



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Contribuição para o Desenvolvimento de um Túnel de Vento para o Ensaio de Coroas de Pás de Turbomáquinas

Flávio Manuel Gomes Roque

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Electromecânica

Orientador: Prof. Doutor António Carlos Mendes

Covilhã, Outubro de 2011

O presente trabalho foi realizado no âmbito do Projecto PTDC/EME-MFE/111763/2009 “Design and Experimental Testing of a Power Take-off System for the ANACONDA Wave Energy Conversion Device”, co-financiado pela União Europeia/FEDER no âmbito do Programa Operacional Factores de Competitividade COMPETE.



Dedicatória

Dedico este trabalho:

Aos meus Pais, Maria da Luz e Manuel Roque, pelo apoio que me deram ao longo destes anos, principalmente nos momentos mais difíceis, que sempre me ajudaram a ultrapassar.

Aos meus irmãos, Inês Reis e André Reis, por todo o apoio, carinho e amizade demonstrados em todos os momentos que partilhamos juntos.

“Para conhecermos os amigos é necessário passar pelo sucesso e pela desgraça. No sucesso, verificamos a quantidade e, na desgraça, a qualidade.” - Confúcio.

Agradecimentos

Desejo agradecer em primeiro lugar à Fundação para a Ciência e a Tecnologia pela bolsa de investigação que me foi concedida, no âmbito do Projecto PTDC/EME-MFE/111763/2009.

Gostaria também de agradecer:

Ao Sr. Professor António Carlos Mendes, meu orientador, por todo o conhecimento transmitido, pela orientação, e por todo o acompanhamento ao longo deste Mestrado.

Ao Sr. Professor Joaquim Barbosa, meu co-orientador, por todo o apoio dado durante a realização da Dissertação.

Ao Sr. Professor Helder Correia, pelo apoio e por toda a ajuda na revisão ortográfica, na realização deste trabalho.

Ao Sr. António Morgado, técnico do Laboratório, por toda a ajuda nas montagens e nos ensaios efectuados.

Ao meu colega Nuno Vinha, pelos conhecimentos e ajuda transmitida na Dinâmica dos Fluidos Computacional.

Ao meu colega Renato Carvalho, pela ajuda e disponibilidade em toda a parte informática.

Ao Sr. António Gaspar, electricista, pela instalação do quadro para medição da potência consumida.

Ao Sr. Professor Pedro Gamboa, pelas informações disponibilizadas sobre o túnel de vento do DCA.

Ao Sr. Professor Domingos Xavier Viegas, que me forneceu os contactos dos responsáveis pelos túneis de vento da ADAI.

Ao Sr. Professor Almerindo Ferreira, pela sua disponibilidade em descrever, e mostrar o túnel de vento do LAI.

Ao Sr. Miguel Almeida, pela disponibilidade em mostrar os túneis de vento existentes no LEIF.

Ao Sr. Professor Luis Gato, ao Sr. Professor Filipe Cunha, ao Sr. Professor João Melo de Sousa, e ao Sr. Professor Luis Braga Campos, pela informação disponibilizada sobre os túneis de vento do IST.

Ao Investigador Fernando Marques da Silva, pela informação disponibilizada sobre os túneis de vento existentes no LNEC.

Ao Sr. David Henriques da Marsilinox, por toda a disponibilidade e pela descrição dos processos de fabrico das peças construídas.

Resumo

Esta dissertação tem como objectivo contribuir para o desenvolvimento de um túnel de vento subsónico para o ensaio de coroas de pás de turbomáquinas, a funcionar no Laboratório de Mecânica dos Fluidos e Turbomáquinas da Universidade da Beira Interior (<http://fluidslab.ubi.pt>). O trabalho começa com uma revisão bibliográfica sobre os túneis de vento existentes na Europa, nos Estados Unidos e também em Portugal. No âmbito do presente estudo foram projectados e construídos os elementos essenciais de um túnel para ensaiar turbinas axiais, que constam da secção de admissão, secção de ensaio, sistema de propulsão e difusor. A análise do escoamento do fluido de trabalho através do túnel foi realizada com o auxílio de uma ferramenta CFD comercial, o Fluent™ 6.3. As simulações efectuadas permitiram conduzir o dimensionamento da morfologia do túnel de acordo com critérios padrão existentes. São apresentadas algumas das ideias desenvolvidas, com base nas isolinhas cinemáticas e dinâmicas do escoamento. Para o projecto dos elementos foi utilizado um software 3D CAD/CAE, o Solidworks® 2008. A construção dos elementos foi realizada pela empresa Marsilinox, situada em Vale de Cambra. A dissertação inclui a memória descritiva de todas as peças e dos processos de fabricação. O trabalho encerra com a discussão dos resultados e das principais conclusões, a par de uma síntese do trabalho a realizar no futuro.

Palavras-chave

Aerodinâmica industrial; túneis de vento; turbomáquinas; ventiladores axiais; projecto e fabricação mecânica.

Abstract

The present study is a contribution to the development of a subsonic wind tunnel for testing turbomachinery blade rows. The wind tunnel is to be installed at the Laboratory of Fluid Mechanics and Turbomachinery of Universidade da Beira Interior (<http://fluidslab.ubi.pt>). The work starts with a bibliographical search about the wind tunnels in Europe, USA and also in Portugal. Within the framework of the study the essential elements of the wind tunnel have been designed and manufactured, namely the inlet section, the test section, the propulsion set and the exhaust diffuser. The analysis of the working fluid flow has been done with the help of a commercial CFD software: the Fluent™ 6.3. The simulations enabled to find the morphology of the tunnel accordingly to standard criteria. Some of the ideas herein presented were obtained through the visualization of the kinematic and dynamic isolines of the flow field. To design all the different components of the machine a 3D CAD/CAE software Solidworks® 2008 has been utilized. The wind tunnel elements have been manufactured by Marsilinox, in Vale de Cambra. The present dissertation includes a descriptive of all the components and the manufacturing process. The work ends with a thorough discussion of the results and the conclusions, in parallel with work to be pursued in the future.

Keywords

Industrial aerodynamics; wind tunnels; turbomachinery; axial fans; mechanical design and manufacturing.

Índice

<i>Lista de Figuras</i>	<i>xv</i>
<i>Lista de Gráficos</i>	<i>xxi</i>
<i>Lista de Tabelas</i>	<i>xxiii</i>
<i>Lista de Símbolos</i>	<i>xxv</i>
Capítulo 1	1
<i>Introdução</i>	1
1.1. Âmbito e objectivos do presente estudo	1
1.2. Origens e evolução dos túneis de vento	2
1.3. Túneis de vento em Portugal	20
1.4. Túneis para ensaio de coroas de pás de turbomáquinas.....	29
1.5. Organização da dissertação.....	35
Capítulo 2	36
<i>Túneis de Vento na Europa</i>	36
2.1. Túneis subsónicos.....	37
2.2. Túneis transónicos.....	50
2.3. Túneis supersónicos.....	55
2.4. Túneis hipersónicos	57
Capítulo 3	59
<i>Túneis de Vento na América</i>	59
3.1. Túneis subsónicos.....	60
3.2. Túneis transónicos.....	82
3.3. Túneis supersónicos.....	85
3.4. Túneis hipersónicos	94
Capítulo 4	101
<i>Projecto e Fabricação do Túnel Aerodinâmico para Coroas de Pás</i>	101

4.1. Layout da instalação	101
4.1.1. Sistema de admissão	102
4.1.2. Secção de trabalho	105
4.1.3. Estator de estabilização	105
4.1.4. Difusor	106
4.1.5. Tubeira de descarga	110
4.2. Sistema de propulsão.....	110
4.2.1. Tubeiras dos ventiladores	111
4.2.2. Apoio dos ventiladores.....	111
4.2.3. Características dos ventiladores.....	112
4.3. Fabricação dos diferentes elementos.....	121
4.3.1. Desenho de conjunto	121
4.3.2. Estruturas de apoio	121
4.3.3. Processo de fabricação dos elementos	123
Capítulo 5.....	127
<i>Simulação Computacional do Funcionamento do Túnel</i>	127
5.1. Introdução.....	127
5.2. Modelo matemático	127
5.2.1. Equações de Euler	128
5.2.2. Equações de Navier-Stokes	128
5.3. Condições fronteira.....	129
5.4. Resolução numérica.....	130
5.4.1. Domínio computacional	130
5.4.2. Modelo de turbulência.....	134
5.4.3. Método de resolução	135
5.5. Resultados obtidos	136
5.6. Discussão e conclusões.....	143
5.7. Comentários finais	145
Capítulo 6.....	151
Conclusão	151
Bibliografia.....	153

