



# **Desenvolvimento, construção e instrumentação da secção de ensaios de um túnel de vento**

Mestrado em Engenharia Automóvel

Gerson Firmino Alves

Leiria, janeiro 2022





# **Desenvolvimento, construção e instrumentação da secção de ensaios de um túnel de vento**

Mestrado em Engenharia Automóvel

Gerson Firmino Alves

Trabalho de Dissertação realizado sob a orientação do Professor Doutor Nuno Alexandre Gonçalves  
Martinho e do Professor Doutor Carlos Daniel Henriques Ferreira

Leiria, janeiro de 2022



# **Originalidade e Direitos de Autor**

O presente relatório de dissertação é original, elaborado unicamente para este fim, tendo sido devidamente citados todos os autores cujos estudos e publicações contribuíram para o elaborar.

Reproduções parciais deste documento serão autorizadas na condição de que seja mencionado/a o/a Autor/a e feita referência ao ciclo de estudos no âmbito do qual o mesma/o foi realizado, a saber, Curso de Mestrado em Engenharia Automóvel, no ano letivo 2020/2021, da Escola Superior de Tecnologia e Gestão do Instituto Politécnico de Leiria, Portugal, e, bem assim, à data das provas públicas que visaram a avaliação destes trabalhos.



# Agradecimentos

Na realização da presente dissertação contei com o apoio de múltiplas pessoas às quais estou profundamente grato. Desta forma, não poderia terminar sem expressar os meus mais sinceros agradecimentos:

Ao Professor Doutor Nuno Alexandre Gonçalves Martinho e ao Professor Doutor Carlos Daniel Henriques Ferreira, orientadores da dissertação de mestrado, pela orientação, apoio, disponibilidade, saber transmitido ao longo da realização deste trabalho e por todas as palavras de incentivo.

Aos meus pais e irmão, pelas palavras de incentivo, pelo apoio incondicional e compreensão nos momentos mais difíceis. Sem o apoio deles nada disto teria sido possível. A eles dedico este trabalho!

A todos os meus amigos e colegas que de uma forma direta ou indireta contribuíram na elaboração deste trabalho, pela paciência, atenção e força que prestaram em momentos menos fáceis.

Agradeço por todo o apoio, palavras de incentivo, amizade e pela oportunidade de crescimento académico e também pessoal. A todos aqueles que, de um modo ou outro, tornaram possível a realização da presente dissertação.

O meu sincero e profundo muito obrigado!



# Resumo

Um túnel de vento é um equipamento que revela alta importância para o estudo da aerodinâmica de qualquer modelo de teste, desde veículos de transporte, passando por edifícios até qualquer objeto para o qual se pretenda determinar o resultado da interação do fluido em escoamento com esse mesmo objeto. Em muitos casos, nomeadamente devido à alta complexidade da geometria dos objetos em estudo e da viscosidade dos fluidos é difícil, ou mesmo impossível, determinar analiticamente o campo de velocidades e pressões que conduziriam ao cálculo final do resultado da referida interação. Estes resultados implicariam obter soluções para as equações diferenciais de Navier-Stokes. No passado recente, a abordagem numérica, para calcular, em tempo útil, soluções aproximadas destas equações, teve grandes evoluções, principalmente devido ao aumento da capacidade computacional, mas também devido à evolução dos próprios métodos numéricos. Não obstante, a validação destes resultados requer ensaios experimentais. Também neste contexto, através da produção de um escoamento controlado no interior de um túnel de vento conseguem-se obter as componentes das forças e momentos que resultam da interação do fluido com o modelo em estudo, nomeadamente através da instrumentação aplicada na secção de ensaios dos túneis para este efeito.

O presente trabalho teve como objetivos principais a conclusão da construção de um túnel de vento de circuito fechado, previamente construído no laboratório de Mecânica de Fluidos da Escola Superior de Tecnologia e Gestão do Politécnico de Leiria, e a construção e instrumentação, com aquisição automática dos respetivos dados da sua secção de ensaios.

O túnel de vento existente foi desmontado e remontado, tendo em vista a colocação de uma estrutura interna tipo favo de abelha e telas, para laminarização e redução da turbulência do escoamento antes da secção de ensaios, respetivamente.

Após a construção da secção de ensaios, selecionaram-se e inseriram-se nos locais próprios, vários sensores, entre eles, o sensor de fio quente responsável pela aquisição e controlo automático da velocidade de escoamento, e uma balança, construída a partir de duas células de carga dispostas em diferentes eixos, para a medição da força de arrasto e sustentação no objeto em estudo.

Para a aquisição e tratamento automático dos dados provenientes dos respectivos sensores, elaborou-se um programa informático de *interface* com o utilizador que permite o controlo do funcionamento do ventilador e a visualização dos dados medidos para as respetivas condições de ensaio em tempo real.

A secção de ensaios construída tem um comprimento de 1 m e uma secção transversal quadrangular de 0,5 m x 0,5 m que, considerando o efeito de bloqueio inferior a 5 %, esta proporciona testar modelos com uma área de secção transversal até 0,0125 m<sup>2</sup>. O ventilador axial atualmente instalado no túnel permite atingir velocidades máximas do escoamento de 13,6 m/s (aproximadamente 50 km/h) na secção de ensaios.

Inseriu-se um sistema de medição com células de carga em diferentes eixos, para a obtenção dos valores de força de arrasto e sustentação/*downforce*. A determinação da fiabilidade do mesmo, alcançou-se mediante a realização de testes a simples formas, um cubo e semiesfera. Finalmente, compararam-se os valores teóricos/tabelados disponíveis na bibliografia com os ensaios experimentais. Adquiriram-se resultados bastante positivos, com erros relativos abaixo de 4 % e 10 %, para o cubo e a semiesfera, respetivamente.

**Palavras-chave:** Túnel de vento, Coeficientes aerodinâmicos, Instrumentação

# Abstract

A wind tunnel is an essential piece of equipment when it comes to testing aerodynamics in any model, from automotive vehicles to buildings and any object susceptible to the study of its interaction with a flowing fluid. Frequently, due to both the high geometric complexity of the objects of study and the viscosity of the fluid, the velocity field and the pressure field that lead to the result of the interaction mentioned early are hard or nearly impossible to determine analytically. These results imply achieving a solution to Navier-Stokes's differential equations. Until recently, the numeric approach to calculate approximated solutions to these equations in useful time has evolved due to an increase in computing power as well as an evolution in the numerical methods. Nonetheless these results need validation through experimental trials. A wind tunnel generates a controlled flow inside with which both a force field and a torque field can be attained as a consequence of the interaction between fluid and model, by instrumenting the tunnel's trial section.

The main objectives of the present work were the conclusion of the construction of a closed-circuit wind tunnel, previously built in the Fluid Mechanics laboratory of the School of Technology and Management of the Polytechnic of Leiria, and the construction and instrumentation, with automatic acquisition of the respective data from its testing section.

The existing tunnel was dismantled and reassembled to install a honeycomb internal structure and screens for laminarization and reduction of flow turbulence before the test section, respectively.

After building the test section, several sensors were selected and inserted in the appropriate places, including the hot wire sensor responsible for the acquisition and automatic control of the flow velocity, and a scale, built from two load cells arranged on different axes, for the measurement of the drag force and lift on the object under study.

For the automatic acquisition and processing of the data from the respective sensors, a user *interface* program was developed that allows the control of the fan operation and visualization of the measured data for the respective test conditions in real time.

The test section built has a length of 1 m and a square cross section of 0,5 m x 0,5 m which, considering the blocking effect of less than 5 %, allows testing models with a cross section

area of up to 0,00125 m<sup>2</sup>. The axial fan currently installed in the tunnel allows maximum flow velocities of 13,6 m/s (approximately 50 km/h) to be reached in the test section.

A measurement system with load cells on different axes was inserted to obtain the values of drag and lift/downforce. The determination of its feasibility was achieved by testing simple shapes, a cube and a semi-sphere. Finally, the theoretical/tabulated values available in the bibliography section were compared with the experimental tests. Very positive results were obtained, with percentage errors below 4 % and 10 %, for the cube and the semi-sphere, respectively.

**Keywords:** Wind tunnel, Aerodynamic coefficients, Instrumentation

# Índice

<b>Originalidade e Direitos de Autor</b> .....	<b>v</b>
<b>Agradecimentos</b> .....	<b>vii</b>
<b>Resumo</b> .....	<b>ix</b>
<b>Abstract</b> .....	<b>xi</b>
<b>Índice</b> .....	<b>xiii</b>
<b>Lista de Figuras</b> .....	<b>xv</b>
<b>Lista de Tabelas</b> .....	<b>xix</b>
<b>Lista de siglas e nomenclatura</b> .....	<b>xxi</b>
<b>1. Introdução</b> .....	<b>1</b>
<b>1.1 Enquadramento</b> .....	<b>1</b>
<b>1.2 Objetivos</b> .....	<b>2</b>
<b>1.3 Organização do relatório</b> .....	<b>3</b>
<b>2. Fundamentos e revisão bibliográfica</b> .....	<b>5</b>
<b>2.1 Fundamentos</b> .....	<b>5</b>
2.1.1 Análise dimensional e teoria da semelhança .....	9
2.1.2 Princípio de Bernoulli .....	14
2.1.3 Princípio da conservação de massa .....	18
2.1.4 Intensidade de turbulência.....	21
2.1.5 Conceito de camada limite .....	23
2.1.6 Relação de bloqueio .....	25
<b>2.2 Revisão bibliográfica</b> .....	<b>27</b>
2.2.1 História .....	27
2.2.2 Classificação de Túneis de Vento .....	31
2.2.3 Tipos de túnel de vento .....	33
2.2.3.1 Circuito aberto .....	34
2.2.3.2 Circuito fechado.....	35
2.2.3.3 Pressurizados .....	35
2.2.4 Tipos de secção de ensaio .....	36
2.2.4.1 Secção de ensaios aberta .....	38
2.2.4.2 Secção de ensaios fechada.....	39
2.2.4.3 Aplicações .....	41
2.2.5 Instrumentação de um túnel de vento .....	43
2.2.5.1 Balança externa.....	45
2.2.5.2 Balança interna .....	46
<b>3. Caso de estudo - Túnel de Vento de circuito fechado</b> .....	<b>47</b>

<b>3.1 Laminarização do escoamento – Estrutura tipo “favo de abelha” .....</b>	<b>49</b>
<b>3.2 Portas de acesso .....</b>	<b>53</b>
<b>3.3 Montagem dos módulos do túnel de vento.....</b>	<b>54</b>
<b>3.4 Secção de ensaios .....</b>	<b>55</b>
<b>3.5 Instrumentação da secção de ensaios .....</b>	<b>56</b>
3.5.1 Seleção de sensores.....	60
3.5.1.1 Variador de frequência.....	60
3.5.1.2 Anemómetro.....	65
3.5.1.3 Célula de carga .....	68
3.5.1.4 Sensor de temperatura.....	73
3.5.2 Controlo e aquisição automática de dados .....	76
3.5.2.1 Circuito de controlo .....	78
3.5.3 Controlo e aquisição de dados.....	79
3.5.3.1 Sistema embebido (Arduino).....	79
3.5.3.2 Programa de controlo e aquisição de dados (LabVIEW®).....	80
<b>4. Realização de ensaios no Túnel de Vento .....</b>	<b>85</b>
<b>4.1 Laminarização e uniformização do escoamento.....</b>	<b>86</b>
4.1.1 Apresentação e análise de resultados .....	88
4.1.1.1 Intensidade de turbulência e velocidade do ar.....	88
<b>4.2 Balança de forças.....</b>	<b>96</b>
4.2.1 Diagrama de corpo livre.....	96
4.2.2 Realização de testes de referência .....	101
<b>5. Conclusões .....</b>	<b>111</b>
<b>5.1 Trabalhos futuros .....</b>	<b>112</b>
<b>Referências.....</b>	<b>113</b>
<b>Anexos.....</b>	<b>118</b>

# Lista de Figuras

Figura 2.1 – Ilustração do vetor velocidade de escoamento e linhas de corrente. Adaptado de (Pehlivanoglu, 2020).....	6
Figura 2.2 – Pressão e tensões de corte numa superfície aerodinâmica. Adaptado de (Pehlivanoglu, 2020). ...	7
Figura 2.3 – Força aerodinâmica resultante e momento numa superfície aerodinâmica. Adaptado de (Pehlivanoglu, 2020). ....	7
Figura 2.4 – Velocidade de escoamento livre e camada limite. Adaptado de (White, 1999).....	8
Figura 2.5 – Resultante das forças aerodinâmicas e respetivas componentes. Adaptado de (Pehlivanoglu, 2020).....	8
Figura 2.6 – Representação das Forças e Momentos resultantes sujeitos num corpo arbitrário. Adaptado de (Junior, 2020). ....	12
Figura 2.7 – Modelo e protótipo geometricamente semelhantes. Adaptado de (Çengel, 2010).....	13
Figura 2.8 – Geometria usada para derivação da equação de Bernoulli. Adaptado de (Mukhopadhyay, 2017). ....	15
Figura 2.9 – Exemplo de uma instalação.....	17
Figura 2.10 – Demonstração de um tubo com AST constante. Adaptado de (Bar-Meir, 2014).....	19
Figura 2.11 – Volume de controlo correspondente a um escoamento num tubo de expansão. Adaptado de (White, 1999). ....	20
Figura 2.12 – Representação esquemática da variação da camada limite numa superfície plana. Adaptado de (Brunetti F. , 2007). ....	24
Figura 2.13 – Perfil de velocidades para uma camada laminar e turbulenta. Adaptado de (Alé, 2011). ....	24
Figura 2.14 – Representação esquemática da evolução da camada limite sobre um cilindro. Adaptado de (Aerospace Engineering, 2020).....	25
Figura 2.15 – Representação esquemática do bloqueio sólido (a) e de esteira (b). Adaptado de (Houigab Jeong, 2018).....	26
Figura 2.16 – Variação da velocidade de escoamento consoante o bloqueio. Adaptado de (Houigab Jeong, 2018).....	27
Figura 2.17 – Primeiro esboço de uma nave tripulada de Leonardo Da Vinci (FlyStation, 2020).....	28
Figura 2.18 – Braço giratório (The Royal Society, 2020). ....	28
Figura 2.19 – Esquemático do aeródromo número 5 de Langley (Aerospacweb, 2020). ....	30
Figura 2.20 – Primeiro túnel de vento localizado no <i>NASA Langley Research Center</i> (Dumber, 2020).....	31
Figura 2.21 – Túneis de vento de circuito aberto (a) e fechado (b) à pressão atmosférica; Túneis de vento de circuito aberto (c) e fechado (d) com controlo do meio envolvente (Pressão ou câmara de vácuo). Adaptado de (Merrison, 2011). ....	34

Figura 2.22 – Representação esquemática de um túnel de vento de circuito aberto. Adaptado de (Singh, 2020).....	35
Figura 2.23 – Tipos de secção de ensaios (Polezhaev, 2011).....	37
Figura 2.24 – Secção de ensaios circular (Paur, 2020).....	37
Figura 2.25 – Teste de fumo numa secção de ensaios retangular (Vijayraghvan, 2020). ....	38
Figura 2.26 – Secção de ensaios aberta (Aerodynamic Performance, 2011).....	39
Figura 2.27 – Secção de ensaios fechada com entalhes (Toyota Gazoo Racing, 2020).....	40
Figura 2.28 – Vista aproximada dos entalhes da secção de ensaios fechada (Toyota Gazoo Racing, 2020)...	40
Figura 2.29 – Paredes adaptativas numa secção de ensaios fechada. Adaptado de (Prestes, 2005). ....	41
Figura 2.30 – Secção de ensaios aberta equipada com uma câmara anecoica (UKRI Science and Technology Facilities Council, 2020).....	41
Figura 2.31 – Airbus A340 à escala de 1:10 a ser testado num túnel de vento aeroacústico (Sulaiman, 2011). ....	42
Figura 2.32 – Teste PSP numa secção de ensaios fechada na Associação de Pesquisa de Aeronaves em Inglaterra (Innovative Scientific Solutions, 2020). ....	43
Figura 2.33 – Teste PIV numa secção de ensaios fechada com um modelo à escala, X-59 (Gillard, 2020). ..	43
Figura 2.34 – Representação esquemática da configuração da balança na secção de ensaios. Adaptado de (Scott Leon Post, 2010). ....	44
Figura 2.35 – Balança externa de parede lateral com montagem meio-modelo (FF Pieterse, 2017). ....	45
Figura 2.36 – Balança externa com montagem de modelo inteiro com estrutura de suporte (NIAR’s Beech Wind Tunnel unveils new sting mount system, 2008). ....	45
Figura 2.37 – Balança interna (Miguel Gonzalez, 2011).....	46
Figura 3.1 – Estrutura do túnel de vento (Salvador, 2018).....	47
Figura 3.2 – Desenho 2D do túnel de vento.....	48
Figura 3.3 – Carregamento dos módulos do túnel de vento. ....	48
Figura 3.4 – Descarregamento dos módulos nas imediações do edifício de Engenharia Automóvel.....	49
Figura 3.5 – Tela de malha mais fina. ....	50
Figura 3.6 – Tela de malha mais larga.....	50
Figura 3.7 – Colocação da tela de laminarização de malha mais fina.....	51
Figura 3.8 – Colocação da tela de malha mais larga com devido isolamento com fita adesiva. ....	51
Figura 3.9 – Parte do favo de abelha com curvatura nos seus extremos. ....	52
Figura 3.10 – Aspeto final da câmara de laminarização e uniformização.....	52
Figura 3.11 – Porta de acesso no difusor 3. ....	53

Figura 3.12 – Porta de acesso no canto 4.....	53
Figura 3.13 – Posicionamento e montagem do canto 1.....	54
Figura 3.14 – Isolamento de frestas mais espaçadas com espuma poliuretano. ....	55
Figura 3.15 – Isolamento de frestas menos espaçadas com silicone.....	55
Figura 3.16 – Secção de ensaios.....	56
Figura 3.17 – Gráfico da curva da instalação <i>versus</i> Regimes de funcionamento do ventilador TCBB/4-560/H-.....	59
Figura 3.18 – (a) Binário do motor constante quando a razão T/f se mantém; (b) Queda do binário do motor sem a conservação da razão T/f. Adaptado de (Bright Hub Engineering, 2020).....	61
Figura 3.19 – VFD ATV12HU15M2 do fabricante <i>Schneider</i> (Schneider, 2020). ....	63
Figura 3.20 – Zona de colocação do VFD.....	64
Figura 3.21 – Anemómetro modelo HD4V3TS3 do fabricante <i>DeltaOhm</i> (DeltaOhm, 2020).....	66
Figura 3.22 – Local de instalação do anemómetro.....	67
Figura 3.23 – Colocação do anemómetro a 5 cm da parede. ....	68
Figura 3.24 – Célula de carga resistiva com aplicação de uma força (Inst Tools, 2020).....	68
Figura 3.25 – Célula de carga modelo TAL220 da <i>Sparkfun Eletronics</i> (Mouser Eletronics, 2020). ....	69
Figura 3.26 – Módulo HX711 (Mouser Eletronics, 2021). ....	70
Figura 3.27 – Balança de forças projetada.....	71
Figura 3.28 – Peças envolvidas na balança de forças.....	72
Figura 3.29 – Balança de forças.....	73
Figura 3.30 – Curva caraterística de um sensor tipo NTC. Adaptado de (Circuits Today, 2020).....	74
Figura 3.31 – NTC GE-2142 HVAC do fabricante <i>Amphenol Corporation</i> (Mouser Eletronics, 2021). ....	74
Figura 3.32 – Local de alojamento da NTC.....	76
Figura 3.33 – Arduino UNO (makers, 2021).....	77
Figura 3.34 – Diagrama de blocos do programa de controlo e aquisição automática de dados do túnel de vento. ....	78
Figura 3.35 – Caixa e <i>breadboard</i> .....	79
Figura 3.36 – Fluxograma.....	80
Figura 3.37 – Página “Configuração” do painel principal.....	81
Figura 3.38 – Página “Ensaio dinâmico” para <i>interface</i> com o utilizador. ....	82
Figura 3.39 – Configuração da porta série.....	83

Figura 3.40 – <i>While loop</i> .....	83
Figura 4.1 – Sensor posicionado com 25 cm de introdução. ....	86
Figura 4.2 – Placa com 11 orifícios para posicionamento do sensor. ....	87
Figura 4.3 – Sensor posicionado na lateral da secção de ensaios. ....	87
Figura 4.4 – Curva da distribuição normal com a percentagem de probabilidade para as subdivisões (ufsc, 2021).....	89
Figura 4.5 – Perfil de velocidades na secção de ensaios à velocidade de rotação mínima do ventilador. ....	95
Figura 4.6 – Perfil de velocidades na secção de ensaios à velocidade de rotação máxima do ventilador. ....	95
Figura 4.7 – Esquemático da balança do túnel de vento. ....	97
Figura 4.8 – D.C.L da célula de carga 1. ....	98
Figura 4.9 – D.C.L da célula de carga 2. ....	99
Figura 4.10 – D.C.L do varão de transmissão de forças.....	100
Figura 4.11 – Semiesfera. ....	102
Figura 4.12 – Cubo.....	102
Figura 4.13 – Medição da $F_D$ no cilindro com a $A_{ST}$ do suporte.....	103
Figura 4.14 – Aplicação de um peso conhecido sobre o cilindro. ....	108
Figura 4.15 – Aplicação de um peso conhecido sobre o suporte. ....	108

# Lista de Tabelas

Tabela 1 – Unidades fundamentais. ....	10
Tabela 2 – Unidades físicas. ....	10
Tabela 3 – Número de Mach e respetiva classificação (NASA, 2020). ....	32
Tabela 4 – Pontos de funcionamento com as respetivas velocidades do ar ( $v_{ar}$ ) e forças de arrasto ( $F_D$ ) para determinado regime de rotação do ventilador. ....	60
Tabela 5 – Especificações técnicas do VFD ATV12HU15M2 (Schneider, 2020). ....	63
Tabela 6 – Especificações técnicas do sensor modelo HD4V3TS3 (DeltaOhm, 2020). ....	66
Tabela 7 – Especificações técnicas da célula de carga da gama TAL220 da <i>Sparkfun Eletronics</i> (Mouser Eletronics, 2021). ....	70
Tabela 8 – Especificações técnicas da NTC GE-2142 HVAC (Mouser Eletronics, 2021). ....	75
Tabela 9 – Curva caraterística da NTC GE-2142 HVAC (Mouser Eletronics, 2021). ....	75
Tabela 10 – Variação da $v_{ar}$ ao longo da secção transversal da secção de ensaios à velocidade de rotação mínima do ventilador. ....	94
Tabela 11 – Variação da $v_{ar}$ ao longo da secção transversal da secção de ensaios à velocidade de rotação máxima do ventilador. ....	94
Tabela 12 – Resultados teóricos e experimentais de $F_D$ e $C_D$ do cilindro. ....	104
Tabela 13 – Resultados teóricos e experimentais de $F_D$ e $C_D$ do cubo. ....	105
Tabela 14 – Resultados teóricos e experimentais de $F_D$ e $C_D$ da semiesfera com 10 cm de diâmetro. ....	106
Tabela 15 – Resultados teóricos e experimentais de $F_D$ e $C_D$ da semiesfera com 5 cm de diâmetro. ....	107
Tabela 16 – Pesos conhecidos e aplicação do mesmo no eixo de medição da célula (cilindro). ....	109
Tabela 17 – Aplicação dos pesos conhecidos sobre o cilindro e o suporte. ....	109



# Lista de siglas e nomenclatura

CFD	<i>Computational Fluid Dynamic</i>
D.C.L	Diagrama de corpo livre
ESTG	Escola Superior de Tecnologia e Gestão
IPL	Instituto Politécnico de Leiria
PIV	<i>Particle Image Velocimetry</i>
$g$	Aceleração da gravidade [ $\text{m/s}^2$ ]
$A_{ST}$	Área da secção transversal [ $\text{m}^2$ ]
$A_{proj}$	Área projetada [ $\text{m}^2$ ]
$Q$	Caudal [ $\text{m}^3/\text{s}$ ]
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$C_y$	Coefficiente de força lateral
$C_{S/D}$	Coefficiente de sustentação/ <i>downforce</i>
$F_D$	Força de arrasto [N]
$F_{S/D}$	Força de sustentação/ <i>downforce</i> [N]
E.R	Escala Real
HR	Humidade Relativa [%]
IT	Intensidade de turbulência [%]
$\rho$	Massa volúmica [ $\text{kg/m}^3$ ]
$M$	Número de Mach
$Re$	Número de Reynolds
$\gamma$	Peso específico [ $\text{N/m}^3$ ]
$p$	Pressão [ $\text{N/m}^2$ ]
$\mu$	Viscosidade absoluta [ $\text{kg/ms}$ ]
$R$	Resultante das forças [N]
$\tau$	Tensões de corte [ $\text{N/m}^2$ ]
$T_{ar}$	Temperatura do ar [ $^{\circ}\text{C}$ ]
$v$	Velocidade de escoamento de um fluido [m/s]
$v_{\infty}$	Velocidade de escoamento livre [m/s]
$v_{ar}$	Velocidade do ar [m/s]

V

Volume [m<sup>3</sup>]

# 1. Introdução

## 1.1 Enquadramento

Há largos anos atrás, o homem começou a desenvolver ferramentas (aeronaves) que o permitissem voar. Depois de muitas experiências sem sucesso, percebeu-se que se teria que estudar de forma detalhada o escoamento do ar em torno das suas aeronaves e o resultado da interação deste escoamento com as mesmas, de modo a prever o seu comportamento. Surgem, assim, os túneis de vento, estando hoje entre um dos equipamentos mais importantes em engenharia para o estudo dos efeitos do movimento do ar sobre qualquer corpo. Ao longo do tempo estes foram sofrendo alterações, existindo atualmente túneis de vento com determinadas classificações gerais e características exclusivas, entre elas, o regime de velocidade, geometria, fluido de trabalho e o tipo de ensaios a que se destinam. Estas permitem estudar os modelos/protótipos respetivos às diferentes áreas de engenharia, como a aeronáutica, aeroespacial e marinha, entre outras. Relativamente às aplicações, inserindo instrumentos próprios nos túneis de vento, estes são usados para o estudo de forças e momentos obtidos da interação do escoamento com o modelo/protótipo, do padrão do escoamento em torno dos mesmos, para testes óticos, acústica/aerocústica, entre outros.

Dentro das abordagens – Experimental, Teórica Fundamental/Analítica e Numérica – que podem ser seguidas para a resolução de projetos de engenharia envolvendo fluidos, a abordagem numérica tem sido alvo de grandes evoluções nos anos mais recentes, particularmente devido ao aumento da capacidade computacional, tanto de processamento como de memória. No entanto, esta aproximação à resolução das equações teóricas fundamentais (Navier-Stokes), requer validação experimental, havendo casos em que os resultados numéricos ainda se afastam com algum significado dos respetivos resultados experimentais/reais.

Os túneis de vento representam, por excelência, um instrumento experimental para a realização de ensaios aerodinâmicos, não apenas como complemento/validação das referidas soluções numéricas, mas igualmente porque hoje permitem a visualização dos escoamentos e a medição das variáveis de interesse para um conjunto muito alargado (quase total) de casos de estudo. Adicionalmente, por via da Análise Dimensional e Teoria

da Semelhança, é possível ensaiar um modelo à escala e transpor os resultados obtidos para um protótipo à escala real, permitindo assim obter resultados para uma grande variedade de dimensões de objetos.

## 1.2 Objetivos

Este trabalho tem como objetivo principal a construção e instrumentação da secção de ensaios de um túnel de vento de circuito fechado para fins académicos.

De modo a atingir o objetivo principal, realizaram-se os seguintes trabalhos/objetivos parcelares:

- Desmontagem da estrutura do túnel, previamente existente, e remontagem com a construção e colocação, antes da saída do ar para a secção de ensaios, de uma estrutura tipo favo de abelha e telas, respetivamente;
- Seleção dos equipamentos de controlo e sensores de velocidade, temperatura e células de carga para aquisição das respetivas variáveis;
- Projeto e construção, a partir das células de carga, da balança de dois eixos a aplicar no túnel de vento para aquisição das respetivas forças de arrasto e sustentação aerodinâmicas;
- Desenvolvimento do programa de cálculo, de controlo e de aquisição dos dados provenientes dos equipamentos de controlo e sensores de velocidade, temperatura e células de carga (através de um programa comercial próprio para o efeito – Arduino IDE);
- Desenvolvimento de um programa de *interface* com o utilizador para controlo do funcionamento do túnel de vento, nomeadamente da velocidade de escoamento, e para aquisição das variáveis de interesse (através de um programa comercial próprio para o efeito – LabVIEW®);
- Testes aerodinâmicos de validação aos sistemas inseridos, a balança de forças e o conjunto do favo de abelha e telas.

### 1.3 Organização do relatório

Este relatório está dividido em 5 capítulos.

No primeiro capítulo, de introdução, é realizado um enquadramento do tema e são apresentados os objetivos dos trabalhos.

O segundo capítulo, apresenta os principais fundamentos e conceitos do tema em questão, bem como um resumo da história dos túneis de vento e respetivas classificações e tipos na atualidade.

No terceiro capítulo, apresentam-se o trabalho da construção da estrutura tipo favo de abelha e das telas e, adicionalmente, das duas portas para o acesso ao interior do túnel de vento. Posteriormente, elaborou-se a sua remontagem e, de seguida, efetuou-se a construção da secção de ensaios. A instrumentação da secção de ensaios também está presente neste capítulo, onde é realizado um estudo das gamas de medida das variáveis relacionadas, para a seleção de sensores e sistema de controlo. Posteriormente, é exibido todo o trabalho de montagem dos mesmos. Finalmente, é apresentado o modo de funcionamento inserido dos *softwares* utilizados, Arduino IDE e LabVIEW®, e respetivo circuito elétrico de controlo.

Para a validação dos sistemas inseridos, entre eles, a balança de forças e o conjunto do favo de abelha e telas, no quarto capítulo apresentam-se a realização de testes aerodinâmicos aos mesmos e posterior análise.

Finalmente, no quinto capítulo é realizada a conclusão de todos os trabalhos e testes efetuados. Tanto para melhoria, como para aumentar o número de aplicações do presente túnel de vento, apresentam-se também os trabalhos futuros que possam ser elaborados posteriormente.



## 2. Fundamentos e revisão bibliográfica

O estudo de aerodinâmica envolve uma variedade de fundamentos e conceitos importantes para a compreensão da base das soluções para os problemas de aerodinâmica em engenharia. Neste contexto, os principais fundamentos e conceitos são apresentados ao longo da primeira secção do presente capítulo.

Na secção seguinte é apresentada a revisão bibliográfica realizada sobre túneis de vento. Nela, estão contidos a história do aparecimento dos túneis de vento, assim como, as suas classificações e tipos. Por fim, sendo a instrumentação um dos objetivos deste relatório, expõem-se os diferentes tipos de dispositivos de medição de forças inseridos em túneis de vento, como as balanças internas e externas.

### 2.1 Fundamentos

A aerodinâmica é a área da mecânica dos fluidos que se dedica ao estudo da interação do escoamento com um objeto. Ao fluido em escoamento estão associadas várias propriedades, nomeadamente a massa volúmica e a viscosidade que determinam o campo de velocidades e de pressões do escoamento em torno do objeto e, conseqüentemente, a força e o momento resultante da interação do escoamento com esse mesmo objeto.

A pressão do fluido na superfície do objeto origina uma força normal. O valor desta pressão resulta do campo de pressões verificado em todo o escoamento podendo esta variar de um ponto para o outro (John D. Anderson, 2001). Considerando um ponto B específico, num volume de fluido, a pressão  $p$ , nesse ponto, é definida segundo a Equação (2.1) (Learning L. , 2016).

$$p = \lim \left( \frac{dF}{dA} \right), dA \rightarrow 0 \quad (2.1)$$

Onde,  $dA$  é a área infinitesimal que contém B e  $dF$  a força normal exercida pelo fluido nessa área.

A Figura 2.1 mostra o escoamento em torno de um perfil alar, podendo observar-se um elemento infinitesimalmente pequeno numa massa de fluido chamado de elemento de fluido. À medida que este elemento se move na proximidade do corpo, o mesmo percorre um caminho, em regime permanente, chamado de trajetória. Num determinado instante, a linha tangente ao vetor velocidade de múltiplos (teoricamente infinitos) pontos em torno do objeto forma a denominada linha de corrente (*streamline*). As linhas de corrente permitem visualizar o movimento do fluido, sendo uma ferramenta importante para a visualização e avaliação qualitativa do escoamento (NASA, 2021).

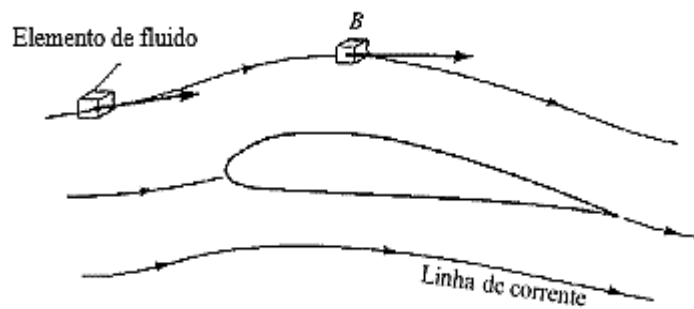


Figura 2.1 – Ilustração do vetor velocidade de escoamento e linhas de corrente. Adaptado de (Pehlivanoglu, 2020).

Da interação do objeto com o escoamento resulta uma força e um momento, grandezas vetoriais resultantes de duas componentes distintas no mesmo (John D. Anderson, 2001):

1. A que resulta da distribuição de pressões ao longo da superfície ( $S$ ) do objeto,  $p \approx p(S)$ ;
2. A que resulta das tensões de corte ao longo da superfície do objeto,  $\tau \approx \tau(S)$ .

Na Figura 2.2 encontram-se ilustradas estas duas componentes resultantes, respetivamente, da pressão  $p$  normal à superfície e da tensão de corte  $\tau$  tangencial à mesma.

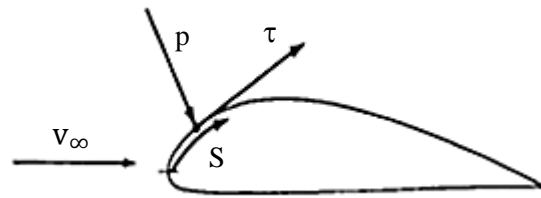


Figura 2.2 – Pressão e tensões de corte numa superfície aerodinâmica. Adaptado de (Pehlivanoglu, 2020).

O efeito da distribuição integral de  $p$  e  $\tau$  sobre superfície total do corpo produz uma força resultante e um momento,  $R$  e  $M$  respetivamente, esquematizadas na Figura 2.3.

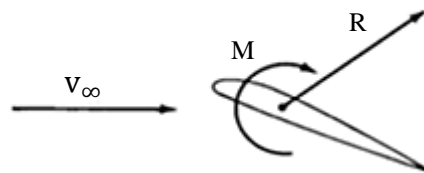


Figura 2.3 – Força aerodinâmica resultante e momento numa superfície aerodinâmica. Adaptado de (Pehlivanoglu, 2020).

