

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

# Estudo Aerodinâmico de um Minifoguete Experimental

Autor: Pedro Lacerda Montes  
Orientador: PhD. Rafael Castilho Faria Mendes

Brasília, DF  
2023



Pedro Lacerda Montes

# **Estudo Aerodinâmico de um Minifoguete Experimental**

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. Rafael Castilho Faria Mendes

Brasília, DF

2023

---

Pedro Lacerda Montes

Estudo Aerodinâmico de um Minifoguete Experimental/ Pedro Lacerda Montes. – Brasília, DF, 2023-

50 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD. Rafael Castilho Faria Mendes

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA , 2023.

1. Balança de forças. 2. Túnel de vento. I. PhD. Rafael Castilho Faria Mendes.  
II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Estudo Aerodinâmico  
de um Minifoguete Experimental

CDU 02:141:005.6

---

Pedro Lacerda Montes

# **Estudo Aerodinâmico de um Minifoguete Experimental**

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, 25 de julho de 2023:

---

**PhD. Rafael Castilho Faria Mendes**  
Orientador

---

**PhD. Luciano Gonçalves Noletto**  
Convidado 1

---

**PhD. Olexiy Shynkarenko**  
Convidado 2

Brasília, DF  
2023

# Agradecimentos

Primeiramente, gostaria de agradecer meu orientador, PhD. Rafael Castilho Faria Mendes, que esteve disponível para me ajudar sempre que solicitado, que me deu espaço para trabalhar no meu ritmo e me forneceu ferramentas para superar as dificuldades que surgiram no caminho. Agradeço também aos professores convidados, PhD. Luciano Gonçalves Noletto e PhD. Olexiy Shynkarenko, que me forneceram valiosas críticas que me ajudaram a melhorar meu trabalho.

Quero agradecer também à Capital Rocket Team, que me fez ter contato com novas áreas do conhecimento, me ensinou a enfrentar desafios e permitiu que eu tivesse experiências e conhecesse pessoas que jamais poderia de outra forma.

Agradeço a todos meus amigos, minha namorada e minha família, que me tiraram risadas e me ajudaram a passar por momentos difíceis nos longos anos que passei na Universidade de Brasília.

Por fim, e mais importante que todo o resto, quero oferecer os mais profundos e sinceros agradecimentos à minha mãe, Taís Luciana Lacerda, que fez de tudo para me dar todas as condições para chegar onde estou hoje, através de muita luta e sofrimento. Obrigado por me ouvir em rompantes de fúria e insatisfação, por me aturar nos dias em que nem eu me aturava e por sempre estar ao meu lado.

# Resumo

Ensaaios em túnel de vento são um pilar do estudo de aerodinâmica e são essenciais em qualquer projeto na indústria, academia ou educação. Para realizar esse tipo de experimento é necessário não somente um túnel de vento como também um aparato para obter dados do modelo, como uma balança de forças. Esse tipo de equipamento pode chegar a dezenas de milhares de reais no mercado, o que dificulta que pequenos projetos e organizações realizem experimentos. Esse trabalho propõe o projeto de uma balança de forças externa de quatro componentes para fins educacionais que possa ser construída com pouco investimento. A balança é capaz de medir força de arrasto, sustentação, momento de arfagem e momento de rolamento e foi dimensionada para testes de minifoguetes em túneis de vento de pequeno porte.

**Palavras-chaves:** Aerodinâmica experimental. Túnel de vento. Balança de forças.

# Abstract

Wind tunnel tests are a cornerstone of aerodynamics research and are essential in any industry, academic, or educational project. To conduct such experiments, not only a wind tunnel is required, but also a device to obtain data from the model, such as a force balance. This type of equipment can cost tens of thousands of dollars in the market, making it challenging for small projects and organizations to perform experiments. This work proposes the design of a low-cost, four-component external force balance for educational purposes. The force balance is capable of measuring drag force, lift force, pitching moment, and rolling moment, and it has been designed for testing mini-rockets in small-scale wind tunnels.

**Key-words:** Experimental aerodynamics, Wind tunnel, Force balance.

# Lista de ilustrações

Figura 1 – Túnel de vento de circuito aberto. Adaptado de (NASA, 2022b). . . . .	15
Figura 2 – Túnel de vento de circuito fechado. Adaptado de (NASA, 2022a). . . . .	15
Figura 3 – Esquemático do projeto de uma balança piramidal. (HUFNAGEL, 2022). . . . .	17
Figura 4 – Esquemático do projeto de uma balança coaxial. (HUFNAGEL, 2022). . . . .	17
Figura 5 – Esquemático do projeto de uma balança emparelhada. (HUFNAGEL, 2022). . . . .	18
Figura 6 – Esquemático do projeto de uma balança plataforma. Adaptado de (BARLOW; RAE; POPE, 2015). . . . .	18
Figura 7 – Vistas cotadas em metros do túnel de vento do LEA, UnB. (MACÍAS, 2016). . . . .	20
Figura 8 – Túnel de vento do LEA, UnB. (MACÍAS, 2016). . . . .	21
Figura 9 – Vista superior (esquerda) e vista lateral (direita) do posicionamento dos sensores na balança. Na Figura também são mostradas as força e momentos de interesse. . . . .	22
Figura 10 – Esquemático dos extensômetros contidos numa célula de carga <i>single point</i> . (HBK, 2023). . . . .	23
Figura 11 – Modelo de célula de carga utilizado na balança. . . . .	23
Figura 12 – Diagrama eletrônico do circuito da balança. . . . .	24
Figura 13 – Placa de circuito real utilizada com a balança. . . . .	24
Figura 14 – Sensor $F_3$ montado na base principal. . . . .	25
Figura 15 – Sensor $F_D$ montado na base principal. . . . .	25
Figura 16 – Base principal com células de carga. . . . .	25
Figura 17 – Apoio montado no sensor $F_D$ . . . . .	26
Figura 18 – Plataforma. . . . .	26
Figura 19 – Estrutura da balança montada sem o suporte. . . . .	27
Figura 20 – Montagem para calibração dos sensores. . . . .	29
Figura 21 – Curvas de aferição dos sensores. . . . .	29
Figura 22 – Montagem para aferição da sustentação. . . . .	30
Figura 23 – Montagem para aferição dos momentos. . . . .	30
Figura 24 – Curva de aferição da sustentação, $L$ . . . . .	31
Figura 25 – Curva de aferição dos momentos. . . . .	31
Figura 26 – Balança instalada no túnel de vento. . . . .	34
Figura 27 – Circuito instalado no túnel de vento. . . . .	34
Figura 28 – Cilindro utilizado na validação do coeficiente de arrasto. . . . .	35
Figura 29 – Cilindro montado no túnel de vento. . . . .	35

Figura 30 – Seção de asa com perfil NACA 0012 utilizada na validação da sustentação e momento de arfagem. . . . .	35
Figura 31 – Seção de asa montada no túnel de vento. . . . .	36
Figura 32 – Modelo do minifoguete utilizado nos ensaios. . . . .	36
Figura 33 – Modelo do minifoguete montado no túnel de vento em diferentes ângulos de ataque. . . . .	37
Figura 34 – Leituras do coeficiente de arrasto obtidos no ensaio de validação com cilindro circular. . . . .	38
Figura 35 – Leituras do coeficiente de sustentação obtidos no ensaio de validação com perfil NACA 0012. . . . .	39
Figura 36 – Leituras do coeficiente de momento de arfagem obtidos no ensaio de validação com perfil NACA 0012. . . . .	40
Figura 37 – Coeficientes aerodinâmicos obtidos nos ensaios do minifoguete. . . . .	41

## Lista de tabelas

Tabela 1 – Braços de alavanca referentes aos momentos. . . . .	27
Tabela 2 – Coeficientes e calibração obtidos para cada sensor. . . . .	28
Tabela 3 – Incerteza sistemática fracionária de cada sensor. . . . .	32
Tabela 4 – Dimensões do modelo do minifoguete. . . . .	36
Tabela 5 – Resumo dos resultados obtidos na validação com cilindro. . . . .	39
Tabela 6 – Resumo dos resultados obtidos na validação com a seção de asa. . . . .	39

# Lista de abreviaturas e siglas

ENM Departamento de Engenharia Mecânica

LEA Laboratório de Energia e Ambiente

PLA Políácido láctico

UnB Universidade de Brasília

# Lista de símbolos

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\rho$	Massa específica do escoamento
$\sigma_x$	Desvio padrão das medições
$\sigma_{\bar{x}}$	Erro padrão da média das medições
$\delta_a$	Incerteza aleatória
$\delta_s$	Incerteza sistemática e de medição
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$C_p$	Coefficiente de momento de arfagem
$C_r$	Coefficiente de momento de rolamento
$F_1, F_2, F_3$	Células de carga responsáveis pela medição de sustentação e momentos
$F_D$	Célula de carga responsável pela medição de arrasto
$V_\infty$	Velocidade do escoamento
$S_{\text{ref}}$	Área de referência
$L$	Força de sustentação
$D$	Força de arrasto
$a$	Distância do sensor $F_1$ ao eixo $Z$
$b$	Distância do sensor $F_2$ ao eixo $Z$
$c$	Distância do sensor $F_3$ ao eixo $Z$
$c_{\text{ref}}$	Corda de referência
$d$	Distância do sensor $F_1$ ao eixo $X$
$e$	Distância do sensor $F_2$ ao eixo $X$
$f$	Distância do sensor $F_3$ ao eixo $X$

$g_0$	Aceleração gravitacional
$k$	Constante de calibração da célula de carga
$m$	Massa de calibração conhecida
$n$	Número de medições
$p$	Momento de arfagem
$r$	Momento de rolamento
$\bar{x}$	Média das medições
$x_{\text{real}}$	Medida de referência

# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>13</b>
<b>1.1</b>	<b>Contextualização</b>	<b>13</b>
<b>1.2</b>	<b>Objetivos</b>	<b>14</b>
1.2.1	Objetivos específicos	14
<b>1.3</b>	<b>Estado da Arte</b>	<b>14</b>
<b>2</b>	<b>MÉTODOS E MATERIAIS</b>	<b>20</b>
<b>2.1</b>	<b>Túnel de vento</b>	<b>20</b>
<b>2.2</b>	<b>Balança de forças</b>	<b>21</b>
2.2.1	Sensores	22
2.2.2	Estrutura	24
2.2.3	Calibração	27
2.2.4	Análise de incertezas	31
<b>2.3</b>	<b>Planejamento do experimento</b>	<b>33</b>
<b>3</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO</b>	<b>38</b>
<b>3.1</b>	<b>Ensaio de validação</b>	<b>38</b>
<b>3.2</b>	<b>Caracterização do minifoguete</b>	<b>41</b>
<b>4</b>	<b>CONCLUSÃO</b>	<b>43</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b>	<b>45</b>
	<b>APÊNDICES</b>	<b>47</b>
	<b>APÊNDICE A – CÓDIGO UTILIZADO PARA CONTROLAR AS CÉLULAS DE CARGA COM O ARDUÍNO</b>	<b>48</b>

# 1 Introdução

## 1.1 Contextualização

Competições universitárias são uma ótima maneira de aplicar os conhecimentos trabalhados em sala de aula em projetos práticos. Seja no desenvolvimento de software, robótica ou no ramo automotivo, equipes de competição têm um papel essencial no desenvolvimento de novas tecnologias e na formação de novos profissionais. No setor aeroespacial, as competições de foguetemodelismo são protagonistas nesse sentido.

Foguetemodelismo pode ser definido como:

Conjunto de atividades relacionadas ao projeto, fabricação e testes de motores-foguete e minifoguetes, envolvendo testes estáticos de motores-foguete, lançamentos de minifoguetes, entre outras atividades com fins educativos, científicos, tecnológicos, recreativos e desportivos (BAR, 2020, p. 4).

Já minifoguete, pode ser definido como "foguete real de pequenas dimensões [...] e que atinge apogeu inferior a 12 km (BAR, 2020, p. 4)".