ANEXOS	159
Anexo 1: Desenhos técnicos da secção de teste anular.....	161
Anexo 2: Desenho técnico da secção de teste anular.....	163
Anexo 3: Desenho técnico do estator de estabilização	165
Anexo 4: Desenho técnico do difusor a montante dos ventiladores.....	167
Anexo 5: Desenhos técnicos das condutas de ligação dos ventiladores	169
Anexo 6: Desenho técnico dos anéis de suporte dos ventiladores.....	171
Anexo 7: Desenho técnico da tubagem de descarga	173
Anexo 8: Desenho técnico das estruturas de suporte da instalação	175
Anexo 9: Desenho de conjunto do túnel de vento.....	179

Lista de Figuras

<i>Figura 1.1 - Representação do braço girante de Benjamin Robins..</i>	3
<i>Figura 1.2 - Representação esquemática de um túnel de vento aberto.</i>	4
<i>Figura 1.3 - Réplica do túnel de vento dos irmãos Wright, de 1901</i>	7
<i>Figura 1.4 - Túnel de vento de Albert Zahm, construído em 1901 na Universidade Católica, Washington</i>	9
<i>Figura 1.5 - Instalações do túnel de Vento de Effeil, Auteuil.</i>	10
<i>Figura 1.6 - Túnel de segunda geração de Prandtl, 1916</i>	11
<i>Figura 1.7 - Modelo de túnel de vento construído em Langley Field pela NACA.</i>	12
<i>Figura 1.8 - Túnel de Vento nº 1 construído pela NACA no ano de 1920.</i>	13
<i>Figura 1.9 - Vista lateral do túnel de vento de densidade variável.</i>	13
<i>Figura 1. 10 - Túnel de Vento vertical do NACA, em Langley.</i>	15
<i>Figura 1. 11 - Túnel de vento atmosférico de secção com $2 \times 3 \text{ m}^2$.</i>	16
<i>Figura 1. 12 - Representação do escoamento em torno da hélice com e sem a carcaça aerodinâmica....</i>	17
<i>Figura 1. 13 - Túnel de vento de alta velocidade (11" HST)</i>	18
<i>Figura 1. 14 - Ensaio de um modelo à escala de um dirigível no túnel de vento de escala real (FST).</i>	18
<i>Figura 1. 15- Túnel de vento do Departamento de Ciências Aeroespaciais</i>	20
<i>Figura 1. 16 - Túnel de vento do Laboratório de Mecânica dos Fluidos e Tubomáquinas da Universidade da Beira Interior.</i>	21
<i>Figura 1. 17 - Túnel aerodinâmico da Força Aérea Portuguesa</i>	22
<i>Figura 1. 18 - Representação esquemática do túnel aerodinâmico da Força Aérea Portuguesa</i>	22
<i>Figura 1. 19 - Vista exterior do túnel (à esquerda), e vista da secção de teste do túnel de vento nº1, do Laboratório Nacional de Engenharia Civil. (Fonte: Laboratório Nacional de Engenharia Civil).</i>	23
<i>Figura 1. 20 - Secção de teste do túnel de vento nº 2 do Laboratório Nacional de Engenharia civil.</i>	24
<i>Figura 1. 21 – Secção de trabalho do túnel de aerodinâmico de baixa velocidade do IST.</i>	24
<i>Figura 1. 22- Vista do túnel de vento aeroacustico do IST.</i>	25
<i>Figura 1. 23- Vista da secção de teste anecóica do túnel aeroacustico do IST.</i>	25
<i>Figura 1. 24- Vista geral sobre o Túnel Aerodinâmico de Veículos do Laboratório de Aerodinâmica Industrial.</i>	26
<i>Figura 1. 25- Secção de teste do túnel aerodinâmico de veículos do Laboratório de Aerodinâmica Industrial.</i>	27
<i>Figura 1. 26- Secção de teste do Túnel de Combustão do Laboratório de Estudos de Incêndios Florestais.</i>	27
<i>Figura 1. 27- Vista geral do Túnel de Combustão do Laboratório de Estudos de Incêndios Florestais.</i>	28
<i>Figura 1. 28- Alunos de Mestrado realizando ensaios sobre o estudo do coeficiente de uma pinha (já queimada) no Túnel de Vento Oblíquo do Laboratório de Ensaios de Incêndios Florestais.</i>	28
<i>Figura 1. 29 - Instalação para ensaio de coras de pás do IST.</i>	29

<i>Figura 1.30 – Túnel de vento para ensaio de turbomáquinas do IST.</i>	30
<i>Figura 1.31 - Esquema da vista lateral do túnel de vento para ensaio de cascatas de pás a baixa velocidade do NPS.</i>	30
<i>Figura 1.32 – Secção de teste do túnel de vento para ensaio de cascatas a baixa velocidade do NPS.</i>	31
<i>Figura 1.33 - Vista parcial do Low Speed Cascade Wind Tunnel C-1</i>	32
<i>Figura 1.34 – Equema do High Speed Cascade Wind Tunnel C-3</i>	32
<i>Figura 1.35 - Isentropic Compression Tube cascade</i>	33
<i>Figura 1.36 – Secção de ensaio do Isentropic Compression Tube Cascade Annular Facility CT-3</i>	34
<i>Figura 1.37 – Esquema do Continuous High Speed Cascade Wind Tunnel S-1 do vKI</i>	34
<i>Figura 2.1-Ensaio aerodinâmicos sobre ciclistas no L-1A Low Speed Wind Tunnel.</i>	38
<i>Figura 2.2- Low Speed Wind Tunnel L-2A.</i>	39
<i>Figura 2.3- Representação do túnel de vento Twin-Jet Low Speed Wind tunnel L-6, disponível no Von Karman Institute for Fluids Dynamics.</i>	40
<i>Figura 2.4- Secção de testes do túnel 12' X 10' Low Speed Wind Tunnel.</i>	41
<i>Figura 2.5- Secção de teste do Túnel de vento da Lola Cars</i>	42
<i>Figura 2.6 - Bocal de admissão do No. 3 Low Speed Wind Tunnel do FAST</i>	43
<i>Figura 2.7- Ventilador do túnel de vento 5 Metre Low Speed Wind Tunnel disponível no Qinetiq.</i>	44
<i>Figura 2.8- Secção de teste do túnel de vento F1 Subsonic Wind Tunnel</i>	45
<i>Figura 2.9- Esquema representativo do Laminar Wind Tunnel.</i>	47
<i>Figura 2.10- Vista frontal do Gust Wind Tunnel</i>	47
<i>Figura 2.11- Fotografia do Icing Wind Tunnel.</i>	48
<i>Figura 2.12- Secção de teste do LLF Low Turbulence Wind Tunnel.</i>	49
<i>Figura 2.13- Secção de teste do The Argyll Wind Tunnel</i>	50
<i>Figura 2.14- Secção de testes do LT 1 Subsonic Wind Tunnel.</i>	50
<i>Figura 2.15- Túnel de vento transónico ETW</i>	51
<i>Figura 2.16- Imagem descritiva das três secções de teste do S1Ma Continuous Atmospheric Sub/Transonic Wind Tunnel, e suas configurações.</i>	53
<i>Figura 2.17- Esquema representativo do S1Ma Continuous Atmospheric Sub/Transonic Wind Tunnel.</i>	53
<i>Figura 2.18- Secção de teste do Pt1 Wind tunnel</i>	54
<i>Figura 2.19- Esquema representativo do T1500 Transonic Wind Tunnel.</i>	55
<i>Figura 2. 69 - Secção de teste do Trisonic Wind Tunnel dos Laboratórios Nacionais Sandia</i>	94
<i>Figura 3.1 - Esquema representativo do TA 2- Túnel Aerodinâmico No 2, do Instituto de Aeronáutica e Espaço.</i>	61
<i>Figura 3.2 - Secção de teste do 0,57x0,57m Altitude Icing Wind Tunnel.</i>	62
<i>Figura 3.3 - Modelo Dash 8 da Bombardier montado na secção de trabalho do 9mx9m Low Speed Wind Tunnel.</i>	63
<i>Figura 3.4 - Secção de teste do 2mx3m Wind Tunnel do National Research Council Canada</i>	63
<i>Figura 3.5 - Ventilador do 3mx6m Open-Circuit Propulsion Wind Tunnel.</i>	64
<i>Figura 3.6 - Secção de teste do Boeing V/STOL Wind Tunnel.</i>	65

