



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA



DOUGLAS NEVES NASCENTES

**Desenvolvimento de sistema de condicionamento de sinais de
balança aerodinâmica para túneis de vento para aplicações
didáticas**

GOIÂNIA
2024



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO

TERMO DE CIÊNCIA E DE AUTORIZAÇÃO (TECA) PARA DISPONIBILIZAR VERSÕES ELETRÔNICAS DE TESES E DISSERTAÇÕES NA BIBLIOTECA DIGITAL DA UFG

Na qualidade de titular dos direitos de autor, autorizo a Universidade Federal de Goiás (UFG) a disponibilizar, gratuitamente, por meio da Biblioteca Digital de Teses e Dissertações (BDTD/UFG), regulamentada pela Resolução CEPEC nº 832/2007, sem ressarcimento dos direitos autorais, de acordo com a [Lei 9.610/98](#), o documento conforme permissões assinaladas abaixo, para fins de leitura, impressão e/ou download, a título de divulgação da produção científica brasileira, a partir desta data.

O conteúdo das Teses e Dissertações disponibilizado na BDTD/UFG é de responsabilidade exclusiva do autor. Ao encaminhar o produto final, o autor e o orientador firmam o compromisso de que o trabalho não contém nenhuma violação de quaisquer direitos autorais ou outro direito de terceiros.

1. Identificação do material bibliográfico

Dissertação Tese Outro*: _____

*No caso de mestrado/doutorado profissional, indique o formato do Trabalho de Conclusão de Curso, permitido no documento de área, correspondente ao programa de pós-graduação, orientado pela legislação vigente da CAPES.

Exemplos: Estudo de caso ou Revisão sistemática ou outros formatos.

2. Nome completo do autor

Douglas Neves Nascentes

3. Título do trabalho

Desenvolvimento de sistema de condicionamento de sinais de balança aerodinâmica para túneis de vento para aplicações didáticas

4. Informações de acesso ao documento (este campo deve ser preenchido pelo orientador)

Concorda com a liberação total do documento SIM NÃO¹

[1] Neste caso o documento será embargado por até um ano a partir da data de defesa. Após esse período, a possível disponibilização ocorrerá apenas mediante:

- a) consulta ao(à) autor(a) e ao(à) orientador(a);
- b) novo Termo de Ciência e de Autorização (TECA) assinado e inserido no arquivo da tese ou dissertação.

O documento não será disponibilizado durante o período de embargo.

Casos de embargo:

- Solicitação de registro de patente;
- Submissão de artigo em revista científica;
- Publicação como capítulo de livro;
- Publicação da dissertação/tese em livro.

Obs. Este termo deverá ser assinado no SEI pelo orientador e pelo autor.



Documento assinado eletronicamente por **Felipe Pamplona Mariano, Professor do Magistério Superior**, em 13/09/2024, às 11:34, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Douglas Neves Nascentes, Discente**, em 13/09/2024, às 11:39, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://sei.ufg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **4824272** e o código CRC **562D40B9**.

DOUGLAS NEVES NASCENTES

Desenvolvimento de sistema de condicionamento de sinais de balança aerodinâmica para túneis de vento para aplicações didáticas

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação *Stricto Sensu* em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Goiás, como requisito para obtenção do Título de Mestre em Engenharia. Área de Concentração: Ciências Mecânicas

Orientador: Prof. Dr. Felipe Pamplona Mariano
Coorientador: Prof. Dr. Marlipe Garcia Fagundes Neto

Universidade Federal de Goiás
Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação
Programa de Pós Graduação em Engenharia Mecânica

GOIÂNIA
2024

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor, através do
Programa de Geração Automática do Sistema de Bibliotecas da UFG.

Nascentes, Douglas Neves

Desenvolvimento de sistema de condicionamento de sinais de balança aerodinâmica para túneis de vento para aplicações didáticas [manuscrito] / Douglas Neves Nascentes. - 2024.

134 f.: il.

Orientador: Prof. Dr. Felipe Pamplona Mariano; co-orientador Dr. Marlipe Garcia Fagundes Neto.

Dissertação (Mestrado) - Universidade Federal de Goiás, Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC), Programa de Pós-graduação em Engenharia Mecânica, Goiânia, 2024.

Bibliografia. Anexos. Apêndice.

Inclui siglas, abreviaturas, símbolos, gráfico, tabelas, algoritmos, lista de figuras, lista de tabelas.

1. Túnel de vento. 2. Condicionamento de sinais. 3. Balança aerodinâmica. 4. Escoamento sobre cilindro. 5. Escoamento sobre aerofólios. I. Mariano, Felipe Pamplona, orient. II. Título.

CDU 621



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS

ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO

ATA DE DEFESA DE DISSERTAÇÃO

Ata nº 4 da sessão de Defesa de Dissertação de Douglas Neves Nascentes, que confere o título de Mestre em **Engenharia Mecânica**, na área de concentração em **Ciências Mecânicas**.

Aos vinte e seis dias do mês de agosto de dois mil e vinte quatro, a partir das 09h, na sala virtual meet.google.com/ffp-zyfh-bde, realizou-se a sessão pública de Defesa de Dissertação intitulada “**Desenvolvimento de sistema de aquisição de dados, processo de calibração e uso de balança aerodinâmica do tipo placa flutuante**”. Os trabalhos foram instalados pelo Orientador, **Prof. Dr. Felipe Pamplona Mariano (UFG)**, com a participação dos demais membros da Banca Examinadora: **Prof. Dr. Marlipe Garcia Fagundes Neto (EMC/UFG)**, membro titular interno, **Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes (FGA/UnB)**, membro titular externo e **Prof. Dr. Sigeo Kitatani Júnior (EMC/UFG)**, membro titular externo. Durante a arguição os membros da banca **fizeram** sugestão de alteração do título do trabalho. A Banca Examinadora reuniu-se em sessão secreta, a fim de concluir o julgamento da Dissertação, tendo sido o candidato **aprovado** pelos seus membros. Proclamados os resultados pelo **Professor Doutor Felipe Pamplona Mariano (UFG)**, Presidente da Banca Examinadora, foram encerrados os trabalhos e, para constar, lavrou-se a presente ata que é assinada pelos Membros da Banca Examinadora, aos vinte e oito dias do mês de agosto de dois mil e vinte quatro.

TÍTULO SUGERIDO PELA BANCA

Desenvolvimento de sistema de condicionamento de sinais de balança aerodinâmica para túneis de vento para aplicações didáticas



Documento assinado eletronicamente por **Felipe Pamplona Mariano, Professor do Magistério Superior**, em 26/08/2024, às 11:30, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Sigeo Kitatani Junior, Professor do Magistério Superior**, em 26/08/2024, às 11:30, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Marlipe Garcia Fagundes Neto, Professor do Magistério Superior**, em 26/08/2024, às 11:31, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Rafael Castilho Faria Mendes, Usuário Externo**, em 26/08/2024, às 11:34, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://sei.ufg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **4629230** e o código CRC **2AE6C914**.

Referência: Processo nº 23070.027908/2024-18

SEI nº 4629230

AGRADECIMENTOS

Gostaria de expressar a minha mais profunda gratidão a todos aqueles que, de forma direta ou indireta, contribuíram para a realização deste trabalho de mestrado.

Primeiramente, agradeço a Deus, e aos professores Felipe Pamplona Mariano e Marlipe Garcia Fagundes Neto pelo apoio, orientação e paciência ao longo desta caminhada acadêmica. Suas experiências e conhecimentos foram essenciais para a realização deste trabalho.

Um agradecimento especial à minha família, pelo amor, compreensão e apoio incondicional. Aos meus pais, Milton Pereira Nascentes e Maria Alice Neves Nascentes, e minha namorada Deborah Camilo Lemes Costa, por sempre acreditarem em mim e por serem o meu maior incentivo em todas as etapas da vida.

Agradeço também a FAPEG pela concessão da bolsa de mestrado, dando aporte financeiro ao desenvolvimento da pesquisa e à Eletrobrás/FURNAS centrais elétricas pela infraestrutura de pesquisa.

*“Os únicos limites das nossas realizações de amanhã
são as nossas dúvidas e hesitações de hoje.”
Franklin Roosevelt*

RESUMO

O desenvolvimento da tecnologia e grande busca por otimização do desempenho em diversas áreas da engenharia impulsionam a aplicação de diversas técnicas avançadas de pesquisa e análise aerodinâmica. Dentre elas, destacam-se os túneis de vento e balanças aerodinâmicas, que são instrumentos fundamentais para compreensão e estudo de fenômenos aerodinâmicos. Dessa forma, o presente trabalho objetiva a revitalização de uma balança aerodinâmica através do desenvolvimento de outro sistema de condicionamento dos sinais obtidos, de modo que permita que a universidade possa utilizar este equipamento para pesquisas e desenvolvimento de trabalhos na área. Para testar sua capacidade e validar sua aplicação, fizeram-se experimentos clássicos, sobre corpos clássicos, o cilindro e aerofólio NACA0012, com objetivo de validação dos equipamentos, obter as faixas de utilização dos equipamentos de instrumentação e do túnel de vento disponíveis. Além dessas pesquisas, o trabalho conta com experimentos voltados para obtenção da velocidade de operação, tempo de ensaio, coeficiente de pressão, coeficiente de arrasto e coeficiente de sustentação. Os resultados obtidos relacionados à obtenção do coeficiente de pressão estão sólidos e conforme o esperado, indicando a possibilidade de dar prosseguimento com o trabalho aplicando os mesmos procedimentos para escoamentos sobre aerofólios e pás de turbinas eólicas, além disso, o resultado obtido através da utilização da balança aerodinâmica, com a nova metodologia se mostraram que o novo sistema é confiável, ao apresentar resultados dentro de padrões e valores esperados e em conformidade com o resultado de outros autores. Os resultados de C_d para números de Reynolds mais elevados se encontraram na faixa entre 1,0 e 1,3, e C_l se manteve em torno de zero para todos os números de Reynolds simulados neste trabalho. Nos números de Reynolds mais baixos foi verificado um valor abaixo do esperado, que pode ser explicado principalmente por uma qualidade inferior do escoamento no túnel à baixas velocidades e pelo peso do objeto de ensaio, porém foi notado a repetibilidade de todos os experimentos, reforçando a confiabilidade dos resultados obtidos pela balança após a calibração. Dessa forma, foi possível desenvolver o novo método de aquisição e a calibração completa do equipamento, revitalizando a balança aerodinâmica.

Palavras-chaves: Túnel de vento; Condicionamento de sinais; Balança aerodinâmica; Escoamento sobre cilindro; Escoamento sobre aerofólios.

ABSTRACT

The development of technology and the great pursuit of performance optimization in various areas of engineering drive the application of several advanced techniques in aerodynamic research and analysis. Among them, wind tunnels and aerodynamic balances stand out as fundamental instruments for understanding and studying aerodynamic phenomena. In this context, the present work aims to revitalize an aerodynamic balance by developing a new signal conditioning system, allowing the university to use this equipment for research and project development in the field. To test its capability and validate its application, classic experiments were conducted on classic bodies, such as a cylinder and a NACA0012 airfoil, with the objective of validating the equipment and determining the operational ranges of the available instrumentation and wind tunnel equipment. In addition to these studies, the work includes experiments focused on obtaining operating speed, test time, pressure coefficient, drag coefficient, and lift coefficient. The results related to the pressure coefficient were solid and as expected, indicating the possibility of continuing the work by applying the same procedures to flows over airfoils and wind turbine blades. Furthermore, the results obtained using the aerodynamic balance with the new methodology showed that the new system is reliable, presenting results within expected standards and values and in accordance with other authors' findings. The drag coefficient (C_d) results for higher Reynolds numbers were between 1.0 and 1.3, while the lift coefficient (C_l) remained around zero for all Reynolds numbers simulated in this study. For lower Reynolds numbers, a value below expectations was observed, which can be primarily explained by inferior flow quality in the tunnel at low speeds and the weight of the test object. However, the repeatability of all experiments was noted, reinforcing the reliability of the results obtained by the balance after calibration. Thus, it was possible to develop a new acquisition method and fully calibrate the equipment, revitalizing the aerodynamic balance.

Keywords: Wind Tunnel; Signal conditioning; Aerodynamic Balance; Flow over a cylinder; Flow over airfoils.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1: Túnel de vento de circuito aberto emprestado por Eletrobrás/Furnas	5
Figura 2.2: Túnel de vento de circuito fechado	6
Figura 2.3: Componentes do túnel de vento de retorno aberto.....	8
Figura 2.4: Vista isométrica do túnel de vento de retorno aberto	8
Figura 2.5: Seção de testes aberta e vazia.	10
Figura 2.6: Seção de testes fechada	10
Figura 2.7: Ventilador do túnel de vento.	11
Figura 2.8: Difusor do túnel de vento.....	12
Figura 2.9: Colmeia do túnel de vento dentro da câmara de estabilização.....	13
Figura 2.10: Seção de contração do túnel de vento.....	14
Figura 2.11: Balança aerodinâmica	14
Figura 2.12: Posicionamento da balança aerodinâmica.....	15
Figura 2.13: Balança aerodinâmica aberta, vistas laterais e isométrica	16
Figura 2.14: Desenho esquemático da balança aerodinâmica.....	17
Figura 2.15: Resumo explicativo do erro tipo I e II.....	20
Figura 3.1: Fluxograma dos experimentos utilizando a balança (<i>software</i> do fabricante)	45
Figura 3.2: Fluxograma dos experimentos utilizando a balança (Arduino).....	45
Figura 3.3: inversor de frequência do ventilador	46
Figura 3.4: Entrada da seção convergente completamente suja	47
Figura 3.5: Entrada da seção convergente após a limpeza	47
Figura 3.6: Especificações do módulo de pressão 32X.....	49
Figura 3.7: Tomadas de pressão de entrada e saída da seção convergente do túnel de vento.....	49
Figura 3.8: Ilustração das tomadas de pressão do túnel de vento (HP e LP) e do objeto (PO)	51
Figura 3.9: Cabo de dados	52
Figura 3.10: Módulo da balança	53
Figura 3.11: Representação esquemática da aquisição de dados pelo <i>software</i> fornecido pelo fabricante.....	53

Figura 3.12: Representação esquemática da aquisição de dados pelo Arduino.....	54
Figura 3.13: Tomada de pressão do cilindro	56
Figura 3.14: Barra de suporte do cilindro com a saída da tomada de pressão e chanfro de referência.....	57
Figura 3.15: Cilindros utilizados nos experimentos.....	57
Figura 3.16: Aerofólio NACA 0012 utilizado nos experimentos	58
Figura 3.17: Aerofólio NACA 0012	58
Figura 3.18: Módulo HX711	59
Figura 3.19: Código no Arduino	60
Figura 3.20: Protoboard com Arduino e três módulos HX711	62
Figura 3.21: Balança aerodinâmica posicionada na mesa inercial com o suporte para as massas	63
Figura 3.22: Massas utilizadas no experimento	64
Figura 3.23: Calibração da componente do arrasto da balança.....	65
Figura 3.24: Desenho esquemático da balança aerodinâmica.....	66
Figura 3.25: Vista frontal do desenho esquemático da balança	67
Figura 4.1: Velocidade em função da rotação entre o túnel limpo e após 2 meses de uso	69
Figura 4.2: Δp em relação à rotação entre tubo de pitot e seção convergente	70
Figura 4.3: comparação entre velocidade em função da rotação obtida entre tubo de pitot e seção convergente	71
Figura 4.4: percentual de variação de velocidade obtida entre tubo de pitot e seção convergente.....	72
Figura 4.5: Velocidade da seção convergente em relação ao tubo de pitot.....	72
Figura 4.6: Teste de Tukey para os intervalos médios a $Re = 36489$ (400 rpm)	75
Figura 4.7: Teste de Tukey para os intervalos médios a $Re = 58625$ (600 rpm)	76
Figura 4.8: Teste de Tukey para os intervalos médios a $Re = 100731$ (1000 rpm)	76
Figura 4.9: Teste de Tukey para os intervalos médios a $Re = 142128$ (1400 rpm)	77
Figura 4.10: Curva de poder para $Re = 36489$ (400 rpm).....	78
Figura 4.11: Curva de poder para $Re = 58625$ (600 rpm)	78
Figura 4.12: Curva de poder para $Re = 100731$ (1000 rpm)	79
Figura 4.13: Curva de poder para $Re = 142128$ (1400 rpm)	79

Figura 4.14: Gráfico da força de arrasto em função do tempo cilindro “B”	81
Figura 4.15: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds	81
Figura 4.16: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds	82
Figura 4.17: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds	83
Figura 4.18: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds	83
Figura 4.19: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds	84
Figura 4.20: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds através do <i>software</i> do fabricante	85
Figura 4.21: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds	86
Figura 4.22: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds	87
Figura 4.23: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds	89
Figura 4.24: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds	90
Figura 4.25: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds	90
Figura 4.26: Coeficiente de arrasto em função do número de Reynolds.....	92
Figura 4.27: Força de sustentação em relação ao tempo NACA 0012 com AOA=1° Re=240387	93
Figura 4.28: Força de arrasto em relação ao tempo NACA 0012 com AOA=1° Re=240387	94
Figura 4.29: Coeficiente de sustentação do aerofólio NACA0012 (Re = 133548).....	94
Figura 4.30: Coeficiente de sustentação do Naca0012 (Re = 133548)	95
Figura 4.31: Coeficiente de arrasto do Naca0012 (Re = 133548).....	96
Figura 4.32: Coeficiente de sustentação do aerofólio NACA 0012 (Re = 240387).....	96
Figura 4.33: Coeficiente de arrasto do aerofólio NACA 0012 (Re = 240387).....	97
Figura 4.34: Coeficiente de sustentação do aerofólio NACA 0012 (Re = 339096).....	98
Figura 4.35: Coeficiente de arrasto do aerofólio NACA 0012 (Re = 339096).....	99
Figura 4.36: Aerofólio NACA0012, submetido a um escoamento com Re = 133438, com fios de lã com ângulo de ataque de 7°	99
Figura 4.37: Aerofólio NACA0012 (Re = 133438) com fios de lã com ângulo de ataque de 12°.....	100
Figura 4.38: Gráfico do teste estático temporal em relação à massa padrão	101
Figura 4.39: Gráfico do teste estático pontual em relação à massa padrão.....	102
Figura 4.40: Gráfico de histerese com massa máxima de 2,945 kg	103

Figura 4.41: Gráfico de histerese com massa máxima de 12,90 kg	104
Figura 4.42: Gráfico de intervalo das cinco médias para a massa de 0,499 kg.....	105
Figura 4.43: Gráfico de intervalo das cinco médias para as massas de 1,710 kg a 2,790 kg	105
Figura 4.44: Gráfico de intervalo das cinco médias para as massas de 3,340 kg a 9,220 kg g	106
Figura 4.45: Relação entre massa padrão e massa obtida através do Arduino	108
Figura 4.46: Teste de histerese da célula de carga do arrasto	109
Figura 4.47: Colmeia com várias partes danificadas - parte frontal	110
Figura 4.48: Colmeia com várias partes danificadas - parte traseira	110
Figura 4.49: Estruturas turbilhonares formadas dentro da seção de testes.....	111
Figura 9.1: Posicionamento da mesa de apoio do computador	124
Figura 9.2: Módulo da balança, cabo de alimentação trifásico e módulo de pressão..	125
Figura 9.3: Cabo de dados e local de acoplamento dos tubos de pressão	126
Figura 9.4: Parte traseira do módulo da balança do túnel e controlador do motor do ventilador.....	126
Figura 9.5. Botão rem/loc do inversor de frequência do motor do ventilador	127
Figura 10.1: Traseira da balança aerodinâmica com transferidor e travas da placa flutuante	129
Figura 10.2: CP do cilindro em função do ângulo θ com o túnel de vento limpo	130
Figura 10.3: CP do cilindro em função do ângulo θ com o túnel de vento após 2 meses	131
Figura 11.1: Interface no Excel conectado ao Arduino	133

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1: Características do túnel de vento	5
Tabela 2.2: Características da balança aerodinâmica	18
Tabela 2.3: Resumo das equações da ANOVA.	23
Tabela 4.1: Diferenças de pressão (em Pa) obtidos no experimento para determinação do tempo de ensaio.....	73
Tabela 4.2: Valores F e P encontrados para cada rotação	75
Tabela 4.3: Desvio padrão de cada conjunto de experimentos	87
Tabela 4.4: Desvio padrão do coeficiente de arrasto.....	88
Tabela 4.5: Desvio padrão para cada grupo de experimentos.....	91
Tabela 4.6: Desvio padrão dos experimentos de coeficiente de arrasto.....	92
Tabela 4.7: Massas médias utilizadas no carregamento e descarregamento	102
Tabela 4.8: Massas médias utilizadas no carregamento e descarregamento	103
Tabela 4.9: Arranjo experimental.....	107
Tabela 4.10: Resultados obtidos no teste de histerese	108
Tabela 11.1: Informações do Excel sobre cada parâmetro	134

LISTA DE SÍMBOLOS

Letras Gregas

μ	média
α	erro tipo I / nível de significância
β	erro tipo II
τ	Variáveis aleatórias
ν	Viscosidade cinemática
δ	Altura da camada limite
ρ	Massa específica
θ	Ângulo de ataque

Letras Latinas

m	Metro
s	segundos
N	número total de observações
n	número de réplicas
i	número de termos
f	número de graus de liberdade
d	comprimento característico local
A	Área
P	Pressão total

Operadores

∞ Infinito

Siglas

C_d Coeficiente de arrasto

C_l Coeficiente de sustentação

C_p Coeficiente de pressão

F_d Força de arrasto

F_l Força de sustentação

GW Giga Watts

m/s Metro por segundo

M_a Número de Mach

V_0 Velocidade do escoamento

V_s Velocidade do som

H_0 Hipótese nula

H_1 Hipótese alternativa

P Probabilidade

y_i Total de todas observações até o i-ésimo termo

\bar{y}_i Média de observações sobre o mesmo tratamento

$y_{..}$ Total de todas observações

$\bar{y}_{..}$ Média do todas observações

SS_T	Soma total dos quadrados
$SS_{tratamentos}$	Soma dos quadrados entre os tratamentos
SS_E	Soma dos quadrados dentro dos tratamentos
$MS_{tratamentos}$	Média da variância entre os tratamentos
MS_E	Média da variância dentro do tratamento
F_0	Número de Fisher
\bar{y}_{max}	Maior média amostral de um grupo
\bar{y}_{min}	Menor média amostral de um grupo
T_a	Valor de Tukey
R_{ex}	Número de Reynolds local
$R_{e_{critico}}$	Número de Reynolds crítico
PI	Ponto de inflexão
S_t	Número de Strouhal
P_0	Pressão de referência

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	1
2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	4
2.1 Túneis de Vento	4
2.2 Balança Aerodinâmica	14
2.3 Estatística	18
2.4 Escoamento sobre cilindros	26
2.5 Escoamento sobre aerofólio tipo NACA0012.....	36
3. METODOLOGIA	44
3.1 Calibração da seção convergente como medidor de velocidade.....	48
3.2 Tempo de ensaio.....	50
3.3 Forças	52
3.4 Coeficiente de Arrasto e Sustentação.....	55
3.5 Dados dos Corpos de Ensaio	56
3.6 Aquisição de dados com Arduino.....	59
3.7 Calibração da Balança	62
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES	69
4.1 Calibração para medição na seção convergente	69
4.2 Tempo de ensaio.....	73
4.3 Coeficiente de arrasto e sustentação dos cilindros	80
4.4 Coeficiente de arrasto e sustentação NACA 0012	93
4.5 Análise da Balança Aerodinâmica	101
5. CONCLUSÕES.....	112
6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	114
ANEXO A	123
APÊNDICE A.....	124

APÊNDICE B..... 128

APÊNDICE C..... 133

1. INTRODUÇÃO

Túneis de vento são instalações que objetivam simular experimentalmente os efeitos do escoamento sobre corpos sólidos para estudos científicos, contribuindo para a determinação de parâmetros nos projetos de aviões, carros, turbinas, até mesmo estruturas civis. Seus tipos variam conforme sua construção, sentido do escoamento e velocidade máxima atingível. Estes equipamentos utilizam o princípio do movimento relativo entre fluido e modelo imerso, projetados para promover um escoamento artificial com parâmetros controlados, a depender do tipo de túnel (velocidade, temperatura, umidade etc.) (CARDOSO, 2020).

De acordo com Souza Júnior et al. (2012), Francis H. Wenham, em 1871, foi o primeiro a criar um túnel de vento fechado e utilizá-lo para experimentos. Os túneis de vento são considerados uma das mais importantes ferramentas para estudos aerodinâmicos de escoamentos, sendo cada vez mais fundamentais.

Na instrumentação dos túneis de vento, a balança aerodinâmica é um equipamento crucial quando se pretende analisar as forças atuantes no modelo, e seus requisitos estão diretamente relacionados com as cargas que deverão ser medidas: a carga máxima e a resolução da medição, de forma que, equipamentos eficientes e calibrados são a base principal de qualquer experimento ou projeto aerodinâmico (SANTOS, 2021).

A balança aerodinâmica é fundamental para otimização de projetos, validação de modelos computacionais (ajudando inclusive a calibrar os modelos de Dinâmica dos fluidos computacional, o CFD), auxilia no desenvolvimento de novas tecnologias na área de aerodinâmica, promovendo maior segurança e confiabilidade nos projetos aerodinâmicos (setores de aviação principalmente), e por fim, suas diversas aplicações educacionais.

Nesse sentido, com o investimento em pesquisa e desenvolvimento no setor de energias alternativas realizado pela Eletrobrás/FURNAS, com foco principal em energia eólica, a empresa disponibilizou alguns equipamentos para a Universidade Federal de Goiás (UFG), dentre eles um túnel de vento, uma balança aerodinâmica, um módulo de pressão, que possui diversos sensores de pressão, um tubo de pitot, e alguns modelos para testes experimentais.

No entanto, a balança e o *software* fornecidos pela Eletrobrás/FURNAS, apresentavam problemas de funcionamento, de forma que, não era possível obter dados confiáveis dos esforços aerodinâmicos nos modelos ensaiados, dessa forma, tornava o equipamento incapaz de ser

incapaz de ser utilizado para estudos e pesquisas na universidade, sendo que, ao iniciar os experimentos utilizando estes equipamentos, notou-se diversos problemas em relação ao seu funcionamento e aos valores obtidos através da balança aerodinâmica. Problemas como a colmeia do túnel conter várias deformações, o ventilador não estar totalmente centralizado, gerando mais vibrações em todo o sistema, a balança aerodinâmica retornando valores que destoaram do esperado, e o próprio *software* de aquisição de dados que acompanha a balança, que apresentou problemas quanto à aquisição de dados.

O principal problema do equipamento foi o sistema de instrumentação inadequado (fundo de escala dos sensores e frequência de aquisição) interferindo negativamente nos resultados obtidos através do uso da balança aerodinâmica em conjunto com o *software* fornecido pelo fabricante, que tornava o equipamento completamente inutilizável. Percebeu-se que, além da balança aerodinâmica estar descalibrada, o próprio *software* fornecido pelo fabricante retornava resultados diferente dos que eram realmente obtidos pela balança. Dessa forma, o túnel de vento teria uma grande limitação em seu uso, ficando restrito a experimentos que utilizam apenas o módulo de pressão, pois nem o *software* e nem a balança estavam funcionando corretamente. Sendo assim, nem a empresa nem a universidade seriam capazes de captar todos os benefícios do equipamento em termos de pesquisa e desenvolvimento.

Dessa forma, foi necessário o desenvolvimento deste trabalho, para ao final obter equipamentos calibrados que marcam valores de força confiáveis e também desenvolvimento de um novo método de aquisição mais eficiente e mais assertivo que o anterior, corrigindo os dois principais problemas verificados, a calibração adequada da balança aerodinâmica e a falta de confiabilidade no *software* do fabricante, e com isso possibilitar o uso de todos os equipamentos envolvidos para o desenvolvimento de novas pesquisas no segmento de mecânica dos fluidos experimental e principalmente experimentos relacionados com energia eólica.

Sendo assim, no presente trabalho, com o intuito de revitalizar todo o equipamento, objetivou-se, primeiramente, desenvolver um novo método de aquisição de forças de arrasto e sustentação utilizando a balança aerodinâmica fornecida por Eletrobrás/FURNAS, dando prosseguimento à calibração desta balança através de testes estáticos utilizando massas padrão e experimentos clássicos de escoamentos sobre cilindros e aerofólio (corpos de ensaio disponíveis no momento de realização deste trabalho), a fim de se obter as faixas de utilização dos equipamentos de instrumentação e do túnel de vento disponíveis. Além disso, realizar a validação dos experimentos através de comparações com resultados de outros autores, e reforçado através testes estatísticos como a análise de variância (ANOVA), Teste de Tukey e de poder.

Além disso, pretende-se utilizar o módulo de pressão fornecido pela Eletrobrás/FURNAS para realizar experimentos no cilindro circular liso a fim de se obter as curvas do coeficiente de pressão em função do ângulo de ataque.

Em resumo, os principais objetivos: Verificar se nem o túnel de vento e nem a balança aerodinâmica são capazes de mensurar a pressão e as forças de arrasto e sustentação, obter o gráfico da velocidade do escoamento na entrada da seção de testes em função da rotação do ventilador, com uso do tubo de pitot e da calibração da seção convergente do túnel. Desenvolvimento de um novo método de aquisição das forças de arrasto e sustentação, através do Arduino, realizar a validação dos dados obtidos na balança aerodinâmica através de sua calibração completa (célula de carga do arrasto e células de carga de sustentação). Por fim, desenvolvimento de metodologia para realização de experimentos no túnel de vento da Universidade Federal de Goiás emprestado pela Eletrobrás – Furnas.

Ao fim de todo o trabalho, felizmente foi possível fazer a revitalização de todo o equipamento, inclusive com algumas melhoras na frequência de aquisição de dados (3,33 vezes superior) e quanto à praticidade de monitoramento do experimento, tornando este trabalho uma base importante para o prosseguimento de todos os trabalhos futuros que envolvam a utilização dos mesmos equipamentos na aquisição de forças aerodinâmicas.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A presente seção irá trazer o embasamento teórico que foi necessário para o desenvolvimento do presente trabalho. Especificamente, serão abordados temas como túneis de vento, balança aerodinâmica, procedimentos experimentais e os problemas físicos de escoamentos sobre cilindros e aerofólios.

2.1 Túneis de Vento

O túnel de vento é um equipamento experimental composto por várias seções de diversos tamanhos e é utilizado para a realização de experimentos com fluidos, seus tipos são bem variados. De acordo com a NASA (2021), túneis de vento podem ser divididos em dois grupos, de circuito aberto e de circuito fechado, em que cada grupo possui subdivisões conforme varia o sentido e a velocidade do escoamento.

O ideal seria que os túneis de vento trabalhassem com os modelos em tamanho real, porém, com isso, todos os elementos do túnel deveriam ter suas dimensões extremamente elevadas, o que torna a maioria dos casos inviáveis, dessa forma, a maioria dos experimentos realizados nestes equipamentos é majoritariamente utilizando modelos reduzidos, tentando alcançar os parâmetros exigidos no princípio da similaridade. (ZART, LUZ, SCHINESTZKI, 2018).

Os túneis de vento de baixa velocidade, subsônicos (velocidade inferior à do som), possibilitam o uso de diversos corpos de ensaio, incluindo toda a complexidade de um fluxo real, fornecendo uma enorme quantidade de dados confiáveis que também servem de parâmetro para validação de experimentos utilizando CFD. (BARLOW, 1999).

Na Fig. 2.1 é possível visualizar o túnel de vento, emprestado por Eletrobrás/FURNAS à UFG, que foi utilizado para os experimentos do presente trabalho, e na Tab. 2.1 tem-se as características técnicas deste túnel de vento que foram fornecidas pelo fabricante.

Figura 2.1: Túnel de vento de circuito aberto emprestado por Eletrobrás/Furnas



Fonte: Próprio Autor

Tabela 2.1: Características do túnel de vento

Velocidade do escoamento	0 a 37 m/s
Uniformidade do perfil de velocidade	$\pm 1\%$
Intensidade de turbulência	$\pm 1\%$
Motor Ventilador	5 Kw
Hélice	9 pás
Área da seção de teste	462 mm x 462 mm
Comprimento da seção de testes	1200 mm
Relação de contração	4,5:1
Relação do difusor	03:01
Dimensão total	5,5 m (comprimento) x 2,1 m (altura) x 1,3 m (altura)
Tipo de circuito	aberto
Peso	200 kg

Fonte: Giardi (2023), adaptado

Nos demais tópicos será separado e explicado brevemente as classificações e características de cada tipo de túnel de vento.

2.1.1 Túneis de Vento de circuito aberto

Em túneis desse tipo, o ar que passa pela seção de teste é coletado da sala em que o túnel está localizado, entrando em contato direto com a atmosfera. Suas vantagens em relação ao túnel de retorno fechado é o baixo custo de construção, é possível realizar experimentos com equipamentos de propulsão e visualização de fumaça, além disso também não há acúmulo de produtos de exaustão. (BARLOW, 1999).

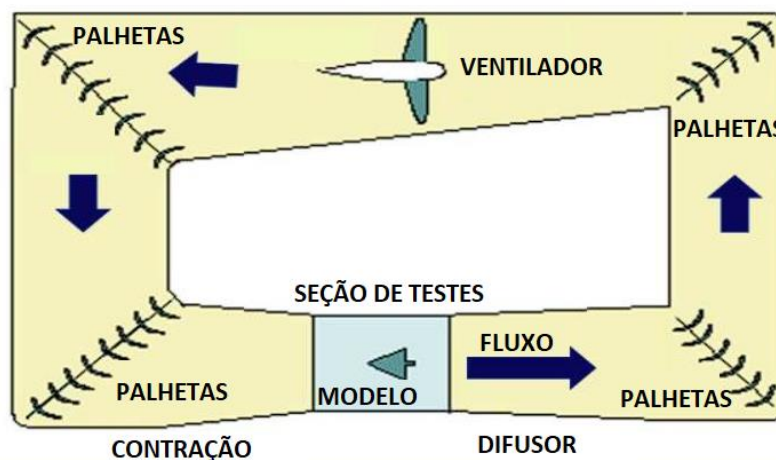
De acordo com Barlow (1999), estes tipos de túneis são amplamente utilizados para fins instrutivos e pesquisas de fenômenos fundamentais dos escoamentos. Na Fig. 2.1 tem-se um túnel de vento de retorno aberto.

2.1.2 Túneis de Vento de circuito fechado

O ar é conduzido da saída do ventilador para a seção de contração por uma série de dutos e palhetas giratórias, não tendo contato com o ar atmosférico, circulando apenas dentro do próprio túnel. Dessa forma o ar consegue escoar dentro da estrutura de maneira constante, eliminando praticamente todas as interferências externas. (VINCENSI, 2014).

Para que esse princípio seja válido, é necessária a implementação de difusores extras para recuperação da pressão na entrada da seção de testes, e de palhetas direcionais para auxiliar a manter o escoamento alinhado nas curvas (DOMMELEN, 2013). Como pode ser visto na Fig. 2.2

Figura 2.2: Túnel de vento de circuito fechado



Fonte: NASA (2021), adaptado

Dentre as principais vantagens é possível citar a baixa demanda energética dependendo do tamanho da seção de testes, baixa emissão de ruídos, melhor controle da velocidade do escoamento, temperatura, pressão, umidade e qualidade do escoamento.

2.1.3 Sentido do escoamento

Túneis de vento podem ser classificados conforme o sentido de seu escoamento, sendo este a montante ou a jusante do objeto submetido. Quando é o ventilador posicionado na entrada do túnel, é classificado como “soprador”. Quando há a presença de um exaustor, submetendo o escoamento de dentro para fora do túnel tem-se o tipo “sugador”. (BARLOW, 1999).

2.1.4 Velocidade do escoamento

Outro tipo de identificação dos túneis é pelo número de Mach (M_a):

$$M_a = \frac{V_0}{V_s} \quad (2.1)$$

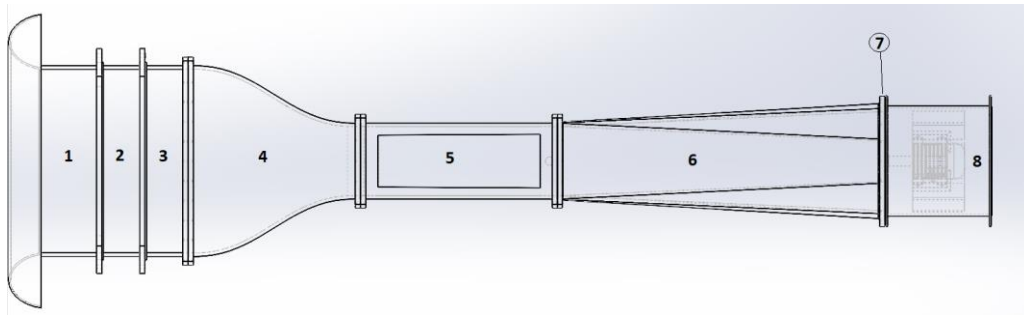
V_0 representa a velocidade do escoamento e V_s a velocidade do som.

De acordo com os autores Çenguel e Cimbala (2007), o escoamento é denominado sônico quando o número de Mach é igual a 1, subsônico quando inferior a 1 e supersônico quando é superior a 1. Logo, quando o túnel consegue atingir $M_a > 1$ é considerado supersônico, $0,3 < M_a < 1$ subsônico e $M_a = 1$ sônico.

2.1.5 Elementos construtivos do Túnel de Vento

Todo o trabalho foi realizado utilizando um túnel subsônico sugador de circuito aberto, consequentemente os elementos aqui listados serão referentes a esse tipo. Na Fig. 2.3 é possível visualizar todos os componentes presentes no túnel utilizado para a realização do presente trabalho.

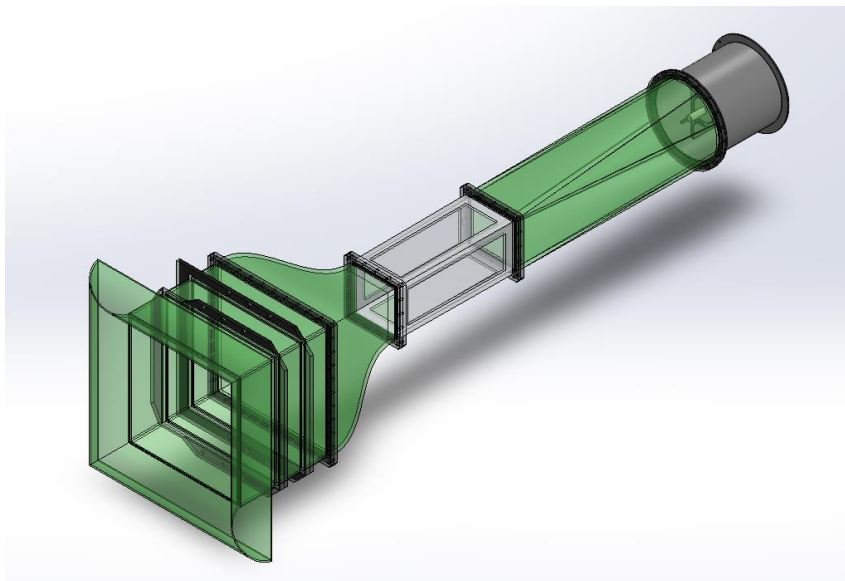
Figura 2.3: Componentes do túnel de vento de retorno aberto



Fonte: Wibowo (2021), adaptado

Na Fig. 2.3 tem-se: 1 – Seção de admissão; 2 – Tela; 3 – Colmeia; 4 – Contração; 5 – Seção de testes; 6 – Difusor; 7 – Tela de proteção do ventilador e 8 – Ventilador. De maneira que a junção das seções de 1 a 3 formam a câmara de estabilização. Na Fig. 2.4 é possível visualizar o modelo do túnel de vento em uma vista isométrica.

Figura 2.4: Vista isométrica do túnel de vento de retorno aberto



Fonte: Wibowo (2021), adaptado

2.1.6 Seção de testes

É o elemento do túnel onde os objetos de estudo são posicionados para que sejam realizados os experimentos, podendo ser abertas ou fechadas. Tanto a geometria quanto as dimensões podem variar conforme o objetivo dos experimentos e da construção do túnel, sendo mais

comum encontrar os que possuem sua seção retangular (BARLOW, 1999). O túnel utilizado para a realização dos experimentos no presente trabalho possui seção quadrada fechada.

Os sensores e instrumentos de medição das forças atuantes normalmente são posicionados e instalados na seção de teste, além disso, é a parte onde é possível a visualização do escoamento através do objeto de estudo, com o auxílio de fumaça por exemplo. Por se tratar de um elemento que auxilia a visualização, o material de fabricação dessa seção é normalmente transparente, sendo muito utilizado o acrílico. (VINCENSI, 2014).

As dimensões da seção de testes que determinam as demais dimensões do túnel, e é projetada em função dos modelos que serão estudados, e como regra de projeto, é indicado que o objeto utilizado para os testes no túnel possua no máximo 80% da largura da seção, e que a base da seção de testes seja 20% maior que sua altura. (BARLOW, 1999). Especificamente, as dimensões da seção de testes do túnel utilizado é 1,20 m de comprimento com seção quadrada de 0,462 m x 0,462 m.

A qualidade do escoamento dentro da seção de testes é primordial para a realização de um experimento, principalmente experimentos ligados à aquisição de forças aerodinâmicas. Sendo que para isso, a flutuação da velocidade na seção transversal deve ser de 0,20% a 0,30% da velocidade média. Para a pressão dinâmica esse valor deve estar entre 0,40% e 0,60%. (BARLOW, 1999). De forma que, ao verificar os dados na Tab. 2.1, fornecidos pelo fabricante, tem-se um afastamento do esperado, de 1% conforme informado.

À medida que o escoamento se desenvolve ao longo da seção de teste, a camada limite aumenta. Com isso, a área de passagem do escoamento reduz, aumentando sua velocidade fora da camada limite. Se as dimensões da seção de teste forem constantes, esse aumento na velocidade produz uma queda da pressão estática gerando um arrasto adicional, que é chamado de “horizontal buoyancy” (flutuabilidade horizontal), pois a física relativa a esse fenômeno é análoga a flutuabilidade pelo gradiente de pressão vertical na atmosfera (BARLOW, 1999).

Para que se mantenha a pressão estática ao longo de toda seção de testes, seria necessário que a área da seção fosse aumentada o suficiente para permitir o espessamento da camada limite. Nas Fig. 2.5 e 2.6 é possível visualizar a seção de testes do túnel de vento utilizado no desenvolvimento do presente trabalho.

Figura 2.5: Seção de testes aberta e vazia.



Fonte: Próprio Autor

Figura 2.6: Seção de testes fechada



Fonte: Próprio autor

2.1.7 Sistema de ventilação e controle

Este sistema é o que estabelece o escoamento de ar no túnel de vento, através de uma

máquina de fluxo (ventilador ou exaustor). Esses equipamentos mecânicos devem ser devidamente dimensionados para atender as vazões desejadas e necessárias para a pesquisa, superando todas as perdas de carga em todas as seções do túnel para qualquer condição de operação, pois a velocidade é um dos fatores que tem influência direta no número de Reynolds (METHA; BRADSHAW, 1979).

Além disso, esse dimensionamento é extremamente importante para evitar vibrações excessivas em todo o sistema, que geram interferências significativas nos resultados do experimento. Na Fig. 2.7 é possível visualizar o ventilador responsável por gerar o escoamento de ar no interior do túnel.

Figura 2.7: Ventilador do túnel de vento.

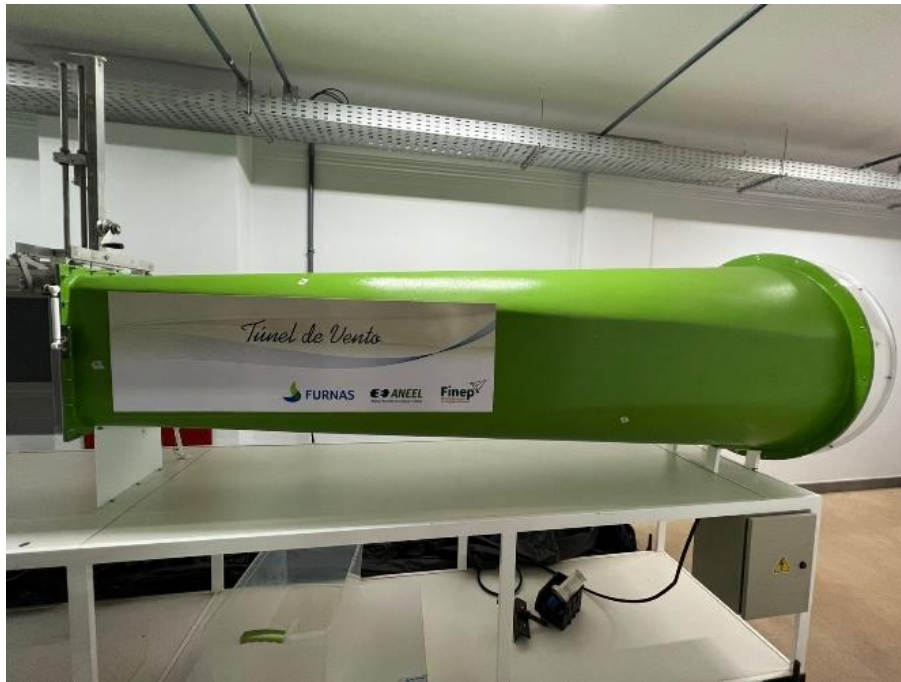


Fonte: Próprio Autor

2.1.8 Difusor

É o componente que objetiva recuperar a pressão estática através da redução da velocidade do escoamento. Dessa maneira, para o túnel de vento utilizado no desenvolvimento do presente trabalho, esse componente possui um aumento no diâmetro ao longo de seu comprimento, tornando esse componente mais longo (BARLOW, 1999). Também há difusores com ângulo de abertura maiores, mais comuns em túneis do tipo soprador, e que resulta em difusores mais curtos. (CARMINATTI, KONRATH, 2019). Na Fig. 2.8 é ilustrado o difusor do túnel de vento nas instalações da UFG.

Figura 2.8: Difusor do túnel de vento



Fonte: Próprio Autor

2.1.9 Câmara de estabilização

É responsável pela melhora da qualidade do escoamento, é também a seção onde são instalados os elementos responsáveis pela melhora da qualidade do escoamento de ar. Uma câmara de estabilização bem projetada é capaz de formar um escoamento alinhado em toda sua seção de saída. Os elementos mais comuns instalados nessa região são as telas e colmeias (COUTINHO, 2014).

As telas são usadas para a homogeneização do escoamento e redução das componentes longitudinais das flutuações da velocidade. Além disso, ao passar pelas telas o tamanho das estruturas coerentes do escoamento são reduzidas.