Durante o projeto de um minifoguete, é de suma importância que seja feito um estudo aerodinâmico criterioso, pois as forças que surgem durante o voo afetam criticamente o desempenho e a segurança do lançamento. Um bom projeto de minifoguete deve ser estável e gerar pouco arrasto. Analisando as forças e as propriedades do escoamento, é possível determinar coeficientes aerodinâmicos que ajudam a entender esses fenômenos e ajustar o projeto a fim de alcançar os objetivos mencionados.

Apesar dos esforços para desenvolver modelos matemáticos que descrevam fielmente o comportamento de fluidos, a caracterização de escoamentos depende de metodologias experimentais e, no que tange a aerodinâmica, os ensaios em túnel de vento são um dos mais antigos e mais consolidados métodos de experimentação (SPEARMAN, 1983).

Nesse contexto, os ensaios em túnel de vento representam uma ferramenta valiosa no projeto de minifoguetes, mísseis e foguetes de sondagem. Ruchała et al. (2017) conduziram experimentos em túnel de vento para analisar os efeitos de dois *boosters* acoplados à fuselagem nas propriedades aerodinâmicas do foguete em diferentes números de Mach. De maneira semelhante, Krzysiak et al. (2022) também realizaram ensaios em túnel de vento para examinar os efeitos dos *boosters* e das aletas nas forças aerodinâmicas na Plataforma Foguete Experimental do Instituto de Aviação de Varsóvia. Kaji et al. (2007), por sua vez, utilizaram experimentos em túnel de vento para desenvolver a lei de controle do sistema de controle ativo por aletas do foguete. Por fim, um último exemplo de aplicação dos

ensaios em túnel de vento foi realizado por [Leege et al. \(2019\)](#), que conduziram ensaios para obter os coeficientes de momento de um foguete com diferentes configurações. Os resultados obtidos permitiram aos pesquisadores selecionar a configuração de aletas e dos dispositivos de melhora de empuxo que proporciona maior estabilidade ao veículo.

Para efetivamente utilizar ensaios em túnel de vento como ferramenta no projeto de um minifoguete é necessário que se escolha um sistema de aquisição de dados apropriado. Segundo [Barlow, Rae e Pope \(2015\)](#), existem pelo menos quatro maneiras de se obter forças e momentos num experimento em túnel de vento: medir diretamente as forças e momentos no modelo usando balanças, medir a distribuição de pressão no modelo utilizando sensores de pressão ou de tensão de cisalhamento, medir o campo de velocidade ao redor do modelo por meios óticos ou medir o deslocamento do modelo e calcular as forças utilizando equações do movimento.

No decorrer deste trabalho, balanças de força serão exploradas em mais detalhes.

## 1.2 Objetivos

O objetivo primário do presente trabalho é caracterizar o comportamento aerodinâmico de um minifoguete por meio de uma metodologia experimental. O experimento consiste em um ensaio em túnel de vento com um modelo reduzido do foguete utilizando uma balança de forças como sistema de aquisição de dados.

### 1.2.1 Objetivos específicos

- Estimar as forças e momentos a serem medidos no ensaio em túnel de vento;
- Projetar, construir e calibrar uma balança de forças para ser usada no experimento;
- Construir modelos reduzidos de minifoguetes para serem utilizados no ensaio;
- Coletar e processar dados que permitam gerar coeficientes aerodinâmicos que possam ser usados no projeto de minifoguetes em equipes de competição universitárias.

## 1.3 Estado da Arte

Estudos aerodinâmicos tem sido indispensáveis em diversas áreas, como na engenharia automotiva, aeronáutica e aeroespacial, civil e de energia. Seja para diminuir o arrasto aerodinâmico em carros de corrida, aumentar a sustentação em asas de aviões ou prever os efeitos de fortes ventos em arranha-céus, engenheiros tem analisado a influência do escoamento de fluidos em torno de objetos por décadas. Com o avanço da teoria de aerodinâmica e de modelos computacionais, essas análises tem ficado cada vez mais rápidas

e acessíveis, entretanto, para que se entenda completamente a natureza dos fenômenos aerodinâmicos é preciso empregar técnicas experimentais, como os ensaios em túnel de vento (BARLOW; RAE; POPE, 2015).

Túneis de vento podem ser concebidos de dois modos diferentes, com circuito aberto ou fechado. Em túneis de vento de circuito aberto o escoamento do ar segue uma linha reta da entrada até a saída, passando por um bocal, sessão de testes e difusor. Já túneis de circuito fechado possuem um sistema de recirculação do ar por meio de dutos e pás (BARLOW; RAE; POPE, 2015). As Figuras 1 e 2 mostram esquemáticos da configuração usual dos dois tipos de túnel de vento citados.

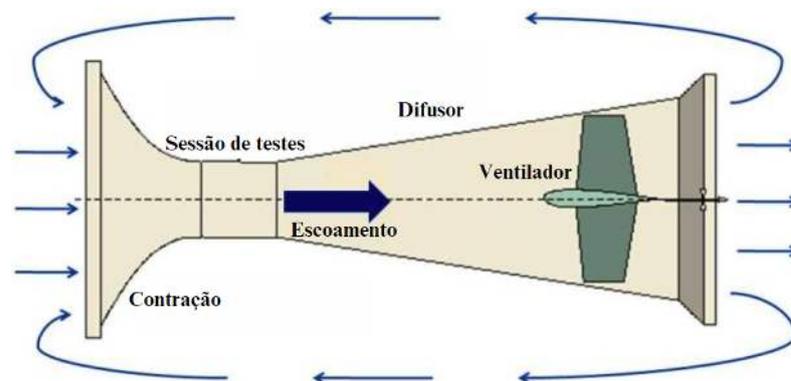


Figura 1 – Túnel de vento de circuito aberto. Adaptado de (NASA, 2022b).

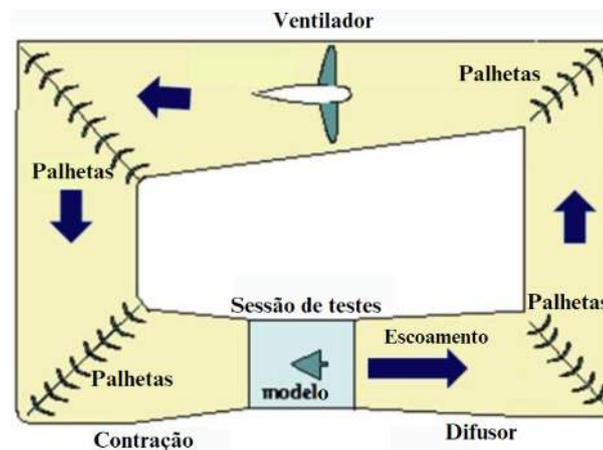


Figura 2 – Túnel de vento de circuito fechado. Adaptado de (NASA, 2022a).

A escolha de qual tipo de túnel utilizar depende, entre outros critérios, do tipo de análise a ser feita no experimento, do orçamento disponível para construção e do regime de operação do equipamento. Em aplicações educacionais e de baixa velocidade costuma-se utilizar túneis de vento de circuito aberto por terem inicialmente custo de construção e operação mais baixos (BARLOW; RAE; POPE, 2015).

Independentemente do tipo de túnel escolhido, existem diversas maneiras de adquirir dados num experimento. Seguindo o raciocínio anterior, a forma mais barata e

prática de medir forças e momentos num ensaio em túnel de vento é utilizando uma balança de forças. As balanças de forças são equipamentos que usam sensores, normalmente extensômetros, para separar e medir as forças e momentos que são diretamente aplicadas no modelo pelo escoamento.

Existem dois grandes grupos de balanças de forças, balanças internas e externas. Em balanças internas, todos os sensores e conexões eletrônicas são montados dentro do modelo de teste e são conectadas a uma plataforma de processamento de dados fora do túnel de vento. Esses modelos costumam ter custo menor em comparação a balanças externas, mas devem ser projetadas para casos específicos e, por isso, normalmente tem uma faixa de operação limitada. Em contrapartida, balanças externas são equipamentos maiores, mais caros, em que todos os sensores são montados numa estrutura externa ao túnel de vento. Por não estarem limitadas ao espaço interno dos modelos, balanças externas podem ser projetadas para operar numa gama de condições e são ideais para aplicações educacionais onde é interessante explorar o máximo de situações possíveis (BARLOW; RAE; POPE, 2015).

Existem muitas formas de construir balanças de força externas, mas, no contexto de ensaios em túnel de vento modernos, as mais notáveis são a balança do tipo piramidal, coaxial, emparelhada e plataforma (HUFNAGEL, 2022). Todos os tipos de balança citados acima usam uma combinação de suportes e sensores para desacoplar e calcular as componentes de força e momento nos três eixos principais  $X$ ,  $Y$  e  $Z$ .

Na balança piramidal os sensores são conectados ao modelo por meio de suportes inclinados que se interceptam diretamente no ponto de resolução do momento. A maior vantagem desse tipo de balança é que cada uma das seis componentes da carga aerodinâmica é medida diretamente por um único sensor, sem que seja necessário multiplicar, somar ou subtrair as leituras de dois ou mais sensores. A grande desvantagem da balança piramidal é que o alinhamento dos suportes inclinados deve ser extremamente preciso, caso contrário o desacoplamento das forças não é feito corretamente e a leitura dos sensores fica comprometida (HUFNAGEL, 2022). A Figura 3 mostra um esquemático da montagem de uma balança piramidal.

Apesar das maiores complexidades inerentes à sua construção, esse tipo de balança é amplamente empregado em diversas aplicações, como nos túneis de vento da Universidade Estadual de Wichita (WSU, 2022) e da Universidade de Agricultura & Mecânica do Texas (TAMU, 2022). Outro exemplo de balança baseada na forma piramidal é a balança desenvolvida por Fernandes (2018), que utiliza uma plataforma *Stewart* e realiza a medição da deformação nas barras para determinar as forças resultantes no modelo em análise.

A balança coaxial é especialmente útil em túneis de vento com pouco espaço ao redor da sessão de testes. Os sensores são instalados em um cilindro que se estende a

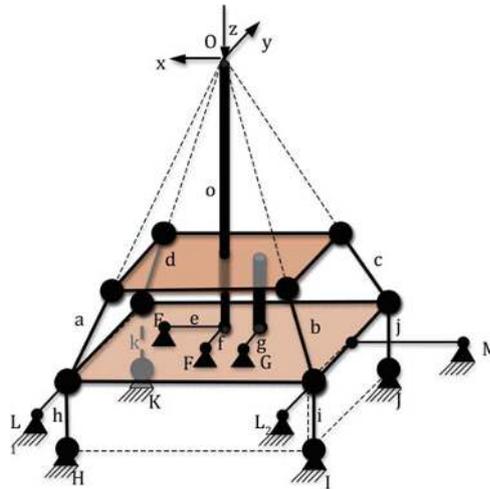


Figura 3 – Esquemático do projeto de uma balança piramidal. (HUFNAGEL, 2022).

partir do suporte responsável por sustentar o modelo durante os testes. É importante mencionar que uma desvantagem significativa dessa configuração é a necessidade de medir cargas de alta sensibilidade a partir da leitura de forças consideravelmente maiores, o que dificulta a escolha dos sensores apropriados (HUFNAGEL, 2022). A Figura 4 ilustra o esquema de montagem de uma balança coaxial. Vale ressaltar que o túnel de vento da Universidade de Washington utiliza um equipamento baseado no conceito de balança coaxial (HUFNAGEL, 2022).

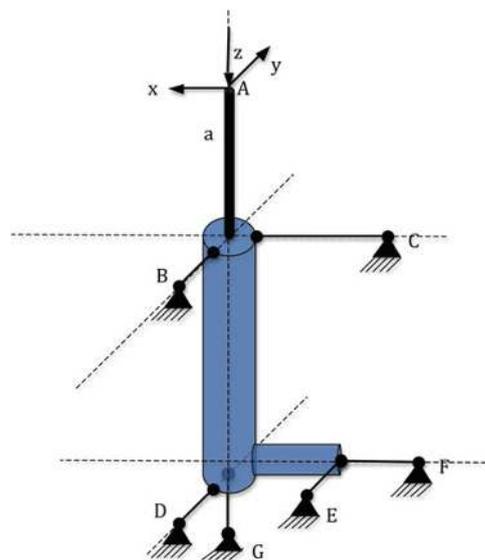


Figura 4 – Esquemático do projeto de uma balança coaxial. (HUFNAGEL, 2022).