<i>Figura 3.7 - Secção de teste do Boeing Research Aero-Icing Tunnel.....</i>	<i>66</i>
<i>Figura 3.8 - Representação esquemática do túnel de vento do Instituto Techonológico de Geógia.</i>	<i>67</i>
<i>Figura 3.9 - Esquema representativo do túnel de vento Low Speed Wind Aero-Controls Wind Tunnel. ...</i>	<i>68</i>
<i>Figura 3.10 - Esquema representativo do túnel 19" x 27" wind tunnel</i>	<i>68</i>
<i>Figura 3.11 - Difusor e ventilador do 5'x7' Wind Tunnel pertencente à empresa Gevers Aircraft, Inc.</i>	<i>69</i>
<i>Figura 3.12 - Túnel de vento do Massachusetts Institute of Technology.....</i>	<i>69</i>
<i>Figura 3.13 - Secção de teste do 12-ft Pressure Wind Tunnel da NASA.....</i>	<i>70</i>
<i>Figura 3.14 - Zona de admissão do túnel do maior túnel de vento do Mundo, 80x120ft Wind Tunnel da NASA</i>	<i>71</i>
<i>Figura 3.15 - Interior da secção de teste do 80x120ft Wind Tunnel. Teste do pára-quedas.....</i>	<i>71</i>
<i>Figura 3.16 - Secção de teste do 9'x15' Low-Speed Wind Tunnel.....</i>	<i>72</i>
<i>Figura 3.17 - Vista de corte lateral do 12ft Low Speed Tunnel</i>	<i>72</i>
<i>Figura 3.18 - Veículo automóvel a ser testado no 14'x 22' Subsonic Wind Tunnel</i>	<i>73</i>
<i>Figura 3.19 - Secção de teste do 30ft Vertical Spin Tunnel.....</i>	<i>73</i>
<i>Figura 3.20 - Túnel de vento 7 x 10 ft Low Speed Wind Tunnel, da Northrop Grumman Integrated Systems</i>	<i>74</i>
<i>Figura 3.21 - Esquema do Túnel de vento Langley Full Scale Tunnel.....</i>	<i>75</i>
<i>Figura 3.22 - Secção de teste do Boeing Wind Tunnel.....</i>	<i>76</i>
<i>Figura 3.23 - Esquema representativo do túnel por Klebanoff-Saric Unsteady Wind Tunnel.....</i>	<i>77</i>
<i>Figura 3.24 - Esquema do túnel de vento Oran W. Low Speed Wind Tunnel.....</i>	<i>77</i>
<i>Figura 3.25 - Túnel de vento Open Circuit Subsonic Wind Tunnel.....</i>	<i>78</i>
<i>Figura 3.26 - Interior do Glenn L. Martin Wind Tunnel.</i>	<i>78</i>
<i>Figura 3.27 - Esquema do túnel de vento da Universidade de Notre Dame.</i>	<i>79</i>
<i>Figura 3.28 - Esquema do túnel F.K. Kiristen Wind Tunnel, da Universidade de Washington.</i>	<i>80</i>
<i>Figura 3.29 - Vista exterior do túnel Virginia Sability Wind Tunnel.</i>	<i>81</i>
<i>Figura 3.30 - Boundary Layer Research Wind Tunnel.</i>	<i>81</i>
<i>Figura 3.31 - Vista de perfil do túnel 0,7m Open Jet Wind Tunnel da Universidade Estadual e Instituto Politécnico da Virgínia</i>	<i>82</i>
<i>Figura 3.32 - Secção de teste do Transonic Wind Tunnel da Beoing Technology Services.....</i>	<i>83</i>
<i>Figura 3.33 - Secção de teste do Casplan Transonic Wind Tunnel.....</i>	<i>83</i>
<i>Figura 3.34 - Secção de teste do 0,3m Transonic Cryogenic Wind Tunnel</i>	<i>84</i>
<i>Figura 3.35 - Secção de teste do 1.5m Trisonic Blowdown Wind Tunnel.....</i>	<i>85</i>
<i>Figura 3.36 - Pilot Blowdown Wind tunnel</i>	<i>86</i>
<i>Figura 3.37 - Esquema representativo das instalações dos vários túneis de vento da Aero Systems Enginnering Inc.</i>	<i>86</i>
<i>Figura 3.38 - Canal 2 do conjunto de túneis de vento da Aero Systems Enginnering Inc.....</i>	<i>87</i>
<i>Figura 3.39 - Canal 2 do conjunto de túneis de vento da Aero Systems Enginnering Inc.....</i>	<i>87</i>
<i>Figura 3.40 - Canal 6 e 19 do conjunto de túneis de vento da Aero Systems Enginnering Inc.....</i>	<i>87</i>
<i>Figura 3.41 - Instalações do Arnold Engineering Development Center.....</i>	<i>88</i>

<i>Figura 3.42 - Modelo a ser introduzido na secção de teste do Polysonic Wind Tunnel.....</i>	<i>89</i>
<i>Figura 3. 43 - Modelo montado na secção de teste do High Speed Wind Tunnel, pertencente à empresa Lockheed Martin.</i>	<i>89</i>
<i>Figura 3.44 - Modelo de um Space Shuttle montado na secção de testes do 9x7ft Supersonic Wind Tunnel</i>	<i>90</i>
<i>Figura 3.45 - Secção de teste do 1x1ft Supersonic Wind Tunnel, do Centro de Pesquisa de Glenn, NASA.</i>	<i>91</i>
<i>Figura 3.46 - Modelo montado na secção de teste do 8x6ft Supersonic Wind Tunnel</i>	<i>91</i>
<i>Figura 3.47 - Pesquisador verificando as configurações na secção de teste do Abe Silverstein Supersonic Wind Tunnel.....</i>	<i>92</i>
<i>Figura 3. 48 - Modelo à escala 1:100 do módulo da tripulação a ser testado no Unitary Plan Wind Tunnel</i>	<i>92</i>
<i>Figura 3.49 - Túnel de Vento Mach 4 Quiet Flow Ludwig Tube.....</i>	<i>93</i>
<i>Figura 3.50 - Túnel de Vento Hipersónico T3, da Força Aérea Brasileira.</i>	<i>95</i>
<i>Figura 3.51 - Supersonic-Hypersonic Wind Tunnel da Accurate Automation Corporation.</i>	<i>96</i>
<i>Figura 3.52 - Channel 9: High Area Ratio Nozzle Test and Hypersonic Wind Tunnel</i>	<i>97</i>
<i>Figura 3.53 - Túnel de vento Mach 6 Quiet Flow Ludwig Tube da Universidade de Purdue.</i>	<i>98</i>
<i>Figura 3.54 - Hypersonic Eind Tunnel, da Sandia National Laboratories Engineering Sciences Experimental Facility.....</i>	<i>98</i>
<i>Figura 3. 55 - Hypervelocity Wind Tunnel, da Força Aérea dos Estados Unidos.</i>	<i>99</i>
<i>Figura 3. 56 - Vista do túnel de vento hipersónico do Instituto Politécnico e Universidade do Estado de Virginia.</i>	<i>99</i>
<i>Figura 4.1 – Layout do túnel de vento.....</i>	<i>101</i>
<i>Figura 4.2 – Centro de massa do túnel de vento projectado.....</i>	<i>102</i>
<i>Figura 4.3 – Geometria e dimensões do elemento de admissão do túnel.</i>	<i>102</i>
<i>Figura 4.4 – Aspecto geral do elemento de admissão do túnel.</i>	<i>104</i>
<i>Figura 4.5 – Moldura da secção de admissão.</i>	<i>104</i>
<i>Figura 4.6 – Elemento anular da secção de trabalho do túnel.....</i>	<i>105</i>
<i>Figura 4.7 – Estator intemédio de estabilização.</i>	<i>106</i>
<i>Figura 4.8 – Fotografia do estator do túnel.</i>	<i>106</i>
<i>Figura 4.9- Curvas características para difusores (69).</i>	<i>107</i>
<i>Figura 4.10 – Representação esquemática do difusor.</i>	<i>108</i>
<i>Figura 4. 11 – Difusor projectado para o túnel.</i>	<i>109</i>
<i>Figura 4.12 – Tubeira de descarga do túnel de vento.</i>	<i>110</i>
<i>Figura 4. 13 – Modelo de tubeira para os ventiladores 2 e 3.....</i>	<i>111</i>
<i>Figura 4.14 – Modelo do apoio para os ventiladores 2 e 3.....</i>	<i>112</i>
<i>Figura 4.15 - Esquema do Ventilador Axial.</i>	<i>113</i>
<i>Figura 4.16 - Fotografia do Ventilador 1 do fludislab.</i>	<i>114</i>
<i>Figura 4.17 - Fotografia do Ventilador 2.....</i>	<i>117</i>
<i>Figura 4. 18 – Desenho de conjunto do túnel de vento.....</i>	<i>122</i>