As forças aerodinâmicas dependem da viscosidade do fluido em causa. Ao passar pelo corpo, as moléculas próximas da superfície,  $S$ , aderem à mesma (condição de parede), o que origina um gradiente de velocidade para as sucessivas camadas de moléculas vizinhas, gerando assim uma tensão de corte (atrito) que pode ser calculada pela lei de Newton para a viscosidade. Assim, desde a superfície do objeto, onde o fluido terá velocidade de zero, até à velocidade do escoamento livre ( $v_\infty$ ) afastado da mesma, é criada uma camada de fluido denominada de camada limite (NASA, 2021). Fora da camada limite,  $v_\infty$  não sofre alteração no seu valor, sendo por isso dada a designação de velocidade de escoamento livre, como ilustrado na Figura 2.4.

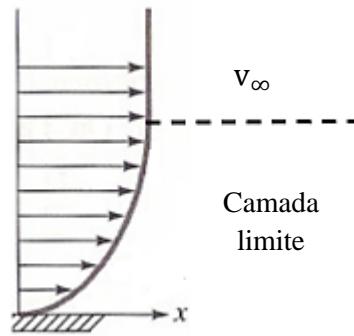


Figura 2.4 – Velocidade de escoamento livre e camada limite. Adaptado de (White, 1999).

A Figura 2.5, ilustra a força resultante  $R$  que pode ser dividida em duas componentes: a força de sustentação/*downforce* ( $F_{S/D}$ ), e a força de arrasto ( $F_D$ ). A resultante  $R$  também pode ser dividida nas duas componentes Normal ( $N$ ) e Axial ( $A$ ), perpendicular e paralela ao comprimento  $C$ , respectivamente (John D. Anderson, 2001).

O ângulo de ataque,  $\alpha$ , define-se como o ângulo entre  $C$  e  $v_\infty$ .

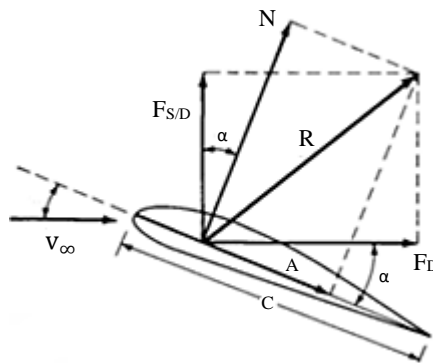


Figura 2.5 – Resultante das forças aerodinâmicas e respectivas componentes. Adaptado de (Pehlivanoglu, 2020).

Analisadas as imagens anteriores, nota-se que as forças e momentos aerodinâmicos dependem de um grande número de parâmetros geométricos e de fluido. Na modelação matemática de um sistema, por vezes, encontram-se parâmetros cujas dimensões são desconhecidas, ou não se sabe sobre a sua dependência em relação a outras variáveis. Uma forma de resolver e/ou reduzir este problema é o uso da Análise Dimensional, que determina os parâmetros adimensionais produtórios das referidas variáveis. Dois

teoremas estão associados a esta análise, os teoremas de Bridgman e de Buckingham, sendo o último o mais comum (Matheus Allan Maior, 2014).

Conforme já antes referido, problemas de engenharia envolvendo fluidos dificilmente são resolvidos aplicando-se exclusivamente a análise teórica/analítica, sendo realizados frequentemente estudos experimentais. O trabalho experimental pode ser realizado com réplicas exatas, mas normalmente traduz-se em elevados custos e tempos de fabrico. Porém, na grande parte dos problemas de engenharia são realizadas experiências com modelos à escala, aplicando-se a Teoria da Semelhança aos parâmetros adimensionais determinados pela Análise Dimensional. Esta determina que, para dois objetos de diferentes escalas, mas geometricamente semelhantes, os mesmos valores para os grupos adimensionais obtidos no teorema de Pi devem ser verificados independentemente da escala.

Assim, por se tratar de uma ferramenta matemática fundamental para o tratamento de dados experimentais obtidos em túneis de vento, a sua aplicação será detalhada nos subcapítulos seguintes.

### **2.1.1 Análise dimensional e teoria da semelhança**

O teorema de Pi é um dos teoremas centrais dentro da análise dimensional, método usado para calcular conjuntos de parâmetros adimensionais a partir de variáveis dimensionais. É aplicado para determinar o número de grupos adimensionais,  $j$ , necessários para descrever determinado sistema físico (Equação (2.2)). Este teorema estabelece que, se tal sistema envolve um certo número de variáveis físicas dimensionais,  $n$ , representadas por  $k$  dimensões físicas fundamentais independentes, então ele pode ser reduzido para um número de variáveis adimensionais,  $j$ , tais que:

$$j = n - k \quad (2.2)$$

Nomeando os grupos adimensionais de  $\pi_1, \pi_2, \pi_3$ , etc., a Equação (2.3) expressa a relação entre as variáveis descritas (Gupta, 2014).

$$f_1(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_{n-k}) = 0 \quad (2.3)$$

Para exemplo, os grupos  $\pi$  apresentados posteriormente estão relacionados com o corpo da Figura 2.5. Supondo que o corpo é colocado num túnel de vento com determinado ângulo de ataque, o valor de R é função da variação de  $v_\infty, \mu_\infty, a_\infty, \rho_\infty$  e C (John D. Anderson, 2001).

$$R = f(\rho_\infty, v_\infty, C, \mu_\infty, a_\infty) \quad (2.4)$$

A Tabela 1 e a Tabela 2 mostram as unidades fundamentais e físicas envolvidas no problema, respetivamente, com as correspondentes dimensões, no sistema SI.

**Tabela 1 – Unidades fundamentais.**

<b>Unidade fundamentais</b>	<b>Dimensão</b>	<b>Unidade SI</b>
Massa	m	kg
Comprimento	l	m
Tempo	t	s

**Tabela 2 – Unidades físicas.**

<b>Unidade física</b>	<b>Símbolo</b>	<b>Dimensão</b>
Resultante	R	$mlt^{-2}$
Velocidade	$v_\infty$	$lt^{-1}$
Massa volúmica	$\rho_\infty$	$ml^{-3}$
Viscosidade	$\mu_\infty$	$ml^{-1}t^{-1}$
Velocidade do som	$a_\infty$	$lt^{-1}$
Comprimento	C	l

Das tabelas acima verifica-se que,  $k=3$  dimensões fundamentais e  $n=6$  variáveis, resultando assim em 3 grupos  $\pi$  adimensionais, de acordo com as equações abaixo (John D. Anderson, 2001).

$$\pi_1 = \frac{R}{\rho_\infty v_\infty^2 C^2} \quad (2.5)$$

$$\pi_2 = \frac{\rho_\infty v_\infty^2 C}{\mu_\infty} = Re \quad (2.6)$$

$$\pi_3 = \frac{v_\infty}{a_\infty} = M_\infty \quad (2.7)$$

Em  $\pi_1$ ,  $C^2$  contém dimensões de uma área. Este parâmetro pode ser substituído com qualquer área de referência desejada, como por exemplo a área projetada ( $A_{proj}$ ) de uma asa, mantendo  $\pi_1$  adimensional. Este é reescrito de acordo com a equação abaixo.

$$\pi_1 = \frac{R}{\frac{1}{2} \rho_\infty v_\infty^2 A_{proj}} = C_R \quad (2.8)$$

Então a Equação (2.3), pode ser reescrita da seguinte forma:

$$f_1(C_R, Re, M_\infty) = 0 \text{ ou } C_R = f(Re, M_\infty) \quad (2.9)$$

O número de Reynolds,  $\pi_2$ , descreve a razão entre as forças inerciais e viscosas. As forças viscosas são definidas como as forças devidas ao atrito entre as camadas de qualquer fluido real. Já as forças inerciais, como o nome indica, são criadas pela inércia do fluido, sendo a causa do movimento do mesmo. Este parâmetro adimensional prevê o comportamento do escoamento, determinando se este escoará em regime laminar, de transição ou turbulento.

O número de Mach,  $\pi_3$ , é a razão entre a velocidade de escoamento do fluido e a velocidade do som nesse mesmo fluido. Este descreve a natureza da velocidade do escoamento (subsônico, supersônico, etc). Para além disso, com base neste número, o escoamento é classificado como compressível ou incompressível (Augustyn, 2020). Um escoamento onde existe variação de pressão, mas em que a massa volúmica não varia de forma significativa, dá-se o nome de escoamento incompressível. Pelo contrário, um escoamento que altere a massa volúmica do fluido diz-se escoamento compressível (Ueyama, 2019).

Na Equação (2.4),  $R$  é expresso como uma função geral de cinco variáveis independentes. Contudo a análise dimensional mostrou que:

1. R pode ser escrito em termos de coeficiente de força adimensional (Equação (2.8));
2.  $C_R$  é função de  $Re$  e  $M_\infty$  (Equação (2.9)).

Para um sistema tridimensional cartesiano, a Força resultante pode dividir-se em três componentes, que originam os respetivos parâmetros adimensionais:

$$C_Z = C_{S/D} = f_2(Re, M_\infty) \quad (2.10)$$

$$C_X = C_D = f_3(Re, M_\infty) \quad (2.11)$$

$$C_Y = f_4(Re, M_\infty) \quad (2.12)$$

Como visto, os respetivos coeficientes são obtidos através da análise dimensional, sendo usados pelos engenheiros de aerodinâmica para modelar todas as dependências da geometria do corpo com a ação do escoamento envolvente (John D. Anderson, 2001).

Analisando os sistemas tridimensionais da Figura 2.6, estão representadas as forças e consequentes momentos a que determinado objeto (corpo arbitrário) pode ser sujeito quando submetido a um escoamento.

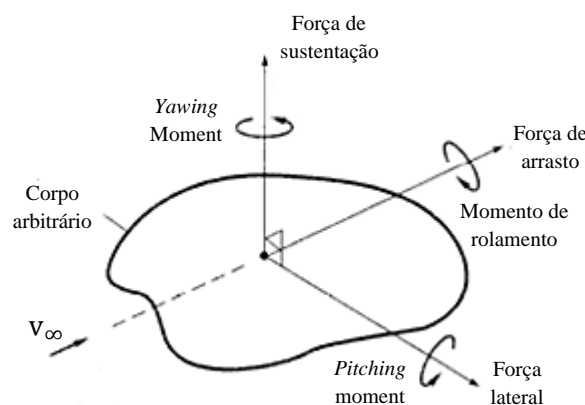


Figura 2.6 – Representação das Forças e Momentos resultantes sujeitos num corpo arbitrário. Adaptado de (Junior, 2020).

Como já mencionado, com o movimento do objeto através do fluido, a velocidade varia em torno da superfície do mesmo, produzindo uma variação de pressão na sua superfície. O ponto que representa a localização “média” (concentrada) da variação de pressão é chamado de centro de pressão. As forças aerodinâmicas totais (arrasto,

sustentação/*downforce* e lateral), podem ser consideradas como atuando no centro de pressão. Este não permanece num local constante do objeto, ou seja, conforme a variação do ângulo de ataque, a pressão local em cada ponto do objeto também varia, provocando a mudança na localização do centro de pressão (NASA, 2020).

Finalmente, obtidos os grupos adimensionais, aplica-se a teoria da semelhança. Considerando um protótipo e modelo (Figura 2.7), para existir a condição de semelhança, todos os parâmetros adimensionais têm de possuir os mesmos valores correspondentes para o modelo e protótipo, como demonstra Equação (2.13) (Baliño, 2020). Da mesma forma estes têm de ser geometricamente semelhantes.

$$(\pi_i)_m = (\pi_i)_p, \text{ para } i = 1, \dots, j \quad (2.13)$$

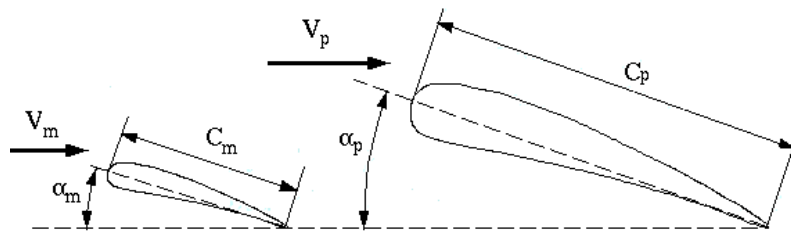


Figura 2.7 – Modelo e protótipo geometricamente semelhantes. Adaptado de (Çengel, 2010).

Existem três condições necessárias para completa semelhança entre o modelo e o protótipo, entre elas (Çengel, 2010):

- Semelhança geométrica: no sistema tridimensional, todas as dimensões do corpo possuem a mesma proporção de escala linear;
- Semelhança cinemática: a velocidade em qualquer ponto do escoamento do modelo deve ser proporcional por um fator de escala constante para um ponto homólogo no escoamento do protótipo;
- Semelhança dinâmica: a razão de todas as forças que atuam nas partículas de fluido correspondentes e nas superfícies de limite no dois sistemas são constantes. Ou seja, os diferentes tipos de forças (por exemplo, forças viscosas e inerciais) devem ser as mesmas para o modelo e protótipo.

### 2.1.2 Princípio de Bernoulli

A relação entre a velocidade e a pressão num fluido é descrita quantitativamente pela equação de Bernoulli, em homenagem ao cientista suíço Daniel Bernoulli (1700-1782) (lumen Physics, 2020). Esta equação estabelece que o aumento de velocidade (energia cinética) de um fluido ocorre simultaneamente com uma diminuição de pressão (energia potencial) do fluido. É aplicável a gases incompressíveis com viscosidade nula e regimes não turbulentos. De acordo com o teorema de Bernoulli, o somatório da energia cinética, potencial e devida à pressão será constante ao longo de uma linha de corrente (Bansal, 2005).

A equação de Bernoulli é resultado da aplicação da conservação de energia num escoamento de um fluido. Mas esta também pode ser obtida através da equação do movimento de um fluido de Euler.

As equações de Euler descrevem a relação entre a velocidade, a pressão e a densidade de um fluido em movimento. São um conjunto de três equações diferenciais simultâneas, sendo estas, simplificações das equações mais gerais de Navier-Stokes da dinâmica de fluidos. Nestas, não são quantificados os efeitos de viscosidade do fluido, incluídos nas equações de Navier-Stokes. É difícil obter soluções generalizadas destas equações. Para resolver um problema de mecânica de fluidos é necessário resolver as três equações simultaneamente, sendo por isso chamado de sistema de equações simultâneas (NASA, 2020). Contudo, é possível obter a equação final de movimento de Euler (Equação (2.14)) (Bansal, 2005).

$$g \partial Z + \frac{\partial p}{\rho} + v \partial v = 0 \quad (2.14)$$

Integrando a equação de movimento de Euler (Equação (2.15)), é possível obter a equação de Bernoulli (Equação (2.16)).

$$\int \frac{\partial p}{\rho} + \int v \partial v + \int g \partial Z = 0 \quad (2.15)$$

$$\frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} + g Z = 0 \quad (2.16)$$

Dividindo a Equação (2.16) pela aceleração da gravidade,  $g$ , obtém-se a Equação (2.17).

$$\text{Equação de Bernoulli: } \frac{p}{\gamma} + \frac{v^2}{2g} + Z = \text{const.} \quad (2.17)$$

Onde  $\gamma$  é o peso específico do fluido e  $Z$  é a elevação do ponto acima de um plano de referência.

A Figura 2.8 ilustra o escoamento de determinado fluido incompressível num tubo de diâmetro e altura variáveis. Dois locais distintos ao longo do tubo, 1 e 2, ilustram, respetivamente, as relações entre as áreas das secções transversais,  $A_1$  e  $A_2$ , a velocidade de escoamento,  $v_1$  e  $v_2$ , a altura ao solo,  $Z_1$  e  $Z_2$  e a pressão,  $p_1$  e  $p_2$ . Como o escoamento é incompressível, os volumes sombreados são iguais.

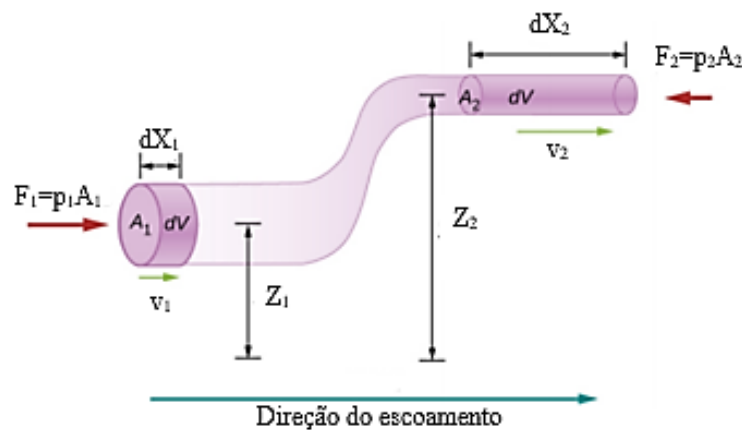


Figura 2.8 – Geometria usada para derivação da equação de Bernoulli. Adaptado de (Mukhopadhyay, 2017).

Considerando um volume de controlo isolado ( $\Delta E_{\text{ext}} = 0$ ) as trocas de energia com o exterior são zero, não existindo perdas de energia associadas. Assim, trata-se de um de um fluido ideal onde não existem forças viscosas no fluido, sendo a energia total do sistema conservada em qualquer parte do fluido. Sabe-se que tal energia é o somatório da energia cinética e potencial (Equação (2.18)), tal como, que o trabalho devido às forças pode ser obtido com a relação da pressão com o volume (Equação (2.19)).

$$E_{\text{tot}} = E_{\text{cinética}} + E_{\text{pot}} = \frac{1}{2}mv^2 + mgZ \quad (2.18)$$

$$W = p \times V \quad (2.19)$$

Considerando as equações seguintes, toda a energia do fluido é movida da entrada para a saída das condições de teste:

$$\Delta E_{\text{total}} = W_{\text{Aplicado no fluido}} - W_{\text{Aplicado pelo fluido}} \quad (2.20)$$

$$\Delta E_{\text{total}} = \left( \frac{1}{2} m v_2^2 + m g Z_2 \right) - \left( \frac{1}{2} m v_1^2 + m g Z_1 \right) \quad (2.21)$$

A equação da energia torna-se:

$$p_2 V_2 - p_1 V_1 = \left( \frac{1}{2} m v_2^2 + m g Z_2 \right) - \left( \frac{1}{2} m v_1^2 + m g Z_1 \right) \quad (2.22)$$

Reorganizando a Equação (2.22) obtém-se a equação de Bernoulli “Ideal”:

$$\frac{v_1^2}{2g} + \frac{p_1}{\gamma} + Z_1 = \frac{v_2^2}{2g} + \frac{p_2}{\gamma} + Z_2 \quad (2.23)$$

Contrariamente, ao considerar um volume de controlo não isolado ( $\Delta E_{\text{ext}} \neq 0$ ), existem trocas de energia com o exterior, retirando energia ao fluido. Sabe-se que, existe atrito entre o fluido e a camada estacionária aderida à parede interna de determinada instalação, havendo perdas de energia no transporte do fluido. Trata-se assim de um fluido real, ou seja, que admite viscosidade. Deste modo, à equação anterior é adicionado o termo responsável pelas perdas, com o nome de perda de carga ( $h_f$ ), que representa a energia perdida pelo fluido entre dois pontos do escoamento. Este termo pode ser obtido com o somatório das perdas localizadas ( $h_{fi}$ ) e perdas distribuídas ( $h_{fc}$ ). As perdas localizadas ocorrem nas conexões (curvas, derivações), nas válvulas e nas entradas e saídas da instalação. Já as perdas distribuídas quantificam a perda de pressão distribuída ao longo do comprimento de uma instalação (Viana, 2020).

No caso de introduzir no escoamento um dispositivo que fornece energia ao sistema na forma de trabalho, ou seja, uma bomba ou um ventilador, o fluido recebe um acréscimo de energia. Deste modo, à equação é adicionado o termo responsável pelas ganhos de energia ( $H_B$ ).

Posto isto, à Equação (2.23) são acrescentados os termos mencionados anteriormente, conhecida como a equação de Bernoulli “Real”.

$$\frac{v_1^2}{2g} + \frac{p_1}{\gamma} + Z_1 = \frac{v_2^2}{2g} + \frac{p_2}{\gamma} + Z_2 + h_f - H_B \quad (2.24)$$

Através da Equação (2.24) é possível obter a curva característica de qualquer instalação, sendo a instalação da Figura 2.9 um exemplo. Tal curva, representa a energia por unidade de massa, que o fluido necessita de fornecer ou receber de uma máquina hidráulica, para obter determinado caudal num ponto da instalação (Ignácio, 2021). Esta instalação é constituída por dois reservatórios, A e B, a diferentes alturas,  $Z_A$  e  $Z_B$ . Para além dos reservatórios, existe um sistema de tubagem de comprimento  $L$  e diâmetro  $D$  com 4 acessórios, entre eles, uma entrada ( $K_1$ ) e uma saída ( $K_4$ ), e 2 curvas a  $90^\circ$  ( $K_2$  e  $K_3$ ).

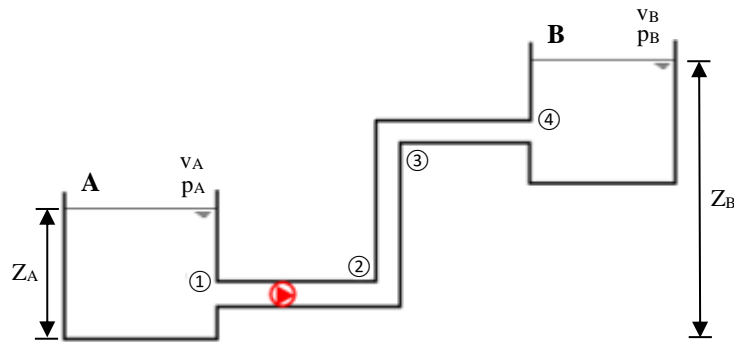


Figura 2.9 – Exemplo de uma instalação.

O fluido dos reservatórios está em contacto com o ar envolvente, estando assim à pressão atmosférica, sendo  $p_A$  e  $p_B$  igual a zero relativo. A velocidade do fluido nos pontos A e B,  $v_A$  e  $v_B$ , é próxima de zero, sendo por isso desprezável. Finalmente, obtém-se a equação de Bernoulli “Real” para este problema representada da seguinte forma:

$$H_B = Z_B - Z_A + h_f = H_0 + h_f, \quad \text{em que } h_f = h_{f_i} + h_{f_c} \quad (2.25)$$

A Equação (2.26) e Equação (2.27) representam, respetivamente, as perdas localizadas ( $h_{f_i}$ ) e perdas distribuídas ( $h_{f_c}$ ), para  $i$  acessórios.

$$h_{f_i} = \frac{K_i v_i^2}{2g} \quad (2.26)$$

$$h_{f_c} = f_i \frac{L_i v_i}{D_i 2g} \quad (2.27)$$

Em que  $K$ , corresponde à constante particular do acessório e  $f$  é o fator de atrito. Este fator é estimado a partir do diagrama de Moody. É um gráfico adimensional que relaciona o fator de atrito, o  $Re$ , e a rugosidade relativa. Se se tratar de um escoamento de transição ( $2300 < Re < 4000$ ), ou seja, não é laminar nem turbulento, o fator de atrito não é

determinável. Apenas para escoamento laminar ( $Re=2300$ ) e turbulento ( $Re=4000$ ) é possível estimar o fator de atrito.

Somando o total das perdas localizadas e distribuídas, obtém-se:

$$hf_{i\text{ total}} = \text{Const. } i \times Q^2, \quad \text{sendo } \text{Const. } i = \sum_{i=1}^{\text{nr acessórios}} \frac{K_i}{2gA_i^2} \quad (2.28)$$

$$hf_{c\text{ total}} = \text{Const. } c \times Q^2, \quad \text{sendo } \text{Const. } c = \sum_{i=1}^{\text{nr condutas}} \frac{f_i L_i}{D_i 2gA_i^2} \quad (2.29)$$

Totalizando a perda de carga do circuito, a equação da perda de carga é reescrita da forma:

$$hf = \text{Const} \times Q^2 \quad (2.30)$$

Finalmente, através da Equação (2.25), é possível obter a equação da curva característica da instalação.

$$H_B = H_0 + \text{const. } Q^2 \quad (2.31)$$

### 2.1.3 Princípio da conservação de massa

O princípio da conservação de massa afirma que, num sistema fechado, a massa não pode ser criada nem destruída por mudanças químicas ou físicas. De acordo com as transferências de matéria e energia, a massa do sistema permanece constante ao longo do tempo, podendo ser apresentada como (Shuyu Sun, 2020):

$$m = \text{const}, \quad \frac{\partial m}{\partial t} = 0 \quad (2.32)$$

Como será visto mais à frente neste capítulo, quando um fluido sai de um tubo de maior para menor  $A_{ST}$ , percebe-se que, para um fluido incompressível, a sua velocidade de escoamento altera-se, a fim de que a quantidade de massa ou volume de fluido permaneça igual (Silva, 2021). Assim, conclui-se que a quantidade de fluido que entra numa parte de um tubo, é a mesma quantidade que sai da outra extremidade, obtendo-se:

$$(\dot{m})_{in} = (\dot{m})_{out} \quad (2.33)$$

A Figura 2.10 demonstra a parcela de um tubo com  $A_{ST}$  constante num volume de controlo fixo.  $A_{ST}$ , é normal ao vetor unitário  $\hat{n}$ . Um plano de partículas de fluido, uniforme à superfície, que se move para fora da superfície no tempo  $t+\Delta t$ , varrendo um determinado volume, é dado por (Bar-Meir, 2014):

$$\Delta V = v_n A \Delta t \quad (2.34)$$

Onde  $v_n = \vec{v} \cdot \hat{n}$ .  $\hat{n}$  é o componente do vetor velocidade normal à superfície.

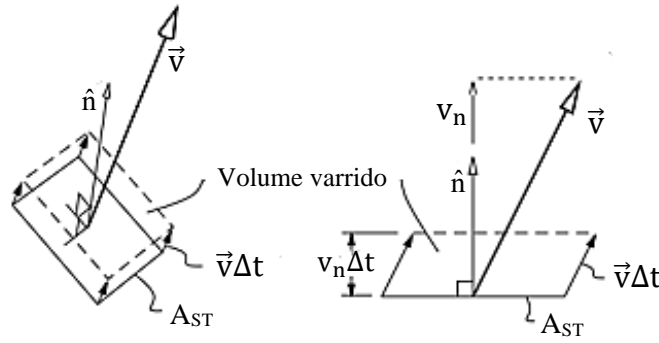


Figura 2.10 – Demonstração de um tubo com  $A_{ST}$  constante. Adaptado de (Bar-Meir, 2014).

Entre o intervalo de tempo,  $\Delta t$ , dá-se uma passagem de massa de fluido no volume varrido, como:

$$\Delta m = \rho \Delta V = \rho v_n A \Delta t \quad (2.35)$$

O caudal mássico,  $\dot{m}$ , designa-se pela massa que atravessa, por unidade de tempo, uma determinada área, como mostra a equação abaixo.

$$\dot{m} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta m}{\Delta t} = \rho v_n A \quad (2.36)$$

Integrando a relação da Equação (2.35), obtém-se:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint \rho dV = - \oiint \rho \vec{v} \cdot \hat{n} dA \quad (2.37)$$

Onde o sinal negativo de  $\hat{n}$ , é definido por este apontar para fora, tratando-se de uma saída de determinada massa de fluido. Se se tratasse de uma entrada,  $-\vec{v} \cdot \hat{n}$  seria positivo.

Usando o teorema de Gauss, obtém-se o resultado:

$$\iiint \left[ \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) \right] \partial V = 0 \quad (2.38)$$

Esta relação é aplicável para qualquer volume de controlo. Ao colocar um volume de controlo infinitesimal em cada ponto do escoamento e aplicar a Equação (2.38), a quantidade entre parênteses deve ser zero em todos os pontos, resultando assim na equação da Continuidade (White, 1999), representada na equação abaixo.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (2.39)$$

De seguida é aplicada a equação de continuidade a um problema simples. Assume-se que o volume de controlo é fixo no espaço, e a densidade não depende do tempo. De igual forma, assume-se também que a entrada e saída também são fixas no espaço e no tempo. Assim, equação da continuidade é reescrita na forma integral como (White, 1999):

$$\int_{S_e} \rho \vec{v} \cdot \hat{n} \partial A = 0 \quad (2.40)$$

É útil dividir a área da superfície de controlo em duas partes distintas:

1.  $S_e(t)$ , é a área de entrada e saída da qual o fluido pode entrar ou sair do volume de controlo;
2.  $S_f(t)$ , é a área da superfície.

Observando a Figura 2.11,  $S_e$  divide-se em 2 áreas,  $A_1$  e  $A_2$ , sendo elas a área da entrada e saída, respetivamente.

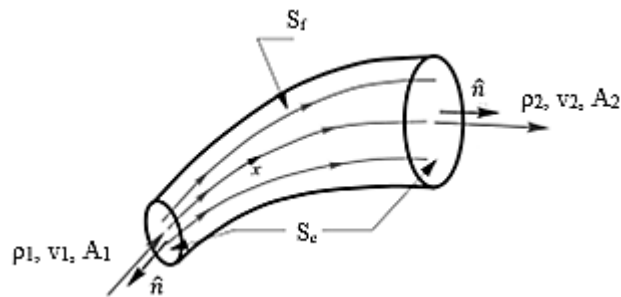


Figura 2.11 – Volume de controlo correspondente a um escoamento num tubo de expansão. Adaptado de (White, 1999).

Assumindo que as propriedades de escoamento são uniformes na secção transversal da entrada e saída do tubo ( $S_e$ ), obtém-se a Equação (2.41). Sendo o escoamento incompressível ( $\rho_1 = \rho_2$ ), adquire-se a Equação (2.42).

$$\int_{S_e} \rho v \cdot \hat{n} \partial A = -\rho_1 v_1 A_1 + \rho_2 v_2 A_2 = 0 \quad (2.41)$$

$$v_1 = v_2 \times \frac{A_2}{A_1} \quad (2.42)$$

Na situação da Figura 2.11,  $v_1 > v_2$ , pois num escoamento constante e incompressível, este acelera ao passar num local de contração e desacelera numa expansão, devido à conservação de massa.

Um conceito relacionado útil é o caudal volúmico, denotado por  $Q$ , com a definição geral representada na equação abaixo.

$$Q = \int_{S_e} v \cdot \hat{n} \partial A \quad (2.43)$$

Se  $v \cdot \hat{n}$  for constante na secção transversal  $S_e$ , o caudal volúmico que atravessa uma determinada área conhecida, obtém-se a velocidade do fluido (Equação (2.44)), definindo o problema unidimensional representado na Figura 2.11.

$$v = \frac{Q}{A} \quad (2.44)$$

### 2.1.4 Intensidade de turbulência

A turbulência corresponde a um fenómeno que tem maioritariamente efeitos negativos sobre determinado mecanismo ou estrutura de engenharia. Existem várias designações para o termo turbulência, sendo que J.O. Hinze definiu-a como (Hinze, 1975): “O movimento turbulento do fluido é uma condição irregular de escoamento em que várias quantidades apresentam uma variação aleatória com as coordenadas de tempo e espaço, de modo que valores médios estatisticamente distintos podem ser observados.” Com esta afirmação conclui-se que a turbulência num determinado escoamento, nasce das instabilidades inerentes ao escoamento laminar. Este fenómeno tem como principal

origem em tensões de corte, escoamentos secundários, ruído, desprendimento de vórtices, ruído, flutuações indesejadas (Manshadi, 2010).

Num túnel de vento é fundamental considerar e estudar os fenómenos de turbulência, pois esta determina o desempenho e a qualidade dos modelos, sendo por isso um objetivo obter um escoamento constante de ar espacialmente padronizado ao longo da sua secção de ensaios. Como no presente trabalho, para a laminarização do escoamento e controlo de turbulência é usual a introdução de favo de abelha e/ou telas antes da secção de ensaios dos túneis de vento.

A turbulência é um fenómeno tridimensional que dificulta a medição da velocidade em escoamentos com esta natureza, pois estes apresentam elevada frequência de flutuações de velocidade. É possível quantificar este fenómeno com sistemas de aquisição de dados adequados que registam uma elevada quantidade de dados numéricos num determinado intervalo de tempo. A turbulência também pode estimular o número de Mach local, pressão e densidade, tal como pode distorcer a angularidade da direção de escoamento (Manshadi, 2010).

Finalmente, a intensidade de turbulência (IT) ou nível de turbulência, expressa em percentagem, é definida como (Basse, 2019):

$$IT = \frac{\sigma(\bar{U})}{\bar{U}} \times 100 \% \quad (2.45)$$

Sendo  $\bar{U}$  a velocidade de escoamento média do escoamento e  $\sigma(\bar{U})$  o desvio padrão de  $\bar{U}$ .

Usualmente são considerados os seguintes níveis de turbulência (CFD , 2020).

- Alta turbulência: Entre 5 % e 20 % - Escoamento de alta velocidade no interior de geometrias complexas como permutadores de calor, turbinas e compressores;
- Média turbulência: Entre 1 % e 5 % - Escoamento em dispositivos menos complexos como grandes tubos e sistemas de ventilação de baixa velocidade;
- Baixa turbulência: Inferiores a 1 % - Escoamento proveniente de fluido estático, como o escoamento externo de veículos e submarinos. Inserem-se nesta estimativa os túneis de vento de alta qualidade, pois podem atingir níveis de turbulência baixos.

### 2.1.5 Conceito de camada limite

O conceito de Camada Limite foi introduzido por Ludwig Prandtl no início do século XX, para descrever a região de contato entre um fluido real, com viscosidade, relativamente a uma superfície sólida. Aplicando as equações de Navier-Stokes a esta zona do escoamento, Prandtl deduziu um conjunto de equações mais simples, as equações de Camada Limite.

Prandtl mostrou que o movimento do fluido em redor de um corpo pode ser dividido em duas regiões: uma camada de baixa espessura,  $\delta(x)$ , em torno da superfície do objeto, denominada de Camada Limite, onde as tensões de corte e as forças devido à pressão têm elevada predominância para o aumento do arrasto. Por último, existe uma região externa à zona de camada limite, onde estas têm baixa contribuição para o arrasto do objeto (Freire, 2020). As forças devido às tensões de corte e pressão são dadas por:

$$F_P = \sum_{i=1}^n p_i A_i \quad (2.46)$$

$$F_\tau = \sum_{j=1}^n \tau_j A_j \quad (2.47)$$

As tensões de corte são dadas por,

$$\tau = \mu \frac{\delta v}{\delta y} \quad (2.48)$$

Onde  $\partial v / \partial y$  representa o gradiente de velocidades.