De maneira similar, a balança emparelhada é uma boa opção quando há espaço nas laterais, mas não abaixo ou acima da sessão de testes. Nessa configuração, são instaladas duas balanças de três eixos em cada lado, conectadas por meio de uma estrutura rígida que envolve a seção de testes. Uma vantagem significativa dessa abordagem é que as duas balanças laterais podem ser posicionadas na mesma altura do centro de momento do modelo,

eliminando a necessidade de transferência de momentos durante o pós-processamento dos dados (HUFNAGEL, 2022). A Figura 5 mostra um esquemático da montagem de uma balança emparelhada.

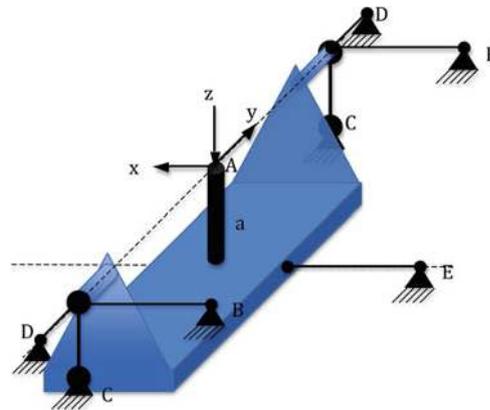


Figura 5 – Esquemático do projeto de uma balança emparelhada. (HUFNAGEL, 2022).

Finalmente, destaca-se que a balança tipo plataforma é amplamente adotada devido ao seu conceito simples e fácil aplicação. Nessa configuração, o modelo é posicionado sobre uma plataforma plana, na qual os sensores são instalados. Nesse caso, a plataforma é o componente que transmite as forças e momentos do modelo para os sensores. Esse tipo de balança permite o posicionamento ortogonal dos suportes, simplificando a montagem. A Figura 6 mostra um esquemático desse tipo de balança.

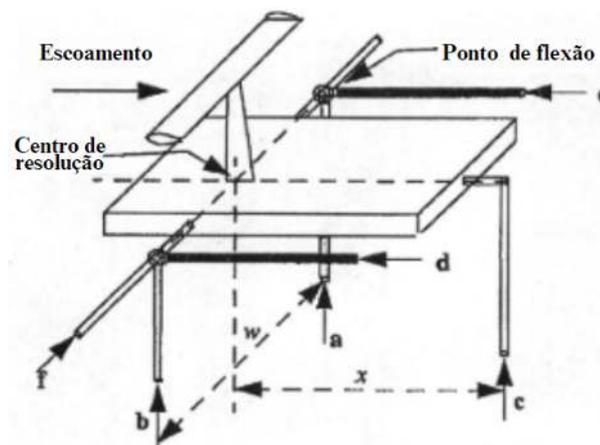


Figura 6 – Esquemático do projeto de uma balança plataforma. Adaptado de (BARLOW; RAE; POPE, 2015).

O trabalho realizado por Soares, Neto e Silva (2019), que projetaram e construíram uma balança de três eixos para o túnel de vento da Universidade Federal de Santa Maria, exemplifica a simplicidade do projeto e montagem da balança tipo plataforma. Bueno (2018) também desenvolveu um projeto similar, porém, em vez de utilizar um motor de passo para ajustar o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) no modelo, empregou um sistema de suportes retráteis. O ângulo de ataque é o ângulo que se forma entre o vetor velocidade do escoamento e o eixo central do objeto. Por fim, Morris e Post (2010), Caliskan,

Sabirli e Karagoz (2022) e Barden (2014) trabalharam com modelos de balanças mais simples, de apenas dois eixos, mas que compartilham dos princípios básicos da balança tipo plataforma.

Em suma, os trabalhos citados ressaltam as vantagens e desvantagens da balança tipo plataforma e reforçam sua ampla utilização. No decorrer deste trabalho será desenvolvida uma proposta de balança tipo plataforma para ser utilizada nos túneis de vento da Universidade de Brasília (UnB) dando suporte a disciplinas e a projetos de equipes de competição.

## 2 Métodos e materiais

Este capítulo é destinado a descrever os métodos e materiais deste trabalho. Na sequência serão descritos os túneis de vento utilizados e as considerações feitas no projeto da balança de forças e do modelo utilizado nos ensaios.

### 2.1 Túnel de vento

A balança foi projetada para operar no túnel de vento localizados no Laboratório de Energia e Ambiente (LEA) do Departamento de Engenharia Mecânica (ENM) da UnB.

Apesar da UnB possuir outros túneis de vento, a motivação em utilizar o túnel de vento do LEA foi por ser um equipamento capaz de operar em maiores faixas de velocidade do escoamento. Ademais, a construção de uma balança de forças adequada para ser utilizada no LEA traz inúmeros benefícios, possibilitando a realização de pesquisas que anteriormente não eram viáveis. Isso abre caminho para futuras investigações e avanços significativos em outros campo.

O túnel de vento de circuito aberto do LEA pode ser visto nas Figuras 7 e 8. A sessão de testes deste túnel tem dimensões aproximadas de  $1,2\text{ m} \times 1,2\text{ m} \times 2\text{ m}$  e um bocal com área de redução de  $4 : 1$ . O motor WEG W22 de 10 HP que faz a sucção do ar é acionado por meio de um inversor CFW-09 Vectrue Inverter 10A 3CV. O motor é controlado usando um controlador PID que é conectado a um tubo de Pitot e a um sensor de temperatura. O controlador consegue variar a velocidade do escoamento de 0 a 20 m/s com incerteza igual a  $\pm 0,1\text{ m/s}$  e intensidade de turbulência menor que 1% (MENDES, 2020).

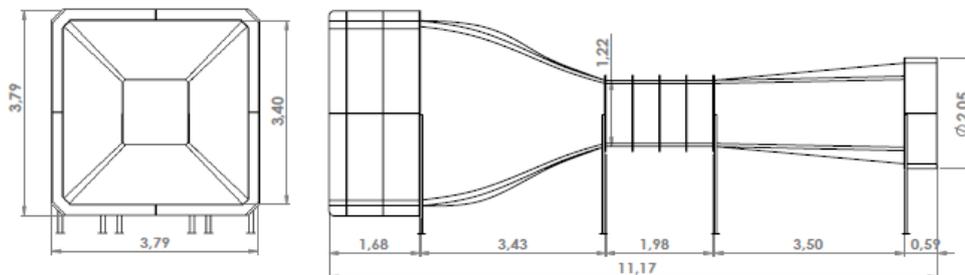


Figura 7 – Vistas cotadas em metros do túnel de vento do LEA, UnB. (MACÍAS, 2016).



Figura 8 – Túnel de vento do LEA, UnB. (MACÍAS, 2016).

## 2.2 Balança de forças

Como dito anteriormente, parte deste trabalho consiste no projeto de uma balança de forças externa do tipo plataforma. O objetivo da balança é medir quatro componentes da carga aerodinâmica, duas de força: força em  $X$  chamada força de arrasto ( $D$ ) e em  $Y$  chamada força de sustentação ( $L$ ), e duas de momento: momento em  $Z$  chamado momento de arfagem ( $p$ ) e em  $X$ , chamado momento de rolamento ( $r$ ).

Baseando-se no esquemático mostrado na Figura 6, foi desenvolvida uma configuração com quatro sensores que atende à proposta do projeto. A Figura 9 mostra um esquemático da configuração proposta onde  $F_1$ ,  $F_2$ ,  $F_3$  e  $F_D$  representam a posição dos sensores de força. As letras  $a$ ,  $b$ ,  $c$ ,  $d$ ,  $e$ ,  $f$  são as distâncias do centro de fixação das células de carga ao ponto de fixação do modelo. Esse ponto é representado pelo círculo central no esquema.

Com o posicionamento dos sensores definidos e considerando o balanço de forças e momentos na plataforma, é possível derivar Equações para as quatro componentes em função das leituras dos sensores. As Equações 2.1 a 2.4 foram derivadas dessa forma e são apresentadas na sequência.

$$L = F_1 + F_2 + F_3 \quad (2.1)$$

$$D = F_D \quad (2.2)$$

$$p = F_2b + F_3c - F_1a \quad (2.3)$$

$$r = F_1d + F_2e - F_3f \quad (2.4)$$

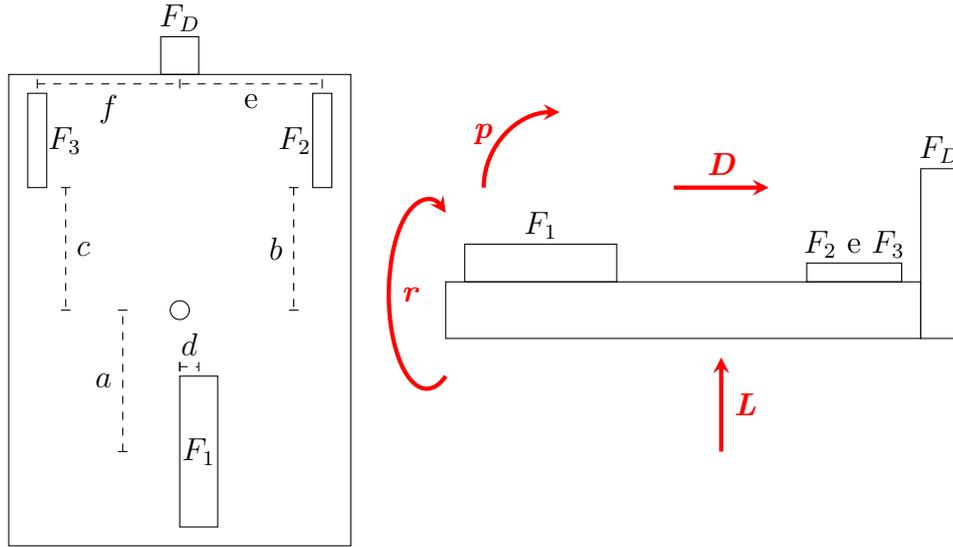


Figura 9 – Vista superior (esquerda) e vista lateral (direita) do posicionamento dos sensores na balança. Na Figura também são mostradas as força e momentos de interesse.

Conforme observado, as forças atuantes no modelo resultam da soma das leituras de um ou mais sensores, enquanto os momentos são obtidos pela diferença entre as leituras dos sensores multiplicadas pelos respectivos braços de alavanca.

Além da medição das forças e momentos, é importante obter os coeficientes aerodinâmicos correspondentes a essas grandezas. Esses coeficientes podem ser calculados pelas Equações 2.5 a 2.8, onde  $\rho$ ,  $V_\infty$ ,  $S$  e  $c$  são respectivamente a massa específica do ar, a velocidade do escoamento, a área de referência e a corda de referência (ANDERSON, 2009). Para foguetes, é comum considerar que a corda de referência corresponde ao maior diâmetro do veículo, enquanto a área de referência é definida como a maior área da seção transversal.

$$C_L = \frac{2L}{\rho V_\infty^2 S_{\text{ref}}} \quad (2.5)$$

$$C_D = \frac{2D}{\rho V_\infty^2 S_{\text{ref}}} \quad (2.6)$$

$$C_p = \frac{2p}{\rho V_\infty^2 S_{\text{ref}} c_{\text{ref}}} \quad (2.7)$$

$$C_r = \frac{2r}{\rho V_\infty^2 S_{\text{ref}} c_{\text{ref}}} \quad (2.8)$$

### 2.2.1 Sensores

O próximo passo no projeto da balança é escolher os sensores apropriados. Para medição de forças, é comum utilizar células de carga. As células de carga são sensores que normalmente possuem quatro extensômetros conectados numa ponte de Wheatstone e que

variam a tensão no circuito conforme a força aplicada. Por sua vez, o extensômetro é um transdutor de deformação que, quando sujeito a uma força, sofre deformação, alterando o valor de sua resistência e, conseqüentemente, a tensão no circuito. O sistema de aquisição de dados então converte a tensão para unidades de engenharia.