<i>Figura 4.19 – Estrutura de apoio dos ventiladores 2 e 3 em conjunto.....</i>	<i>122</i>
<i>Figura 4.20 – Estrutura de apoio do difusor.</i>	<i>123</i>
<i>Figura 4.21 – Pé de apoio do elemento de admissão.</i>	<i>123</i>
<i>Figura 5. 1 – Fronteira do domínio computacional.....</i>	<i>129</i>
<i>Figura 5. 2 – Dimensões do domínio computacional.</i>	<i>131</i>
<i>Figura 5. 3 – Visão geral da malha gerada no software Gambit para análise CFD.</i>	<i>131</i>
<i>Figura 5. 4 – Pormenor da malha na região mais crítica.</i>	<i>132</i>
<i>Figura 5. 5 – Malha junto à superfície do cubo.....</i>	<i>132</i>
<i>Figura 5.6 – Isolinhas de pressão para escoamento invíscido no túnel, com o ventilador 1:</i>	<i>136</i>
<i>Figura 5. 7 – Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento invíscido no túnel, com o ventilador 1: $\Delta p = 372,78 Pa$.....</i>	<i>137</i>
<i>Figura 5.8 – Isolinhas de pressão para escoamento invíscido no túnel, com o ventilador 2:</i>	<i>137</i>
<i>Figura 5.9 – Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento invíscido no túnel, com o ventilador 2: $\Delta p = 235,44 Pa$.....</i>	<i>137</i>
<i>Figura 5.10 – Isolinhas de pressão para escoamento invíscido no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.....</i>	<i>138</i>
<i>Figura 5.11 – Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento invíscido no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.....</i>	<i>138</i>
<i>Figura 5.12 – Isolinhas de pressão para escoamento invíscido no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 Pa$.....</i>	<i>138</i>
<i>Figura 5.13 – Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento invíscido no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 Pa$.....</i>	<i>139</i>
<i>Figura 5.14 – Linhas de Corrente para escoamento invíscido no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.....</i>	<i>139</i>
<i>Figura 5. 15 - Linhas de Corrente para escoamento invíscido no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 Pa$.....</i>	<i>139</i>
<i>Figura 5.16 – Isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com o ventilador 1: $\Delta p = 372,78 Pa$.....</i>	<i>140</i>
<i>Figura 5.17 – Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com o ventilador 1: $\Delta p = 372,78 Pa$.....</i>	<i>140</i>
<i>Figura 5.18 - Isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com o ventilador 2: $\Delta p = 235,44 Pa$.....</i>	<i>140</i>
<i>Figura 5. 19 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com o ventilador 2: $\Delta p = 235,44 Pa$.....</i>	<i>141</i>
<i>Figura 5. 20 - Isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.....</i>	<i>141</i>
<i>Figura 5. 21 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.....</i>	<i>141</i>

<i>Figura 5. 22 – Isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 \text{ Pa}$.....</i>	<i>142</i>
<i>Figura 5. 23 – Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 \text{ Pa}$.....</i>	<i>142</i>
<i>Figura 5. 24 – Linhas de corrente para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 \text{ Pa}$.</i>	<i>142</i>
<i>Figura 5. 25 – Linhas de corrente para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 \text{ Pa}$.</i>	<i>143</i>
<i>Figura 5.26 – Isolinhas da velocidade segundo Oy para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 \text{ Pa}$.</i>	<i>143</i>
<i>Figura 5.27 – Isolinhas da velocidade segundo Oy para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 \text{ Pa}$.....</i>	<i>143</i>
<i>Figura 5.28 – Isolinhas de energia cinética turbulenta para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 \text{ Pa}$.</i>	<i>146</i>
<i>Figura 5.29 – Isolinhas de energia cinética turbulenta para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 \text{ Pa}$.....</i>	<i>146</i>
<i>Figura 5.30 – Campo de velocidades do escoamento viscoso na secção de trabalho do túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 \text{ Pa}$.....</i>	<i>147</i>
<i>Figura 5.31 - Campo de velocidades do escoamento viscoso na secção de trabalho do túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 \text{ Pa}$.....</i>	<i>147</i>
<i>Figura 5. 32 – Troço do túnel onde a energia cinética turbulenta se encontra entre 0 e 0,2.....</i>	<i>148</i>
<i>Figura 5. 33 – Troço do túnel onde a velocidade segundo Oy é inferior a $\pm 0,1 \text{ m/s}$.</i>	<i>148</i>

Lista de Gráficos

<i>Gráfico 2.1 - Distribuição dos túneis de vento na Europa consoante o regime de funcionamento.</i>	<i>36</i>
<i>Gráfico 2.2 - Distribuição dos túneis de vento consoante o seu regime de funcionamento.</i>	<i>37</i>
<i>Gráfico 2.3 - Distribuição dos túneis de vento subsónicos na Europa.....</i>	<i>37</i>
<i>Gráfico 2.4 - Distribuição dos túneis de vento transónicos na Europa.....</i>	<i>51</i>
<i>Gráfico 2.5 - Distribuição dos túneis de vento supersónicos na Europa.</i>	<i>55</i>
<i>Gráfico 2.6 - Distribuição dos túneis de vento hipersónicos pela Europa.</i>	<i>57</i>
<i>Gráfico 3.1 - Distribuição dos túneis de vento na América.</i>	<i>59</i>
<i>Gráfico 3.2 - Distribuição dos túneis de vento na América.</i>	<i>60</i>
<i>Gráfico 3.3 - Distribuição dos túneis de vento subsónico a oeste do hemisfério</i>	<i>60</i>
<i>Gráfico 3.4 - Distribuição dos túneis de vento supersónico na América.</i>	<i>85</i>
<i>Gráfico 3.5 - Distribuição dos túneis de vento de regime hipersónico pelos vários países da América. ...</i>	<i>95</i>

Lista de Tabelas

<i>Tabela 1.1 – Lista de túneis de vento existentes e sua localização até ao ano de 1920</i>	14
<i>Tabela 4.1 – Dimensões da secção do elemento de admissão ao longo de x</i>	103
<i>Tabela 4.2 - Características do Ventilador 1 e seu do motor</i>	115
<i>Tabela 4.3 – Alturas dinâmicas medidas no ensaio do Ventilador 1</i>	115
<i>Tabela 4.4 – Parâmetros eléctricos registados durante o ensaio do Ventilador 1</i>	116
<i>Tabela 4.5- Características do Ventilador 2 e seu do motor</i>	117
<i>Tabela 4.6 – Alturas dinâmicas medidas no ensaio do Ventilador 2</i>	118
<i>Tabela 4.7 – Parâmetros eléctricos registados durante o ensaio do Ventilador 2</i>	118
<i>Tabela 4.8 - Características do Ventilador 3 e do seu motor</i>	119
<i>Tabela 4. 9 – Alturas dinâmicas medidas no ensaio do Ventilador 3</i>	120
<i>Tabela 4.10 – Parâmetros eléctricos registados durante o ensaio do Ventilador 3</i>	120
<i>Tabela 5.1. – Valores de pressão impostos na fronteira de jusante</i>	130

Lista de Símbolos

A_R	Razão de áreas (ou de aspecto da malha)
A_1	Área da secção menor do difusor
A_2	Área da secção maior do difusor
C_p	Coefficiente de pressão
c_{pi}	Coefficiente de pressão ideal
C_v	Calor específico a volume constante
D	Diâmetro da tubagem (e da roda)
f	Coefficiente de fricção, frequência da corrente eléctrica
g	Aceleração da gravidade
G_k	Geração de energia cinética turbulenta
G_ω	Geração de taxa de dissipação específica
H	Altura de Energia
I	Intensidade da turbulência
k	Condutividade térmica, coeficiente de perdas singulares e energia cinética turbulenta
K	Característica da tubagem
L	Comprimento do difusor, comprimento da tubagem
N	Velocidade de rotação
p	Pressão estática
P	Potência hidráulica
Q	Caudal
Q_{EAS}	Indicador da qualidade da malha
R	Constante dos gases ideais

Re	Número de Reynolds
R_1	Raio da secção de entrada do difusor
S_k	Termo fonte
S_ω	Termo fonte
T	Temperatura absoluta
u	Energia interna
u'	Média das flutuações da velocidade turbulenta
U	Tensão eléctrica
\vec{v}	Velocidade do escoamento
V	Velocidade do escoamento
\bar{v}	Velocidade média
W	Potência eléctrica

Lista de Simbolos Gregos

Δh	Altura manométrica
Δy	Comprimento da aresta
Δx	Comprimento da aresta
θ_{eq}	Ângulo característico de um elemento equilátero
$\theta_{m\acute{a}x}$	Ângulo máximo
$\theta_{m\acute{i}n}$	Ângulo mínimo
ϕ	Ângulo do difusor com a horizontal
Φ	Função de dissipação