A Figura 2.12 representa o perfil de velocidades na zona da camada limite, ao longo da superfície de um objeto. Antes do fluido atingir a zona de camada limite, o escoamento apresenta um perfil de velocidades uniforme. Pelo contrário, quando este alcança esta região, o escoamento sofre uma desaceleração devido à interação com a superfície do objeto. Em relação à base do perfil de velocidades, este apresenta uma velocidade menor junto à superfície que vai variando ao longo do eixo  $yy$ , até à velocidade de escoamento livre. Este perfil varia em função do tipo de camada limite, laminar ou turbulenta, como ilustrado na Figura 2.13. Observando a diferença entre os perfis, nota-se que, o perfil da camada limite turbulenta apresenta velocidades maiores junto à parede do objeto. Tal fenómeno permite que esta seja mais resistente à separação da camada limite.

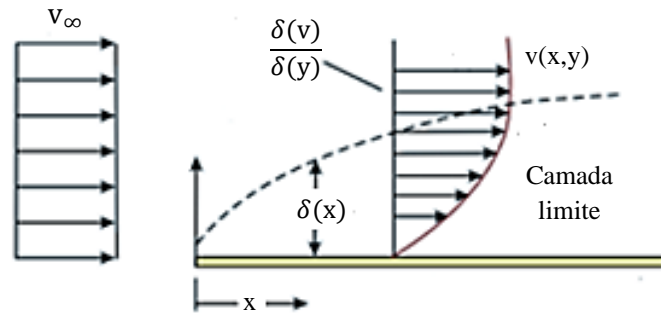


Figura 2.12 – Representação esquemática da variação da camada limite numa superfície plana. Adaptado de (Brunetti F. , 2007).

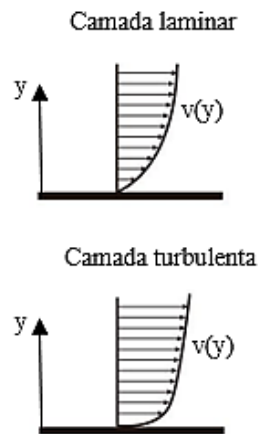


Figura 2.13 – Perfil de velocidades para uma camada laminar e turbulenta. Adaptado de (Alé, 2011).

O escoamento laminar na camada limite desloca o escoamento externo (escoamento não perturbado), sendo que o último impõe determinada pressão sobre a camada limite. Nesta situação forma-se um gradiente de pressão na direção do escoamento  $x$ ,  $(\partial p / \partial x)$ . A espessura,  $\delta$ , desta camada depende da viscosidade do fluido, sendo que esta aumenta quanto mais viscoso é o fluido (Freire, 2020).

Considerando o exemplo de um escoamento em torno de um cilindro da Figura 2.14, as partículas do escoamento na parte frontal exercem elevada pressão sobre o cilindro, criando um ponto de baixa velocidade e alta pressão. A este ponto, é dado o nome de ponto de estagnação, onde é atingida a pressão máxima. Na zona mais a jusante, a curvatura do cilindro faz com que as linhas de corrente se ajustem à curvatura do corpo, e, para equilibrar as forças centrípetas, a velocidade de escoamento aumenta e a pressão

diminui, respeitando assim a conservação de massa e de energia. A pressão diminui até aos polos do cilindro, sendo nesse ponto atingida a velocidade mais elevada. Até a esta área o gradiente de pressão é favorável ( $\partial p / \partial x < 0$ ), este que favorece a diminuição da espessura da camada liite. Depois de o escoamento passar nos polos a curvatura do cilindro é menos eficaz em direcionar as linhas de corrente devido ao espaço livre atrás do mesmo. Consequentemente, a partir do ponto de velocidade máxima, esta sofre um declínio e a pressão aumenta, aproximando-se da condição de escoamento livre, transformando um gradiente de pressão anteriormente favorável num gradiente de pressão adverso, ( $\partial p / \partial x > 0$ ). A diminuição da velocidade e o aumento da velocidade proporciona a separação da camada limite. Consequentemente, a zona de separação da camada limite induz uma zona de esteira, que altera completamente o escoamento a jusante do ponto de separação. Quando ocorre este fenómeno, uma  $F_D$  é induzida devido às diferenças de pressão a jusante e a montante do objeto (Aerospace Engineering, 2020).

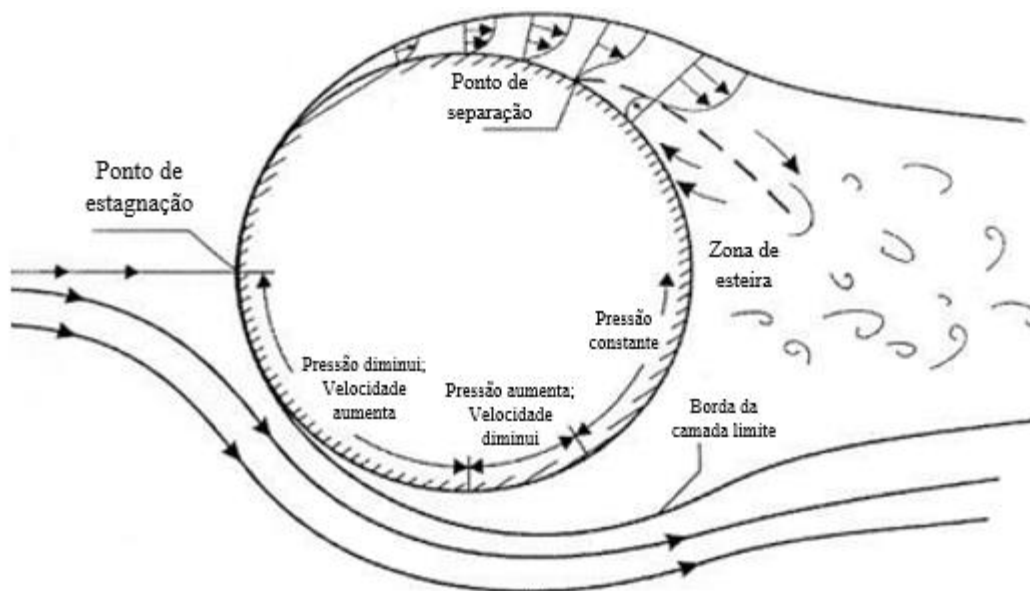


Figura 2.14 – Representação esquemática da evolução da camada limite sobre um cilindro. Adaptado de (Aerospace Engineering, 2020).

### 2.1.6 Relação de bloqueio

O efeito de bloqueio é um fator importante nos testes em túneis de vento, pois afeta significativamente os resultados das medições. A relação de bloqueio é definida pela razão entre a área da secção transversal do objeto ( $A_{ST}$ ) e da secção de ensaios do túnel

de vento ( $A_N$ ). Este efeito pode ser dividido em bloqueio sólido (Figura 2.15 (a)) e de esteira (Figura 2.15 (b)). Durante o teste num túnel de vento com secção de ensaios fechada, as paredes da mesma restringem o escoamento em torno do objeto, causando a sua aceleração. A este efeito é dado o nome de bloqueio sólido (*Solid Blockage*).

A esteira que se desenvolve atrás do objeto também restringe o escoamento. Este efeito tem o nome de bloqueio de esteira (*Wake Blockage*). Este efeito é considerado desprezável numa secção de ensaios aberta, pois o escoamento é livremente difundido. Pelo contrário, numa secção de ensaios fechada o bloqueio de esteira leva a um aumento da velocidade de escoamento, pelo que tem de ser considerado (Houigab Jeong, 2018).

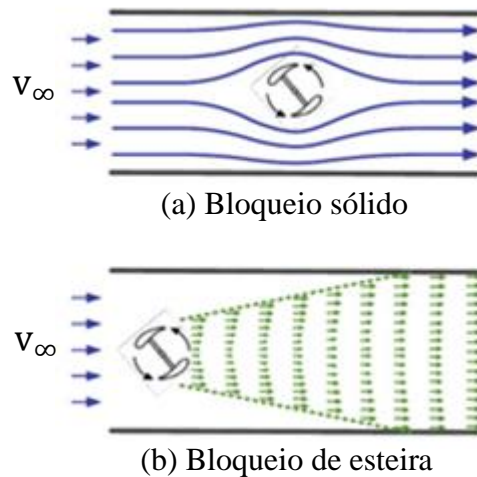


Figura 2.15 – Representação esquemática do bloqueio sólido (a) e de esteira (b). Adaptado de (Houigab Jeong, 2018).

Sobrepondo o bloqueio sólido e de esteira, as variações de velocidade ao longo da secção de ensaios do túnel de vento estão representadas na Figura 2.16. Como estes efeitos de bloqueio afetam as medições, a percentagem de bloqueio deve normalmente, ser limitada a 5 % (Houigab Jeong, 2018). Porém, para bloqueios acima de 5 %, deve ser realizada a correção de bloqueio, para obter resultados válidos (Jewel B. Barlow, 1999).

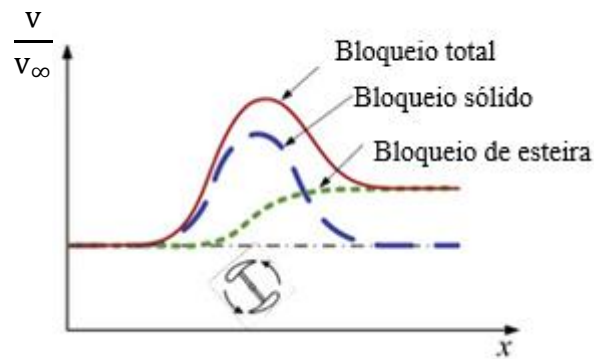


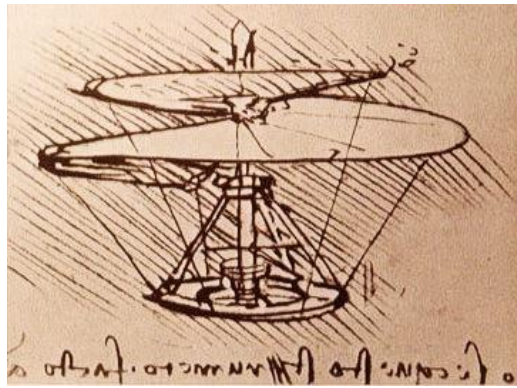
Figura 2.16 – Variação da velocidade de escoamento consoante o bloqueio. Adaptado de (Houigab Jeong, 2018).

## 2.2 Revisão bibliográfica

### 2.2.1 História

Antes do aparecimento do primeiro túnel de vento projetado por Frank H. Wenham em 1871, outros investigadores já tinham criado os seus próprios engenhos para estudar aerodinamicamente os seus modelos, sendo necessário remeter a anos anteriores.

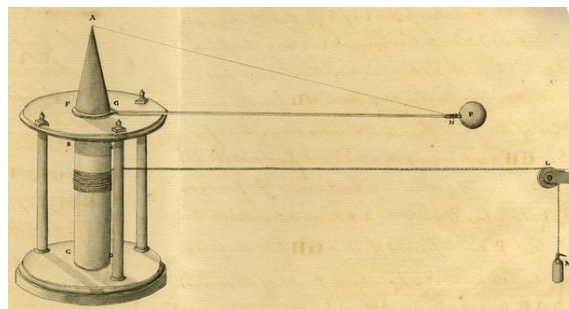
Tudo começou com o desejo de o homem conseguir voar. Existiram vários registos de tentativas mal sucedidas de voos, alguns a tentar voar imitando os pássaros. Engenheiro e arquiteto, Leonardo Da Vinci foi a primeira pessoa a dedicar-se a projetar uma máquina capaz de voar carregando um ser humano. Inspirou-se no voo dos pássaros para a construção do primeiro projeto de aeronave em 1485-1489. Contudo nunca colocou em prática os seus desenhos, mas estes ficaram preservados. Na Figura 2.17 está representado o primeiro esboço de Leonardo Da Vinci de uma aeronave tripulada (NASA, 2020).



---

**Figura 2.17 – Primeiro esboço de uma nave tripulada de Leonardo Da Vinci (FlyStation, 2020).**

Posteriormente várias tentativas foram realizadas por aeronautas, mas sem sucesso. Rapidamente perceberam que, para voar o homem precisava de entender o escoamento de ar sobre as superfícies das aeronaves, começando-se a contruir laboratórios onde pudessem realizar os testes. Para a construção, foi tido em conta o trabalho sobre o princípio da reciprocidade, que afirma ser indiferente mover um corpo num fluido estacionário ou mover o fluido em torno de um corpo estacionário (Prestice, 2018). Vários esquemas mecânicos foram realizados, tendo surgido o dispositivo mais simples e barato, o braço giratório, representado na figura abaixo.



---

**Figura 2.18 – Braço giratório (The Royal Society, 2020).**

Este dispositivo serviu para os investigadores, como Benjamin Robins (1707-1751) e George Cayley (1773-1857), Hiram Maxim (1840-1916), concluírem (NASA, 2020):

- A forma do objeto parecia afetar a resistência, ou arrasto do ar;
- A teoria proposta por Isaac Newton não descreve adequadamente a relação complexa entre o arrasto, a forma e a orientação do modelo e a velocidade do ar;

Ou seja, diferentes formas, embora apresentassem a mesma área para determinado escoamento do ar, nem sempre apresentava o mesmo arrasto;

- O motor das aeronaves é apenas necessário para criar movimento para a frente e a sustentação será desenvolvida pela resistência do ar através das asas, revolucionando o design das aeronaves;
- Aerofólios curvos fornecem maior sustentação com o mínimo de resistência;
- O arrasto produzido por uma estrutura era maior do que a soma do arrasto gerado por um componente individual. A esta perturbação dá-se o nome de interferência aerodinâmica.

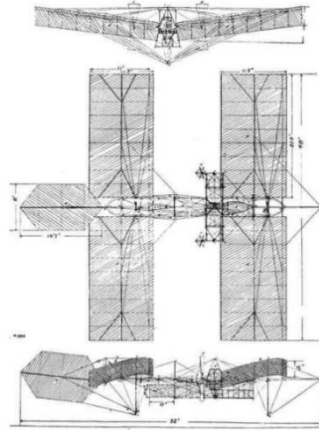
Mais experiências realizaram outros investigadores, mas à medida que estes iam contruindo os seus braços giratórios com maiores dimensões a atingirem velocidades mais elevadas, os resultados eram prejudicados por ventos e turbulências, produzidos pelo próprio braço. Assim, era necessário algo melhor, surgindo o túnel de vento.

O primeiro túnel de vento surgiu em 1871, projetado por Frank H. Wenham (1824-1908), permitia medir as forças de sustentação e arrasto até uma velocidade máxima de 40 mph (64,4 km/h) através de um ventilador movido a vapor, posicionado a montante do modelo (U.S. Centennial of Flight Comission, 2020).

Depois dos engenheiros aerodinâmicos começarem a perceber quais os fatores que influenciavam a sustentação e o arrasto, mas ainda havia questões por resolver como a escala do modelo. Estes não sabiam se os resultados obtidos no modelo experimental podiam ser aplicados à aeronave em tamanho real. Osborne Reynolds (1842-1912) demonstrou que o padrão de escoamento de ar num modelo à escala seria o mesmo para um modelo à escala real (protótipo), se o parâmetro de escoamento fosse igual em ambos os casos (NASA, 2020).

Samuel P.Langley (1834-1906) foi a primeira grande figura da aeronáutica na América em 1886. Langley escreveu um livro de Experiências em Aerodinâmica, onde investiga a medição das propriedades aerodinâmicas, bem como as forças aerodinâmicas em placas planas. Descreve o efeito da sustentação, o movimento no centro de gravidade e a potência necessária para atingir o voo. Langley iniciou um estudo em pequenos modelos motorizados, testando quase 100 configurações diferentes. Ele procurou outras abordagens mais sofisticadas, usando máquinas voadoras movidas a vapor, chamados

“aeródromos”. Construiu 7 modelos (numerados de 0 a 6) sendo o número 5 o mais bem-sucedido, representado na Figura 2.19 (Aerospaceweb, 2020).



---

Figura 2.19 – Esquemático do aeródromo número 5 de Langley (Aerospaceweb, 2020).

No entanto, os modelos de Langley não correspondiam às expectativas. Os irmãos Wright, Wilbur (1867-1912) e Orville (1871-1948) Wright, tiveram sucesso onde Langley falhou. Construíram a primeira aeronave tripulada em 1903, com o nome de *Wright Flyer*. Apesar das experiências decepcionantes, as ideias de Langley influenciaram as pesquisas dos irmãos Wright. Langley forneceu grande inspiração para a construção de túneis de vento e laboratórios aeronáuticos, como o *National Advisory Committee on Aeronautics* (NACA), precursor da NASA (Aerospaceweb, 2020). Em 1921, em homenagem a Langley, o primeiro grande túnel de vento (Figura 2.20) do governo dos Estados Unidos entrou em operação, localizado no grande centro de pesquisa *Langley Memorial Aeronautical Laboratory* do NACA, que se tornou no *NASA Langley Research Center* em 1958 (Dumber, 2020). Atualmente o *NASA Langley Research Center* continua a ser o líder mundial em pesquisa aeroespacial.



---

Figura 2.20 – Primeiro túnel de vento localizado no *NASA Langley Research Center* (Dumber, 2020).

### 2.2.2 Classificação de Túneis de Vento

Nesta secção serão apresentadas as várias classificações gerais e características exclusivas que podem ser dadas a um túnel de vento, entre elas, o regime de velocidade, a geometria do túnel, o fluido de trabalho e o propósito/tipo de ensaios a que se destinam.

#### **Regime de velocidade - Número de Mach**

Através do regime de velocidade é possível classificar o túnel de vento quanto à sua velocidade de escoamento máxima. Para o auxílio desta classificação, é utilizada a relação entre a velocidade de um fluido (ou objeto) e a velocidade do som, obtendo-se assim o número de Mach,  $M$ , em homenagem ao físico Ernst Mach – Equação (2.49):

$$M = \frac{\text{Velocidade objeto/fluido}}{\text{Velocidade do som}} \quad (2.49)$$

Como exemplo, refira-se que a velocidade do som (a 20°C) é de 343 m/s, aproximadamente 1235 km/h.

Esta relação determina a magnitude de muitos dos efeitos de compressibilidade, estes que alteram a quantidade de força resultante num objeto na zona de secção de ensaios. Na Tabela 3, é apresentada a classificação dos túneis de vento em função da variação do número de Mach (NASA, 2020).

Tabela 3 – Número de Mach e respetiva classificação (NASA, 2020).

Número de Mach	Classificação do túnel
$M < 1$	Subsónico
$M \approx 1$ ou $M = 1$	Transónico
$1 < M < 3$	Supersónico
$3 < M < 5$	Altas velocidades supersónicas
$M > 5$	Hipersónico
$M \approx 25$	Altas velocidades hipersónicas

Num túnel de vento, o número de Mach permite definir regimes de escoamento em que os efeitos de compressibilidade variam, sendo que a partir de valores de  $M > 1$  este efeito revela um aumento exponencial. Portanto, para escoamentos subsónicos os efeitos de compressibilidade são desprezáveis. Já para escoamentos transónicos e supersónicos estes efeitos devem ser considerados. Finalmente, para escoamentos hipersónicos, a composição química do ar deve ser considerada para determinar as forças resultantes no objeto (NASA, 2020).

### **Geometria**

A geometria do túnel de vento influencia o padrão seguido pelo ar no interior do circuito. Por isso, os túneis são divididos em dois tipos, circuito aberto ou fechado. Cada um destes pode ter sistemas de controlo de pressão, permitindo testes a pressões desejadas. A secção de ensaios também pode obter várias configurações, aberta ou fechada. (NASA, 2020).

As variantes da geometria do túnel de vento irão ser abordadas com mais profundidade no capítulo seguinte.

### **Fluido de trabalho**

Diferentes fluidos podem ser considerados nos túneis de vento para estudo dinâmico de um corpo, dependendo do tipo de ensaio que irá ser realizado. Para estudo aerodinâmico, normalmente o ar é o fluido utilizado para os variados objetos, como aeronaves, veículos de estrada, partes de objetos, ou estruturas, edifícios, pontes entre outros. Por outro lado, a água é um fluido muito utilizado na observação de ondas de choque em aeronaves de alta velocidade ou para estudar o escoamento em torno de submarinos ou barcos através de túneis de água. Em túneis hipersônicos, Azoto e Hélio têm sido usados como fluido de trabalho (NASA, 2020).

### **Propósito do túnel**

Como já mencionado, os túneis de vento são projetados e construídos de acordo com o seu propósito, ou seja, o tipo de estudo que se pretende realizar. Os túneis de vento que estudam casos de aerodinâmica e hidrodinâmica são os mais frequentes, contudo, existem outros tipos de túneis como os Aeroacústicos, capazes de estudar simultaneamente a aerodinâmica e acústica (ruído) de um objeto. Os túneis de vento ambientais são usados para determinar a influência do vento em edifícios, padrões de dispersão da poluição do ar, erosão do solo, avalanches, entre outros (Jewel B. Barlow, 1999). Por fim, existem os túneis de vento térmicos que medem o desempenho e funcionalidade de peças ou sistemas de veículos, entre outros, como por exemplo o sistema de travagem.

#### **2.2.3 Tipos de túnel de vento**

Os túneis de vento podem ter várias configurações, de acordo com a vasta gama de fins a que se destinam. No entanto, eles são distinguíveis pelo padrão de circuito do fluido, circuito aberto ou fechado, podendo estar associados a sistemas de controlo de pressão, adicionando câmaras de pressão/vácuo, como representado na Figura 2.21.

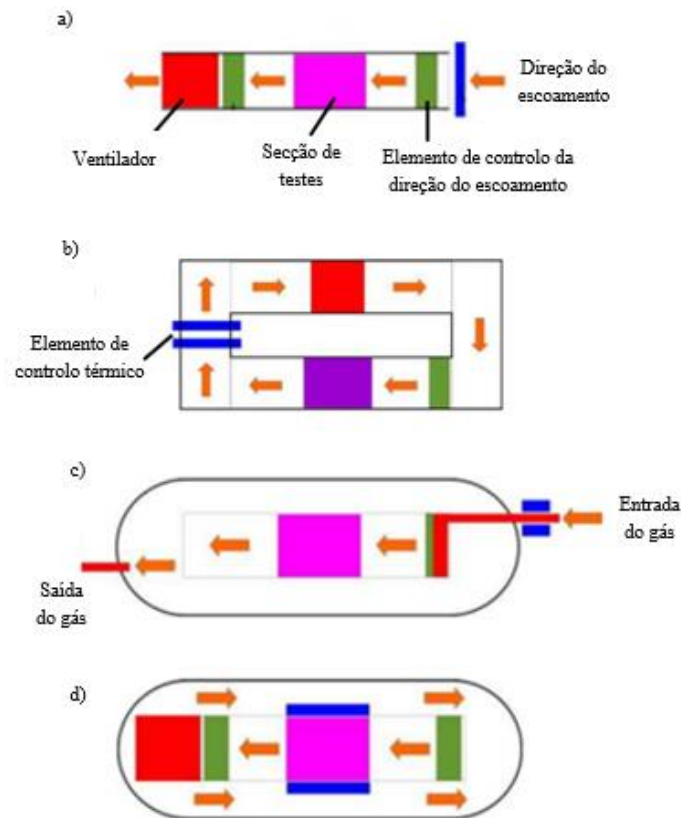
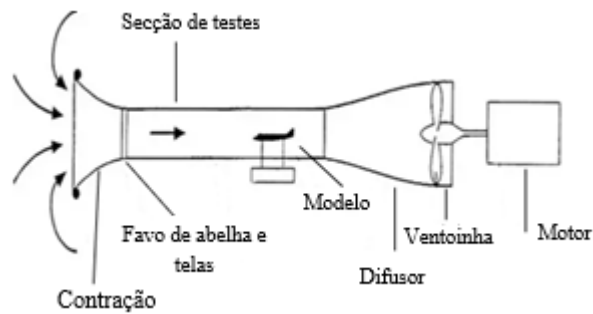


Figura 2.21 – Túneis de vento de circuito aberto (a) e fechado (b) à pressão atmosférica; Túneis de vento de circuito aberto (c) e fechado (d) com controle do meio envolvente (Pressão ou câmara de vácuo). Adaptado de (Merrison, 2011).

### 2.2.3.1 Circuito aberto

Os túneis de vento de circuito aberto, têm um ventilador a jusante da secção de ensaios que adicionará energia cinética ao fluido, como representado na Figura 2.22. Este atravessa todo o circuito do túnel, passando primeiro pela contração até à secção de ensaios. Seguidamente o fluido atravessa o difusor até ao ventilador, desacelerando o seu escoamento, de modo a reduzir a carga do sistema de acionamento do ventilador. Finalmente, o fluido é expelido para o ambiente exterior.



---

Figura 2.22 – Representação esquemática de um túnel de vento de circuito aberto. Adaptado de (Singh, 2020).

### 2.2.3.2 Circuito fechado

Os túneis de circuito fechado têm os mesmos componentes principais dos referidos anteriormente, com a diferença que o fluido em vez de ser expelido para o ambiente, é recirculado continuamente no interior do túnel. Relativamente ao circuito realizado pelo fluido, este é conduzido da secção de ensaios de volta ao ventilador por uma série de alhetas que direcionam o escoamento. Depois de ser adicionada energia cinética ao fluido através do ventilador, o fluido retorna à contração e, por sua vez, à secção de ensaios.

O túnel de vento, objeto de estudo no presente trabalho, é um túnel de circuito fechado.

Neste tipo de túneis, é desejável adicionar uma unidade de secagem do fluido, para evitar a condensação do ar recirculado, que poderá distorcer o padrão de escoamento na secção de ensaios (Aerodynamic test facilities, 2020). O movimento contínuo do fluido provoca o seu aquecimento, devido ao atrito do escoamento nas paredes e ao sistema de acionamento. Assim sendo, em alguns casos são adicionados permutadores de calor de modo a evitar tal fenómeno (Polezhaev, 2011).

### 2.2.3.3 Pressurizados

Aos túneis de vento referidos anteriormente, de circuito aberto e fechado, pode ser adicionado um sistema de controlo de pressão, podendo atingir velocidades de escoamento extremamente altas. Estes tipos de túnel de vento são semelhantes aos

anteriores, com a diferença de ser retirado o ventilador e adicionados alguns componentes e sistemas de controlo, entre eles câmaras de alta e baixa pressão, regulador de pressão e respetivas válvulas.

O uso de elevadas pressões têm como consequência a geração de altas temperaturas no circuito, sendo por isso exigido uma estrutura com materiais com propriedades térmicas e mecânicas ajustadas às condições, assim como a geometria do túnel. A secção de ensaios é outro componente que terá de ser adaptado devido ao contexto anterior, sendo limitado no tamanho e geometria. Para um escoamento ideal, (ou seja, minimizando efeitos de camada limite) a secção transversal do túnel de vento deve ser cilíndrica/esférica. No entanto, esta pode tornar mais dificultada o acesso e implementação de componentes necessários, bem como outras aplicações práticas, sendo desejável usar, por vezes, uma secção transversal retangular (NASA, 2020).

Os túneis de vento pressurizados são utilizados para testar aeronaves com capacidades de voo muito altas, onde existe a necessidade de simular faixas de velocidade específicas ( $M > 1$ ). Para testes de voo supersónicos são usados os túneis de vento de descarga. Por outro lado, para testes de voo hipersónico utilizam-se túneis de choque (NASA, 2020). Os últimos, são construídos principalmente para estudos no âmbito da aeronáutica, astrologia e astrofísica onde se pretende simular ambientes de hipertermia e hipervelocidade para desenvolvimento de materiais de proteção térmica, estruturas de veículos, entre outros.

#### **2.2.4 Tipos de secção de ensaio**

As diferentes tipologias de túneis de vento já apresentadas podem variar as suas partes/componentes, sendo uma das mais importantes a secção de ensaios, zona onde o modelo será testado. Esta secção pode adquirir duas configurações diferentes, aberta ou fechada, como representado, respetivamente, na Figura 2.23 a) e b). Uma variante da secção aberta, representado na Figura 2.23 c), é a câmara de Eiffel, sendo uma câmara com altitude especial onde a pressão estática é diferente da atmosférica (Pehlivanoglu, 2020).

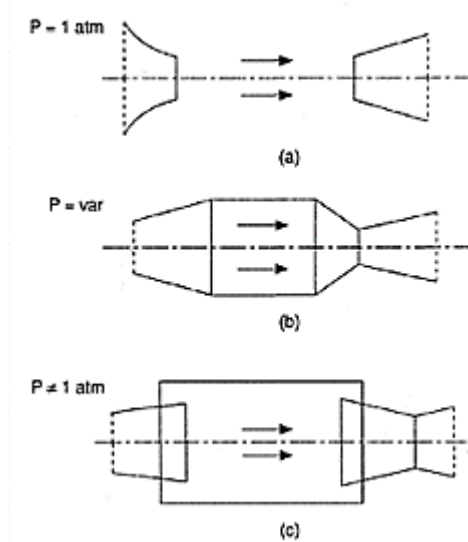


Figura 2.23 – Tipos de secção de ensaios (Polezhaev, 2011).

Este componente é inerente aos vários tipos de túneis de vento, tanto subsónicos quanto supersónicos, embora possam variar no seu desenho, dimensão e *layout*. Normalmente, estas adquirem uma secção transversal circular (Figura 2.24) ou retangular, podendo por vezes ser elíptica ou poligonal. Por exemplo, secções transversais de forma circular, elíptica e retangular são mais adequadas, respetivamente, para aeronaves, foguetes e registo de medições óticas (por exemplo, testes de fumo) (Figura 2.25) ou aplicações civis e industriais (Miguel A. González Hernández, 2013).



Figura 2.24 – Secção de ensaios circular (Paur, 2020).



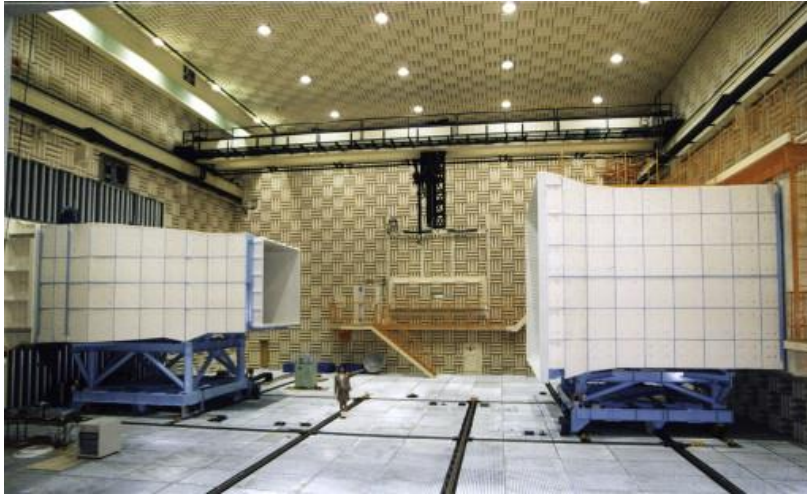
---

Figura 2.25 – Teste de fumo numa secção de ensaios retangular (Vijayraghvan, 2020).

#### 2.2.4.1 Secção de ensaios aberta

A utilização deste tipo de secção tem algumas limitações, nomeadamente o tamanho do modelo e a pressão atingida. Na maioria das vezes, usam-se modelos à escala (modelo), mas também se testam modelos à escala real (protótipo), com a desvantagem de ser necessário mais espaço de secção de ensaios, carecendo de instalações de maior área e, por isso, maior investimento. A dispersão do escoamento é um fator a ter em conta, pois este aumenta quanto maior for a secção de ensaios e o coeficiente de pressão diminui substancialmente, aproximando-se de valores perto de zero (Prestes, 2005).

Esta secção conjuntamente com um túnel de circuito aberto, exige um espaço isolado (Figura 2.26) em redor da secção de ensaios de modo a evitar que o ar seja perturbado pelo ambiente exterior.



---

Figura 2.26 – Secção de ensaios aberta (Aerodynamic Performance, 2011).

#### 2.2.4.2 Secção de ensaios fechada

A secção de ensaios fechada, é amplamente utilizada quando se pretende elevadas qualidades de escoamento, para além de apresentarem maior eficiência económica de operação. Esta configuração permite adquirir medições com elevada aproximação do real. No entanto, na altura de testar os modelos é necessário evitar flutuações do escoamento, isto é, os valores de pressão variam ao longo da secção de ensaios, criando um escoamento de ar instável que precisa de ser calibrado. Este escoamento não linear, é provocado pelas paredes da secção de ensaios, e, por isso, é necessário aplicar ações corretivas que consistem em adicionar entalhes/ranhuras nas paredes (Figura 2.27 e Figura 2.28), com a finalidade de controlar o escoamento nas proximidades das paredes e a pressão manter-se constante ao longo de toda a secção de ensaios (Prestes, 2005).



---

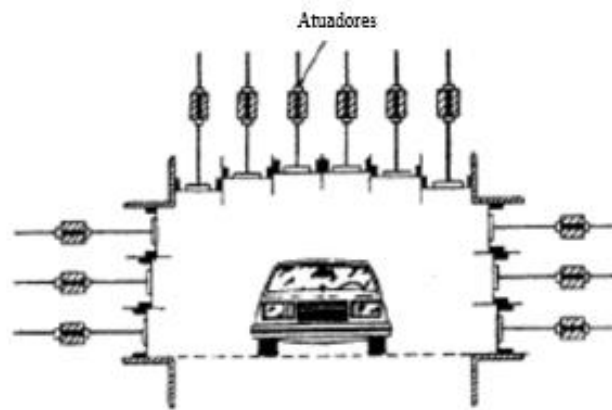
Figura 2.27 – Secção de ensaios fechada com entalhes (Toyota Gazoo Racing, 2020).



---

Figura 2.28 – Vista aproximada dos entalhes da secção de ensaios fechada (Toyota Gazoo Racing, 2020).

Outras técnicas são utilizadas para corrigir a não linearidade inerente no escoamento de ar como a utilização de paredes adaptativas na secção de ensaios (*Adaptive Wall Test Section* – AWTS) (Figura 2.29), permitindo assim uma boa aproximação à criação de um campo de escoamento em ‘estrada aberta’ em torno do modelo. As medições realizadas na AWTS não requerem correções de bloqueio, visto que as paredes irão adaptar-se ao modelo que será submetido a teste (Edward Duell, 2007). A capacidade das paredes se adaptarem ao modelo permite a alteração das dimensões da secção de ensaios, possibilitando o teste a modelos de diferentes tamanhos (Prestes, 2005).



---

Figura 2.29 – Paredes adaptativas numa secção de ensaios fechada. Adaptado de (Prestes, 2005).