Nesse projeto optou-se por utilizar células de carga do tipo *single point* por serem componentes acessíveis, invariantes a forças laterais e de fácil montagem na estrutura da balança. A Figura 10 ilustra o posicionamento dos extensômetros na célula de carga *single point*. Além disso, na Figura 11 é possível ver uma imagem do modelo de célula de carga utilizada na balança.

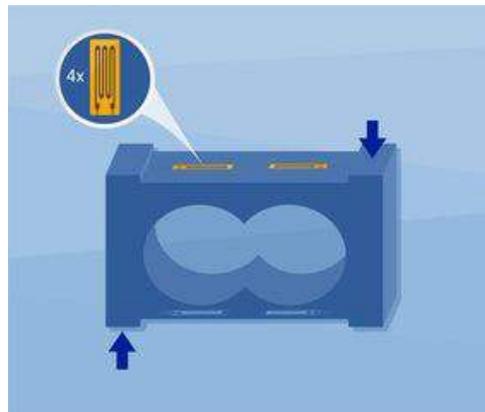


Figura 10 – Esquemático dos extensômetros contidos numa célula de carga *single point*. (HBK, 2023).

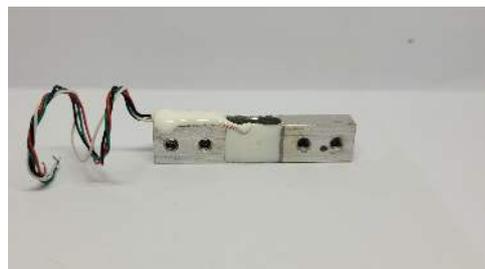


Figura 11 – Modelo de célula de carga utilizado na balança.

Ao projetar uma balança para aplicações em pequena escala, é importante selecionar sensores que possuam uma resolução adequada para capturar os fenômenos de interesse. No entanto, a escolha dos sensores foi baseada principalmente em sua disponibilidade. Como resultado, foram utilizadas no total quatro células de carga, sendo os sensores  $F_2$  e  $F_3$  com carga máxima de 300 g cada, o sensor  $F_1$  com carga máxima de 5 kg e o sensor  $F_D$  suportando até 1 kg.

Cada sensor foi conectado a um amplificador de carga HX711 e todos os amplificadores foram conectados a uma placa controladora Arduino Uno. A placa Arduino foi utilizada para alimentar os sensores, processar e gravar os dados brutos obtidos. A Figura

12 mostra um diagrama esquemático do circuito utilizado na balança e a Figura 13 mostra a placa de circuito real.

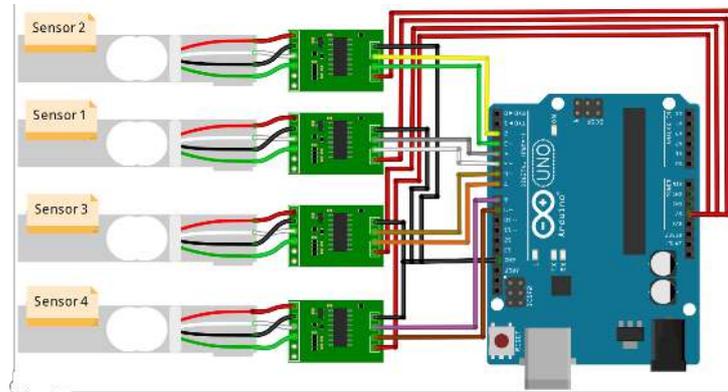


Figura 12 – Diagrama eletrônico do circuito da balança.



Figura 13 – Placa de circuito real utilizada com a balança.

### 2.2.2 Estrutura

A estrutura da balança foi pensada de modo que a montagem fosse facilitada e que utilizasse materiais acessíveis na universidade.

A base principal é o maior componente da estrutura e junto do apoio suporta toda a balança. É na base principal onde as células de carga são fixadas. A base principal foi construída usando perfis estruturais de alumínio  $20 \times 20$  mm para facilitar a montagem. Os perfis são unidos com cantoneiras usando porcas e parafusos próprios para esse tipo de componente.

Os sensores  $F_1$ ,  $F_2$  e  $F_3$  são diretamente fixadas na face dos perfis com parafusos e porcas e utilizam porcas como espaçadores. A Figura 14 mostra um dos sensores fixados na base principal. A célula de carga  $F_D$ , por outro lado, é fixada no furo central do perfil estrutural utilizando uma placa adaptadora como pode ser visto na Figura 15. Por fim, a Figura 16 mostra a base principal inteiramente montada com as células de carga.

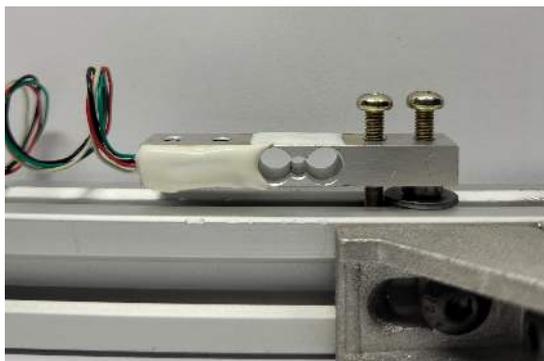
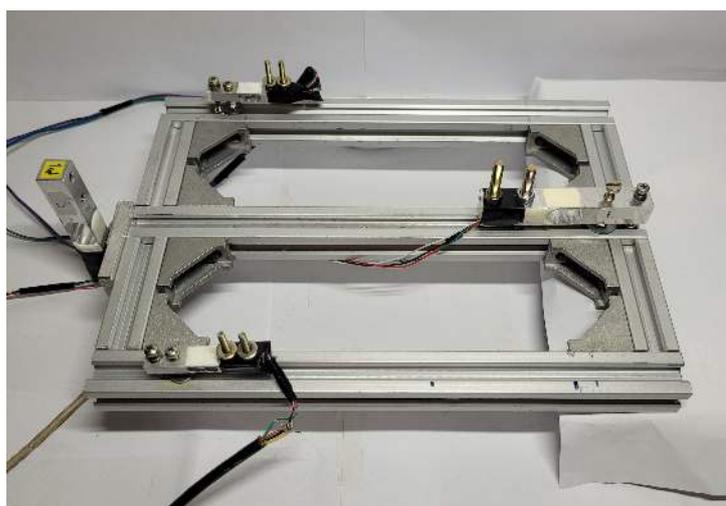
Figura 14 – Sensor  $F_3$  montado na base principal.Figura 15 – Sensor  $F_D$  montado na base principal.

Figura 16 – Base principal com células de carga.

O apoio é responsável por fixar a base principal na estrutura externa da sessão de testes do túnel de vento. Os apoio foi fabricados em poliácido láctico (PLA) usando uma impressora 3D. O apoio é fixado diretamente no sensor  $F_D$  por dois parafusos passantes

e possui uma flange em sua base com quatro furos que servem para fixação no túnel de vento. Nessa configuração com apenas um apoio, é possível transmitir as forças da balança diretamente para a célula de carga  $F_D$  por meio das deformações elásticas da estrutura, obviando a necessidade de usar rolamentos ou outros sistemas móveis. A Figura 17 apoio fixo na célula de carga.

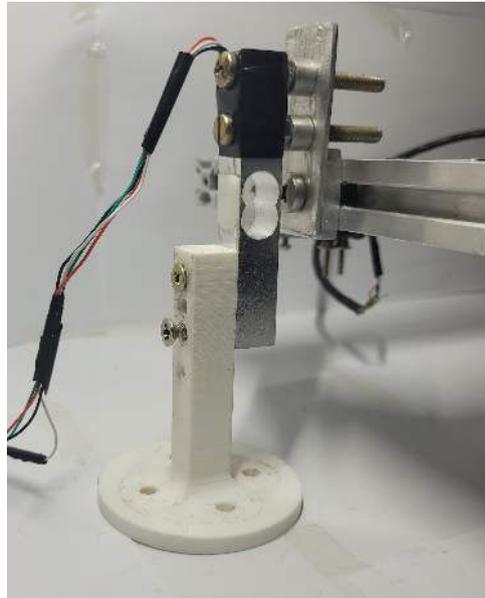


Figura 17 – Apoio montado no sensor  $F_D$ .

A plataforma é o componente que transmite as forças geradas no modelo para os sensores fixados na base principal. A plataforma deve ser rígida para que as forças sejam inteiramente transferidas para os sensores. A peça foi fabricada em uma chapa de alumínio de 2 mm por ser um material disponível na universidade. A plataforma tem 6 furos que se encaixam com parafusos e porcas nas três células de carga. No centro da plataforma há um furo passante para que o suporte do modelo seja fixado com porcas e arruelas. Na Figura 18 é possível ver a plataforma.



Figura 18 – Plataforma.

Finalmente, suporte é o componente que conecta o modelo dentro da sessão de testes à plataforma. Neste trabalho, o suporte consiste de uma barra roscada de 5 mm



Figura 19 – Estrutura da balança montada sem o suporte.

fixada à plataforma por porcas e arruelas, entretanto, esse componente depende fortemente do modelo estudado e dos fenômenos que se busca observar.

Após a balança tem sido inteiramente fabricada e montada, as distâncias referentes aos braços de alavanca dos momentos mencionadas no diagrama da Figura 9 foram medidos com um paquímetro e podem ser vistos na Tabela 1. Na Figura 19 é possível ver toda a estrutura da balança montada, sem o suporte.

Tabela 1 – Braços de alavanca referentes aos momentos.

Distância	Valor [mm]
a	$59,1 \pm 0,1$
b	$56,9 \pm 0,1$
c	$57,7 \pm 0,1$
d	$6,2 \pm 0,1$
e	$77 \pm 0,1$
f	$79,1 \pm 0,1$

### 2.2.3 Calibração

Conforme mencionado anteriormente, embora a célula de carga seja um sensor de força, os dados obtidos com ela são expressos em unidades de tensão. Portanto, é necessário realizar um processo chamado calibração para converter esses dados em unidades de força e garantir que sejam proporcionais à carga aplicada. A calibração envolve encontrar uma função matemática  $F = f(V)$ , onde  $F$  representa a leitura do sensor em unidades de força e  $f(V)$  é uma função da leitura do sensor em unidades de tensão. Essa função é conhecida como curva de calibração (TAYLOR, 2009). Normalmente, as células de carga possuem curvas de calibração lineares na forma  $f(V) = kV - t$ , em que  $k$  é uma constante de calibração e  $t$  é o valor de tara, correspondente à leitura do sensor quando não há carga aplicada.

O processo de calibração foi realizado para cada um dos quatro sensores em duas etapas:

1. O valor de tara do sensor foi redefinido e foram feitas dez leituras a uma frequência de 2 Hz utilizando um objeto conhecido de massa  $m$ . A constante de calibração  $c$  foi determinada dividindo a média das leituras pela força peso do objeto utilizado, conforme descrito na Equação 2.9, onde  $\bar{x}$  é a média das leituras e  $g_0$  é a aceleração gravitacional. A média de um conjunto de medidas de  $n$  elementos é definida pela Equação 2.10.

$$k = \frac{\bar{x}}{mg_0} \quad (2.9)$$

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad (2.10)$$

2. Utilizando a constante de calibração obtida anteriormente, foram feitas leituras no sensor com diferentes pesos conhecidos. Em cada ponto de medição, foram realizadas cinco medidas e, em seguida, a média das medidas foi utilizada para gerar uma curva de aferição.

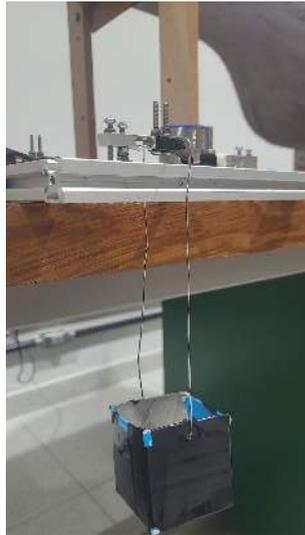
A calibração foi realizada com todos os sensores já montados em suas posições finais na estrutura da balança. As medições de força foram feitas adicionando gradualmente objetos de massa conhecida a uma espécie de cesto suspenso no ponto de fixação das células de carga. A Figura 20a ilustra o método adotado para a calibração dos sensores  $F_1$ ,  $F_2$  e  $F_3$ , enquanto a Figura 20b mostra o método adotado para o sensor  $F_D$ .