Γ_ω	Difusividade efectiva de ω
Γ_k	Difusividade efectiva de k
ρ	Massa volúmica do ar
ω	Taxa de dissipação específica
$\eta_{difusor}$	Rendimento do difusor
μ	Viscosidade absoluta
μ_t	Viscosidade turbulenta

Capítulo 1

Introdução

Desde muito cedo houve curiosidade e mais tarde necessidade, por parte dos experimentalistas, de observar de perto os efeitos do vento. O aparecimento dos primeiros dispositivos para ensaios aerodinâmicos ajudaram a compreender alguns desses efeitos. Mais tarde, na sequência das pesquisas efectuadas, nasce o primeiro túnel de vento. O primeiro capítulo deste trabalho encontra-se dividido em subcapítulos. No primeiro é descrito o âmbito e os objectivos desta dissertação, focando os pontos principais. O segundo subcapítulo descreve a origem e a evolução do túnel de vento, desde o aparecimento dos primeiros dispositivos, o aparecimento do túnel de vento, e a evolução que este sofreu até ao presente. A terceira parte deste capítulo foi dedicada a uma breve descrição dos túneis de vento que existem em Portugal. Para finalizar este capítulo, no quarto capítulo foi relatado a organização desta dissertação.

1.1. Âmbito e objectivos do presente estudo

Este trabalho tem como objectivo o projecto e a construção de um túnel de vento para o ensaio de coroas de pás de turbomáquinas. Para cumprir este objectivo foi necessário realizar o ensaio de três ventiladores. Foi igualmente necessário utilizar ferramentas de simulação, como por exemplo o software SolidWorks™ 2008 para projectar os vários elementos do túnel, e o software ANSYS Fluent™ 6.3 para modelação do escoamento no seu interior. Os diferentes elementos projectados foram efectivamente construídos a partir dos respectivos desenhos técnicos. Finalmente realizou-se um ensaio do túnel.

1.2. Origens e evolução dos túneis de vento

As origens e evolução dos Túneis de Vento e das primeiras máquinas voadoras, estão sucintamente descritas no livro “Wind Tunnels of NASA” de Donald D. Baals e William R. Corliss, (1981), que passamos a descrever.

É sensivelmente a partir do século XVIII que começam os primeiros estudos experimentais sobre a interação do escoamento de fluidos, tais como o ar e a água, com corpos sólidos. Na tentativa de conhecer o segredo do voo, os aspirantes a aeronautas estudaram de perto o voo dos pássaros, e construíram as suas primeiras máquinas voadoras baseando-se nas estruturas dos pássaros. Para o homem conseguir voar, primeiro necessitava de compreender a dinâmica do escoamento em torno dos objectos. Para tal, era necessário construir laboratórios com instrumentação onde asas, fuselagens e as superfícies de controlo podem ser testadas sob condições controladas. Deste modo, não é surpreendente que o primeiro túnel de vento foi construído 30 anos antes do sucesso dos irmãos Wright.

Apesar de ser óbvia a utilidade dos túneis de vento, este não foi o primeiro dispositivo de testes aerodinâmicos. Esta ferramenta é indispensável nos dias de hoje. Nenhum engenheiro aeronáutico projecta uma aeronave sem primeiro medir as suas propriedades no túnel de vento (força de sustentação, força de resistência, e estabilidade). Primeiro realizam-se os testes no túnel, de seguida o voo livre; é própria ordem das coisas. Estes testes podiam ser feitos de duas formas: movendo o modelo a testar através do ar à velocidade necessária, ou fixando o modelo e forçando o ar a contornar o modelo. Ambas as hipóteses foram aplicadas desde os primeiros dias da aeronáutica. De maneira a obter um escoamento de ar uniforme, os modelos eram colocados nas bocas das grutas ou no cimo dos cumes onde o ar soprava com maior velocidade. Devido à perversidade da Natureza os experimentalistas foram obrigados a desenvolver dispositivos mecânicos, capaz de converter os ventos de Natureza caprichosa num ar calmo, sem turbulência. O dispositivo mais simples e barato para mover o modelo a altas velocidades era o braço girante.

Com o objectivo de determinar as forças de resistência exercidas sobre objectos com várias formas, Benjamim Robins (1707 – 1751) construiu a primeira máquina utilizada para o efeito. Esta máquina, muito simples, era constituída por um braço girante em cuja extremidade era fixado o objecto em estudo. O braço tinha apenas 1,2m de comprimento, e uma velocidade de apenas alguns metros por segundo. Robin colocou várias formas na extremidade do braço, e girou-as em diferentes orientações. Através desta experiência, ele concluiu que “todas as teorias sobre a força da resistência até agora estabelecidas eram extremamente defeituosas”: diferentes formas, apesar da mesma área projectada nem sempre tem a mesma resistência ao ar. Desta forma conclui que existe uma complexa relação entre a força de resistência, a forma do modelo, a orientação do modelo, e a

velocidade do ar, desafiando a teoria proposta inicialmente por Newton e todos os testes constituídos por todas as aeronaves mais importantes para a ainda jovem ciência de voo.

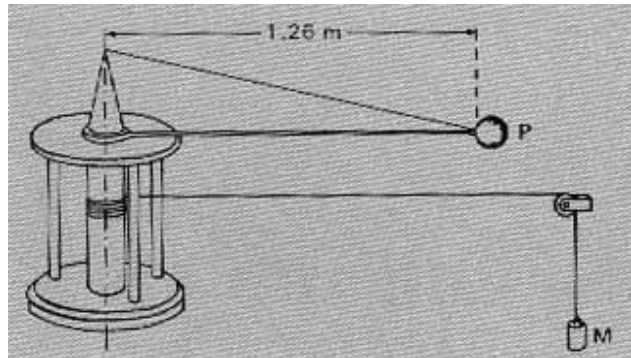


Figura 1.1 - Representação do braço girante de Benjamin Robins. [1].

Mais tarde, desta vez para medir as forças de sustentação e de resistência para perfis alares, George Cayley (1773 – 1857) construiu um novo braço com 1,5m de comprimento e capaz de atingir velocidades entre 3,05 a 6,10 m/s. Posteriormente, Cayley utilizou os dados recolhidos nos ensaios e construiu um pequeno planador que se acredita ter sido o primeiro veículo bem sucedido mais pesado que o ar. Em 1804, construiu um planador não tripulado com uma área de 18,6 m² de asa. Mais tarde, em 1852, projectou um planador tripulado triplano que incorporava várias características das modernas aeronaves. As aeronaves motorizadas ainda estavam a meio século de distância.

Apesar de Cayley ter realizado muitas experiências aerodinâmicas e projectado preciosas aeronaves, a sua maior contribuição para a aeronáutica foi a sua filosofia de projecto. Os aspirantes a aeronautas anteriores a Cayley acreditavam que para voarem precisava de criar um movimento de propulsão e outro de sustentação, como os pássaros e os helicópteros. Cayley afirmou: “Construa uma superfície que suporte um determinado peso através da Energia aplicada à resistência ao ar”. Ou seja, utilize um motor para criar um sistema de propulsão, e deixe as asas criar a força de sustentação. Esta separação entre a força de propulsão e a força de sustentação, embora pareça simples, foi uma mudança revolucionária na maneira como pensavam sobre as aeronaves. Deste modo, foi aberto um novo horizonte no projecto de aeronaves.

O braço girante forneceu grande parte dos testes aerodinâmicos recolhidos até ao final do século XIX. Contudo, o braço girante tinha falhas que não passaram despercebidas. Os resultados dos testes eram influenciados negativamente pelo braço devido ao seu movimento giratório. Com tanta turbulência, os experimentalistas não conseguiam calcular a verdadeira velocidade relativa entre o modelo e o ar. Além do mais, era extremamente complicado equipar o braço com instrumentação, medindo pequenas forças exercidas no modelo enquanto o braço girava a alta velocidade. Era preciso algo mais, era preciso um túnel de vento. Este simples e completo dispositivo consistia numa passagem fechada por meio da qual o ar é conduzido através de um ventilador ou outro sistema apropriado. A secção de testes é

o coração do túnel, na qual o modelo à escala é sujeito a um escoamento de ar sob condições controladas. As características aerodinâmicas do modelo são medidas através de instrumentação e uma balança apropriada. O túnel de vento embora se apresente de várias formas, contém sempre cinco elementos identificativos: sistema de accionamento; secção de testes; modelo de estudo; escoamento de ar controlado; e instrumentação. O túnel tinha uma grande capacidade de controlo para realizar testes sistemáticos. O braço girante depressa se tornou obsoleto.