As colmeias são usadas para tornar o escoamento paralelo, ou seja, responsável pelo alinhamento do escoamento, reduzindo a turbulência. Na Fig. 2.9 é possível visualizar a colmeia do túnel de vento dentro da câmara de estabilização. Apesar da possibilidade de várias telas para um único túnel de vento, nesse caso só há três telas e uma colmeia.

Figura 2.9: Colmeia do túnel de vento dentro da câmara de estabilização



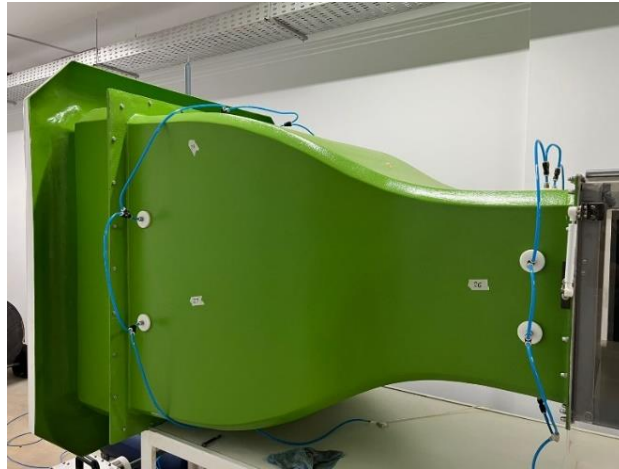
Fonte: Próprio Autor

2.1.10 Contração

É um bocal convergente que objetiva principalmente o aumento da velocidade média do escoamento advindo da câmara de estabilização para que o corpo de prova seja atingido. Esse aumento pode ser dado por fatores de 20 ou mais, dependendo do objetivo de cada túnel. (OLIVEIRA; DALMOLIN; HAUS, 2015). O aumento mais comum se encontra na faixa de 6 - 10. (BARLOW, 1999).

A fim de se evitar uma transição abrupta na área da seção transversal, é utilizada uma região de contração mais suave para evitar a formação de recirculações pontuais e inibir o desenvolvimento da camada limite. Na Fig. 2.10 é ilustrada a seção de contração do túnel de vento, onde há duas tomadas de pressão localizadas logo na entrada e logo na saída da seção, que são fundamentais para a medição de velocidade do escoamento.

Figura 2.10: Seção de contração do túnel de vento

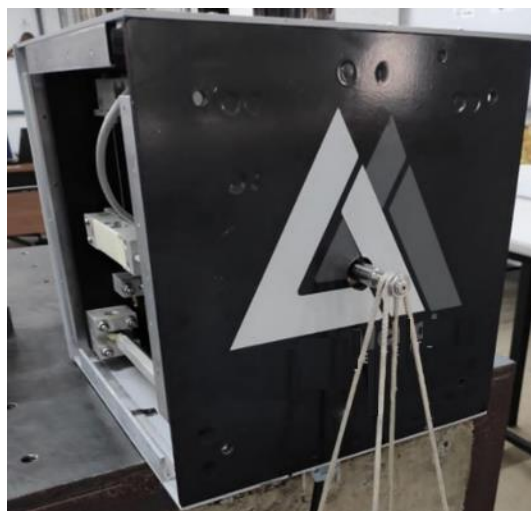


Fonte: Próprio Autor

2.2 Balança Aerodinâmica

A balança aerodinâmica é um instrumento que possibilita a medição das forças fundamentais para a aerodinâmica junto às flutuações aplicadas em qualquer objeto inserido dentro da seção de testes do túnel de vento. Seus requisitos estão correlacionados às cargas máximas medidas e sua resolução estarem em conformidade com as forças previstas no túnel, de forma que essas cargas previstas nos ensaios variam conforme o tamanho e o tipo da seção de testes do túnel, e quanto a potência do ventilador. (BARLOW et al., 1999). Na Fig. 2.11 é possível visualizar a balança aerodinâmica utilizada no desenvolvimento do presente trabalho.

Figura 2.11: Balança aerodinâmica



Fonte: Próprio Autor

O posicionamento da balança aerodinâmica pode ser dividido em interno e externo à seção de testes, de forma que ao posicioná-la no interior da seção de testes é importante prever a influência que pode gerar nos resultados do experimento (SMITH et al., 2009).

No presente trabalho é utilizada uma balança aerodinâmica externa, que não interfere no escoamento, sendo alocada na parte externa à seção de testes, apoiada por um suporte metálico para mantê-la no local correto e alinhada com a seção de testes. Segundo Égea e Coimbra, (2017), a determinação das forças para o modelo externo é realizada através de elementos mecânicos, e é mais aplicado em túneis de vento de baixa velocidade (subsônico). Após a determinação das forças, é por meio de uma interface computacional que são adquiridas todas as informações sobre os efeitos do escoamento no modelo de teste (SMITH et al., 2009).

Vale ressaltar que o módulo da balança empregada no desenvolvimento do trabalho possui uma frequência de aquisição de dados de 3 Hz, utilizando o *software* fornecido pelo fabricante para aquisição dos dados e 10 Hz ao utilizar o Arduino. Na Fig. 2.12 é possível visualizar a balança sobre o apoio citado e posicionada na parte de trás da seção de testes.

Figura 2.12: Posicionamento da balança aerodinâmica



Fonte: Próprio Autor

A balança aerodinâmica utilizada no desenvolvimento desse trabalho é composta por uma placa flutuante (indicada pela seta verde na Fig. 2.13), 3 células de carga fixadas nas hastes de alumínio (sinalizado em vermelho) e cabos de aço tracionados fixados à placa (sinalizados em azul). A fixação do corpo na balança é através do eixo vazado, que está fixado na placa flutuante e possibilita o encaixe de diversos tipos de corpos para testes. À medida que há alguma carga atuante no corpo fixado à balança, a placa flutuante irá se movimentar, tracionando os cabos e as células de carga, possibilitando a leitura das forças atuantes. Na Fig. 2.13 é possível visualizar a balança aerodinâmica com as laterais abertas para facilitar a visualização de seus componentes internos. Nas Fig. 2.14, 3.24 e 3.25 é possível visualizar um desenho esquemático da balança aerodinâmica.

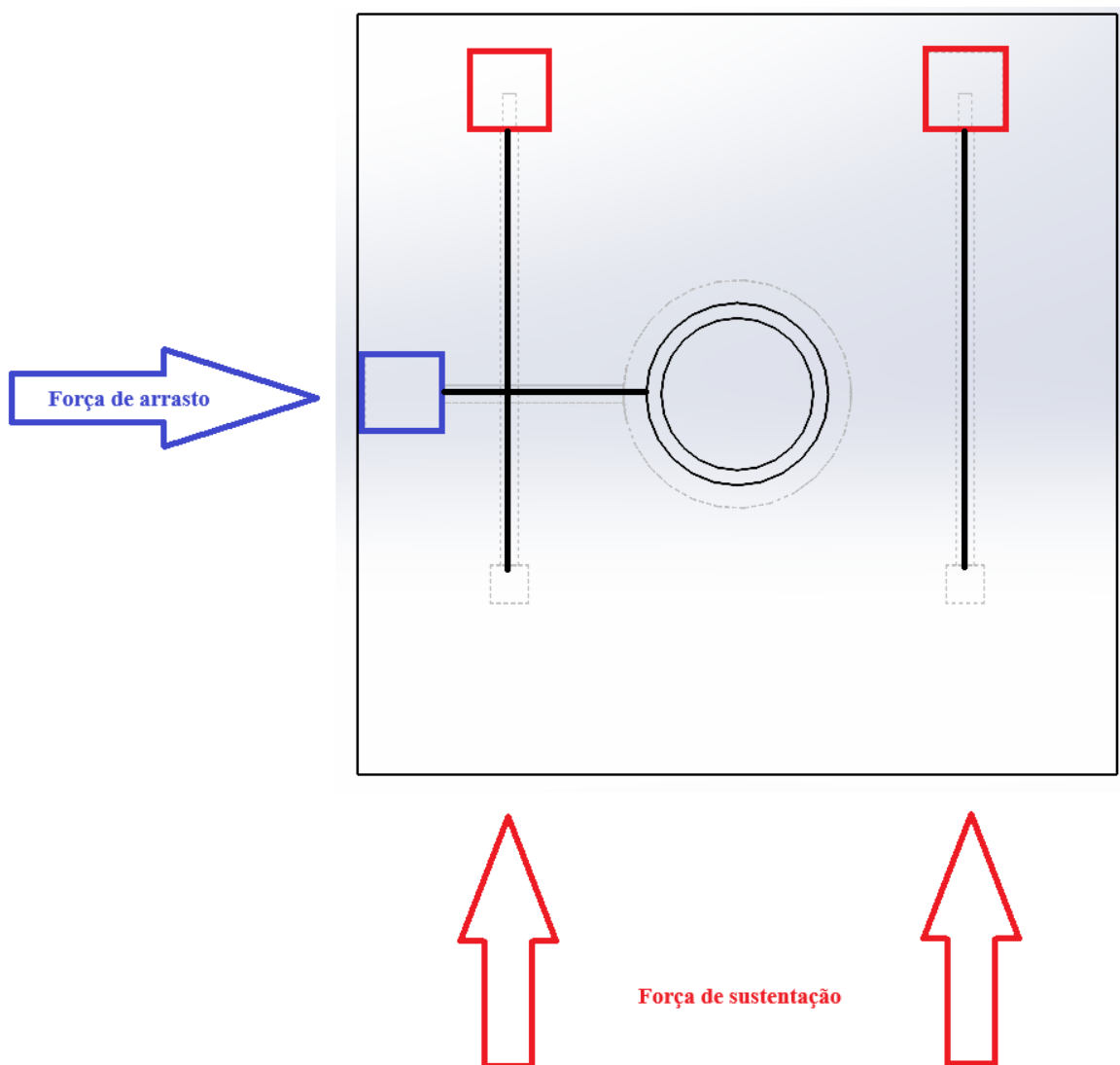
Figura 2.13: Balança aerodinâmica aberta, vistas laterais e isométrica



As três hastes com extensômetros são responsáveis pela leitura das forças de arrasto (01 haste) e sustentação (02 hastes). Além disso, também é possível obter o momento através das distâncias entre cada haste e a força aplicada em cada uma. Na Tab. 2.2 é possível visualizar algumas características desta balança.

Através da Fig. 2.14, é possível visualizar um desenho esquemático da balança aerodinâmica. Em vermelho é indicado as duas células de carga responsáveis pela sustentação e em azul a célula de carga responsável pelo arrasto, os cabos de aço estão indicados em preto. Assim que há a ação de forças horizontais e/ou verticais a placa em que o objeto está inserido se move, gerando tração ou compressão dos cabos, através disso as células de carga conseguem mensurar as forças de arrasto e sustentação.

Figura 2.14: Desenho esquemático da balança aerodinâmica



Fonte: Próprio autor

Tabela 2.2: Características da balança aerodinâmica

Componente	Horizontal (arrasto)	Vertical (sustentação)
Faixa de uso	0 - 10,0 kg (+-100 g)	0 - 40 kg (+- 100 g)
Resolução	10 g	40 g
Fundo de escala	10,0 kg	40,0 kg

Fonte: Próprio Autor

De forma que, na componente da sustentação são duas células de carga que consegue medir até 20 kg cada. É importante ressaltar que não foi encontrado os dados técnicos desta balança através do fabricante, estes valores são estimados com base nos experimentos realizados.

Todos os resultados obtidos pela balança passam por um sistema de aquisição de dados, que converte as cargas físicas em valores digitais para serem acessados no computador através do programa fornecido pelo fabricante e pelo método de aquisição desenvolvido neste trabalho, através do Arduino em conjunto com o Excel. É importante ressaltar que a balança possui a opção “tara”, permitindo zerar os valores assim que o corpo de ensaio for inserido para os testes, e que todos os valores obtidos para os esforços verticais e horizontais estão medidos em gramas, sendo necessário a conversão para Newtons para os cálculos dos coeficientes de arrasto e sustentação.

2.3 Estatística

Neste tópico será tratado toda a parte estatística necessária para a realização e validação dos resultados obtidos neste trabalho.

2.3.1 Hipóteses estatísticas

Uma hipótese estatística é uma afirmação sobre os parâmetros de uma probabilidade, distribuição ou parâmetros de algum modelo (MONTGOMERY, 2009).

Como exemplo, dado um experimento qualquer para determinação de igualdade entre médias de determinada força obtida em algum experimento, podendo ser consideradas iguais ou não iguais, suas hipóteses são expressas nessa forma:

$$H_0: \mu_1 = \mu_2, \quad (2.2)$$

$$H_1: \mu_1 \neq \mu_2, \quad (2.3)$$

μ_1 representa a média da primeira amostra e μ_2 representa a média da segunda amostra. Define-se então que H_0 é chamado de hipótese nula e H_1 de hipótese alternativa.

A hipótese nula sempre é uma igualdade, e a alternativa uma diferença. Para o caso do exemplo acima, a hipótese alternativa é bilateral, pois ao assumir que as médias são diferentes ainda temos a análise para o caso da média 1 ser maior ou ser menor que a média 2. Caso a hipótese alternativa afirme que alguma média é maior que outra, então são consideradas unilaterais, como mostrado:

$$H_1: \mu_1 < \mu_2, \quad (2.4)$$

Ou

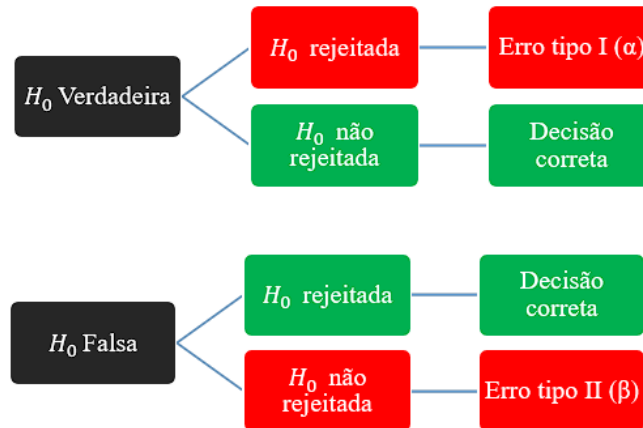
$$H_1: \mu_1 > \mu_2. \quad (2.5)$$

Para testar as hipóteses é necessário elaborar um certo procedimento e calcular, através de testes apropriados para cada caso, para então aceitar ou rejeitar a hipótese nula (MONTGOMERY, 2009).

Ao aceitar ou rejeitar a hipótese nula, existem dois tipos de erros que podem ser cometidos, chamados de erro tipo I e erro tipo II. O erro tipo I, representado pela letra grega alfa (α), ocorre quando se rejeita a hipótese nula quando ela é verdadeira, ou seja, no exemplo dado, seria dizer que as médias não são consideradas iguais, quando na verdade elas são iguais, também chamada de nível de significância do teste.

O erro do tipo II, representado por beta (β), ocorre quando não se rejeita a hipótese nula quando na verdade ela é falsa, ou seja, é dizer que as médias são iguais quando na verdade não são. (AZEVEDO, 2016). Na Fig. 2.15 é resumido o que foi descrito acima.

Figura 2.15: Resumo explicativo do erro tipo I e II



Fonte: Próprio Autor

A probabilidade de ocorrer cada tipo de erro pode ser expresso como:

$$\alpha = P(\text{do erro tipo I}) = P(\text{Rejeitar } H_0 | H_0 \text{ é verdadeira}), \quad (2.6)$$

$$\beta = P(\text{do erro tipo II}) = P(\text{Rejeitar } H_0 | H_0 \text{ é falsa}). \quad (2.7)$$

Montgomery (2009), enuncia que, em alguns casos é preferível trabalhar com o poder do teste, de forma que:

$$\text{Poder} = 1 - \beta = P(\text{Rejeitar } H_0 | H_0 \text{ é falsa}), \quad (2.8)$$

Ou seja, quanto maior o poder do teste, maior a probabilidade de se rejeitar a hipótese nula quando ela realmente é falsa.

Para executar qualquer teste de hipóteses, primeiramente deve-se fixar as hipóteses nula (H_0) e alternativa (H_1), após isso é necessário decidir a estatística que será empregada para julgar H_0 , dado isso, no teste estatístico utilizado, fixar o nível de significância (α) e utilizá-lo para determinar a região de rejeição. Dessa forma, utiliza-se as informações da amostra para calcular a estatística escolhida, de forma que, caso os dados obtidos pertençam à região de rejeição, deve-se rejeitar H_0 . Caso os dados não pertençam à região deve-se aceitar H_0 .

É importante ressaltar que atualmente existem vários *softwares* que, a partir dos dados obtidos durante os experimentos e dos parâmetros definidos pelo operador (escolha do tipo de teste, nível de significância etc.) realizam os cálculos e retornam os resultados estatísticos (MONTGOMERY, 2009).

2.3.2 Análise de Variância (ANOVA)

A análise de variância é uma técnica de análise estatística empregada para comparar as variâncias entre médias e medianas de três ou mais grupos diferentes. O resultado na ANOVA é o teste F, de Fisher, que em resumo mostra a diferença entre a variância dentro do grupo e entre os grupos, que retorna um valor que nos permite concluir se a hipótese nula é rejeitada ou não. (KENTON, 2023).

Na prática, a análise de variâncias testa a hipótese nula, de que todas as médias são iguais, dessa forma é possível analisar se a variância entre os grupos é significativamente maior do que a variância dentro dos grupos, e em caso positivo rejeita-se então a hipótese nula. É importante ressaltar que a significância é definida anterior aos cálculos, sendo o mais usual 0,10 ou 0,05.

Um outro fator, destacado por Montgomery (2009), é a importância da aleatoriedade quanto a ordem de execução do experimento, para reduzir quaisquer erros sistemáticos e tornar o experimento o mais uniforme possível.

Para cálculo da ANOVA, o interesse é na igualdade ou não das médias, que é representada pela Eq. 2.9:

$$E(y_{ij}) = \mu + \tau_i = \mu_i, i = 1, 2, \dots, a, \quad (2.9)$$

em que μ_i representa a média geral e τ representa as variáveis aleatórias.

Para calcular a ANOVA é necessário cumprir diversas etapas. (SANTOS, 2017). Na primeira etapa é necessário realizar o cálculo da média de cada grupo, expresso através da Eq. 2.10 e 2.11.

$$y_{i.} = \sum_{j=1}^n y_{ji} \quad \bar{y}_{i.} = \frac{y_{i.}}{n} \quad i = 1, 2, \dots, a, \quad (2.10)$$

$$y_{i.} = \sum_{j=1}^n y_{ji} \quad \bar{y}_{i.} = \frac{y_{i.}}{n} \quad i = 1, 2, \dots, a, \quad (2.11)$$

Sendo que $y_{i.}$ representa o total de observações até o i -ésimo termo e $\bar{y}_{i.}$ representa a média dessas observações sobre o mesmo tratamento. Já $y_{..}$ é o total de todas as observações, e sua média é indicada por $\bar{y}_{..}$. Por fim, N indica o número total de observações e n o número de réplicas.

Após o cálculo das médias de cada grupo, é preciso resolver a equação fundamental da análise de variância, onde a soma total dos quadrados é expressa através da Eq. 2.12:

$$SS_T = SS_{tratamentos} + SS_E, \quad (2.12)$$

em que $SS_{tratamentos}$, do inglês “sum of squares due to treatments” representa a soma total dos quadrados entre os tratamentos, e SS_E “sum of squares due to error”, representando a soma dos quadrados dentro dos tratamentos. Com um total de N de observações, então SS_T possui $N-1$ graus de liberdade. Também há N réplicas, e cada uma também representa $N-1$ graus de liberdade, que são utilizados para estimar o erro experimental. (MONTGOMERY, 2009).

Dado isso, e seguindo as hipóteses indicadas nas Eq. 2.2 e 2.3, deve-se calcular a soma total dos quadrados (SS_T), através da Eq. 2.13.

$$SS_T = \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{..})^2. \quad (2.13)$$

É necessário também calcular a soma total dos quadrados entre os tratamentos e dentro dos tratamentos, respectivamente, através das Eq. 2.14. e 2.15.

$$SS_{tratamentos} = n \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i.} - \bar{y}_{..})^2, \quad (2.14)$$

$$SS_E = \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{i.})^2. \quad (2.15)$$

Após a realização de todos os cálculos das somas quadradas, é calculado o número de graus de liberdade do experimento, uma medida que auxilia a determinar o número de observações independentes em cada caso. Em resumo, indica quantos valores podem ser variados para que seja válido o teste estatístico. O número de graus de liberdade pode ser calculado através da subtração entre o número total de observações pelo número de grupos. (PANDEY; BRIGHT, 2008).

Além disso, calcula-se as variâncias médias entre os grupos e dentro de cada grupo, representados respectivamente pelas Eq. 2.16 e 2.17.

$$MS_{tratamentos} = \frac{SS_{tratamentos}}{a-1}, \quad (2.16)$$

$$MS_E = \frac{SS_E}{N-a}, \quad (2.17)$$

onde $MS_{tratamentos}$ representa a média da variância entre os tratamentos e MS_E a média da variância dentro do tratamento.

Por fim, calcula-se o teste F, que é a razão entre $MS_{tratamentos}$ e MS_E , conforme Eq. 2.18.

$$F_0 = \frac{SS_{tratamentos}/(a-1)}{SS_E/(N-a)} = \frac{MS_{tratamentos}}{MS_E}. \quad (2.18)$$

Na Tab. 2.3 é apresentado um resumo sobre cada componente com sua respectiva equação.

Tabela 2.3: Resumo das equações da ANOVA.

Fonte de Variação	Soma dos Quadrados	Graus de Liberdade	Média da Variância	F_0
Entre tratamentos	$SS_{\text{Treatments}} = n \sum_{i=1}^a (\bar{y}_i - \bar{y}_{..})^2$	$a - 1$	$MS_{\text{Treatments}}$	$F_0 = \frac{MS_{\text{Treatments}}}{MS_E}$
Dentro do tratamento	$SS_E = SS_T - SS_{\text{Treatments}}$	$N - a$	MS_E	
Total	$SS_T = \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{..})^2$	$N - 1$		

Fonte: Adaptado de Montgomery (2009).

O valor F representa a razão das variâncias entre grupos e dentro dos grupos, e seu valor elevado indica que a variação entre os grupos é maior do que seria esperado, ou seja, representa que há uma diferença significativa entre os dois. Essa diferença significativa é em função de α , a significância do experimento (CORDEIRO; MELO; FERNANDES, 2018).

Após o cálculo do valor F, é possível obter o fator P. Para Fisher, o “P-Value”, refere-se à probabilidade de declarar insignificância a um teste, de forma que, caso o ele seja menor que o nível de significância determinado pelo experimento (geralmente 5% ou 0,05), então rejeita-se a hipótese nula, concluindo que há uma real diferença estatística entre as médias dos grupos.

2.3.3 Teste de Tukey

O teste de Tukey pode ser utilizado como um complemento ao teste de Fisher. Sua função é comparar e testar todo e qualquer contraste entre duas médias de tratamentos. (BORGES; FERREIRA, 2003).

Esse procedimento faz o teste de hipóteses no qual o nível de significância é exatamente o valor de α quando os tamanhos das amostras são iguais. Para tamanhos de amostras desiguais assume no máximo o valor de α . Também é utilizado para construção de intervalos de confiança nas diferenças em todos os pares de médias, sendo igual a $100(1-\alpha) \%$, para tamanhos de amostras iguais e, no máximo, isso quando são de tamanhos diferentes (MONTGOMERY, 2009).

Montgomery (2009), resume o teste de Tukey como um controle da taxa de erro experimental no nível α selecionado, sendo uma excelente ferramenta quando se objetiva comparar pares de médias, e erro acumulado para cada comparação feita. Dessa forma, o teste T é bastante recomendado para apenas dois grupos, caso exceda essa quantidade é mais recomendado que seja realizada a ANOVA.

O teste de Tukey faz a distribuição estatística de alcance de t-Student, conforme Eq. 2.19.

$$q_{\alpha} = \frac{\bar{y}_{max} - \bar{y}_{min}}{\sqrt{MSE/n}}, \quad (2.19)$$

Sendo que \bar{y}_{max} e \bar{y}_{min} são as maiores e menores médias amostrais de um grupo “p” de médias amostrais. No anexo A contêm os valores de $q_a(p, f)$ em função da significância. Onde f é o número de graus de liberdade associado ao MS_E .

No caso em que o tamanho das amostras é igual, contendo n valores, tem-se a Eq. 2.20.

$$T_a = q_a(a, f) \sqrt{\frac{MS_E}{n}}. \quad (2.20)$$

O teste para tamanhos de amostra iguais define duas médias significativamente diferentes quando o valor absoluto de suas diferenças superar o valor T_a de Tukey, obtido pela Eq. (2.20).

Já o teste para tamanhos de amostras diferentes, a expressão é dada conforme mostrado na Eq. 2.21.

$$T_a = \frac{q_a(a, f)}{\sqrt{2}} \sqrt{MS_E \left(\frac{1}{n_i} + \frac{1}{n_j} \right)}. \quad (2.21)$$

2.3.4 Teste de Poder

Em estatística, o poder de um teste representa a probabilidade de rejeição correta da hipótese nula, quando a hipótese alternativa é verdadeira. Pode ser também expresso por $(1-\beta)$, variando de 0 a 1, de forma que quanto mais próximo de 1, menor a probabilidade de ocorrer o erro do tipo 2. (MONTGOMERY, 2009).

Curvas de poder são importantes para guiar um experimento na seleção do número de réplicas, de modo que o projeto seja otimizado e sensível às diferenças potenciais nos tratamentos, ou seja, na capacidade de detecção de determinada hipótese (ELLIS, 2010).

De acordo com Lehr (1992), o tamanho aproximado de uma amostra N , para um teste T de duas amostras, com poder de 80% ($\beta= 0,2$) e nível de significância α de 0,05, pode ser calculado pela Eq. 2.22.

$$n = 16 \frac{s^2}{d^2}, \quad (2.22)$$

onde S^2 é uma estimativa da variância da população e $d = \mu_1 - \mu_2$, que é a diferença a ser detectada nos valores médios de ambas as amostras. Uma grande vantagem desse equacionamento é sua fácil memorização e a possível reorganização para “d”. Porém, para uma análise rigorosa deve sempre ser analisado o poder do teste total.

Alguns fatores podem interferir diretamente no teste de poder, o critério de significância estatística utilizado no teste, a magnitude do efeito de interesse da população e o tamanho da amostra utilizado para detectar o efeito.

A maioria dos testes de poder são realizados utilizando o valor 0,8 como um padrão, porém isso depende bastante do que está sendo analisado. Em casos que há uma maior necessidade de controle de parâmetros, esse valor deve subir (ELLIS, 2010). No caso do presente trabalho, foi utilizado valores de 0,90 e 0,95 para os testes de poder.

2.4 escoamento sobre cilindros

O escoamento sobre um cilindro circular é uma das maneiras mais simples de se estudar escoamentos sobre corpos rombudos, por sua maior simplicidade, sendo classificado com um escoamento bidimensional e maior aplicabilidade em relação a outros corpos.

Em um escoamento externo, onde o corpo é imerso com deslocamento relativo entre ambos, resulta em uma interação fluido estrutura, surgindo diversos esforços ao longo da superfície do corpo. Essas forças são classificadas entre forças de cisalhamento e forças de pressão.

As forças de pressão atuam sempre na direção normal à superfície e as forças cisalhantes atuam na direção paralela à superfície do corpo (ÇENGEL; CIMBALA, 2007).

Como verificado em trabalhos anteriores, realizados por Libii (2010), em tentativa de obter o gráfico do coeficiente de pressão em torno de um cilindro através de túneis de vento. Esse trabalho utilizou as velocidades de escoamento de 6,7 m/s, 13,4 m/s e 26,8 m/s e com 4,6 m/s, e comparou com a teoria invíscida. No trabalho em questão é possível visualizar que as curvas de C_p obtidas seguem o padrão visto na teoria, de forma que os melhores resultados obtidos foram para as velocidades 30 e 60 mph se comparados com o que foi mostrado na Fig. 2.33.

Anatol Rosko (1960) realizou experimentos a um alto número de Reynolds, conseguindo atingir a faixa de 10^7 , um valor superior ao encontrado em trabalhos semelhantes reali-

zados na época até 1960. Além disso, o autor também realizou algumas comparações com um escoamento mais lento, com Re na faixa de 4×10^6 dos autores Dryden e Hill (1930) e Pechstein (1940). Anatol Rusko realizou os ensaios no túnel de vento Milikan, que possuía seção de testes retangular com 8,5 pés de altura e 11 pés de largura, podendo ser pressurizada até 4,0 atm. Com intuito de evitar os efeitos de compressibilidade o autor trabalhou com velocidades por volta de $Ma = 0,25$ sobre um cilindro liso de 18 polegadas de diâmetro. Esse cilindro possuía orifícios de pressão localizados de 10° em 10° ao longo da sua circunferência com todos conectados a um sistema de medição de pressão. Com a tentativa de obtenção de um alto Re , as dimensões do cilindro foram maiores do que as desejadas, gerando um fator de bloqueio de 0,136. O autor verificou a dificuldade de obter consistência no coeficiente de arrasto na faixa supercrítica, justificando que o valor de Re trabalhado era o mais alto encontrado até o momento de realização de seu trabalho. Era esperado que os resultados se sobrepusessem aos de Delany e Sorensen (1953), pois as pressões dinâmicas eram muito baixas a ponto que a resolução do sistema tonou a medição inadequada. Ao comparar com resultados de Dryden e Hill (1930) houve concordância com os dados, verificando-se que o valor de $Re = 3,5 \times 10^6$ aparentemente marca o fim da faixa de transição. Por fim, o autor conclui que ao comparar as distribuições de pressão para Re subcríticos e também logo acima da transição crítica, o coeficiente de pressão base se aproximou mais ao da distribuição subcrítica, e que o ponto de separação está possivelmente a 90° ou mais.

Graham (1969) demonstrou que a relação comprimento diâmetro (L/D) exerce uma influência considerável sobre as quantidades medidas quando $L/D < 10$.

Okamoto e Yagita (1973) realizaram um trabalho para avaliar o escoamento que passa por um cilindro circular em que uma extremidade é fixada em uma placa plana e outra é livre e imersa no escoamento uniforme. Os autores utilizaram as distribuições de pressão na superfície para obter o coeficiente de arrasto local e o de arrasto médio, variando a relação comprimento diâmetro L/D de 1 a 12,5. Nesse trabalho foram utilizados dois túneis de vento de seção de testes quadradas, o primeiro com 0,40 m x 0,40 m e 3,0 m de comprimento e o segundo com 0,25 m x 0,25 m e 1,8 m de comprimento. No túnel maior, as intensidades turbulentas do escoamento nas velocidades 10 m/s, 13 m/s e 17 m/s foram 0,25, 0,20 e 0,10 respectivamente, e 0,45 para o túnel menor a 10 m/s. O cilindro utilizado tem 20 mm de diâmetro e 300 mm de comprimento, possuindo vários orifícios de pressão ao longo da linha de geração vertical, feitos em intervalos de 60° , pois de acordo com os autores, evita a interferência mútua dos demais furos. A placa plana foi posicionada a 25 mm acima da parede dos túneis para reduzir o efeito

da camada limite. Os autores chegaram à conclusão de que o ponto de separação do cilindro se move para frente com o decréscimo da relação L/D , exceto na vizinhança da extremidade livre. A pressão de superfície, coeficiente de arrasto local, e arrasto médio mudaram consideravelmente nas relações $L/D = 6$ e 7 , pois não havia liberação de estruturas tubilhonares com $L/D \leq 6$. A frequência de desprendimento de vórtices diminui a medida que $L/D \geq 7$ e depende da relação comprimento diâmetro e do número de Reynolds, caindo muito com a redução do Re .

Brunn e Davi (1974) fizeram uma investigação experimental para avaliar a instabilidade das forças de pressão em um cilindro circular submetido a um escoamento cruzado turbulento. Dessa forma, os autores fizeram medições do campo de pressão média e flutuante em uma faixa de $0,8 \times 10^5 < Re < 6 \times 10^5$. Essas investigações foram realizadas para escoamentos uniformes e turbulentos, sendo que, o escoamento turbulento foi gerado por telas com escalas de comprimento variadas entre $0,19D$ e $0,55D$. Os autores realizaram os experimentos no túnel de vento de retorno fechado da universidade de Southampton, com a seção de testes tendo $1,66$ m de altura e $2,13$ m de largura com $4,0$ m de comprimento e atinge velocidade máxima de 50 m/s. O diâmetro do cilindro utilizado foi de $0,217$ m, selecionado para atingir Re subcrítico e crítico e relação L/D de aproximadamente 10 . Para medição das pressões posicionou-se várias tomadas de pressão de $1,0$ mm de diâmetro e espaçadas em intervalos de 10° em uma seção transversal e em 25 mm ao longo de um gerador localizado no meio da seção central. Para obtenção das velocidades os autores utilizaram anemometria a fio quente. Ao terminarem as investigações concluíram que a amplitude das flutuações de pressão na área frontal do cilindro ($\alpha < 30^\circ$) foi considerada proporcional à intensidade da turbulência do escoamento, enquanto na parte traseira a magnitude foi independente. As forças de arrasto locais instáveis na área frontal ($\alpha < 60^\circ$) foram consideradas significativamente maiores do que na parte traseira do cilindro. Através das medições de escoamento subcrítico foi demonstrado que a amplitude das flutuações de pressão na área frontal do cilindro dependia muito do valor da intensidade turbulenta do escoamento. Os experimentos para casos críticos de Re mostraram que tanto a magnitude quanto as correlações das flutuações de pressão na área frontal do cilindro também dependem muito dos parâmetros de turbulência no escoamento.

Trabalhos semelhantes, dos autores Mc Gregor (1957); Prendergast (1958); Baroudi (1960); Humphreys (1960); Keefe (1961); Gerrard (1958); Gerrard (1961); Roshko (1954); Roshko (1955); Roshko (1961) e Schmidt (1965) se concentram principalmente com a análise das forças de sustentação e arrasto instáveis causadas pelo desprendimento dos vórtices, revelando em seus resultados uma forte dependência do número de Reynolds.

Já investigações de Jones (1968); Feng (1968); Loiseau e Szechenyi (1972) e van Nunen (1972) foram realizadas com números de Reynolds mais elevados demonstrando que o escoamento é muito sensível aos efeitos tridimensionais, ou seja, pequenas irregularidades na superfície e turbulência no escoamento tem grande efeito sobre o fluxo na região crítica do escoamento.

Chueng e Melbourne (1980) fizeram uma análise para avaliar a influência do efeito de bloqueio do túnel de vento em dois cilindros circulares equipados com placas a 100 mm das paredes e alinhados com o centro da seção de testes, submetidos a escoamentos laminares e turbulentos, com diversas razões de bloqueio, variando de 3,4% a 11,23% e faixa do número de Reynolds de $7 \times 10^4 < R_e < 6 \times 10^5$. Esses experimentos foram conduzidos em um túnel de vento com seção de testes quadrada com 2,0 m x 2,0 m. O primeiro cilindro utilizado, denominado cilindro grande, possuía dimensões 168,5 mm de diâmetro com $L/D = 5,93$ e uma razão de bloqueio de 8,43% quando posicionado em 2,0 m x 1,0 m e 11,23 em 1,1/2 m x 1,0 m na seção de testes, e o segundo, denominado cilindro pequeno, com 51,0 mm de diâmetro e razão $L/D = 19,61$ e uma razão de bloqueio de 3,4% quando posicionado em 1,5 m x 1,0 m na seção de testes. Os autores fizeram simulações de cinco maneiras nomeando-as de “A” até “E”, variando inserção ou não de tela, posição da tela, e se tinha gerador de vorticidade no circuito de retorno, de forma que essas variações geraram variação na intensidade turbulenta. A condição A possuiu a menor intensidade turbulenta e a condição “E” a maior intensidade. Os autores concluíram que o modelo empírico de correção de bloqueio é o primeiro procedimento para corrigir o Re nominal através da multiplicação de um fator de correção apropriado. As correções de bloqueio para coeficientes de pressão são mais proeminentes na região de esteira do cilindro circular, entrando em acordo com o trabalho de McKeon e Melbourne (1971), em que os efeitos de bloqueio na distribuição de pressão são significativos na face a jusante em uma placa plana ou cilindro retangular. O fator de correção é pouco significativo para cilindro circular em escoamento turbulento, nesses casos o efeito de bloqueio se torna mais severo em regiões de pressão mínima. Para coeficientes de arrasto, os fatores de bloqueio tiveram resultados positivos em escoamentos com baixa turbulência, e à medida que a turbulência aumenta, ele se torna menos significativo.

Kareem, Cheng e Lut (1988) realizaram um estudo em túnel de vento de campos de força e pressão em cilindros circulares isolados e de altura finita, simulados em uma camada limite turbulenta com números de Reynolds subcríticos. Essa camada foi simulada através de diversas combinações de dispositivos de rugosidade instalados no piso do túnel. As medições

foram realizadas no túnel de vento de camada limite localizado no laboratório da universidade de Houston, de seção de testes retangular de 3,05 m x 1,52m no local do modelo, com 18,29 m de comprimento. Empregou-se escoamentos denominados BL1 e BL2, que representam condições de campo aberto e urbanos respectivamente. Esses experimentos foram realizados utilizando dois modelos rígidos com tomadas de pressão, o primeiro modelo foi feito com um cilindro de 76,2 mm de diâmetro e 762 mm de comprimento com 5 níveis de tomada de pressão contendo 12 tomadas em cada nível, posicionadas em intervalos de 30° ao longo do modelo e conectadas a transdutores de pressão eletrônicos através de tubos flexíveis. O segundo modelo de experimento foi realizado utilizando dois cilindros para medir as componentes ortogonais da força, o primeiro com dimensões de 3 pol x 30 pol e geometricamente idêntico ao cilindro utilizado para ensaios de pressão e o segundo com 3 pol x 40 pol. As tomadas de cada nível foram também instaladas ao longo da circunferência de cada um, de modo que a diferença de pressão obtida em cada metade da seção produzisse uma força resultante. Os autores concluíram que para o escoamento BL1 houve menos variações da velocidade média incidente ao longo da elevação do modelo, acompanhada por uma menor intensidade turbulenta quando comparado ao BL2. Os fatores de forma da camada limite foram simulados em 1,46 para BL1 e 1,69 para BL2. Além disso, as medições de pressão para o modelo 3 pol x 30 pol, em BL1 ($R_e = 2,54 \times 10^4$) e BL2 ($R_e = 2,75 \times 10^4$) não foram sensíveis a variação do número de Reynolds. Por fim, os dados do nível 3, onde não houve efeitos significativos causados pelo escoamento livre e cisalhamento próximo às paredes do túnel, os autores obtiveram um coeficiente de pressão mínimo em -0,74 e coeficiente de arrasto médio em 0,81 para BL1 e coeficiente de pressão mínimo de -0,88 e coeficiente de arrasto médio de 0,90 para BL2, e com ângulo de separação encontrado dentro do valor típico de Re subcrítico, com $80^\circ < \theta < 90^\circ$.

Ong e Wallace (1996) fizeram medições com anemômetro a fio quente na esteira muito próxima a um cilindro circular de razão comprimento diâmetro de $L/D \leq 10$ com número de Reynolds igual a 3900. Os experimentos foram conduzidos no túnel de vento da universidade de Maryland, e possuía seção de testes retangular com 1,2 m de largura e 0,7 m de altura. O cilindro utilizado no estudo é circular e posicionado dentro da seção de testes a 7,3 m da contração. A velocidade do túnel de vento foi monitorada através do tubo de pitot-estático, conectado a um manômetro eletrônico de incerteza absoluta de $\pm 0,05$ m/s ou 1% da velocidade do escoamento livre. As saídas dos anemômetros foram digitalizadas por um sistema de aquisição de dados Optim Megadec 5018 de 16 bits, com taxa de frequência máxima de 250 KHz. Os sensores a fio quente possuíam aproximadamente 0,6 mm de comprimento e foram espaçados

0,4 mm entre si, na direção bi-normal a 40° do eixo X. A frequência de desprendimento de vórtices foi de aproximadamente 64 Hz, correspondendo a um St de 0,21 com duração de amostragem de 2 minutos a 6212 Hz. O autor afirma que metade do tempo já seria necessário para realização do experimento. Foi concluído nesse trabalho que as medições utilizando a sonda de fio quente de sensor único não são tão precisas para campos de escoamento com grandes componentes de escoamento cruzado. Ao utilizar a sonda de 4 sensores foi verificada a bidimensionalidade do fluxo na esteira muito.

Novamente Kareem e Cheng (1999) fizeram um novo estudo de um campo de pressão flutuante em cilindros rugosos isolados e finitos simulados com camada limite turbulenta a números de Reynolds subcríticos. Os autores destacam que Lawson, utilizando o banco de dados ESDU, observou que ao utilizar a rugosidade da superfície do corpo é possível simular um campo de escoamento de número de Reynolds transcrito, com valor de $2,72 \times 10^4$. Outros autores como Nakamura e Tomorai (1982) descobriram que ao aplicar a faixa de rugosidade quando $\theta = 50^\circ$ obtém-se um efeito similar a cobrir todo o corpo. Os experimentos de Kareem e Cheng (1999) foram realizados no túnel de vento da universidade de Houston com os fluxos BL1 e BL2 simulando efeitos de terreno aberto e condições urbanas respectivamente. A faixa do número de Reynolds trabalhada foi de $2,54 \times 10^4 < Re < 2,75 \times 10^4$. O túnel de vento conta com uma seção de testes de 18,29 m de comprimento e seção retangular 3,05 m x 1,52 m. O modelo de cilindro com 76,2 mm de diâmetro e 762 mm de comprimento foi equipado com cinco pontos de medição, com cada um contendo 12 tomadas, possibilitando sua rotação em 10° cada. Os autores fazem uma comparação entre vários tamanhos de fios em diferentes ângulos, fios uniformemente distribuídos, fios de diferentes tamanhos em espaçamentos diferentes, disposição irregular dos fios e combinação entre lixas e fios. Nos resultados, foi verificado que na BL1 houve uma menor variação da velocidade média incidente ao longo da elevação do modelo e menor incidência turbulenta do que na BL2. Os fatores de forma da camada limite do fluxo BL1 foi 1,46 e de 1,69 para BL2. Em relação à distribuição média de pressão e flutuação, os autores afirmam que obtiveram boa concordância com os casos de escoamentos a elevados números de Reynolds, obtendo um coeficiente de pressão mínimo entre -1,75 e -1,85 e coeficiente de arrasto médio entre 0,55 e 0,63. O ângulo de separação encontrado $110^\circ < \theta < 120^\circ$, um bom resultado comparando com o trabalho de Shih et al. (1993).

Outros autores fizeram simulação com números de Reynolds mais altos por meio da perturbação artificial da camada limite com um único elemento de rugosidade (fio). Naumann e Quadflieg (1972). Ou por elementos de rugosidade uniformemente distribuídos (Areia) Armit

(1968) e Bathan (1973).

Trivedi (2011) realizou um trabalho objetivando mostrar que a teoria do escoamento potencial não é válida para escoamentos em torno de cilindro circular e também determinar os efeitos da mudança do número de Reynolds no arrasto. Em seus resultados o autor concluiu que a camada limite se separa em 80° do escoamento que se aproxima, devido ao gradiente de pressão adverso atuando na camada limite. Já na camada limite turbulenta a separação ocorreu em 105° , pois a camada limite é menos susceptível ao gradiente de pressão adverso, gerando o atraso no descolamento. No caso laminar o autor obteve 52,7 N a força de arrasto, que caiu para 26,85 N quando avaliado o caso turbulento, representando uma redução de 49,05% no arrasto operando a um mesmo número de Reynolds. Para processamento de dados o autor fez as correções de bloqueio devido às paredes do túnel, com taxa de 0,22, levando a correções significativas, uma vez que gerou um aumento de 9,04% da velocidade. Dessa forma geral concluiu-se que a medida de Re aumenta, a camada limite sofre transição de laminar para turbulenta, gerando a separação, que leva a uma queda significativa da força de arrasto, avaliada em 49,1%

No trabalho de Ghosh, Islam e Mohammad Ali (2014), foi feita uma investigação experimental do efeito do vento em cilindros escalonados pentagonais e hexagonais. Esse estudo foi realizado utilizando três cilindros dispostos de forma escalonada, um pentagonal a montante e dois hexagonais a jusante. Todo o trabalho foi feito utilizando um túnel de vento de circuito aberto e seção de testes quadrada de 460 mm x 460 mm, e para gerar o escoamento foram necessários dois ventiladores axiais. A velocidade média foi calculada com anemômetro digital obtendo um número de Reynolds de $4,22 \times 10^4$, baseado na largura da face do cilindro na direção do fluxo, com velocidade uniforme de 13,5 m/s. Os três cilindros foram utilizados para o estudo de pressões estáticas e de superfície, medidas com vários espaçamentos transversais (2D, 3D e 5D) e longitudinais de 1D, 2D, 4D, 6D e 8D, onde D é a largura do cilindro na direção do escoamento. Os coeficientes de pressão foram calculados através dos dados obtidos dos manômetros inclinados. Através do método de integração numérica e dos coeficientes de pressão obtidos foi possível obter os coeficientes de arrasto e sustentação. Os cilindros foram nivelados de forma que as faces superior e inferior do cilindro hexagonal e superior do cilindro pentagonal ficassem paralelas a direção do escoamento. Como resultados de coeficiente de pressão, os autores observaram que, para o cilindro hexagonal, nota-se que há pouco efeito na distribuição de C_p devido a presença do cilindro hexagonal, pois a distribuição de C_p é simétrica para $L_1=8D$ e $L_2=2D$. (L_1 = distância de largura L_2 = Distância de comprimento). Para $L_1 = 6D$ e $L_2 = 2D$ nota-se que houve um aumento considerável na distribuição de C_p da parte de trás do cilindro,

devido a presença do cilindro pentagonal. Da mesma forma, para os demais posicionamentos $L1=4D$, $L2=2D$, observa-se um comportamento semelhante ao $L1=6D$. Os demais espaçamentos com $L2 = 3D$ e $5D$ em cada caso de espaço $L1 = 1D, 2D, 4D, 6D$ e $8D$ são semelhantes ao espaçamento $L2= 2D$. Já sobre coeficientes de arrasto, nos cilindros hexagonal e pentagonal do grupo $L1$ para diferentes valores de $L2$ com ângulo de ataque de $0,0^\circ$, verifica um aumento do coeficiente ao aumentar o espaçamento $L2$. O C_d também aumentou para todos os valores de espaçamento $L1$, em exceção $L1=2D$, onde o C_d é próximo de $1,0$. Na sustentação, com $L2=3D$ e $5D$, o padrão do C_l é semelhante a $L2=2D$. O C_l encontrado é negativo em todos os valores de espaçamento $L1$, exceto com $L1 = 4D$ e $8D$. O autor conclui de forma geral que o ponto de estagnação é encontrado na face frontal do cilindro hexagonal do grupo, porém nenhum foi encontrado no cilindro pentagonal. Com o aumento do espaçamento $L2$, o arrasto aumentou para todos os valores de $L1$, exceto $L1=2D$.