### 2.2.4.3 Aplicações

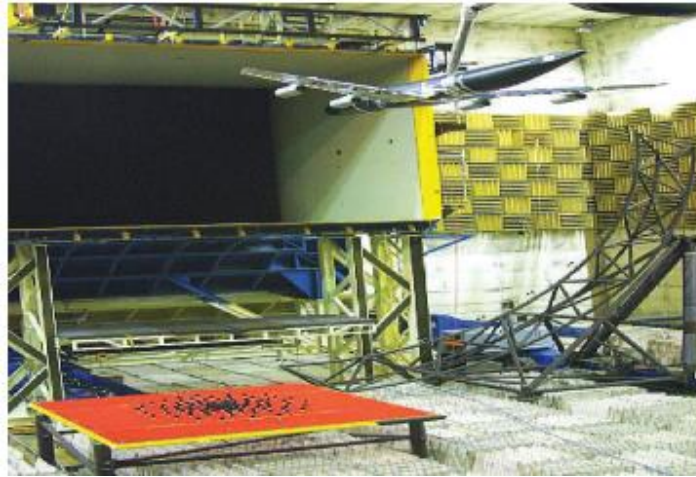
A secção de ensaios aberta, como já referido, para além de ser utilizada na verificação do desempenho aerodinâmico dos modelos através dos testes de fumo, é também amplamente utilizada, em estudos na área de acústica/aerocústica. Realizam-se testes ao ruído provocado pelos transportes. Os testes de acústica seriam um problema para uma secção de ensaios fechada, devido ao som refletido pelas paredes. Esta reflexão é eliminada com a utilização de uma câmara anecoica (ou EMC), conforme o exemplo ilustrado na Figura 2.30 (Sulaiman, 2011).



---

Figura 2.30 – Secção de ensaios aberta equipada com uma câmara anecoica (UKRI Science and Technology Facilities Council, 2020).

A câmara EMC é projetada principalmente para absorver o reflexo das ondas sonoras, ou seja, de uma maneira geral, para atenuar o eco (Eadie, 2014). A Figura 2.31, mostra um modelo à escala de um Airbus A340 numa câmara deste tipo, onde são colocados microfones fora da direção de escoamento, de modo a não existir interferência. Nestas condições, é possível fazer medições de campo distante (relativamente longe do modelo) a fim de determinar a força de radiação acústica (Sulaiman, 2011).



---

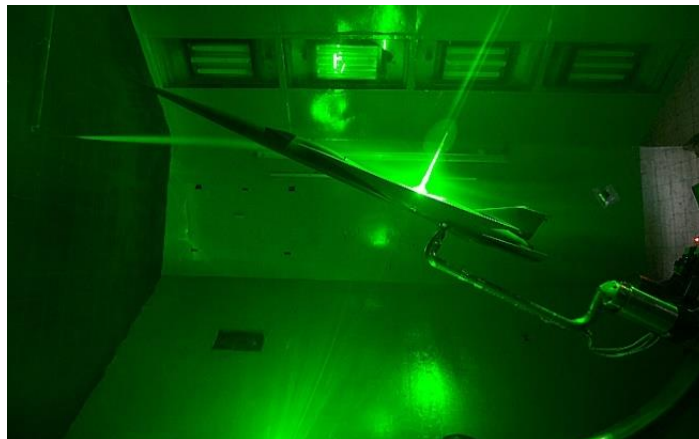
**Figura 2.31 – Airbus A340 à escala de 1:10 a ser testado num túnel de vento aeroacústico (Sulaiman, 2011).**

A secção de ensaios fechada é a configuração típica na maioria das aplicações, salvo algumas exceções, como mencionado anteriormente. As suas características permitem que este abranja um maior número de aplicações, em várias áreas, sendo a aeronáutica um exemplo. Nesta indústria, os projetistas necessitam de simular velocidades subsónicas e transónicas para testar os seus modelos, estas que seriam inalcançáveis numa secção de ensaios aberta. Para além da medição de forças e momentos, realizam-se testes óticos em redor do modelo, como o PIV (*Particle Image Velocimetry*) (Figura 2.32) e o PSP (*Pressure Sensitive Paint*) (Figura 2.33), sendo testes que permitem a visão do campo de escoamento instável e a medição da pressão nas variadas zonas do modelo, respetivamente.



---

**Figura 2.32 – Teste PSP numa secção de ensaios fechada na Associação de Pesquisa de Aeronaves em Inglaterra (Innovative Scientific Solutions, 2020).**



---

**Figura 2.33 – Teste PIV numa secção de ensaios fechada com um modelo à escala, X-59 (Gillard, 2020).**

### **2.2.5 Instrumentação de um túnel de vento**

Com a variedade de túneis de vento existentes, combinados com equipamentos de alta precisão hoje disponíveis, é possível produzir resultados muito próximos da realidade. Atualmente, a constante evolução da tecnologia permite aos projetistas construir equipamentos altamente eficazes e precisos, o que facilita a aquisição de resultados com baixo grau de incerteza.

Os engenheiros aerodinâmicos equipam os túneis de vento com instrumentos sofisticados, permitindo estudar todas as condições a que são submetidos os seus modelos. Existem três tipos principais de testes que se podem realizar, entre eles, testes de forças, pressão e visualização, sendo que cada um contém a sua própria instrumentação.

O modelo quando é sujeito a um determinado escoamento, como mencionado em 2.1.1, resultam sobre ele forças e momentos, valores que podem ser medidos diretamente através de um dispositivo, a balança de forças. O corpo é colocado numa estrutura de suporte sobre a plataforma da balança na secção de ensaios do túnel de vento, de modo a medir precisamente estes valores, como representado na Figura 2.34. O suporte transmitirá à balança as forças e momentos a que o modelo é sujeito. A interação modelo-suporte influenciará o escoamento de ar que terá de ser considerado e contabilizado para os resultados.

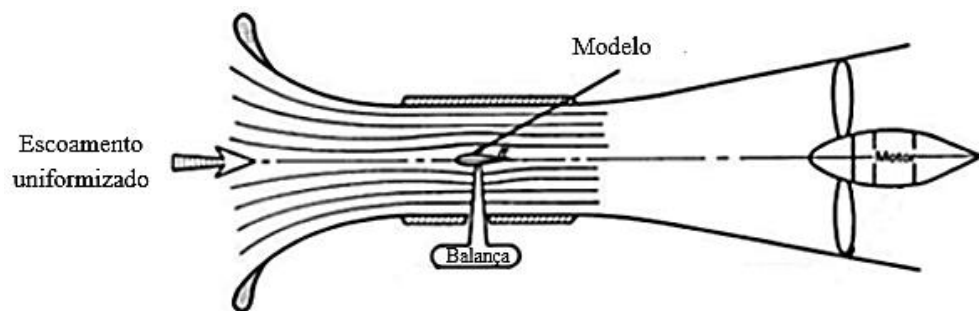


Figura 2.34 – Representação esquemática da configuração da balança na secção de ensaios. Adaptado de (Scott Leon Post, 2010).

Este dispositivo pode adquirir uma configuração simples ou mais sofisticada, dependendo das medições que serão realizadas no túnel de vento. Isto é, este pode medir apenas uma componente da força até todas as componentes das forças e dos momentos. Assim, estas são distinguidas pela quantidade de eixos de medição, estando disponíveis balanças de um até seis eixos. Este instrumento tem na sua constituição uma variedade de células de carga que irão medir a tensão/força do escoamento sobre o modelo. A balança normalmente tem associado um processo de calibração. Este processo pode vir realizado de fábrica, caso contrário o utilizador terá de fazer a calibração.

As balanças podem estar divididas em dois grupos principais: interno e externo. As balanças internas estão localizadas dentro do próprio modelo de teste, enquanto as

balanças externas encontram-se no exterior do túnel de vento e do modelo (Fernandes, 2018).

### 2.2.5.1 Balança externa

Estas balanças promovem a fácil introdução do modelo na secção de ensaios, produzindo elevada flexibilidade de instalação. Existem duas configurações desta balança, entre elas a balança de parede lateral (*Side-wall balance*) e de suporte, como ilustrado na Figura 2.35 e Figura 2.36, respetivamente.



---

Figura 2.35 – Balança externa de parede lateral com montagem meio-modelo (FF Pieterse, 2017).



---

Figura 2.36 – Balança externa com montagem de modelo inteiro com estrutura de suporte (NIAR's Beech Wind Tunnel unveils new sting mount system, 2008).

Numa balança de parede lateral modelo colocado sobre a balança, não sendo necessário suporte. Esta é frequentemente utilizada em testes de meio modelo (*Half-span*), sendo esta uma estratégia que apresenta algumas vantagens, mas também desvantagens. Visto que não existe suporte, este não interfere com as medições aumentando a qualidade das mesmas. Mas, em comparação com modelos inteiros colocados num suporte, estes ao serem montados na parede lateral do túnel, sofre a influência da camada limite da parede (Szulc, 2006).

### 2.2.5.2 Balança interna

As balanças internas (Figura 2.37) são colocadas no interior do modelo, não necessitando de um suporte para interligar a balança e o modelo. Mas, esta requer sempre um suporte mecânico para manter o modelo na secção de ensaios ou alterar a sua orientação/ângulo de ataque. A complexidade dos modelos acresce, visto que a balança terá de ser colocada internamente no modelo, revelando baixa flexibilidade para testar modelos diferentes. O espaço dentro dos modelos é limitado, sendo que as balanças internas terão de respeitar certos requisitos muito específicos em termos de forma e volume (Miguel Gonzalez, 2011).



---

Figura 2.37 – Balança interna (Miguel Gonzalez, 2011).

O presente trabalho tem como principal objetivo a construção e instrumentação da secção de ensaios de um túnel de vento de circuito fechado, de baixa velocidade, com secção de ensaios fechada, conforme apresentado nos capítulos seguintes.

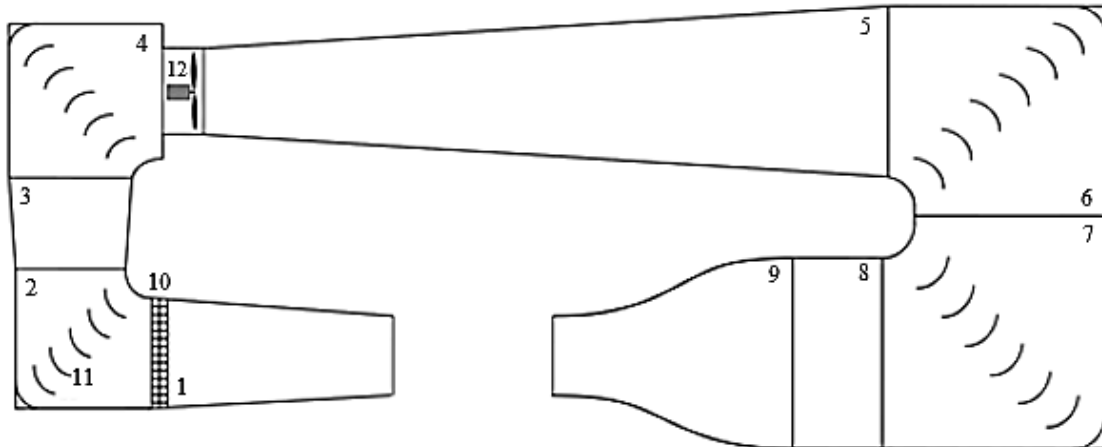
### 3. Caso de estudo - Túnel de Vento de circuito fechado

Para a realização do presente trabalho, partiu-se de uma estrutura de um Túnel de Vento existente no Laboratório de Mecânica dos Fluidos da Escola Superior de Tecnologia e Gestão do Politécnico de Leiria e previamente construído por estudantes de Licenciatura em Engenharia Automóvel desta Escola (Salvador, 2018). O túnel de vento “original” e o respetivo desenho 2D encontram-se ilustrados na Figura 3.1 e Figura 3.2.



---

Figura 3.1 – Estrutura do túnel de vento (Salvador, 2018).



Legenda:

- |              |  |                |
|--------------|--|----------------|
| 1- Difusor 1 | 6- Canto 3                                 | 11- Alhetas    |
| 2- Canto 1   | 7- Canto 4                                 | 12- Ventilador |
| 3- Difusor 2 | 8- Câmara de uniformização e laminarização |                |
| 4- Canto 2   | 9- Contração                               |                |
| 5- Difusor 3 | 10- Rede de proteção                       |                |

**Figura 3.2 – Desenho 2D do túnel de vento.**

No início dos trabalhos foi necessário alterar a localização do Túnel de Vento para os laboratórios de Engenharia Automóvel da mesma Escola. Esta deslocação implicou a desmontagem total e movimentação das respetivas partes do equipamento, conforme ilustrado na Figura 3.3 e Figura 3.4.



**Figura 3.3 – Carregamento dos módulos do túnel de vento.**



---

**Figura 3.4 – Descarregamento dos módulos nas imediações do edifício de Engenharia Automóvel.**

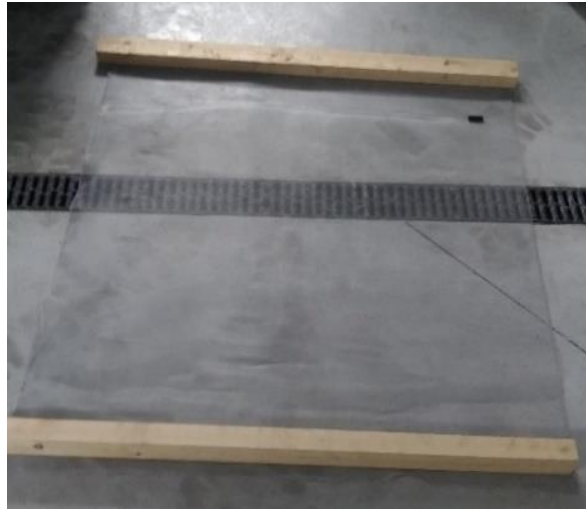
O túnel ocupa uma área de 6,80 m x 2,80 m, tendo sido colocado num espaço disponível para esta dimensão e possibilitar a sua posterior operação.

Na sua estrutura original não tinham ainda sido construídas nem colocadas no seu interior telas e uma estrutura tipo favo de abelha para uniformização e laminarização do escoamento. Também, e principalmente, a secção de ensaios e a respetiva instrumentação para a realização de testes ainda não tinha sido construída. Foram ainda previstas e construídas portas de acesso ao interior do túnel de vento que permitissem o isolamento das frestas dos módulos e reparação de alguns componentes danificados durante a sua remontagem, bem como o posterior acesso ao seu interior para manutenção. Assim, antes da união definitiva dos vários módulos, realizaram-se todos estes trabalhos, exceto a secção de ensaios que foi contruída já com o túnel de vento montado. Nos capítulos posteriores serão discutidos todos estes trabalhos.

### **3.1 Laminarização do escoamento – Estrutura tipo “favo de abelha”**

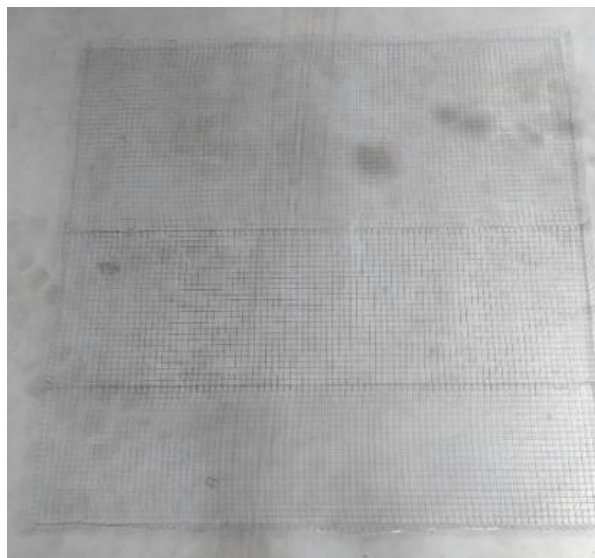
Procedeu-se à construção e colocação, no interior do túnel, de uma estrutura tipo favo de abelha e de telas/redes com o objetivo de laminarizar e uniformizar o escoamento na secção de ensaios.

Colocaram-se 2 telas com malhas diferentes, uma de malha fina e outra mais larga, representadas na Figura 3.5 e Figura 3.6, respetivamente. Estas têm como objetivo diminuir flutuações de velocidade.



---

**Figura 3.5 – Tela de malha mais fina.**



---

**Figura 3.6 – Tela de malha mais larga.**

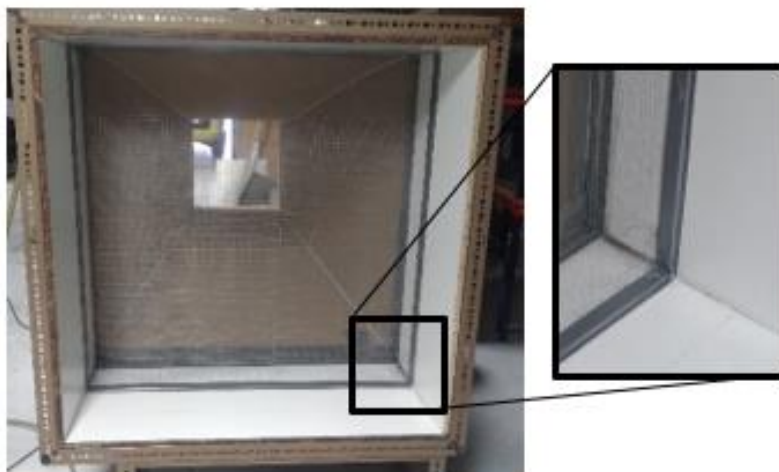
Ambas as telas foram fixadas às paredes da câmara de uniformização e laminarização com régua em alumínio, de modo que estas ficassem o mais estendidas possível e, assim, não sofram vibrações quando sujeitas à velocidade do escoamento. Primeiro foi colocada a tela de malha mais fina e depois a mais larga. Visto que régua têm uma espessura de 1

mm, colocou-se fita de tela entre a parte superior da régua e as paredes da câmara (Figura 3.8), de modo a diminuir a perturbação no escoamento causada pelas próprias régua.



---

**Figura 3.7 – Colocação da tela de laminarização de malha mais fina.**



---

**Figura 3.8 – Colocação da tela de malha mais larga com devido isolamento com fita adesiva.**

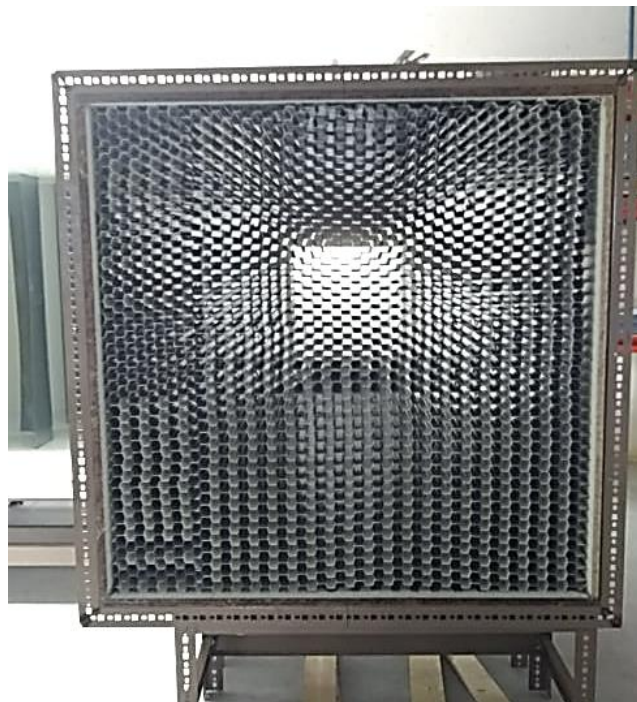
Finalmente, construiu-se o favo de abelha através do empilhamento sucessivo de várias chapas com um perfil hexagonal (Figura 3.9). Quando concluído, o favo apresentava alguma curvatura nos extremos, tendo este sido compensado quando colocado na câmara de uniformização e laminarização.



---

**Figura 3.9 – Parte do favo de abelha com curvatura nos seus extremos.**

Concluída a introdução da estrutura tipo favo de abelha e das telas o aspeto final da câmara de uniformização e laminarização, está ilustrado na Figura 3.10.



---

**Figura 3.10 – Aspeto final da câmara de laminarização e uniformização.**

### 3.2 Portas de acesso

Para aceder ao interior do túnel de vento, foram construídas duas portas de acesso, representadas na Figura 3.11 e Figura 3.12, situadas no difusor 3 e no canto 4. Caso algum componente ou junta no interior do túnel de vento se danifique, é agora possível reparar as mesmas acedendo ao seu interior através destas portas. As portas têm medidas de 45 cm x 50 cm.



---

Figura 3.11 – Porta de acesso no difusor 3.



---

Figura 3.12 – Porta de acesso no canto 4.

O garantir de uma boa vedação na zona das portas e restantes frestas entre os módulos do túnel, permite a não existência de fugas de ar e, por conseguinte, de perdas de carga adicionais. Assim, para cada porta foram colocadas molduras em chapa com fitas de esponja, para servir de batente e de vedação do ar.

### 3.3 Montagem dos módulos do túnel de vento

Depois da colocação e construção dos componentes mencionados nos capítulos 3.1 e 3.2, posicionaram-se os vários módulos do túnel de vento (Figura 3.13).



---

**Figura 3.13 – Posicionamento e montagem do canto 1.**

Enquanto os módulos eram unidos através dos respetivos parafusos e porcas, realizou-se o devido isolamento das frestas dos módulos, usando espuma de poliuretano para o preenchimento de frestas com maior espaço (Figura 3.14) e silicone para frestas menos espaçadas (Figura 3.15). De seguida, estas frestas foram fechadas com fita de tela para garantir o perfeito isolamento.



---

Figura 3.14 – Isolamento de frestas mais espaçadas com espuma poliuretano.



---

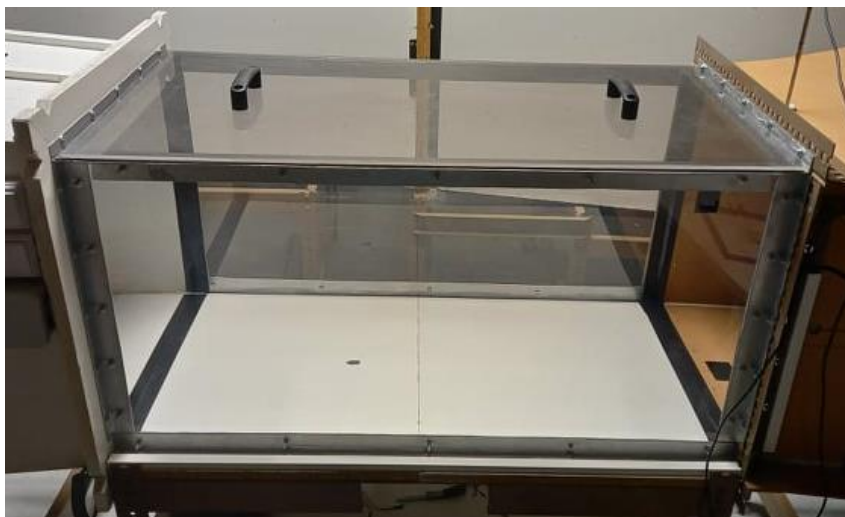
Figura 3.15 – Isolamento de frestas menos espaçadas com silicone.

### 3.4 Secção de ensaios

Concluída a montagem das partes do túnel de vento, a secção de ensaios (Figura 3.16) foi o último e mais importante módulo a ser construído, visto ser aqui que se procederá à

instrumentação e conseqüente realização de testes experimentais de aerodinâmica – função do túnel de vento.

As paredes laterais e superior foram construídas em acrílico transparente, para possibilitar a visualização do seu interior. A zona inferior é constituída por uma mesa com tampo em madeira contraplacada, material constituinte de todos os módulos, exceto o módulo da contração. Para suporte e fixação das paredes laterais utilizaram-se cantoneiras em alumínio e parafusos de embutir que, por ficarem embutidos no acrílico não produzem interferências no escoamento junto das paredes.



---

Figura 3.16 – Secção de ensaios.

Finalizada a remontagem do túnel de vento e a construção da secção de ensaios, iniciou-se a instrumentação desta secção conforme apresentado no subcapítulo seguinte.

### **3.5 Instrumentação da secção de ensaios**

No capítulo 2.2.5, mencionaram-se os diferentes tipos de balanças de forças, nomeadamente as externas e as internas. Como as balanças internas permitem pouca flexibilidade para testar diferentes modelos, optou-se por desenvolver uma balança de forças externa a partir de duas células de carga para a medição de forças em dois eixos.

Para aquisição de sensores adequados às gamas de medidas pretendidas, estudaram-se as gamas de medida que podem ser alcançadas durante a realização de testes no túnel de vento.

De acordo com os dados de projeto do túnel de vento (Salvador, 2018), que se basearam no trabalho reportado na referência (Miguel A. González Hernández, 2013) que concerne à determinação das perdas de carga em cada módulo/secção do túnel de vento, os resultados desta perda de carga são apresentados no Gráfico 3.1, que foi obtido considerando uma velocidade máxima de 13,6 m/s.

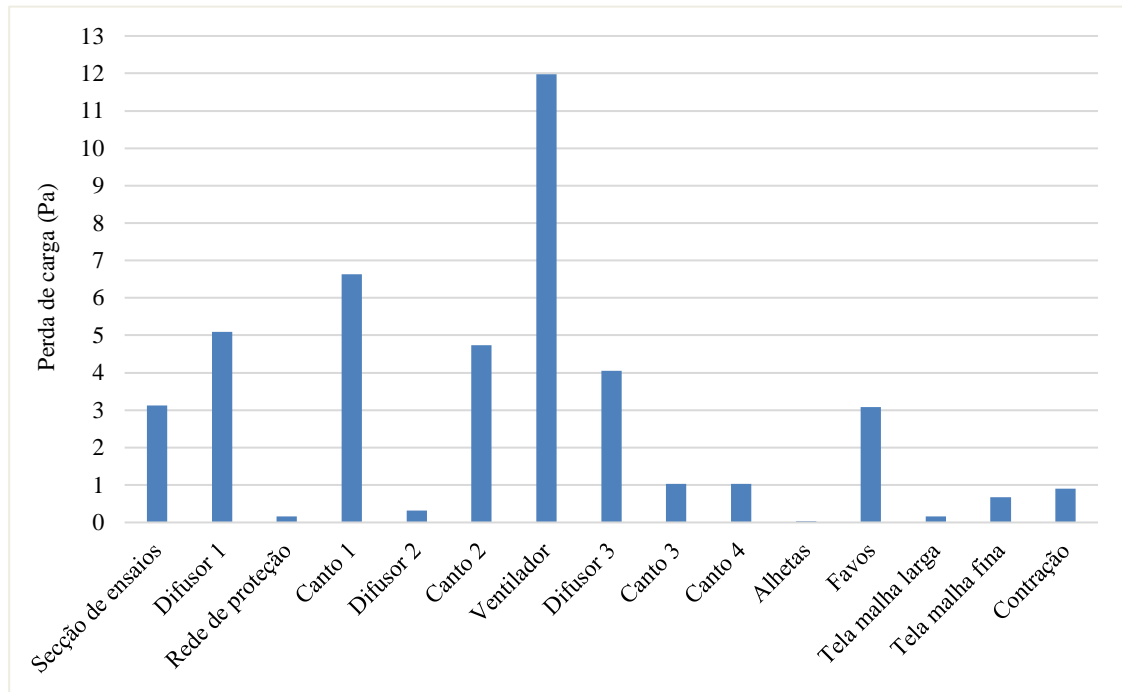


Gráfico 3.1 – Valores de perda de carga do túnel de vento a uma  $v_{ar}$  máxima de 13,6 m/s.

Posteriormente, determinou-se a curva característica da instalação. Para tal, simulou-se o túnel de vento até uma  $v_{ar}$  de 20 m/s, um pouco acima da sua velocidade máxima com o atual ventilador, obtendo a perda de carga correspondente. Através da Equação (3.1) e Equação (3.2), obteve-se o caudal (Q) e a altura de elevação ( $H_B$ ), respetivamente, adquirindo-se a curva característica, Q- $H_B$ , da instalação.

$$Q = v \times A_{ST} \quad (3.1)$$

$$H_B = \frac{\Delta p}{\rho \times g} \quad (3.2)$$

Os pontos de funcionamento do ventilador TCGB/4-560/H- do túnel de vento são obtidos através da interseção da curva da instalação com os vários regimes de rotação do mesmo (Figura 3.17). Dado que não se conseguiram obter as características técnicas originais do ventilador (já descontinuado pelo respetivo fabricante), consideraram-se, por indicação do mesmo fabricante, os dados de um ventilador similar, o TCBB/4-560/H- com os dados técnicos reportados (S&P, 2021) incluindo a sua curva Altura de Elevação ( $\Delta P$ ) – Caudal ( $Q$ ) para uma rotação de 1400 RPM (ponto de eficiência máxima).

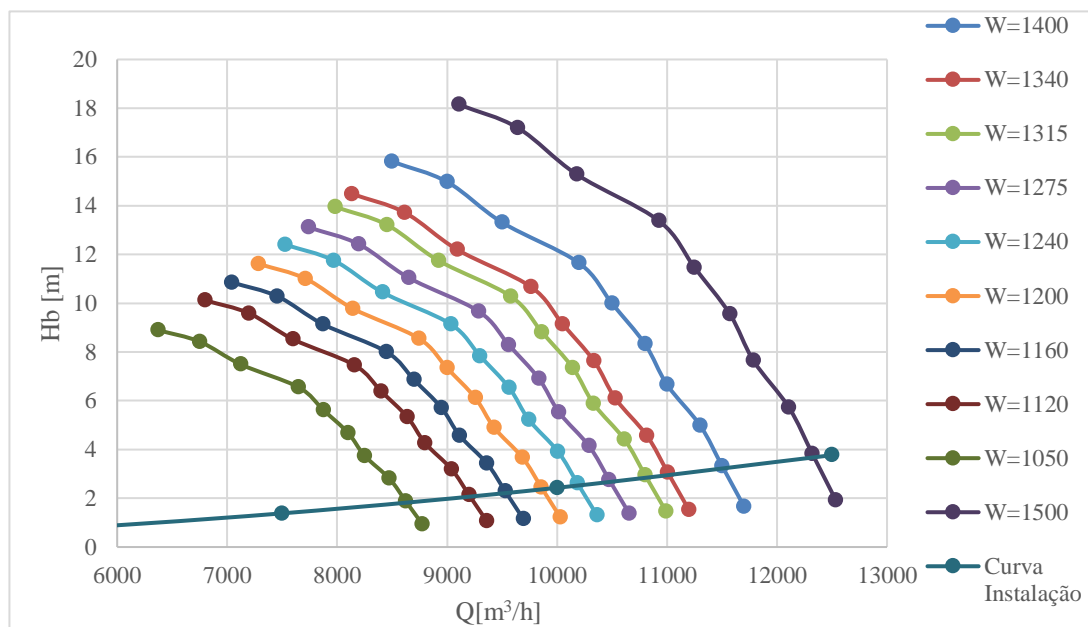
Através da análise dimensional e teoria da semelhança é possível obter a Equação (3.3) e Equação (3.4) correspondentes ao caudal e altura de elevação específicos, respetivamente.

$$\phi = \frac{Q}{L^3 \times W} \quad (3.3)$$

$$\tau = \frac{g \times H_b}{L^2 \times W^2} \quad (3.4)$$

Aplicando tais equações ao ventilador em causa, é possível obter a curva  $\Delta P$ - $Q$  para várias rotações ( $W$ ), como ilustrado na Figura 3.17.

De modo a visualizar graficamente todos os pontos do funcionamento do ventilador e a curva da instalação, simulou-se uma  $v_{ar}$  até 20 m/s, como mencionado anteriormente.



**Figura 3.17 – Gráfico da curva da instalação versus Regimes de funcionamento do ventilador TCBB/4-560/H-.**

Na Tabela 4 apresentam-se, de forma numérica, os pontos de interseção com a respetiva  $v_{ar}$  na secção de ensaios. O ponto de eficiência máxima do ventilador é às 1400 RPM, mas este consegue atingir mais rotação (por exemplo: 1500 RPM), sendo menos eficiente nesse regime. Para efeitos de obter a velocidade máxima atingida, procedeu-se a análise também a essa rotação.

Finalmente, através da Equação (3.5), determinou-se a  $F_D$  máxima que será medida com determinado modelo. Para exemplo de modelo, utilizou-se um cubo de 11 cm x 11 cm, resultando numa área projetada de  $0,0121 \text{ m}^2$ , que conduz a uma razão de bloqueio menor que 5 %. De acordo com várias referências bibliográficas, este tem um coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) de 1,05. Sendo este um objeto pouco aerodinâmico, é possível obter, à rotação máxima do ventilador, a  $F_D$  máxima que será atingida nos ensaios do túnel de vento. Assim, adquire-se a ordem de grandeza dos valores de  $F_D$  que serão medidos para a posterior seleção do sensor, a célula de carga. Para este modelo, na Tabela 4 apresentam-se os respetivos valores de  $F_D$  em função da velocidade de rotação do ventilador.

$$F_D = \frac{1}{2} \cdot C_D \cdot \rho \cdot v^2 \cdot A_{proj} \quad (3.5)$$

**Tabela 4 – Pontos de funcionamento com as respetivas velocidades do ar ( $v_{ar}$ ) e forças de arrasto ( $F_D$ ) para determinado regime de rotação do ventilador.**

<b>Velocidade de rotação [RPM]</b>	<b>Ponto de funcionamento</b>	<b>Q [m<sup>3</sup>/h]</b>	<b>Hb [m]</b>	<b><math>v_{ar}</math> [m/s]</b>	<b><math>F_D</math> [N]</b>
1050	1	8725	1,87	9,69	0,73
1120	2	9200	2,13	10,22	0,81
1160	3	9528	2,28	10,59	0,87
1200	4	9857	2,44	10,95	0,93
1240	5	10185	2,61	11,32	1,00
1275	6	10473	2,76	11,64	1,05
1315	7	10800	2,93	12,00	1,12
1340	8	11000	3,10	12,22	1,16
1400	9	11600	3,77	12,89	1,29
1500	10	12300	3,82	13,67	1,45

Na Tabela 4 é possível verificar a ordem de grandeza da  $F_D$  e da  $v_{ar}$  que se verificarão nos ensaios experimentais a realizar e assim, a gama que o respetivo sensor deverá medir. De acordo com esta tabela a célula de carga tem de ter a capacidade de medir forças na ordem de 1,45 N. Em relação à  $v_{ar}$  máxima atingida, o sensor selecionado terá de ter a capacidade de medir velocidades até 13,67 m/s.

### 3.5.1 Seleção de sensores

Neste capítulo serão apresentados os sensores e equipamentos que foram inseridos para a instrumentação da secção de ensaios do túnel de vento. Será realizada uma breve introdução dos sensores, as respetivas especificações técnicas e princípio de funcionamento. Por último, são descritas as tarefas de montagem dos mesmos.

#### 3.5.1.1 Variador de frequência

A velocidade de um motor de indução,  $N$ , é inversamente proporcional ao número de polos do estator ( $NP$ ) e é diretamente proporcional à frequência ( $f$ ) da tensão de alimentação ( $T$ ) (Equação (3.6)).

$$N = \frac{120 f}{NP} \quad (3.6)$$

Assim, para variar a velocidade do motor, altera-se a frequência ou o número de polos do motor. Sendo o número de polos do motor fixo, a solução será variar a frequência da tensão de alimentação.