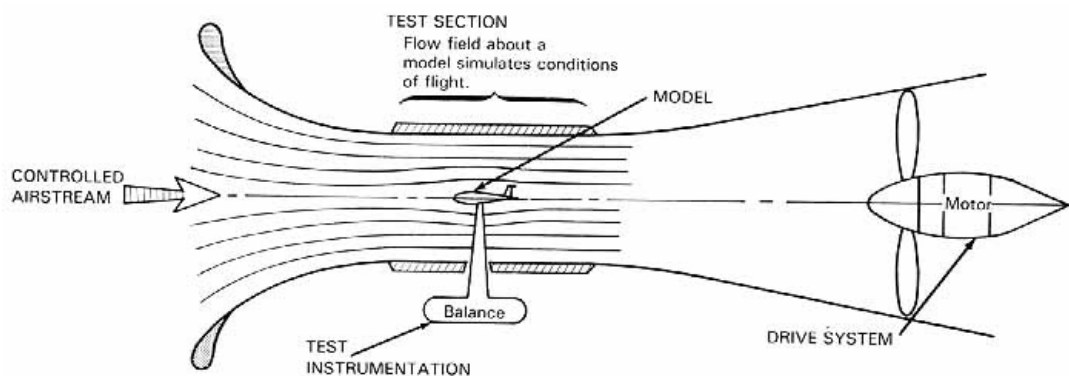


Figura 1.2 - Representação esquemática de um túnel de vento aberto. [1]

O túnel de vento desempenhava um papel único, mas as suas capacidades podiam ser melhor apreciadas reconhecendo as forças e momentos aerodinâmicos que actuam na aeronave durante o voo. As forças eram medidas relativamente ao eixo do túnel onde o modelo era mantido sob um escoamento estacionário, garantindo uma facilidade de medição e abrindo uma nova era nas experiências aerodinâmicas.

Frank H. Wenham (1824 – 1908), membro do Conselho da Sociedade Aeronáutica da Grã-Bretanha, projectou e operou aquele que viria a ser o primeiro Túnel de Vento da História da Aeronáutica. Este Túnel, construído em 1871, era constituído por um elemento com 3,66 m de comprimento e uma área útil de 0,0116 m². O ventilador situado a montante da secção de teste e era movido por uma máquina a vapor para impulsionar o ar para dentro do túnel. Depois de testar vários perfis, Wenham e os seus colegas ficaram surpreendidos com os resultados que obtiveram. Para baixos ângulos de incidência a razão entre os coeficientes de sustentação e de resistência era elevada: cerca de 5, para um ângulo de ataque de 15 graus. As teorias de Newton sobre aerodinâmica eram muito menos optimistas. Com esta razão tão elevada era possível suportar grandes cargas. O voo motorizado parecia muito mais acessível do que se pensava ser possível.

Através do túnel de vento, os aerodinâmicos finalmente entenderam quais eram os factores que controlavam a força de sustentação e a força de resistência. Apesar disso, eles continuavam incomodados acerca dos testes de modelo à escala. Poderiam os dados obtidos experimentalmente num modelo 1:10 ser utilizados num modelo de escala completa? A grande maioria dos testes em túneis de vento foi e continuam a ser realizados com modelos à

escala por uma questão de custos. Realizar ensaios num túnel de escala completa é dispendioso.

Osborne Reynolds (1842 – 1912), através de um conjunto de experiências, demonstrou que era possível correlacionar um modelo de veículo a grande escala com um modelo do mesmo veículo, a escala reduzida. Esta relação consubstancia-se, hoje em dia, no conhecido Número de Reynolds.

Considerado o primeiro aviador, tendo conseguido planar cerca de 247m na sua melhor tentativa, Otto Lilienthal (1848 – 1896) acumulou assim mais tempo de voo que os seus antecessores no total. Lilienthal começou em 1891 e planou mais de 2500 vezes. Embora tenha construído aeronaves não tripuladas, os seus planadores tornaram-no mundialmente famoso, gerando grande entusiasmo para o voo tripulado. Os seus planadores experimentais eram antecidos de testes de várias superfícies de sustentação através do seu braço girante. Lilienthal entre 1866 e 1889 construiu vários braços girantes, desde 2 até 7 m de diâmetro aproximadamente. Com base nos ensaios, ele concluiu incorrectamente que o voo com perfis planos era definitivamente impossível. De seguida ele voltou-se para os perfis alares. Mesmo aqui, os resultados dos testes eram desencorajadores a respeito do voo motorizado. Destemido, apesar dos péssimos resultados obtidos, não resistiu a tentar voar. Na realidade voou, no sentido que conseguia controlar o seu planador sobre longas distâncias. Faltava-lhe apenas um motor e um propulsor.

Mais ou menos por esta altura, Sir Hiram Maxim (1840 – 1916) apresentou o seu planador chamado Golias, propulsado a vapor. Americano, mas a viver em Inglaterra era dono de uma fortuna considerável. Maxim construiu diversas instalações para realizar testes com aeronaves. O seu objectivo na aeronáutica era o voo tripulado e motorizado. Para poder simular a força de propulsão criada por um motor, Maxim precisava de um braço girante capaz de transmitir essa força. Começando por testar perfis alares, construiu um enorme braço girante com 19,5m de diâmetro, equipado com instrumentação capaz de medir a força de sustentação, a força de resistência, e a velocidade relativa do ar. Após construir vários braços girantes de diferentes diâmetros, construiu aquilo que sempre teve no pensamento, um túnel aerodinâmico. Maxim construiu um Túnel de Vento com um comprimento de 3,66m e uma área útil na secção de trabalho de 0,28m². Através de dois ventiladores a montante e movidos por um motor a vapor, conseguia deslocar o ar na secção de teste a 22.22m/s. Depois de realizados os ensaios soma das partes individuais que a constitui. Ele advertiu que os vários membros que co, Maxim chegou à conclusão que, quer no Túnel de Vento, quer no braço girante, um perfil de asa abaulado proporciona maior força de sustentação que força de resistência. Para um ângulo de ataque de 4°, obteve uma razão entre os coeficientes de sustentação e de resistência igual a 14. Resultados muito satisfatórios para o Século XIX. Maxim foi o primeiro a detectar os efeitos da interferência aerodinâmica, onde a força de resistência total da estrutura excede a nstituem a estrutura da aeronave, não podem ser colocados junto umas das outras. Coerente com a sua filosofia, Maxim construiu uma maquina

voadora com mais de 3600 kg e uma área de asa de 371,6 m². A área actual de um DC-10 é apenas 325 m², mas suporta uma aeronave com 227 toneladas.

Samuel P. Langley (1834 – 1906) foi o primeiro Major da Aeronáutica nos Estados Unidos. Matemático, astrónomo, e secretário do Smithsonian Institution iniciou-se na Aeronáutica em 1886. Tal como os seus contemporâneos, começou por analisar vários perfis. Construiu um braço girante com cerca de 18,3m de diâmetro, movido por um motor de 10 cv, conseguindo velocidades de 44 m/s. Langley estava optimista em relação ao voo motorizado. Localizado ao ar livre fez com que muitos dos testes realizados por Langley não fossem muito bem sucedidos, pois os resultados eram afectados pelas condições atmosféricas e pela massa de ar criada pelo movimento giratório do braço. Langley talvez seja mais conhecido pelas suas falhas, mas o seu bem-sucedido planador motorizado não tripulado também foi menosprezado por muitos historiadores aeronautas. O seu último planador era propulsionado por um motor de aproximadamente 1cv, que levava a distâncias até 1200 m. Para Langley, aqueles voos mostravam que havia potencial para o voo motorizado e tripulado.