Os mesmos autores, Ghosh, Islam e Ali (2015), fizeram um novo trabalho, seguindo um padrão semelhante ao experimento anterior, utilizando apenas um cilindro hexagonal, utilizando o mesmo túnel de vento, na mesma velocidade, com vários ângulos de ataque, variando 10° de 0° a 50° . Novamente o cilindro foi posicionado no centro da seção de testes de forma que suas faces superior e inferior ficassem paralelas ao escoamento. Utilizou-se a velocidade média mantida em $13,5$ m/s e não foi necessária nenhuma correção para bloqueio. O posicionamento do cilindro foi muito próximo do final da seção de testes, desse modo a velocidade de aproximação no cilindro é aproximadamente a mesma da saída. As seis superfícies do cilindro foram chamadas de $S1, S2, S3, S4, S5$ e $S6$. O autor observou que a distribuição dos coeficientes de pressão é simétrica no ângulo de ataque 0° , notando a ausência de um ponto de estagnação, pois o local do ponto não foi selecionado para a coleta. Os valores de C_p foram positivos nas superfícies $S1$ e $S6$, enquanto na $S2$ e $S5$ foram negativos. O autor ressalta que as distribuições de C_p são quase uniformes nas superfícies de $S2$ a $S5$. No ângulo de ataque de 10° , na superfície $S1$ obteve-se um leve aumento de C_p , e uma leve queda na $S6$, mantendo a uniformidade nas regiões $S2$ a $S5$. No geral para 0° e 10° as curvas de C_p são próximas. Para o ângulo 20° houve um aumento considerável na $S1$ e queda na $S6$, mantendo-se também a uniformidade para as regiões $S2$ a $S5$. No ângulo $30,0^\circ$ foi possível observar um ponto de estagnação. O arrasto no ângulo $0,0^\circ$ é próximo de $0,95$ e nos demais próximos de $0,8$, exceto no ângulo de ataque 10° , que o valor cai para $0,5$. Há uma queda significativa no C_d do cilindro hexagonal em comparação com cilindro quadrado, e os valores se aproximam do cilindro circular. Para o ângulo de ataque 0° , o coeficiente de arrasto obtido do cilindro hexagonal foi de $0,95$, em contraste com

o valor de 2,0 do cilindro quadrado com o mesmo ângulo de ataque. Os coeficientes de sustentação do cilindro hexagonal se aproximam de 0, exceto nos ângulos de ataque 10° e 50° , onde encontra-se alguns pequenos valores, porém insignificantes.

Tan et al. (2015) desenvolveram um estudo experimental do escoamento em um cilindro circular com a superfície rugosa $k/D = 0,05$, variando os números de Reynolds em $7,4 \times 10^3 < Re < 8,0 \times 10^4$. Os autores obtiveram o resultado que o cilindro rugoso obteve um arrasto médio menor que cilindro liso. Foram utilizadas duas séries de testes com dois diâmetros diferentes, 40 mm e 100 mm. Para o primeiro cilindro (A) foi executado em um canal de recirculação de água, utilizando a técnica PIV, e no segundo cilindro (B), em um tanque de reboque, aproveitando o modelo maior e a faixa mais alta do número de Reynolds. Para o teste do modelo A, os autores utilizaram placas de aço perfuradas e arranjos de telas localizadas na câmara de estabilização, a montante do escoamento, para garantirem a entrada suave do escoamento na seção de teste. As laterais e base da seção foram feitas de vidro para facilitar o acesso óptico. A velocidade foi controlada através de uma bomba centrífuga equipada com uma válvula controladora de velocidade, a intensidade turbulenta no escoamento foi abaixo de 2%. As velocidades foram: 0,18 m/s, 0,29 m/s, 0,37 m/s e 0,45 m/s correspondendo a Re de 7430, 11790, 14790 e 17980 respectivamente, com todas as medições feitas na horizontal. As forças dinâmicas de arrasto e sustentação foram medidas diretamente e ao mesmo tempo, através da célula de carga piezoeétrica de 3 eixos do modelo Kistler, montada na parte superior dos cilindros, de forma que o coeficiente médio de arrasto com incerteza de 1%. No teste B, foi realizada uma série de testes no tanque de reboque, com seção de testes retangular 4000 mm de largura x 1500 mm de profundidade. O cilindro com diâmetro de 100 mm e comprimento de 1100 mm, com velocidades 0,2 m/s, 0,4 m/s, 0,6 m/s e 0,8 m/s com números de Reynolds variando de 19980 a 79920. Como resultado para os coeficientes de força, os autores obtiveram, para cada caso, um valor de coeficiente de arrasto e de sustentação estáveis, oscilando em torno de um valor médio, de forma que para o cilindro liso o valor de Cd foi superior em todos os casos em regime subcrítico (18% foi a menor diferença, obtida com Re 18000, e a maior diferença de 29% com Re = 20000). Já os valores de Cl foram constantes em torno de 0° , sugerindo uma boa simetria do escoamento sobre o eixo longitudinal do cilindro. Foi notável que as flutuações da sustentação foram superiores às do arrasto e foi determinada pelas pressões flutuantes devido a liberação de vórtices dos dois lados do cilindro. Outra conclusão foi que a amplitude do pico espectral para os cilindros rugosos é muito menor que do cilindro liso, indicando que a força de liberação de vórtices se torna mais fraca devido a presença da superfície áspera. Em resumo, o artigo traz um estudo

com cilindros em diferentes padrões de superfície (lisa, ranhurada e com covinhas). As forças de arrasto e sustentação foram medidas para Re na faixa de $7,4 \times 10^3 < Re < 8,0 \times 10^4$. Os resultados mostram que a superfície ranhurada ou com covinhas é eficaz na redução do arrasto médio e dos coeficientes de sustentação no cilindro observado, principalmente quando o Re é mais elevado. A variação média para o cilindro ranhurado foi de 18 a 29%, enquanto do cilindro com covinhas foi de 10% a 30%. Os gráficos de contorno da tensão mostraram que a força de desprendimento de vórtices também é menor com a presença das covinhas ou ranhuras.

Hu et al. (2016) investigaram as características do escoamento em torno de um cilindro circular modificado em um túnel de vento. O Re foi de $2,67 \times 10^4$ e variação da largura da fenda de $0,05D$ a $0,15D$ com incrementos de $0,025D$. Foram medidas as distribuições de pressão na superfície do cilindro para estimar as forças aerodinâmicas que atuam no modelo de teste. As medições utilizando PIV demonstram claramente que a fenda gera um jato auto emissor na esteira e que o jato passivo é eficaz na manipulação do processo de desprendimento de vórtices. Os testes foram conduzidos em um túnel de vento com seção de testes $505 \text{ mm} \times 505 \text{ mm}$ com paredes transparentes. O nível de intensidade turbulenta na seção de teste do túnel foi de aproximadamente 0,36%, medido através de um anemômetro de fio quente. Os cilindros são lisos com diâmetro de 50 mm e comprimento de $503,5 \text{ mm}$, que é determinado para se adaptar a largura da seção de testes, com comprimento do 400 mm . Uma fenda é aberta dentro dos modelos de teste cilíndricos. A largura (S) muda de $2,5 \text{ mm}$ a $7,5 \text{ mm}$ com incremento de $1,25 \text{ mm}$, e relações de fenda S/D sendo então $0,05$, $0,075$, $0,10$, $0,125$ e $0,15$. Durante os experimentos a fenda foi orientada paralela ao fluxo de ar de entrada, além disso utilizou um mesmo cilindro, porém sem fenda para base de comparação. A velocidade de teste definida em $8,0 \text{ m/s}$ para todos os casos, gerando um Re de $2,67 \times 10^4$. Para medição de pressão foi utilizado um sistema digital composto por 3 modelos e foram dispostas 36 tomadas de pressão uniformemente no plano de medição do cilindro. Taxa de amostragem de $312,5 \text{ Hz}$ e tempo de ensaio definido como 30 s . Foi corrigido os efeitos de bloqueio sólido e de esteira, que era 9,9%, conforme Barlow (1999). A variação de ângulo foi de 10° em 10° . Ao avaliar e comparar os resultados obtidos para os cilindros com fenda em relação ao normal, percebe-se que o coeficiente de pressão sofreu uma queda em relação ao cilindro normal, indicando também uma redução de arrasto para todos os casos controlados. Percebe-se também uma menor flutuação nas distribuições de pressão dos cilindros controlados. O cilindro $S/D = 0,05$ possui o valor mínimo, verificado através do gráfico de flutuação, e quando S/D ultrapassa $0,125$ o RMS dos coeficientes tende a permanecer estáveis. Conclui-se que a proporção ideal da fenda não passa de $0,05$

para $Re\ 2,67 \times 10^4$. O efeito da fenda no coeficiente de arrasto é de uma queda em seu valor, o cilindro normal possui um C_d aproximado de 1,4, em $S/D = 0,05$ o C_d cai 6,14%, quando a largura da fenda aumenta, o C_d médio tem um ligeiro aumento, e então sofre uma queda novamente após $S/D = 0,1$, para $S/D = 0,15$ o arrasto cai 18,42%. Em resumo, na pressão da superfície, o RMS das forças de sustentação que atuam no cilindro para relação de fenda $S/D = 0,05$ é suprimido em até 81,87% em comparação ao cilindro comum. Ao aumentar a proporção da fenda, o C_l recebe um leve aumento, ao aumentar a largura da fenda, o C_d médio diminui gradualmente até permanecer estável quando S/D ultrapassa 0,125. Nesse caso, a melhor redução de arrasto é obtida em até 14,64%.

No presente trabalho, e no trabalho de Nascentes (2023), é apresentado os resultados de escoamentos sobre cilindros através da obtenção do coeficiente de pressão de um cilindro circular com 456 mm de comprimento e diâmetro de 76 mm com uma tomada de pressão. Dessa forma realizou-se a rotação deste cilindro para obter o coeficiente de pressão ao longo de toda sua circunferência. Além disso, em outro trabalho de Nascentes (2023), é apresentado o resultado dos experimentos de calibração das medições das forças de sustentação da balança aerodinâmica utilizada no desenvolvimento do presente trabalho, apresentando resultados confiáveis durante as medições destas forças.

2.5 Escoamento sobre aerofólio tipo NACA0012

Jacobs e Sherman (1939), desenvolveram um trabalho experimental onde avaliaram as características das seções dos aerofólios afetadas pelas variações do número de Reynolds, em uma faixa de 4×10^4 a $3,1 \times 10^6$. O túnel de vento utilizado é de circuito fechado e permite trabalhar com pressões variáveis a no máximo de 21 atm. Através dos experimentos os autores obtiveram diversos resultados para vários tipos de aerofólios, e dentre eles o NACA0012, com resultados de coeficientes de sustentação, arrasto e pressão a vários números de Reynolds ($1,7 \times 10^5$ a $3,18 \times 10^6$).

Smith e Schaefer (1950), em seu trabalho, avaliaram as características aerodinâmicas de três aerofólios submetidos aos números de Reynolds 3×10^6 e 6×10^6 , investigando as características aerodinâmicas bidimensionais de três seções de aerofólio formadas pela remoção de 1,5%, 4,0% e 12,5% do tamanho original da corda na borda original traseira do aerofólio NACA0012. Todos os testes foram realizados em túnel de vento bidimensional de Langley,

com seção de teste retangular de 3 pés x 7,5 pés, de forma que cada modelo ocupou completamente a dimensão menor e teve suas extremidades seladas para evitar vazamento de ar. Os cortes resultaram em espessuras de 0,6%, 1,4% e 4,01% das cordas resultantes, e uma espessura de borda de extremidade de 0,25% da corda para o NACA0012. Dos cortados ficou 12,2%, 12,5% e 13,7%. Como resultado, o autor verificou que as inclinações da curva de sustentação tendiam a aumentar à medida que a espessura da borda traseira fosse aumentada. Os valores de sustentação máxima observados em qualquer condição de superfície foram maiores para números de Reynolds de 6×10^6 em relação ao Re de 3×10^6 . Além disso, o autor notou que o aerofólio original atingiu um maior coeficiente de sustentação que os demais. O coeficiente de arrasto da seção, em uma ampla faixa de coeficiente de sustentação, aumentou progressivamente à medida que a espessura da borda de fuga foi aumentada ao cortar mais a corda.

Laitone (1997), desenvolveu um trabalho em túnel de vento para testar asas submetidas a números de Reynolds inferiores a 70000. O túnel de vento utilizado é de baixa turbulência. O autor comparou o perfil NACA0012 com placas finas, planas e arqueadas. Através desse trabalho, o autor verificou que as medições de força no NACA0012 indicaram que sua sensibilidade às variações de Re ou do nível de turbulência o tornam inadequado para todos os $Re < 5 \times 10^4$. Ao avaliar o efeito do Número de Reynolds na sustentação, verificou que a borda arredondada de qualquer aerofólio, que é importante para altos números de Re, se torna insatisfatória a baixos números de Reynolds. Além disso, o autor mostra que o coeficiente de arrasto induzido, pode ser mais que dobrado no número de Reynolds de 20700 se comparado a altos números de Reynolds.

Bhat e Govardhan (2013), avaliaram a vibração na região do estol em um aerofólio NACA0012 submetido a baixos números de Reynolds. Neste trabalho, os autores demarcaram experimentalmente os limites de vibração do NACA0012 a baixos números de Reynolds da ordem de 10^4 , medindo as forças e os campos de velocidade ao redor do aerofólio quando ele é forçado a oscilar. O aerofólio foi posicionado a um ângulo de ataque médio, forçado a sofrer pequenas oscilações de amplitude que o autor chamou de “a”, com frequência “f”. Os experimentos foram realizados em túnel hidrodinâmico de baixa velocidade, com seção transversal de 28,0 cm x 40,0 cm, e do aerofólio com 12,5 cm de corda e envergadura de 30 cm. Foi utilizado duas placas estacionárias nos dois lados do aerofólio com espaço de 2 mm para ajudar na bidimensionalidade do fluxo. O experimento foi conduzido com velocidade de 25 cm/s com número de Reynolds de 31250. Através do experimento, os autores verificaram que as medições indicam que para grandes ângulos médios de ataque do aerofólio, há transferência positiva de

energia para o aerofólio ao longo de uma faixa de frequências reduzidas, indicando que existe a possibilidade de excitação ou estol do aerofólio vibrar mesmo com números de Reynolds mais baixos. Os autores verificaram que, fora desta faixa de frequências reduzidas, a transferência de energia é negativa e nestas condições as oscilações seriam amortecidas. As medições utilizando PIV, do escoamento ao redor do aerofólio oscilante mostram que a camada de cisalhamento se separa do bordo de ataque e forma um turbilhão e de bordo de ataque, o autor ressalta que não é tão claro devido às baixas amplitudes de oscilação. Por outro lado, verifica-se que a camada de cisalhamento formada após a separação se move periodicamente para longe da superfície de sucção do aerofólio e em direção a ela com um atraso de fase em relação às oscilações do aerofólio. De acordo com os autores, a fase do movimento da camada de cisalhamento em relação aos movimentos do aerofólio mostrou uma clara diferença entre o caso de excitação e de amortecimento.

Yuta et al. (2013), desenvolveram um estudo experimental para avaliar o efeito do ângulo de ataque na distribuição de pressão e no comportamento de separação de bolhas do aerofólio NACA0012. Neste trabalho os autores utilizaram os ângulos de ataque variando de 0° a 15° , e números de Reynolds de 10^4 a 5×10^4 . O aerofólio utilizado possuía uma corda de 75,0 mm com 70 tomadas de pressão distribuídas nas duas superfícies. Através dos resultados, os autores concluíram que antes de atingir o ângulo de estol, ocorre uma pequena bolha de separação nos números de Reynolds mais elevados (3×10^4 e 5×10^4). Porém, os autores ressaltaram que após atingir o ângulo de estol, houve uma transição de uma bolha curta para uma bolha longa nos mesmos números de Reynolds. Nos números de Reynolds menores que 10^4 , os autores notaram que a bolha de separação se moveu em direção à borda principal com o ângulo de ataque crescente, indicando a formação de uma grande bolha na superfície do aerofólio. Além disso os autores concluíram que o coeficiente de sustentação apresentou comportamentos diferentes dentro das faixas específicas em relação ao AOA, sendo que, de 0° a 2° , o coeficiente de sustentação atingido foi praticamente zero, tendo um rápido aumento de 3° a 4° , com um aumento mais leve a partir de 5° até atingir 9° , e aumenta lentamente até atingir 12° , tornando-se negativo entre 13° e 15° .

Outros autores, como o caso de Martínez Aranda et al. (2016), desenvolveram experimentos em túnel de vento fechado para avaliar o efeito da variação do ângulo de ataque e do número de Reynolds no aerofólio NACA0012. Os autores utilizaram os números de Reynolds de $3,33 \times 10^4$, $6,67 \times 10^4$, 10^5 e $1,33 \times 10^5$. Os autores verificaram que à medida que os ângulos

de ataque e número de Reynolds eram aumentados, os coeficientes de arrasto e de sustentação aumentavam também, até que os ângulos de estol fossem alcançados (12° e 14°).

Já Yousefi e Razeghi (2018), estudaram a influência do ângulo de ataque e do número de Reynolds nas transições laminares-turbulentas para três tipos de aerofólios (NACA0012, NACA0015 E NACA0018). Nesse trabalho os autores descobriram que a localização da transição laminar para turbulenta em um aerofólio é significativamente influenciada pelo número de Reynolds (Re), de forma que, à medida que o Re diminuiu, o ponto de transição aproximou-se da região à jusante do aerofólio. Verificaram também que o local de transição também sofre influência do AOA, sendo que ao aumentar o AOA, o ponto de transição desloca-se em direção ao bordo de ataque do aerofólio. Por fim, os autores também encontraram os números de Reynolds críticos mais baixos para cada tipo de aerofólio, sendo de aproximadamente 10^5 para o NACA0012, 5×10^4 para o NACA0015 e de $3,5 \times 10^4$ para o NACA0018.

Eftekhari e Al-Obadi (2019) também estudaram o efeito do ângulo de ataque nas propriedades aerodinâmicas do NACA0012 submetido a baixos números de Reynolds. Os autores utilizaram os ângulos de ataque variando de 0° a 90° com Re de 1×10^5 , 2×10^5 e 3×10^5 . Todos os experimentos foram conduzidos utilizando o túnel de vento aberto subsônico da universidade de Taylor, chamado de TUWT. A seção de testes do túnel é quadrada com $0,303 \text{ m} \times 0,303 \text{ m}$ e comprimento de $0,885 \text{ m}$. Os autores verificaram que a separação do escoamento iniciou em AOA de 5° , e nesse momento formou-se estruturas turbilhonares e reduziu o coeficiente de sustentação. Os autores verificaram também que o coeficiente de arrasto aumentou gradualmente até um ângulo entre 74° e 82° , estabilizando-se em 90° . O rápido aumento do coeficiente de arrasto resultou em um coeficiente de sustentação decrescente. O autor afirma que os resultados experimentais concordaram bem com o de outros autores.

Oukassou et al. (2019) desenvolveram um trabalho de comparação entre os coeficientes de arrasto e de sustentação de uma turbina eólica com características do NACA0012 e NACA 2412. Neste trabalho, foram analisados vários modelos bidimensionais submetidos a vários números de Reynolds em diversos ângulos de ataque. Os autores fizeram comparações entre seus resultados numéricos a resultados experimentais. Estes resultados experimentais foram realizados utilizando o túnel de vento do comitê consultivo nacional de aeronáutica. Este estudo simula o escoamento ao redor de dois aerofólios utilizando os modelos Spallart-Allamaras, $K-\omega$, $K-\epsilon$ RNG. Através dos resultados, os autores verificaram a existência de uma faixa de ângulo de ataque onde o coeficiente de sustentação varia linearmente em alguns pontos. Os

autores ressaltam que todos os modelos tiveram uma boa concordância com os dados experimentais nos ângulos de ataque de $-5,0^\circ$ a $5,0^\circ$. Além disso, o NACA2412 demonstrou ter maior eficiência quando submetido às maiores velocidades, e uma maior potência, se comparado ao NACA0012.

Nguyen et al. (2020), estudaram o campo de escoamento instável em torno do aerofólio NACA 0012, passando por taxas de passo constantes em baixos números de Reynolds. Os experimentos foram realizados com ângulos de ataque constantes com números de Reynolds de 25000 a 100000, medindo a sustentação, o arrasto e o momento no túnel de vento. Através dos resultados os autores notaram que para Re igual ou inferior a 50000, existe uma não linearidade no coeficiente de sustentação quando submetido a um baixo ângulo de ataque (AOA), que, de acordo com eles, é uma característica significativa do NACA0012, até mesmo nos casos de instabilidades.

No trabalho de Chang et al. (2021), os autores fizeram análises das características do desprendimento de vórtices do aerofólio NACA0012 em baixos números de Reynolds, da ordem de 10^4 . Este trabalho foi desenvolvido utilizando CFD, estudando a variação da estrutura de desprendimento de estruturas turbilhonares e as características de frequência de desprendimento que são correspondentes ao desprendimento das estruturas turbilhonares em diferentes ângulos de ataque. Dessa forma, os autores concluíram que o estado do escoamento mudará de estacionário para estado instável com base no aumento do ângulo de ataque para o número de Reynolds de 10000, de forma que, para ângulos de ataque superiores a $7,0^\circ$ é possível notar o início do desprendimento de estruturas turbilhonares, notado no bordo de fuga do aerofólio. Além disso, perceberam também que a estabilidade do campo de escoamento diminui em função do aumento do ângulo de ataque de 0° a 24° , que acaba resultando em um número de Strouhal correspondente à frequência natural do desprendimento de estruturas turbilhonares. Os autores percebem que o número de Strouhal diminui drasticamente, indicando que a estabilidade do campo de escoamento irá se deteriorar de maneira acentuada. Por fim, os autores concluem que a intensidade de desprendimento de estruturas turbilhonares é correspondente à frequência fundamental e está intimamente relacionada ao ângulo de ataque e ao estado do escoamento.

Já no trabalho de Almohammadi (2021), são avaliadas diversas estratégias de modelagem na previsão dos coeficientes de sustentação e arrasto de um aerofólio NACA 0012 submetido a números de Reynolds moderados, de 360000, utilizando dois métodos computacionais, a equação de Navier-Stokes e o método dos painéis, utilizando diversas ferramentas para calcular os coeficientes de sustentação e arrasto. Os resultados que o autor obteve foram comparadas a

resultados experimentais, a fim de se avaliar a precisão de cada técnica. Na parte experimental foi utilizado um túnel de vento de baixa velocidade, com área da seção de testes de $3,05 \text{ m}^2$ por $2,13 \text{ m}$ de comprimento, e utilizado um aerofólio NACA0012 de alumínio, com comprimento de corda de $0,1524 \text{ m}$ e envergadura de $0,91 \text{ m}$. Os ângulos de ataque variam de 0 a 20° , com incrementos de 2° , a fim de cobrir toda a região de estol, onde há a separação da camada limite da superfície do aerofólio. A intensidade turbulenta do túnel de vento, calibrada por Castelli et al. é de $1,1875\%$ (este valor calculado não excede o ângulo de ataque de 10°). Neste trabalho, foi utilizado duas classes de modelos computacionais, modelos baseados nas equações de Navier Stokes e modelos de método dos painéis, para os modelos de Navier-Stokes, o modelo Ke foi selecionado como modelo linear de turbulência de viscosidade turbulenta de primeira ordem, baseado na hipótese de Boussinesq, e o RSM foi selecionado como modelo de turbulência de segunda ordem, que não é baseado na hipótese de Boussinesq. Dessa forma o autor verificou que a hipótese de Boussinesq é superior nos cálculos de coeficiente de sustentação em relação aos de arrasto, que são menos precisos se comparados aos experimentais, já no método dos painéis ele obteve maior precisão ao calcular o coeficiente de arrasto. Dessa forma o autor sugere a utilização de um método computacional híbrido que combine os dois métodos.

Molaa e Abdulwahid (2021), fizeram um estudo numérico e experimental para avaliar o impacto nas características aerodinâmicas do NACA0012. Na parte experimental, os autores utilizaram um túnel de vento de baixa velocidade para experimentos no aerofólio NACA0012 sob os números de Reynolds 8×10^4 , 2×10^5 , 3×10^5 e 4×10^5 , com ângulo de ataque variando de 0° a 18° , as dimensões da seção de testes quadrada são de $305 \text{ mm} \times 600 \text{ mm}$ de comprimento construída de acrílico. Foi utilizado o tubo de pitot conectado a dois manômetros, para detectar a pressão estática. Foi utilizado a equação de Bernoulli para calcular a mudança de velocidade em cada ponto. O aerofólio utilizado possui 300 mm de largura 150 mm de corda, com 20 tomadas de pressão instaladas ao longo de sua corda. Os autores concluem que o comportamento da pressão e as distribuições da velocidade nas superfícies do aerofólio são afetados pelas mudanças nos ângulos de ataque (AOA), de forma que, em um AOA de 0° , a pressão e a velocidade são distribuídas de forma semelhante ao redor do aerofólio. Ao aumentar o AOA, a pressão aumenta mais proeminentemente na superfície inferior do que na superfície superior, esta tendência é consistente com a mudança na distribuição da velocidade, que aumenta mais proeminentemente na superfície superior do que na superfície inferior. Isto que foi percebido está em conformidade com o princípio de Bernoulli. Já ao avaliar as mudanças nos coeficientes de arrasto e sustentação, com o aumento do AOA, o coeficiente de sustentação aumenta e é di-

retamente proporcional ao AOA, enquanto o coeficiente de arrasto aumenta gradativamente, até que o ângulo de estol seja alcançado. Este resultado pode ser explicado pela diferença nas distribuições de pressão e velocidade entre as superfícies inferior e superior. No entanto, aumentar ainda mais o AOA causa uma diminuição repentina e rápida do coeficiente de sustentação, e o coeficiente de arrasto exibe um aumento significativo. Esse resultado pode ser explicado pela formação de vórtices que se estendem do bordo de fuga até o bordo de ataque do aerofólio, aumentando ainda mais a intensidade da turbulência e causando a separação completa do fluxo. Dessa forma, os autores concluem que, o coeficiente de sustentação diminui em ângulos de ataque mais altos, enquanto o coeficiente de arrasto aumenta, causando finalmente a falha do aerofólio.

Duran et al. (2024), avaliou a influência da deformação passiva (de 2,0% e 4,5%) no coeficiente de sustentação de um modelo de asa NACA0012 feito de alumínio, utilizando um túnel de vento. O túnel de vento é localizado no laboratório aerodinâmico da universidade de Málaga, possuindo seção transversal de 1,0 m x 1,0 m, com baixa turbulência (ordem de 0,8%). A asa utilizada possui corda de 100 mm e comprimento de 100 mm a 400 mm, para evitar efeitos de bloqueio relevantes. O número de Reynolds utilizado variou de 20000 a 40000. O autor concluiu que para ambos os níveis de deformação proporcionaram um incremento na sustentação, porém os autores ressaltam que esse incremento não é igual para todos os ângulos de ataque, dessa maneira altera a inclinação do coeficiente de sustentação, que é um parâmetro essencial em projetos aerodinâmicos.

Gall et al. (2024) investigam os Efeitos das Placas Perfuradas na Alteração da estrutura de choque para aerofólios NACA0012. Para isso, utilizaram um túnel de vento supersônico do tipo “Eiffel” da faculdade de engenharia aeroespacial, equipado com 18 sondas de pressão estática de 0,5 mm para permitir o registro da distribuição da pressão ao longo do túnel. Foram testados 4 aerofólios produzidos de maneiras distintas. O primeiro modelo, desenvolvido através de impressão 3D em PLA, em uma impressora Anycubic S 3D. Este modelo é composto por dois componentes impressos, o aerofólio com a junta do tipo “ômega”, e a placa perfurada com dois orifícios circulares de 0,5 mm. O autor ressalta que apesar da rugosidade superficial atender os padrões aceitáveis, que a qualidade destes orifícios é inferior devido às limitações da impressora. O segundo modelo, desenvolvido através de impressão 3D em metal com uma superliga à base de níquel-cromo (Inconel), com design envolvendo um bloco singular destinado apenas para a produção das perfurações através de laser direto e necessitando de etapas adicionais de pós-processamento para melhorar a rugosidade superficial. O autor ressalta que

para resolver este problema da rugosidade superficial, requereria a repetição do processo com material extra além das dimensões nominais, gerando uma certa complexidade e levando a suspenderem temporariamente este modelo. O terceiro modelo foi feito através do corte do metal utilizando jato de água, com os componentes semelhantes aos do primeiro modelo, o aerofólio com uma cavidade com uma junta do tipo ômega, e a placa perfurada, mantendo inclusive as dimensões dos furos, de 0,5 mm. O quarto e último modelo, utilizando impressão 3D PLA com uma impressora de laboratório bamboo, onde o modelo foi composto por uma única peça impressa, com uma comparação de impressão significativamente melhorada em relação à impressão anterior. O diâmetro dos furos variou entre 0,5 mm e 1,2 mm. O autor ressalta que escolheu principalmente os modelos 3 e 4 para os experimentos, principalmente pela qualidade de construção. Além disso, os autores realizaram simulações CFD com efeito de reforçar os resultados obtidos nos experimentos com o túnel de vento. Neste trabalho, foi concluído que a análise óptica de Schlieren revelou uma transição na estrutura de choque de um único choque normal para uma estrutura de choque do tipo A, ou uma série de ondas de pressões oblíquas à medida que o diâmetro do furo aumentava. As medições de pressão estática indicaram um aumento na pressão estática mínima com diâmetros de furos maiores. Além disso, os autores perceberam que quando a placa é perfurada, introduz flutuações significativas na tensão de cisalhamento, além disso nota-se que o perfil de velocidade do escoamento dá uma ligeira desacelerada nas regiões dos furos.

No presente trabalho, apresenta-se simulações de escoamento sobre o aerofólio NACA 0012 e três cilindros circulares, usando um túnel subsônico e obtém-se as forças de arrasto e sustentação usando uma balança aerodinâmica de placa flutuante, e o coeficiente de pressão utilizando o módulo de pressão (apenas para o cilindro, pois o aerofólio não possuía tomadas de pressão). Nos resultados são mostrados que ao utilizar o Arduino, o coeficiente de sustentação e de arrasto ficaram dentro do esperado, entrando em concordância com resultados obtidos de outros autores Jacobs (1939), para o aerofólio, e para o cilindro, principalmente em altos números de Reynolds. Além disso, foi realizado calibração da seção convergente do túnel e da balança aerodinâmica, utilizando a aquisição de dados que foi desenvolvida neste trabalho.

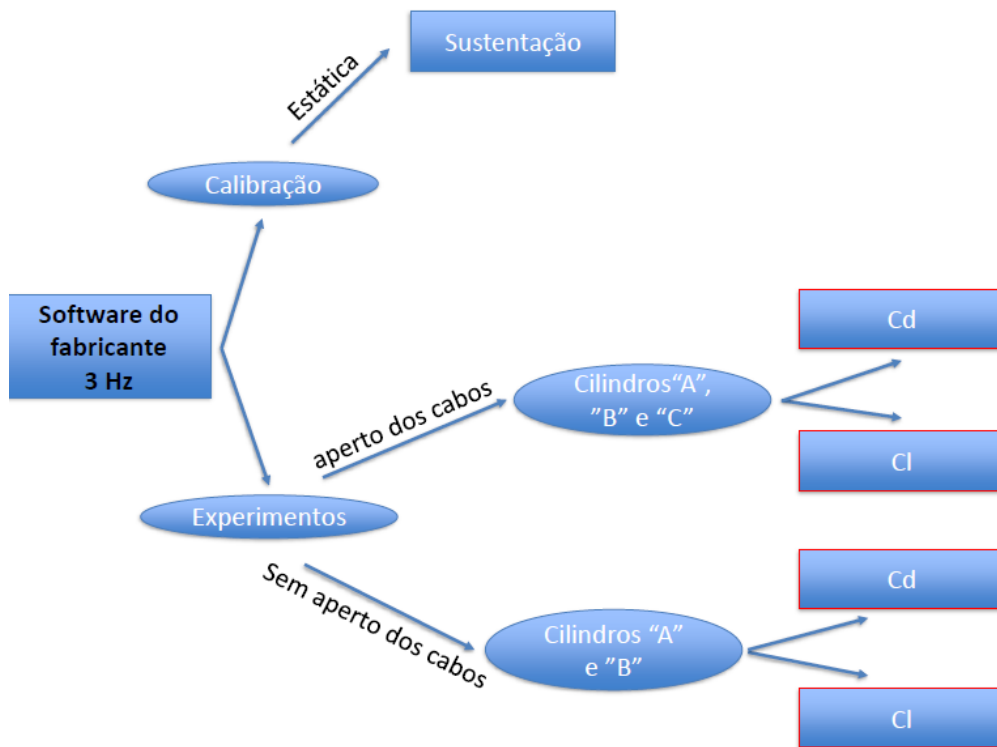
3. METODOLOGIA

O presente trabalho foi dividido em várias etapas com diferentes experimentos em cada uma, tendo experimentos voltados para o desenvolvimento de um novo sistema de condicionamento de dados, utilizando a balança aerodinâmica, juntamente com sua calibração, obtenção dos coeficientes de arrasto, sustentação e pressão para três cilindros circulares de diâmetros e comprimentos diferentes, vide Fig. 3.15, e para o aerofólio NACA 0012, vide Fig. 3.16, submetidos a diferentes números de Reynolds, variando da ordem de 10^3 a 10^5 . Além desses experimentos, realizou-se experimentos para obtenção do coeficiente de pressão do cilindro que possuía tomada de pressão. É ressaltada que, para este trabalho, não foi possível desenvolver experimentos envolvendo pressão no aerofólio, devido à ausência de tomada de pressão dele e pelos problemas experimentais encontrados no decorrer do trabalho, que serão relatadas ao longo da dissertação. Será dado um maior detalhamento de cada experimento e de cada parâmetro utilizado nos tópicos abaixo.

Em resumo, os experimentos utilizando a balança aerodinâmica através do programa fornecido pelo fabricante seguiram a lógica indicada no fluxograma da Fig. 3.1. De forma que, desenvolveu-se experimentos de calibração apenas na componente da sustentação (impossibilidade de realizar o experimento para o arrasto devido à construção física da balança), e em outra linha, experimentos com e sem aperto dos cabos de aço, voltados para obter coeficientes de arrasto e sustentação de cilindros para validação.

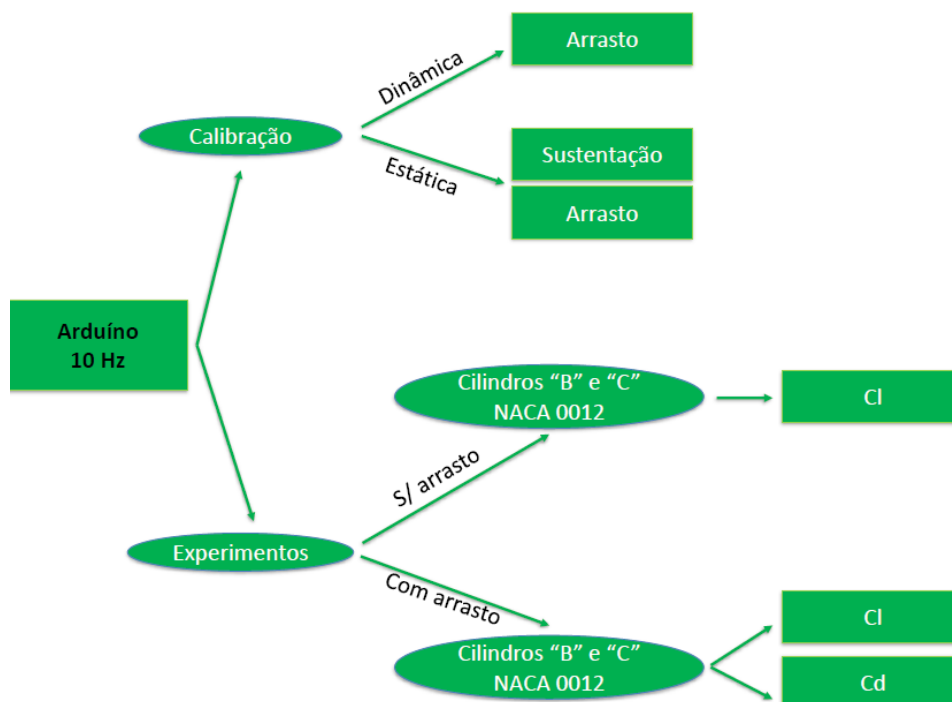
Já na Fig. 3.2, tem-se o fluxograma do conjunto de experimentos desenvolvidos utilizando o novo método de condicionamento de sinais. No novo método, desenvolveu-se experimentos de calibração estática nas duas componentes de forma individual (sustentação e arrasto), e a calibração, chamada de dinâmica, pois foi realizada com o túnel de vento ligado e com o escoamento sobre o objeto. Além disso, realizou-se experimentos em cilindros e aerofólios para efeito de comparação e validação através de resultados de outros autores.

Figura 3.1: Fluxograma dos experimentos utilizando a balança (*software* do fabricante)



Fonte: Próprio autor

Figura 3.2: Fluxograma dos experimentos utilizando a balança (Arduino)



Fonte: Próprio autor

Apesar de várias maneiras de se obter a velocidade dentro da seção de testes do túnel de vento, para esse trabalho restringiu-se a duas maneiras, uma de forma direta e outra de forma indireta. Para a forma direta, mede-se a velocidade diretamente utilizando o *software* fornecido pelo fabricante, através do *setpoint* de velocidade escolhido pelo operador, ou de maneira indireta, através do inversor de frequência do motor do ventilador do próprio túnel, na Fig 3.3. é possível visualizar o inversor de frequência do motor do ventilador, da marca WEG, modelo CFW500.

Figura 3.3: inversor de frequência do ventilador

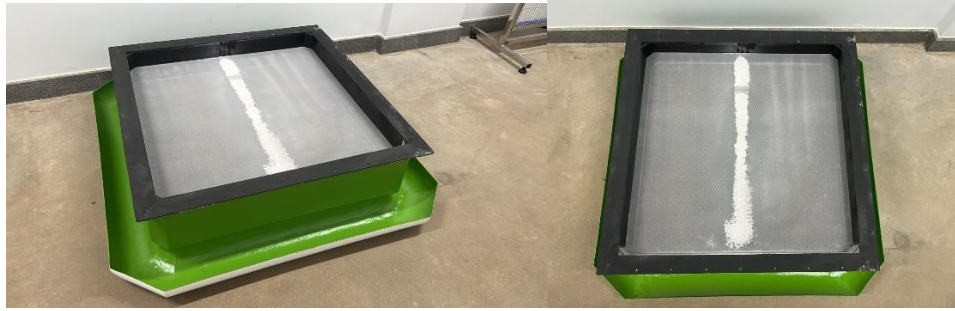


Fonte: Próprio autor

Optou-se por trabalhar utilizando a maneira indireta, com o uso de um tubo de pitot e das tomadas de pressão da sessão convergente do túnel, pois foi visto que ela apresenta menores flutuações de velocidades quando comparadas à maneira direta. Além disso pontua-se que o túnel empregado para o desenvolvimento deste trabalho opera com velocidades entre 5,0 m/s e 30 m/s na seção de testes.

Na Fig. 3.4 é possível visualizar a grande quantidade de sujeira presente nas telas e colmeia da entrada da seção convergente do túnel, de forma que na parte central possui uma linha vertical de maior acumulação de partículas de sujeira devido à injeção de partículas para experimentos de visualização. Já na Fig. 3.5 é ilustrado a mesma seção após a limpeza.

Figura 3.4: Entrada da seção convergente completamente suja



Fonte: Próprio autor

Figura 3.5: Entrada da seção convergente após a limpeza



Fonte: Próprio autor

O tempo de cada ensaio dos experimentos voltados para a obtenção do coeficiente de pressão foi determinado e definido a partir de análises estatísticas de variância e poder de amostragem para os tempos de 30 s a 180 s. Dessa forma realizou-se os mesmos experimentos com os tempos de: 30, 60, 90, 120 e 180 s, avaliando a possibilidade de haver alterações nos resultados. Este procedimento será detalhado no tópico 3.2.

O instrumento utilizado para o apoio do cilindro foi a balança aerodinâmica, que é posicionada do lado externo da seção de testes do túnel, e não gera nenhuma interferência no escoamento. Essa balança possuía, inicialmente uma frequência de aquisição de 3 Hz, que é considerada baixa para as velocidades de escoamento trabalhadas, necessitando então de um tempo maior de ensaio para obtenção dos coeficientes de arrasto e sustentação. Porém, no desenvolvimento de um novo método de aquisição, foi possível obter uma frequência de aquisição de no máximo 10 Hz ($9 \text{ Hz} \pm 1 \text{ Hz}$)

Para os experimentos de obtenção do coeficiente de arrasto e sustentação foi utilizado a balança aerodinâmica para apoio do cilindro e para a obtenção dos esforços aerodinâmicos.

Independentemente do tipo de experimento, foi necessário montar o aparato experimental através dos seguintes passos descritos no apêndice A.

É importante ressaltar que é esperado a velocidade dentro da seção de testes ser estabilizada para começar a gravar os dados no *software*. A estabilização ocorre entre 10 e 15 segundos após a partida do ventilador.

3.1 Calibração da seção convergente como medidor de velocidade

Nesta etapa, realizou-se alguns experimentos com a seção de testes vazia e outros com o tubo de pitot, com o objetivo de obter a velocidade de entrada do escoamento.

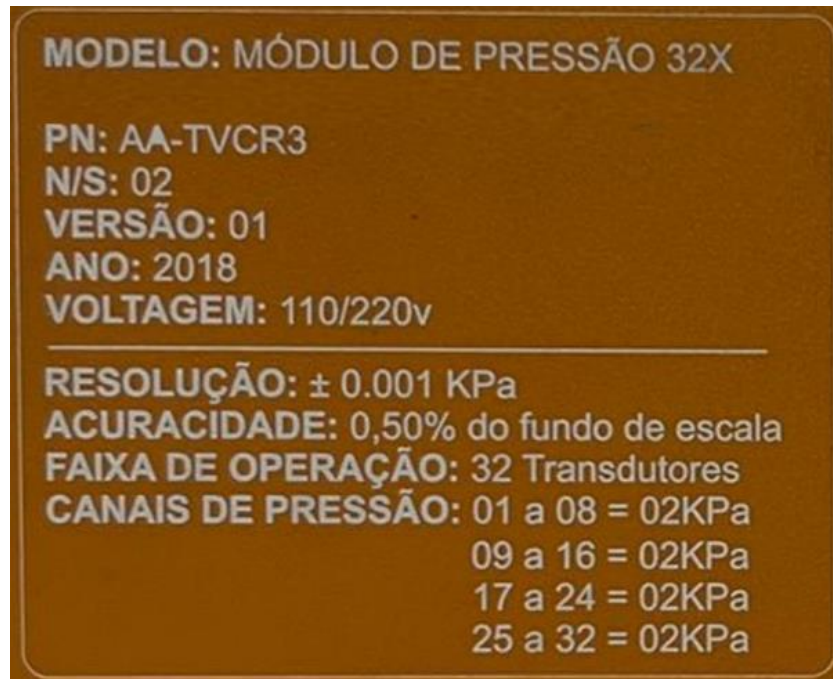
Após finalizar todas as etapas descritas anteriormente, realiza-se experimentos no túnel de vento com a seção de testes vazia, com duração de 30 s para cada ensaio. Dessa maneira obteve-se a diferença de pressão da seção convergente do túnel, com um total de 180 valores de diferença de pressão obtidas pelo módulo de pressão, cujas especificações podem ser visualizadas na Fig. 3.6, possibilitando então o cálculo da velocidade V_0 através da Eq. 3.1:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho(1-\beta)}}, \quad (3.1)$$

onde o β é um adimensional determinado pelo quadrado da razão das áreas das seções de entrada e saída do convergente (“A1” e “A2”), ΔP é a diferença média de pressão entre essas duas seções (“HP” e “LP”) para o tempo de 30 s, sendo obtido através dos ensaios realizados no túnel de vento, e por fim, ρ é a massa específica do fluido, obtida através dos sensores do túnel de vento e acessada através do *software* do fabricante, que no caso foi o ar atmosférico. Ressalta-se que para cada conjunto de experimentos foi utilizado o valor da massa específica indicada pelo *software*. Todas as grandezas seguem o sistema internacional de unidades (SI). Através da Fig. 3.7, é possível visualizar as tomadas de pressão utilizadas para o cálculo do ΔP , e as área de referência utilizadas para o cálculo do β , conforme citado anteriormente.

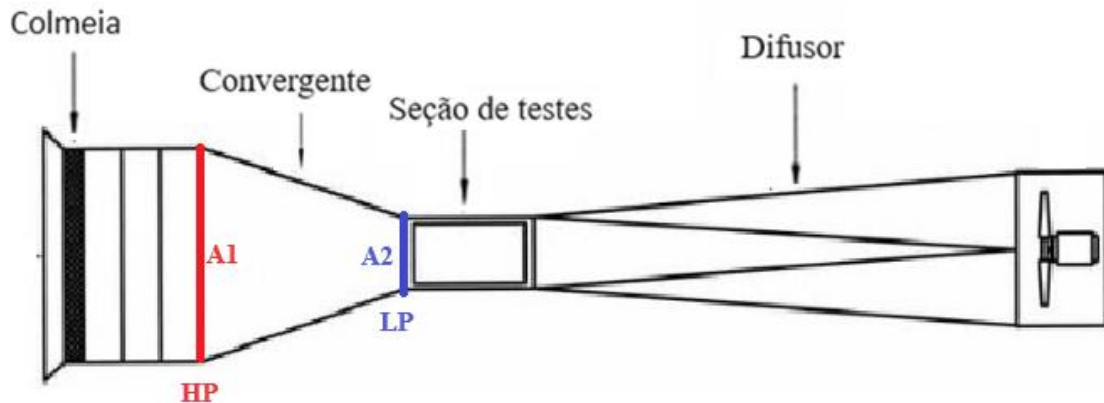
A taxa de aquisição máxima do módulo de pressão é de 12 Hz caso utilize 1 canal, porém, para os experimentos foram utilizados em sua maioria dois canais, tendo a frequência de aquisição em 6 Hz.

Figura 3.6: Especificações do módulo de pressão 32X



Fonte: Próprio autor

Figura 3.7: Tomadas de pressão de entrada e saída da seção convergente do túnel de vento



Fonte: Jeyan (2020), adaptado.

Para esse caso, foi definido o tempo de ensaio em 30 s, baseado nos testes estatísticos que envolveram diferença de pressão, e também a diferença de pressão entre as seções não possuía nenhuma flutuação significativa, de forma que após a estabilização da rotação do ventilador seu valor torna-se praticamente constante.

As rotações utilizadas variam de 200 rpm a 1400 rpm, com passo de 100 rpm. Com isso foi obtido uma diferença de pressão média para cada rotação, que posteriormente foi utilizada para o cálculo da velocidade.