Os coeficientes de calibração obtidos estão apresentados na Tabela 2. Além disso, nas Figuras 21a a 21d, é possível visualizar as curvas de aferição de cada sensor. Cada medida foi representada junto de uma barra de erro simétrica de comprimento  $2\delta F$ , onde  $\delta F$  é a incerteza da medida. O cálculo da incerteza é abordado em mais detalhes na sessão 2.2.4.

Tabela 2 – Coeficientes e calibração obtidos para cada sensor.

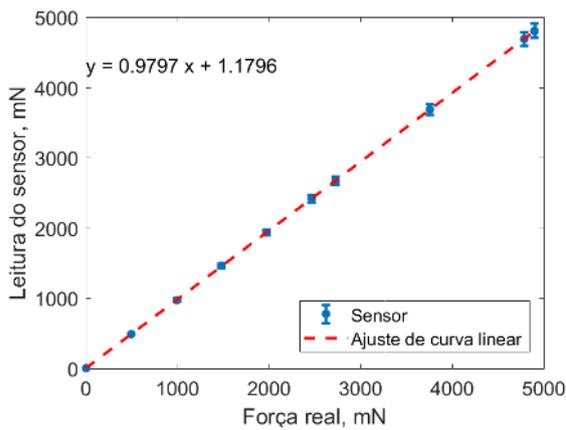
Sensor	Coeficiente de calibração, $c$ [V/mN]
$F_1$	46.86
$F_2$	-408.27
$F_3$	-323,57
$F_D$	-116.35

O mesmo procedimento de aferição foi feito para a força de sustentação, o momento de arfagem e o momento de rolamento, utilizando as leituras dos demais sensores e as Equações 2.1 a 2.4.

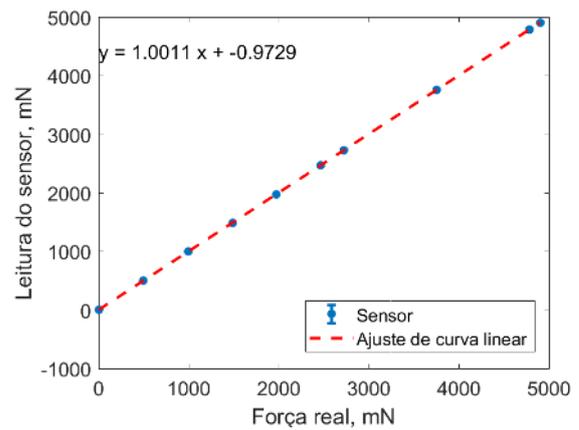


(a) Configuração utilizada para os sensores  $F_1$ ,  $F_2$  e  $F_3$ . (b) Configuração utilizada para o sensor  $F_D$ .

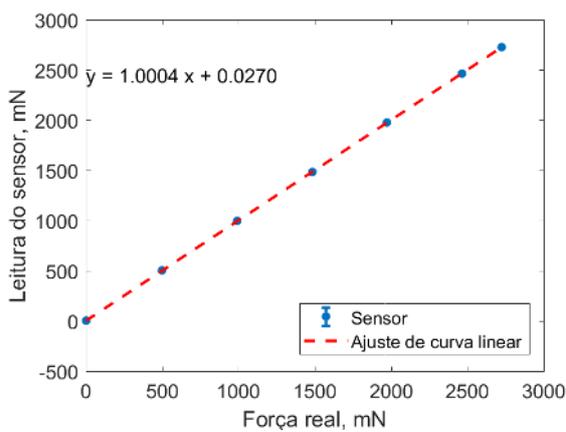
Figura 20 – Montagem para calibração dos sensores.



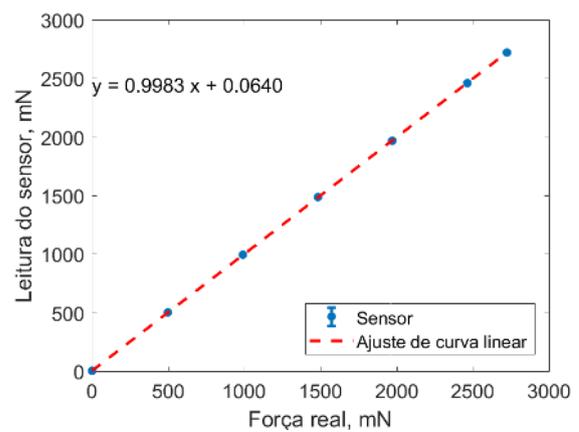
(a) Sensor  $F_1$ .



(b) Sensor  $F_2$ .



(c) Sensor  $F_3$ .



(d) Sensor  $F_D$ .

Figura 21 – Curvas de aferição dos sensores.

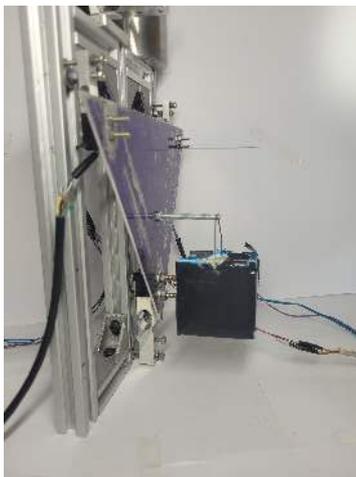
A aferição da sustentação foi feita com a plataforma fixada nos três sensores, pendurando um cesto com massas conhecidas no furo de fixação do suporte. Quanto às aferições dos momentos, foram realizadas fixando um parafuso longo no furo do suporte e pendurando um cesto com massas conhecidas em sua ponta. O momento real foi então obtido multiplicando a força peso do cesto pelo comprimento do parafuso.

A estrutura da balança foi apoiada de forma que a força peso do cesto ficasse perpendicular ao eixo de rotação do momento analisado.

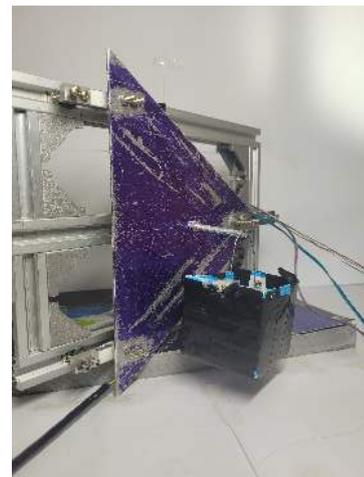
As Figuras 22 a 23b ilustram o processo de aferição dessas grandezas, enquanto as curvas de aferição obtidas podem ser visualizadas nas Figuras 24 a 25b.



Figura 22 – Montagem para aferição da sustentação.



(a) Configuração utilizada para o momento de arfagem.



(b) Configuração utilizada para o momento de rolamento.

Figura 23 – Montagem para aferição dos momentos.

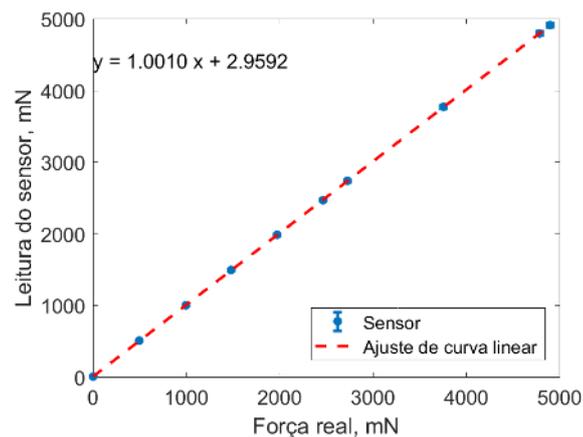
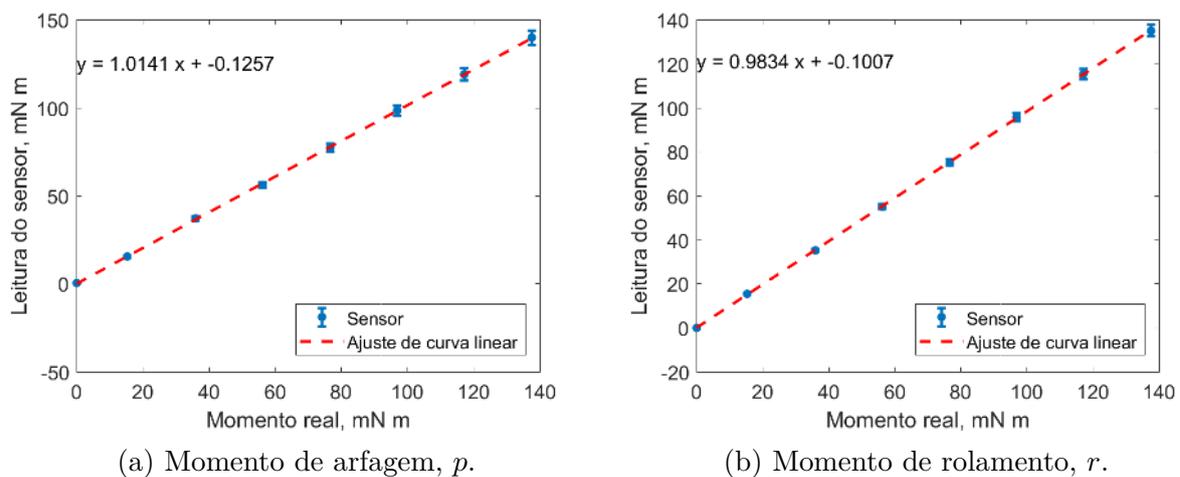
Figura 24 – Curva de aferição da sustentação,  $L$ .

Figura 25 – Curva de aferição dos momentos.

## 2.2.4 Análise de incertezas

Quando realizando um experimento é preciso dar especial atenção às incertezas associadas às medições. É possível identificar três fontes principais de incertezas em um experimento: aleatória, de medição e sistemática.

A incerteza aleatória surge de flutuações que surgem quando se mede um evento repetidas vezes. Esse tipo de incerteza é estimada a partir de análises estatísticas e, apesar de não poder ser evitada, pode ser mitigada aumentando o número de medições. A incerteza de medição se dá por dificuldades na leitura do equipamento, seja uma escala analógica, ou um visor digital. Esse tipo de incerteza está associado à resolução do equipamento e é normalmente fornecida pelo fabricante. Finalmente, a incerteza sistemática é causada por defeitos no equipamento ou técnicas inadequadas de experimentação. Esse tipo de incerteza pode ser difícil de identificar e normalmente é mitigado com uma calibração adequada do equipamento (TAYLOR, 2009).

No escopo deste trabalho, as incertezas de medição e sistemáticas serão tratadas

indistintamente como incertezas sistemáticas e serão referidas em Equações e símbolos matemáticos com o subscrito  $s$ . Já a incerteza aleatória será referida com o subscrito  $a$ . Além disso, os resultados obtidos neste trabalho serão expressos, para uma grandeza  $Q$  qualquer, na forma  $Q = \bar{Q} \pm \delta Q$ , onde  $\delta Q$  é definido como a soma quadrática da incerteza aleatória e da incerteza sistemática, conforme definido pela Equação 2.11.

$$\delta Q = \sqrt{(\delta_s Q)^2 + (\delta_a Q)^2} \quad (2.11)$$

Durante a calibração, as incertezas sistemáticas de cada sensor foram determinadas. A incerteza fracionária de cada sensor foi definida como a maior diferença percentual entre a média das medidas e o valor real medido durante a aferição, como diz a Equação 2.12. Os resultados obtidos estão apresentados na Tabela 3.

$$\frac{\delta_s F}{F} = \max \left( \left| \frac{\bar{x} - x_{\text{real}}}{x_{\text{real}}} \right| \right) \quad (2.12)$$

Tabela 3 – Incerteza sistemática fracionária de cada sensor.