No entanto, alterar apenas a frequência faz com que a impedância equivalente do motor diminua, resultando no crescimento do fluxo magnético e, por isso, o motor começa a criar correntes perigosamente elevadas. Por isso, torna-se imperativo que a tensão de alimentação e a frequência sejam reduzidas em determinada proporção fixa. Caso esta redução não seja realizada o motor danificar-se-á, visto que o fluxo magnético do motor poderá saturar.

Considerando o exemplo de um motor de indução a funcionar a 460 V/60 Hz (Figura 3.18 a)), se o mesmo passar a funcionar a 230 V, mantendo a inclinação da reta original (a inclinação indica o binário do motor), a frequência necessária é de 30 Hz. Pelo contrário, na Figura 3.18 b) caso a frequência não seja alterada o binário do motor diminui. Assim, de acordo com a Equação (3.7) chega-se a uma relação de operação segura necessária para motores de indução (Bright Hub Engineering, 2020).

$$\frac{T}{f} = \frac{460}{60} = \frac{230}{30} = 7,67 \text{ V/Hz} \quad (3.7)$$

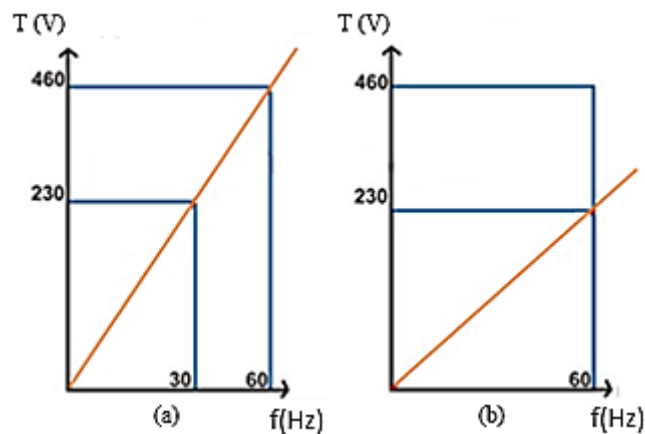


Figura 3.18 – (a) Binário do motor constante quando a razão T/f se mantém; (b) Queda do binário do motor sem a conservação da razão T/f. Adaptado de (Bright Hub Engineering, 2020).

Os variadores de frequência (VFD- *Variable Frequency Drive*) servem para controlar o funcionamento do motor respeitando os parâmetros acima descritos. Também chamado de inversor de frequência ou conversor de velocidade, este equipamento é capaz de variar a velocidade do motor alterando a frequência e tensão de alimentação, conseguindo manter o binário constante mesmo a velocidades mais baixas.

Neste contexto, para realizar o controlo do ventilador TCGB/4-560/H- instalado no túnel de vento com uma potência de 0,98 kW adquiriu-se um VFD adequado a esta gama de potência.

É integrada uma *interface* de operação para receber comandos de controlo de velocidade através do próprio hardware, ou com portas digitais e analógicas para controlo através de um computador. O equipamento tem a capacidade de controlar a aceleração e desaceleração do motor no momento de arranque ou paragem, respetivamente. A sua elevada eficiência faz com que esta seja uma unidade comum para controlo de ventiladores, bombas e compressores (Danfoss, 2020).

Os VFD podem funcionar com tensões monofásicas ou trifásicas de entrada, e podem ser utilizados para o controlo de motores monofásicos ou trifásicos. Os motores monofásicos são utilizados em aplicações que requerem níveis de potência mais baixa. Já os motores trifásicos são usados em aplicações que requerem rotações mais baixas e maior eficiência de energia (Bradley, 2020).

Em geral, os VFD de saída trifásica não podem operar motores monofásicos. Contudo o VFD da *Schneider Electric* permite essa função, com algumas condicionantes, tais como, problemas como o sobreaquecimento do motor, quando este é utilizado a baixas velocidades durante muito tempo. Com a devida parameterização do VFD, desativando a proteção de fase à saída do VFD e mantendo o condensador (no lado do motor) é possível garantir o correto funcionamento do controlo em velocidade de um motor monofásico.

Tendo por base o acima descrito, para integração no túnel de vento foi selecionado um VFD do fabricante *Schneider*, o ATV12HU15M2, com uma potência de 1,5 kW (Figura 3.19). Para comunicação, este VFD tem uma estrutura de transmissão *Modbus* RTU, com uma *interface* física de RS 485 para *Modbus* através do um conector RJ45. Ainda na comunicação, este contém uma entrada analógica (Schneider, 2020). Na Tabela 5, são apresentadas algumas especificações técnicas deste VFD.



Figura 3.19 – VFD ATV12HU15M2 do fabricante *Schneider* (Schneider, 2020).

Tabela 5 – Especificações técnicas do VFD ATV12HU15M2 (Schneider, 2020).

<b>Nome do componente</b>	ATV12HU15M2
<b>Destino do produto</b>	Motores indução
<b>Número de fases da rede</b>	Monofásico AC 200...240 V, 50/60 Hz
<b>Número de fases de saída</b>	Trifásico 200...240 V
<b>Potência</b>	1,5 kW
<b>Entradas analógicas</b>	1
<b>Tipo de entrada analógica (AL1)</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Tensão: 0 a 5 V e 0 a 10 V</li> <li>• Corrente: 0 a 20 mA</li> </ul>
<b>Tipo de proteção</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sobretensão e subtensão de linha de alimentação</li> <li>• Sobreaquecimento</li> <li>• Curto-circuito entre fases do motor</li> <li>• Perda de fase de entrada e saída</li> <li>• Entre outros.</li> </ul>

A velocidade do motor pode ser controlada através do potenciómetro local existente no VFD e, fazendo uma configuração remota, é possível controlar a mesma através de um potenciómetro externo.

Para o controlo da velocidade do motor através de *software* de *interface* gráfico de gestão do túnel de vento a executar num PC, optou-se por utilizar um potenciómetro digital para gerar o sinal de controlo analógico no VFD, tendo-se selecionado o potenciómetro digital MCP4251 da Microchip®, com protocolo de comunicação SPI (*Serial Peripheral Interface*). Este dispositivo implementado permite variar eletronicamente a resistência

elétrica de entrada no VFD, em vez de manualmente (potenciómetro externo). O potenciómetro digital garante o isolamento elétrico entre o VFD e o dispositivo de controlo/PC e facilidade de *interface* recorrendo a um sistema embebido com conversão SPI para barramento série.

## Montagem

O VFD da *Schneider* foi colocado junto ao ventilador, fixado na parede exterior do difusor (Figura 3.20). Através de interruptores externos colocados junto à secção de ensaios, é possível ligar/desligar o VFD e o ventilador. Os cabos de alimentação e de controlo do VFD percorrem a parede superior do difusor 1 através de uma calha técnica.



---

Figura 3.20 – Zona de colocação do VFD.

Como referido anteriormente, não sendo o ATV12HU15M2 um VFD dimensionado para o controlo de motores monofásicos, a velocidades baixas este pode danificar-se. Assim, este foi programado para funcionar com uma frequência mínima de 25 Hz, que reflete uma  $v_{ar}$  mínima na secção de ensaios de aproximadamente 6 m/s. Quando a funcionar na sua frequência máxima de 50 Hz, atinge-se uma  $v_{ar}$  de aproximadamente 14 m/s.

### 3.5.1.2 Anemómetro

O anemómetro é um dispositivo usado para medir a velocidade do ar,  $v_{ar}$ , podendo também medir temperatura. Este tipo de sensor apresenta uma vasta gama de aplicações, sendo, por exemplos, usados para o estudo do escoamento de ar em edifícios e avaliar o desempenho de sistemas e equipamentos de aquecimento, ventilação e ar condicionado. Existem vários tipos de anemómetros, nomeadamente de fio quente ou de esfera quente, tubo de pitot, ultrassónico, entre outros.

Para aplicações onde é necessário medir, para além da  $v_{ar}$ , as condições de escoamento turbulento, utilizam-se anemómetros de fio quente (Omega, 2021), dado que a sua resposta em frequência é extremamente alta, próxima dos 300 kHz. Como tal, este permite a medição de flutuações de  $v_{ar}$ , sendo esta uma necessidade requerida para a aplicação do túnel de vento (Eguti, 2005).

O anemómetro de fio quente é um transdutor térmico composto por um fio fino aquecido eletricamente, o qual gera calor por efeito de Joule a uma temperatura de aproximadamente de 250 °C (Mohamad Kazemi Esfeh, 2012). Quando submetido a um escoamento, a taxa de perda de calor do fio é proporcional à  $v_{ar}$ , e, por conseguinte, à variação da sua resistência, resultando numa proporcionalidade direta entre o calor do fio e a sua resistência. Este filamento está conectado a um circuito eletrónico com uma ponte de *Wheatstone*, capaz de monitorizar a sua variação de resistência elétrica pela ação do escoamento, podendo relacionar-se a troca de calor no filamento através da variação da sua resistência elétrica (Eguti, 2005). Existem dois sistemas de anemometria de fio quente (Mohamad Kazemi Esfeh, 2012):

- Anemómetro de Corrente Constante (CCA- *Constant Current Anemometer*);
- Anemómetro de Temperatura Constante (CTA- *Constant Temperature Anemometer*).

Os anemómetros de corrente constante fornecem uma potência de alimentação constante para o circuito da ponte de *Wheatstone*, enquanto o circuito de temperatura constante apresenta um controlo que permite manter a temperatura do fio constante variando a tensão de alimentação da ponte.

O anemómetro CTA é mais utilizado pois permite o estudo de vários tipos de escoamento, desde laminares a turbulentos. Anemómetros CCA são atualmente pouco utilizados devido ao risco de queima da sonda, proeminente em escoamentos com elevadas variações de velocidade. Assim, caso haja uma queda brusca na velocidade do escoamento, o filamento pode queimar devido ao excesso de corrente, revelando assim uma limitação deste tipo de sistema (Eguti, 2005).

Algumas características são necessárias neste tipo de instrumento, entre elas a calibração de fábrica e o comprimento da haste de medição. Para estudo do perfil de velocidades na secção de ensaios, com uma altura de 50 cm, a sonda do anemómetro tem de ter pelo menos 25 cm, de forma a chegar a meio da secção de ensaios. Os anemómetros à venda no mercado já vêm preparados para este tipo de aplicações, estando estes disponíveis em vários tamanhos/comprimentos.

O modelo de anemómetro HD4V3TS3 (Figura 3.21) do fabricante *DeltaOhm* opera em modo CTA e apresenta as características requeridas (gama de medição e comprimento da haste). Este modelo tem uma saída analógica de 0 V a 10 V e um comprimento de haste de medição de 330 mm, tendo sido selecionado para integrar no túnel de vento para realizar a medição da  $v_{ar}$ . Na Tabela 6, são apresentadas as suas especificações técnicas.

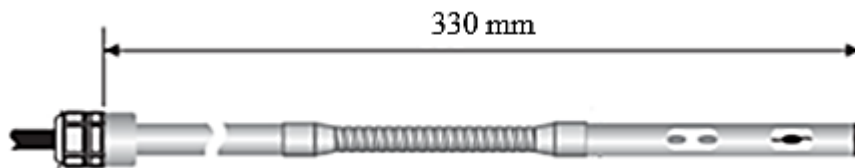


Figura 3.21 – Anemómetro modelo HD4V3TS3 do fabricante *DeltaOhm* (DeltaOhm, 2020).

Tabela 6 – Especificações técnicas do sensor modelo HD4V3TS3 (DeltaOhm, 2020).

<b>Gama de velocidades</b>	0,2 m/s a 40 m/s
<b>Comprimento da haste de medição</b>	330 mm
<b>Precisão de medição</b>	0,2 m/s
<b>Tempo de resposta selecionado pelo jumper</b>	0,2 s 2,0 s
<b>Compensação de temperatura</b>	0 a 80°C

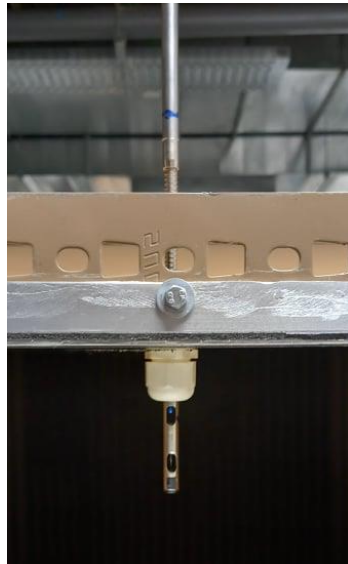
## Montagem

Para que o escoamento no anemómetro não seja influenciado pelos testes a realizar, optou-se pela sua colocação na secção de saída de contração do túnel (Figura 3.22), portanto antes da secção de ensaios, apenas com 5 cm de introdução para o seu interior (Figura 3.23), para que a esteira do próprio sensor não afete também o escoamento na zona de ensaios, nomeadamente no centro da secção de ensaios.



---

Figura 3.22 – Local de instalação do anemómetro.

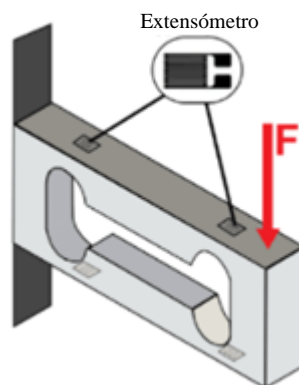


---

Figura 3.23 – Colocação do anemómetro a 5 cm da parede.

### 3.5.1.3 Célula de carga

As células de carga são sensores que convertem grandezas físicas tais como força, tensão mecânica, compressão, pressão ou binário num sinal elétrico mensurável (Futek, 2020). Entre os vários tipos de células de carga, o tipo mais comumente utilizado é a célula de carga resistiva (Figura 3.24) (Load Cell Central, 2020), tendo sido este o tipo selecionado para realizar o presente trabalho.



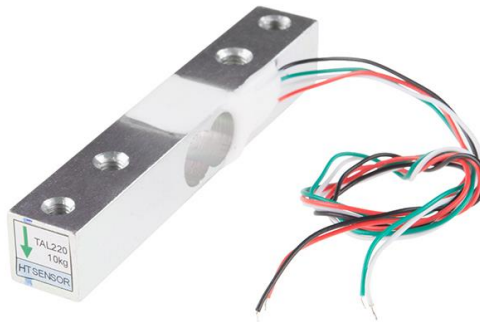
---

Figura 3.24 – Célula de carga resistiva com aplicação de uma força (Inst Tools, 2020).

Uma célula de carga é composta por um corpo elástico de metal no qual os extensómetros são fixados para converter a carga que atua no corpo da célula em sinais elétricos (Figura 3.24). O corpo da célula é geralmente feito de alumínio, ou aço, o que o torna minimamente elástico.

Numa célula de carga os extensómetros são os elementos que alteram a sua resistência elétrica de acordo com a sua deformação, originando um sinal elétrico proporcional à deformação. A forma de transformar as variações na resistência numa saída em tensão com o máximo de sensibilidade é interconectar os extensómetros com uma ponte de *Wheatstone* (Load Cell Central, 2020).

Para o projeto da balança externa a construir no presente trabalho foram selecionadas duas células de carga *Sparkfun Eletronics* da gama TAL220 (Figura 3.25), respetivamente para a medição de  $F_D$  (eixo xx) e  $F_{S/D}$  (eixo zz). Estas têm associado um processo de calibração que tem de ser realizado em laboratório.



---

**Figura 3.25 – Célula de carga modelo TAL220 da Sparkfun Eletronics (Mouser Eletronics, 2020).**

A gama TAL220 tem células com chassis em alumínio e liga de aço com capacidades desde 3 kg a 50 kg e 80 kg a 200 kg, respetivamente. Na Figura 3.25, encontra-se representada uma célula de carga dessa gama com uma gama de medida até 10 kg. As suas especificações técnicas encontram-se na tabela abaixo.

Tabela 7 – Especificações técnicas da célula de carga da gama TAL220 da *Sparkfun Electronics* (Mouser Electronics, 2021).

<b>Capacidade</b>	kg	10
<b>Tensão de saída nominal</b>	mV/V	1,0 +/- 0,15
<b>Tensão de alimentação</b>	V	5-10
<b>Repetibilidade</b>	% E.T	+/- 0,03
<b>Creep</b>	% E.T/3min	+/- 0,05
<b>Não linearidade</b>	% E.T	+/- 0,03
<b>Histerese</b>	% E.T	+/- 0,05

Estas especificações técnicas, entre elas a repetibilidade, *creep*, não linearidade e histerese, afetam a precisão da célula de carga causando desvios nas medições. Este fenómeno pode ser verificado no capítulo 4.2.2.

Este tipo de células de carga requerem a utilização de um módulo amplificador HX711 Sparkfun® (Figura 3.26), cuja função é converter as variações do valor de resistência dos elementos sensoriais da célula numa saída elétrica digital. Trata-se de um conversor analógico-digital (ADC) com precisão de 24 bits, especialmente projetado para balanças eletrónicas de alta precisão, com 2 canais de entrada analógica. Para comunicação com o sistema de aquisição, o HX711 usa uma *interface* de 2 fios, relógio e dados.



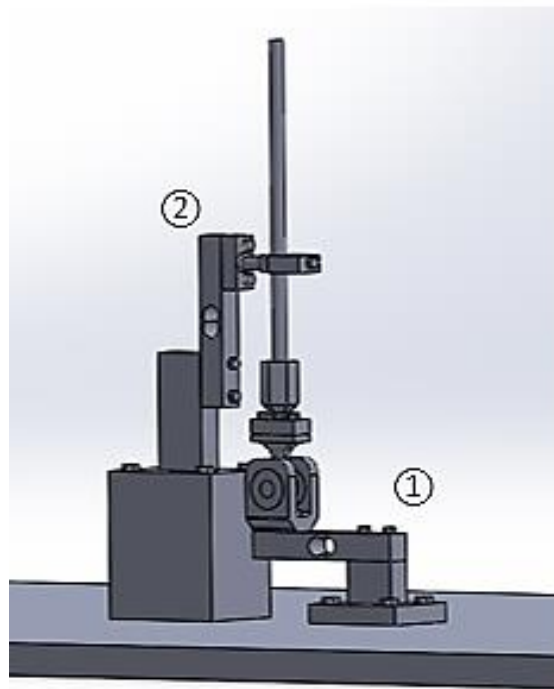
Figura 3.26 – Módulo HX711 (Mouser Electronics, 2021).

## Montagem

Para a medição de  $F_D$  e de  $F_{S/D}$ , as células de carga têm de estar dispostas de maneira a medir as forças nos respetivos eixos, xx e zz. Para este efeito, projetou-se (recorrendo ao *software SolidWorks*) e construiu-se o sistema de balança de forças externa como se

ilustra na Figura 3.27. Antes da montagem da balança de forças realizou-se a calibração das células de carga através de programas de controlo e aquisição de dados, por exemplo o Arduino.

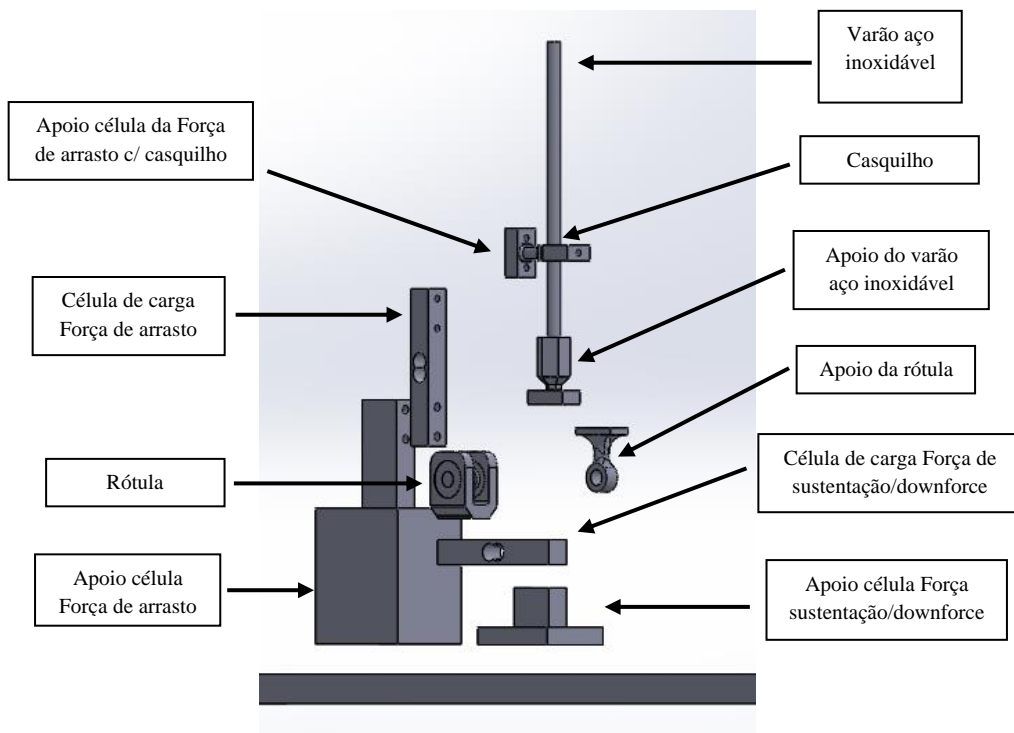
A balança de forças externa construída é composta pelas duas células de carga acopladas por meio de um varão de aço inoxidável e apoiadas num tampo por baixo da base da secção de ensaios. O varão vertical é responsável pela transmissão das forças mencionadas, provenientes da interação do escoamento com o objeto situado na secção de ensaios.



---

Figura 3.27 – Balança de forças projetada.

Os apoios das células de carga e os apoios do varão foram produzidos por impressão 3D. Na zona de medição da força, a célula de carga 1 está interligada ao varão por intermédio de uma rótula e respetivo apoio. Por outro lado, a peça de apoio do varão da célula de carga 2, contém um casquilho que possibilita o deslizamento do varão no seu interior. A Figura 3.28, mostra todas as peças envolvidas na construção do sistema e permite visualizar o modo de encaixe das mesmas. Em anexo encontram-se os desenhos técnicos das peças desenvolvidas.



---

**Figura 3.28 – Peças envolvidas na balança de forças.**

A figura seguinte mostra a balança construída e a sua colocação no túnel de vento. No capítulo 4.2.1 representa-se um desenho esquemático das forças aerodinâmicas que resultam no corpo através do respetivo diagrama de corpo livre e a posterior validação.



---

Figura 3.29 – Balança de forças.

#### 3.5.1.4 Sensor de temperatura

O sensor de temperatura do tipo NTC (*Negative Temperature Coefficient*) é um semicondutor que possui uma resistência inversamente proporcional à temperatura. São utilizados em aplicações onde é necessária alta sensibilidade à temperatura. Na figura abaixo (Mattede, 2020) representa-se a curva de resposta típica de um sensor tipo NTC.

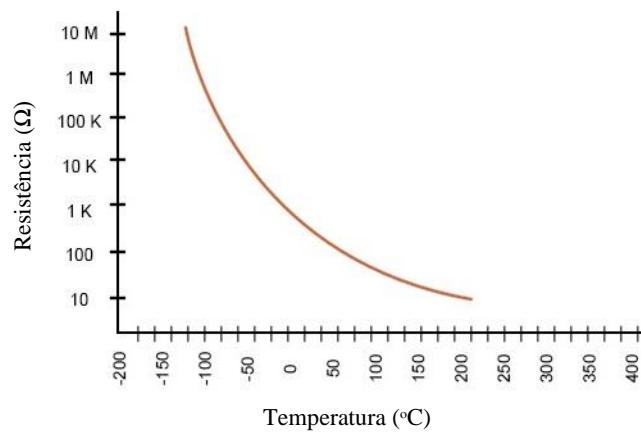


Figura 3.30 – Curva caraterística de um sensor tipo NTC. Adaptado de (Circuits Today, 2020).

A relação não linear entre a temperatura e a resposta do sensor representa um desafio no uso de circuitos analógicos para medir a temperatura com precisão. Este desafio é resolvido com o desenvolvimento de circuitos digitais, permitindo o cálculo de valores precisos de temperatura através da resolução de equações que se aproximam de uma curva típica de uma NTC (EE Power, 2020).

Existem várias aplicações de uso de NTC, seja para medir a temperatura de líquidos ou gases, de superfícies, entre outras, mudando a configuração do sensor. Sensores NTC com o elemento sensor exposto, são muito utilizadas na medição da temperatura do ar ( $T_{ar}$ ) em condutas de ventilação, sendo por isso ideal para introdução no túnel de vento. Ilustrado na figura abaixo, a NTC GE-2142 HVAC do fabricante *Amphenol Corporation*, foi a selecionada para a medição da  $T_{ar}$  no túnel de vento.



Figura 3.31 – NTC GE-2142 HVAC do fabricante *Amphenol Corporation* (Mouser Eletronics, 2021).

Na Tabela 8 e Tabela 9, é possível visualizar as especificações técnicas e a curva característica deste sensor com o valor nominal da resistência em função da temperatura, respetivamente. No *datasheet* desta NTC não é indicada a sua sensibilidade e precisão (Mouser Electronics, 2021).

**Tabela 8 – Especificações técnicas da NTC GE-2142 HVAC (Mouser Electronics, 2021).**

<b>Faixa de medição</b>	-40°C a 135°C
<b>Tempo de resposta</b>	< 5 s (em óleo)
<b>Resistência a 25°C</b>	2,795 Ω

**Tabela 9 – Curva caraterística da NTC GE-2142 HVAC (Mouser Electronics, 2021).**

<b>Temperatura (°C)</b>	<b>Resistência Nominal (Ω)</b>
-40	100865
-35	72437
-30	52594
-25	38583
-20	28582
-15	21371
-10	16120
-5	12261
0	9399,2
5	7263,3
10	5657,9
15	4440,9
20	3511,0
25	2795,0
30	2239,6
35	1805,9
40	1464,9
45	1195,1
50	980,3
55	808,8
60	670,9
65	559,4
70	468,7
75	394,6
80	333,8
85	283,5
90	241,8
95	207,1
100	178,0
105	153,6
110	133,1
115	115,7
120	100,9
125	88,3
130	77,5
135	68,3

## Montagem

Para facilitar a ligação elétrica do sensor NTC a uma placa de ensaio, por exemplo uma *BreadBoard*, optou-se por colocar o sensor num local próximo da mesma, à entrada do difusor 1 (Figura 3.32).



---

Figura 3.32 – Local de alojamento da NTC.

### 3.5.2 Controlo e aquisição automática de dados

Para *interface* com os sensores e controlo do VFD através de um *software* de monitorização e controlo, a executar num PC, optou-se pela utilização de um sistema embebido da família Arduino. Este sistema é caracterizado pela sua grande versatilidade e simplicidade na utilização do ambiente de desenvolvimento de *software*. A família Arduino apresenta uma plataforma de programação de código aberto (*open-source*), com programação semelhante a C/C++. Existe uma larga variedade de sistemas Arduino, tendo, para o presente trabalho, sido utilizada uma placa Arduino UNO (Figura 3.33). Para a programação e interação em tempo real, a placa contém uma porta para *interface* serial ou USB para interligação com um PC.



---

Figura 3.33 – Arduino UNO (makers, 2021).

A conexão dos sensores e VFD à placa Arduino realizou-se com recurso a uma placa de ensaio, *BreadBoard*, que consiste numa placa com vários furos interligados eletricamente que permite a facilidade de inserção dos componentes.

Para a criação de um programa de *interface* de controlo e visualização de dados adquiridos do túnel de vento com o utilizador, usou-se para o efeito o programa comercial LabVIEW<sup>®</sup> da NI<sup>®</sup>. Este programa tem um ambiente de programação gráfica para desenvolvimento de sistemas de teste automatizados e de produção. O LabVIEW<sup>®</sup> proporciona ao utilizador desenvolver implementações rápidas e flexíveis que podem ser personalizadas, adequando-se à aplicação específica. Os programas, denominados de Instrumentos Virtuais (VI- *Virtual Instrument*), incluem duas janelas: o painel frontal e o diagrama de blocos, com a *interface* gráfica para o utilizador (GUI – *Graphical User Interface*) e o código do programa, respetivamente.

Na Figura 3.34 está representado um diagrama de blocos do sistema desenvolvido para o controlo e aquisição automática de dados do túnel de vento. Neste diagrama podem visualizar-se as entradas (sensores) e saída (VFD) do sistema embebido Arduino UNO, bem como os respetivos modos de comunicação, entre eles, analógico, digital, SPI e a *interface* série, para a comunicação com um PC.

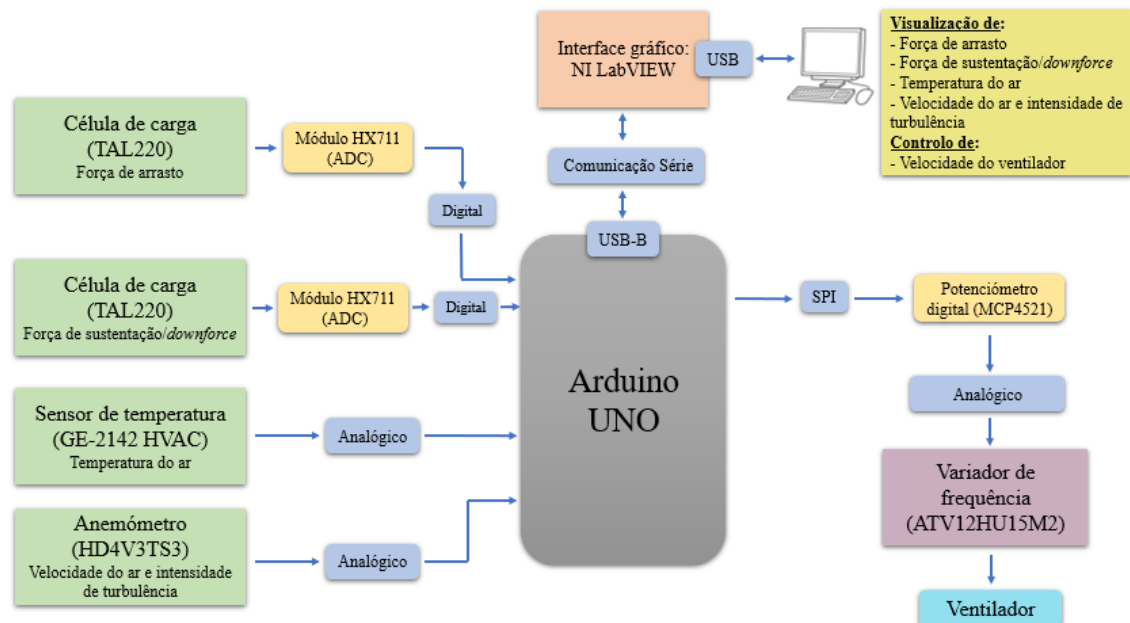


Figura 3.34 – Diagrama de blocos do programa de controlo e aquisição automática de dados do túnel de vento.

### 3.5.2.1 Circuito de controlo

Remeteu-se para anexo o esquema do circuito elétrico para controlo do túnel de vento, com todos os componentes utilizados, entre eles, os sensores, a placa Arduino UNO, o VFD, a fonte de alimentação, os respetivos módulos conversores e ligações elétricas de 230 V.

Para o arranque do VFD e da fonte de alimentação do anemómetro foi colocado um interruptor junto à secção de ensaios. Da mesma forma, como mencionado anteriormente, para o arranque do ventilador o VFD necessita de uma ligação entre as portas +24 V e -24 V, tendo sido colocado outro interruptor para a realização dessa função.

Para proteção do meio ambiente, nomeadamente da oxidação, a *BreadBoard* foi colocada dentro de uma caixa, conforme ilustrado na Figura 3.35.



---

Figura 3.35 – Caixa e *breadboard*.

### 3.5.3 Controlo e aquisição de dados

#### 3.5.3.1 Sistema embebido (Arduino)

Armazenado na memória interna do processador do Arduino UNO, o algoritmo desenvolvido permite visualização de dados dos sensores a uma frequência de 5 Hz e o controlo da velocidade de rotação do ventilador. A programação foi desenvolvida na *interface* de Ambiente de Desenvolvimento Integrado (IDE – *Integrated Development Environment*). O fluxograma representado na Figura 3.36, ilustra o algoritmo desenvolvido.

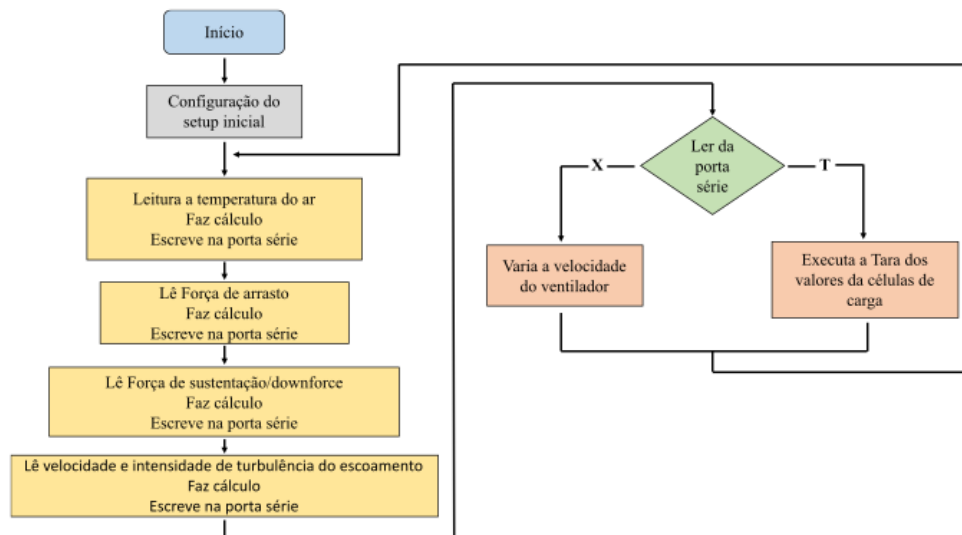


Figura 3.36 – Fluxograma.

A parte inicial do programa faz a inclusão de todas as bibliotecas necessárias e configura as variáveis e definição do código.

Depois, em amarelo, são executadas as funções que executam os cálculos para a obtenção dos valores de:  $T_{ar}$  (Temperatura do ar),  $v_{ar}$  (Velocidade do ar), IT (Intensidade de Turbulência),  $F_D$  (Força de arrasto) e  $F_{S/D}$  (Força de sustentação/*downforce*). Posteriormente os dados destas variáveis são enviados para o PC através de comunicação série. Por fim, o Arduino vai decodificar as mensagens enviadas pelo programa desenvolvido em LabVIEW®, com determinado identificador, X e T, que possibilita, respetivamente, a variação da velocidade de rotação do ventilador e a realização da tara das células de carga. A tara das células de carga consiste em colocar os respetivos dados a zero, de modo que os valores de  $F_D$  e  $F_{S/D}$  comecem a zero antes do início do ensaio.

### 3.5.3.2 Programa de controlo e aquisição de dados (LabVIEW®)

O sistema de instrumentação virtual do LabVIEW® proporciona ao utilizador um ambiente gráfico combinado com uma programação flexível. O LabVIEW® é uma linguagem de programação orientada ao objeto, uma vez que utiliza blocos funcionais, em vez de uma sequência de linhas de programação em texto. Assim, permite escrever códigos usando um *interface* visual mais intuitivo.