O experimento para obtenção da velocidade do escoamento foi realizado uma primeira vez, logo após a limpeza do túnel de vento, e a segunda vez com 2 meses de uso do túnel, para avaliar uma possível interferência na velocidade do escoamento proporcionada pelo ventilador e na pressão obtida pelo módulo de pressão. Através destes experimentos verificou-se que não há uma alteração considerável da velocidade levando em consideração o tempo entre a realização dos dois experimentos.

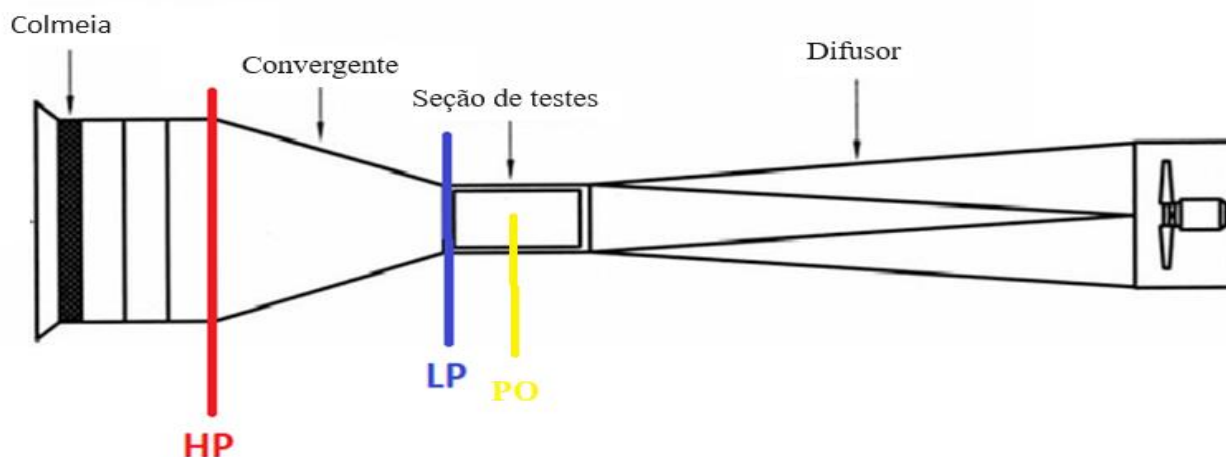
Realizou-se também experimentos utilizando o tubo de pitot logo na entrada da seção de testes, posicionado em seu centro, com objetivo de obter a velocidade de entrada do escoamento através de outro meio. Dessa forma, os resultados obtidos foram comparados aos dos experimentos descritos anteriormente. Considerou-se que se obtém a velocidade de referência com o tubo de pitot e, dada a comparação com a velocidade provinda da seção de testes, procede-se a calibração dela.

3.2 Tempo de ensaio

O tempo de ensaio é um fator fundamental no desenvolvimento de qualquer experimento. Posicionou-se, então, o único cilindro que possui a tomada de pressão dentro da seção de testes, com seu eixo alinhado com o centro da seção de testes, posicionando sua tomada de pressão no ângulo 0° , ou seja, com a tomada de pressão alinhada com o escoamento de entrada da seção de testes, conectando a tomada de pressão, antes ligada à saída da seção convergente (LP) no tubo do cilindro provindo da haste do cilindro (PO), e ligá-lo ao módulo de pressão. Dessa forma, as duas tomadas de pressão que ficam conectadas no módulo de pressão são advindas da entrada da seção do convergente (HP) e da tomada de pressão do próprio cilindro (PO), obtendo a diferença de pressão longe do objeto, pela pressão no objeto, ou seja, o numerador da Eq. 2.36. Especificamente, para essa medida no ângulo $0,0^\circ$, tem-se a diferença entre pressão de estagnação e a pressão de escoamento longe do cilindro.

Na Fig. 3.8 é possível visualizar um desenho esquemático do túnel de vento e as indicações de cada tomada de pressão, de forma que, para o experimento de pressão desconectou-se a tomada “LP” e conectou a tomada do objeto “PO”.

Figura 3.8: Ilustração das tomadas de pressão do túnel de vento (HP e LP) e do objeto (PO)



Fonte: Jeyan (2020), adaptado.

Para o presente trabalho, foram realizados testes no túnel de vento utilizando o cilindro no ângulo 0° , dentro da seção de testes, com os tempos 30, 60, 90, 120, 150 e 180 s. A cada 30 s de ensaio é possível obter 180 pontos, baseado na frequência de aquisição de dados do módulo de pressão (6 Hz). Dessa forma, com 30 s de ensaio obteve-se 180 valores de diferença de pressão entre a seção de entrada da seção de testes e a tomada de pressão do cilindro, sendo essa a menor quantidade e no tempo de 180 s a maior quantidade, com 1080 valores. Ao fim dos experimentos, calculou-se a média de cada diferença de pressão obtida para cada ensaio e feita, uma análise de variância entre as médias calculadas para determinar se poderiam ser consideradas iguais estatisticamente. Em caso positivo, denota que qualquer um desses tempos de ensaio poderiam ser utilizados nos demais experimentos envolvendo a pressão sem influenciar o resultado.

É importante ressaltar que os testes foram realizados para diferentes números de Reynolds, sendo obtidos variando a rotação do ventilador, em que cada rotação será utilizada posteriormente nos demais experimentos envolvendo a pressão, sendo elas de 400, 600, 1000, 1400 rpm, correspondendo a números de Reynolds relativo ao cilindro, da ordem de $3,67 \times 10^4$ a $1,53 \times 10^5$, sendo analisado de maneira individual cada rotação, ou seja, foi avaliado os tempos 30, 60, 90, 150 e 180 s para a rotação de 400 rpm, e depois da mesma maneira para as demais.

3.3 Forças

É importante ressaltar que o tempo de ensaio descrito acima refere-se apenas aos experimentos envolvendo pressão sobre o cilindro, para os experimentos envolvendo forças o tempo foi determinado através de uma comparação entre a frequência obtida por meio do número de Strouhal para o cilindro e a frequência de aquisição da balança.

Posiciona-se o cilindro a ser ensaiado dentro da seção de testes, com seu eixo alinhado ao centro da seção de testes, conectado à balança aerodinâmica. Após esse posicionamento é importante que seja utilizada a função “tara” da balança, para evitar a leitura errada das forças de arrasto e de sustentação. Após isso liga-se o túnel de vento e aguarda-se até a velocidade dentro da seção de testes estabilizar. Assim que estabilizada, é possível dar início à leitura dos dados da simulação, com tempo cronometrado pelo computador, inicialmente em 5 minutos, durante a aquisição dos dados diretamente pelo *software* fornecido pelo fabricante. Posteriormente o tempo foi reduzido para 3 minutos devido à aquisição através do Arduino, onde foi possível atingir uma frequência de aquisição de $9 \text{ Hz} \pm 1 \text{ Hz}$.

Durante a utilização do *software* fornecido pelo fabricante, é através do cabo de dados (Fig. 3.9) e do módulo da balança (Fig. 3.10) conectado ao computador que é possível monitorar o experimento no tempo de 5 minutos e salvar os dados em uma planilha para fazer o tratamento dos dados.

Figura 3.9: Cabo de dados



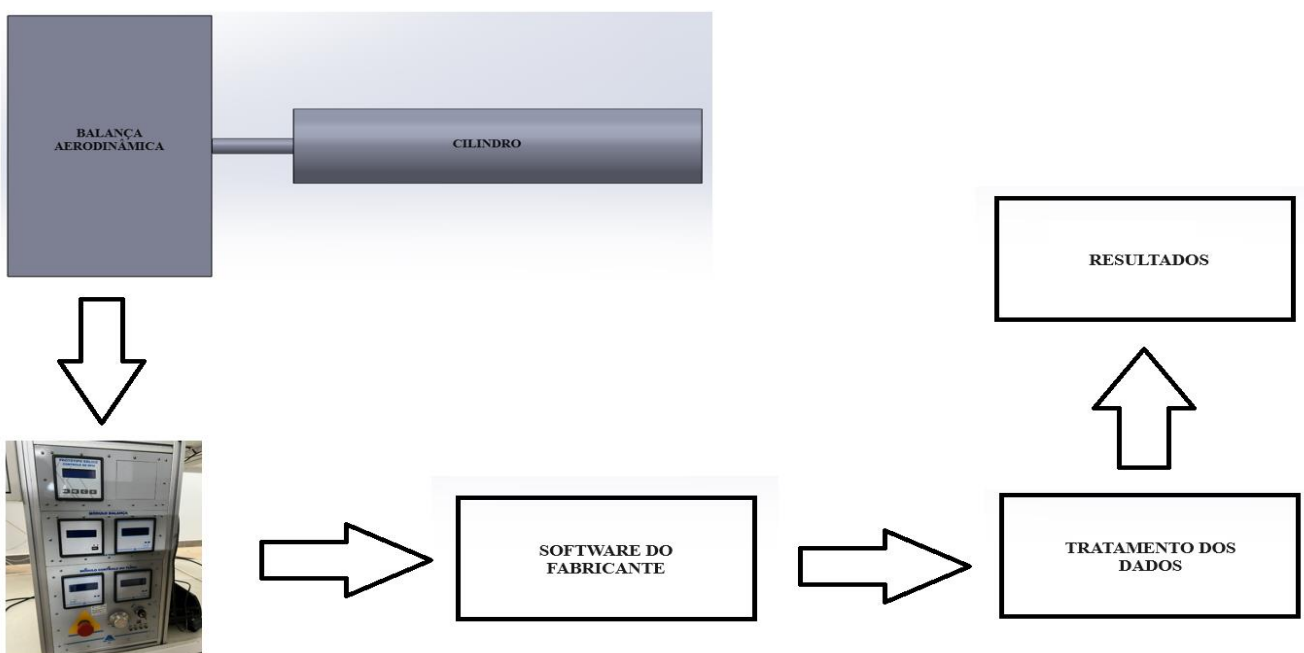
Fonte: Próprio autor

Figura 3.10: Módulo da balança



Fonte: Próprio autor

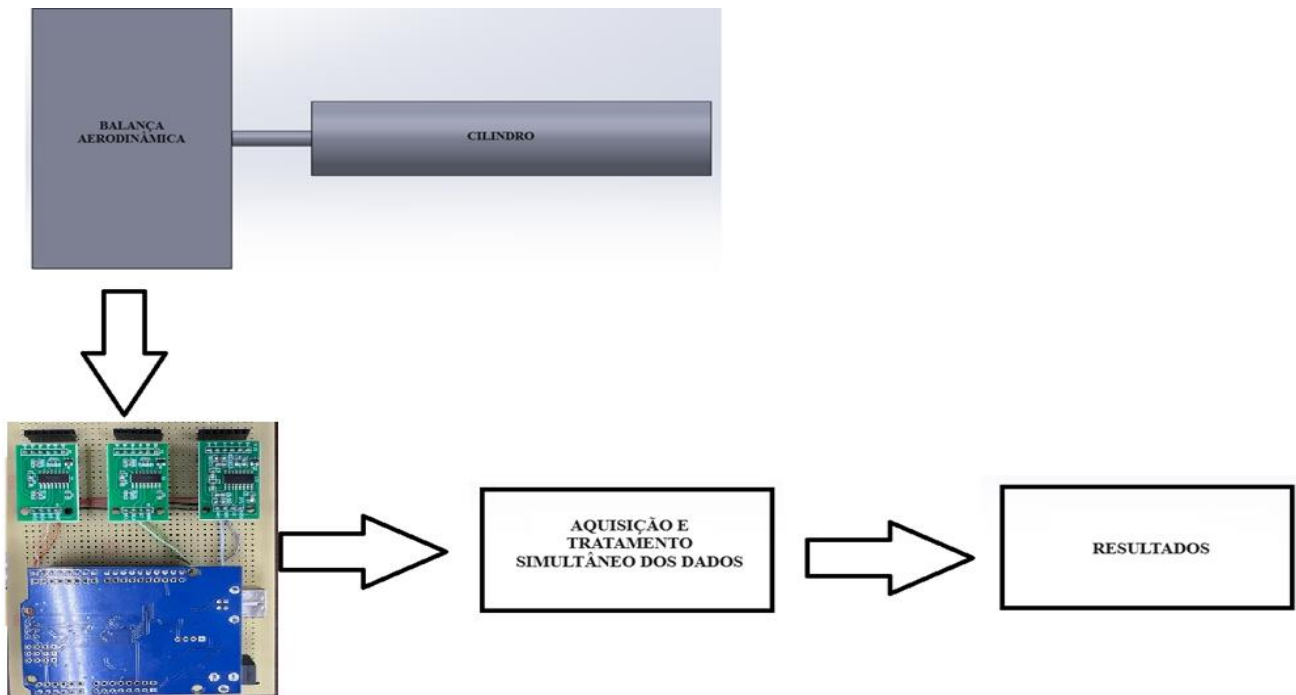
Através da Fig. 3.11 é possível visualizar uma representação esquemática deste processo utilizando o *software* fornecido pelo fabricante da balança aerodinâmica. De forma que, após os dados passarem do módulo da balança, posteriormente para o *software* do fabricante e após isso era possível exportar os dados obtidos para uma planilha para a partir dela ser feito o tratamento destes dados para obtenção do resultado.

Figura 3.11: Representação esquemática da aquisição de dados pelo *software* fornecido pelo fabricante

Fonte: Próprio autor

Já com o uso do Arduino, o cabo de dados é conectado ao computador e os dados já são salvos diretamente no Excel, sem necessidade de conectar no módulo da Fig. 3.10, podendo realizar um monitoramento em tempo real do experimento, sem a necessidade de exportar os resultados e depois realizar o tratamento deles. Na Fig. 3.12 é ilustrado uma representação esquemática do processo descrito anteriormente.

Figura 3.12: Representação esquemática da aquisição de dados pelo Arduino



Fonte: Próprio autor

O número de Strouhal pode ser considerado constante no valor de 0,2 para números de Reynolds da ordem de 10^3 a 10^5 (WHITE, 2011), que engloba a faixa de Reynolds obtida no desenvolvimento do trabalho. Dessa forma, para as velocidades trabalhadas obteve-se a frequência de Strouhal para cada uma, e então feita uma comparação entre essa frequência, a frequência de aquisição da balança e da quantidade de dados que serão coletados, estimando-se um tempo de 5 minutos por ensaio, para obter uma quantidade significativa de valores utilizando a aquisição pelo *software* do fabricante e de 3 minutos utilizando o Arduino.

O cálculo dos coeficientes de arrasto (C_D) e de sustentação (C_L) foi feito através das Eq. 3.2 e 3.3 respectivamente.

$$C_D = \frac{2F_D}{\rho V_0^2 A}, \quad (3.2)$$

$$C_L = \frac{2F_L}{\rho V_0^2 A}, \quad (3.3)$$

De forma que F_D e F_E representam a força de arrasto e sustentação respectivamente sobre o objeto (cilindro, aerofólio etc.), que podem ser obtidas de forma experimental através da balança aerodinâmica. V_0 é a velocidade do escoamento, A representa a área do objeto, no caso de cilindros seria o diâmetro multiplicado pelo comprimento e para o aerofólio seria a corda multiplicada pela envergadura. O ρ é a massa específica do fluido.

3.4 Coeficiente de Arrasto e Sustentação

Para determinação dos coeficientes de arrasto e sustentação do cilindro, foi necessário a utilização da balança aerodinâmica, que é a responsável pela obtenção das forças nas componentes verticais e horizontais ao escoamento, determinadas como força de arrasto e força de sustentação. Como inferido anteriormente, a balança aerodinâmica retorna os valores em massa (g), então é necessária essa conversão para força (N) ao realizar os cálculos.

O cilindro foi apoiado à balança e posicionado centralizado dentro da seção de testes do túnel de vento, dessa forma foi projetado o escoamento dentro do túnel para 4 velocidades distintas, referentes às rotações de 400, 600, 1000 e 1400 rpm. Após a estabilização da velocidade do túnel, os dados começaram a ser gravados e foram obtidos ao longo do tempo determinado para o teste, em um primeiro momento através do *software* do fabricante. Esse *software* também controla o túnel e fornece algumas informações dos sensores presentes no túnel (temperatura e massa específica), e é através dele que é possível exportar em uma planilha os resultados obtidos.

Já em um segundo momento, os dados foram obtidos através do Arduino, de forma que foi possível aumentar a frequência de aquisição de 3 Hz para 10 Hz. Além disso, foi constatado um erro no *software* do fabricante durante a aquisição dos valores, de forma que todos os dados de forças de arrasto e sustentação fossem descartados.

Inicialmente, o tempo de ensaio utilizado para a execução destes experimentos foi de 5 minutos. Esse valor foi estimado através de uma análise entre a frequência de aquisição de dados da própria balança e de Strouhal para cada cilindro utilizado, também baseado em trabalhos de outros autores que foram resumidos na revisão bibliográfica, como de Wallace (1996)

Porém, ao utilizar o Arduino, foi possível reduzir este tempo para 3 minutos, aumentando a quantidade de dados obtida. Além disso, diferente da primeira maneira, ao utilizar esta nova forma de aquisição de dados, tornou possível a verificação em tempo real do experimento, ou seja, não há a necessidade de salvar os dados, exportar a planilha para fazer o tratamento deles. O resultado já é observado ao longo do tempo do experimento, gerando maior controle e maior agilidade durante a execução do experimento, facilitando até mesmo a calibração do equipamento.

3.5 Dados dos Corpos de Ensaio

No total foram utilizados três cilindros para os experimentos, de forma que para experimentos envolvendo pressão apenas um foi utilizado, por apenas ele possuir a tomada de pressão, localizada na metade de seu comprimento, como pode ser visto na Fig. 3.13.

Figura 3.13: Tomada de pressão do cilindro



Fonte: Próprio autor

O cilindro da Fig. 3.13 possui comprimento de 456 mm e diâmetro de 76 mm, e no seu eixo de fixação tem a saída da tomada de pressão para que seja conectado no módulo de pressão, conforme Fig. 3.14. Além disso, pode-se ver, o chanfro na barra de apoio (indicado pela seta), que serve de referência ao conectar o cilindro na balança para utilizar o transferidor. Este cilindro será chamado de cilindro “A”.

Figura 3.14: Barra de suporte do cilindro com a saída da tomada de pressão e chanfro de referência



Fonte: Próprio autor

Na Fig. 3.15 “B” é possível visualizar o cilindro “B”, que possui 459 mm de comprimento e 22 mm de diâmetro. Esse cilindro foi utilizado apenas para ensaios envolvendo forças de arrasto e sustentação, pois ele não possui nenhuma tomada de pressão. Na Fig. 3.15 “C” pode-se visualizar o terceiro cilindro, denominado cilindro “C”, com 367 mm de comprimento e 22 mm de diâmetro, utilizado para ensaios de forças no túnel de vento. Optou-se por utilizá-lo também, pois devido ao seu comprimento reduzido, ele não se aproxima das paredes do túnel, e isso possibilita realizar uma análise do efeito de borda no cilindro.

Figura 3.15: Cilindros utilizados nos experimentos



Fonte: Próprio autor

Além dos cilindros, também foi utilizado um aerofólio NACA 0012 nos experimentos de obtenção do coeficiente de arrasto e de sustentação. Para os quatro dígitos do aerofólio não curvado NACA0012, o “00” indica que o aerofólio é simétrico, não curvado, e o “12” indica a espessura do aerofólio com 12% do comprimento da corda. Este aerofólio possui 180 mm de corda e 459 mm de envergadura, e é possível ser visualizado através da Fig. 3.16 e 3.17. O aerofólio é conectado pela mesma barra visualizada na Fig. 3.14.

Figura 3.16: Aerofólio NACA 0012 utilizado nos experimentos



Fonte: Próprio autor

Figura 3.17: Aerofólio NACA 0012



Fonte: Próprio autor

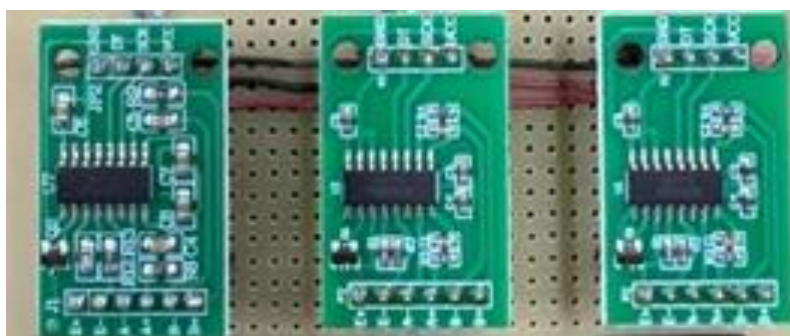
3.6 Aquisição de dados com Arduino

Durante a realização dos experimentos que envolvem forças de arrasto e sustentação, foi constatado um erro crítico no *software* do fabricante, de forma que o valor obtido e visualizado no módulo da balança era radicalmente alterado no momento que era feita a transferência dos dados para a tabela, dessa forma, verificou-se que o próprio *software* fazia uma espécie de “correção” ou “compensação” de erro, o que causava mudança dos valores que realmente deveriam ser coletados.

Este erro foi notado assim que foi desconectado o cabo de dados da célula de carga do arrasto para verificar uma possível interferência entre arrasto e sustentação da balança, e ainda havia uma leitura de arrasto acima do valor lido para sustentação, sendo assim optou-se por utilizar um outro meio de aquisição de dados. Esse erro será exposto nos resultados.

A maneira mais viável e prática encontrada foi utilizar o Arduino UNO, porém como o sinal gerado pela ponte de Wheatstone é baixo, utilizou-se também 3 módulos conversores amplificadores HX711, como pode ser visualizado na Fig. 3.18.

Figura 3.18: Módulo HX711



Fonte: Próprio autor

Dessa forma foi desenvolvido um código no Arduino (Fig. 3.19), capaz de obter os dados de 3 células de carga, sendo 2 para sustentação e 1 para arrasto, para ser aplicado na balança, sem haver necessidade de desenvolver uma nova. Neste código ficou definido que toda vez que ele for iniciado será realizada a tara da balança, e que será retornado os valores já em kg.

Na linha 1 do código foi incluído a biblioteca necessária para utilizar os módulos HX711. Nas linhas de 4 a 6 está indicado os pinos de entrada na placa do Arduino para cada uma das três células de carga, e os pinos de 9 a 11 os pinos de clock, ambos de sinal analógico.

Nas linhas 13 a 15 está presente o fator de calibração obtido durante a calibração da balança, de forma que os fatores de calibração 1 e 2 são para as células de carga de sustentação e o fator de calibração 3 para a célula de carga do arrasto, de forma que o resultado era obtido em gramas. Dessa forma, definiu-se o arrasto nos pinos 3 (A4 e A5 no Arduino) e a sustentação nos pinos 1 e 2 (A0 e A1 para uma célula de carga e A2 e A3 para a segunda célula de carga).

Figura 3.19: Código no Arduino

```

1  #include "HX711.h"
2
3  //pinos de entrada
4  #define pino_entrada1 A0
5  #define pino_entrada2 A2
6  #define pino_entrada3 A4
7
8  //pinos de clock
9  #define pino_clock1 A1
10 #define pino_clock2 A3
11 #define pino_clock3 A5
12
13 float fator_de_calibracao1 = 119.50; //118 em gramas
14 float fator_de_calibracao2 = 119.50; //118 em gramas
15 float fator_de_calibracao3 = 11800.00;
16
17 HX711 balanca_aero_arrasto;
18 HX711 balanca_aero_sustentacao;
19 HX711 balanca_aero_sustentacao2;
20
21 float massa1 = 0.0;
22 float massa2 = 0.0;
23 float massa3 = 0.0;
24
25
26 void setup() {
27     Serial.begin(9600);
28
29     balanca_aero_arrasto.begin(pino_entrada3, pino_clock3);
30     balanca_aero_sustentacao.begin(pino_entrada2, pino_clock2);
31     balanca_aero_sustentacao2.begin(pino_entrada1, pino_clock1);
32
33
34     balanca_aero_arrasto.set_scale();
35     balanca_aero_sustentacao.set_scale();
36     balanca_aero_sustentacao2.set_scale();
37
38     //define o fator de calibracao
39     balanca_aero_arrasto.tare();
40     balanca_aero_sustentacao.tare();
41     balanca_aero_sustentacao2.tare();
42 }

```

```

43
44 void loop() {
45     //zera a balança
46     balanca_aero_arrasto.set_scale(fator_de_calibracao3);
47     balanca_aero_sustentacao.set_scale(fator_de_calibracao2);
48     balanca_aero_sustentacao2.set_scale(fator_de_calibracao1);
49
50     //get_units realizara a média dos ( ) valores de massas medidas
51     massa1 = balanca_aero_arrasto.get_units(1);
52     massa2 = balanca_aero_sustentacao.get_units(1);
53     massa3 = balanca_aero_sustentacao2.get_units(1);
54
55
56     //Serial.print("Massas aferidas pelas células de carga (kg) :\n\n");
57     Serial.print(massa1);
58     //Serial.print("\t Força= ");
59     //Serial.println(massa1*fg,4);
60     Serial.print(",");
61     Serial.print(massa2);
62     //Serial.print("\t Força= ");
63     //Serial.print(massa2*fg,4);
64     Serial.print(",");
65     Serial.print(massa3);
66     //Serial.print("\t Força= ");
67     //Serial.print(massa3*fg,4);
68     Serial.print("\n");
69
70     char temp = Serial.read(); // le caracter da serial
71     if (temp == 't' || temp == 'T') // se pressionar t ou T
72     {
73         balanca_aero_arrasto.tare();
74         balanca_aero_sustentacao.tare();
75         balanca_aero_sustentacao2.tare(); // zera a balança
76         Serial.println(" Balança zerada"); // imprime no monitor serial
77     }
78     //Atraso de 1 segundo
79     delay(50);
80     //Serial.print("-----\n\n");
81

```

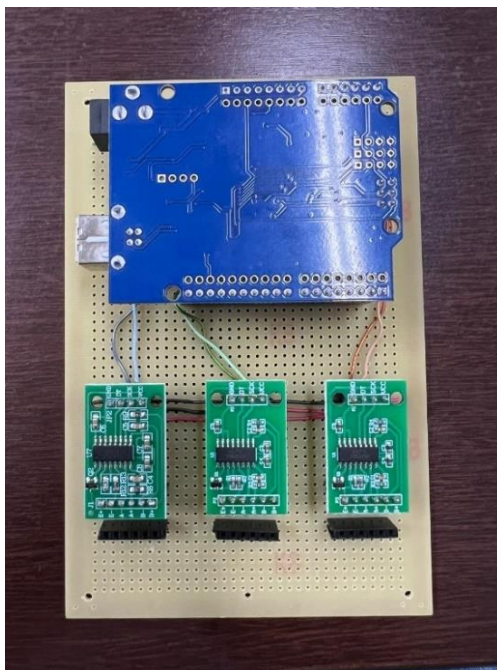
Fonte: GIFFONI (2019), adaptado

A taxa de comunicação em bits por segundo (Serial begin) foi definida em 9600, dessa forma atingiu-se a frequência máxima de 10 Hz, juntamente com o delay fixado em 50. No loop definiu-se que assim que dado início ao programa será feito a tara da balança e obtido os valores de massa, nas linhas 46 a 53, e por fim será mostrado os valores diretamente no Excel das massas de 1 a 3 separadas pelo serial print “,” (linhas 60 e 64).

É importante ressaltar que este código teve de base o código desenvolvido por Giffoni et. Al (2019) com as alterações e adaptações necessárias para o presente trabalho.

Na imagem é possível notar que cada módulo HX711 é utilizado para uma única célula de carga. Após validar o código, instalou-se o Arduino e os módulos em uma protoboard para evitar mal contato entre os cabos e reduzir interferências de sinal, conforme pode ser visualizado na Fig. 3.20.

Figura 3.20: Protoboard com Arduino e três módulos HX711



Fonte: Próprio autor

Além disso, foi necessário desenvolver um novo cabo de dados, para utilizar as células de carga da balança aerodinâmica já disponível, de forma que não seria necessário utilizar outras células de carga. É importante ressaltar que, não houve necessidade de utilizar outras células de carga com faixas menores, pois os resultados obtidos utilizando as originais do equipamento estão dentro do esperado. Esta alteração pode ser considerada para trabalhos futuros.

A interface do Arduino com o Excel pode ser encontrada no apêndice C, com a explicação de cada informação contida no programa.

3.7 Calibração da Balança

A balança utilizada possui 3 células de carga, sendo 2 responsáveis pela componente da sustentação, onde cada uma possui faixa de 0,0 kg a 20,0 kg, totalizando 0,0 kg a 40,0 kg na componente vertical, e a terceira e última célula de carga é responsável pela obtenção do arrasto, com faixa de 0,0 kg a 10,0 kg.

Neste tópico será exposto a calibração estática da balança durante a tentativa de realizar a aquisição dos dados pelo *software* do fabricante, de forma que neste caso foi possível calibrar apenas as duas células de carga de sustentação, devido à construção física da balança. Além disso a calibração estática e dinâmica da mesma balança com a aquisição através do Arduino. Para este último caso, foi possível calibrar de forma estática apenas o coeficiente de sustentação, pois na tentativa de calibrar a célula de carga responsável pela medição da força horizontal, houve em uma interferência na calibração das forças verticais, justamente devido à construção física da balança. Dessa forma, optou-se por realizar uma calibração dinâmica da célula de carga responsável pela medição do arrasto.

Como foi feito vários ensaios para calibração, será exposto apenas os ensaios mais relevantes e que contribuíram para este trabalho, sendo eles os iniciais, quando ainda tentava-se obter os dados utilizando o *software* do fabricante e, por fim, os ensaios com aquisição de dados feita pelo Arduino em conjunto com o Excel.

3.7.1 Primeira calibração da sustentação (*software* do fabricante)

Primeiramente, deu-se início ao trabalho de posicionamento do equipamento. Foi escolhido o uso de uma mesa inercial para evitar o máximo de interferência externa, visto que, devido à presença da placa flutuante, um possível desnivelamento da superfície de apoio poderia gerar uma interferência. Esse posicionamento pode ser visualizado na Fig. 3.21.

Figura 3.21: Balança aerodinâmica posicionada na mesa inercial com o suporte para as massas



Após o posicionamento correto da balança, foi feita a seleção das massas que serão utilizadas para a pesagem de teste e um suporte devidamente posicionado na ponta da balança para inserção destas massas, conforme Fig. 3.21.

Para esse teste estático houve cinco ensaios realizados, coletando-se 100 medições ao longo de 30 s, para cada massa testada, variando de 499,00 g a 9,22 kg, conforme Fig. 3.22, e com a escolha da ordem de testes de maneira aleatória. Nomeando esses testes como testes temporais.

Figura 3.22: Massas utilizadas no experimento



Fonte: Próprio autor

Destaca-se também que dentre os 100 valores obtidos para cada massa durante os testes temporais, foi escolhido, de maneira aleatória, um ponto entre eles para fazer uma comparação pontual com a média temporal.

Também foi realizado mais dois testes de histerese, com cargas e descargas contínuas. O primeiro teste foi definido para cargas menores, de 0 (balança completamente descarregada) a 2,95 kg, e o segundo teste, contendo cargas maiores, variando de 0,0 kg a 11,87 kg.

Por fim, foi gerado os gráficos de intervalos com índice de confiança de 95% para as 5 médias calculadas de todas as medições para todas as massas testadas.

3.7.2 Primeira calibração para a componente do arrasto

A metodologia de calibração da balança com a aquisição dos dados feita através do Arduino seguiu a mesma metodologia descrita anteriormente, porém, com apenas um teste de histerese, com as massas variando de 0,0 kg a 3,0 kg. E os testes de sustentação variando de 0,0 kg a 8,025 kg. A calibração foi necessária para obter o fator de calibração de cada célula de carga conectada no Arduino. Na Fig. 3.23 é possível visualizar a calibração da célula de carga responsável pelo arrasto.

Figura 3.23: Calibração da componente do arrasto da balança



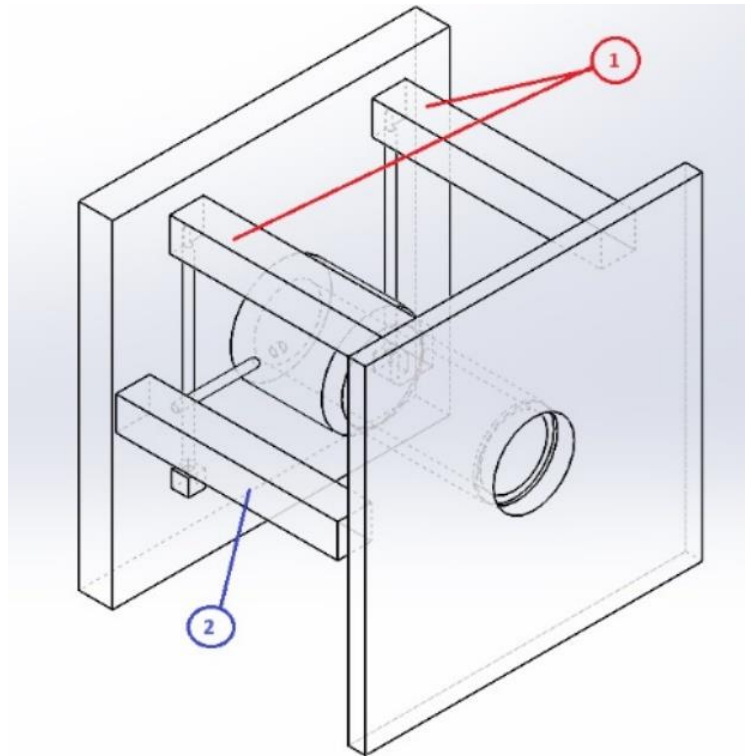
Fonte: Próprio autor

Através da Fig. 3.23 é possível notar que para realizar a calibração sem remover a célula de carga, foi necessário rotacionar a balança aerodinâmica em relação ao seu eixo principal, e tal forma que a célula de carga responsável pela aquisição da força de arrasto ficasse na posição idêntica às células de carga que adquirem os dados de sustentação.

Ao fim da calibração do arrasto, foi feito um novo experimento, porém com a balança posicionada já no suporte ao lado da seção de testes do túnel de vento, conforme Fig. 2.12, e seguindo a mesma metodologia para verificar se houve alguma interferência na sustentação, com as massas variando de 0,0 Kg a 1,40 Kg (devido às dimensões da seção de testes não foi possível utilizar massas maiores, porém, no contexto dos experimentos realizados os valores obtidos não fogem dessa faixa). É importante ressaltar que essa verificação foi feita dentro da seção de testes do túnel. Através dos resultados verificou-se que houve alteração dos valores obtidos, justamente por ao rotacionar a balança, foi gerada uma carga lateral nas células de carga, resultando em uma alteração nos fatores de calibração encontrados nos experimentos.

Na Fig. 3.24, é possível visualizar um desenho esquemático da balança aerodinâmica, onde o número 1 indica as duas células de carga responsáveis pela sustentação e o número 2 representa a célula de carga responsável pela medição do arrasto. As células de carga estão fixadas na parte frontal da balança e a placa flutuante apoiada pelos cabos de aço.

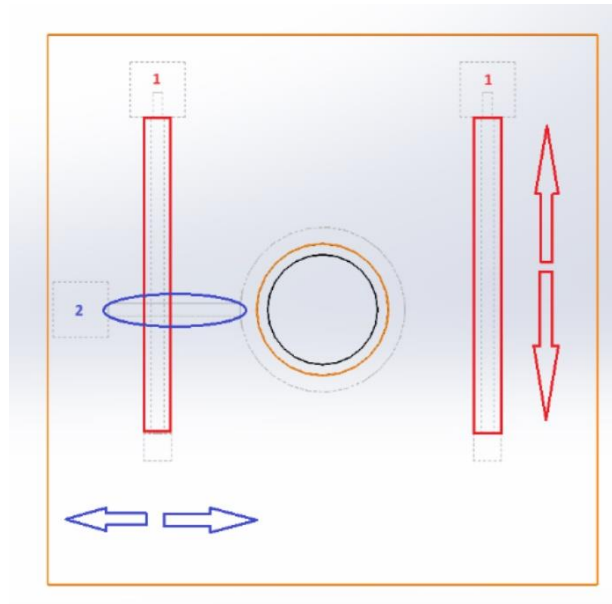
Figura 3.24: Desenho esquemático da balança aerodinâmica



Fonte: Próprio autor

Já na Fig. 3.25, é possível visualizar uma vista frontal do desenho esquemático, de forma que os cabos de aço, indicados em vermelho, podem ser ajustados, de modo a realizar a subida ou descida da placa flutuante. Esse alinhamento deve ser feito de forma que o cabo de aço do arrasto (que está em destaque com a linha azul) fique totalmente na horizontal, alinhado com o centro do eixo onde o objeto é inserido, em um ângulo de 90° . Além disso, deve-se tomar cuidado quanto ao tracionamento do cabo do arrasto, pois ao deixar ele muito frouxo a placa flutuante ficará totalmente solta, gerando mais vibrações no sistema e interferindo negativamente no resultado. Caso a tensão de aperto seja elevada, evitará a movimentação da placa, interferindo nos resultados das forças de arrasto e de sustentação. Dessa forma, este aperto foi realizado de maneira que a placa ainda tenha liberdade para se deslocar.

Figura 3.25: Vista frontal do desenho esquemático da balança



Fonte: Próprio autor

3.7.3 Medição da componente das forças de sustentação

Nesta outra calibração foi necessário alinhar a altura da placa flutuante da balança de forma que esta ficasse totalmente na horizontal e paralela ao cabo de aço do arrasto. Com isso, o cabo do arrasto permaneceu o mais alinhado possível com o centro do eixo. Além disso, realizou-se uma tração no cabo do arrasto para não deixar a placa flutuante totalmente livre, de forma que houvesse uma pré carga no arrasto, que ao utilizar a função “tara” é eliminada após estes procedimentos, as células de carga da sustentação foram calibradas da mesma forma descrita no tópico 3.8.1, possibilitando a obtenção do fator de calibração de cada célula de carga

3.7.3 Medição das forças de arrasto

Após a calibração da sustentação e sua validação, iniciou-se a calibração dinâmica da célula de carga do arrasto. Neste processo foi utilizado o cilindro circular B da Fig. 3.10, submetido a escoamentos com rotações de 400 rpm ($Re = 10400$), 600 rpm ($Re = 16300$), 1000 rpm ($Re = 29800$) e 1400 rpm ($Re = 41500$). Não foi utilizado o cilindro A devido à razão de bloqueio, provinda da distância entre o cilindro e as paredes da seção de testes, então foi preferível utilizar o cilindro B.

Dessa forma, através dos dados encontrados na literatura (WHITE, 2011), e de outros autores, como Jacobs (1939), foi utilizado o valor do coeficiente de arrasto experimental de aproximadamente 1,20 para as faixas de Reynolds obtidas, com isso obteve-se o valor da força média que se deverá ser obtida. Através da estimativa dessa força média, foi feito o ajuste do fator de calibração da célula de carga até que fosse atingido o valor mais próximo desta referência. Após esse procedimento foi encontrado melhor o fator de calibração.

Ao fim de todo este processo, foi feita uma última verificação da possibilidade da calibração do arrasto ter interferido nos resultados de sustentação (principalmente por alterar a tração no cabo de arrasto e a altura da placa flutuante), e foi constatado que não houve alteração. Através dos resultados dos coeficientes de arrasto e sustentação dos dois cilindros é possível visualizar que os resultados são condizentes com o esperado. Além destes resultados, é notável que os resultados dos valores de sustentação do aerofólio também não foram alterados após a nova calibração, reforçando a confiabilidade deste procedimento.

Em resumo, primeiramente deve-se realizar a calibração estática das células de carga da sustentação de forma individual ou em conjunto, para obter o fator de calibração de ambas (no presente trabalho realizou-se em conjunto devido as duas células de carga serem idênticas), posteriormente obter o fator de calibração de forma dinâmica da célula de carga do arrasto, verificando se houve interferência nos resultados de sustentação (em caso positivo, refazer a calibração das células de carga de sustentação), por fim, conferir todos os fatores de calibração e dar início aos experimentos. Ao fim dos experimentos é importante averiguar se houve alteração nos fatores de calibração para reforçar a validade dos dados obtidos.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este tópico está destinado à exposição dos resultados obtidos, com discussões a respeito de cada um, e está dividido por cada experimento realizado.

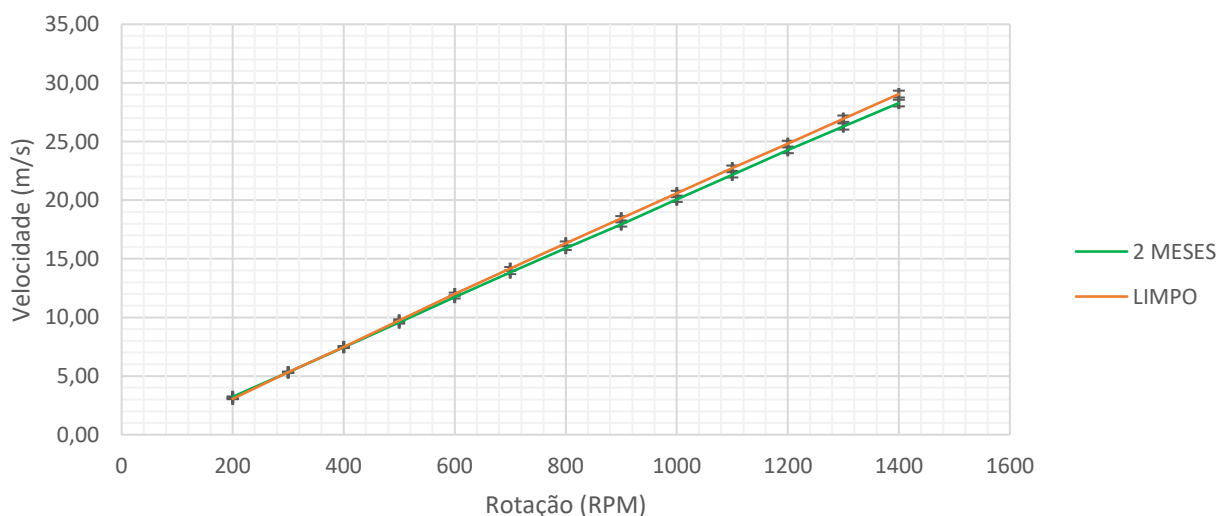
4.1 Calibração para medição na seção convergente

Realizou-se a calibração do convergente do túnel de vento, para que a velocidade da seção de testes fosse medida através dele, para tanto, utiliza-se o tubo de pitot como medida de referência da velocidade de escoamento.

Esse experimento foi realizado primeiramente com o túnel limpo, no mesmo dia que a limpeza foi realizada, e posteriormente com 2 meses de uso. Os experimentos com o túnel limpo foram realizados no mês de março de 2023, e no mês de maio foram refeitos os mesmos experimentos, mas com o túnel com acúmulo de sujidades.

Através da Fig. 4.1 é possível visualizar a interferência da sujeira nas colmeias e telas na velocidade do escoamento com o erro padrão calculado através da razão entre o desvio padrão e a raiz quadrada do tamanho amostral.

Figura 4.1: Velocidade em função da rotação entre o túnel limpo e após 2 meses de uso



Fonte: Própria do Autor

Através do gráfico é possível perceber que, com dois meses de uso, há uma queda na velocidade de no máximo 2,65% para a maior rotação, principalmente pela sujeira acumulada na colmeia do túnel (conforme foi ilustrado na Fig. 3.2). As equações de regressão linear também são um fator que expõe essa diferença, sendo a Eq. 4.1 representando a equação de regressão da velocidade em função da rotação do túnel com 2 meses de uso, e a Eq. 4.2, referente à quando o túnel foi limpo.

$$v_{\infty} = 0,0209 \times ROT - 0,8895, \quad (4.1)$$

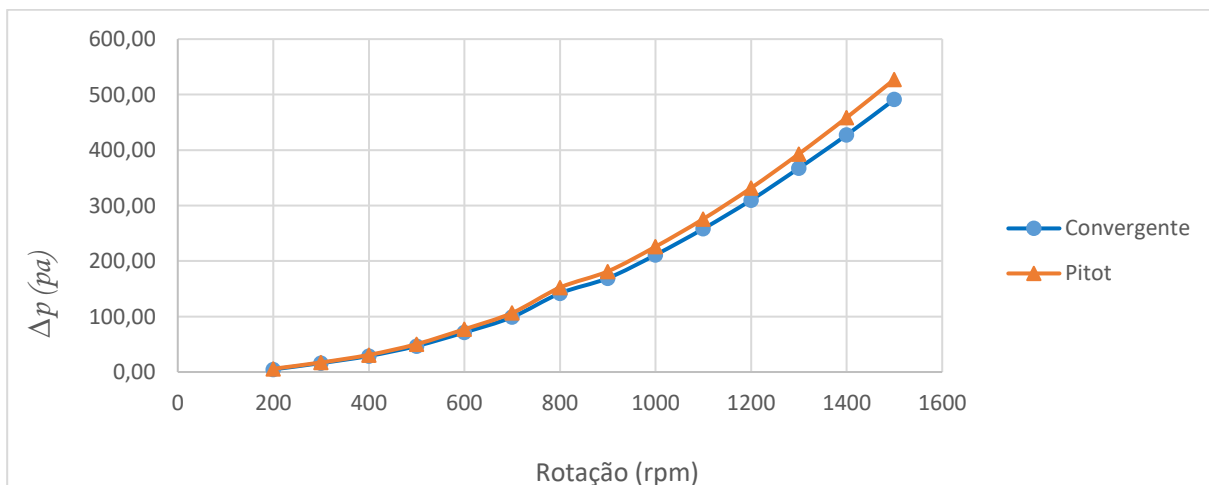
$$v_{\infty} = 0,0216 \times ROT - 1,11, \quad (4.2)$$

em que v_{∞} representa a velocidade, em m/s, do escoamento e ROT indica a rotação do motor do ventilador.

Apesar da pouca diferença observada entre as velocidades (máximo de 2,65%), é importante manter a realização desse teste antes da execução de cada experimento em um prazo de pelo menos 1 mês, pois tanto a velocidade quanto a pressão são alteradas em casos de acúmulo de sujeira. Essa mudança nos resultados, apesar de não tão significativas a priori, podem resultar em grandes alterações nos cálculos de coeficientes de pressão, arrasto e sustentação.

Além disso foi realizado um outro experimento, utilizando o tubo de Pitot para efeito de calibração. Dessa forma, o tubo de pitot foi posicionado no centro da entrada da seção de testes, e ao realizar a mesma metodologia verifica-se o resultado da diferença de pressão obtida em relação à cada rotação do ventilador, na Fig. 4.2.