Sensor	Incerteza sistemática fracionária
$F_1$	0,1%
$F_2$	0,1%
$F_3$	0,2%
$F_D$	0,6%

A incerteza aleatória, por outro lado, foi definida para cada sensor como o erro padrão da média, visto que, segundo Taylor (2009), essa é a forma mais exata de se obter essa quantidade. A Equação 2.13 descreve como calcular a incerteza aleatória, onde  $\sigma_x$  é o desvio padrão amostral do conjunto de medidas. O desvio padrão amostral, por sua vez, é calculado pela Equação 2.14.

$$\delta_a = \sigma_{\bar{x}} = \frac{\sigma_x}{\sqrt{n}} \quad (2.13)$$

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n - 1}} \quad (2.14)$$

O cálculo da sustentação e dos momentos, que são grandezas que dependem da leitura de múltiplos sensores, foi feito substituindo  $\bar{F}_1$ ,  $\bar{F}_2$  e  $\bar{F}_3$  nas Equações 2.1 a 2.4. Já suas incertezas, foram obtidas seguindo as leis de propagação de incertezas. A incerteza de uma grandeza dependente de uma ou mais variáveis independentes  $Q = f(x_1, x_2, \dots, x_n)$ , pode ser determinada pela fórmula geral descrita na Equação 2.15.

$$\delta Q = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left( \frac{\partial f}{\partial x_i} \delta x_i \right)^2} \quad (2.15)$$

Aplicando a fórmula geral nas Equações 2.1 a 2.4 permite derivar Equações para a incerteza da sustentação, do momento de arfagem e do momento de rolamento. As Equações 2.16 a 2.18 mostram o resultado dessas derivações.

$$\delta L = \sqrt{(\delta F_1)^2 + (\delta F_2)^2 + (\delta F_3)^2} \quad (2.16)$$

$$\delta p = \sqrt{(a\delta F_1)^2 + (b\delta F_2)^2 + (c\delta F_3)^2 + (F_1\delta a)^2 + (F_2\delta b)^2 + (F_3\delta c)^2} \quad (2.17)$$

$$\delta r = \sqrt{(d\delta F_2)^2 + (e\delta F_3)^2 + (F_2\delta d)^2 + (F_3\delta e)^2} \quad (2.18)$$

De forma análoga, os coeficientes aerodinâmicos são calculados utilizando o valor médios dos sensores e é possível derivar Equações para a incerteza de cada um deles aplicando a fórmula geral nas Equações 2.5 a 2.8. O resultado das derivações pode ser visto nas Equações 2.19 a 2.22.

$$\delta c_L = 2\sqrt{\frac{4L^2\delta V_\infty^2 + V_\infty^2\delta L^2}{S_{\text{ref}}^2 V_\infty^6 \rho^2}} \quad (2.19)$$

$$\delta c_D = 2\sqrt{\frac{4D^2\delta V_\infty^2 + V_\infty^2\delta D^2}{S_{\text{ref}}^2 V_\infty^6 \rho^2}} \quad (2.20)$$

$$\delta c_p = 2\sqrt{\frac{4p^2\delta V_\infty^2 + V_\infty^2\delta p^2}{S_{\text{ref}}^2 V_\infty^6 \rho^2 c_{\text{ref}}^2}} \quad (2.21)$$

$$\delta c_p = 2\sqrt{\frac{4r^2\delta V_\infty^2 + V_\infty^2\delta p^2}{S_{\text{ref}}^2 V_\infty^6 \rho^2 c_{\text{ref}}^2}} \quad (2.22)$$

## 2.3 Planejamento do experimento

A balança de forças foi instalada na parte inferior da sessão de testes do túnel de vento do LEA. As Figuras 26 e 27 apresentam a balança e o circuito instalados no túnel.

Antes de proceder à caracterização aerodinâmica do minifoguete na balança, foram planejados dois experimentos para validar os equipamentos e métodos de medição utilizados. Em todos os casos, tanto nos ensaios de validação quanto nos ensaios de caracterização do minifoguete, os dados foram adquiridos a uma frequência de 2 Hz, com gravação de dados por 35 segundos, totalizando 70 medições em cada ensaio.

O primeiro ensaio de validação consistiu em estudar o escoamento sobre um cilindro circular. Nesse teste, o objetivo foi verificar a aquisição de dados de arrasto, uma vez que

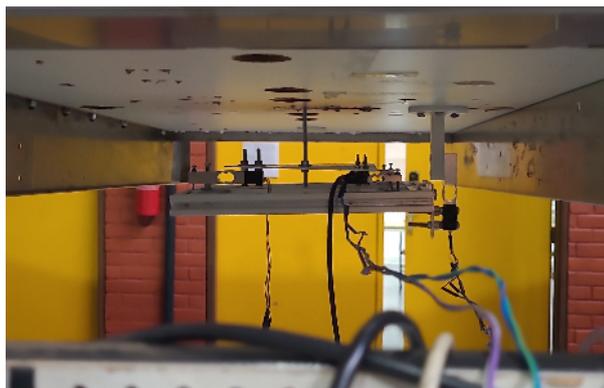


Figura 26 – Balança instalada no túnel de vento.

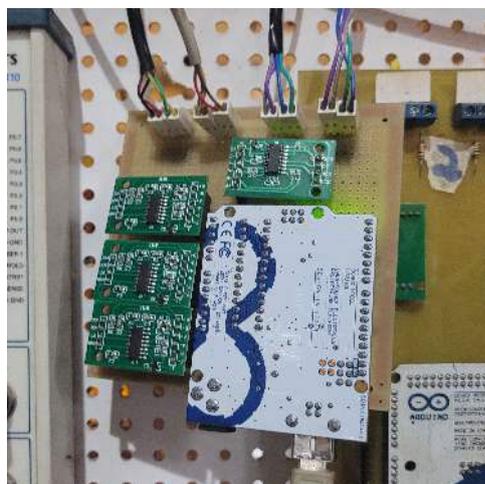


Figura 27 – Circuito instalado no túnel de vento.

o coeficiente de arrasto desse tipo de escoamento já foi extensivamente documentado na literatura (DELANY; SORENSEN, 1953) (LINDSEY, 1938). A Figura 28 apresenta o cilindro utilizado no teste, o qual possui uma seção circular com diâmetro de 50 mm e comprimento de 200 mm. O cilindro foi fabricado em PLA por meio de uma impressora 3D.

Para permitir a fixação do cilindro no suporte, foi feito um furo no centro da face do cilindro, conforme mostrado na Figura 29. O teste com o cilindro foi realizado em uma velocidade de escoamento de 10 m/s.

O segundo ensaio de validação consistiu em utilizar uma seção de asa com perfil NACA 0012, em cinco ângulos de ataque diferentes: 0°, 5°, 10°, 15° e 20°. O propósito desse teste foi validar as medições dos coeficientes de sustentação e momento de arfagem. Mais uma vez, esse perfil aerodinâmico foi escolhido devido à vasta documentação existente sobre suas propriedades aerodinâmicas na literatura (GREGORY; O'REILLY, 1970). A Figura 30 apresenta a seção de asa utilizada, a qual é uma seção de asa retangular com um perfil NACA 0012, com corda de 10 mm e envergadura de 300 mm. Essa seção de asa foi fabricada em PLA por meio de uma impressora 3D.



Figura 28 – Cilindro utilizado na validação do coeficiente de arrasto.



Figura 29 – Cilindro montado no túnel de vento.



Figura 30 – Seção de asa com perfil NACA 0012 utilizada na validação da sustentação e momento de arfagem.

Inicialmente, planejou-se ajustar o ângulo de ataque da seção de asa utilizando um adaptador com marcações fixas nos ângulos de interesse. No entanto, a fabricação desse adaptador não foi bem-sucedida, impossibilitando a realização de todos os testes planejados. Como alternativa para prosseguir com os testes utilizando o perfil, um furo foi feito no centro da asa para fixar diretamente o modelo no suporte. No final, o perfil

foi testado em apenas uma configuração, com um ângulo de ataque aproximado de  $1,9^\circ$  e velocidade do escoamento de 7 m/s. A Figura 31 mostra a seção de asa montada no túnel de vento.



Figura 31 – Seção de asa montada no túnel de vento.

Nenhum teste de validação foi planejado especificamente para a medição do coeficiente de momento de rolamento. Entretanto, essa lacuna deve ser explorada em futuros trabalhos para aprimorar a confiabilidade dos resultados da balança.

Por fim, o minifoguete escolhido para ser caracterizado no túnel de vento foi o minifoguete projetado pela equipe de competição Capital Rocket Team no projeto Circe. No projeto original, o minifoguete possui 155 mm de diâmetro e 2,14 m de comprimento. Para o experimento, foi utilizado um modelo em escala 4:1 do minifoguete original, fabricado em PLA por meio de uma impressora 3D. A Tabela 4 apresenta um resumi das principais dimensões do modelo utilizado, e a Figura 32 mostra o modelo construído.

Tabela 4 – Dimensões do modelo do minifoguete.

Grandeza	Valor
Diâmetro	39 mm
Área da seção transversal	1179 mm <sup>2</sup>
Comprimento	536 mm



Figura 32 – Modelo do minifoguete utilizado nos ensaios.

O ensaio com o minifoguete foi planejado para ser realizado em diversas combinações de ângulo de ataque e velocidade do escoamento. Inicialmente, estava previsto que o ângulo de ataque do modelo fosse ajustado utilizando marcações fixas no adaptador do suporte. No entanto, novamente a fabricação do suporte não obteve sucesso. Dessa forma, os ajustes no ângulo de ataque foram feitos manualmente durante os testes.

Por conta disso, o modelo do minifoguete foi testado em ângulos de ataque aproximados de  $0^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $11^\circ$  e  $16^\circ$ , com velocidades do escoamento de 7 m/s e 10 m/s. Isso resultou em um total de oito configurações de ensaio diferentes. O objetivo principal desses ensaios foi obter curvas dos coeficientes aerodinâmicos em função do ângulo de ataque e observar como esses coeficientes variam com a velocidade do escoamento. As Figuras 33a a 33d apresentam o modelo do minifoguete montado no túnel de vento em cada uma das configurações de ângulo de ataque.

(a)  $\alpha = 0^\circ$ .(b)  $\alpha = 6^\circ$ .(c)  $\alpha = 11^\circ$ .(d)  $\alpha = 16^\circ$ .

Figura 33 – Modelo do minifoguete montado no túnel de vento em diferentes ângulos de ataque.

## 3 Resultados e discussão

Este capítulo tem como objetivo relatar e discutir os resultados obtidos nos ensaios realizados no túnel de vento do Laboratório de Energia e Ambiente.

Todos os ensaios foram feitos com uma taxa de aquisição de 2 Hz e por um período de 35 segundos, resultando em um total de 70 medições por ensaio.

### 3.1 Ensaios de validação

Foram realizados dois ensaios a fim de validar a aquisição de dados da balança. O primeiro ensaio de validação observou o escoamento em torno de um cilindro circular a fim de validar a aquisição do coeficiente de arrasto. Os resultados obtidos podem ser vistos na íntegra na Figura 34 enquanto a Tabela 5 resume os principais achados.

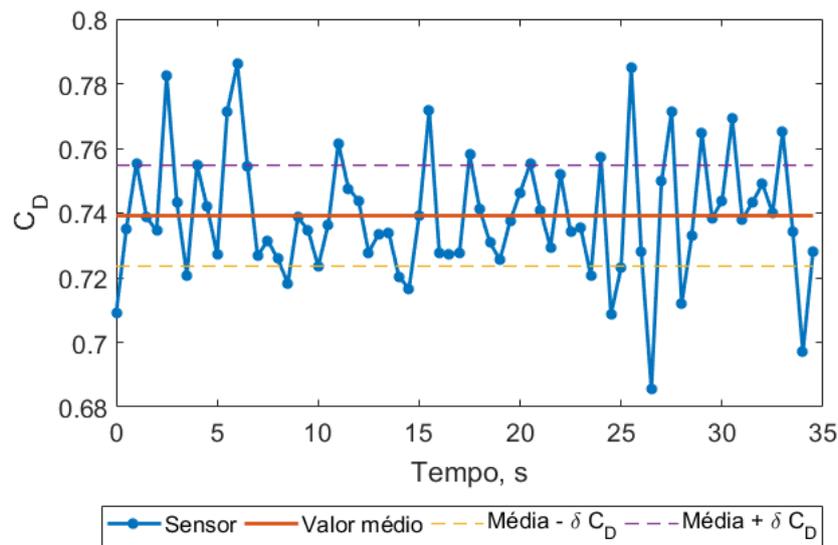


Figura 34 – Leituras do coeficiente de arrasto obtidos no ensaio de validação com cilindro circular.