Em Dayton, os irmãos Wright, Wilburn Wright (1876 – 1912), Orville Wright (1871 – 1948), construíram a sua primeira máquina voadora em 1899. Era um simples papagaio biplano, não tripulado com 1,52 m de largura e de modo a que pudesse ser manobrado através da torção ou empenamento das asas, (controlo parecido com o dos pássaros). O ensaio feito com o seu papagaio levava-os à construção do seu primeiro planador tripulado não motorizado em 1900. Doze testes de voo com o planador nº 1, provaram que os controlos do momento de picada e do momento de inclinação funcionavam. Entretanto, o planador estava a gerar muito menos força de sustentação e mais força de resistência que a esperada. Para resolver este problema os Wright realizaram uma simples experiência, utilizando os ventos naturais compararam uma superfície curva com uma superfície plana de referência. Na verdade, ele construiu uma balança aerodinâmica, que mostrou de forma evidente, qual dos dois perfis de teste desenvolve mais força de sustentação. Este “túnel de vento sem paredes” confirmou aquilo que os irmãos Wright vinham a desconfiar há muito tempo: as tabelas que utilizavam para o projecto aerodinâmico induziam em graves erros. Soberbos com estas revelações, os Wright aumentaram a área da asa do planador nº2 para 26,9m². Os voos de teste deixaram os irmãos Wright ainda mais decepcionados. As asas altamente curvadas criavam momentos de picada incapazes de serem controlados. Os Wright voltaram a Dayton com as suas ideias confusas. O planador nº2 tinha voado, mas segundo as expectativas face aos testes de 1901 em Kitty Hawk, foi um desastre. Com uma fé absoluta nos dados científicos, foram levados a duvidar de uma coisa depois de outra, até que passado 2 anos de experiências decidiram deixar tudo de lado e confiar inteiramente nas suas investigações. Eles começaram com uma abrangente série de experiências com uma grande variedade de perfis aerodinâmicos. Em apenas 3 meses, esses testes produziram os dados básicos à construção de planador 1902 e depois a aeronave motorizada. Durante este curto espaço de tempo, os irmãos Wright superaram todos os aerodinâmicos do Mundo. Os primeiros testes foram exploratórios, e utilizaram uma máquina de testes convencional; uma bicicleta com

uma terceira roda montada horizontalmente na parte frontal do quadro. Os perfis a testar eram montados no volante, e foi pedalando para cima e para baixo nas ruas de Dayton. O aerofólio a testar devia produzir um binário numa direcção, mas este era contrabalançado por um binário na direcção oposta à forma de referência. Desta forma, o balanço rotativo trouxe um equilíbrio através da mudança do ângulo de ataque do aerofólio. Os dados obtidos da plataforma improvisada eram grosseiros, mas mesmo assim reforçava a decisão dos Wright acerca de rejeitarem o manual existente. Eles tinham de escrever o seu próprio manual e construir uma máquina para realizar ensaios. Observando os problemas de Langley com o seu braço girante optaram por construir antes um Túnel de Vento. Este primeiro túnel consistia num tubo quadrado para canalizar o ar, com um ventilador e uma balança de dois elementos montada na secção de passagem. Um dos elementos da balança era uma superfície plana calibrada. O outro elemento era a superfície convexa a testar, que estava no mesmo ângulo, ma na direcção oposta. Quando o túnel era ligado, a balança inclinava-se para um lado ou para o outro, indicando assim as forças de sustentação relativas. Os resultados obtidos por estes foram tão satisfatórios que rapidamente construíram um túnel de maiores dimensões. O segundo túnel de vento apresentava uma área de $0,01m^2$ na secção de testes. Foi aqui que os Wright obtiveram os dados decisivos que precisavam para construir a sua primeira aeronave tripulada motorizada. Reconhecendo que o próprio laboratório era o caminho de retorno do ar que saía da secção de teste a velocidades entre 11,11 a 15,56 m/s, proibiram a movimentação de pessoas e objectos durante a recolha de dados. Os irmãos Wright construíram duas balanças: uma para medir a força de sustentação, e outra para medir a força de resistência. As balanças nunca mediam as forças exercidas, apenas comparavam o aerofólio curvado com o aerofólio de referência, ou com as superfícies planas e calibradas. Esta abordagem permitiu que rapidamente comparassem um aerofólio com outro, escolhendo assim o melhor das diversas configurações.

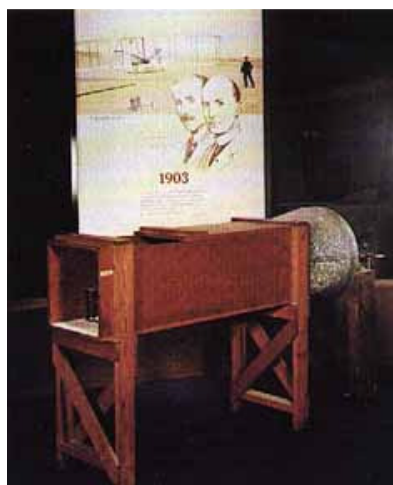


Figura 1.3 - Réplica do túnel de vento dos irmãos Wright, de 1901 [1]

No final do verão de 1902, os irmãos Wright voltaram a Kitty Hawk para construir o planador nº3. Pouco maior que a versão de 1901, tinha uma asa de 9,75m de comprimento e 28,3m² de área; pesava apenas 52,8 Kg, sem o piloto. A aeronave voou bem. A razão entre o coeficiente de sustentação e o coeficiente de resistência era de aproximadamente 8, um aumento de 1/3 face aos anteriores planadores. O controlo de picada era excelente, mas virar era um problema. Para virar a aeronave, tinha de ser “rolada”na direcção da curva. Isto era feito através da distorção das asas, ou seja, uma asa era torcida para aumentar o ângulo de ataque, enquanto a outra asa era torcida na direcção oposta. Pelo facto da asa ser grande, esta criava demasiada força de resistência e tendia a rodar a embarcação na direcção oposta à prevista. A adição de um leme ligado ao controlo do empeno da asa, resolveu esse problema.

A famosa aeronave de 1903 dos irmãos Wright foi delineada a partir do planador de 1902, excepto a adição das duas hélices contra-rotativas, com 2,6m de diâmetro. A aeronave era impulsionada por um motor de 12 cv. De volta a Kitty Hawk, na manhã de 17 de Dezembro de 1903 com Orville nos comandos da aeronave e com um vento de 8,89 m/s, após 12 m a aeronave ergueu-se no ar pelos seus próprios meios durante 36,6 m. Durante a manhã realizaram mais três voos conseguindo 59 segundos no ar, e cobrindo cerca de 262,7 m no chão, ou seja, cerca de 800 m no ar. O avião ficou ligeiramente danificada na última aterragem, e antes de ser reparada, uma rajada de vento virou-a acabando por destruir completamente a aeronave.

Entre 1903 e o início da I Guerra Mundial em 1914, os países da Europa, arrancaram a liderança técnica na aviação aos Estados Unidos. Foram construídos laboratórios de aeronáutica na Inglaterra, França, Alemanha, Itália e Rússia, mas não na América. Quando a Grande Guerra começou, a França tinha 1400 aeronaves militares; Alemanha 1000; Rússia 800; e Grã-Bretanha 400. Os Estados Unidos tinham apenas 23 máquinas voadoras. Durante este tempo, os europeus projectaram e construíram a sua frota aérea com a ajuda de pelo menos uma dúzia de grandes túneis de vento. Uma vez que os túneis de vento nos EUA eram praticamente inexistentes, foi na Europa que muitos dos fundamentos técnicos para os túneis de vento modernos foram estabelecidos.

Apesar da falta de interesse Americana na aeronáutica, e depois do sucesso dos Wright, o primeiro túnel de vento dedicado à investigação aeronáutica foi construído nos EUA. Albert Zahm, professor na Universidade Católica em Washington, começou a operar um túnel de vento com a inédita secção de testes com 12 m de comprimento, e uma área de 0,56 m². Este túnel não era financiado pelo governo dos EUA, nem mesmo pela Universidade Católica, mas sim por Hugo Mattullath, um industrial que viu um futuro na aviação comercial. As instalações de Zahm eram notáveis não só por causa do tamanho, mas também em virtude dos seus métodos únicos de instrumentação, calibração, e aplicação na pesquisa aeronáutica. Com manómetros de pressão engenhosos, estes tinham sensibilidades de um milionésimo de uma atmosfera.

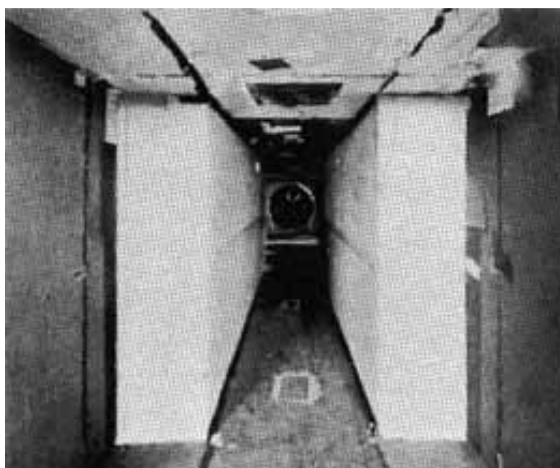


Figura 1.4 - Túnel de vento de Albert Zahm, construído em 1901 na Universidade Católica, Washington [1].

Com esta unidade de pesquisa, Zahm fez um trabalho pioneiro na força de resistência, sendo foi o primeiro a estudar atentamente as perdas devido ao atrito do ar ao contornar as superfícies das aeronaves. Com isto, conseguiu demonstrar que o atrito do ar com as superfícies era um factor importante para a força de resistência a velocidades subsónicas. Apesar do desinteresse por parte da Nação, o impulso dos irmãos Wright, seguido das importantes contribuições deveriam ter mantido a liderança dos EUA na aerodinâmica. Infelizmente Mattullath morreu antes de ver alguma aproximação dos resultados práticos. Trabalhando a solo e sem apoio financeiro, este túnel encerrou por completo em 1908.

