentação (gr): -227567.00000	Sutentação (gr): -290533.00000
Sutentação (gr): -131062.00000	Arrasto (gr): -46824.00000	Arrasto (gr): -49705.00000
Arrasto (gr): -36062.00000	Sutentação (gr): -227012.00000	Sutentação (gr): -297547.00000
Sutentação (gr): -129875.00000	Arrasto (gr): -47221.00000	Arrasto (gr): -49744.00000
Arrasto (gr): -36268.00000	Sutentação (gr): -223960.00000	Sutentação (gr): -298406.00000
Sutentação (gr): -124415.00000	Arrasto (gr): -46244.00000	Arrasto (gr): -50204.00000
Arrasto (gr): -36581.00000	Sutentação (gr): -222691.00000	Sutentação (gr): -300111.00000
Sutentação (gr): -130153.00000	Arrasto (gr): -46754.00000	Arrasto (gr): -50067.00000
Arrasto (gr): -36359.00000	Sutentação (gr): -222504.00000	Sutentação (gr): -295061.00000
Sutentação (gr): -130273.00000	Arrasto (gr): -47129.00000	Arrasto (gr): -49774.00000
Arrasto (gr): -36487.00000	Sutentação (gr): -227332.00000	Sutentação (gr): -307950.00000
Sutentação (gr): -131537.00000	Arrasto (gr): -46901.00000	Arrasto (gr): -50170.00000
Arrasto (gr): -36198.00000	Sutentação (gr): -220558.00000	Sutentação (gr): -305569.00000
Sutentação (gr): -129689.00000	Arrasto (gr): -45726.00000	Arrasto (gr): -50089.00000
Arrasto (gr): -35406.00000	Sutentação (gr): -226959.00000	Sutentação (gr): -325747.00000
Sutentação (gr): -130323.00000	Arrasto (gr): -47010.00000	Arrasto (gr): -50059.00000
Arrasto (gr): -35362.00000	Sutentação (gr): -221022.00000	Sutentação (gr): -299744.00000
Sutentação (gr): -131775.00000	Arrasto (gr): -47061.00000	Arrasto (gr): -49993.00000
Arrasto (gr): -35085.00000	Sutentação (gr): -225851.00000	Sutentação (gr): -319608.00000
Sutentação (gr): -131356.00000	Arrasto (gr): -47299.00000	Arrasto (gr): -50103.00000
Arrasto (gr): -34806.00000	Sutentação (gr): -230488.00000	Sutentação (gr): -291791.00000
Sutentação (gr): -132640.00000	Arrasto (gr): -47307.00000	Arrasto (gr): -50230.00000
Arrasto (gr): -35073.00000	Sutentação (gr): -224057.00000	Sutentação (gr): -294422.00000
Sutentação (gr): -128322.00000	Arrasto (gr): -46150.00000	Arrasto (gr): -49848.00000
Arrasto (gr): -34898.00000	Sutentação (gr): -229846.00000	Sutentação (gr): -302498.00000
Sutentação (gr): -132128.00000	Arrasto (gr): -47418.00000	Arrasto (gr): -50040.00000
Arrasto (gr): -34545.00000	Sutentação (gr): -230926.00000	Sutentação (gr): -294068.00000
Sutentação (gr): -130733.00000	Arrasto (gr): -47181.00000	Arrasto (gr): -50184.00000
Arrasto (gr): -34379.00000	Sutentação (gr): -226791.00000	Sutentação (gr): -301407.00000
Sutentação (gr): -130895.00000	Arrasto (gr): -47070.00000	Arrasto (gr): -50086.00000
Arrasto (gr): -34676.00000	Sutentação (gr): -231192.00000	Sutentação (gr): -305608.00000
Sutentação (gr): -132015.00000	Arrasto (gr): -47220.00000	Arrasto (gr): -49953.00000
Arrasto (gr): -34916.00000	Sutentação (gr): -228399.00000	Sutentação (gr): -316201.00000
Sutentação (gr): -130578.00000	Arrasto (gr): -47259.00000	Arrasto (gr): -50034.00000