Como pode ser observado, os resultados obtidos estão significativamente abaixo dos resultados esperados, com um erro relativo superior a 30%. No entanto, especula-se que essa discrepância tenha ocorrido devido a problemas que ocorreram durante o teste. A principal hipótese é que a baixa rigidez do suporte utilizado tenha resultado em um movimento oscilatório do cilindro em torno do ponto inicial do experimento. Esse movimento fez com que a força de arrasto, que deveria ter sido capturada unicamente pelo sensor  $F_D$  fosse distribuída entre os demais sensores. Devido a esse fenômeno excepcional,

não foi possível obter uma avaliação confiável dos dados de arrasto. Acredita-se que, se o suporte fosse reprojeto e o ensaio fosse repetido, resultados mais promissores poderiam ser obtidos. No entanto, não foi possível realizar essas melhorias devido à falta de tempo disponível.

Tabela 5 – Resumo dos resultados obtidos na validação com cilindro.

	<b>Experimental</b>	<b>Referência</b>	<b>Erro relativo</b>
$C_D$	$0,74 \pm 2\%$	1,2	38%

O segundo ensaio de validação envolveu uma seção de asa com perfil NACA 0012 e foi planejado para avaliar a aquisição da força de sustentação e do momento de arfagem. Os dados obtidos podem ser visualizados nas Figuras 35 e 36 e a Tabela 6 resume os resultados mais importantes.

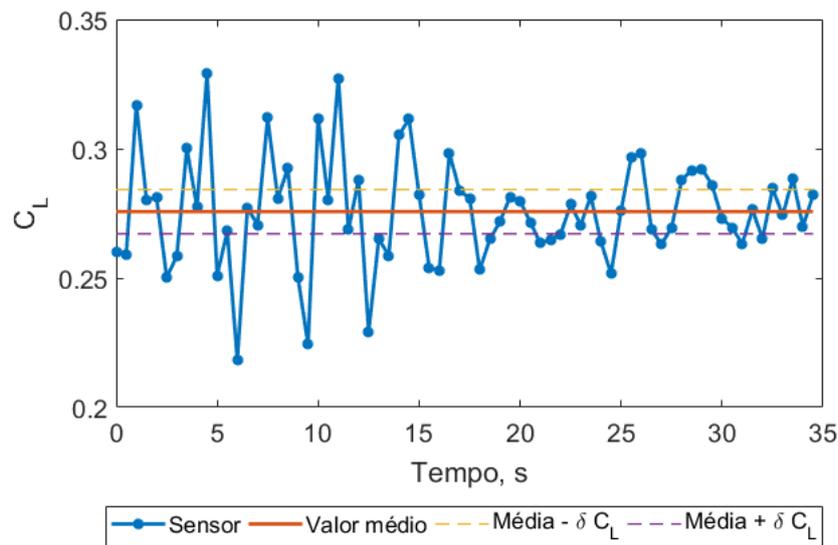


Figura 35 – Leituras do coeficiente de sustentação obtidos no ensaio de validação com perfil NACA 0012.

Tabela 6 – Resumo dos resultados obtidos na validação com a seção de asa.

	<b>Experimental</b>	<b>Referência</b>	<b>Erro relativo</b>
$C_L$	$0,28 \pm 3\%$	0,41	32%
$C_p$	$0,14 \pm 5\%$	0,03	367%

No ensaio realizado com a seção de asa, o número de Reynolds em relação à corda do aerofólio foi de aproximadamente 46000. Os trabalhos conduzidos por [Kim, Chang e Chung \(2011\)](#) são uma referência relevante para esse ensaio, uma vez que foram realizados experimentos com um perfil NACA 0012 em baixos números de Reynolds. Em seu estudo, eles obtiveram um coeficiente de sustentação de aproximadamente 0,41 e um coeficiente

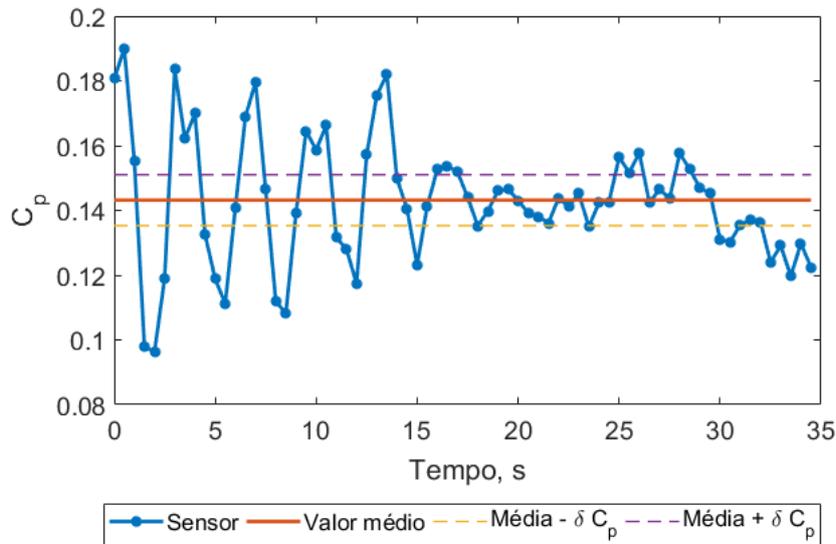


Figura 36 – Leituras do coeficiente de momento de arfagem obtidos no ensaio de validação com perfil NACA 0012.

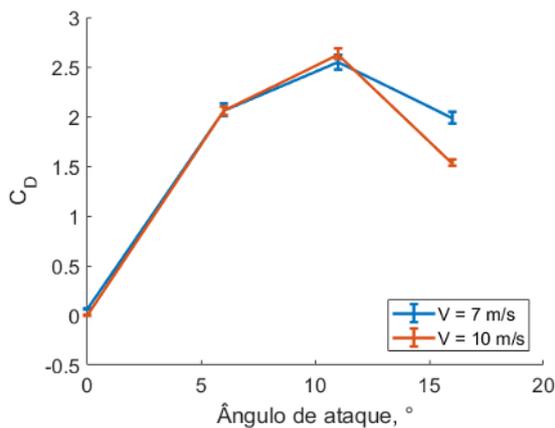
de arfagem de aproximadamente 0,03 para um número de Reynolds de 48000 e ângulo de ataque de  $2^\circ$ . Os resultados obtidos no ensaio estão consideravelmente distantes dessa referência, com erro relativo do coeficiente de sustentação da ordem de 30% e da ordem de 360% para o coeficiente de arfagem.

É importante destacar que, ao avaliar os dados obtidos no experimento, constatou-se que houveram problemas na aquisição de dados do sensor  $F_2$  em muitos dos ensaios. O sensor  $F_2$  possui uma estrutura delicada, especialmente em relação aos seus fios. Ao longo do trabalho, vários sensores do mesmo modelo foram danificados durante testes e manuseio, e é possível que um dos fios do sensor tenha sido rompido durante o transporte ou a montagem do equipamento no túnel de vento.

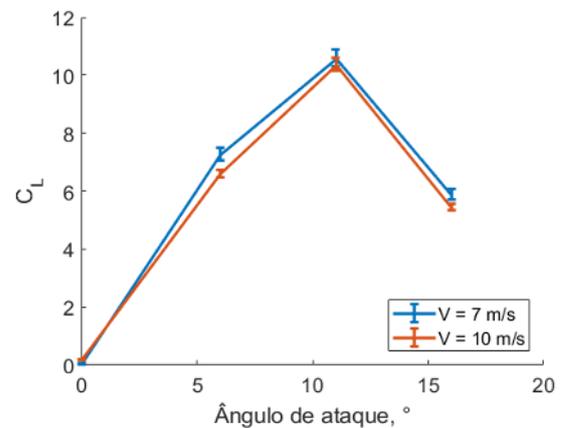
Além da ausência das leituras do sensor  $F_2$ , ocorreram outras complicações durante o teste. Assim como no caso do ensaio com o cilindro, a seção de asa apresentou um movimento oscilatório ao redor da posição inicial durante o funcionamento do túnel de vento. Além disso, devido à fixação improvisada do modelo no suporte, o escoamento causou vibrações na direção perpendicular ao escoamento. Esses eventos adversos contribuíram para a falta de precisão nos resultados do ensaio, tornando a validação do coeficiente de sustentação e do coeficiente de momento de arfagem inconclusivas. Novos ensaios devem ser feitos solucionando os problemas citados.

### 3.2 Caracterização do minifoguete

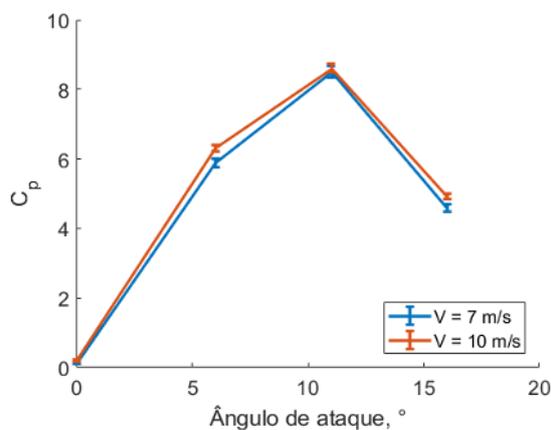
Foram realizados ensaios em quatro ângulos de ataque ( $0^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $11^\circ$  e  $16^\circ$ ) e duas velocidades de escoamento (7 m/s e 10 m/s), totalizando oito ensaios. Para cada caso, foram computados os coeficientes de arrasto, sustentação, coeficiente de arfagem e coeficiente de rolamento. Coeficientes foram calculados em respeito à área da sessão transversal e ao diâmetro do minifoguete. As polares de cada um desses coeficientes são apresentadas na Figura 37.



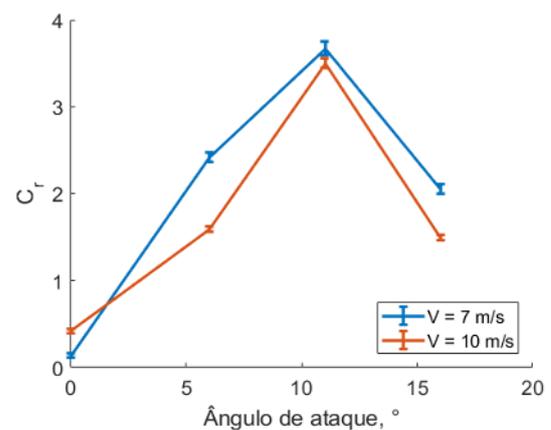
(a) Coeficiente de arrasto do minifoguete com  $V_\infty = 7$  e  $V_\infty = 10$ .



(b) Coeficiente de sustentação do minifoguete com  $V_\infty = 7$  e  $V_\infty = 10$ .



(c) Coeficiente de momento de arfagem do minifoguete com  $V_\infty = 7$  e  $V_\infty = 10$ .



(d) Coeficiente de momento de rolamento com  $V_\infty = 7$  e  $V_\infty = 10$ .

Figura 37 – Coeficientes aerodinâmicos obtidos nos ensaios do minifoguete.

É importante ressaltar que os problemas no funcionamento do sensor  $F_2$ , impactaram diretamente o cálculo dos coeficientes  $C_L$ ,  $C_p$  e  $C_r$ . No entanto, é possível observar que a balança de forças foi capaz de detectar variações nas forças e momentos à medida que o ângulo de ataque foi aumentado, como era esperado. Também é interessante destacar que nos quatro gráficos apresentados há uma queda acentuada nos coeficientes quando o ângulo de ataque atinge  $16^\circ$ . Esse comportamento é consistente com análises numéricas (DRELA, 1989) dos aerofólios utilizados no minifoguete, que indicam que o ângulo de

---

ataque de estol dos aerofólios está em torno de  $10^\circ$  para esse ângulo de ataque. Além disso, com exceção da polar do coeficiente de rolamento, que apresentou um comportamento diferente, observou-se pouca influência da velocidade do escoamento nos resultados obtidos.