Através do *interface* gráfico desenvolvido podem ser visualizadas as seguintes variáveis:  $F_D$ ,  $F_{S/D}$ ,  $T_{ar}$ ,  $v_{ar}$  e  $IT$ . Através do mesmo programa pode ainda ser controlado, num sistema tipo malha fechada, a rotação do ventilador de modo a controlar a  $v_{ar}$  na secção de ensaios.

Desenhou-se um “painel frontal”, que constitui a *interface* principal com o utilizador, estando este dividido em duas páginas destinadas a diferentes ações. A primeira página reúne a “Configuração” da porta série (Figura 3.37), com a seleção da porta em utilização (“COM Port”), velocidade de comunicação (“Baud rate”) e o número de *bytes* (“Número de bytes”) que serão lidos da *string* de dados enviada pelo Arduino, presente na segunda página. A segunda página, “Ensaio dinâmico” (Figura 3.38), foi elaborada para a visualização e controlo dos valores adquiridos em tempo real. Neste painel são apresentados gráficos e mostradores com valores das respetivas variáveis e comandos necessários para a realização dos ensaios.



Figura 3.37 – Página “Configuração” do painel principal.

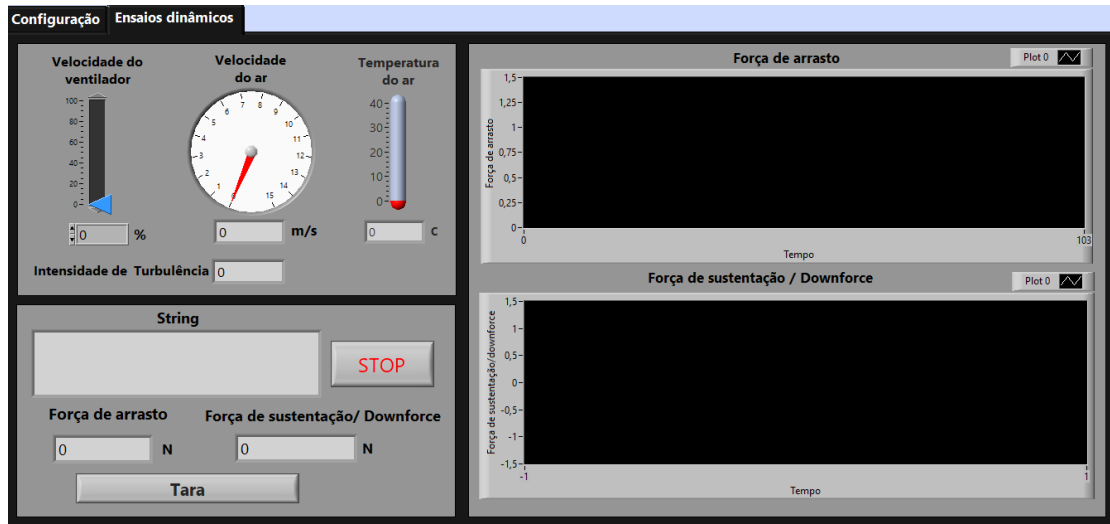


Figura 3.38 – Página “Ensaio dinâmico” para interface com o utilizador.

Os exemplos de código que se apresentam na Figura 3.39 e na Figura 3.40 ilustram a janela de programação em LabVIEW<sup>®</sup>. Foi implementado uma API VISA (*Virtual Instrument Software Architecture*) que fornece uma interface de programação para controlar instrumentos serial em ambientes de desenvolvimento de aplicações da NI (*National Instruments*), como o LabVIEW<sup>®</sup>. Esta contém uma série de funções que permitem a programação de instrumentos usando o VISA.

O código está organizado pela configuração da porta série (Figura 3.39) e a estrutura de programação principal (*while loop*) (Figura 3.40) com a representação gráfica das funções de leitura das variáveis  $T_{ar}$ ,  $v_{ar}$ ,  $IT$ ,  $F_D$  e  $F_{S/D}$ , assim como, dos identificadores  $X$  e  $T$  para execução do controlo da velocidade do ventilador e da tara das células de carga, respetivamente. Utilizou-se uma *Flat Sequence Structure* que consiste numa estrutura com vários subdiagramas para executar o código sequencialmente.

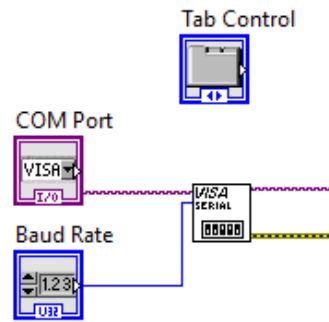


Figura 3.39 – Configuração da porta série.

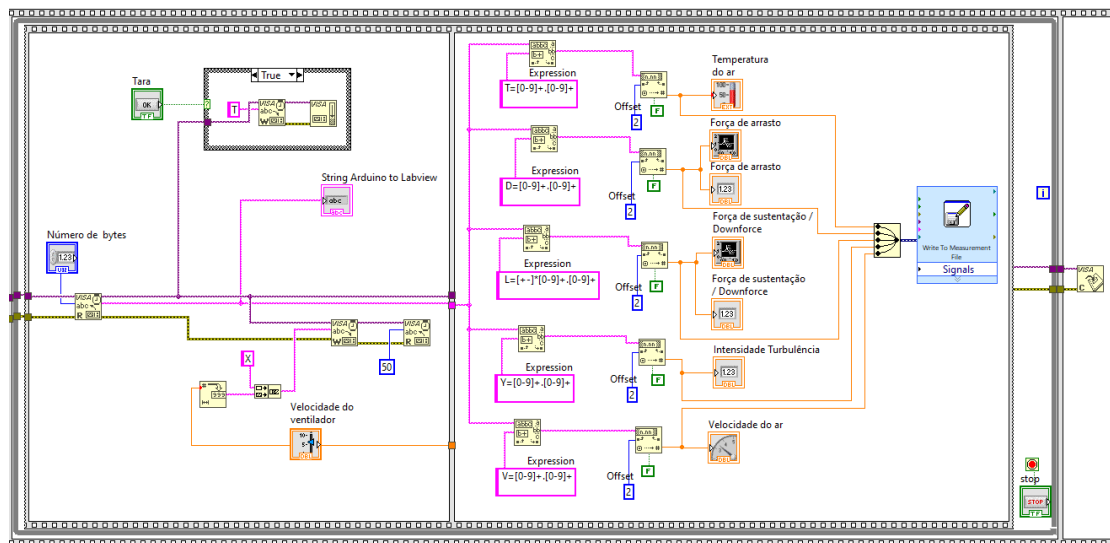


Figura 3.40 – While loop.

A configuração da porta série (Figura 3.39) reúne a configuração da porta em utilização (“COM Port”) e velocidade de comunicação “Baud rate”. Por fim, foi criado um “Tab Control” que permite criar as páginas “Configuração” e “Ensaio dinâmico”.

Iniciando pela parte da visualização das variáveis mencionadas presentes no segundo subdiagrama do *while loop* (Figura 3.40), através da função *VISA Read* é possível ler um número especificado de bytes (definido pelo utilizador) da *string* enviada pelo Arduino com os dados destas variáveis, e, por sua vez, esta função retorna os dados no seu *buffer* de leitura. De seguida, a função *Match Pattern* realiza uma pesquisa nos dados contidos no *buffer* de leitura, onde o programador define o padrão da expressão que é desejado pesquisar neste mesmo *buffer* de leitura, obtendo a *string* correspondente de cada variável

composta por números e caracteres. A seguinte função utilizada, *Fract/Exp String to Number*, apenas interpreta os caracteres de 0 a 9, pontos e sinais matemáticos mais e menos. Adicionalmente é definido um *offset* que especifica o número de caracteres na *string* em que a função começa a procurar uma correspondência. Desta forma, apenas são apresentados os caracteres numéricos de cada variável nas janelas respetivas, presentes na página “Ensaio Dinâmico”. Os dados das variáveis  $F_D$  e  $F_{S/D}$  são mostrados num *Waveform Chart* e num *Numeric Indicator*. As variáveis  $T_{ar}$  e  $v_{ar}$  são apresentadas num *Vertical Fill Slide* e num *Gauge*, respetivamente. A variável  $IT$  é apresentada num *Numeric Indicator*. Finalmente os dados numéricos das variáveis são gravados num arquivo baseado em texto (.lvm) através da função *Write to Measurement File*, podendo ser exportado para um ficheiro Excel.

O primeiro subdiagrama do *while loop* contém a programação dos identificadores X e T, estes que são controlados, respetivamente, através de um *Vertical Pointer Slide* e de um *OK Button*. O identificador T foi colocado dentro de uma estrutura (*Case Structure*) que seleciona qual o caso a executar com base no valor dos dados de entrada do *OK Button*, com o nome “Tara”. Dentro desta estrutura são gravados os dados do identificador T no *buffer*, através da utilização da função *VISA Write*. De seguida a função *VISA Flush I/O Buffer* limpa o conteúdo do *buffer*. Na página de “Ensaio Dinâmico” o utilizador varia a velocidade de rotação do ventilador entre 0 % (velocidade mínima do túnel de vento) a 100 % (velocidade máxima do túnel de vento) através do *Vertical Pointer Slide*, sendo tal percentagem um número escalar que é convertido numa sequência de dígitos decimais. Esta conversão é realizada através da função *VISA Number to Decimal String*. Depois, pela função *Concatenated Strings* é realizada a união do conteúdo de duas *strings*, entre elas a *string* do identificador X e a *string* resultante da conversão mencionada anteriormente, obtendo uma única *string* de saída. Por sua vez, os dados da *string* de saída são gravados no *buffer* da função *VISA Write*. Foram reservados 50 bytes para proceder à leitura de dados da *string* de saída.

Caso o utilizador pretenda concluir a execução do código, este pode fazê-lo através do *Stop Button*. Assim, é terminada a estrutura de programação principal (*while loop*) e com recurso à função *VISA Close* é fechada a sessão do programa.

## 4. Realização de ensaios no Túnel de Vento

Neste capítulo são apresentados os resultados de ensaios realizados no túnel de vento, nomeadamente com objetos cujos coeficientes de arrasto estão disponíveis na bibliografia e, por isso, permitem a comparação com os resultados obtidos. Entre os vários objetos com coeficientes de arrasto conhecidos, selecionaram-se um cubo e uma semiesfera.

Adicionalmente, para verificar a eficiência do sistema de laminarização e uniformização do escoamento, estrutura tipo favo de abelha e respetivas telas, mediu-se o valor médio da Intensidade de Turbulência (IT) em toda a  $A_{ST}$  da saída da contração. Posteriormente, mediu-se o valor médio de IT na secção de ensaios, para comparação com o mesmo valor na saída da contração. Estes ensaios foram efetuados com 5 velocidades de escoamento diferentes. Para visualizar as flutuações da  $v_{ar}$  ao longo do tempo, no capítulo 4.1.1 apresentam-se dois gráficos correspondentes à velocidade mínima e máxima atingível no túnel de vento, onde é possível observar a dispersão de dados em relação à média. Os valores de  $v_{ar}$  eram obtidos a cada 0.2 s (tempo de resposta do anemómetro).

Para as mesmas velocidades de rotação do ventilador mencionadas, realizou-se um estudo ao número de amostras da  $v_{ar}$  (tempo) para se obter o valor de IT. Obtiveram-se as médias e os respetivos valores de desvio padrão da  $v_{ar}$  acumulados, que conduziram aos respetivos valores de IT. Por fim, foi adquirido o desvio relativo de IT em função do tempo, conduzindo a uma função que representa a tendência diminuição do desvio relativo em função do aumento do número de amostras.

Tendo em conta a localização atrás descrita do anemómetro num sítio que não produza interferência no escoamento na secção de ensaios, mediu-se a velocidade do ar em diferentes pontos, na saída da contração e na secção de ensaios. Com estes valores foi possível correlacionar a velocidade medida no respetivo local e a velocidade pretendida para os respetivos ensaios. Estes ensaios também foram efetuados a 5 velocidades de escoamento diferentes.

Tendo em conta os efeitos de camada limite, nomeadamente as camadas limite originadas nas paredes da secção de ensaios, realizaram-se ainda medições nessa mesma secção para assegurar que, dentro da zona onde o objeto deverá ser colocado, garantindo a relação de

bloqueio atrás indicada, a velocidade se mantém constante e, portanto, já muito afastada da zona de CL.

#### 4.1 Laminarização e uniformização do escoamento

Efetuem-se quatro orifícios nas zonas laterais, superior e inferior da saída da contração, para inserção do anemómetro (Figura 4.1) e obtenção do campo de velocidades nesta secção. No decorrer dos ensaios o sensor foi posicionado nos orifícios, variando-se, sucessivamente, a posição do mesmo de cinco em cinco centímetros e registando-se os valores de  $v_{ar}$  e IT.



---

Figura 4.1 – Sensor posicionado com 25 cm de introdução.

Através do apoio de uma placa com onze orifícios igualmente espaçados de cinco centímetros, foi possível fazer o varrimento da área transversal do centro da secção de ensaios (Figura 4.2). Visto que o sensor não tem comprimento suficiente para percorrer toda a área da secção de ensaios, a placa teve de ser posicionada na parte superior e nas laterais da mesma, de modo a fazer o varrimento total da secção de ensaios, como ilustrado na Figura 4.3.



---

**Figura 4.2 – Placa com 11 orifícios para posicionamento do sensor.**



---

**Figura 4.3 – Sensor posicionado na lateral da secção de ensaios.**

Foi com base nestes ensaios que se determinou a correlação entre os valores de  $v_{ar}$  medidos no local onde se posicionou a sonda anemométrica e a  $v_{ar}$  na secção de ensaios.

## 4.1.1 Apresentação e análise de resultados

### 4.1.1.1 Intensidade de turbulência e velocidade do ar

Como já referido anteriormente (capítulo 2.1.4), a qualidade dos testes realizados num túnel de vento são afetadas por fenómenos de turbulência. Túneis de vento de alta qualidade apresentam valores de IT abaixo de 1 %.

No presente caso, mediram-se valores de IT no túnel em estudo de, em média, 0,268 % e 0,338 % nas respetivas zonas de secção transversal da saída da contração e no centro da secção de ensaios. Visto que a saída da contração se encontra mais perto da câmara de uniformização, é espectável que haja menos turbulência nessa zona. Não obstante, ambas as zonas de medição apresentam valores de IT baixos.

Para uma taxa de aquisição de 5 Hz do anemómetro, durante 20 s foram adquiridos os valores da  $v_{ar}$  mínima (correspondente à velocidade mínima de rotação do ventilador) e máxima (correspondente à velocidade máxima de rotação do ventilador) do túnel de vento respetivamente representados no Gráfico 4.1 e no Gráfico 4.2. Nestes, representam-se a velocidade média do ar e os respetivos valores de desvio padrão, assumindo uma distribuição normal dos valores medidos. Estes gráficos foram obtidos com o anemómetro colocado no centro da secção de ensaios.

Também conhecida como distribuição gaussiana, a distribuição normal é uma curva simétrica em torno do seu ponto médio, sendo que a área abaixo da curva determina a probabilidade de ocorrer o evento por ela correlacionado. A distribuição normal possui dois parâmetros, entre eles a média ( $\mu$ ) e a variância ( $\sigma^2$ ). Considerando a probabilidade de ocorrência de um fenómeno, a área total sob a curva representa 100 %. Uma variável aleatória  $X$  tem distribuição normal quando a sua função densidade de probabilidade é dada por (ufsc, 2021):

$$f_X(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x-\mu}{\sigma}\right)^2}, \quad x \in (-\infty, +\infty) \quad (4.1)$$

A distribuição normal é usualmente denotada por:

$$X \sim N(\mu; \sigma^2) \quad (4.2)$$

Para cada subdivisão da curva normal há uma percentagem de dados que corresponde à área abaixo da curva normal, como representado na figura seguinte.

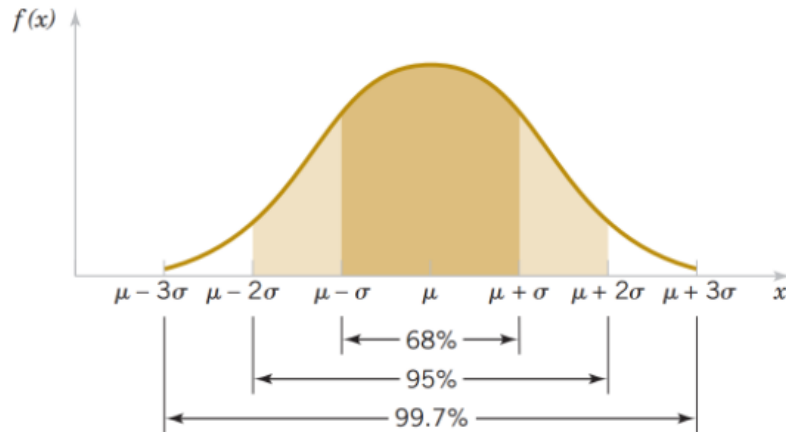


Figura 4.4 – Curva da distribuição normal com a percentagem de probabilidade para as subdivisões (ufsc, 2021).

Nos gráficos seguintes estão representados os valores instantâneos da  $v_{ar}$ , a respetiva média e os desvios em relação à mesma. De notar que nos gráficos seguintes, os valores da  $v_{ar}$  variam entre 6,24 m/s e 6,48 m/s (Gráfico 4.1) e 14,0 m/s e 14,28 m/s (Gráfico 4.2). Nos resultados apresentados no Gráfico 4.1 obtiveram-se valores de  $\mu=6,36$  m/s e  $\sigma^2=0,0009$  ( $\sigma=0,03$ ). Para a  $v_{ar}$  máxima no túnel de vento, Gráfico 4.2, os valores resultantes foram de  $\mu=14,15$  m/s e  $\sigma^2=0,0016$  ( $\sigma=0,04$ ) indicada por  $v_{ar} \sim N(14,15; 0,0016)$ .

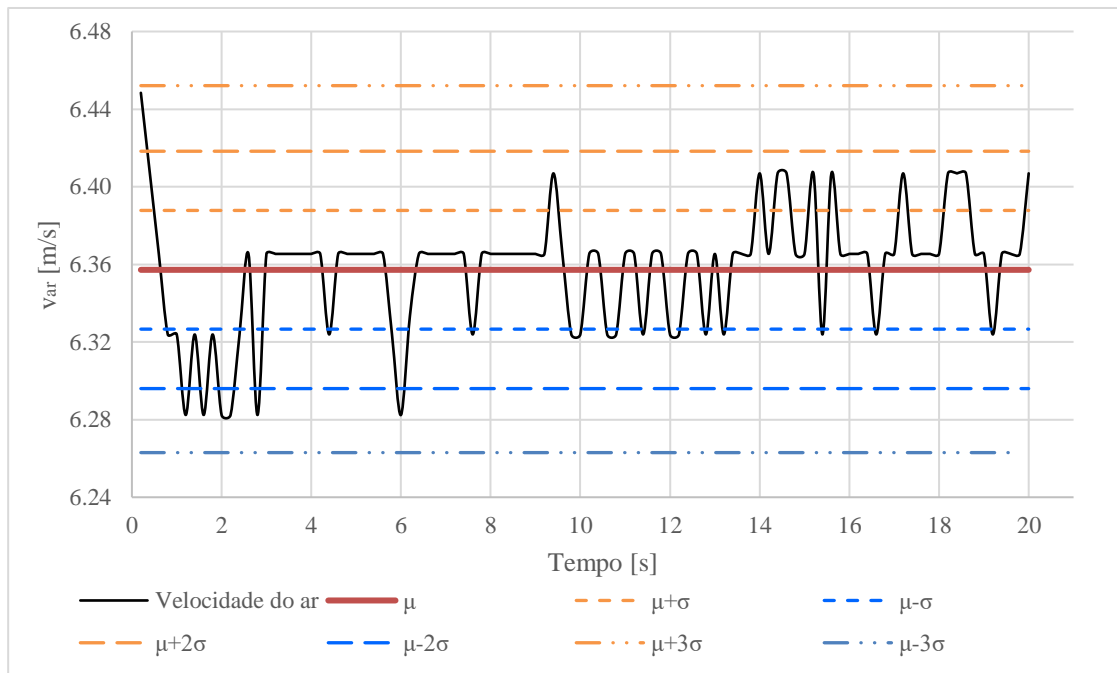


Gráfico 4.1 – Valores da  $v_{ar}$  mínima do túnel de vento e respetiva distribuição normal.

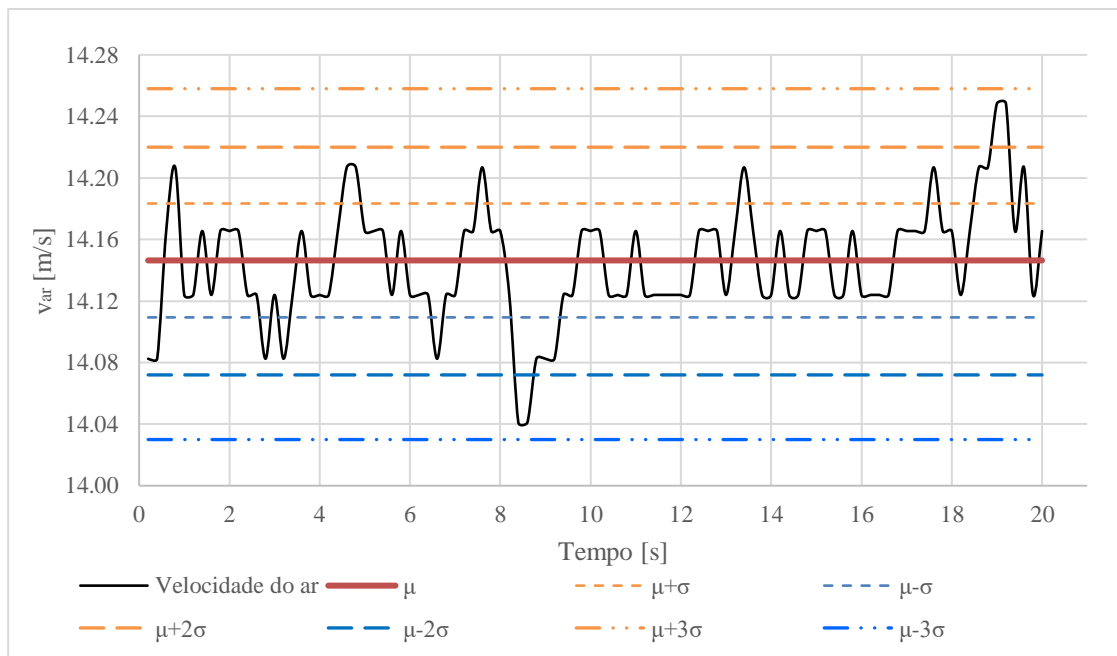


Gráfico 4.2 – Valores da  $v_{ar}$  máxima do túnel de vento e respetiva distribuição normal.

Analisando o Gráfico 4.1, no primeiro intervalo de valores entre 6,39 m/s e 6,36 m/s, estão compreendidos 68 % dos dados da  $v_{ar}$ . Para uma faixa mais ampla, entre 6,42 m/s e

6,29 m/s estão inseridos 95 % dos valores da  $v_{ar}$ . Por fim, no intervalo entre 6,26 m/s e 6,45 m/s inserem-se 99,7 % dos dados da  $v_{ar}$ .

Para a velocidade máxima do túnel de vento (Gráfico 4.2), 68 % dos dados da  $v_{ar}$  estão compreendidos entre 14,18 m/s e 14,10 m/s. No segundo intervalo, 95 % dos valores da  $v_{ar}$  estão compreendidos entre 14,22 m/s e 14,07 m/s. No terceiro intervalo, de 14,26 m/s a 14,03 m/s, inserem-se 99,7 % dos valores da  $v_{ar}$ .

Nos gráficos seguintes, apresentam-se os resultados de IT em função do número de amostras (tempo) de  $v_{ar}$  considerada. Este estudo também foi efetuado à velocidade máxima e mínima do túnel de vento. Calcularam-se as médias e respetivos valores de desvio padrão de  $v_{ar}$  acumulados, que conduziram a respetivos valores de IT. Por fim, obteve-se o desvio relativo da IT em função do número de amostras (tempo). A linha a vermelho representa a tendência de diminuição do desvio relativo de IT em função do aumento do número de amostras (tempo de medição).

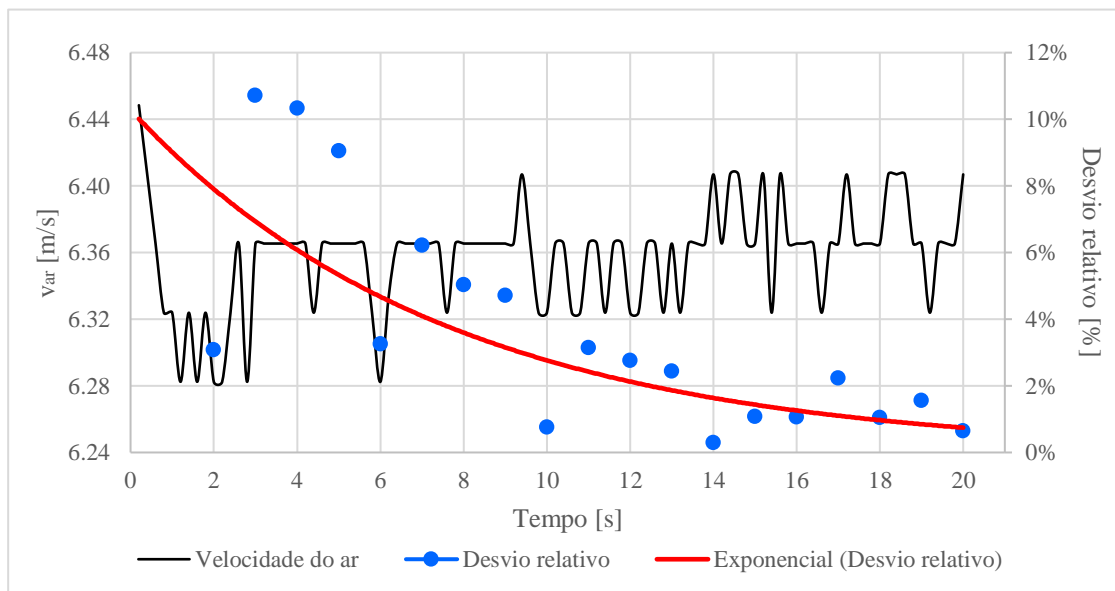
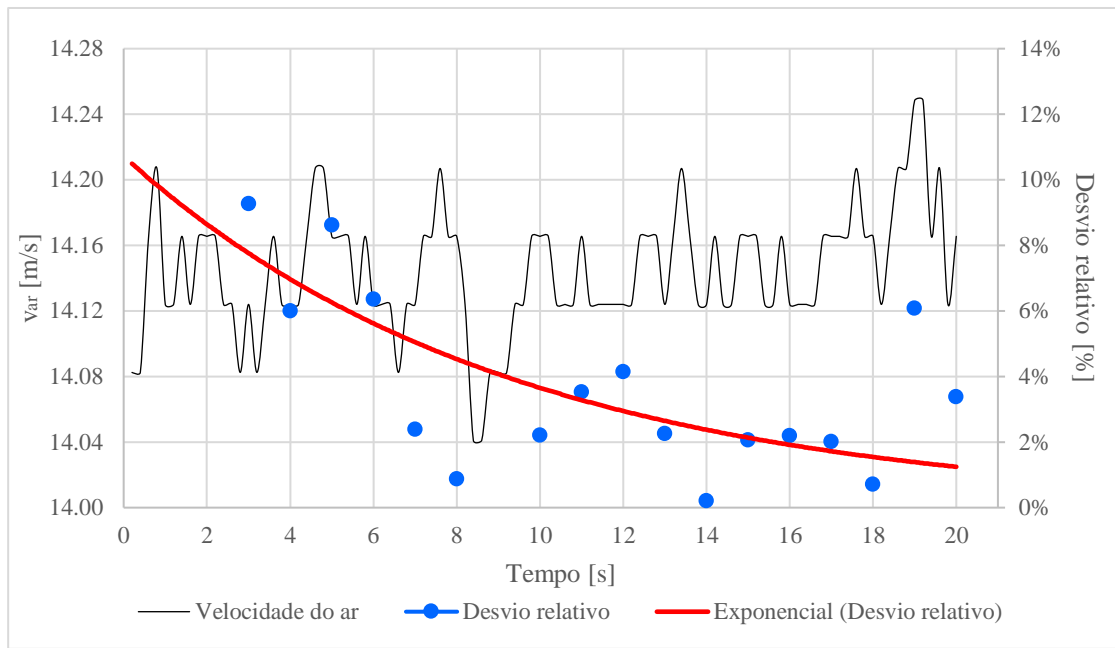


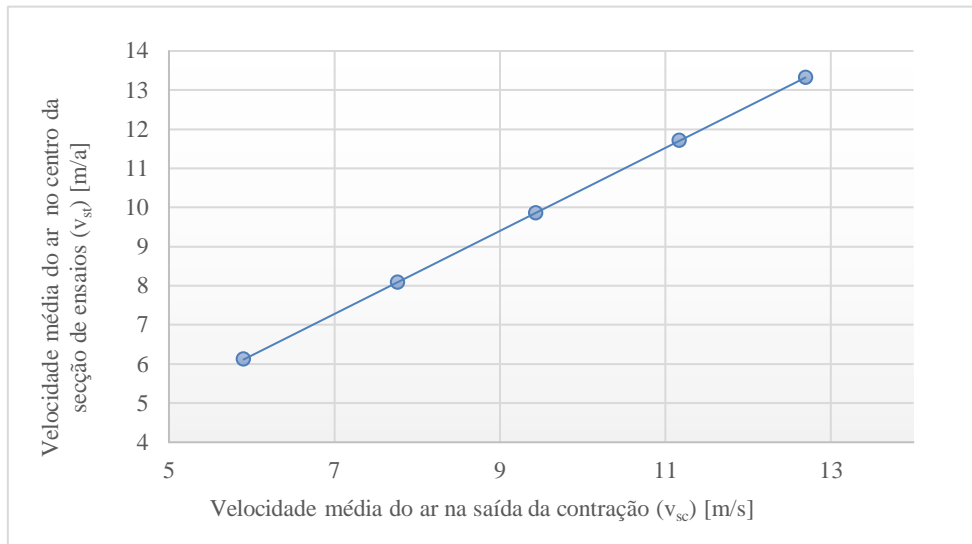
Gráfico 4.3 – Valores da  $v_{ar}$  mínima do túnel de vento e desvio relativo da IT.



**Gráfico 4.4 – Valores da  $v_{ar}$  mínima do túnel de vento e desvio relativo da IT.**

Da análise do Gráfico 4.3 e do Gráfico 4.4, conclui-se que, no caso mais desfavorável (Gráfico 4.4), aproximadamente a partir dos 16 s (80 amostras de  $v_{ar}$ ) a diferença relativa entre os valores de IT se torna inferior a 2 %, pelo que, se sugerem tempos de aquisição da  $v_{ar}$  de pelo menos 16 s para se obter um valor de IT.

No Gráfico 4.5 demonstra-se a relação entre o valor médio da  $v_{ar}$  medida na secção de ensaios e na secção de saída da contração do túnel de vento (localização do anemómetro).



**Gráfico 4.5 – Relação da  $v_{ar}$  na secção de ensaios e na secção de saída da contração**

Estes resultados conduzem a uma relação aproximadamente linear da velocidade nos dois pontos referidos, que pode ser aproximada pela equação:

$$v_{st} = 1,0611 \times v_{sc} - 0,1485 \quad (4.3)$$

Esta equação foi introduzida na programação do sensor no *software* Arduino para controlo da velocidade de rotação do ventilador de modo a proporcionar a velocidade de ensaio desejada na secção de ensaios.

De modo assegurar que o modelo é colocado numa zona da secção de ensaios onde a  $v_{ar}$  é aproximadamente uniforme, procedeu-se à análise à  $v_{ar}$  nesta secção. Nas tabelas seguintes são apresentadas as variações da  $v_{ar}$  ao longo da secção transversal da secção de ensaios à velocidade de rotação mínima (Tabela 10) e máxima (Tabela 11) do ventilador. Visto que a sonda anemométrica não tem a capacidade de medir a  $v_{ar}$  junto às paredes da secção de ensaios pelas razões mencionadas anteriormente, nas seguintes tabelas apenas será realizada a análise à  $v_{ar}$  entre 5 cm e 45 cm da secção transversal da mesma, sendo que esta tem no total uma altura de 50 cm.

**Tabela 10 – Variação da  $v_{ar}$  ao longo da secção transversal da secção de ensaios à velocidade de rotação mínima do ventilador.**

<b>Secção transversal da secção de ensaios (h) [cm]</b>	<b><math>v_{ar}</math> [m/s]</b>
5	5,95
10	6,17
15	6,21
20	6,18
25	6,19
30	6,15
35	6,21
40	6,22
45	5,92

**Tabela 11 – Variação da  $v_{ar}$  ao longo da secção transversal da secção de ensaios à velocidade de rotação máxima do ventilador.**

<b>Secção transversal da secção de ensaios (h) [cm]</b>	<b><math>v_{ar}</math> [m/s]</b>
5	13,33
10	13,65
15	13,59
20	13,65
25	13,60
30	13,58
35	13,68
40	13,55
45	13,39

Analisando as tabelas acima, nota-se que a partir de 10 cm de introdução da sonda anemométrica em relação às paredes da secção de ensaios, o valor da  $v_{ar}$  é praticamente uniforme e, por isso já muito afastada da zona de camada limite. Na zona onde a  $v_{ar}$  é uniforme, atingem-se valores médios 6,17 m/s e 13,59 m/s, respetivamente para a velocidade de rotação mínima e máxima do ventilador. Através das referidas tabelas, desenharam-se os perfis de velocidades na secção de ensaios para as velocidades de rotação do ventilador mencionadas, representados na Figura 4.5 e a Figura 4.6.

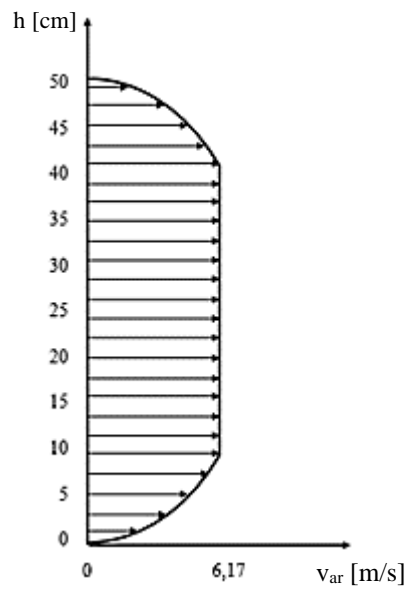


Figura 4.5 – Perfil de velocidades na secção de ensaios à velocidade de rotação mínima do ventilador.