Figura 4.2: Δp em relação à rotação entre tubo de pitot e seção convergente

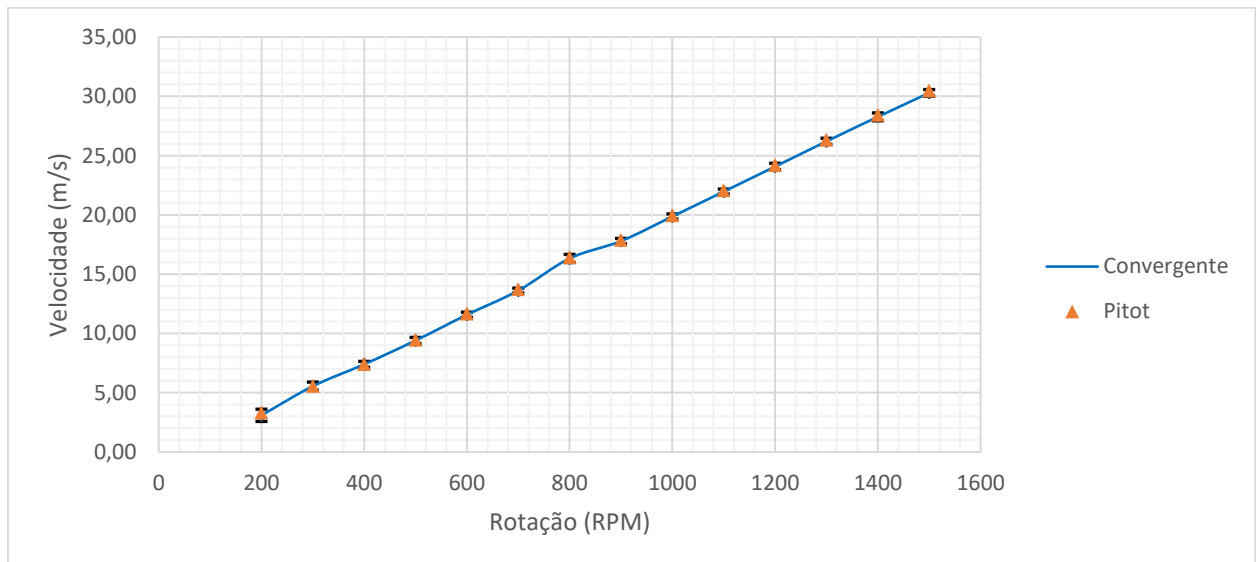


Fonte: Próprio autor

Através da Fig. 4.2 é possível visualizar o gráfico de rotação em relação à diferença de pressão obtida ao utilizar o tubo de pitot e a seção convergente do túnel, de forma que se percebe uma diferença de no máximo 6,87% do ΔP na maior rotação (1500 rpm), entre a seção convergente e o tubo de pitot.

Desenvolveu-se outra análise, ao calcular a velocidade obtida em cada rotação através da diferença de pressão da seção convergente e do tubo de pitot, e seu resultado está exposto na Fig. 4.3, e seu erro padrão calculado em função do % de variação da velocidade em relação à rotação.

Figura 4.3: comparação entre velocidade em função da rotação obtida entre tubo de pitot e seção convergente

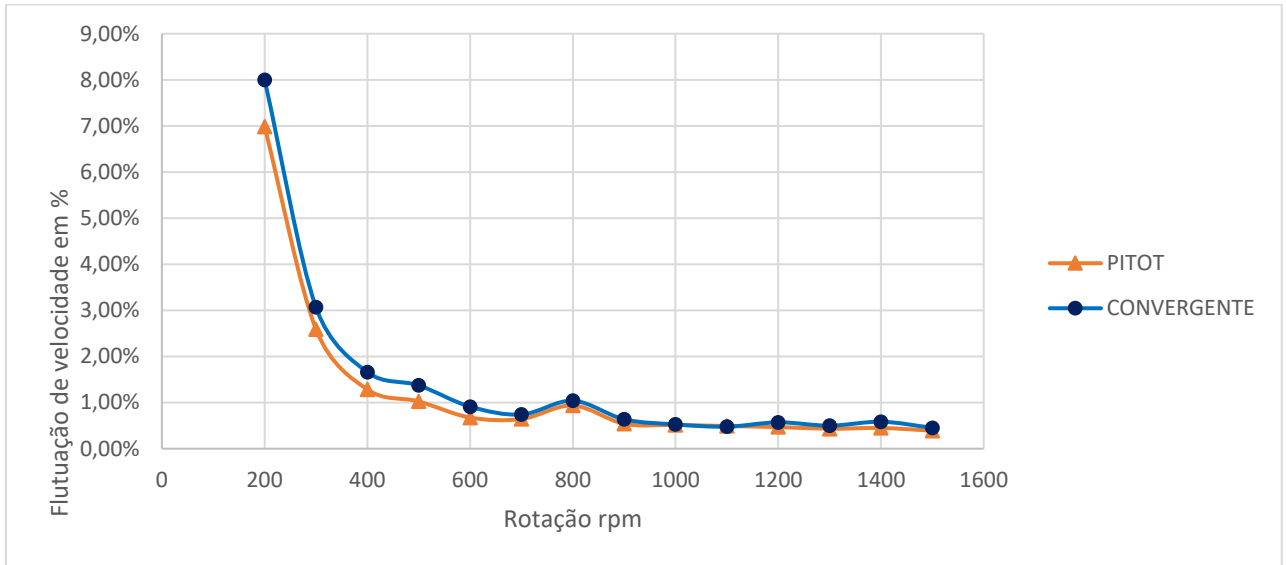


Fonte: Próprio autor

Ao analisar o gráfico da Fig. 4.3 percebe-se que não há variação significativa entre obter a velocidade através da seção convergente do túnel e através do tubo de pitot. Uma outra análise que pode ser feita é quanto à flutuação de velocidade entre as duas maneiras de obtenção da velocidade, que está representada pela Fig. 4.4.

Verificando o resultado da Fig. 4.4, nota-se que a maior flutuação ocorre para as menores rotações e números de Reynolds, de forma que em baixos Re, o motor ventilador não é capaz de produzir um escoamento estável. Dessa forma recomenda-se que os experimentos sejam realizados com uma rotação mínima de 400 rpm (aproximadamente 7,5 m/s), onde a flutuação de velocidade está entre 1,0 e 1,5%.

Figura 4.4: percentual de variação de velocidade obtida entre tubo de pitot e seção convergente.

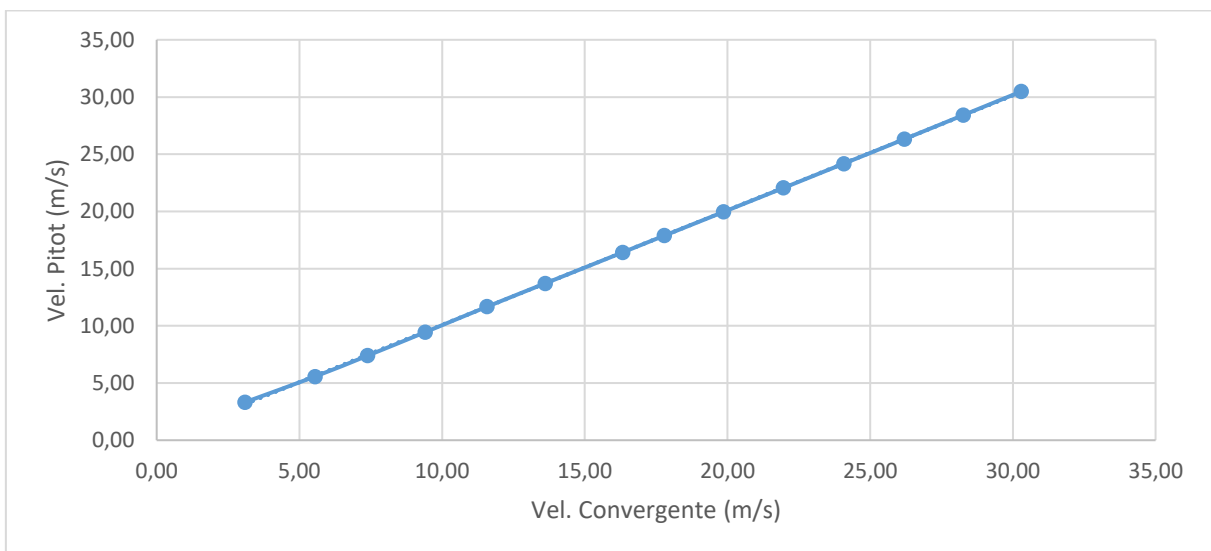


Fonte: Próprio autor

Uma última análise gráfica que pode ser feita é através do gráfico da velocidade da seção convergente em relação à velocidade do tubo de pitot, expressada através da Fig. 4.5.

Através da análise do gráfico verifica-se a reta cuja equação de regressão é a equação de calibração do convergente, está ilustrada pela Eq. 4.3, e o coeficiente angular dessa reta de regressão linear (1,0026), conhecido como Coeficiente de Descarga do convergente, de forma que, toda velocidade medida pelo convergente, deve ser ajustada por essa equação de calibração, pois considera-se que a medida do tubo de Pitot é a correta.

Figura 4.5: Velocidade da seção convergente em relação ao tubo de pitot



Fonte: Próprio autor

$$v_{\infty} = 1,0026 x V_{Conv} + 0,0579, \quad (4.3)$$

sendo v_{∞} a velocidade de entrada na seção de testes e V_{Conv} a velocidade obtida através da seção convergente do túnel.

4.2 Tempo de ensaio

Para o teste de determinação do tempo de ensaio, foram executados diversos experimentos submetidos a escoamentos produzidos por quatro rotações do ventilador do túnel, utilizando a seção de testes do túnel de vento contendo o cilindro A, da Fig. 3.10, devido à sua tomada de pressão, com intuito de obter a diferença de pressão entre entrada da seção de testes, a qual foi considerada a pressão longe do objeto (p_{∞}), e a tomada de pressão do cilindro. Os valores médios obtidos para cada diferença de pressão em função de cada parâmetro utilizado estão presentes na Tab. 4.1.

Tabela 4.1: Diferenças de pressão (em Pa) obtidos no experimento para determinação do tempo de ensaio.

	400 RPM (Re = 36489)				600 RPM (Re = 58625)			
Rep.	1	2	3	4	1	2	3	4
30s	28,24	27,23	28,81	30,20	66,79	65,45	67,13	66,67
60s	28,04	27,77	26,68	29,56	67,02	66,79	66,92	66,59
90s	27,98	25,75	29,19	28,84	65,82	66,01	68,48	66,43
120s	27,94	26,28	28,91	28,49	65,89	62,76	66,60	66,36
150s	27,98	27,33	26,94	28,16	65,35	64,63	68,48	66,31
180s	28,02	28,59	28,39	27,97	68,17	66,47	68,42	66,29

	1000 RPM (Re = 100731)				1400 RPM (Re = 142128)			
Rep.	1	2	3	4	1	2	3	4
30s	193,95	191,32	197,61	193,36	391,21	379,08	389,34	385,22
60s	194,69	189,39	196,65	193,38	391,05	377,47	391,08	384,97
90s	195,87	190,67	197,22	193,46	390,97	366,34	393,54	384,90
120s	195,32	183,74	194,68	193,37	391,04	368,86	390,46	384,97
150s	195,52	183,43	195,02	193,21	391,15	378,90	388,13	384,88
180s	195,62	189,02	197,34	193,09	391,21	378,29	390,94	384,67

Fonte: Próprio autor

Através da média aritmética simples, e do desvio padrão entre as médias de cada réplica, possibilitou a realização da análise de variância para poder decidir sobre a hipótese da igualdade das médias entre cada tempo para cada réplica. Dessa forma, gerou a possibilidade de reduzir o tempo de ensaio.

Para o teste estatístico ANOVA, foi definido a hipótese nula considerando a igualdade das médias, e a alternativa de que nem todas as médias são iguais, utilizando a significância de 5%, com confiabilidade de 95%.

Dessa forma, realizou-se um teste para cada número de Reynolds, considerando o fator tempo em 6 níveis, que estão indicados na Tab. 4.1, que são os tempos de 30 a 180 segundos. O resultado obtido através da análise de variância para cada rotação indicou que todas as médias para todos os tempos de ensaio, são consideradas iguais. Esse resultado pode ser verificado, para a rotação de 400 rpm ($Re = 36489$), apresentado na Tab. 4.2, através do valor-P que foi superior à significância de 0,05, aceitando a hipótese nula e rejeitando a hipótese alternativa.

É possível verificar que para esse teste, o valor-P foi de 0,837 e superior a 0,05, dessa forma é possível aceitar a hipótese nula. Da mesma forma, a Tab. 4.2 indica os valores obtidos para o ensaio utilizando a rotação de 600 rpm ($Re = 58625$).

Da mesma forma que, o resultado anterior, o valor-P encontrado para o $Re = 58625$ é superior a 0,05, dessa forma para esta rotação também se aceita a hipótese nula, concluindo que há a igualdade das médias para cada tempo de ensaio.

Seguindo esse padrão, a Tab. 4.2 mostra os resultados da ANOVA para a rotação de 1000 rpm ($Re = 100731$). Através da análise dos dados obtidos através da análise de variância para o número de Reynolds de 100731, é possível concluir que as médias entre cada tempo são consideradas iguais, através do valor-P, que superou a significância. Sendo assim, considera-se as médias iguais.

Por fim tem-se os resultados encontrados para a ANOVA da rotação de 1400 rpm ($Re = 142128$) também presentes na Tab. 4.2. Ao analisar os dados obtidos neste último experimento, conclui-se o mesmo dos anteriores, que é possível aceitar a hipótese nula, da igualdade das médias. Essa conclusão está embasada no valor-P, que é superior a 0,05.

Na Tab. 4.2 é apresentado um resumo de todos os valores-P encontrados nos experimentos acima, para cada rotação. Dessa forma pode-se concluir que as médias entre os tempos de 30 s a 180 s são consideradas iguais, sendo assim, para os experimentos relacionados a aquisições de pressão, é possível e válido utilizar o tempo de ensaio de 30 s ao invés de algum outro tempo superior. Com isso ganha-se maior tempo na obtenção dos resultados e execução dos experimentos.

Tabela 4.2: Valores F e P encontrados para cada rotação

Rot. (RPM) - Re	Valor F	Valor P
400 - 36489	0,41	0,837
600 - 58625	1,11	0,391
1000 - 100731	0,31	0,902
1400 - 142128	0,08	0,994

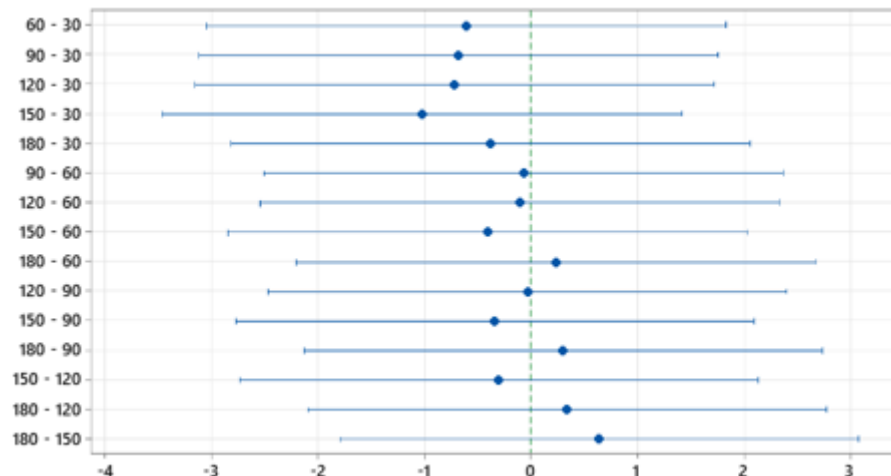
Fonte: Própria do autor

Outro teste realizado para reforçar estes resultados é o de Tukey, que foi executado considerando o mesmo índice de confiabilidade para as diferenças médias entre cada valor de diferença de pressão obtidos para cada tempo de ensaio.

Esse teste, como visto nos tópicos anteriores, faz a comparação entre os pares de fatores, ou seja, entre dois tempos, combinando-os entre si. Dessa forma, para que os fatores sejam considerados iguais, seus intervalos devem conter o ponto 0, caso isso não ocorra, as médias correspondentes serão significativamente diferentes.

Na Fig.4.6 é possível visualizar o resultado do teste de Tukey para os intervalos médios em Re = 36489 (400 rpm).

Figura 4.6: Teste de Tukey para os intervalos médios a Re = 36489 (400 rpm)

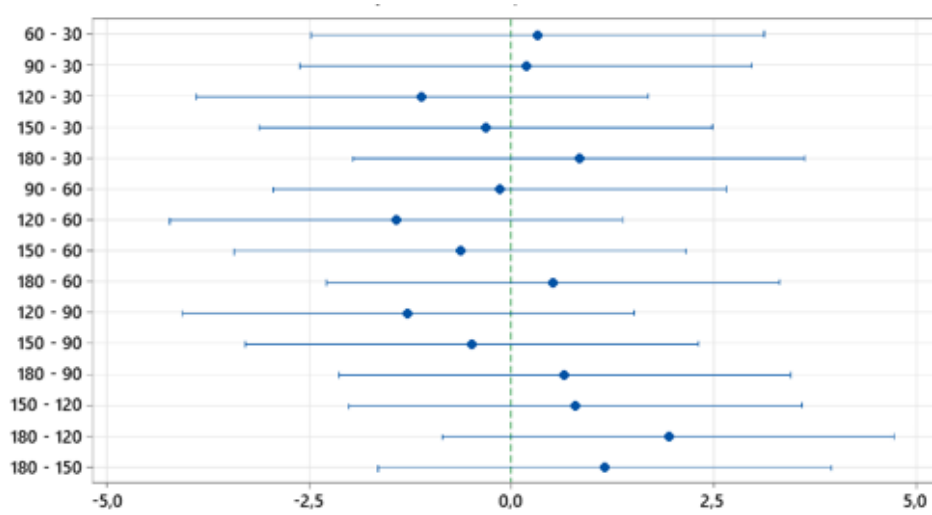


Fonte: Própria do Autor

Através desse teste é possível visualizar que para todos os intervalos comparados, seu valor médio passa pelo ponto 0. Dessa forma pode-se concluir que para Re = 36489 (400 rpm) as médias são consideradas iguais.

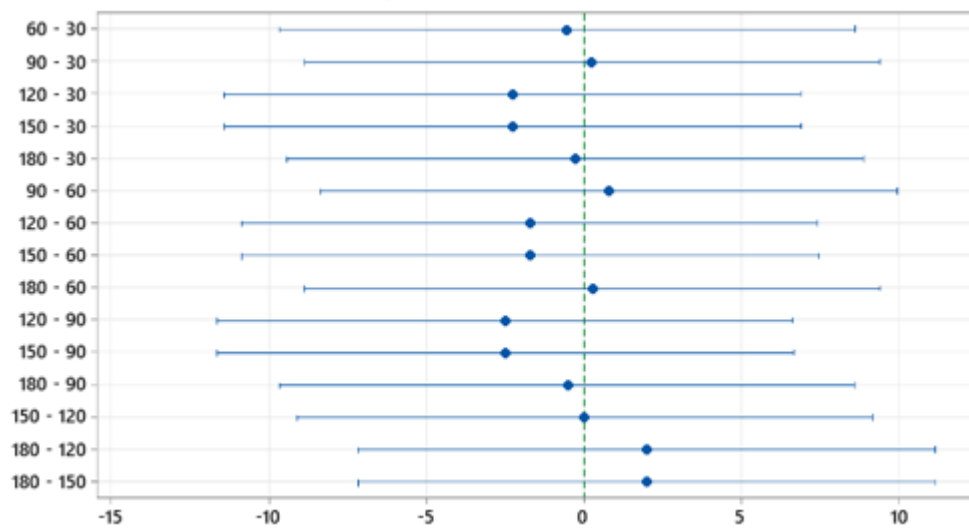
Da mesma maneira, observa-se o mesmo padrão quando se avalia $Re = 58625$, 100731 e 142128 respectivamente, podendo ser visualizadas nas Fig. 4.7, 4.8 e 4.9.

Figura 4.7: Teste de Tukey para os intervalos médios a $Re = 58625$ (600 rpm)



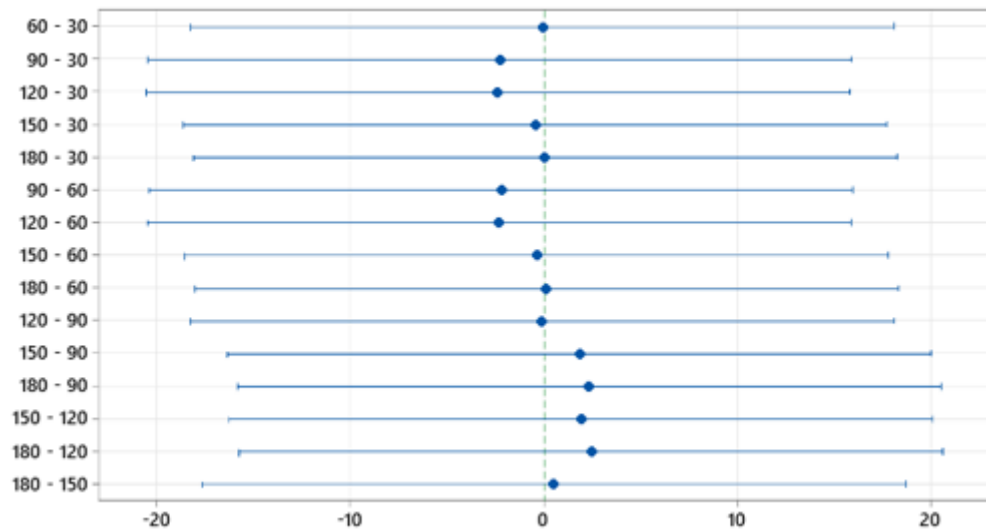
Fonte: Própria do Autor

Figura 4.8: Teste de Tukey para os intervalos médios a $Re = 100731$ (1000 rpm)



Fonte: Própria do Autor

Figura 4.9: Teste de Tukey para os intervalos médios a $Re = 142128$ (1400 rpm)



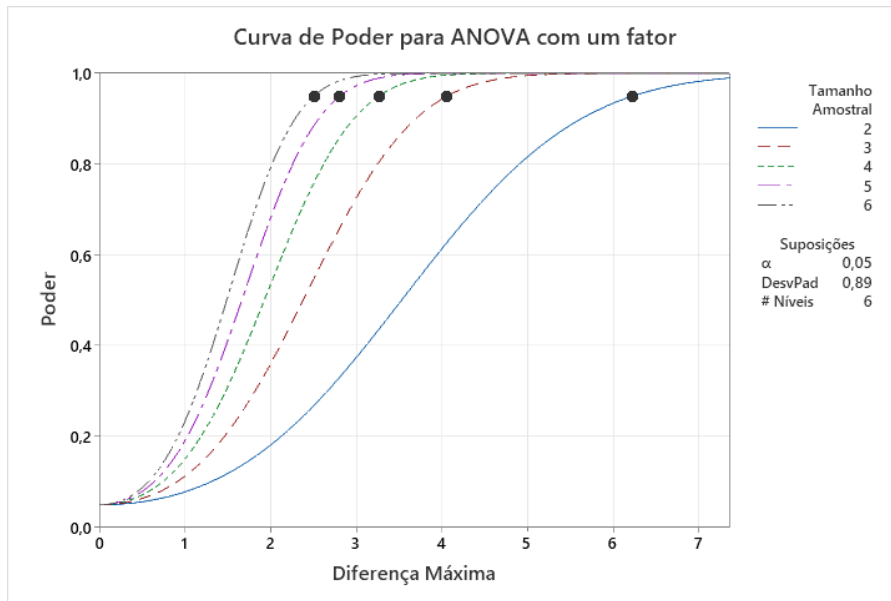
Fonte: Própria do Autor

Além disso, realizou-se um teste de poder para determinação da quantidade de réplicas necessárias para que esse experimento seja considerado confiável, ou seja, a quantidade mínima de repetições necessárias para que os resultados obtidos sejam considerados válidos. É importante ressaltar que esse experimento também foi realizado de maneira individual para cada número de Reynolds para determinar de maneira mais assertiva o número de réplicas para cada teste.

Na Fig. 4.10 é possível visualizar o resultado obtido ao realizar o teste de poder para o número de Reynolds de 36489 (400 rpm). Através do gráfico conclui-se que 4 repetições é um valor ideal para esse tipo de experimento, na qual 2 réplicas conseguem detectar uma diferença máxima entre 6 e 7 kPa entre as médias. Caso sejam realizadas apenas 3 réplicas, essa diferença fica entre 4 e 5 kPa. Para 4 réplicas a máxima diferença percebida fica muito próximas à 5 e 6 repetições, variando de aproximadamente 2,8 a 3,8 kPa.

É importante ressaltar que o desvio padrão utilizado para a obtenção do gráfico é o desvio padrão médio entre cada réplica. Dessa forma, adota-se 4 o número de réplicas mínimo para esse experimento.

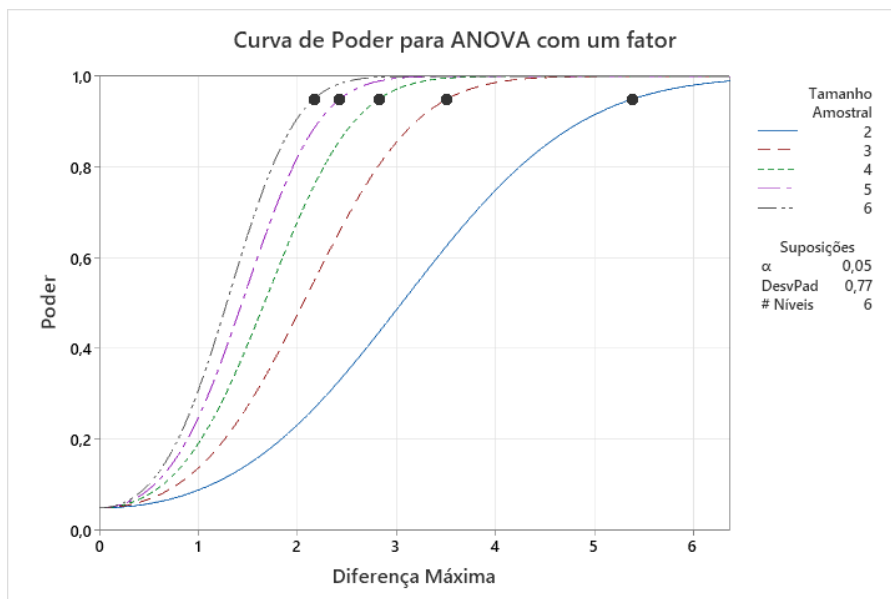
Figura 4.10: Curva de poder para $Re = 36489$ (400 rpm)



Fonte: Própria do Autor

Da mesma forma que a Fig. 4.10, a curva de poder para o número de Reynolds de 58625 (600 rpm) possui o mesmo comportamento, que pode ser verificado através da Fig. 4.11.

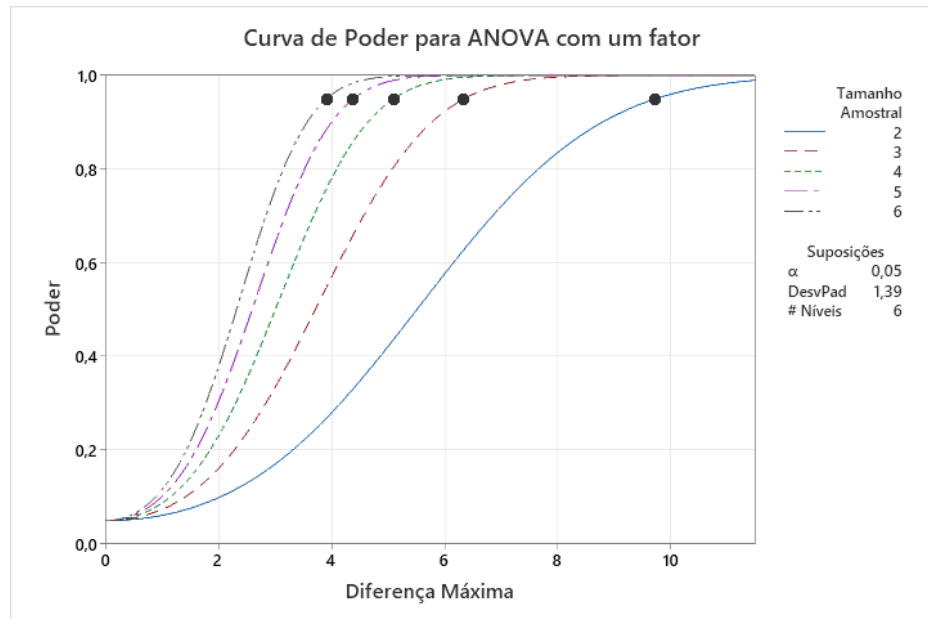
Figura 4.11: Curva de poder para $Re = 58625$ (600 rpm)



Fonte: Próprio Autor

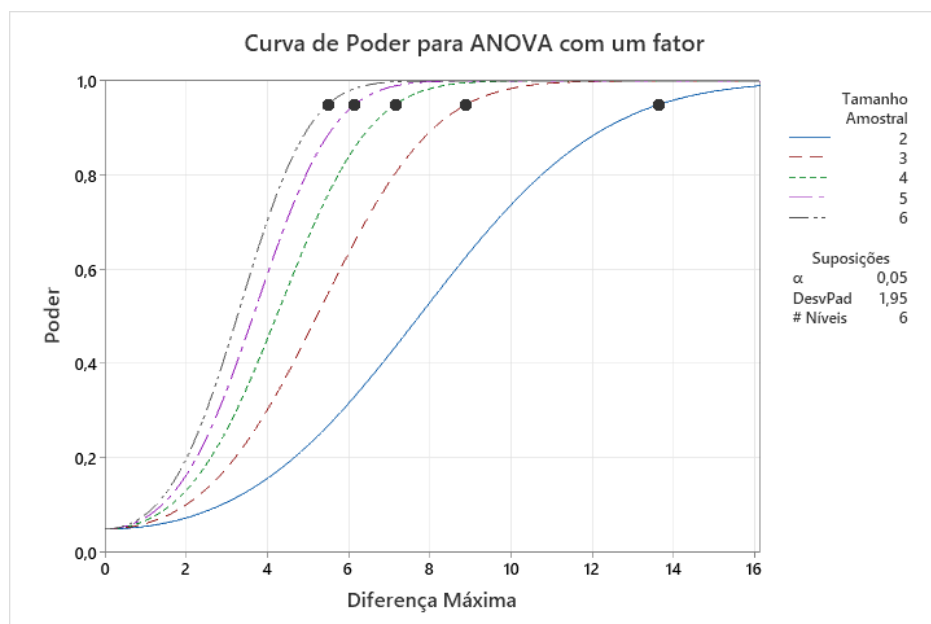
Nas demais análises de poder e tamanho de amostra, pode-se observar que o comportamento para números de Reynolds maiores, referentes aos números de Reynolds de 100731 e 142128 respectivamente, (Fig. 4.12 e 4.13 respectivamente) seguem o mesmo comportamento das anteriores, entretanto observa-se uma variação maior, de 5,0 a 7,0 kPa. Dessa forma, conclui-se que o número ideal de réplicas para o experimento é 4.

Figura 4.12: Curva de poder para $Re = 100731$ (1000 rpm)



Fonte: Próprio Autor

Figura 4.13: Curva de poder para $Re = 142128$ (1400 rpm)



Fonte: Próprio Autor

Através de todos os testes, foi determinado que, poderia ser utilizado o tempo de 30 s para experimentos envolvendo o módulo de pressão para obtenção dos resultados de escoamentos sobre cilindros circulares lisos na faixa de $36489 < Re < 142128$.

Além disso, o teste de poder de amostragem foi realizado para determinar a quantidade de réplicas necessárias, com uma confiabilidade de 95% para a determinação do tempo de ensaio, objetivando uma maior confiança no critério de determinação desse tempo.

4.3 Coeficiente de arrasto e sustentação dos cilindros

Para a determinação dos coeficientes de arrasto e sustentação, primeiramente foram realizados alguns ensaios sem ter feito nenhuma alteração na balança aerodinâmica, utilizando apenas o cilindro “A”, Fig. 3.14. Através dos resultados obtidos verificou-se que a balança poderia estar com problemas relacionados a calibração.

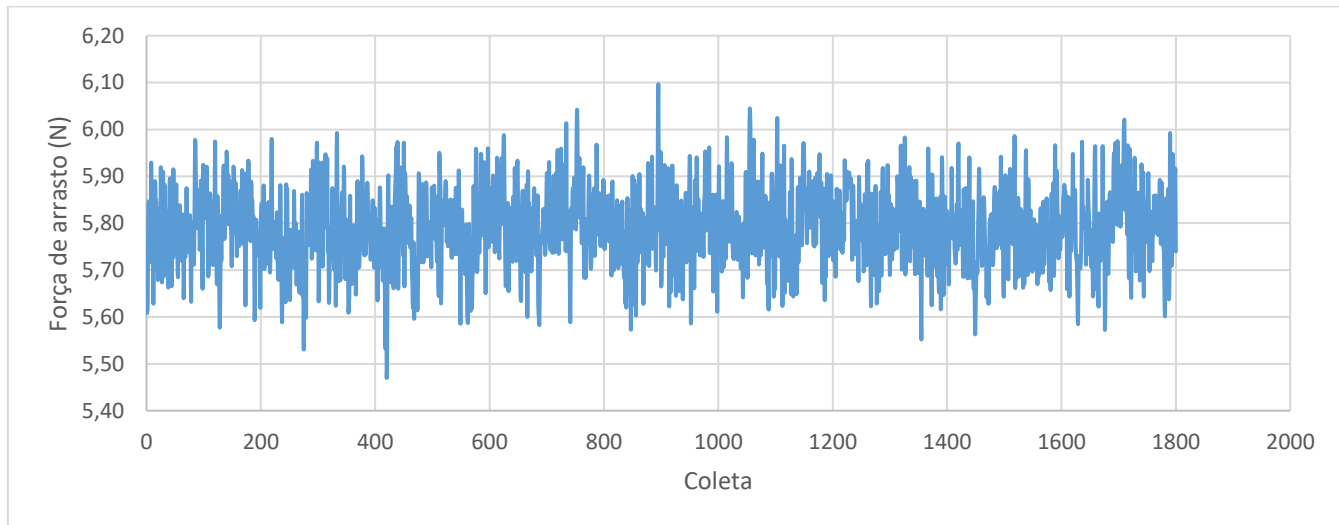
Após isso, foi realizado um aperto nos cabos de aço da balança aerodinâmica e realizado novos experimentos com mais dois novos cilindros (B e C) da Fig. 3.15

Após as tentativas apresentarem resultados fora do esperado, percebeu-se que além dos problemas listados, o *software* que estava sendo utilizado também apresentava problemas, sendo assim, foi feito novos experimentos utilizando o Arduino como outra maneira de fazer a aquisição de dados, respeitando a mesma metodologia descrita para este experimento.

Na Fig. 4.14 é possível visualizar o gráfico obtido no Excel da força de arrasto do cilindro “B” submetido a um escoamento com $Re = 2,92 \times 10^4$. De forma que é através deste gráfico da força em relação ao tempo (ao todo 1800 pontos) que é realizado o cálculo dos coeficientes médios de arrasto e sustentação, sendo que neste gráfico foi calculado o coeficiente de sustentação do cilindro “B”.

Ressalta-se que para todas as réplicas e todos os números de Reynolds simulados é obtido um gráfico neste formato para forças de sustentação e de arrasto, e é através dele que é calculado os valores de seus respectivos coeficientes,

Figura 4.14: Gráfico da força de arrasto em função do tempo cilindro “B”



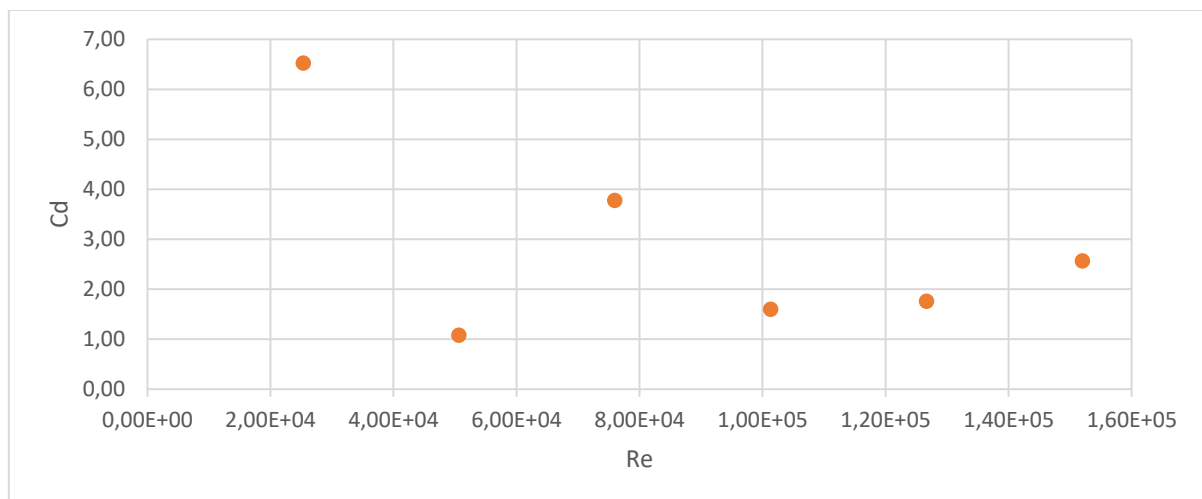
Fonte: Próprio autor

Nos próximos tópicos será exposto todos os resultados e será feito uma comparação entre eles.

4.3.1 Experimentos de escoamentos sobre o Cilindro (A)

O número de Reynolds obtido para a velocidade mais baixa, referente a 5 m/s foi de $2,53 \times 10^4$, e para a maior velocidade, de 30 m/s em R_e de $1,52 \times 10^5$. A área utilizada foi de $0,034656 \text{ m}^2$ (produto entre o diâmetro de $0,076 \text{ mm}$ e a largura de 456 mm). Os valores obtidos para o coeficiente de arrasto da primeira réplica estão expostos na Fig. 4.15.

Figura 4.15: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds

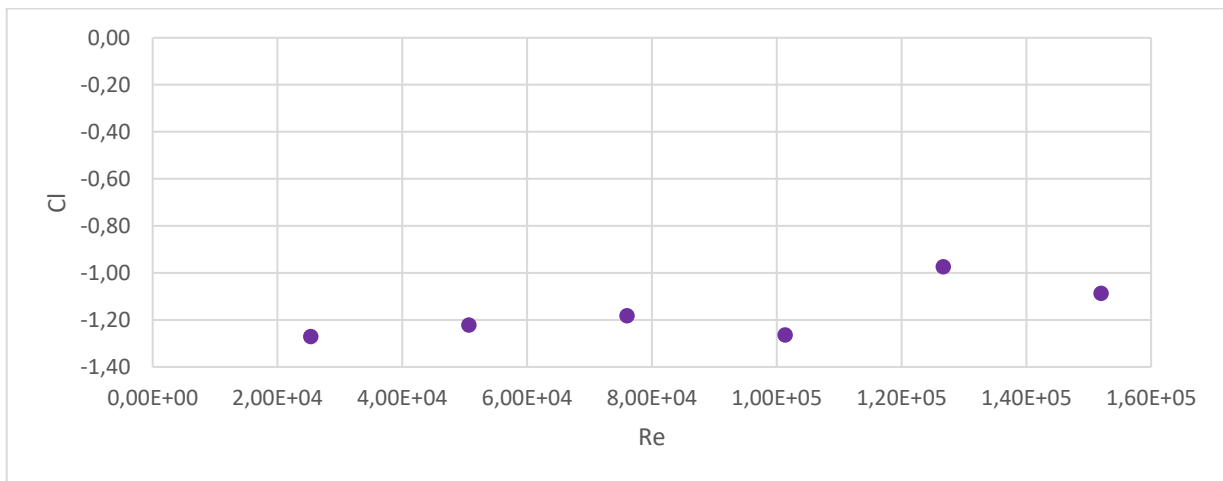


Fonte: Próprio autor

Percebe-se, através desse resultado, que o valor de C_d fica muito longe do esperado, em praticamente todos os números de Reynolds simulados, de forma que, de acordo com as referências, varia de 1,1 a 1,2 indicadas por White (2011) e Chueng e Melbourne (1980) por exemplo, e neste trabalho se torna próximo apenas em dois pontos. Dessa forma pode-se concluir que há algum problema ligado diretamente ao funcionamento da balança aerodinâmica. Um fator que reforça essa conclusão é que para os experimentos ligados à pressão, que foram realizados no mesmo cilindro, apresentaram resultados próximos à literatura.

Da mesma maneira que o coeficiente de arrasto, o coeficiente de sustentação do mesmo cilindro também está longe do esperado, e pode ser visualizado na Fig. 4.16.

Figura 4.16: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds

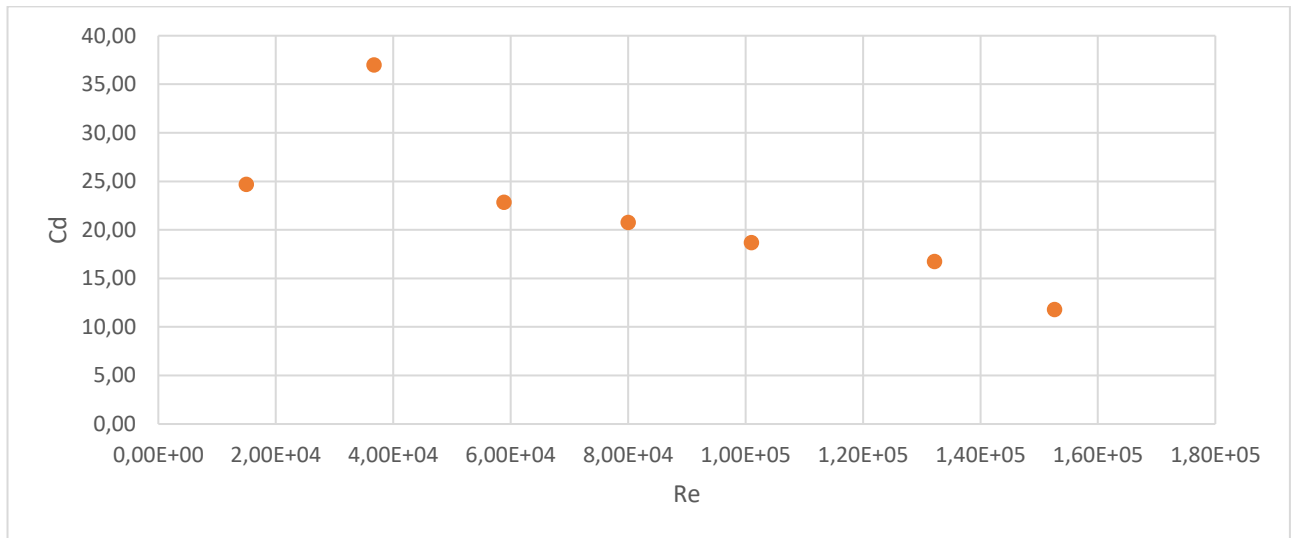


Fonte: Própria do autor

O resultado desse outro gráfico reforça a hipótese de haver problemas de calibração na balança aerodinâmica, visto que o coeficiente de sustentação do cilindro deveria ser próximo a zero, pois é um objeto simétrico e posicionado no centro da seção de testes. Dessa forma a balança está lendo valores de forças de sustentação muito acima do que realmente deveria, e isso também para o arrasto.

Após apertar os cabos de aço da balança, que estavam frouxos, foi realizado uma nova série de experimentos, e os resultados obtidos ficaram ainda mais distantes do esperado. O primeiro resultado, após o aperto dos cabos de aço da balança está apresentado na Fig. 4.17.

Figura 4.17: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds

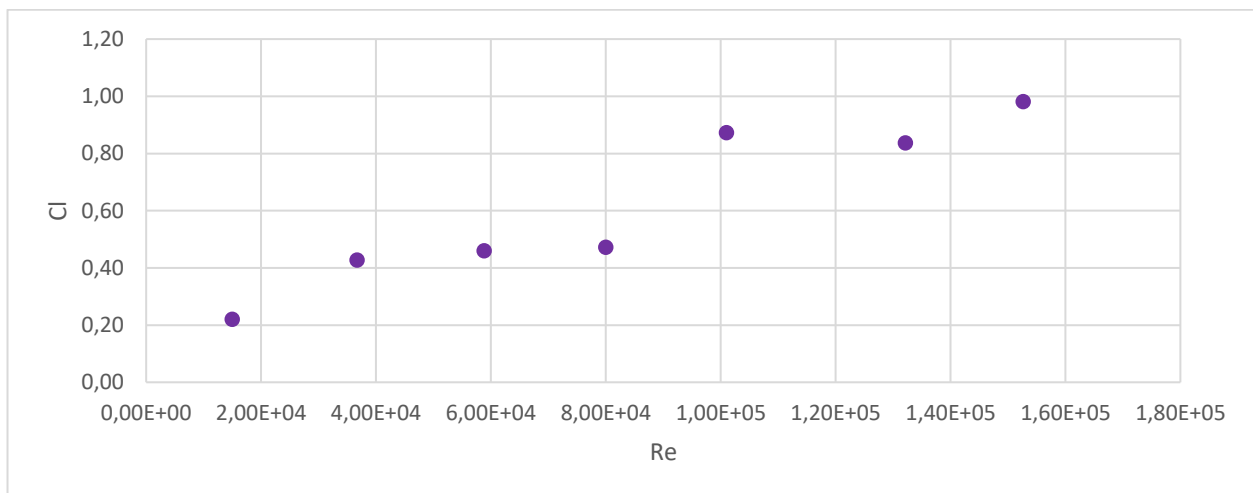


Fonte: Própria do autor

Através desse resultado verifica-se que houve uma piora considerável, de forma que os valores de C_d estão muito acima do esperado e encontrado nas literaturas. Dessa forma, o que se pode concluir que realmente é necessário a realização de uma calibração e que os cabos de aço têm uma interferência considerável nos resultados obtidos através de uma balança aerodinâmica de placa flutuante.

Da mesma forma que o valor de C_d se distanciou do esperado, o coeficiente de sustentação obtido também está muito longe do esperado. Porém, verificou-se que a influência no arrasto foi bem superior à da sustentação, que pode ser visualizado através da Fig. 4.18.