## 4 Conclusão

Com base nos resultados e análises apresentados neste trabalho, é possível concluir que a balança de forças desenvolvida e utilizada nos ensaios no túnel de vento do LEA possui potencial para caracterizar aerodinamicamente modelos em escala reduzida, como o mini-foguete estudado. Apesar das limitações encontradas, como os problemas na aquisição de dados do sensor  $F_2$ , foi observado que a balança foi capaz de identificar variações nas forças e momentos com o aumento do ângulo de ataque, o que é consistente com os princípios aerodinâmicos esperados. No fim, o objetivo de obter coeficientes aerodinâmicos do minifoguete foram alcançados em parte, pois houveram complicações que tornaram os resultados obtidos pouco confiáveis.

No ensaio de validação com o cilindro circular e a seção de asa, os resultados obtidos foram influenciados por complicações experimentais, como movimentos oscilatórios e vibrações, que impactaram na acurácia dos resultados. Essas dificuldades destacam a importância de melhorias no suporte utilizado e na fixação dos modelos no túnel de vento, a fim de evitar interferências indesejadas.

Contudo, apesar dos esforços não foi possível caracterizar aerodinamicamente o minifoguete estudado. Entretanto, apesar das limitações encontradas, os resultados obtidos forneceram informações relevantes sobre o comportamento aerodinâmico do minifoguete. Observou-se que, para ângulos de ataque maiores que  $11^\circ$ , ocorreu uma queda brusca nos coeficientes aerodinâmicos, o que está em concordância com predições numéricas. Além disso, constatou-se que a velocidade do escoamento teve pouca influência nos resultados.

Concluindo, embora não tenha sido possível realizar uma caracterização completa da aerodinâmica do minifoguete, os resultados obtidos forneceram informações significativas sobre o seu comportamento. Foi observado que ângulos de ataque acima de  $11^\circ$  resultaram em quedas acentuadas nos coeficientes aerodinâmicos, o que está em acordo com análises numéricas prévias. Além disso, verificou-se que a velocidade do escoamento teve pouca influência nos resultados obtidos.

Sugere-se que trabalhos futuros busquem solucionar os problemas identificados, como aprimorar o suporte e a fixação dos modelos, assim como realizar uma revisão completa da construção, visando obter uma estrutura mais robusta e estável. Dessa forma, será possível repetir os ensaios de validação para avaliar enfim a eficiência dos métodos experimentais adotados no projeto sem que haja interferência nos resultados. Essas melhorias contribuirão para obter resultados mais confiáveis e permitirão uma caracterização mais precisa dos coeficientes aerodinâmicos dos modelos ensaiados.

No geral, apesar das limitações e complicações encontradas, este trabalho pro-

---

porcionou conhecimentos valiosos sobre a utilização da balança de forças no estudo da aerodinâmica. Os resultados obtidos constituem uma base para futuras pesquisas e contribuem para o avanço do conhecimento nessa área.

# Referências

- ANDERSON, J. D. *Fundamentals of aerodynamics*. [S.l.]: McGraw, 2009. Citado na página 22.
- BARDEN, G. Development of a wind tunnel force balance and related practical exercise manual. p. 1–63, 2014. Citado na página 19.
- BARLOW, J. B.; RAE, W. H.; POPE, A. *Low speed wind tunnel testing*. [S.l.]: INCAS-National Institute for Aerospace Research "Elie Carafoli", 2015. v. 7. 133 p. Citado 5 vezes nas páginas 7, 14, 15, 16 e 18.
- BRAZILIAN ASSOCIATION OF ROCKETRY. *BAR-2/2020*: Nomenclatura básica de foguetemodelismo. [S.l.], 2020. 6 p. Citado na página 13.
- BUENO, T. I. Design of a three-axis wind tunnel force balance. 2018. Citado na página 18.
- CALISKAN, M. E.; SABIRLI, U. M.; KARAGOZ, I. Design of a two-component force measurement system and its application in a wind tunnel. p. 1–10, 2022. Citado na página 19.
- DELANY, N. K.; SORENSEN, N. E. *Low-speed drag of cylinders of various shapes*. [S.l.], 1953. Citado na página 34.
- DRELA, M. Xfoil: An analysis and design system for low reynolds number airfoils. In: SPRINGER. *Low Reynolds Number Aerodynamics: Proceedings of the Conference Notre Dame, Indiana, USA, 5–7 June 1989*. [S.l.], 1989. p. 1–12. Citado na página 41.
- FERNANDES, J. T. P. Design of a wind tunnel force balance. 2018. Citado na página 16.
- GREGORY, N.; O'REILLY, C. Low-speed aerodynamic characteristics of naca 0012 aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost. 1970. Citado na página 34.
- HOTTINGER BRÜEL & KJÆR. *Como uma célula de carga trabalha?* 2023. Disponível em: <<https://www.hbm.com/pt/6768/como-uma-celula-de-carga-trabalha/>>. Acesso em: 13 jul. 2023. Citado 2 vezes nas páginas 7 e 23.
- HUFNAGEL, K. *Wind Tunnel Balances*. [S.l.]: Springer, 2022. Citado 4 vezes nas páginas 7, 16, 17 e 18.
- KAJI, S. et al. Design and development of KIT student's experimental rocket. p. 308–311, 2007. Citado na página 13.
- KIM, D.-H.; CHANG, J.-W.; CHUNG, J. Low-reynolds-number effect on aerodynamic characteristics of a naca 0012 airfoil. *Journal of aircraft*, v. 48, n. 4, p. 1212–1215, 2011. Citado na página 39.

- KRZYŚIAK, A. et al. Experimental study of the boosters impact on the rocket aerodynamic characteristics. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Emerald Publishing Limited, n. ahead-of-print, 2022. Citado na página 13.
- LEEGE, B. J. et al. Design and analysis of rocket ejectors with experimental and flight test validation. In: *AIAA Scitech 2019 Forum*. [S.l.: s.n.], 2019. p. 1682. Citado na página 14.
- LINDSEY, W. Drag of cylinders of simple shapes. *NACA Tech. Repor*, v. 619, p. 169–176, 1938. Citado na página 34.
- MACÍAS, M. M. *Estudo experimental em túnel de vento de turbinas de eixo horizontal*. 119 f. Dissertação (Mestrado em Ciências Mecânicas) — Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, Brasília, 2016. Citado 3 vezes nas páginas 7, 20 e 21.
- MENDES, R. C. F. *Interação entre esteiras aerodinâmicas de turbinas de eixo horizontal em arranjos*. 163 f. Tese (Doutorado em Ciências Mecânicas) — Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, Brasília, 2020. Citado na página 20.
- MORRIS, M.; POST, S. Force balance design for educational wind tunnels. *ASEE Annual Conference and Exposition, Conference Proceedings*, 2010. ISSN 21535965. Citado na página 18.
- NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. *Closed Return Wind Tunnel*. 2022. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuncret.html>>. Acesso em: 05 dez. 2022. Citado 2 vezes nas páginas 7 e 15.
- NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. *Open Return Wind Tunnel*. 2022. Disponível em: <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunoret.html>>. Acesso em: 05 dez. 2022. Citado 2 vezes nas páginas 7 e 15.
- RUCHAŁA, P. et al. Wind tunnel tests of influence of boosters and fins on aerodynamic characteristics of the experimental rocket platform. *Prace Instytutu Lotnictwa*, n. 4 (249), p. 82–102, 2017. Citado na página 13.
- SOARES, L. H. S. M.; NETO, F. M.; SILVA, A. L. da. Balança aerodinâmica para túnel de vento subsônico da UFSM. In: . *Even3*, 2019. ISBN 978-85-5722-334-9. Disponível em: <<https://www.even3.com.br/anais/2cab2019/224839>>. Citado na página 18.
- SPEARMAN, M. The role of wind tunnels in predicting sounding rocket aerodynamics. In: *5th Sounding Rocket Technology Conference*. [S.l.: s.n.], 1983. p. 505. Citado na página 13.
- TAYLOR, J. R. *Introdução à análise de erros: o estudo de incertezas em medições físicas*. [S.l.]: Bookman Editora, 2009. Citado 3 vezes nas páginas 27, 31 e 32.
- TEXAS A&M UNIVERSITY. *External Balance*. 2022. Disponível em: <<https://lswt.tamu.edu/services/external-balance/>>. Acesso em: 15 dez. 2022. Citado na página 16.
- WICHITA STATE UNIVERSITY. *Walter H. Beech Wind Tunnel*. 2022. Disponível em: <[https://www.wichita.edu/industry\\_and\\_defense/NIAR/Laboratories/wind-tunnel.php](https://www.wichita.edu/industry_and_defense/NIAR/Laboratories/wind-tunnel.php)>. Acesso em: 15 dez. 2022. Citado na página 16.

# Apêndices

# APÊNDICE A – Código utilizado para controlar as células de carga com o Arduíno

```
1 #include <Arduino.h>
2 #include "HX711.h"
3
4 // HX711 circuit wiring
5 const int LOADCELL_DOUT_4 = 8;
6 const int LOADCELL_SCK_4 = 9;
7 const int LOADCELL_DOUT_1 = 5;
8 const int LOADCELL_SCK_1 = 4;
9 const int LOADCELL_DOUT_3 = 7;
10 const int LOADCELL_SCK_3 = 6;
11 const int LOADCELL_DOUT_2 = 2;
12 const int LOADCELL_SCK_2 = 3;
13
14 // Initialize scales
15 HX711 scale1;
16 HX711 scale2;
17 HX711 scale3;
18 HX711 scale4;
19
20 void setup() {
21   Serial.begin(57600);
22   Serial.println("\nInitializing_the_scale");
23
24   // Assign digital pins
25   scale1.begin(LOADCELL_DOUT_1, LOADCELL_SCK_1);
26   scale2.begin(LOADCELL_DOUT_2, LOADCELL_SCK_2);
27   scale3.begin(LOADCELL_DOUT_3, LOADCELL_SCK_3);
28   scale4.begin(LOADCELL_DOUT_4, LOADCELL_SCK_4);
29
30   // Set calibration factors
31   scale1.set_scale(458.3006722); // Calibrado
32   scale2.set_scale(-3993.141667); // Calibrado
33   scale3.set_scale(3164.708333); // Calibrado
```

```
34  scale4.set_scale(-1137.983527); // Calibrado
35
36  // Tare scales
37  scale1.tare();
38  scale2.tare();
39  scale3.tare();
40  scale4.tare();
41
42  // Print readings
43  Serial.println("Readings:");
44 }
45
46 void loop() {
47  waitForSerial();
48
49  for(int i = 0; i < 70; i++){
50    // Loadcell F1
51    float f1 = scale1.get_units(1);
52    Serial.print("CC_1:\t");
53    Serial.print(f1, 5);
54
55    // Loadcell F2
56    float f2 = scale2.get_units(1);
57    Serial.print("|_CC_2:\t");
58    Serial.print(f2, 5);
59
60    // Loadcell F3
61    float f3 = scale3.get_units(1);
62    Serial.print("|_CC_3:\t");
63    Serial.print(f3, 5);
64
65    // Loadcell FD
66    float fd = scale4.get_units(1);
67    Serial.print("|_CC_4:\t");
68    Serial.print(fd, 5);
69
70    // Lift
71    Serial.print("|_L:\t");
72    Serial.print(f1+f2+f3, 5);
```

```
73
74 // Pitch moment
75 Serial.print("|_p:\t");
76 Serial.print(f2*56.9/1000 + f3*57.7/1000 - f1*59.1/1000, 5)
77     ;
78 // Rolling moment
79 Serial.print("|_r:\t");
80 Serial.println(f1*6.25/1000 + f2*79.95/1000 - f3*79.1/1000,
81     5);
82     delay(500);
83 }
84 }
85
86 // Function that makes so that it only prints when you hit a
87     key
88 void waitForSerial(){
89     while (!Serial.available()) {
90     }
91     Serial.println(Serial.read());
92 }
```