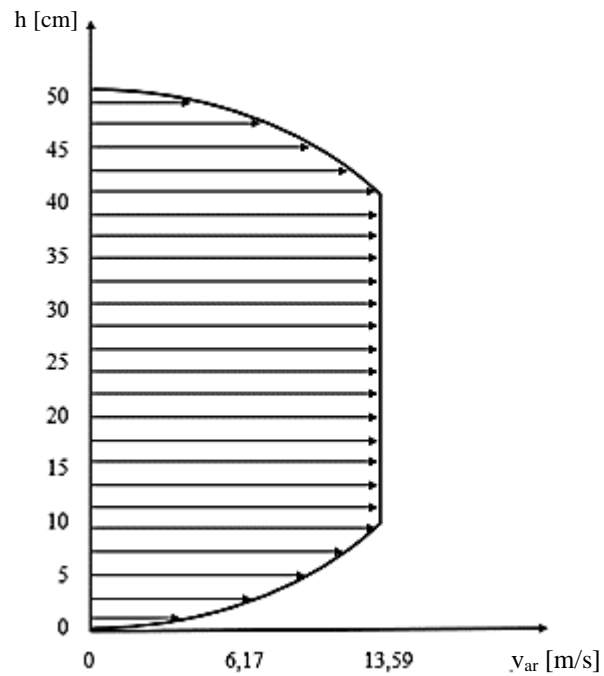


Figura 4.6 – Perfil de velocidades na secção de ensaios à velocidade de rotação máxima do ventilador.

## 4.2 Balança de forças

Neste capítulo é apresentado e analisado o diagrama de corpo livre (D.C.L) para estudo e cálculo das forças envolvidas na balança de forças projetada e construída para o túnel de vento. Realizam-se testes de referência às formas mencionadas de modo a aferir os valores indicados pela balança, através da comparação dos mesmos com os valores de referência dos respetivos coeficientes de arrasto disponíveis na bibliografia.

### 4.2.1 Diagrama de corpo livre

Utilizado em física e engenharia, o D.C.L corresponde a uma ilustração gráfica para visualizar as forças aplicadas, momentos e as reações resultantes num corpo, em determinada condição. Esta é uma ferramenta que proporciona a análise estática e dinâmica de um corpo.

Nas figuras seguintes apresenta-se o esquemático do sistema da balança de forças e o D.C.L aplicado à mesma. Antes de proceder à sua análise, é importante detalhar a função dos apoios do varão, em ambas as células de carga. Os apoios do varão correspondentes a cada célula de carga foram concebidos de maneira que as forças medidas nos respetivos eixos não sejam afetadas uma pela outra. Para isso, as células de carga 1 e 2 interligam-se, respetivamente, ao varão por intermédio de uma rótula e um casquilho. A rótula permite a rotação do varão em torno do seu eixo, ou seja, a força no eixo  $xx$ ,  $F_D$ , incidente no objeto fará esta rodar, não influenciando a medição da célula de carga 1. Por outro lado, o casquilho permite o movimento vertical do varão no seu interior, sendo que, quando aplicada uma força no eixo  $zz$  no objeto,  $F_s$  (Força de sustentação), esta não influenciará a medição da célula de carga 2.

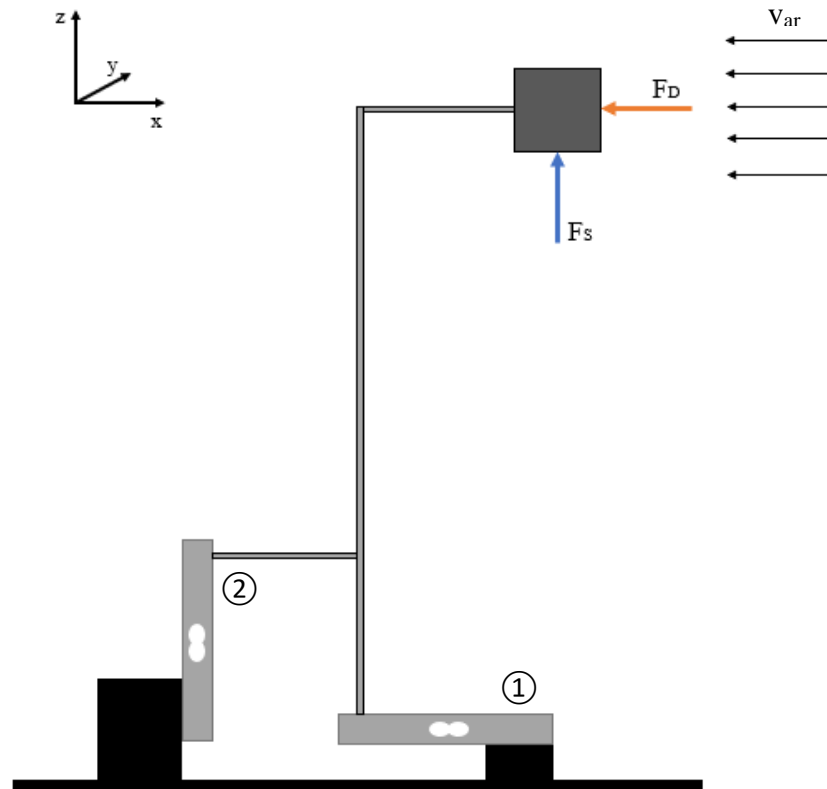


Figura 4.7 – Esquemático da balança do túnel de vento.

A Figura 4.7 representa o esquema da balança de forças com as respectivas forças atuantes no objeto (cubo),  $F_s$  e  $F_D$ . Para a medição real das forças aerodinâmicas no objeto pelas células de carga, é necessário realizar o equilíbrio estático do sistema, nomeadamente das forças (Equação (4.4)) e dos momentos (Equação (4.5)).

$$\sum \vec{F} = 0 \quad (4.4)$$

$$\sum \vec{M} = 0 \quad (4.5)$$

Para realizar o D.C.L, fez-se uma separação dos corpos envolvidos na balança de forças, entre eles, as duas células de carga e o varão de transmissão de forças, tendo cada um o seu D.C.L representados nas figuras seguintes. Posteriormente, apresentam-se as equações de equilíbrio estático respetivas ao D.C.L. Todos os pesos dos corpos envolvidos são desprezados pois quando é colocado algum peso/objeto sobre a balança de forças é realizada a tara.

Na Figura 4.8 observa-se o D.C.L da célula de carga 1 com a representação dos respetivos apoios, forças e momentos. A célula de carga está encastrada no ponto F e o varão está apoiado sobre a rótula. O encastramento produz três reações, entre elas duas forças de reação concorrentes,  $D_1$  e  $C_1$ , e um momento,  $M_1$ . Sendo um encastramento, este não permite translações nas direções dos eixos  $xx$  e  $zz$ , tal como rotação em torno do eixo  $yy$ . Na base de medição da célula de carga encontra-se a rótula que impede o movimento do varão no plano, e permite a rotação em torno do ponto de apoio. Este apoio rotular origina duas forças de reação concorrentes,  $D_2$  e  $C_2$ .

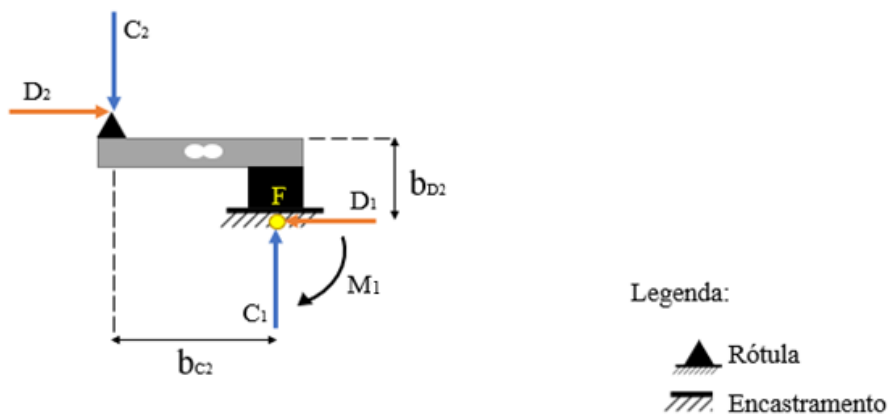


Figura 4.8 – D.C.L da célula de carga 1.

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum F_x = 0 \Leftrightarrow D_2 = D_1 \\ \sum F_z = 0 \Leftrightarrow C_2 = C_1 \\ \sum M_F = 0 \Leftrightarrow -D_2 \times b_{D2} + C_2 \times b_{C2} - M_1 = 0 \end{array} \right. \quad (4.6)$$

O D.C.L da célula de carga 2 está representado na Figura 4.9. Esta encontra-se encastrada no ponto E, produzindo duas forças de reação concorrentes,  $A_1$  e  $F_1$ , e um momento,  $M_2$ . Na outra extremidade, na base de medição da célula de carga está localizado um apoio simples que impede o movimento do varão na direção da força de reação,  $A_2$ , e permite a translação no eixo  $zz$  e rotação. A força  $F_1$  foi desprezada (Equação (4.7)) devido ao movimento de translação vertical do varão no interior casquilho, sendo que o encastramento apenas irá suportar o peso da célula de carga e apoios. Como mencionado anteriormente, estes pesos foram desprezados.

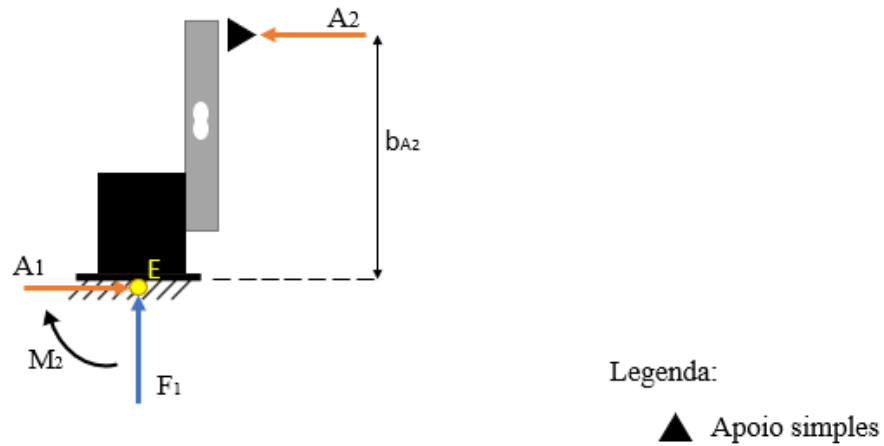


Figura 4.9 – D.C.L da célula de carga 2.

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum F_x = 0 \Leftrightarrow A_2 = A_1 \\ \sum F_z = 0 \Leftrightarrow F_1 = 0 \\ \sum M_E = 0 \Leftrightarrow A_2 \times b_{A2} - M_2 = 0 \end{array} \right. \quad (4.7)$$

O varão de transmissão de forças apresenta um D.C.L. como ilustrado na Figura 4.10. A 3ª lei de Newton, conhecida como Lei da Ação Reação, afirma que para cada ação (força) existe uma reação (força) igual, com a mesma linha de ação, mas de sentido contrário. Respeitando esta, A2, C2 e D2 são forças de reação dos respetivos apoios, com a mesma linha de ação e sentido contrário. A influência do momento relativo M3 no varão vertical foi desprezado devido ao movimento “livre” do varão no respetivo casquilho.

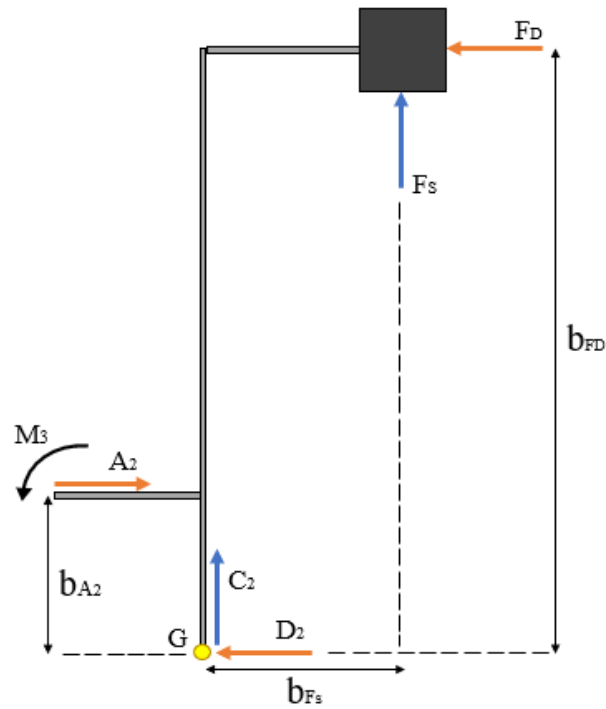


Figura 4.10 – D.C.L do varão de transmissão de forças.

Na Figura 4.10, estão representadas as forças  $F_S$  e  $F_D$  que atuam no objeto de ensaio, neste caso um cubo. Na realidade, sendo o cubo um objeto simétrico, no eixo perpendicular ao escoamento não existem forças a atuar no mesmo ( $F_S = 0$ ). Noutros casos, em que seja ensaiado um objeto assimétrico, a  $F_S$  será diferente de zero. De modo a estarem presentes no D.C.L todas as forças envolvidas, o sistema de equações seguinte (Equação (4.8)) considera um objeto assimétrico, sendo apresentadas nas equações abaixo as soluções para o equilíbrio de um problema geral. Posteriormente são apresentadas as equações para um corpo simétrico e assimétrico, com as devidas simplificações.

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum F_X = 0 \Leftrightarrow F_D = A_2 - D_2 \\ \sum F_Z = 0 \Leftrightarrow F_S = -C_2 \\ \sum M_G = 0 \Leftrightarrow F_S \times b_{F_S} + F_D \times b_{F_D} - A_2 \times b_{A_2} = 0 \end{array} \right. \quad (4.8)$$

Considerando um corpo simétrico, obtém-se  $F_D$  através da equação seguinte:

$$F_D = A_2 \times \frac{b_{A2}}{b_{FD}} \quad (4.9)$$

Sendo que nos ensaios experimentais realizados no capítulo 4.2.2 testaram-se objetos simétricos, introduziu-se a Equação (4.9) no programa desenvolvido em Arduino para indicação do valor de  $F_D$  incidente no objeto em ensaio.

Para um corpo assimétrico, através da Equação (4.10) e Equação (4.11) obtém-se  $F_D$  e  $F_S$ , respetivamente. A Equação (4.11) também se aplica para a força vertical descendente, *Downforce* ( $F_{Downforce}$ ), com a diferença no sinal do mesmo.

$$F_D = \frac{A_2 \times b_{A2} + C_2 \times b_{FS}}{b_{FD}} \quad (4.10)$$

$$\begin{aligned} F_S &= -C_2 \\ F_{Downforce} &= C_2 \end{aligned} \quad (4.11)$$

Neste trabalho não foram testados objetos assimétricos no túnel de vento. Assim, a equação respetiva à determinação de  $F_D$  (Equação (4.10)) não foi testada e validada.

No caso de objetos simétricos e de acordo com a Equação (4.11),  $F_S$  é medido diretamente na base da célula de carga 1. Desta forma, esta pode ser facilmente testada através da introdução de pesos conhecidos sobre o objeto de ensaio e a sua comparação com a resposta da célula de carga. Este ensaio é explicado em detalhe no capítulo seguinte.

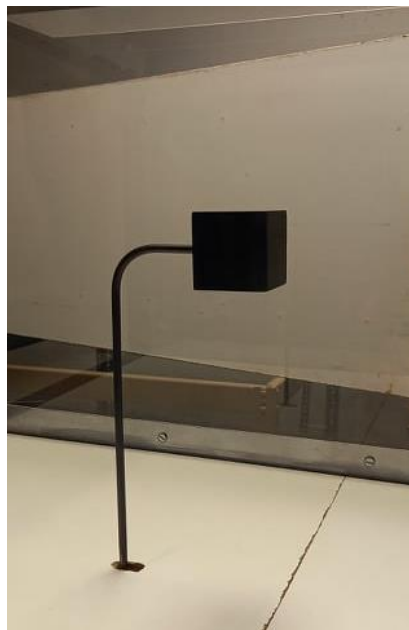
#### 4.2.2 Realização de testes de referência

Para aferir os valores indicados pela balança, durante os ensaios experimentais selecionaram-se dois objetos, uma semiesfera de 10 cm de diâmetro (Figura 4.11) e um cubo com largura de 5 cm (Figura 4.12), para os quais existem valores de referência dos respetivos coeficientes de arrasto disponíveis na bibliografia. Adquiriram-se os valores de  $F_D$ , para diferentes velocidades do escoamento e, conseqüentemente, diferentes números de Reynolds.



---

**Figura 4.11 – Semiesfera.**



---

**Figura 4.12 – Cubo.**

Estas formas são colocadas num suporte de 6 mm de espessura, ligado ao varão inferior de aço inoxidável, que é responsável pela transmissão de forças das formas ao varão inferior e, conseqüentemente às células de carga. Com o objetivo de reduzir a

interferência do suporte do objeto no escoamento em torno do mesmo, o suporte foi concebido de forma que o objeto seja fixo a montante do próprio suporte, que foi dobrado com um ângulo de  $90^\circ$  na parte superior (Figura 4.12). Ficando o suporte na zona da esteira do escoamento a sua referida interferência com o mesmo em torno do objeto é diminuída. Por fim, foram inseridas roscas nas formas para a ligação do suporte aos objetos.

Para além do suporte induzir interferência no escoamento em torno da forma, a sua secção transversal, exposta ao escoamento, também afetará os resultados das medições de forças. Desta forma, esta força adicional terá que ser subtraída à força medida no objeto, de modo a obter apenas o valor da  $F_D$  sobre o objeto. Assim, efetuou-se um encaixe na parte superior do varão de aço inoxidável que permite retirar o suporte e colocar e ensaiar um cilindro com a mesma secção transversal para a medição da respetiva  $F_D$  (Figura 4.13). Este cilindro contém uma determinada relação de comprimento e largura.



---

**Figura 4.13 – Medição da  $F_D$  no cilindro com a  $A_{ST}$  do suporte.**

Os resultados dos ensaios apresentam-se nas tabelas seguintes, onde são evidenciados os valores teóricos e experimentais, em função do  $Re$ , e respetivo erro relativo obtido através da comparação dos valores da  $F_D$  disponíveis na bibliografia com os experimentais.

O primeiro teste consistiu em ensaiar o referido cilindro vertical (suporte), de modo a examinar a influência do suporte nas medições posteriores às referidas formas. A sua razão comprimento/largura é de 40, ao qual, de acordo com (Deep Water Buoyancy, 2021) corresponde um valor de  $C_D$  de 0,98. Na tabela seguinte apresentam-se os valores da bibliografia e experimentais de  $F_D$  e respetivo  $C_D$ , relativos ao cilindro.

**Tabela 12 – Resultados teóricos e experimentais de  $F_D$  e  $C_D$  do cilindro.**

Velocidade na seção de ensaios [m/s]	Número de Reynolds	Bibliografia		Experimental		Erro relativo [%]
		$F_D$ [N]	$C_D$	$F_D$ [N]	$C_D$	
9,69	$3,4 \times 10^5$	0,081	0,98	0,054	0,65	33,5
10,22	$3,6 \times 10^5$	0,090		0,060	0,65	33,6
10,59	$3,7 \times 10^5$	0,097		0,065	0,66	32,9
10,95	$3,9 \times 10^5$	0,104		0,069	0,65	33,5
11,32	$4,0 \times 10^5$	0,111		0,074	0,66	33,2
11,64	$4,1 \times 10^5$	0,117		0,079	0,66	32,5
12,00	$4,2 \times 10^5$	0,124		0,084	0,66	32,5
12,22	$4,3 \times 10^5$	0,129		0,089	0,68	31,1
12,89	$4,5 \times 10^5$	0,144		0,100	0,68	30,4
13,67	$4,8 \times 10^5$	0,161		0,115	0,70	28,8

Observando a tabela acima, notam-se erros relativos abaixo de 34 %. Este erro, pelo menos em parte, poderá dever-se ao efeito de camada limite na base da secção de ensaios e aos efeitos do escoamento nas extremidades do cilindro, pois neste caso real estas extremidades (topo e base) não estão expostas ao mesmo escoamento, o que não se verifica nos casos da bibliografia em que o cilindro tem as duas extremidades expostas ao mesmo escoamento.

Nas tabelas seguintes apresentam-se os resultados dos ensaios realizados com a semiesfera e o cubo. Para além dos valores referidos anteriormente, mostram-se também os valores reais de  $C_D$  ( $C_{D \text{ REAL}}$ ) e respetiva  $F_D$  ( $F_{D \text{ REAL}}$ ), este último obtido através da subtração da  $F_D$  experimental do cilindro com a  $F_D$  medido ( $F_{D \text{ MEDIDO}}$ ) do cubo e da semiesfera. Os erros relativos foram calculados através da comparação dos valores de  $F_{D \text{ REAL}}$  e obtidos na bibliografia para estas formas.

**Tabela 13 – Resultados teóricos e experimentais de  $F_D$  e  $C_D$  do cubo.**

Velocidade na seção de ensaios [m/s]	Número de Reynolds	Bibliografia		Experimental			Erro relativo [%]
		$F_D$ [N]	$C_D$	$F_{D \text{ MEDIDO}}$ [N]	$F_{D \text{ REAL}}$ [N]	$C_{D \text{ REAL}}$	
9,69	$3,4 \times 10^5$	0,151	1,05	0,206	0,152	1,06	0,6
10,22	$3,6 \times 10^5$	0,168		0,230	0,170	1,06	1,2
10,59	$3,7 \times 10^5$	0,180		0,246	0,181	1,06	0,4
10,95	$3,9 \times 10^5$	0,193		0,263	0,194	1,06	0,6
11,32	$4,0 \times 10^5$	0,206		0,279	0,205	1,05	0,4
11,64	$4,1 \times 10^5$	0,218		0,299	0,220	1,06	1,0
12,00	$4,2 \times 10^5$	0,232		0,317	0,233	1,06	0,6
12,22	$4,3 \times 10^5$	0,240		0,326	0,237	1,04	1,3
12,89	$4,5 \times 10^5$	0,267		0,376	0,276	1,09	3,2
13,67	$4,8 \times 10^5$	0,300		0,420	0,305	1,07	1,5

Tabela 14 – Resultados teóricos e experimentais de  $F_D$  e  $C_D$  da semiesfera com 10 cm de diâmetro.

Velocidade na seção de ensaios [m/s]	Número de Reynolds	Bibliografia		Experimental			Erro relativo [%]
		$F_D$ [N]	$C_D$	$F_{D\text{ MEDIDO}}$ [N]	$F_{D\text{ REAL}}$ [N]	$C_{D\text{ REAL}}$	
9,69	$3,4 \times 10^5$	0,190	0,42	0,256	0,202	0,45	6,0
10,22	$3,6 \times 10^5$	0,211		0,285	0,225	0,45	6,2
10,59	$3,7 \times 10^5$	0,226		0,304	0,239	0,44	5,3
10,95	$3,9 \times 10^5$	0,242		0,321	0,252	0,44	3,9
11,32	$4,0 \times 10^5$	0,259		0,346	0,272	0,44	4,9
11,64	$4,1 \times 10^5$	0,273		0,372	0,293	0,45	6,7
12,00	$4,2 \times 10^5$	0,291		0,388	0,304	0,44	4,3
12,22	$4,3 \times 10^5$	0,302		0,413	0,324	0,45	6,9
12,89	$4,5 \times 10^5$	0,335		0,466	0,366	0,46	8,3
13,67	$4,8 \times 10^5$	0,377		0,533	0,418	0,47	9,8

Os resultados apresentados na Tabela 13 e na Tabela 14 conduzem a erros relativos abaixo de 4 % para o cubo e 10 % para a semiesfera. Uma possibilidade para a diferença de erro entre estes objetos, pode estar na elevada  $A_{ST}$  da semiesfera, sendo que quanto maior mais erro produzirá pelo efeito de bloqueio do escoamento. Para despistar esta hipótese, testou-se outra semiesfera com metade do diâmetro da anterior, ou seja, 5 cm.

Tabela 15 – Resultados teóricos e experimentais de  $F_D$  e  $C_D$  da semiesfera com 5 cm de diâmetro.

Velocidade na seção de ensaios [m/s]	Número de Reynolds	Bibliografia		Experimental			Erro relativo [%]
		$F_D$ [N]	$C_D$	$F_{D \text{ MEDIDO}}$ [N]	$F_{D \text{ REAL}}$ [N]	$C_{D \text{ REAL}}$	
9,69	$3,4 \times 10^5$	0,047	0,42	0,105	0,051	0,45	7,1
10,22	$3,6 \times 10^5$	0,053		0,117	0,057	0,45	7,6
10,59	$3,7 \times 10^5$	0,057		0,125	0,060	0,45	5,8
10,95	$3,9 \times 10^5$	0,060		0,134	0,065	0,45	7,0
11,32	$4,0 \times 10^5$	0,065		0,142	0,068	0,44	5,0
11,64	$4,1 \times 10^5$	0,068		0,152	0,073	0,45	6,5
12,00	$4,2 \times 10^5$	0,073		0,162	0,078	0,45	6,9
12,22	$4,3 \times 10^5$	0,075		0,173	0,080	0,45	5,9
12,89	$4,5 \times 10^5$	0,084		0,193	0,089	0,45	5,9
13,67	$4,8 \times 10^5$	0,094		0,219	0,101	0,45	6,8

Os resultados deste ensaio mostram que o erro relativo diminuiu para valores abaixo de 8 %, confirmando a hipótese de o efeito de bloqueio de área ter influência significativa nos resultados. Note-se, contudo, que os objetos testados apresentam uma relação de bloqueio inferior a 5 %. As semiesferas de 10 cm e 5 cm de diâmetro apresentam, respetivamente, uma  $A_{ST}$  de  $0,00786 \text{ m}^2$  e  $0,00196 \text{ m}^2$ , traduzindo-se numa relação de bloqueio de 3,14 % e 0,784 %.

Para verificar a validade da Equação (4.11), colocou-se um peso conhecido sobre o cilindro no eixo de medição da célula de carga (Figura 4.14) e o suporte (Figura 4.15), comparando estes pesos com a resposta de medição da célula.



---

**Figura 4.14 – Aplicação de um peso conhecido sobre o cilindro.**



---

**Figura 4.15 – Aplicação de um peso conhecido sobre o suporte.**

Os pesos colocados no cilindro introduzem uma força que é medida na sua totalidade na célula de carga 1 (Figura 4.14), pois este está alinhado com o eixo de medição da mesma. Na Tabela 16 demonstram-se os valores dos pesos conhecidos obtidos numa balança de precisão e a aplicação dos mesmos no eixo de medição da célula de carga (cilindro). Menciona-se na mesma os erros relativos calculados através da comparação dos valores dos pesos conhecidos e do cilindro. Introduziu-se igualmente os pesos conhecidos sobre o suporte (Figura 4.15). Apresentam-se na Tabela 17 os resultados das aplicações dos pesos conhecidos no cilindro e no suporte e os erros relativos resultantes.

**Tabela 16 – Pesos conhecidos e aplicação do mesmo no eixo de medição da célula (cilindro).**

<b>Peso conhecido [N]</b>	<b>Cilindro [N]</b>	<b>Erro relativo [%]</b>
0,055	0,057	4
0,074	0,075	2
0,082	0,085	3
0,156	0,160	3
0,211	0,216	2

**Tabela 17 – Aplicação dos pesos conhecidos sobre o cilindro e o suporte.**

<b>Cilindro [N]</b>	<b>Suporte [N]</b>	<b>Erro relativo [%]</b>
0,057	0,068	17
0,075	0,095	21
0,085	0,108	21
0,160	0,181	12
0,216	0,252	14

Analisando os resultados da Tabela 16 nota-se que a célula de carga não mede exatamente o valor do peso conhecido conduzindo a erros relativos na ordem dos 4 %. A origem destes erros estará nas especificações técnicas da célula de carga (Tabela 7) que afetam a precisão da mesmas, entre elas a não repetibilidade, histerese, *creep* e repetibilidade.

Comparando a aplicação dos pesos conhecidos sobre o cilindro e o suporte, notam-se erros relativos na ordem dos 21 % (Tabela 17). A causa deste erro estará, sobretudo, no efeito do momento introduzido pelos pesos quando colocados no suporte.

Uma célula de carga que tem a capacidade de medir forças e momentos em vários eixos possuem até 6 pontes de medição (pontes de *Wheatstone*), cujos extensómetros estão dispostos de forma a garantir que o sinal de saída represente apenas a medição de um momento ou de uma força numa das três direções espaciais. Na balança de forças do túnel de vento ambas as células de carga estão acopladas através do casquilho. Como já mencionado, a razão para a aplicação da rótula e do casquilho foi tentar minimizar o efeito deste acoplamento. Este acoplamento pode ser uma das fontes para o erros relativos mencionados, pois quando é aplicada uma força no eixo  $zz$  ou  $xx$  uma parte destas forças pode estar a ser medida na célula de carga 1 ou 2. Assim, o sinal de saída das mesmas representa a medição de duas forças distintas,  $F_D$  e  $F_S$ , conduzindo a erros nas medições.

A minimização ou mesmo anulação destes erros pode ser realizada através da construção de uma curva de calibração que relacione a resposta da célula de carga 1 e 2 através da aplicação de cargas conhecidas no suporte. Para construção da mesma é necessário adquirir a resposta de medição de ambas as células através de um sistema simples de massas calibradas que exerçam os respetivos pesos sobre o eixo vertical e horizontal da balança de forças.

## 5. Conclusões

Conforme era objetivo principal deste trabalho, foi projetada, construída e instrumentada a secção de ensaios de um túnel de vento de circuito fechado que se pretende usar para fins académicos/educacionais. O programa de controlo e aquisição automática de dados desenvolvido, que serve de *interface* com o utilizador, permite controlar a velocidade do ar pretendida para cada ensaio e visualizar os respetivos valores das forças aerodinâmicas resultantes desses mesmos ensaios.

Para a laminarização e uniformização do escoamento na secção de ensaios, foi construída e aplicada no túnel de vento uma estrutura tipo favo de abelha que conduziu a valores de intensidade de turbulência muito reduzidos, inferiores a 1 %, conforme pretendido.

A balança de dois eixos projetada, construída e aplicada no túnel de vento, permite obter valores da força de arrasto e de sustentação/*downforce* sobre os objetos ensaiados. Nos ensaios iniciais realizados no túnel com um cubo e uma semiesfera, obtiveram-se resultados do coeficiente de arrasto ( $C_D$ ) com diferenças relativas aos valores disponíveis na bibliografia de 4 % e 10 %, respetivamente. Testou-se ainda uma semiesfera de menor raio, e conseqüentemente de menor área de secção transversal, que conduziu a diferenças relativas da ordem dos 8 %, portanto inferiores aos da semiesfera anterior, o que parece dever-se à diminuição da relação de bloqueio. Comprovou-se assim que a  $A_{ST}$  tem influência no resultado das medições para a mesma forma.

Para validar a medição das forças indicadas pela balança, colocaram-se pesos conhecidos na linha de ação do suporte dos objetos no túnel. Os mesmos pesos conhecidos foram também colocados sobre um objeto introduzido no suporte da zona da secção de ensaios (que possui uma curva de 90°). Nestes testes obtiveram-se desvios nas medições que podem dever-se ao facto de as células de carga estarem acopladas, pelo que se deverá obter uma curva de calibração que permita obter os valores reais da força de arrasto e da força de sustentação/*downforce*.

Por fim, o presente túnel de vento é agora um equipamento totalmente automático, para o qual, resumidamente, foi desenvolvido um programa de controlo e aquisição automática de dados com um *interface* gráfico com o utilizador, que, através dos valores obtidos por

uma balança, de baixo custo, igualmente projetada e construída para o efeito, é capaz de gerar resultados próximos dos existentes na bibliografia.

### **5.1 Trabalhos futuros**

Propõe-se que, na continuação deste trabalho, seja agora previsto um sistema de calibração da balança, quer do seu eixo horizontal, como vertical, através de um sistema simples de massas calibradas que exerçam os respetivos pesos sobre a balança de forças.

Como visto, no presente túnel de vento atingem-se forças de muito baixo valor, não sendo necessário um suporte para os modelos de elevada espessura. O atual suporte tem uma espessura de 6 mm, podendo este ser alterado para um de menor espessura de modo a não ter tanta influência nas medições realizadas. Essa alteração é possível sem modificar e desmontar a balança de forças.

Finalmente, o circuito elétrico de controlo pode ser transformado e melhorado, nomeadamente através da construção de uma placa de circuito impresso (PCB). Sendo a zona onde o túnel de vento está instalado bastante húmida, uma PCB será também uma melhor opção visto que os seus contactos elétricos estão blindados, não sendo afetada por problemas de oxidação nos mesmos.