Figura 4.18: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds



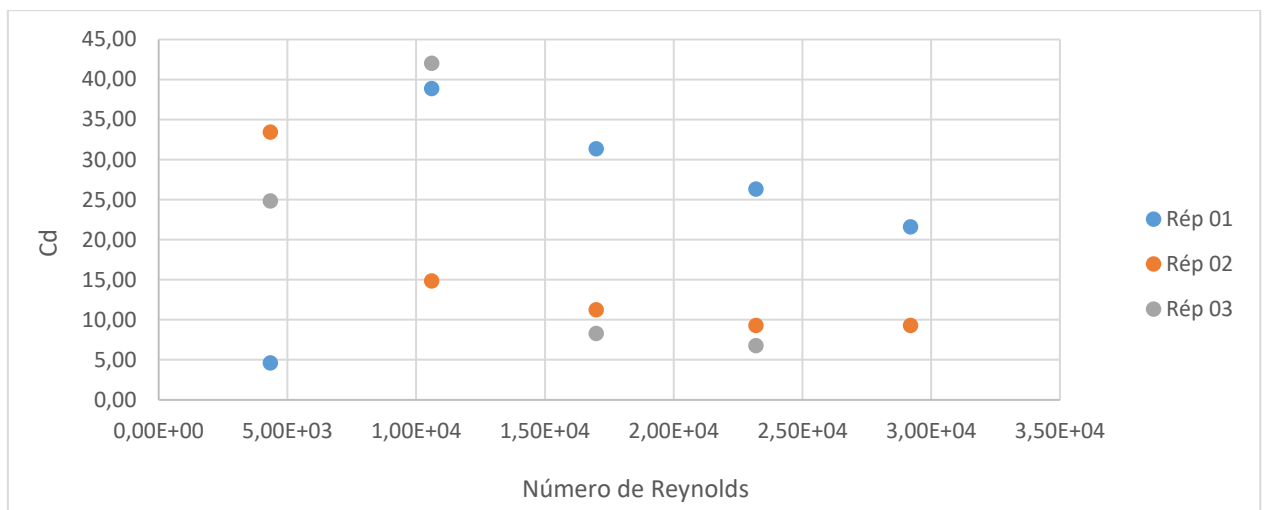
Fonte: Própria do autor

4.3.2 Experimentos de escoamentos sobre o Cilindro (B)

Um segundo cilindro foi utilizado para os experimentos de obtenção do C_d , e C_l , com ao todo dez réplicas para análise, de forma que as três primeiras foram através do *software* do fabricante, posteriormente 4 réplicas com aquisição via Arduino, porém, com o cabo do arrasto desconectado, e por fim, três réplicas utilizando o Arduino, porém, com o cabo do arrasto conectado e fazendo a leitura simultânea de arrasto e de sustentação. Os valores de Re obtidos para esse cilindro estão entre $4,34 \times 10^3$ e $2,92 \times 10^4$, e área de $0,010098 \text{ m}^2$ (produto entre o comprimento do cilindro de 456 mm e seu diâmetro de 22 mm).

Na Fig. 4.19, é possível visualizar as três primeiras réplicas realizadas utilizando a aquisição através do *software* do fabricante.

Figura 4.19: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds

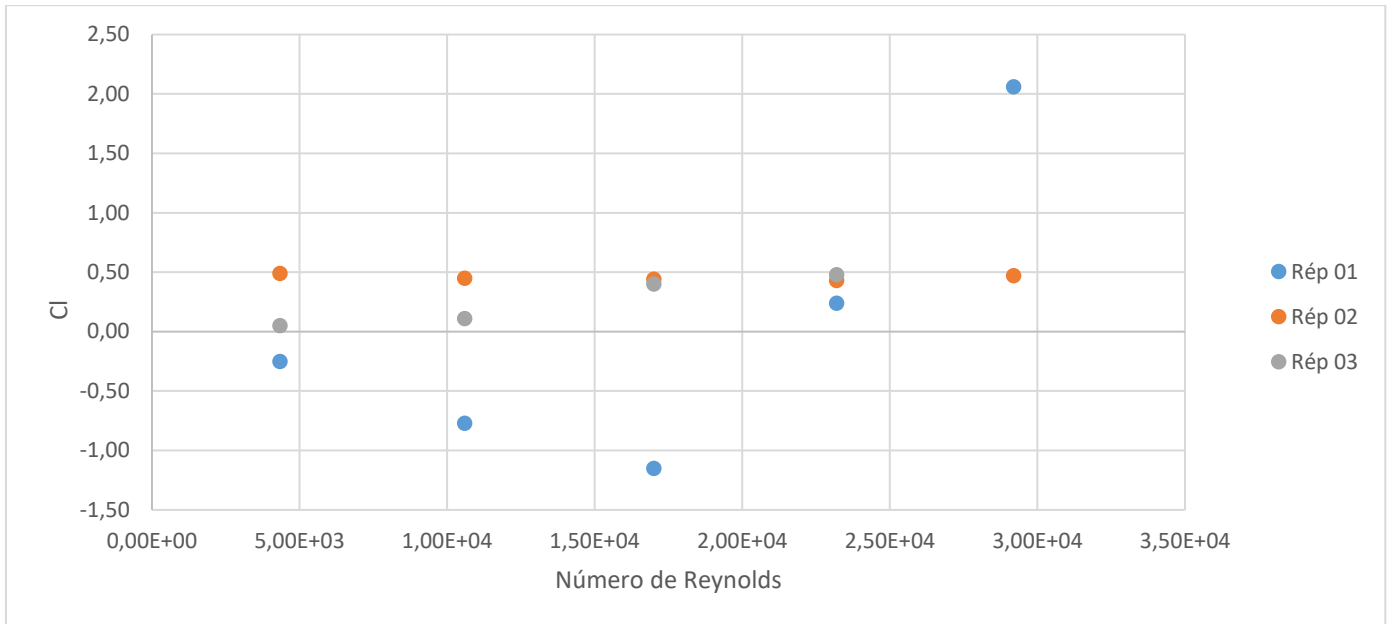


Fonte: Própria do autor

Da mesma maneira que os demais experimentos, o coeficiente de arrasto do cilindro para as três réplicas atingiu um valor muito superior aos valores de referência, visto que seu valor deveria estar entre 1,0 e 1,3. Dessa forma, é reiterado que a balança precisa de uma análise mais detalhada para investigar a causa da diferença de valores obtida. Além disso, percebe-se que não há um padrão nos resultados medidos pela balança, visto que não houve repetibilidade.

A Fig. 4.20, mostra os resultados obtidos para os coeficientes de sustentação do mesmo cilindro.

Figura 4.20: Coeficiente de sustentação (Cl) em função do número de Reynolds através do *software* do fabricante



Fonte: Próprio autor

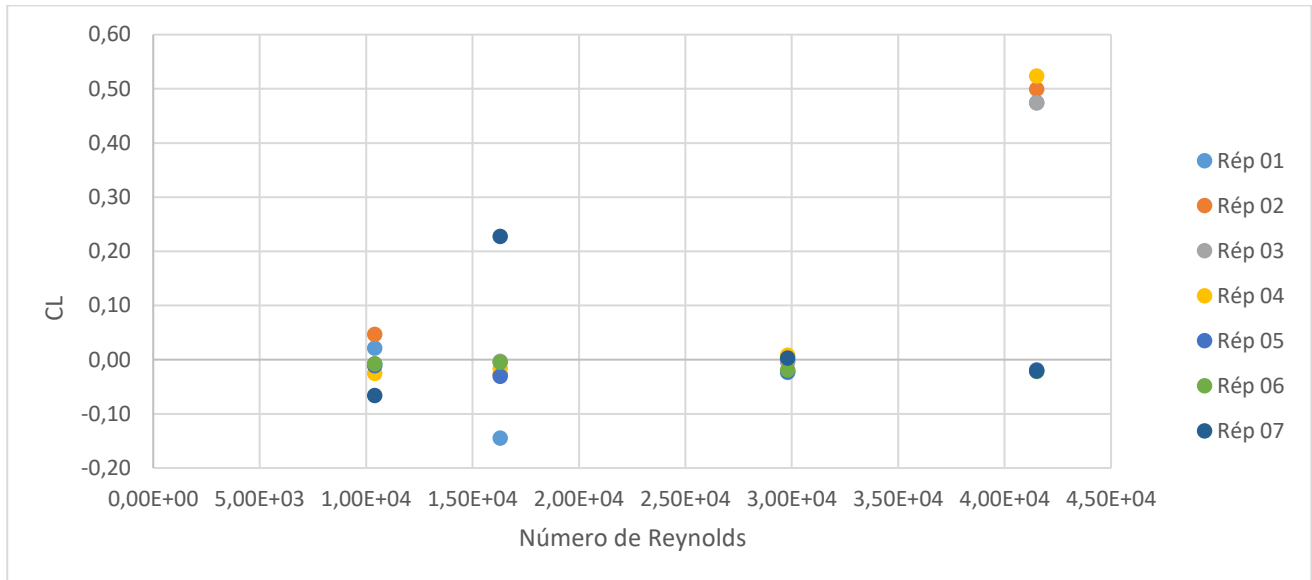
Através da análise destes resultados, é possível concluir que, apesar dos resultados serem melhores quando comparado aos do coeficiente de arrasto, ainda não é possível considerá-los corretos pois ainda estão longe do esperado, especificamente, o coeficiente de sustentação deveria ser nulo.

Ao término desta parte foi constatado que além dos problemas de calibração encontrados na balança, havia também um problema no próprio *software* do fabricante durante a aquisição dos dados. Dessa forma necessitou-se desenvolver uma nova maneira de realizar a aquisição dos dados, e a forma mais prática encontrada foi através do Arduino.

Em um primeiro momento, realizou-se experimentos levando em consideração apenas a parte de sustentação da balança devidamente calibrada, de forma que a célula de carga responsável pela medição das forças de arrasto, juntamente com seu cabo de aço, estava totalmente desconectada da balança. Dessa forma realizou-se 4 réplicas apenas para a sustentação. Após esse procedimento foram realizadas mais 3 réplicas com o arrasto conectado e devidamente calibrado, com leitura simultânea das forças de arrasto e de sustentação.

As velocidades médias utilizadas variaram de 7,34 m/s a 29,23 m/s, resultando em uma faixa do número de Reynolds de $1,04 \times 10^4$ a $4,15 \times 10^4$. Através do gráfico da Fig. 4.21 é possível visualizar os resultados das 7 réplicas.

Figura 4.21: Coeficiente de sustentação (Cl) em função do número de Reynolds



Fonte: Próprio autor

Através da análise dos coeficientes de sustentação é possível visualizar que houve melhora dos resultados, de forma que pode ser visualizado que todos eles estão próximos entre si e oscilando em torno de zero. Ao avaliar as quatro primeiras réplicas pode-se notar que para os 3 primeiros números de Reynolds (10400, 16300 e 29800) o resultado é excelente, principalmente se comparado aos resultados obtidos ao utilizar o *software* antigo (fornecido pelo fabricante), tendo apenas o ponto azul claro, referente à réplica 01, que se afasta sutilmente do padrão ($cl = -0,13$), porém ainda pode-se considerar um resultado confiável. Apenas o resultado referente ao número de Reynolds de 41500 que o resultado fica longe do esperado, podendo caracterizar um problema na qualidade do escoamento para velocidades superiores. Porém, mesmo assim é perceptível que houve um padrão de repetição nos resultados.

Através dos demais resultados, das réplicas 05 até 07 é percebido que ao conectar o arrasto e realizar a calibração completa do equipamento, os resultados foram ainda melhores, corrigindo o problema encontrado com velocidades superiores, melhorando inclusive os resultados obtidos para as velocidades mais baixas também. Vale ressaltar que no número de Reynolds de 16300, a réplica 07 foge dos demais devido a um contato externo que houve na balança durante o experimento e alterou o resultado.

Com isso, pode-se validar a calibração da balança e da utilização do novo método de aquisição de dados, de forma que para os dois casos, sem estar conectado o cabo de aço que liga o arrasto e ao conectá-lo, o resultado, em sua maioria, foi mantido, e melhorado para velocidades mais elevadas, como no caso do Reynolds de 41500.

O desvio padrão do coeficiente de sustentação de cada grupo de experimentos pode ser visualizado na Tab. 4.3.

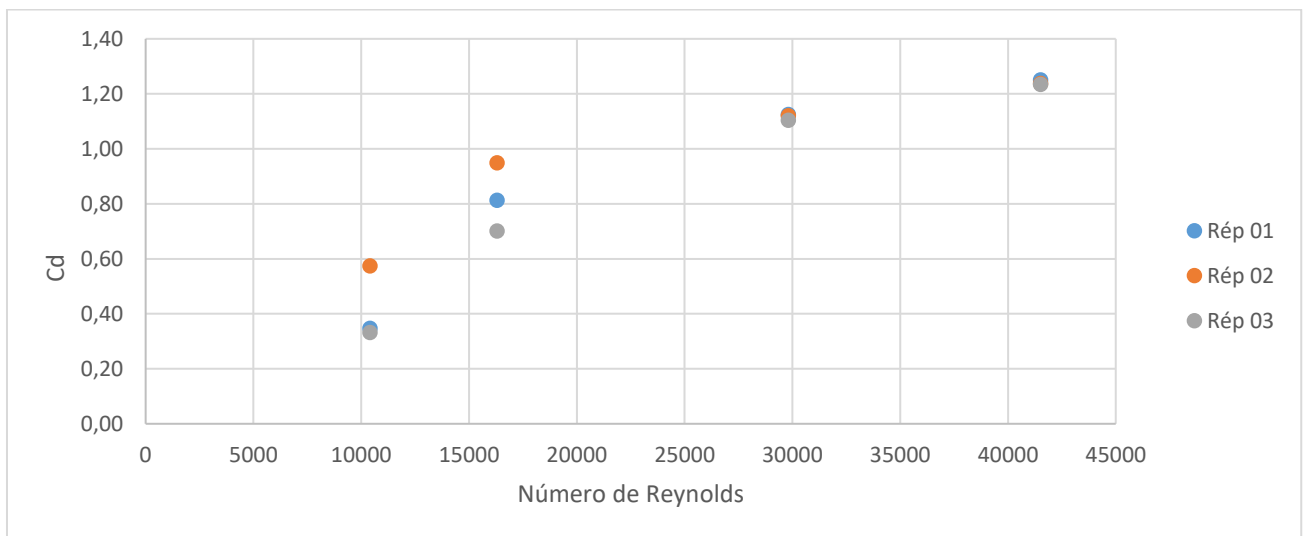
Tabela 4.3: Desvio padrão de cada conjunto de experimentos

Número de Reynolds	Desvio Padrão	
	Rép. 1 a 4	Rép. 5 a 7
10400	0,028	0,008
16300	0,057	0,011
29800	0,012	0,014
41500	0,021	0,003

Fonte: Próprio autor

De forma que a primeira coluna do desvio padrão é referente às 4 primeiras réplicas, e a última coluna referente às 3 últimas. Esse valor reforça que o resultado foi melhor ao conectar o arrasto e fazer uma nova calibração, principalmente ao se analisar o desvio padrão para o maior número de Reynolds. Já para o coeficiente de arrasto, realizou-se apenas três réplicas, e seus resultados podem ser visualizados na Fig. 4.22.

Figura 4.22: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds



Fonte: Próprio autor

Ao analisar os resultados pode-se concluir que houve também uma melhora nos valores obtidos, de forma que para altas velocidades (Reynolds de 29800 e 41500) os resultados estão totalmente dentro do esperado se comparado ao que se tem na literatura e à trabalhos de outros autores. Porém, apesar de melhorar os resultados, ao analisar em baixas velocidades, principalmente no Reynolds de 10400, o valor do Cd está inferior ao esperado. Esse valor pode ser justificado por conta do peso do cilindro, de forma que para as velocidades utilizadas não é possível obter com tanta precisão o valor do coeficiente de arrasto. Entende-se que, se o cilindro fosse mais leve, o escoamento seria capaz de movê-lo mais adequadamente, de tal forma que a célula de carga conseguisse marcar coerentemente a força de arrasto.

Na Tab. 4.4 pode ser visualizado os valores obtidos do desvio padrão para cada velocidade utilizada.

Tabela 4.4: Desvio padrão do coeficiente de arrasto

Número de Reynolds	Desvio padrão
10400	0,110
16300	0,101
29800	0,009
41500	0,007

Fonte: Próprio autor

Ao analisar a tabela 4.5, é possível notar que apesar dos valores do coeficiente de arrasto ficarem longe do esperado para as velocidades mais baixas, o desvio padrão é baixo, de forma que é notável um padrão de repetibilidade nos resultados obtidos, sendo assim, é verificado que este problema possa ser em função do peso do corpo de ensaio e da dificuldade se obter maior precisão de obtenção das forças de arrasto nesse túnel de vento a baixas velocidades. Nota-se também que para as duas maiores velocidades o desvio padrão é aproximadamente 15,7 vezes menor.

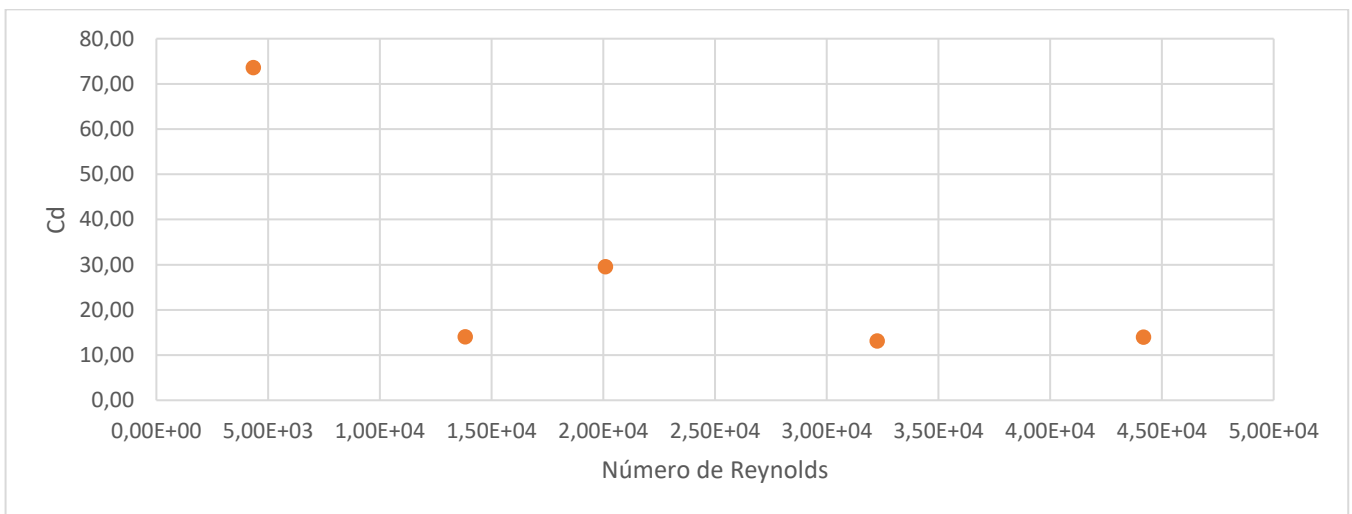
4.3.3 Experimentos de escoamentos sobre o Cilindro (C)

Seguindo o mesmo padrão dos ensaios anteriores, realizou-se um ensaio em outro cilindro, com dimensões menores, pois havia uma possibilidade de parte da diferença entre os dados obtidos em cada experimento ser em função das dimensões do cilindro “A”, que é considerado grande para a seção de testes do túnel de vento.

Esse cilindro é mais encurtado que os demais, possibilitando a captação dos efeitos de borda, pois seu comprimento não é próximo ao da seção de testes do túnel.

Dessa forma, a Fig. 4.23 ilustra o que foi obtido ao fazer o experimento para obter os coeficientes de arrasto e sustentação para outro cilindro. A nova faixa de Reynolds obtida para esse cilindro varia entre $4,34 \times 10^3$ e $4,42 \times 10^4$. Porém, independentemente disso, a faixa de C_d esperada é a mesma para o cilindro (B), no experimento anterior.

Figura 4.23: Coeficiente de arrasto (C_d) em função do número de Reynolds

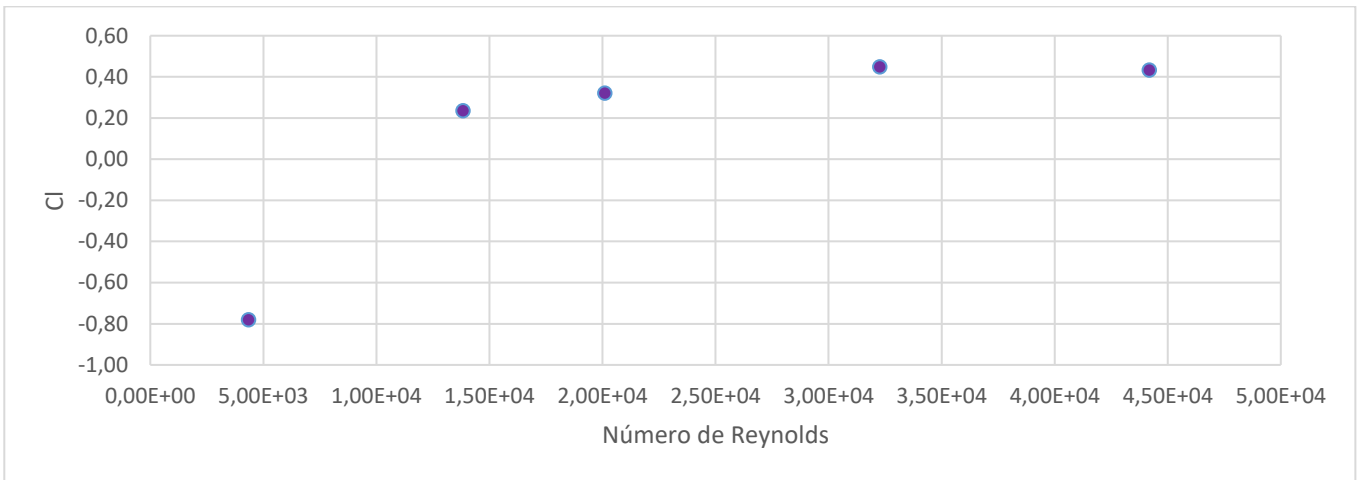


Fonte: Própria do autor

Pode-se perceber que, da mesma maneira que os experimentos anteriores de arrasto e sustentação, o valor esperado de C_d está muito acima do esperado, descartando-se então a hipótese de que seria a dimensão do cilindro causando tamanha diferença de resultados.

Da mesma forma que o C_d , o C_l obtido para o cilindro “C” não atinge o valor esperado, com uma mudança brusca de valor entre os 2 primeiros valores do número de Reynolds ensaiados, se mantendo praticamente constante nos últimos 3 valores de R_e . (Fig. 4.24).

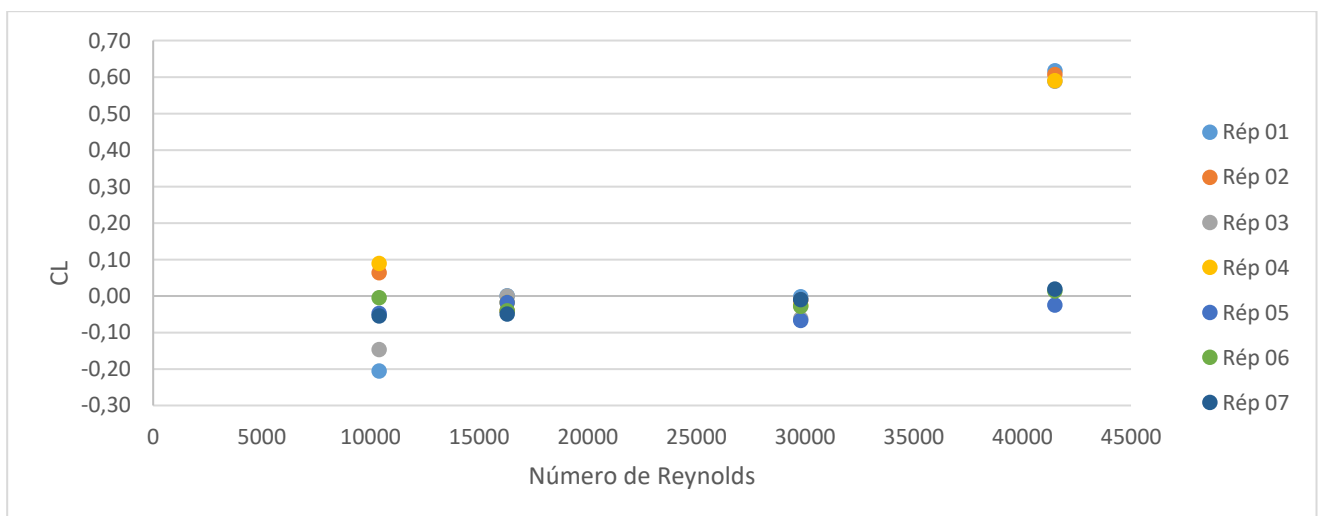
Figura 4.24: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds



Fonte: Própria do autor

Após a calibração da balança, da mesma forma que foi descrita no tópico anterior, pôde ser obtido os valores dos coeficientes de arrasto e sustentação para o cilindro “C”. Na Fig. 4,25, é possível visualizar o resultado obtido para os 7 experimentos de obtenção do coeficiente de sustentação, de forma que, os quatro primeiros foram realizados com apenas a componente da sustentação da balança, ou seja, o cabo do arrasto estava desconectado da placa, juntamente com o cabo de dados do arrasto. As três últimas réplicas foram executadas com o cabo do arrasto conectado.

Figura 4.25: Coeficiente de sustentação (C_l) em função do número de Reynolds



Fonte: Próprio autor

Através dos resultados pode-se perceber que segue o mesmo comportamento do cilindro B, exposto no tópico anterior, de forma que, para o número de Reynolds mais baixo, o coeficiente de sustentação sofreu uma oscilação maior, porém ainda melhor do que o que foi observado nos resultados utilizando o *software* do fabricante. Da mesma forma que no cilindro B, para o maior número de Reynolds, foi obtido um resultado fora do esperado, porém mantendo um padrão.

Já para os três últimos experimentos, réplicas de 05 a 07, é possível perceber que houve uma melhora em todos os resultados, principalmente nos números de Reynolds mais elevados. Esse resultado também reforça que a calibração dinâmica do equipamento com o arrasto conectado melhorou o resultado.

Outra maneira de enfatizar o resultado, é através da tabela do desvio padrão, que pode ser visualizado através da Tab. 4.5.:

Tabela 4.5: Desvio padrão para cada grupo de experimentos

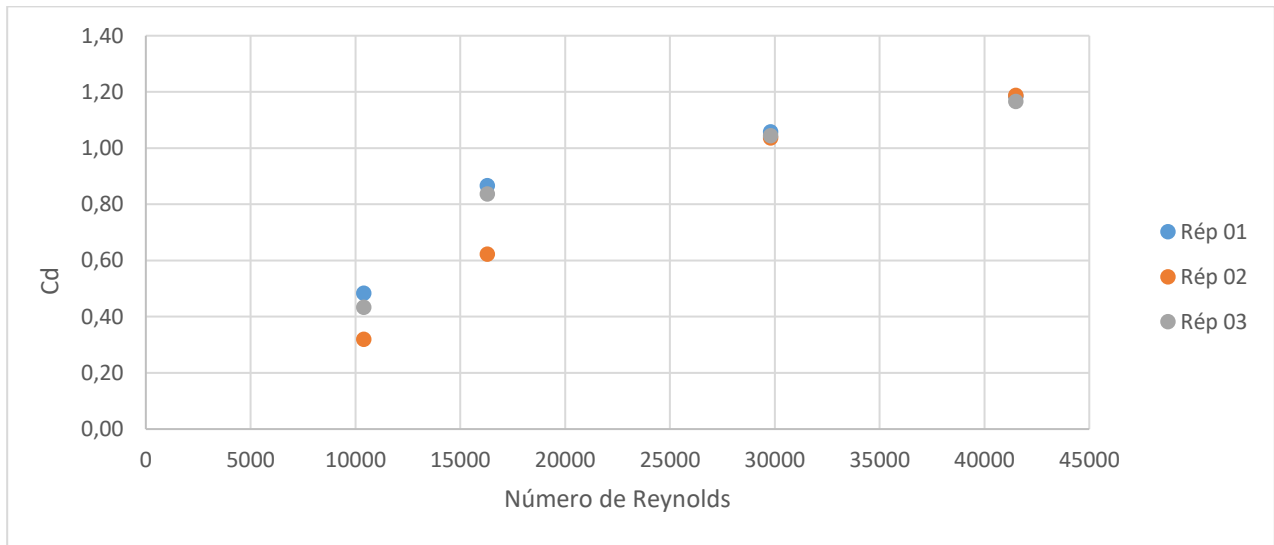
Número de Reynolds	Desvio Padrão	
	Rép. 1 a 4	Rép. 5 a 7
10400	0,128	0,022
16300	0,016	0,014
29800	0,023	0,024
41500	0,012	0,020

Fonte: Próprio autor

De forma que, a primeira coluna se refere ao desvio padrão obtido ao analisar as quatro primeiras réplicas, e a segunda coluna representa as três últimas. Ao analisar percebe-se que, nos resultados com Reynolds de 41500 nas 4 primeiras réplicas, que fugiram do esperado, o desvio padrão foi baixo (0,020), indicando que há repetibilidade no experimento. Outro fator que melhora é o resultado obtido para o número de Reynolds 10400, onde o resultado se aproxima de zero.

Ao analisar o coeficiente de arrasto, realizou-se apenas três réplicas, e seus resultados podem ser visualizados na Fig. 4.26.

Figura 4.26: Coeficiente de arrasto em função do número de Reynolds



Fonte: Próprio autor

Percebe-se através dos resultados que o comportamento deste gráfico se assemelha ao que foi visto do cilindro B, de forma que à baixos números de Reynolds não foi possível obter com tamanha precisão o valor do coeficiente de arrasto do cilindro “C”. Apesar disso, o valor de Cd para os números de Reynolds mais elevados (29800 e 41500) foi possível obter o resultado dentro do esperado, reforçando que a calibração dinâmica da balança juntamente com o novo método de aquisição de dados foi produtiva para os resultados do presente trabalho.

Através da Tab. 4.6, é possível visualizar o desvio padrão dos resultados do coeficiente de arrasto para este cilindro.

Tabela 4.6: Desvio padrão dos experimentos de coeficiente de arrasto

Número de Reynolds	Desvio padrão
10400	0,069
16300	0,109
29800	0,009
41500	0,010

Fonte: Próprio autor

Pode-se perceber que, para os dois melhores resultados o desvio padrão é baixo, indicando uma repetibilidade deste experimento, e esse padrão é mantido para todos os experimentos para obtenção do coeficiente de arrasto.

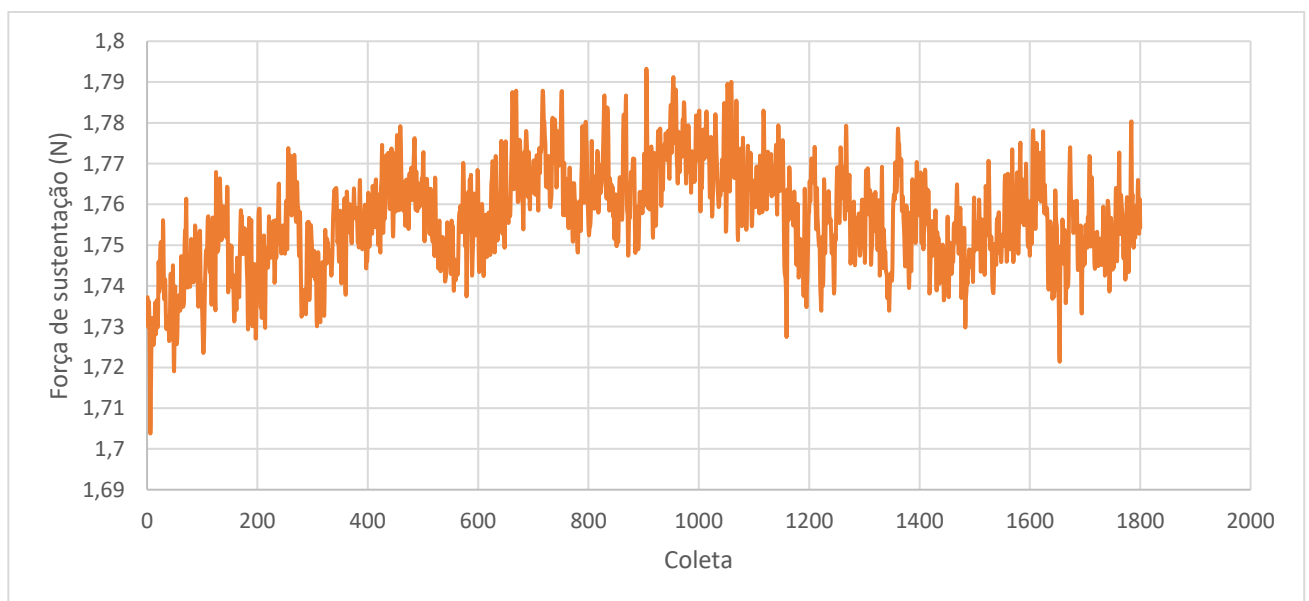
4.4 Coeficiente de arrasto e sustentação NACA 0012

Os experimentos para obtenção dos coeficientes e de arrasto do aerofólio NACA0012 seguem o mesmo padrão dos experimentos utilizando os cilindros circulares. Dessa forma, em um primeiro momento, realizou-se cinco réplicas utilizando a balança aerodinâmica com o cabo do arrasto desconectado da placa flutuante na rotação de 600 rpm, que representa um número de Reynolds de 133548. Dentro destas cinco primeiras réplicas, uma delas (rép. 02) foi desenvolvida com a rotação do aerofólio, para variar o ângulo de ataque, no sentido anti-horário, para efeito comparativo.

Posteriormente, no mesmo número de Reynolds, foi conectado o cabo de aço do arrasto na placa flutuante, realizada a calibração e por fim, os experimentos (da mesma maneira que foi feito nos cilindros), sendo um com rotação no sentido horário e outro no anti-horário, também para efeito comparativo. É importante ressaltar que esta rotação pôde ser feita para comparação pois este aerofólio é simétrico.

Da mesma maneira que nos cilindros, ao analisar o aerofólio obtém-se um gráfico da força em relação ao tempo, conforme as Fig. 4.29 e 4.30. Na Fig. 4.27 é possível visualizar o gráfico da variação da força de sustentação no aerofólio NACA 0012 submetido ao $Re = 240387$, com ângulo de ataque de 1° .

Figura 4.27: Força de sustentação em relação ao tempo NACA 0012 com $AOA=1^\circ$
 $Re=240387$

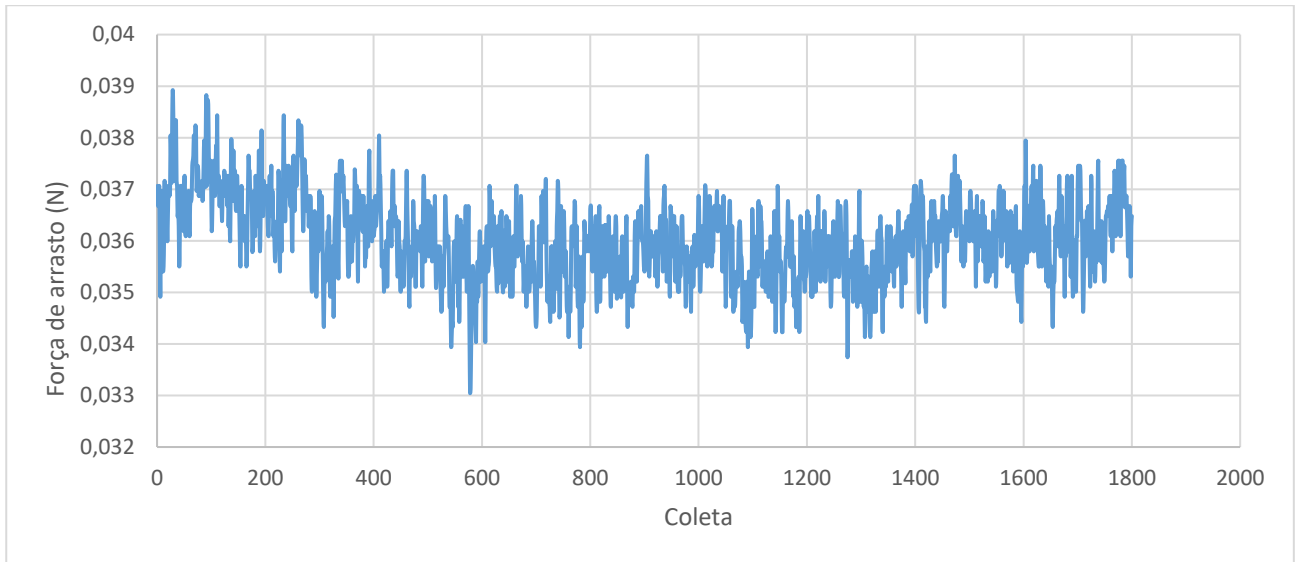


Fonte: Próprio autor

Já na Fig. 4.28 pode-se visualizar a variação da força de arrasto para o aerofólio submetido às mesmas condições do gráfico da Fig. 4.27.

Ressalta-se que é através destes valores que é feito o cálculo dos coeficientes médios de sustentação e de arrasto.

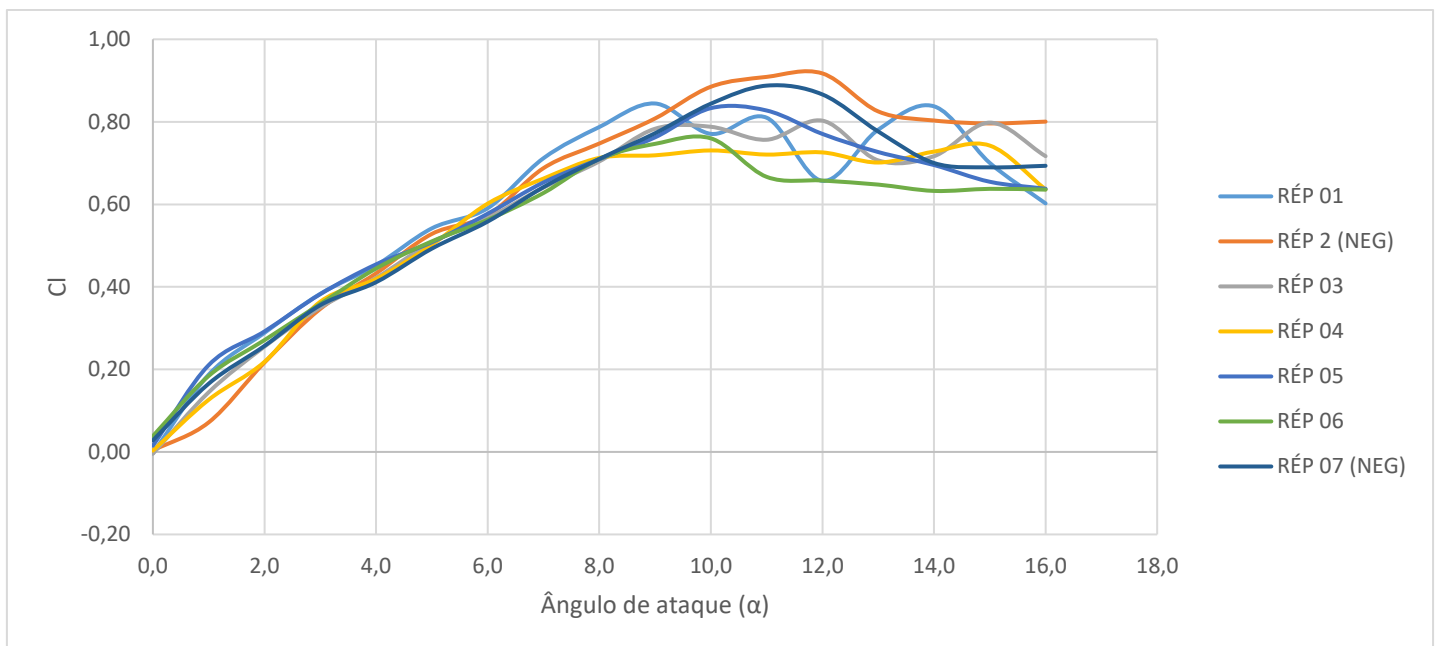
Figura 4.28: Força de arrasto em relação ao tempo NACA 0012 com $AOA=1^\circ$ $Re=240387$



Fonte: Próprio autor

O primeiro resultado pode ser visualizado na Fig. 4.29.

Figura 4.29: Coeficiente de sustentação do aerofólio NACA0012 ($Re = 133548$)

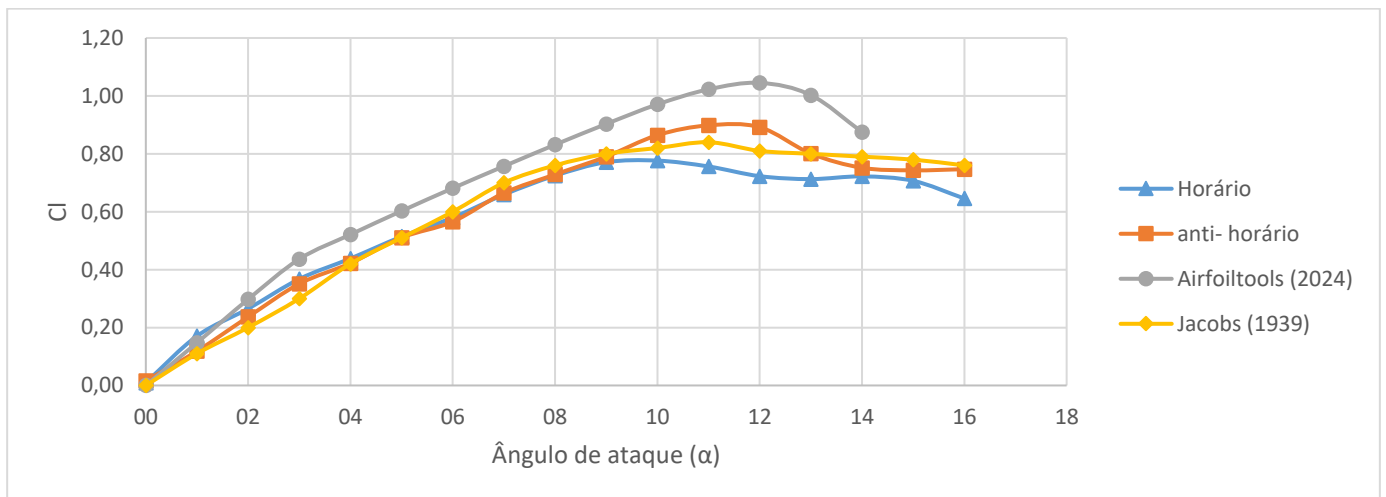


Fonte: Próprio autor

Através do gráfico da Fig. 4.29, é possível verificar que para todas as réplicas, até o ângulo de ataque em 9° tem-se um padrão no valor do Cl, de forma que todos os resultados se aproximam. Apenas a partir de um ângulo de ataque em 10° que é possível notar um afastamento entre cada réplica, onde já é dado início ao descolamento da camada limite, e o aerofólio entra na região de estol. Outro ponto importante a ser observado é que, após a conexão do cabo do arrasto e realização de outra calibração, não houve mudança notável nos resultados de sustentação, que também reforçam que se tem uma certa confiabilidade no equipamento e em sua calibração. Neste gráfico já é possível notar que as duas réplicas, que foram ensaiadas fazendo rotação no sentido anti-horário, apresentaram valores de Cl superiores aos demais, e o descolamento se deu a partir do ângulo 11° , acredita-se que nestes casos que o peso do aerofólio possa ter afetado este resultado, pois esse padrão se repete em todos os experimentos com diferentes números de Reynolds.

Na Fig. 4.30, pode-se visualizar um gráfico comparando o coeficiente médio de sustentação no sentido anti-horário, no sentido horário com o de outros autores, Jacobs (1939) e também obtido no site Airfoiltools (2024).

Figura 4.30: Coeficiente de sustentação do Naca0012 ($Re = 133548$)



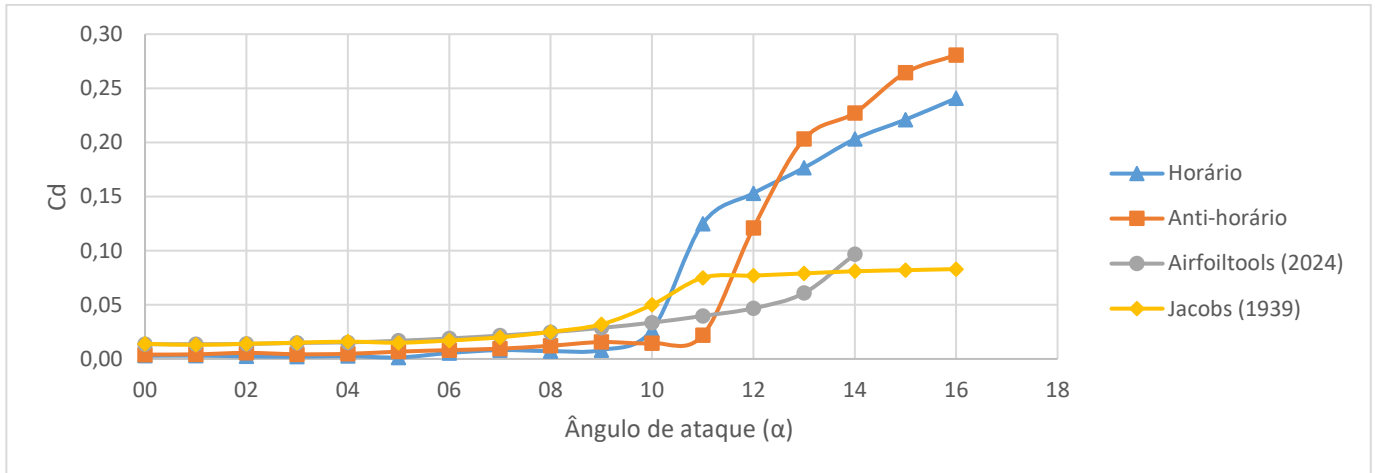
Fonte: Próprio autor

Percebe-se que o resultado obtido tanto no sentido anti-horário quanto no sentido horário se aproxima dos resultados de Jacobs (1939) e do apresentado pelo airfoil tools, de forma que o descolamento ocorre para praticamente os mesmos ângulos de ataque entre 11° e 12° .

Ao analisar o coeficiente de arrasto percebe-se que esta diferença em relação ao sentido da rotação é o mesmo, de forma que ao rotacionar no sentido horário, o ângulo inicial do desc-

colamento se dá com um ângulo de ataque de 9° , e quando rotaciona-se no sentido anti-horário este ângulo de ataque é em 11° . Seu resultado pode ser visualizado através da Fig. 4.31.