## Referências

- (19 de 12 de 2020). Obtido de EE Power: <https://eepower.com/resistor-guide/resistor-types/ntc-thermistor/#>
- Aerodynamic Performance. (2011). *Journal of Sound and Vibration*.
- Aerodynamic test facilities*. (18 de 11 de 2020). Obtido de <https://nptel.ac.in/content/storage2/courses/101103004/module8/lec2/2.html>
- Aerospace Engineering*. (15 de 6 de 2020). Obtido de <https://aerospaceengineeringblog.com/boundary-layer-separation-and-pressure-drag/>
- Aerospaceweb*. (6 de 11 de 2020). Obtido de <http://www.aerospaceweb.org/question/history/q0004.shtml>
- Alé, J. A. (2 de 5 de 2011). *Mecânica de fluidos*. Pucks.
- Augustyn, A. (22 de 9 de 2020). *Britannica*. Obtido de <https://www.britannica.com/science/Mach-number>
- Baliño, J. L. (28 de 9 de 2020). *Análise dimensional e semelhança*. Obtido de [https://edisciplinas.usp.br/pluginfile.php/3750217/mod\\_resource/content/2/PME\\_3332\\_Dimensional\\_Semelhanca.pdf](https://edisciplinas.usp.br/pluginfile.php/3750217/mod_resource/content/2/PME_3332_Dimensional_Semelhanca.pdf)
- Bansal, R. (2005). *A Textbook Of Fluid Mechanics And Hydraulic Machines*. New Dehli; Boston, USA: Laxmi.
- Bar-Meir, G. (19 de 10 de 2014). *Basics of Fluids Mechanics*.
- Basse, N. T. (12 de 9 de 2019). Turbulence Intensity Scaling: A Fugue.
- Bradley. (3 de 12 de 2020). *Gainesville Industria Electric*. Obtido de Variable Frequency Drive for Single-Phase and Three-Phase Motors: <https://www.gainesvilleindustrial.com/blog/variable-frequency-drive/>
- Bright Hub Engineering*. (20 de 11 de 2020). Obtido de <https://www.brighthubengineering.com/power-generation-distribution/76956-controlling-ac-motor-speed-using-vfds-through-constant-vf-ratio/>
- Brunetti, F. (2007). *Mecânica de Fluidos*. São Paulo.
- Çengel, Y. a. (2010). *Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications*. Boston: McGraw Hill.
- CFD*. (20 de 10 de 2020). Obtido de [https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence\\_intensity](https://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence_intensity)
- Circuits Today*. (5 de 12 de 2020). Obtido de <https://www.circuitstoday.com/thermistors-working-types-applications>
- Danfoss*. (1 de 12 de 2020). Obtido de Engeneering tomorrow: <https://www.danfoss.com/en/about-danfoss/our-businesses/drives/what-is-a-variable-frequency-drive/>

- Deep Water Buoyancy*. (29 de 10 de 2021). Obtido de <https://deepwaterbuoyancy.com/mooring-matters-uncertainty-in-buoy-drag-coefficients/>
- DeltaOhm*. (16 de 12 de 2020). Obtido de <https://www.deltaohm.com/wp-content/uploads/document/DeltaOHM-HD403TS-hotwire-air-speed-datasheet-en.pdf>
- Dumber, B. (12 de 11 de 2020). NASA. Obtido de <https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/windtunnels.html>
- Eadie, A. (2014). *The Anechoic (EMC) Chamber Guide For EMC and RF (Wireless) Testing*.
- Edward Duell, C. C. (2007). *Advantages of Adaptive Wall Wind Tunnel Technology: A CFD Study for Testing Open Wheel Race Cars*. Detroit.
- Eguti, C. C. (2005). *Desenvolvimento de um circuito eletrônico experimental de anemómetro de flime quente*. Ilha Solteira.
- Fernandes, J. T. (2018). *Design of a Wind Tunnel Force Balance*. Lisboa.
- FF Pieterse, P. B. (2017). Design of a six-component side-wall balance using optical fibre sensors. *R&D Journal*.
- FlyStation*. (28 de 10 de 2020). Obtido de <https://flystation.net/en/about-the-company/windtunnel-history>
- Freire, A. P. (9 de 9 de 2020). Teoria de Camada Limite. Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, Brasil.
- Futek*. (16 de 12 de 2020). Obtido de <https://www.futek.com/how-a-load-cell-works>
- Gillard, E. (22 de 11 de 2020). NASA. Obtido de <https://www.nasa.gov/feature/langley/x-59-quesst-model-flies-the-simulated-skies-at-nasa-langley-wind-tunnel-testing-session>
- Gupta, G. S. (2014). Em *Treatise on Process Metallurgy: Industrial Porcesses*. Seshadri Seetharaman.
- Hinze, J. O. (1975). *Turbulence*. McGraw-Hill.
- Houigab Jeong, S. L.-D. (2018). Blockage corrections for wind tunnel tests conducted on a Darrieus wind turbine. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, 229-239.
- Ignácio, R. F. (1 de 10 de 2021). *Curso básico de Mecânica dos Fluidos*.
- Innovative Scientific Solutions*. (29 de 11 de 2020). Obtido de <https://innssi.com/psp/>
- Inst Tools*. (14 de 12 de 2020). Obtido de <https://instrumentationtools.com/load-cell-working->
- Jewel B. Barlow, W. H. (1999). *Low-speed wind tunnel testing*. Canada: Copyright.
- John D. Anderson, J. (2001). *Fundamentals of Aerodynamics (Third Edition)*. Avenue of the Americas, New York: McGraw Hill Companies.
- Junior, C. d. (15 de 6 de 2020). Estudo da diminuição do arrasto aerodinâmico e do consumo de combustível de geometria veicular.

- Learning, L. (2016). *University Physics Volume 1*. lumencandela.
- Load Cell Central*. (18 de 12 de 2020). Obtido de <https://www.800loadcel.com/load-cell-and-strain-gauge-basics.html>
- lumen Physics*. (6 de 10 de 2020). Obtido de <https://courses.lumenlearning.com/physics/chapter/12-2-bernoullis-equation/>
- makers*. (10 de 10 de 2021). Obtido de <https://www.makers.pt/produto/arduino-uno-r3-atmega328p-compativel/>
- Manshadi, M. D. (2010). *The Importance of Turbulence Reduction in Assessment of Wind Tunnel Flow Quality*. IntechOpen.
- Matheus Allan Maior, M. P. (2014). *Análise dimensional e o teorema de Pi de Buckingham*. Paraná.
- Mattede, H. (10 de 10 de 2020). Obtido de Mundo Elétrica: <https://www.mundodaeletrica.com.br/sensor-de-temperatura-ntc-ptc/>
- Merrison, J. (2011). *Environmental Wind Tunnels*.
- Miguel A. González Hernández, A. I. (2013). *Wind Tunnel Designs and Their Diverse Engineering Applications*. Sydney: N. A. Ahmed.
- Miguel Gonzalez, J. M. (27 de julho de 2011). *Components of a Wind Tunnel Balance: Design and Calibration*.
- Mohamad Kazemi Esfeh, M. D. (outubro de 2012). *Analytical and Experimental Investigation About Heat*.
- Mouser Eletronics*. (18 de 12 de 2020). Obtido de <https://pt.mouser.com/ProductDetail/SparkFun/SEN-13329?qs=WyAARYrbSnZgHAzG5X6AUQ%3D%3D>
- Mouser Eletronics*. (18 de 5 de 2021). Obtido de <https://pt.mouser.com/ProductDetail/SparkFun-Electronics/SEN-13879?qs=sGAepiMZZMvShe%252BZiYheily5MbPgSV33t%252Boln5hR4Cg%3D>
- Mouser Eletronics*. (6 de 1 de 2021). Obtido de [https://pt.mouser.com/datasheet/2/18/1/AMPH\\_S\\_A0010543863\\_1-2519589.pdf](https://pt.mouser.com/datasheet/2/18/1/AMPH_S_A0010543863_1-2519589.pdf)
- Mukhopadhyay, S. (2017). *A Textbook of Fluid Mechanics*. Kindle.
- NASA. (16 de 11 de 2020). Obtido de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuntype.html>
- NASA. (15 de 11 de 2020). Obtido de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mach.html>
- NASA. (29 de 10 de 2020). Obtido de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/WindTunnel/history.html>

- NASA. (20 de 11 de 2020). Obtido de <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/tunblow.html>
- NASA. (13 de 5 de 2021). Obtido de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/stream.html>
- NASA. (13 de 5 de 2021). Obtido de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/boundlay.html>
- NIAR's Beech Wind Tunnel unveils new sting mount system. (2008).
- Omega. (15 de 1 de 2021). Obtido de [omega.co.uk/prodinfo/anemometers.html](http://omega.co.uk/prodinfo/anemometers.html)
- Paur, J. (12 de 11 de 2020). *wired*. Obtido de <https://www.wired.com/2012/12/nasa-orion-wind-tunnel/>
- Pehlivanoglu, D. Y. (9 de 10 de 2020). *Aerodynamics AE301*. Obtido de [https://ae.ieu.edu.tr/documents/ae\\_301.pdf](https://ae.ieu.edu.tr/documents/ae_301.pdf)
- Polezhaev, Y. V. (2 de 2 de 2011). *Wind Tunnels*.
- Prestes, R. L. (2005). *Túneis de vento*. Leiria.
- Prestice. (1 de 2 de 2018). How many wind tunnel types exist.
- S&P. (13 de 9 de 2021). *S&P*. Obtido de [https://statics.solerpalau.com/media/import/documentation/EN\\_TCBB-TCBT.pdf](https://statics.solerpalau.com/media/import/documentation/EN_TCBB-TCBT.pdf)
- Salvador, P. F. (2018). *Projeto de um túnel de vento*. Leiria.
- Schneider. (6 de 12 de 2020). Obtido de Schneider: <https://www.se.com/pt/pt/product/ATV12HU15M2/variador-de-velocidade-atv12---1.5kw---2hp---200..240v---1ph---com-dissipador/>
- Scott Leon Post, M. M. (2010). Force Balance Design For Educational Wind Tunnels.
- Shuyu Sun, T. Z. (2020). *Reservoir Simulations Machine Learning and Modeling*.
- Silva, D. C. (15 de 10 de 2021). *Mundo Educação*. Obtido de <https://mundoeducacao.uol.com.br/fisica/conservacao-massa-no-escoamento.htm>
- Singh, I. (9 de 11 de 2020). *Quora*. Obtido de <https://www.quora.com/What-sort-of-things-can-be-tested-in-a-wind-tunnel>
- Sulaiman, Z. (2011). *Effect of Open-Jet Shear Layers on Aeroacoustic Wind Tunnel Measurements*. Copyright.
- Szulc, P. D. (2006). *High-lift behaviour of half-models*. Polónia.
- The Royal Society. (17 de 12 de 2020). Obtido de <https://prints.royalsociety.org/products/whirling-arm-rs-11565>
- Toyota Gazoo Racing. (21 de 11 de 2020). Obtido de <https://www.tgr-europe.com/en/services-research-development-en/wind-tunnels-en>

*U.S. Centennial of Flight Comission.* (2 de 11 de 2020). Obtido de  
[https://www.centennialofflight.net/essay/Evolution\\_of\\_Technology/first\\_wind\\_tunnels/Tech34.htm](https://www.centennialofflight.net/essay/Evolution_of_Technology/first_wind_tunnels/Tech34.htm)

Ueyama, A. (8 de 5 de 2019). *Basics of Thermo-Fluid Analysis.*

*ufsc.* (27 de 11 de 2021). Obtido de  
<https://www.inf.ufsc.br/~andre.zibetti/probabilidade/normal.html>

*UKRI Science and Technology Facilities Council.* (25 de 11 de 2020). Obtido de  
<https://www.ukspacefacilities.stfc.ac.uk/Pages/NWTF---University-of-Southampton-Anechoic-Wind-Tunnel.aspx>

Viana, D. (28 de 10 de 2020). *Perda de carga.*

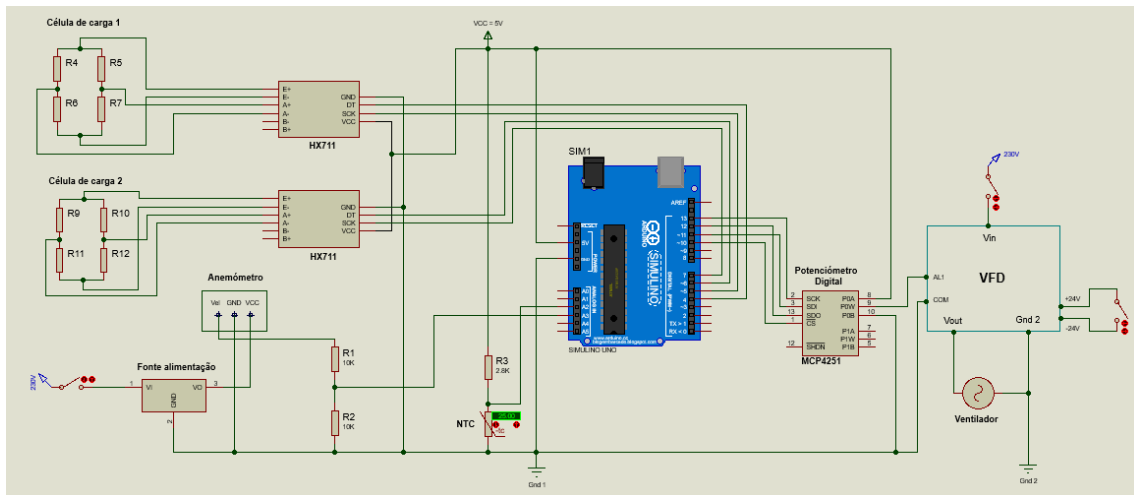
Vijayraghvan, S. (9 de 11 de 2020). *carandbike.* Obtido de  
<https://www.carandbike.com/news/mercedes-amg-gt-sedan-wind-tunnel-test-images-released-global-debut-at-geneva-motor-show-1813625>

White, F. M. (1999). *Fluid Mechanics.* Mc Graw Hill.

# Anexos

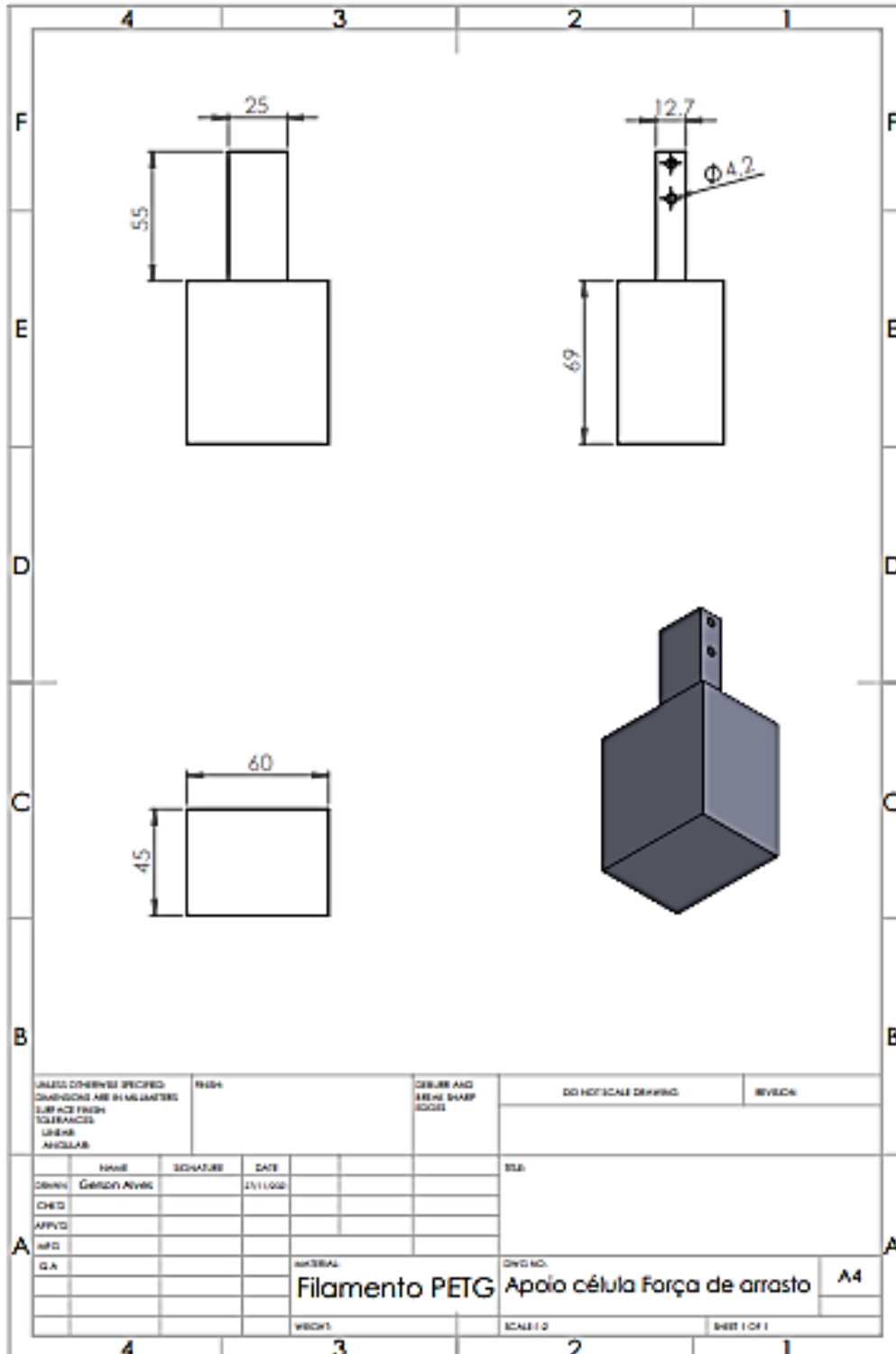
## ANEXO 1

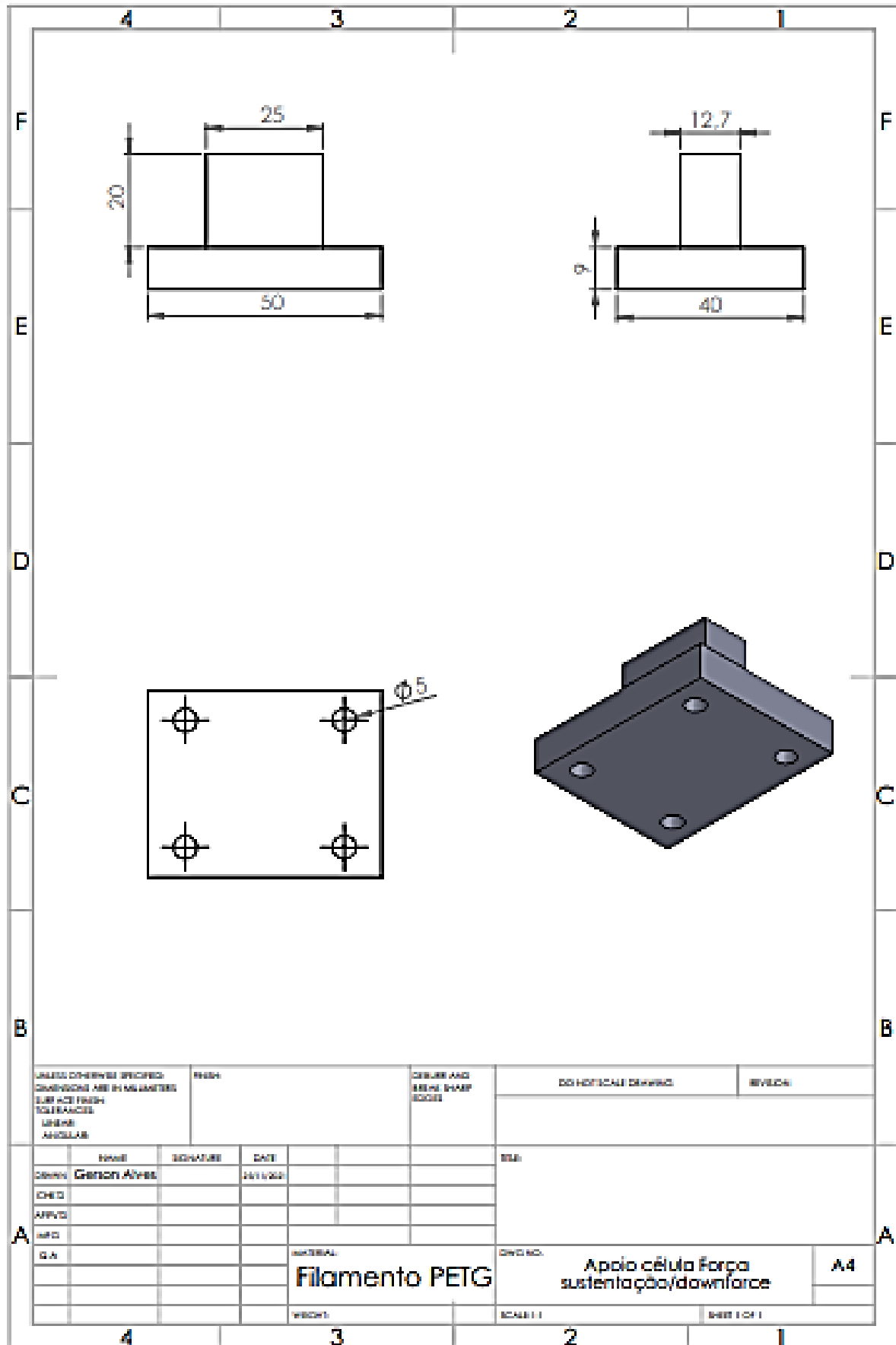
### Circuito elétrico

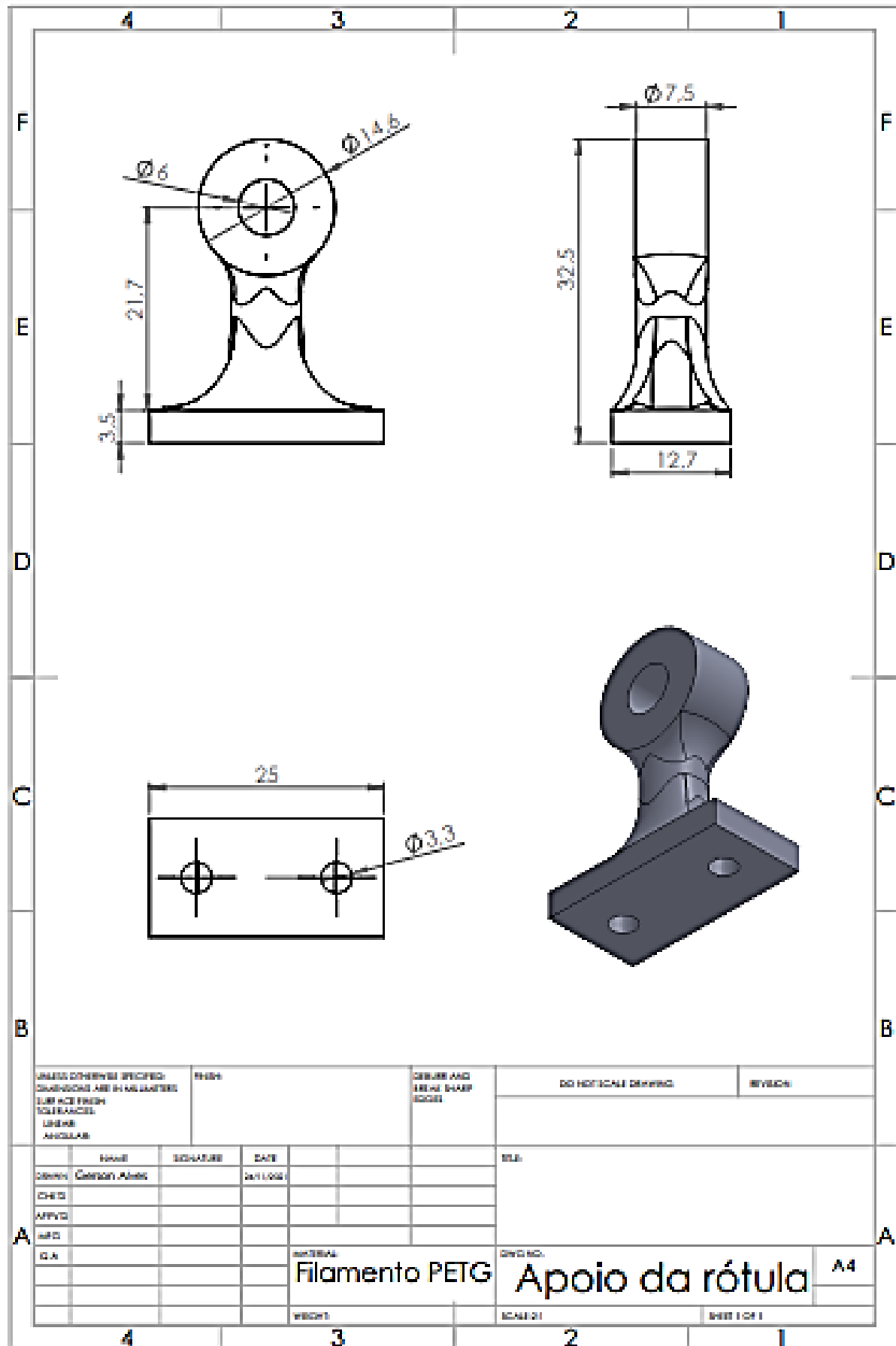


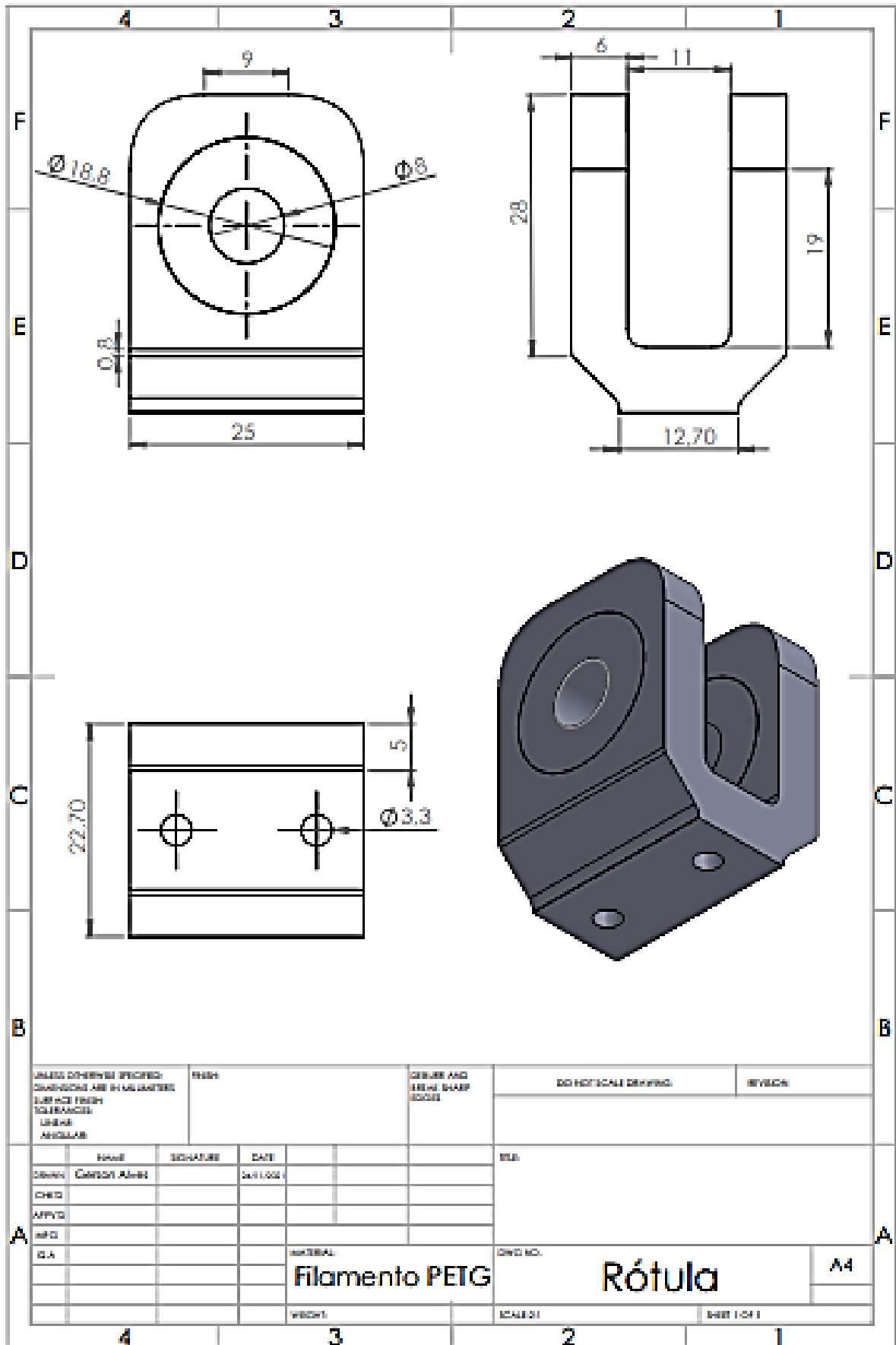
## ANEXO 2

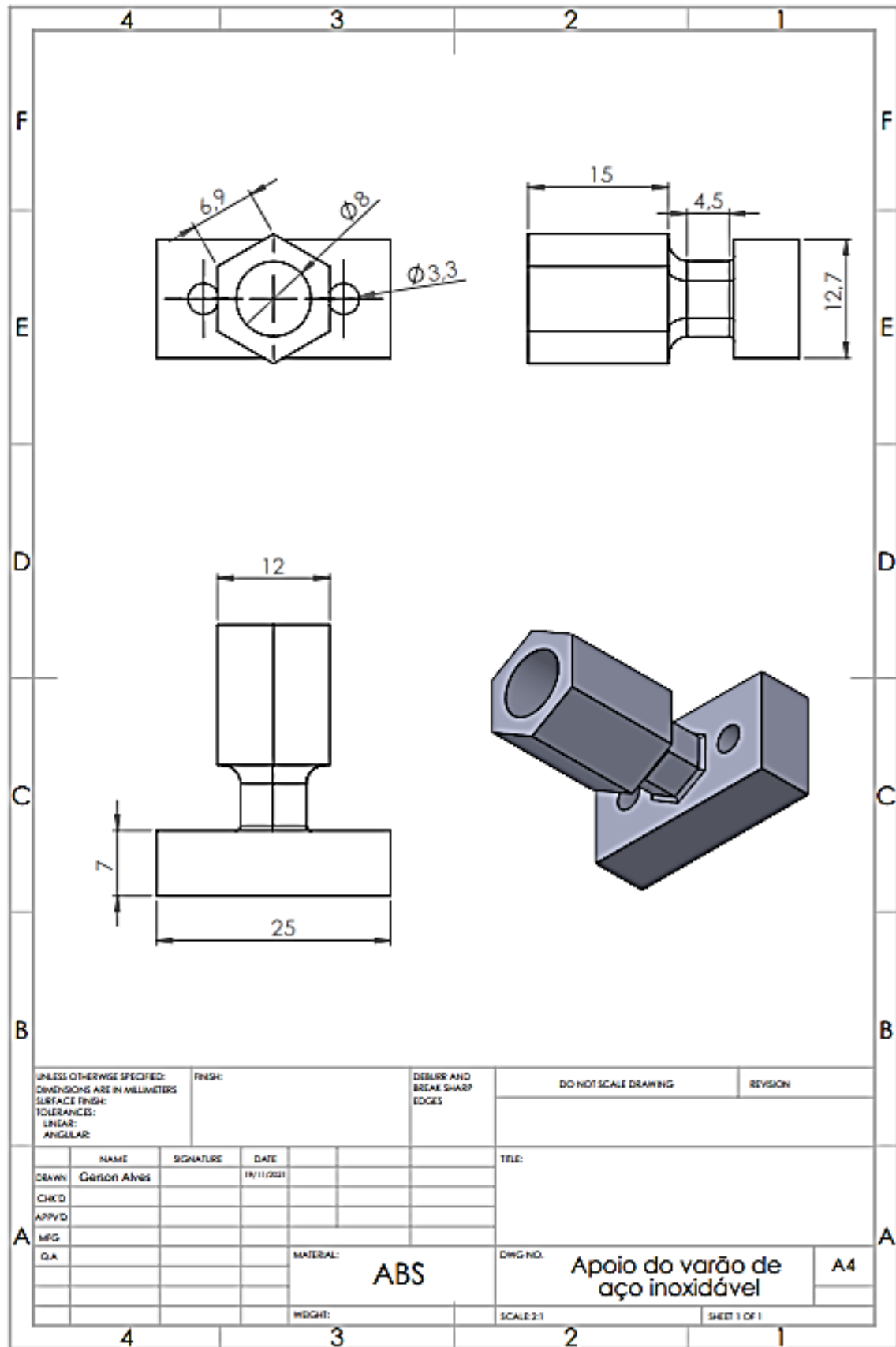
### Peças concebidas em impressão 3D, constituintes da balança de forças

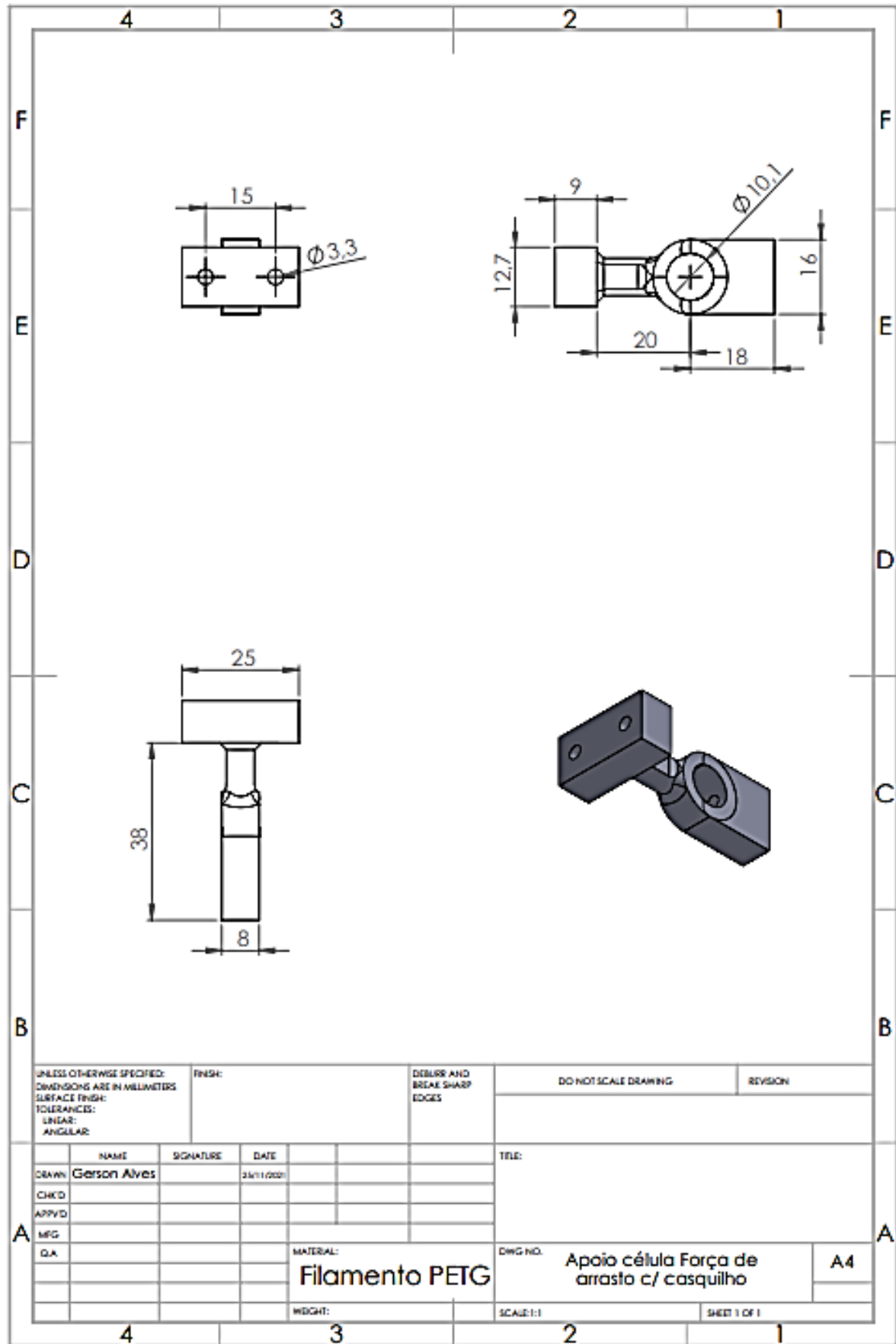












UNLESS OTHERWISE SPECIFIED: DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS SURFACE FINISH: TOLERANCES: LINEAR: ANGULAR:			FINISH:	DEBURR AND BREAK SHARP EDGES	DO NOT SCALE DRAWING	REVISION
DRAWN: <b>Gerson Alves</b>				DATE: 23/11/2020	TITLE:	
CHKD:	SIGNATURE:					
APPVD:						
MFG:						
Q.A.:				MATERIAL: <b>Filamento PETG</b>	DWG NO.:	<b>Apoio célula Força de arrasto c/ casquilho</b>
				WEIGHT:	SCALE: 1:1	<b>A4</b>
						SHEET 1 OF 1