Figura 4.31: Coeficiente de arrasto do Naca0012 ($Re = 133548$)

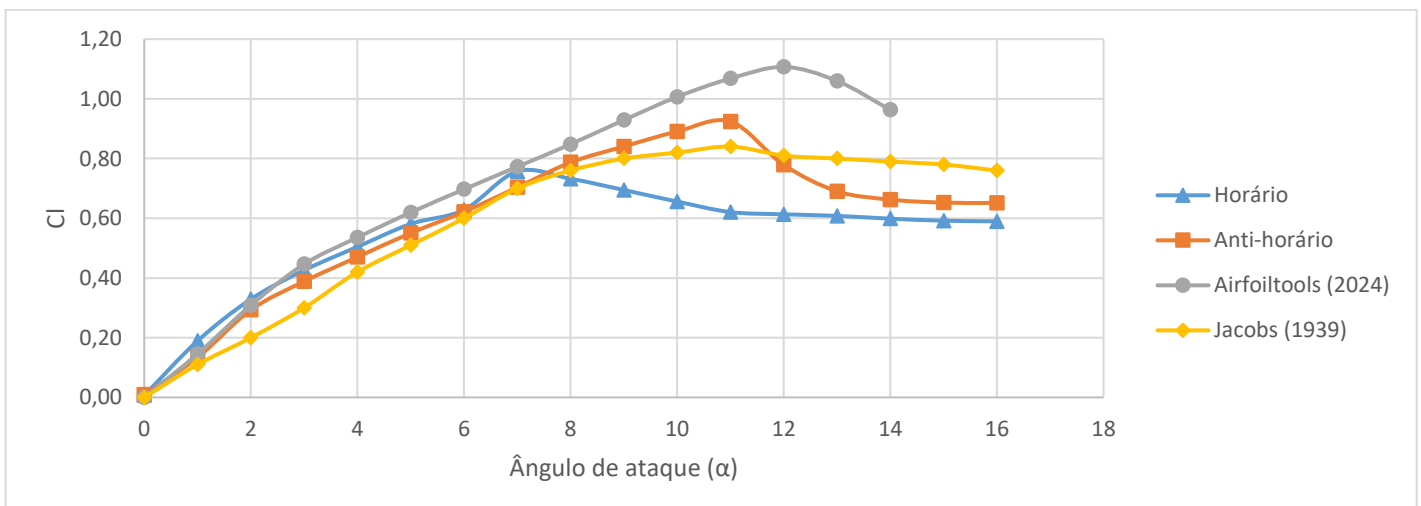


Fonte: Próprio autor

Além disso, ao observar a comparação com Jacobs (1939) e com o Airfoilttools (2024), percebe-se que, apesar do ângulo de ataque do descolamento ser próximo, o gráfico está deslocado. Isso pode se dar por conta dos efeitos tridimensionais e por conta da faixa de operação da balança, de forma que, talvez ao utilizar uma célula de carga de 5,0 kg, ao invés da de 10,0 kg, ter uma precisão maior.

Ao fazer os mesmos experimentos, porém com um número de Reynolds de 240387, pode-se verificar os mesmos resultados na Fig. 4.32.

Figura 4.32: Coeficiente de sustentação do aerofólio NACA 0012 ($Re = 240387$)



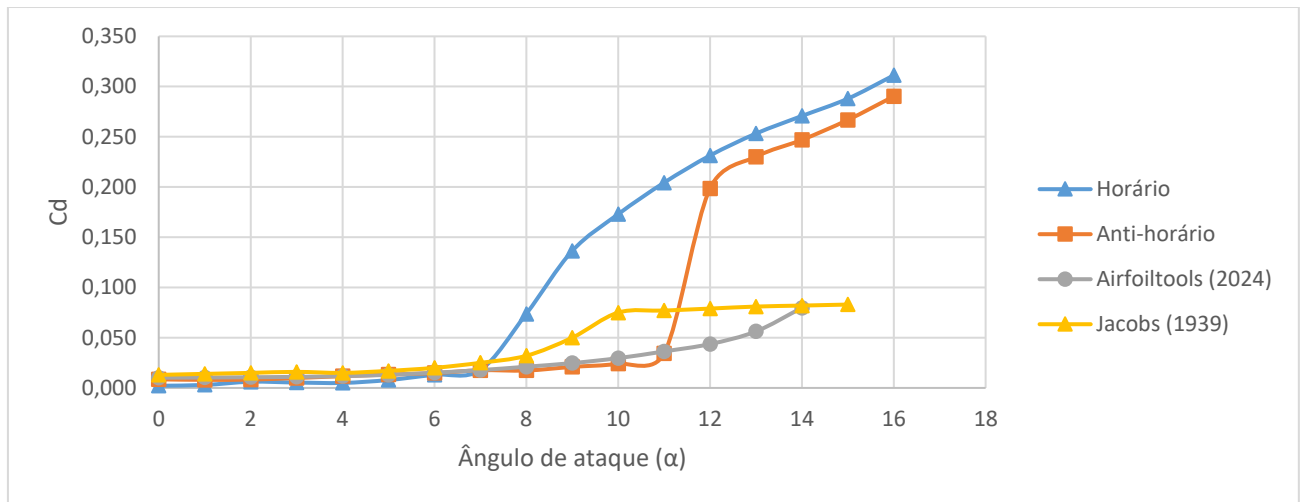
Fonte: Próprio autor

Através do gráfico da Fig. 4.32, percebe-se um comportamento diferente em relação à rotação adotada, de forma que se percebe o mesmo comportamento dos experimentos com rotação no sentido anti-horário, sendo que nesse caso o descolamento ocorre a partir do ângulo de ataque de 11° . Já quanto ao comportamento do C_l obtido rotacionando o aerofólio no sentido horário percebe-se que o descolamento ocorreu com o ângulo de ataque entre 7° e 8° . De forma geral, o comportamento deste gráfico segue o mesmo para um número de Reynolds inferior.

Quando é comparado este resultado com o de outros autores, percebe-se que até no descolamento há um padrão no comportamento do C_l , e que de forma geral o resultado está dentro do esperado. Acredita-se que esta diferença entre os sentidos de rotação ocorre por conta da qualidade do escoamento na entrada da seção de testes e ao peso do aerofólio.

Abaixo, na Fig. 4.33, é possível visualizar o gráfico do coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque, para o mesmo número de Reynolds de 240237.

Figura 4.33: Coeficiente de arrasto do aerofólio NACA 0012 ($Re = 240387$)



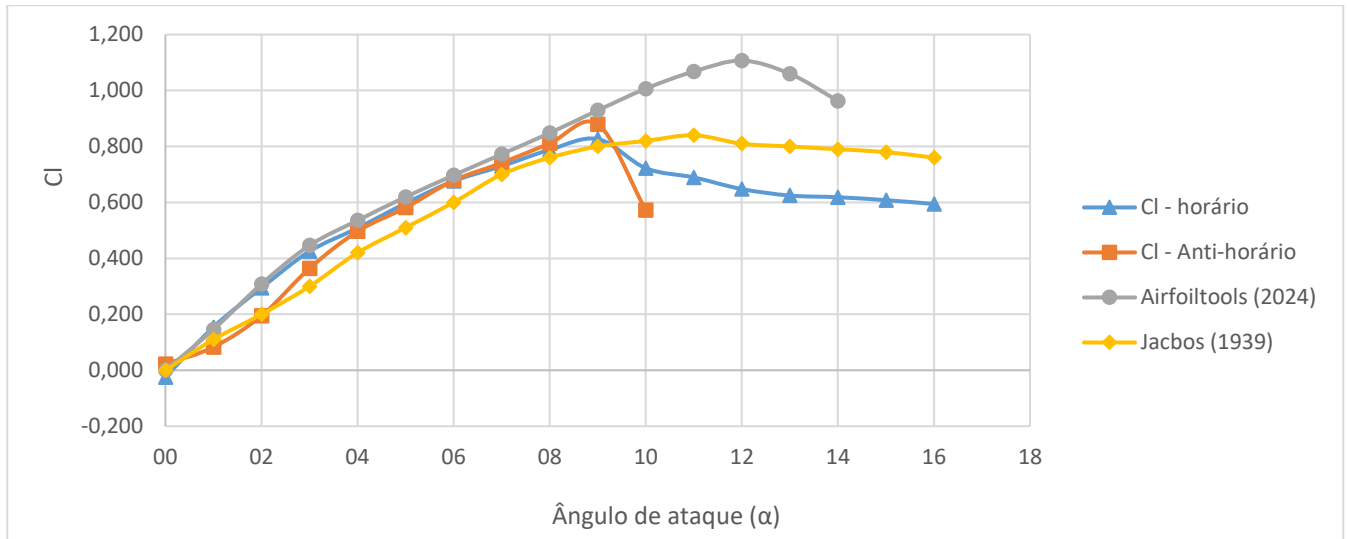
Fonte: Próprio autor

Analisando o gráfico da Fig. 4.33, é possível notar que há a diferença quanto ao sentido da rotação durante o experimento, sendo que ao adotar a rotação no sentido anti-horário o descolamento se dá em um ângulo de ataque maior, se mantendo em 11° conforme no número de Reynolds mais baixo. Já quanto ao sentido horário, o descolamento se dá entre os ângulos 7° e 8° .

Pode-se perceber também que o comportamento do gráfico nos dois sentidos de rotação está dentro do esperado, com resultados semelhantes aos utilizados para a comparação.

Por fim, realizou-se um último experimento, com um número de Reynolds maior, 339096, avaliando o mesmo que os gráficos anteriores. O primeiro resultado, coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque pode ser visto na Fig. 4.34.

Figura 4.34: Coeficiente de sustentação do aerofólio NACA 0012 ($Re = 339096$)



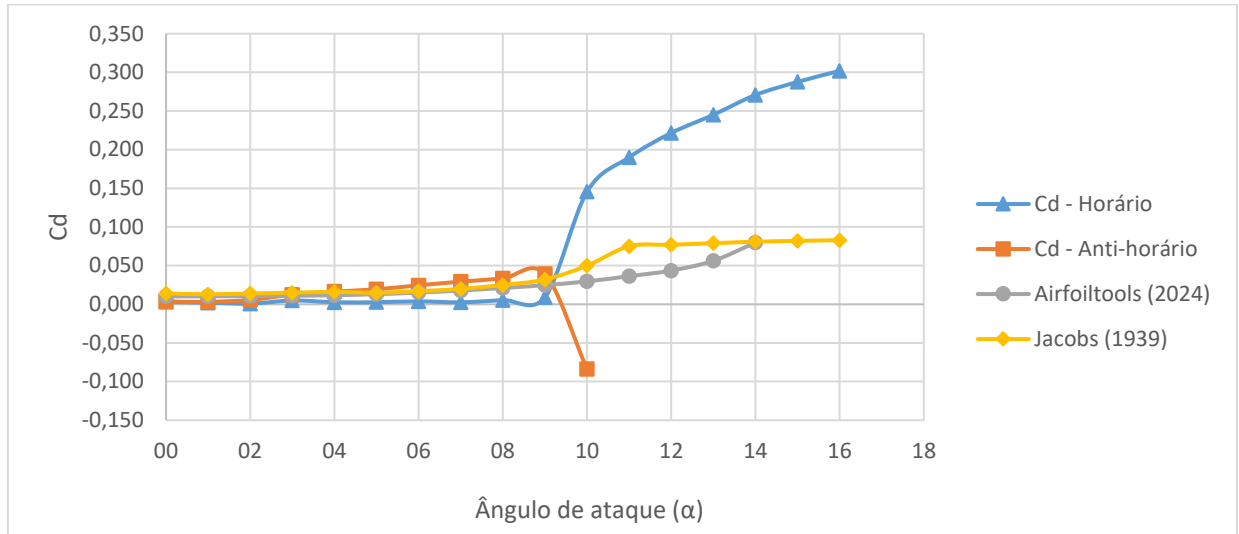
Fonte: Próprio autor

Ao analisar os resultados da Fig. 4.34, percebe-se novamente o mesmo padrão, quando a rotação está no sentido horário, o descolamento ocorre antecipadamente, entre os ângulos de ataque de aproximadamente 8° , e os do sentido anti-horário ocorrem em 12° , além disso, os valores do coeficiente de sustentação são maiores quando obtidos rotacionado no sentido anti-horário.

Apesar disso, pode-se notar que para este número de Reynolds ainda se tem o mesmo comportamento que os demais experimentos, e ainda com resultados dentro do esperado conforme Jacobs (1939) e Airfoiltools (2024).

Por fim, o resultado do coeficiente de arrasto do aerofólio em comparação com outros autores pode ser visto através da Fig. 4.35.

Figura 4.35: Coeficiente de arrasto do aerofólio NACA 0012 ($Re = 339096$)



Fonte: Próprio autor

Nota-se que exclusivamente quando realizado o experimento no sentido anti-horário para altas velocidades, o C_d possuiu uma queda brusca, chegando a ser negativo no ponto de estol, provavelmente, devido às interações do escoamento com o aerofólio e as paredes da seção de testes com o escoamento completamente turbulento. Já no sentido horário isso não ocorre, porém o coeficiente de arrasto sofre um aumento significativo.

No geral, até o ponto de descolamento percebe-se que os resultados estão próximos entre si, e reforça que a calibração da balança juntamente com o novo método de aquisição é confiável e trouxe resultados bem melhores que utilizando o *software* do fabricante.

Outra maneira de visualizar o ponto de estol, é através do uso de fios de lã, como indicado pelas Fig. 4.36 e 4.37.

Figura 4.36: Aerofólio NACA0012, submetido a um escoamento com $Re = 133438$, com fios de lã com ângulo de ataque de 7°





Fonte: Próprio autor

Através da Fig. 4.36, o ângulo de ataque está em 7° , a uma velocidade aproximada de 11,5 m/s, e um número de Reynolds de 133548. Nota-se que todos os fios estão alinhados, indicando que o aerofólio ainda possui sustentação. Já ao analisar a Fig. 4.37, onde o aerofólio está com um ângulo de ataque de 12° , nota-se que os fios estão desalinhados, que indica que o aerofólio entrou em estol, perdendo sua sustentação.

Figura 4.37: Aerofólio NACA0012 ($Re = 133438$) com fios de lã com ângulo de ataque de 12°



Fonte: Próprio autor

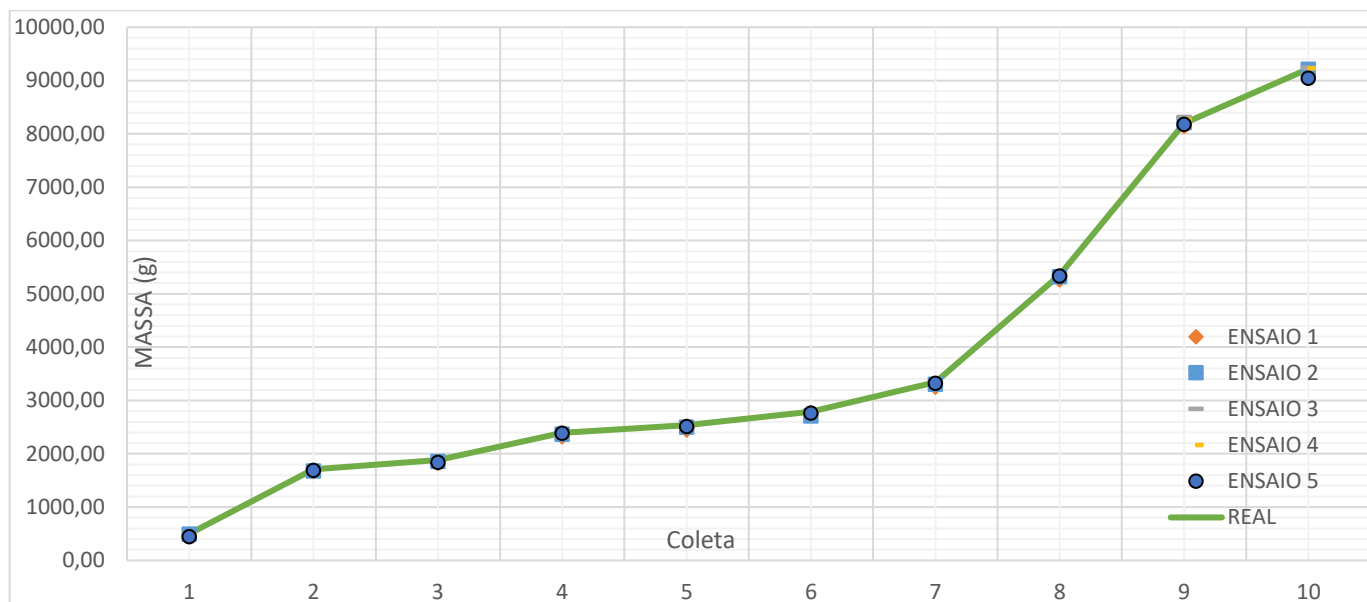
É importante ressaltar que essa análise foi feita para todas as angulações antes de realizar os experimentos, apenas para fins de visualização e facilitar o entendimento.

4.5 Análise da Balança Aerodinâmica

Sobre essa inconsistência dos dados fornecidos pela balança, iniciou-se um estudo estático da balança, a princípio para avaliar os valores das forças de sustentação e arrasto da balança, com intuito de analisar de forma mais precisa a necessidade de calibração do equipamento.

Após a realização dos ensaios estáticos e cálculo da média aritmética simples de cada ensaio para cada repetição, foi obtido o gráfico da variação das massas por ensaio em relação à massa padrão, e que pode ser visualizado na Fig. 4.38.

Figura 4.38: Gráfico do teste estático temporal em relação à massa padrão

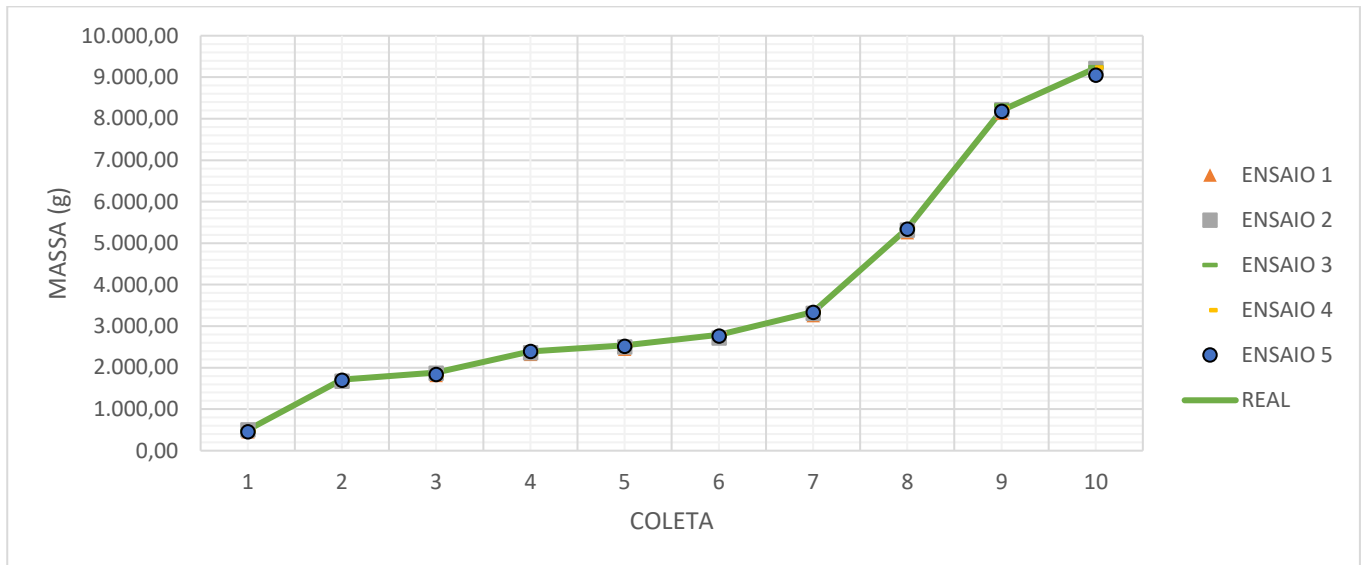


Fonte: Próprio autor

Através do gráfico percebe-se que a flutuação dos valores obtidos, ao longo do tempo, não são consideráveis, com apenas uma variação um pouco mais acentuada para as cargas mais elevadas, no caso das massas 8,20 e 9,22 kg. Estes valores foram medidos utilizando o tempo de ensaio em 30 s.

Para efeito comparativo, selecionou-se de forma arbitrária um ponto entre os 100 obtidos nas medidas temporais para gerar um novo gráfico, ilustrado na Fig. 4.39.

Figura 4.39: Gráfico do teste estático pontual em relação à massa padrão



Fonte: Próprio autor

Através da análise do gráfico referente à análise pontual, é possível reforçar que não houve variação considerável entre os valores coletados e as massas, independente da forma de coleta, pontual ou temporal. Novamente, na Fig. 4.39 é notada que a maior dispersão ocorre para as duas massas das coletas 9 e 10.

Para as curvas de histerese, realizou-se dois testes com carga e descarga contínuos, o primeiro teste foi realizado utilizando massas menores, conforme Tab. 4.7.

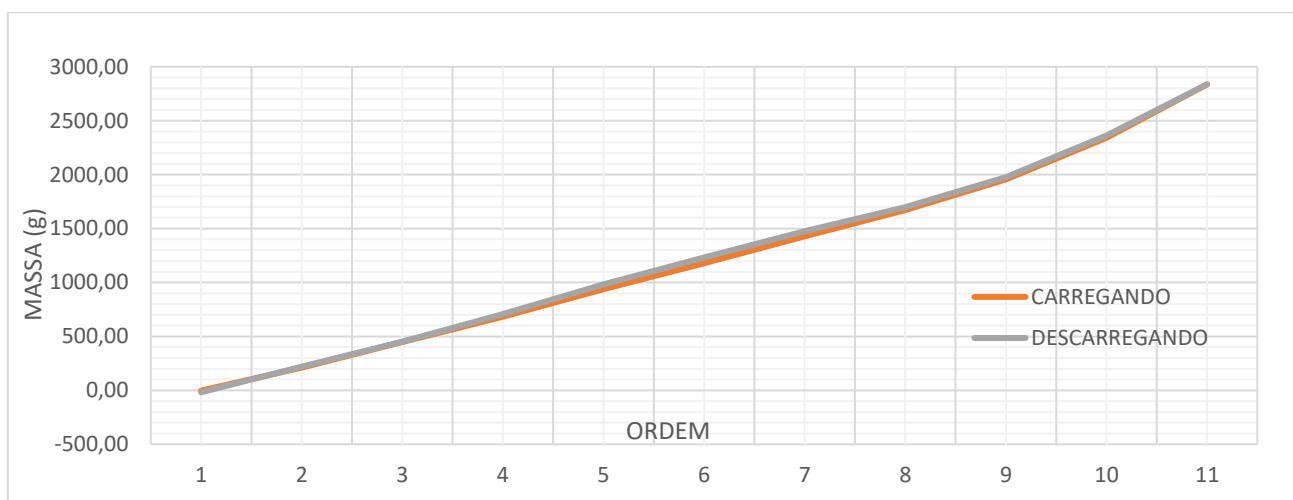
Tabela 4.7: Massas médias utilizadas no carregamento e descarregamento

PESO REAL (kg)	MÉDIA	
	CARREGANDO	DESCARREGANDO
0,000	-0,003	-0,002
0,250	0,211	0,219
0,500	0,449	0,452
0,750	0,683	0,706
1,000	0,939	0,983
1,250	1,178	1,233
1,500	1,427	1,475
1,750	1,670	1,698
2,048	1,957	1,977
2,496	2,342	2,364
2,945	2,837	2,837

Fonte: Próprio autor

A carga foi imposta de maneira gradual, variando em 0,25 kg até atingir 1,75 kg, após isso foi adicionado cargas maiores até o valor final de 2,945 kg. Após atingir a carga máxima deu-se início ao descarregamento da balança, mantendo o critério do carregamento. Ao fim do processo foi gerado o gráfico ilustrado na Fig. 4.40.

Figura 4.40: Gráfico de histerese com massa máxima de 2,945 kg



Fonte: Próprio autor

Através da análise desse gráfico, é notável que não há grande influência de histerese para a componente da sustentação quando se analisa apenas o teste estático.

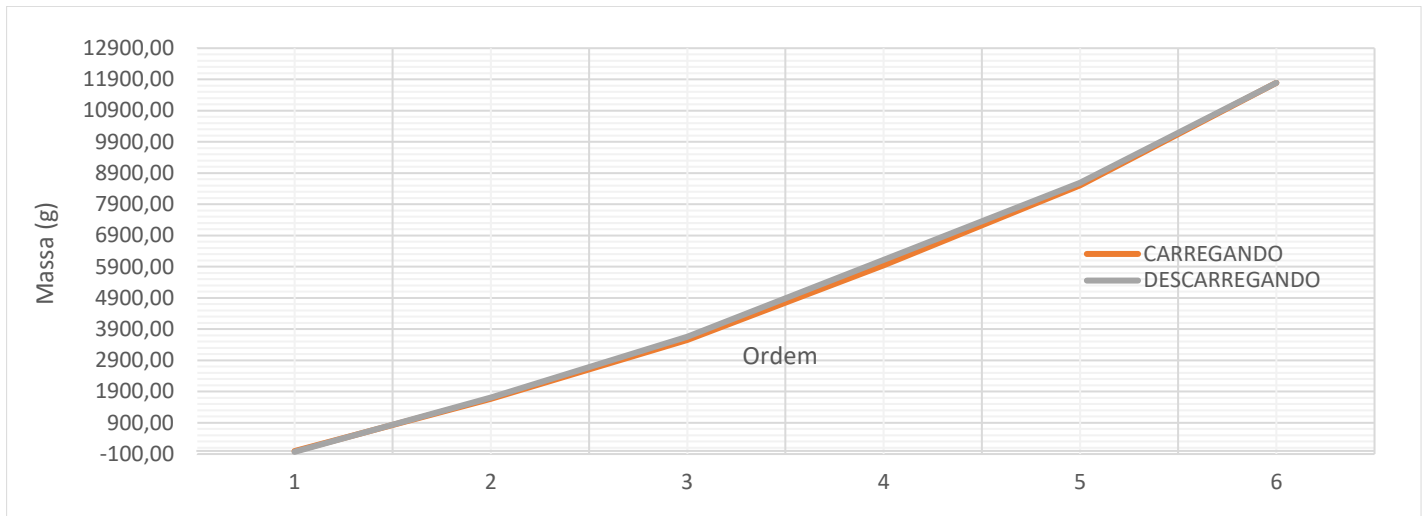
Da mesma maneira, foi realizado um segundo teste, contemplando massas bem superiores às do primeiro teste. O arranjo experimental dele pode ser visualizado através da Tab. 4.8, e o resultado do teste na Fig. 4.41.

Tabela 4.8: Massas médias utilizadas no carregamento e descarregamento

PESO REAL (kg)	MÉDIA	
	CARREGANDO	DESCARREGANDO
0,000	-0,006	-0,029
1,710	1,669	1,709
3,595	3,552	3,661
5,990	5,949	6,117
8,525	8,508	8,595
11,865	11,790	11,792

Fonte: Próprio autor

Figura 4.41: Gráfico de histerese com massa máxima de 12,90 kg



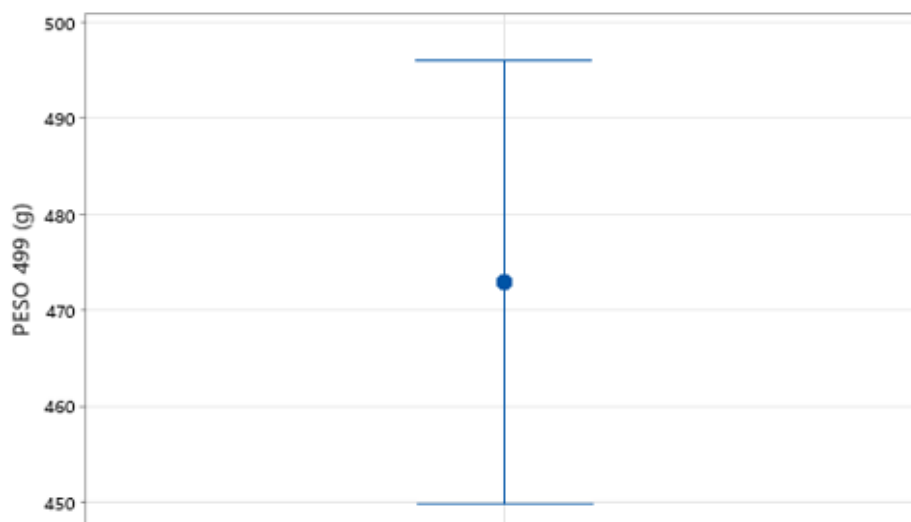
Fonte: Próprio autor

Através da análise dos resultados de histerese conclui-se que não há nenhuma variação significativa que possa estar gerando tamanha diferença no resultado do coeficiente de sustentação. Com isso é necessário a realização de mais testes na balança, teste estático para avaliar a componente do arrasto e por fim testes dinâmicos para avaliar o comportamento completo da balança.

Para finalizar a análise estática da balança, na componente de sustentação, gerou-se gráficos de intervalos, considerando as cinco médias obtidas para cada repetição para todas as massas utilizadas no experimento. O primeiro, ilustrado na Fig. 4.42, contempla a massa de 0,499 kg e aos valores medidos pela balança em cada repetição, utilizando um índice de confiabilidade de 95% para a média entre os cinco valores.

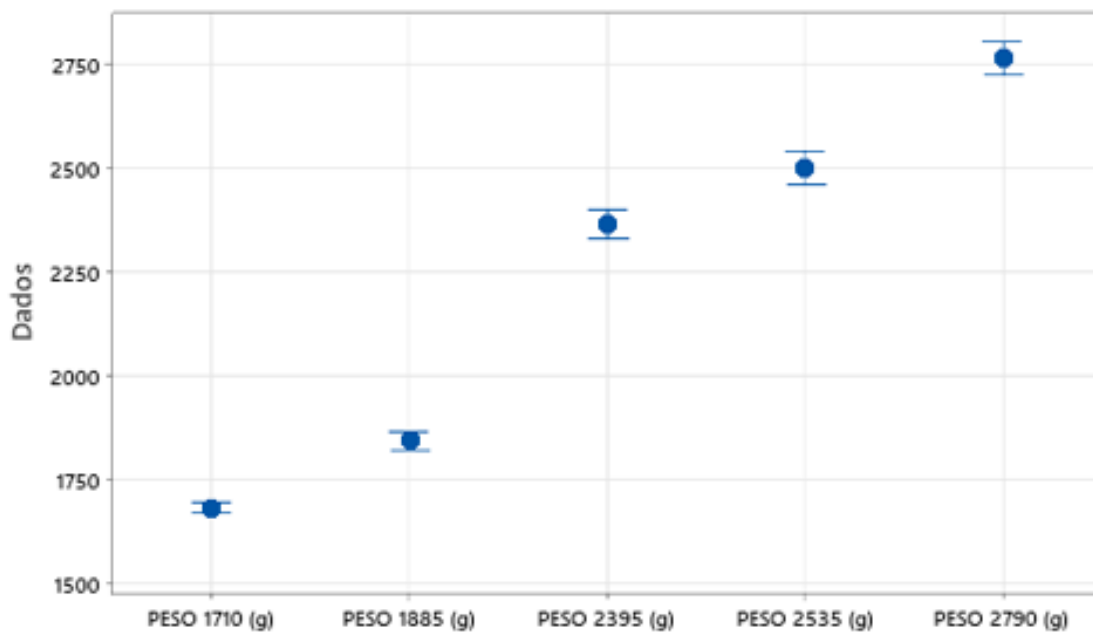
Os gráficos representados através das Fig. 4.43 e 4.44 possuem o mesmo caráter do anterior. Através deles é possível notar que, da mesma maneira que os gráficos comparativos entre as massas de referência e as medidas pela balança, que para valores de massa mais elevados existe um maior distanciamento do valor medido. Porém, vale ressaltar que apesar da existência desse distanciamento, pode considerá-lo desprezível. Os intervalos foram calculados utilizando os desvios padrão.

Figura 4.42: Gráfico de intervalo das cinco médias para a massa de 0,499 kg



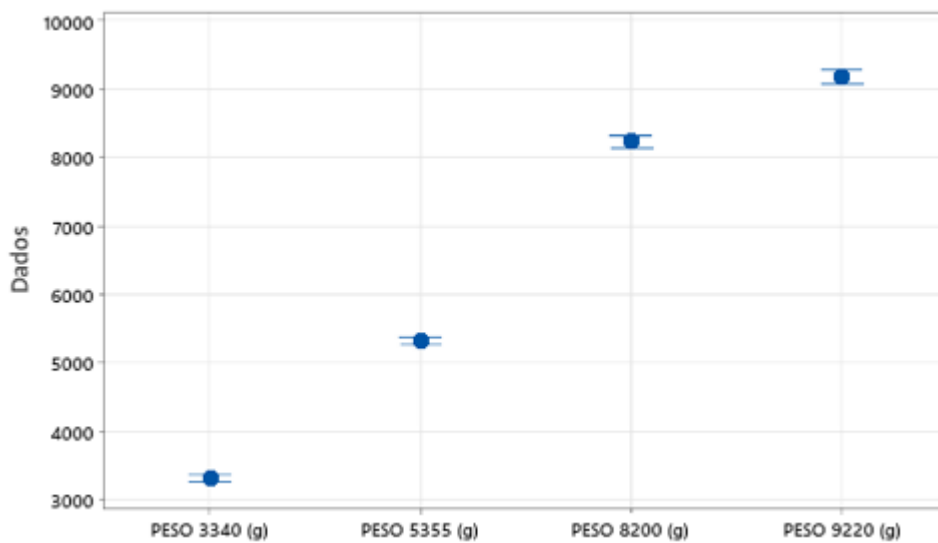
Fonte: Próprio autor

Figura 4.43: Gráfico de intervalo das cinco médias para as massas de 1,710 kg a 2,790 kg



Fonte: Próprio autor

Figura 4.44: Gráfico de intervalo das cinco médias para as massas de 3,340 kg a 9,220 kg



Fonte: Próprio autor

A partir de todos os resultados vistos nesse tópico, conclui-se que, para a medição estática da força de sustentação, a balança aerodinâmica apresentou um bom comportamento através dos resultados próximos aos das massas de referência.

Ao analisar o arrasto, percebeu-se que além dos problemas de calibração e do túnel, o *software* também estava com problemas, de forma que a componente do arrasto mesmo desconectada (cabo de aço e o cabo de dados) retornava valores superiores aos da sustentação, que estava sendo medido, como exemplo, ao medir 3,0 kg, o arrasto medido era 11,0 kg, mesmo tendo seu cabo de dados desconectado e o cabo de aço também desconectado, sem gerar esforço na célula de carga. Além disso foi visto que esse valor errado de arrasto influenciava diretamente na componente de sustentação, como exemplo, ao inserir a massa de 10,0 kg na sustentação e uma massa de 2,0 kg no arrasto, através de uma certa “compensação” reduzia ou aumentava a sustentação proporcional à carga de arrasto, ou seja, a sustentação mediria 8 kg ou 12 kg, e da mesma maneira no arrasto. Desta forma seria impossível utilizar este *software* para obter o coeficiente de arrasto do escoamento sobre cilindros e aerofólio.

Então, foi desenvolvido um novo método de aquisição, através do Arduino juntamente com o Excel, desta forma foi possível obter resultados sólidos do arrasto simultâneo com a sustentação, com a aquisição de dados em tempo real, ou seja, podendo analisar, durante o experimento, o resultado completo, o que não era possível com o uso do *software* fornecido pe-

lo fabricante.

Após a realização dos ensaios estáticos da componente do arrasto, e cálculo do desvio padrão de cada ensaio, foi obtido o gráfico da variação das massas por ensaio em relação à massa de referência, e que pode ser visualizado no gráfico da Fig. 4,45, utilizando o arranjo experimental da tab. 4.9.

Tabela 4.9: Arranjo experimental

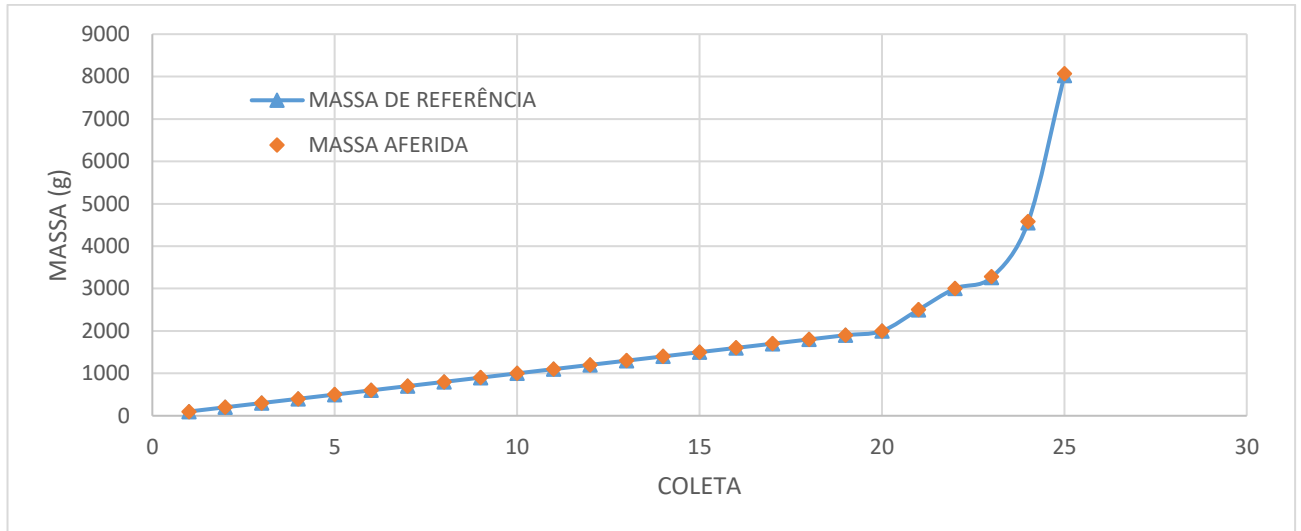
ENSAIO	MASSA DE REFERÊNCIA (g)	MASSA AFERIDA (g)	FLUTUAÇÃO
1	100	100,11	0,11%
2	200	200,97	0,48%
3	300	300,62	0,21%
4	400	401,45	0,36%
5	500	500,88	0,18%
6	600	601,26	0,21%
7	700	701,83	0,26%
8	800	801,44	0,18%
9	900	902,45	0,27%
10	1000	1000,93	0,09%
11	1100	1101,24	0,11%
12	1200	1201,99	0,17%
13	1300	1301,58	0,12%
14	1400	1402,52	0,18%
15	1500	1502,92	0,19%
16	1600	1602,87	0,18%
17	1700	1702,36	0,14%
18	1800	1802,61	0,14%
19	1900	1903,15	0,17%
20	2000	2001,15	0,06%
21	2500	2505,09	0,20%
22	3000	3002,64	0,09%
23	3260	3280,76	0,63%
24	4550	4583,25	0,73%
25	8025	8069,58	0,55%

Fonte: Próprio autor

Dentre os resultados apresentados, verifica-se que não há flutuação elevada nos valores obtidos durante o experimento, onde o valor máximo encontrado é de 0,73%. É importante ressaltar que onde a flutuação foi superior, a partir da massa de 3,26 kg já não está dentro da faixa de utilização do túnel, e que estas massas maiores foram utilizadas a fim de obter maior precisão na calibração do equipamento.

Ao analisar o gráfico da Fig. 4,45, nota-se que não há variação considerável, de forma que é praticamente impossível visualizar graficamente

Figura 4.45: Relação entre massa padrão e massa obtida através do Arduino



Fonte: Próprio autor

O teste de histerese da célula de carga do arrasto segue a mesma metodologia do teste da sustentação, com cargas contínuas e posteriormente a descarga contínua, seguindo a da Tab. 4.10. Porém para este caso utilizou-se a massa máxima de 3,0 kg

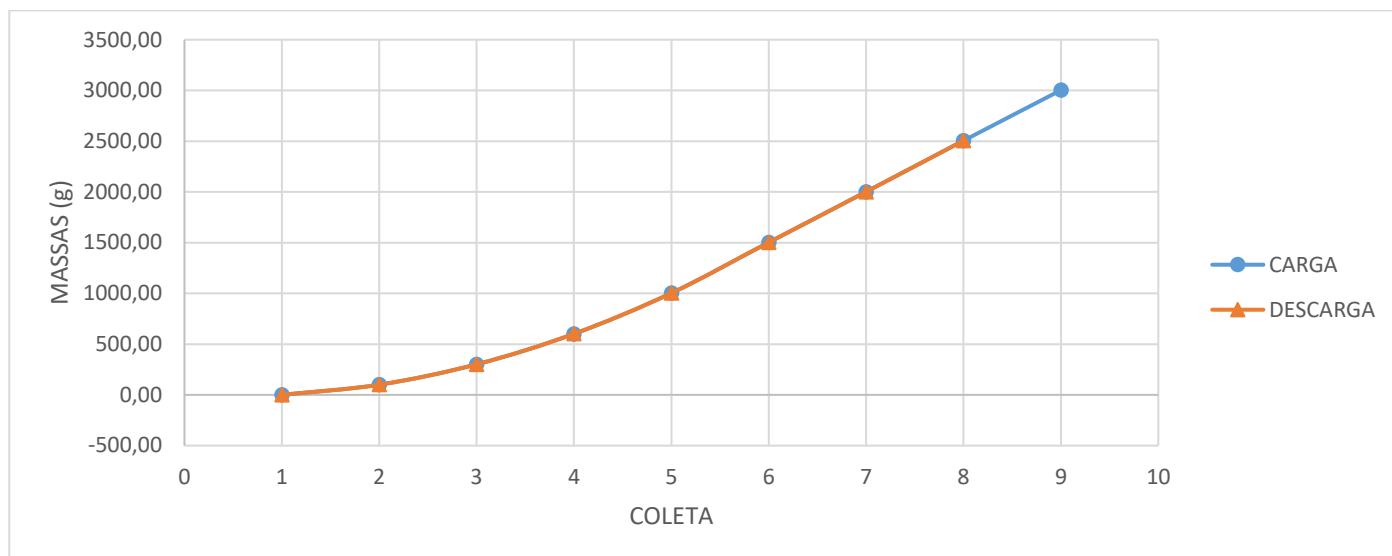
Tabela 4.10: Resultados obtidos no teste de histerese

HISTERESE				
COLETA	MASSA DE REFERÊNCIA (g)	CARGA	DESCARGA	FLUTUAÇÃO
1	0	-0,07	-0,11	
2	100	100,20	100,12	0,07%
3	300	300,97	300,93	0,01%
4	600	601,43	601,48	0,01%
5	1000	1002,85	1002,52	0,00%
6	1500	1502,59	1502,63	0,03%
7	2000	2001,81	2001,31	0,03%
8	2500	2505,09	2505,59	0,02%
9	3000	3002,64		

Fonte: Próprio autor

A representação gráfica deste experimento pode ser visualizada na Fig. 4.46

Figura 4.46: Teste de histerese da célula de carga do arrasto

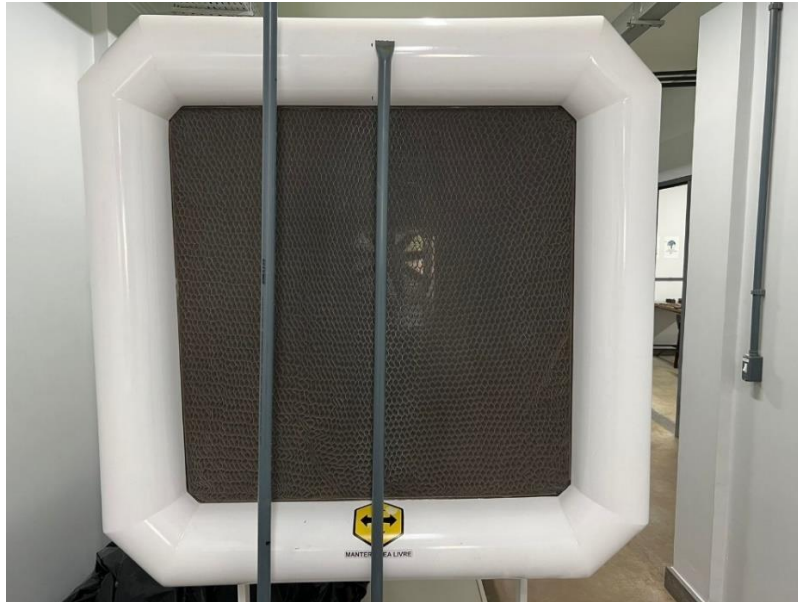


Fonte: Próprio autor

Através deste resultado é possível perceber que não há influência significativa da histerese na componente do arrasto, que é reforçado através da baixa flutuação obtida durante a execução do experimento.

Acredita-se que, além dos problemas apresentados pela balança aerodinâmica (*software* e estrutural), que interferiram negativamente nos experimentos de obtenção dos coeficientes de arrasto e sustentação, os danos físicos da colmeia estão entre um dos fatores que mais interferem, como ilustrado nas Fig. 4.47 e Fig. 4.48. Através dela percebe-se que em toda a colmeia tem-se a presença de amassados e deformações, obstruindo parte do fluxo que passa pela seção de testes e reduzindo a qualidade do escoamento.

Figura 4.47: Colmeia com várias partes danificadas - parte frontal



Fonte: Próprio autor

Figura 4.48: Colmeia com várias partes danificadas - parte traseira



Fonte: Próprio autor

Em outro trabalho realizado na mesma instituição, utilizando a técnica do PIV, no mesmo túnel de vento, pode-se verificar o surgimento de dois ou três núcleos de estruturas turbilhonares, que pode ser visto através da Fig. 4.49, que foi capturada por Giardi (2023) posicionando-se o feixe planar de laser no sentido perpendicular ao escoamento. Através dessa imagem é possível perceber a influência negativa dos problemas da colmeia na qualidade do escoamento.

Figura 4.49: Estruturas turbilhonares formadas dentro da seção de testes.



Fonte: Giardi (2023)

5. CONCLUSÕES

Através dos resultados expressos no capítulo anterior, foi possível perceber que os experimentos voltados para obtenção dos coeficientes de pressão estão dentro do esperado, sendo possível dar prosseguimento com outros experimentos envolvendo pressão utilizando a mesma metodologia.

Porém, quando foi analisado os coeficientes de arrasto e sustentação utilizando o *software* fornecido pelo fabricante, foi percebido uma inconsistência dos resultados com a obtenção dos dados, pois a balança aerodinâmica apresentou resultados muito distantes do esperado e sem nenhuma repetibilidade. Apesar disso, a maneira mais simples e eficaz encontrada para dar prosseguimento foi utilizar outra maneira de adquirir os dados, o Arduino conectado no Excel. Além de resultados mais confiáveis, esta maneira trouxe maior agilidade e facilidade para os experimentos, juntamente com uma maior frequência na aquisição de dados. Além disso, o equacionamento utilizado no Excel já retornava os coeficientes calculados baseado nos parâmetros de entrada. Dessa forma foi possível monitorar os experimentos em tempo real, facilitando inclusive a calibração da balança aerodinâmica.

Dessa forma, ressalta-se a importância da recuperação da balança aerodinâmica, um equipamento de preço elevado, e que até então não havia sido utilizada em nenhuma outra pesquisa na instituição. Após o desenvolvimento deste trabalho, já é possível utilizar este equipamento em pesquisas e trabalhos futuros na Universidade Federal de Goiás.

Ressalta-se que, apesar dos problemas encontrados no desenvolvimento do presente trabalho, foi possível obter resultados contundentes e em conformidade com o que se encontra em trabalho de outros autores, que foram citados nas análises dos resultados.

Também foi concluído que para os experimentos realizados no presente trabalho, o número mínimo de réplicas é quatro, apesar deste número não ser o ideal, pois se tratando de trabalhos experimentais, um alto número de réplicas é fundamental para a confiabilidade. Porém através da análise estatística conclui-se que pelo menos quatro réplicas são capazes de retornarem valores confiáveis e em conformidade com os resultados de outros autores.

Além disso, o tempo de amostragem obtido através de análises estatísticas foi fixado em 30 s, gerando maior agilidade durante a execução dos experimentos, totalizando em um maior número de ensaio por cada conjunto de experimentos.

Através deste sistema pode-se medir de forma confiável forças de arrasto e sustentação em uma faixa do número de Reynolds entre 30000 e 340000.

Como prosseguimento deste trabalho, sugere-se fazer uma avaliação para verificar a influência do peso do corpo de ensaio nos resultados obtidos em relação a forças de arrasto e de sustentação, comparando os resultados obtidos para cada modelo ensaiado.

Além disso, é possível fazer a substituição das células de carga desta balança para aumentar a precisão dos resultados. Ressalta-se que a Universidade Federal de Goiás, durante a realização deste trabalho, adquiriu células de carga com ranges menores, de 0,0 a 5,0 kg.

Outra linha que pode ser trabalhada é avaliar a razão de bloqueio entre cada corpo de ensaio e verificar a influência deste parâmetro nos resultados do experimento, juntamente com diferentes tipos de corpos de ensaio (a universidade estava desenvolvendo outro aerofólio tipo NACA0012 porém com dimensões e massa reduzida para realizar ensaios e comparar a influência da razão de bloqueio e do peso do objeto, porém até o fim do desenvolvimento do presente trabalho a produção deste aerofólio não havia sido finalizada).

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ALMOHAMMADI, K. M. 2021. **Assessment of several modeling strategies on the prediction of lift/drag coefficients of a NACA0012 airfoil at a moderate Reynold number.** Alexandria University. Alexandria Engineering Journal
- ANDERSON, J. D., 1997. **A History of Aerodynamics and its Impact on Flying Machines,** Cambridge Univ. Press
- ANDERSON, J.D., Jr., 1991, “**Fundamentals of Aerodynamics**”, McGraw-Hill, USA.
- ARMITT, J. 1968 **Eigenvector analysis of pressure fluctuations on the West Burton instrumented cooling tower.** Central Electricity Research Laboratories Note RP/L/N, 114.
- AZEVEDO, P. R. M., **Introdução à estatística.** 3. ed. Natal: EDUFRN, 2016.
- BARLOW, J. B., Jr, W. H. R., and Pope, A. (1999). **Low-Speed Wind Tunnel Testing.** John Wiley & Sons
- BATHAM, J. P. 1973 **Pressure distribution on circular cylinder at critical Reynolds numbers.** Journal of Fluid Mechanics 57, 209-228.
- BORGES. L.C.; FERREIRA. D. F., **PODER E TAXAS DE ERRO TIPO I DOS TESTES SCOTT-KNOTT, TUKEY E STUDENT-NEWMANKEULS SOB DISTRIBUIÇÕES NORMAL E NÃO NORMAIS DOS RESÍDUOS,** 2003. Universidade Federal de Lavras.
- BRUNN, H. H.; DAVIES, P. O. A. L., **An experimental investigation of the unsteady pressure forces on a circular cylinder in a turbulent flow.** Journal of Sound and Vibration (1975) 40(4), 535-559
- Capacidade de geração de energia eólica deve bater recorde nesse ano** disponível em: <https://agenciabrasil.ebc.com.br/economia/noticia/2023-04/capacidade-de-geracao-de-energia-eolica-deve-bater-recorde-neste-ano#:~:text=A%20e%C3%B3lica%20j%C3%A1%20responde%20hoje,29%20GW%20de%20capacidade%20instalada.>> acesso em 07/07/2023
- CARMINATTI, L. J.; KONRATH, R., 2019, **Desenvolvimento de um túnel de vento subsônico com foco no ensino didático,** UECFF. V.4, N°1 - 2019/1
- ÇENGEL, A. Y.; CIMBALA, M. J. **Fluid Dynamics: Fundamentals and Applications.** New York: McGraw-Hill, 2006.

- CHANG, J.; ZHANG, Q.; HE, L.; ZHOU. (2022), **Shedding vortex characteristics analysis of NACA0012 airfoil at low Reynolds numbers**. College of Mechatronic Engineering, North University of China, Taiyuan. International Conference on NewEnergy and Power Engineering
- CHUENG, C. K.; MELBOURNE, W. H., **Wind tunnel blockage effects on a circular cylinder in turbulent flows**, 7th australian hydraulics and fluid mechanics conference, 1980
- COELHO, F. M., **guided porosity for the control of vortex induced vibrations in applications with one and two degrees of freedom**, 2007.
- CORDEIRO, E. D. A.; MELO, M. B.; S. C.S., 2019, **Um Estudo sobre a Utilização da ANOVA de uma Via na Produção Científica na Área de Psicologia**. Meta: Avaliação | Rio de Janeiro, v. 10, n. 28, p. 139-153, jan./abr. 2018
- COUTINHO, F. R. **Projeto de um túnel de vento subsônico tipo soprador**. 2014.81f. Monografia (Bacharel em Engenharia Mecânica) – Escola Politécnica, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2014.
- DALY, A. F. **The response of chimneys to wind-induced and the evaluation of the resulting fatigue damage**, Ph.D. Thesis, University of Western Ontario London, Ontario, Canadá, 1986.
- DRYDEN, H. L. & HILL, G. C. 1930 **Wind pressure on circular cylinders and chimneys**. Bur. Stand. J. Res., Wash., 5, 653-93.
- Eftekhari S, Al-Obaidi ASM. Investigation of a NACA0012 finite wing aerodynamics at low Reynolds numbers and 0° to 90° angle of attack. J Aerosp Technol Manag. 2019;11:1–11. doi: 10.5028/jatm. v11.1023.
- ÉGEA, F. S. O. and COIMBRA, R. F. F. F. (2017). **Projeto de uma balança aerodinâmica para o Túnel de Vento Subsônico da FEAU**.
- EL BAROUDI, M. Y., 1960 University of Toronto UTIAS Technical Note No. 31 (AFOSR TN-60-835). **Measurement of two-point correlations of velocity near a circular cylinder shedding a Karman vortex street**.
- ELLIS, P. D., **The Essential Guide to Effect Sizes: An Introduction to Statistical Power, Meta-Analysis and the Interpretation of Research Results**. United Kingdom: Cambridge University Press, 2010
- Energia eólica é a mais promissora para o Brasil** <<https://ecoa.org.br/energia-eolica>> acesso em 07/07/2023

- E.V.LAITONE- Experiments in Fluids 23 (1997) 405—409 Springer-Verlag 1997 Wind tunnel tests of wings at Reynolds numbers below 70000
- FENG, C. C., 1968 British Columbia University, Mechanical Engineering Department Report. **The measurement of vortex induced effects in flow past stationary and oscillating circular and D-section cylinders.**
- FONSECA, F. B., **estudo do escoamento ao redor de cilindros elípticos**, dissertação de mestrado, Universidade Estadual Paulista, 2013
- FOX, R.W., McDONALD, A.T. e Pritchard, P.J, 2006, “**Introdução à Mecânica dos Fluidos**”, LTC.
- FUNG, Y. C., 1960 Journal of Aerospace Sciences 27, 801-814. **Fluctuating lift and drag acting on a cylinder in a flow at supercritical Reynolds numbers.**
- GALL, M.; DUMITRESCU, O.; DRAGAN, V.; CRUNTEANU, D. E. (2024) - **Effects of Perforated Plates on Shock Structure Alteration for NACA0012 Airfoils. Faculty of Aerospace Engineering**, National University of Science and Technology POLITEHNICA Bucharest, Bucharest, Romania; Inventions 2024, 9, 28
- GAO, D. L.; CHEN, W. L.; LI, H. HU, H., **Flow around a circular cylinder with slit.** Experimental thermal and fluid science 82 (2017) 287-301
- GERRARD J. H. (1966). **The mechanics of the formation region of vortices behind bluff bodies.** Journal of Fluid Mechanics, 401-413.
- GERRARD, J. H., 1958 Aeronautical Research Council A.R.C. 19, 844. **Measurements of the fluctuating pressure on the surface of a circular cylinder, Part 1: Cylinder of 1 ft diameter.**
- GERRARD, J. H., 1961 Journal of Fluid Mechanics 11,244-256. **An experimental investigation of the oscillating lift and drag of a circular cylinder shedding turbulent vortices.**
- GHOSH, K.; ISLAM, Md. Q.; ALI, M., **An experimental investigation of wind effect on pentagonal and hexagonal staggered cylinders.** 10th International Conference on Mechanical Engineering. Procedia Engineering 90 (2014) 314 – 319
- GIARDI, A. G., **Desenvolvimento de uma infraestrutura de instrumentação para a técnica de velocimetria por imagem de partículas aplicada à análise de escoamentos.** 2023
- GIFFONI, E.; MASCARENHA, M. **Balança aerodinâmica.** 2019. Disponível em: <https://github.com/ErickGiffioni/balanca_aerodinamica>
- GOLDSTEIN. S., **Modern Developments in Fluid Dynamics**, Vol. 1, Dover Publications (June 1, 1965)

- GHOSH, K.; ISLAM, Md. Q.; ALI, M., **Pressure distributions and forces on hexagonal cylinder.** 6th BSME International Conference on Thermal Engineering. Procedia Engineering 105 (2015) 835 – 843.
- GRAHAM, J. M. R., 1969. **The effect of end plates on the two-dimensionality of a vortex wake.** The Aeronautical Quarterly 20, 237-247.
- HAMILTON, A, S; RAYMOND, F. S., **aerodynamic characteristics at Reynolds numbers of 3.0×10^6 and 6.0×10^6 of three airfoil sections formed by cutting off various amounts from the rear portion of the NACA 0012 airfoil section .** Langley Aeronautical Laboratory Langley Air Force Base, Va. - Washington April 1950
- HUMPHREYS, J. S., 1960 Journal of Fluid Mechanics 9, 603-612. **On a circular cylinder in a steady wind at transition Reynolds numbers.**
- JACOBS, E. N.; WARD, K. E.; PINKERTON, R. M.: **The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel.** NACA Rep. h60, 1933.
- JACOBS, E; SHERMAN; A. (1939). Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number.
- JONES, G. W., 1968 Proceedings of the Symposium on Unsteady Flow, Philadelphia. **Unsteady lift forces generated by vortex shedding about large stationary and oscillating cylinders at high Reynolds number.**
- KAREEM, A.; CHENG, C. M., **pressure and force fluctuations on isolated roughened circular cylinders of finite height in boundary layer flows.** Journal of Fluids and Structures (1999) 13, 907-933
- KAREEM, A.; CHENG, C. M.; LUT, P. C., **pressure and force fluctuations on isolated circular cylinders of finite height in boundary layer flows.** Journal of Fluids and Structures (1988) 3, 481-508
- KARIM, O. MOUSHINE, E. S.; HAJJAJI, E. A.; KHARBOUCH. B. (2019) **Comparison of the power, lift and drag coefficients of wind turbine blade from aerodynamics characteristics of Naca0012 and Naca2412.** 12th International Conference Interdisciplinarity in Engineering.
- KEEFEF, R. T., 1961 University of Toronto UTIAS Report 76. **An investigation of the fluctuating forces acting on a stationary circular cylinder in a subsonic stream and of the associated sound field.**

- KENTON, W., 2023, **Analysis of Variance (ANOVA) Explanation, Formula, and Applications**. Disponível em < <https://www.investopedia.com/terms/a/anova.asp> > acesso em 03/06/2023
- LAITONE, E.V, (1997). **Wind tunnel tests of wings at Reynolds numbers below 70000**. Experiments in Fluids 23 (1997) 405—409 Springer-Verlag 1997
- LEHR. R., 1992, **Sixteen S-squared over D-squared: A relation for crude sample size estimates**, *Statistics in medicine*, Volume 11, issue 8.
- LIBII, J. N., **Using wind tunnel tests to study pressure distributions around a bluff body: the case of a circular cylinder**, *World Transactions on Engineering and Technology Education* 2010 Vol.8, No.3, 2010.
- LOISEAU, H.; SZECHENYI, E., 1972 Proceedings of Symposium on Flow induced Structural Vibration, Karlsruhe, Paper H6. **An experimental study of the dynamic lift on a circular cylinder subjected to a high Reynolds number perpendicular to its axis.**
- Martínez-Aranda S, García-González AL, Parras L, Velázquez-Navarro JF, Del Pino C. Comparison of the aerodynamic characteristics of the NACA0012 airfoil at low-to-moderate Reynolds numbers for any aspect ratio. *Int J Aerosp Sci*. 2016;4(1):1–8.
- Mc KEON, R. J.; MELBOURNE. C. K., (1970) **Wind tunnel blockage effect and drag on bluff bodies in wall boundary layer**. 3rd conference of wind effect on blockage and structures. Japan
- McGREGOR, D. M., 1957 University of Toronto UTIAS Technical Note No. 14. **An experimental investigation of the oscillating pressures on a circular cylinder in a fluid stream.**
- Mehta, R. D; Bradshaw, P. **Design Rules for Small Low-Speed Wind Tunnels**. *The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society*. v. 73, p. 443 nov. 1979.
- MONTGOMERY. D. C., 2009, **Design and Analysis of experiments**, 8th edition, Arizona State University, John Wiley & Sons, Inc.
- MUNSON. B. R, **Fundamentos da mecânica dos fluidos**, 1º edição, 2004, John Wiley & sons, INC.
- NASA **Wind Tunnels** <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuncret.html> <acesso em 04/01/2023>
- NAUMANN, A. & QUADFLIEG 1972 **Vortex generation on a cylindrical building and its simulation in wind tunnel**. In *Proceedings Flow Induced Structural*

- NEGI, P. S.; HANIFI, A.; HENNINGSON, D. S. (2021), On the onset of aeroelastic pitch-oscillations of a NACA0012 wing at transitional Reynolds numbers. Department of Engineering Mechanics, Linné Flow Centre and Swedish e-Science Research Centre (SeRC), KTH Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden. *Journal of Fluids and Structures*.
- OKAMOTO, T.; YAGITA, M., **The experimental investigation on the flow past a circular cylinder of finite length placed normal to the plane surface in a uniform stream**. Vol. 16, n° 95, May, 1973.
- OLIVEIRA, R. P.; DALMOLIN, V.; HAUS, T. L. **Fabricação de um túnel de vento de circuito aberto para testes visuais em modelos geométricos**. Memorial TCC – Caderno de Graduação, v. 1, n. 1, Curitiba, 2015
- ONG, L.; WALLACE, J., **The velocity field of the turbulent very near wake of a circular cylinder**. *Experiments in Fluids*. (1996) 441-453
- PANDEY. S.; BRIGHT. C. L., 2008, **What are a dregrees of freedom?**. National Association of social workers. Volume 32, Issue 2, June 2008, Pages 119–128
- PECHSTEIN, W. 1940 **Der naturlichen Wind und seine Wirkung auf einen grosseren Kreiszyliner**. Dissertation, Tech. Hochschule Hannover; reported by A. PrGll, 1942. 2. Ver. dtsch. Ing. 86, 222-3.
- PRENDERGAST, V., 1958 University of Toronto UTIAS Technical Note No. 23. **Measurement of two-point correlations of the surface pressure on a circular cylinder**.
- RAO, C. R. **Statistics and truth: putting chance to work**. 2ed. Singapura: World Scientific, 1997. *Statistics: a technology for the millennium Internal. J. Math. & Statist. Sci.*, v.8, n.1, June 1999.
- ROSHKO, A., 1954 NACA Technical Note No. 3169. **On the drag and shedding frequency of two-dimensional bluff bodies**.
- ROSHKO, A., 1955 *Journal of the Aeronautical Sciences* 22, 124-132. **On the wake and drag of bluff bodies**.
- ROSHKO, A., 1961 *Journal of Fluid Mechanics* 10, 345-356. **Experiments on the flow past a circular cylinder at a very high Reynolds number**.
- ROSHKO, A., **Experiments on the flow past a circular cylinder at very high Reynolds number**, 1960, California Institute of Technology, Pasadena, California
- SALSBURG, D. **uma senhora toma chá...: como a estatística revolucionou a ciência no século XX**.

Trad. de José Maurício Gradel, revisão técnica Suzana Herculano-Houzel. Rio de Janeiro: Jorge Zahar, 2009.

SANTOS. V. F. M, 2017. **O que é ANOVA e como aplicá-la?**. Disponível em: < <https://www.fm2s.com.br/blog/anova> > acesso em 03/06/2023

SCHLICHTING, H. and GERSTEN, K., **Boundary-Layer Theory**, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2017, 805 pp.

SCHLICHTING. H., **Boundary layer theory**, McGraw-Hills series in mechanical engineering 7th edition, 1979.

SCHMIDT, L. V., 1965 *Journal of Aircraft* 2, 49-55. **Measurements of fluctuating air loads on a circular cylinder.**

SHIH, W. C. L., WANG, C., COLES, D. & ROSHKO, A. 1993 **Experiments on Flow past rough circular cylinders at large Reynolds numbers.** *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 49, 351-368.

Singh M. Fabrication and Analysis of NACA 0012 Airfoil in Wind Tunnel. *Int Res J Eng Technol.* May 2018;5(no. 5):4150–8.

SMITH, DONALD G.; BANCEU, BRUNO.; MARKSTALLER, MATTHEW G. **Vehicle wind tunnel balance.** 2009

SOUZA JUNIOR, D. P.; FERREIRA, G.G; LETA, F. R., 2012. **Desenvolvimento de um túnel de vento compacto para simulações didáticas de projetos de engenharia mecânica**, Universidade Federal Fluminense, Rio de Janeiro, Brasil

Stall flutter of NACA 0012 airfoil at low Reynolds numbers - Shantanu S. Bhat, Raghuraman N. Govardhan - *Journal of Fluids and Structures* Volume 41, August 2013, Pages 166-174

STIGLER, S. M. **The history of statistics: the measurement of uncertainty before 1900.** Cambridge, USA: The Belknap Press of Harvard University Press, 1986.

SUMER, B. M., FREDSOE, J., **Hydrodynamics Around Cylindrical Structures.** Advanced Series on Ocean Engineering - Volume 26, 2006.

TRIVEDI, A., **Measurement of the pressure distribution on a circular cylinder**, 2011, CID:00637814

VAN DOMMELEN, R. **Design of an Atmospheric Boundary Layer Wind Tunnel.** 2013, 132 f. Dissertação (Mestrado em Ciência e Física das Construções), Universidade de Eindhoven. Eindhoven, 2013

- Van DYKE. M., **An album of fluid motion**, Stanford University, Stanford California, 1982.
- Van NUNEN, J. W. G., 1972 Proceedings of Symposium on Flow induced Structural Vibration, Karlsruhe, Paper H5. **Steady and unsteady pressure and force measurements on a circular cylinder in a cross flow at high Reynolds number.**
- VINCENSI. A., 2014, **Dimensionamento de um túnel de vento subsônico**, Universidade Regional do Noroeste do Estado do Rio Grande do Sul, Rio Grande do Sul, Brasil.
- WEI, B.; GAO, Y.; HU, S. (2023), Experimental study on transition of dynamic airfoil in pitching oscillation. Wei et al. *Advances in Aerodynamics* (2023) 5:11 School of Aerospace Engineering, Xi'an Jiaotong University.
- WHITE, F. M. *Mecânica dos fluidos*. 6. ed. Porto Alegre: AMGH, 2011
- WIBOWO, T. 2021, **desenho de túnel de vento de retorno aberto**. disponível em: < <https://grab-cad.com/library/wind-tunnel-open-circuit-1> > acesso em 06/05/2023
- WINDLIN, F. L.; TANAKA, F. O.; ISMAIL, K. A. R.; MALVEZZI, F. M., **Aerodinâmica veicular**, Capítulo 5, 2015
- Yousefi K, Razeghi A. Determination of the critical Reynolds number for flow over symmetric NACA airfoils. In 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting; Jan 2018. p. 1–11.
- Yuta Y, Tomohisa O, Akinori M. Pressure distributions on NACA0012AIRFOIL at low Reynolds numbers. In 2013 The Proceedings of the International Conference on Jets Wakes and Separated Flows (ICJWSF).
- ZART, J. C. I. G.; LUZ. L. B.; SCHINESTZKI, W. N., 2018. **Projeto de túnel de vento aerodinâmico de sucção**, Universidade Federal de Santa Maria, Rio Grande do Sul, Brasil
- ZDRAVKOVICH, M. M. (1997). **Flow around circular cylinders: a comprehensive guide through flow phenomena, experiments, applications, mathematical models, and computer simulations**. Oxford University.
- ZHOU, B.; WANG. G.; GUO. W.; TAN, S. K., **Experimental study on flow past a circular cylinder with rough surface**, *Ocean engineering*, 109 (2015) 7-13

ANEXO A

TABLE V Percentage Points of the Studentized Range Statistic^a
 $q_{0.01}(p, f)$

f	p																			
	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	
1	90	135	164	186	202	216	227	237	246	253	260	266	272	272	282	286	290	294	298	
2	14.0	19.0	22.3	24.7	26.6	28.2	29.5	30.7	31.7	32.6	33.4	31.4	34.8	35.4	36.0	36.5	37.0	37.5	37.9	
3	8.26	10.6	12.2	13.3	14.2	15.0	15.6	16.2	16.7	17.1	17.5	17.9	18.2	18.5	18.8	19.1	19.3	19.5	19.8	
4	6.51	8.12	9.17	9.96	10.6	11.1	11.5	11.9	12.3	12.6	12.8	13.1	13.3	13.5	13.7	13.9	14.1	14.2	14.4	
5	5.70	6.97	7.80	8.42	8.91	9.32	9.67	9.97	10.24	10.48	10.70	10.89	11.08	11.24	11.40	11.55	11.68	11.81	11.93	
6	5.24	6.33	7.03	7.56	7.97	8.32	8.61	8.87	9.10	9.30	9.49	9.65	9.81	9.95	10.08	10.21	10.32	10.43	10.54	
7	4.95	5.92	6.54	7.01	7.37	7.68	7.94	8.17	8.37	8.55	8.71	8.86	9.00	9.12	9.24	9.35	9.46	9.55	9.65	
8	4.74	5.63	6.20	6.63	6.96	7.24	7.47	7.68	7.87	8.03	8.18	8.31	8.44	8.55	8.66	8.76	8.85	8.94	9.03	
9	4.60	5.43	5.96	6.35	6.66	6.91	7.13	7.32	7.49	7.65	7.78	7.91	8.03	8.13	8.23	8.32	8.41	8.49	8.57	
10	4.48	5.27	5.77	6.14	6.43	6.67	6.87	7.05	7.21	7.36	7.48	7.60	7.71	7.81	7.91	7.99	8.07	8.15	8.22	
11	4.39	5.14	5.62	5.97	6.25	6.48	6.67	6.84	6.99	7.13	7.25	7.36	7.46	7.56	7.65	7.73	7.81	7.88	7.95	
12	4.32	5.04	5.50	5.84	6.10	6.32	6.51	6.67	6.81	6.94	7.06	7.17	7.26	7.36	7.44	7.52	7.59	7.66	7.73	
13	4.26	4.96	5.40	5.73	5.98	6.19	6.37	6.53	6.67	6.79	6.90	7.01	7.10	7.19	7.27	7.34	7.42	7.48	7.55	
14	4.21	4.89	5.32	5.63	5.88	6.08	6.26	6.41	6.54	6.66	6.77	6.87	6.96	7.05	7.12	7.20	7.27	7.33	7.39	
15	4.17	4.83	5.25	5.56	5.80	5.99	6.16	6.31	6.44	6.55	6.66	6.76	6.84	6.93	7.00	7.07	7.14	7.20	7.26	
16	4.13	4.78	5.19	5.49	5.72	5.92	6.08	6.22	6.35	6.46	6.56	6.66	6.74	6.82	6.90	6.97	7.03	7.09	7.15	
17	4.10	4.74	5.14	5.43	5.66	5.85	6.01	6.15	6.27	6.38	6.48	6.57	6.66	6.73	6.80	6.87	6.94	7.00	7.05	
18	4.07	4.70	5.09	5.38	5.60	5.79	5.94	6.08	6.20	6.31	6.41	6.50	6.58	6.65	6.72	6.79	6.85	6.91	6.96	
19	4.05	4.67	5.05	5.33	5.55	5.73	5.89	6.02	6.14	6.25	6.34	6.43	6.51	6.58	6.65	6.72	6.78	6.84	6.89	
20	4.02	4.64	5.02	5.29	5.51	5.69	5.84	5.97	6.09	6.19	6.29	6.37	6.45	6.52	6.59	6.65	6.71	6.76	6.82	
24	3.96	4.54	4.91	5.17	5.37	5.54	5.69	5.81	5.92	6.02	6.11	6.19	6.26	6.33	6.39	6.45	6.51	6.56	6.61	
30	3.89	4.45	4.80	5.05	5.24	5.40	5.54	5.65	5.76	5.85	5.93	6.01	6.08	6.14	6.20	6.26	6.31	6.36	6.41	
40	3.82	4.37	4.70	4.93	5.11	5.27	5.39	5.50	5.60	5.69	5.77	5.84	5.90	5.96	6.02	6.07	6.12	6.17	6.21	
60	3.76	4.28	4.60	4.82	4.99	5.13	5.25	5.36	5.45	5.53	5.60	5.67	5.73	5.79	5.84	5.89	5.93	5.98	6.02	
120	3.70	4.20	4.50	4.71	4.87	5.01	5.12	5.21	5.30	5.38	5.44	5.51	5.56	5.61	5.66	5.71	5.75	5.79	5.83	
∞	3.64	4.12	4.40	4.60	4.76	4.88	4.99	5.08	5.16	5.23	5.29	5.35	5.40	5.45	5.49	5.54	5.57	5.61	5.65	

f = Degrees of freedom.

^aFrom J. M. May, "Extended and Corrected Tables of the Upper Percentage Points of the Studentized Range," *Biometrika*, Vol. 39, pp. 192–193, 1952. Reproduced by permission of the trustees of *Biometrika*.

APÊNDICE A

Os procedimentos iniciais antes do início de cada experimento estão descritos nos tópicos abaixo:

1 – Posicionar o computador em uma mesa em frente ao túnel de vento. A senha de acesso está escrita no próprio gabinete do computador. O posicionamento da mesa pode ser visto na Fig. 9.1

Figura 9.1: Posicionamento da mesa de apoio do computador



Fonte: Próprio autor

2 – Ligar à fonte de alimentação o computador, módulos de pressão e da balança do próprio túnel e o ventilador. Lembrando que o ventilador é ligado na tomada trifásica localizada atrás do túnel. Na Fig. 9.2 é ilustrado o módulo da balança do túnel na imagem a esquerda, o cabo de alimentação trifásico para ligar o ventilador no centro e à direita o módulo de pressão.

Figura 9.2: Módulo da balança, cabo de alimentação trifásico e módulo de pressão



Fonte: Próprio autor

3 – Após o passo 2, conecta-se os dois cabos de dados entre os módulos do túnel e no computador, para que seja possível a transferência e obtenção de dados pelo computador através do *software* do fabricante. Na Fig. 9.3 à esquerda tem-se a imagem de um dos cabos, de forma que os dois são semelhantes. Além disso é necessário verificar se os tubos de pressão estão devidamente conectados nas tomadas de pressão da seção convergente do túnel e ligados ao módulo de pressão do túnel, assim como indicado na Fig. 9.3 à direita.

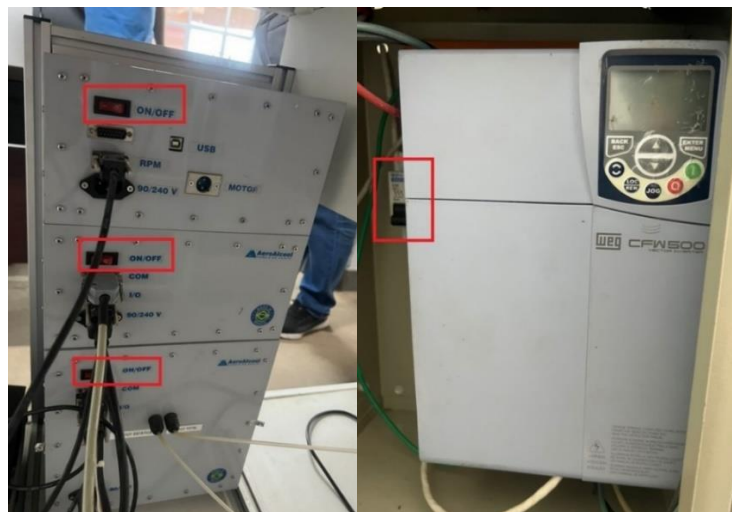
Figura 9.3: Cabo de dados e local de acoplamento dos tubos de pressão



Fonte: Próprio autor

4 – Após todos os cabos estarem conectados à fonte de alimentação, liga-se os módulos da balança e de pressão, apertando o botão tipo gangorra, localizado atrás dos módulos, assim como indicado na Fig. 9.4 à esquerda. Também é necessário ligar o motor do ventilador, através da chave do disjuntor bipolar localizado dentro da caixa do inversor de frequência, logo abaixo do ventilador do túnel, ao lado do controlador do ventilador, assim como indicado na Fig. 9.4 à direita.

Figura 9.4: Parte traseira do módulo da balança do túnel e controlador do motor do ventilador



Fonte: Próprio autor

5 – Após a realização de todos os passos é possível iniciar a realização de todos os experimentos, lembrando que o ventilador pode ser ligado diretamente no inversor de frequência, com acesso local, ou de maneira remota, dependendo de como foi colocada a configuração.

Essa configuração é feita utilizando o botão “rem/loc”, que altera esse tipo de acionamento, assim como indicado na Fig. 9.5.

Figura 9.5. Botão rem/loc do inversor de frequência do motor do ventilador



Fonte: Próprio autor

É importante ressaltar que é esperado a velocidade dentro da seção de testes ser estabilizada para começar a gravar os dados no *software*. A estabilização ocorre entre 10 a 15 segundos após a partida do ventilador.

APÊNDICE B

Ressalta-se também que foram executados ensaios com o túnel de vento sujo, e outros logo após a limpeza completa do equipamento, sendo um fator importante para verificar a influência das partículas de sujeira nos resultados e determinar a periodicidade que deveria ser realizada a limpeza do equipamento para a realização de novos ensaios, a fim de não gerar grande interferência no que for obtido em cada experimento.

Além disso, realizou-se experimentos para obtenção do coeficiente de pressão do cilindro. O coeficiente de pressão é outro parâmetro importante para o estudo de escoamento sobre diversos corpos, como em cilindros, por exemplo, e foi calculado pela Eq. 10.1.

$$C_p = \frac{P - P_0}{\frac{\rho V_0^2}{2}}, \quad (10.1)$$

em que P é a pressão total em cada ponto da superfície do cilindro, em função do ângulo, P_0 é a pressão de referência (pressão longe do cilindro, medida na entrada da seção de testes), e ρ é a massa específica do fluido.

Dentre os cilindros disponíveis para execução dos experimentos, apenas um foi utilizado para obtenção do coeficiente de pressão, pois apenas ele possui uma tomada de pressão, localizada na metade de seu comprimento que pode ser visualizado na Fig. 3.13, já os demais não possuem nenhuma, tornando impossível essa análise para eles.

Devido ao fato de o cilindro utilizado possuir apenas uma tomada de pressão necessitou-se realizar a rotação dele para cada ensaio, com os ângulos variando de $0,0^\circ$ a 180° , com passo de 10° por ensaio, totalizando 19 ensaios com duração de 30 s cada. Cada um desses ângulos foi medido através de um transferidor na parte traseira da balança aerodinâmica, com um erro de medição de $\pm 0,5^\circ$, e para esse experimento, ela foi utilizada apenas de suporte para o cilindro e para a orientação do ângulo.

Esse transferidor pode ser visualizado na Fig. 10.1.

Figura 10.1: Traseira da balança aerodinâmica com transferidor e travas da placa flutuante



Fonte: Próprio autor

Ao executar o experimento utilizou-se a tomada de saída da seção convergente do túnel (entrada da seção de testes) e a tomada de pressão do próprio cilindro ambos conectadas no módulo de pressão para a obtenção da diferença de pressão necessária para o cálculo do coeficiente de pressão. Os tubos utilizados para a medição de pressão devem ser conectados onde foi indicado na Fig. 9.3 à direita.

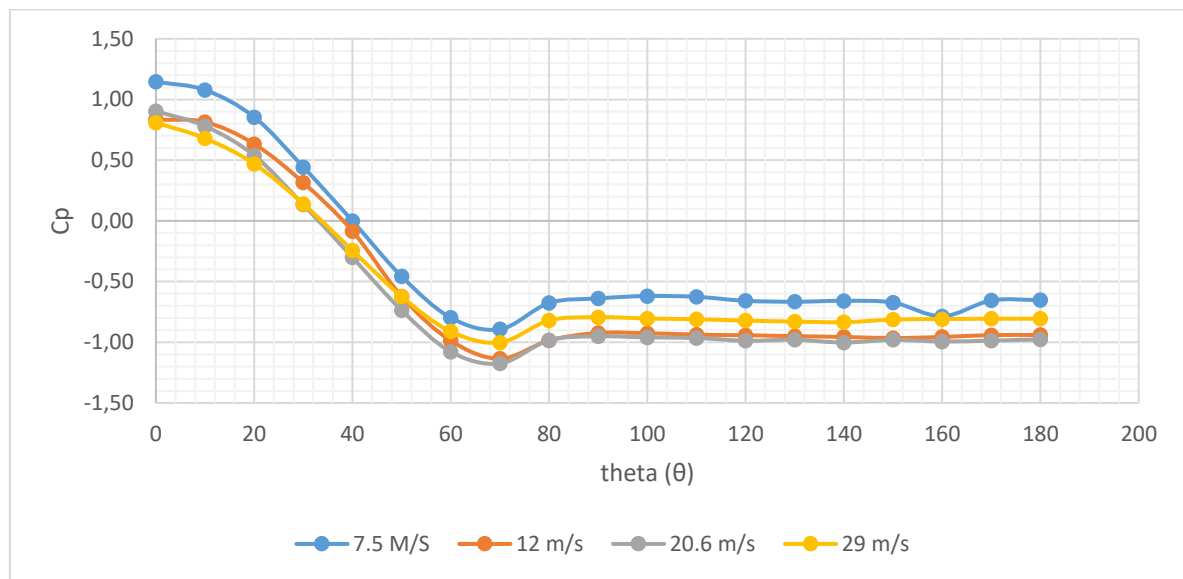
A velocidade de cada ensaio foi obtida em função das rotações de 400, 600, 1000 e 1400 rpm, que correspondem aos números de Reynolds de $3,65 \times 10^4$, $5,86 \times 10^4$, $1,01 \times 10^5$ e $1,42 \times 10^5$ respectivamente, com réplicas para cada rotação, com isso foi realizado vários ensaios para obtenção do coeficiente de pressão para quatro velocidades distintas, para avaliar o comportamento da curva de pressão.

O tempo de ensaio foi definido através de uma análise de variância, e a quantidade de réplicas necessárias para obter uma confiabilidade de 95% foi determinada através do teste de poder de amostragem. Para isso, foi selecionado os tempos de 30 s a 180 s, com variação de 30 s cada, e feito uma comparação entre as médias e variâncias de cada tempo para avaliar qual o melhor tempo para cada ensaio, conforme explicado anteriormente. O primeiro experimento foi realizado logo após a limpeza completa do túnel de vento e foi repetido dois meses após a limpeza do túnel com intuito de avaliar uma possível interferência da sujeira nos resultados.

Resultados do Coeficiente de pressão do cilindro

Nos experimentos voltados à obtenção do coeficiente de pressão do cilindro A, da Fig. 3.15, foram realizados ensaios com o túnel de vento limpo e com 2 meses após a limpeza. Os resultados obtidos para cada velocidade calculada anteriormente podem ser vistos na Fig. 10.2, de forma que o ângulo θ varia com intervalos de 10° .

Figura 10.2: C_p do cilindro em função do ângulo θ com o túnel de vento limpo



Fonte: Própria do Autor

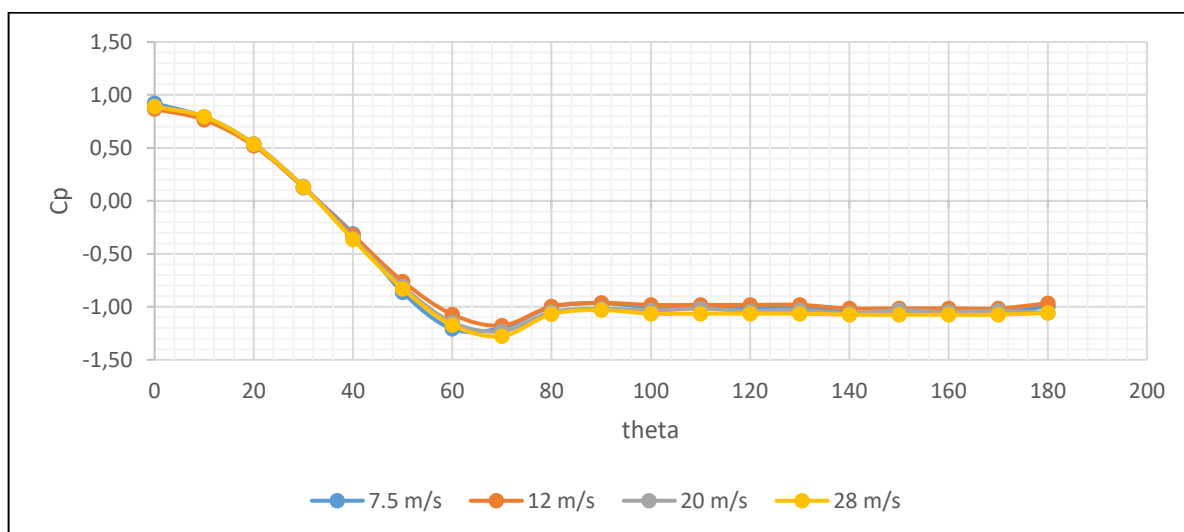
As velocidades contidas no gráfico são referentes aos números de Reynolds de 36489, 58625, 100731 e 142128 (rotações de 400, 600, 1000 e 1400 rpm respectivamente). É possível perceber que com o túnel de vento limpo, as velocidades mínima e máxima (7,5 e 29,0 m/s) as curvas de pressão se distanciam das demais, o que pode caracterizar um problema na operação. Além disso, pode ser observado que a partir de 80° , para essas velocidades o valor de C_p está superior a -1. Outro aspecto importante a ser verificado é que em específico para a velocidade de 7,5 m/s, referente à rotação de 400 rpm, na posição de $\theta = 0^\circ$, valor de C_p é superior a 1, um problema gerado por uma obstrução da mangueira conectada na tomada de pressão durante a execução deste experimento, que foi resolvido e para as demais velocidades isso não ocorreu.

Apesar disso, no geral as curvas do coeficiente de pressão seguem o padrão encontrado

nas literaturas expostas nos tópicos anteriores (WHITE, 2011), de forma que para $\theta = 0^\circ$ o valor de C_p torna-se próximo a 1, com o ponto de menor valor do coeficiente de pressão estando por volta de $\theta = 70^\circ$, e constante a partir de 80° .

Da mesma forma que na Fig. 10.2, foi obtido um outro gráfico do coeficiente de pressão em função de θ , porém com o túnel de vento com 2 meses de uso, que pode ser observado na Fig. 10.3.

Figura 10.3: C_p do cilindro em função do ângulo θ com o túnel de vento após 2 meses



Fonte: Própria do Autor

Através desse outro gráfico percebe-se que independente da velocidade utilizada as curvas de C_p estão praticamente sobrepostas, não havendo a mesma diferença notada para as velocidades 7,5 e 29 m/s, na Fig. 4.10. Nesse caso foi mantido o padrão, de forma que o C_p assume um valor próximo a 1 quando $\theta = 0^\circ$, assumindo seu menor valor quando o $\theta = 70^\circ$ e se torna constante a partir de 80° onde $C_p = -1$.

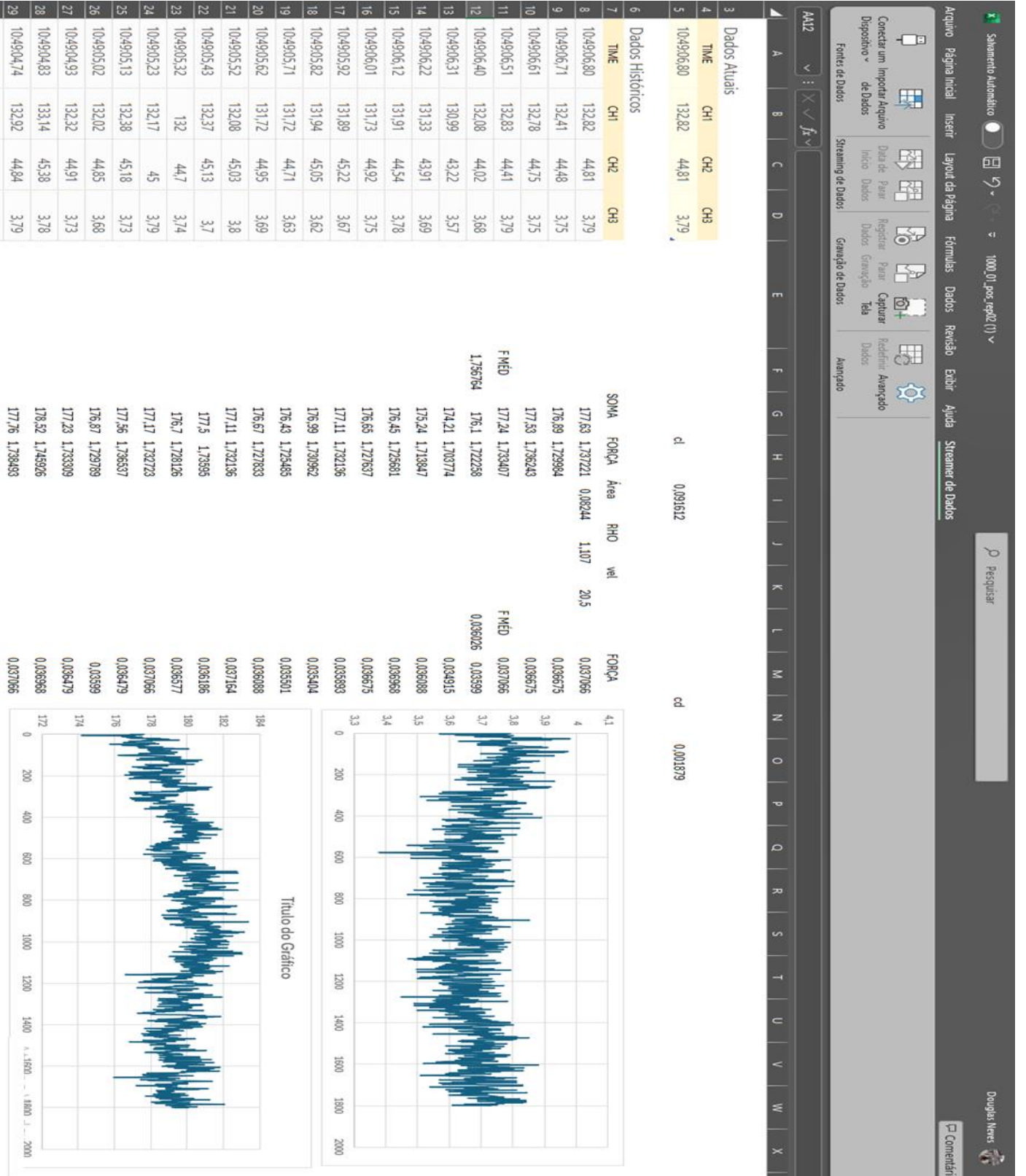
Vale ressaltar que a velocidade utilizada no experimento com o túnel de vento após os 2 meses de uso foi recalculada, conforme a curva de calibração da Fig. 4.5, por isso houve uma pequena mudança nos índices do gráfico da Fig. 10.3 em relação ao anterior. Acredita-se que esta queda na velocidade tenha gerado o deslocamento da curva representada pela velocidade de 29 m/s, tornando-a sobreposta às demais.

Dessa maneira, conclui-se que, apesar da diferença notada nas velocidades obtidas entre

o túnel limpo e após dois meses de uso, ao refazer o cálculo da velocidade durante o experimento, e realizar a calibração da seção convergente utilizando o tubo de pitot, é possível corrigir esse problema. Da forma que, caso fosse utilizado o mesmo valor da velocidade nos dois experimentos, poderia haver uma grande diferença entre os resultados, pois apesar da mudança de velocidade nesse período não ter sido considerável, será obtido um valor diferente de C_p .

APÊNDICE C

Figura 11.1: Interface no Excel conectado ao Arduino



Fonte: Próprio autor

Através da Fig. 11.1 é possível visualizar a interface do Excel quando conectado ao Arduino, de forma que “CH1” e “CH2” indicam os valores de massa em gramas obtida através de cada célula de carga responsável pela sustentação, e “CH3” indica a mesma leitura para a célula de carga do arrasto.

Na coluna G do Excel em “SOMA” (célula “G7”) é indicado a soma do valor obtido nas duas células de carga da sustentação, com resultado em gramas. Já na coluna “H”, iniciando na célula “H7” é calculado o valor da força em N da componente da sustentação.

Nas células “I8”, “J8” e “K8” constam os valores da área do objeto, massa específica e velocidade respectivamente. É importante ressaltar que a massa específica foi utilizada de forma independente para cada experimento, ou seja, antes de executar cada um era obtido o valor da massa específica do ar no momento da realização do experimento através dos sensores e do *software* do fabricante.

A coluna “M”, iniciando na célula “M7” é possível visualizar os valores da força de arrasto em N.

Nas células “F12” e “L12” foi calculado a força média de sustentação e de arrasto respectivamente, e por fim, nas células “I5” e “O5” os coeficientes médios de sustentação e arrasto respectivamente. A tabela 11.1 resume as informações mais importante de cada célula no Excel

Tabela 11.1: Informações do Excel sobre cada parâmetro

LOCALIZAÇÃO	MEDIÇÃO
Coluna A	Tempo
Coluna B	Massa de sustentação célula de carga 01 (g)
Coluna C	Massa de sustentação célula de carga 02 (g)
Coluna D	Massa de arrasto célula de carga (g)
Coluna G	Soma das massas de sustentação (g)
Coluna H	Cálculo da Força de sustentação (N)
Coluna M	Cálculo da Força de arrasto (N)
Célula F12	Força média de sustentação (N)
Célula I8	Área de referência do objeto (m ²)
Célula J8	Massa específica do ar (kg/m ³)
Célula K8	Velocidade de referência (m/s)
Célula L12	Força média de arrasto (N)
Célula I5	Coeficiente médio de sustentação
Célula O5	Coeficiente médio de arrasto

Fonte: Próprio autor