Na Europa os túneis de vento estavam divididos em duas categorias: em unidades de pesquisa de proporções modestas, ou em unidades de pesquisa de grandes dimensões criadas devido às necessidades militares. Na Rússia, o primeiro túnel de vento importante foi construído por Dr. Riabouchinsky em 1904, que através dos seus fundos construiu uma completa unidade de pesquisa aeronáutica em Koutchino, perto de Moscovo. Este túnel de vento tinha uma secção de teste com 1,2 m de diâmetro.

Na França, Gustave Eiffel (1832 – 1923), também construiu um laboratório de aerodinâmica privado com os seus próprios fundos. Os primeiros testes aerodinâmicos de Eiffel foram realizados na sua torre, deixando cair corpos de várias formas para medir a sua resistência ao ar. O seu túnel de vento foi construído em 1909 em Champ de Mars e tinha de diâmetro 1,5 m. Este túnel era de circuito aberto, o ar que saía do túnel era direccionado de volta através das paredes do edifício. Eiffel realizou mais de 4000 testes nesta unidade.

Em Gottingen, em 1908, foi colocado em operação o primeiro túnel de vento com ducto de retorno, sob a direcção do famoso aerodinâmico Ludwig Prandtl (1874 – 1953). Este projecto incorporava alhetas nos cantos para virar o escoamento, e o uso das telas tipo favo de mel, que estrategicamente posicionadas servem para homogeneizar o escoamento do ar. Ludwig Prandtl testou vários perfis alares, corpos aerodinâmicos, e também componentes de

aeronaves. Prandtl foi o primeiro a medir a distribuição de pressão sobre as pás das hélices rodando.

A Inglaterra construiu túneis de vento para o governo apoiado pelo National Physical Laboratory (NPL), em Londres. Em 1903 foi construído um pequeno túnel por Thomas Stanton. O primeiro de vários grandes túneis foi construído em 1912 e tinha uma secção de teste quadrada com 2,1 m de lado. Com direccionadores de escoamento e elaborados deflectores, levou os projectistas a criar o túnel de vento mais estável do mundo.

Gustave Eiffel em 1912, construiu em Auteuil um túnel de vento maior e mais rápido (figura 1.5). Baseado no seu projecto em Champ de Mars, este novo túnel era composto por uma secção de ensaio com 2 metros de diâmetro e uma velocidade de vento de 32 m/s. Na mesma unidade um pequeno túnel compartilhava o mesmo motor da unidade conseguindo uma velocidade de 40 m/s. Era o túnel mais rápido até à data. Além das pesquisas habituais sobre aerofólios, hélices, entre outros, Eiffel foi o primeiro a testar os componentes de uma completa aeronave túnel de vento. O modelo de caça Nieuport foi testado por Eiffel para requisitos de potência, estabilidade, controlo e a sua distribuição de pressões. Estes testes realizados nos projectos de aviões militares franceses levaram ao excelente desempenho da aviação francesa durante a Primeira Guerra Mundial.

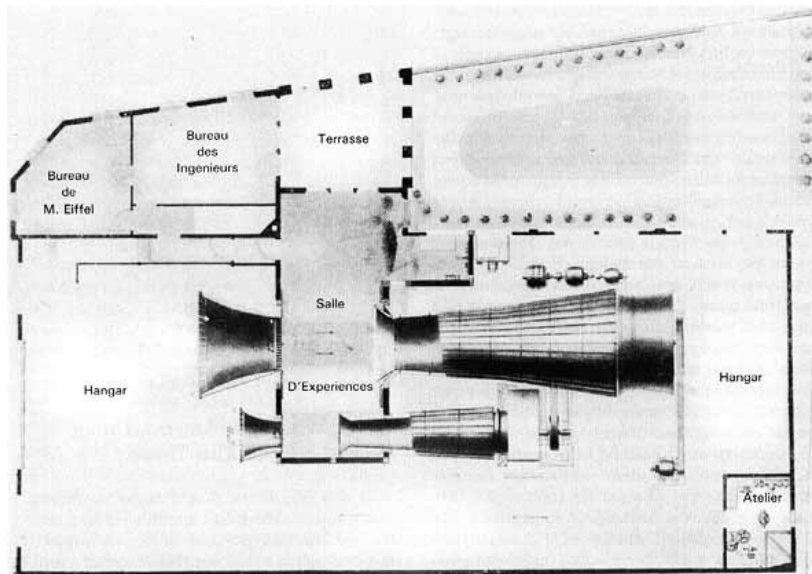


Figura 1.5 - Instalações do túnel de Vento de Eiffel, Auteuil [1].

Enquanto o túnel de Vento de Eiffel era mais vocacionado para a concepção prática de aeronaves, o túnel de segunda geração de Prandtl era mais direccionado para o projecto básico em túnel de vento. Na verdade, a grande maioria dos túneis de vento do mundo, construída ao longo dos últimos cinquenta anos tem sido baseada no modelo de segunda geração de Gottingen. Ludwig Prandtl incorporou duas peças que se tornaram padrão: uma câmara divergente, a montante da secção de testes onde se dá a recuperação de pressão; um

cone de contracção na entrada para ajudar a criar uma velocidade de ar uniforme em toda a secção de teste do túnel e reduzir também a turbulência. O desempenho do túnel de Prandtl em 1916 foi excelente. Este túnel tinha uma velocidade na secção de testes de 51,8 m/s, garantindo a qualidade do escoamento, ou seja, sem turbulência.

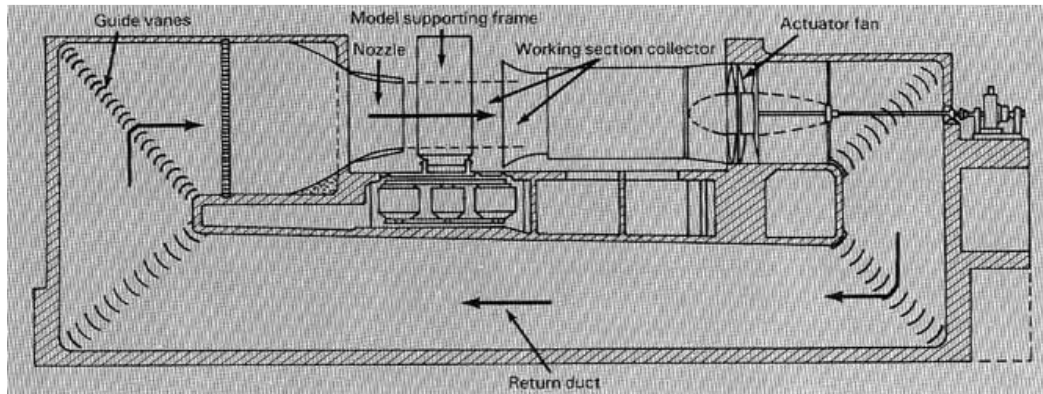


Figura 1.6 - Túnel de segunda geração de Prandtl, 1916 [1].

Os dirigentes do Instituto Smithsonian em 1913 decidiram reabrir o velho laboratório de Langley, em Washington. Para isso, o Instituto enviou Albert Zahm e Jerome Hunsaker para visitar as unidades aeronautas existentes na Europa. O relatório da sua viagem, publicado em 1914, tornou explícito o quão longe estava os Estados Unidos em investigação aeronáutica. Os regentes do Smithsonian apresentaram em 1915, um “memorando sobre as necessidades do NACA”. A responsabilidade do NACA era supervisionar e orientar o estudo científico dos problemas de voo. Em 1917, perto de Hampton, no Estado de Virgínia, mais precisamente na Baía de Chesapeake, e baptizado de Langley Field, foi construído uma unidade de pesquisa aeronáutica.

Nos primeiros tempos da Primeira Guerra Mundial, o líder em pesquisa aeronáutica era indiscutivelmente a Europa. Os Estados Unidos nunca chegaram a ter uma paralisação completa da pesquisa, mas também não contribuíram com nenhuma aeronave de primeira para a guerra. Albert Zahm ajudou a construir um túnel de vento para o laboratório da Marinha, em Washington. Foi construído em 1913, para fornecer dados aerodinâmicos para a criação de futuras aeronaves da Marinha, e tinha uma secção de teste quadrada com 2,4 m de lado. Uma característica engenhosa deste túnel, era o facto de ser possível introduzir uma secção de teste menor, com $1,2 \times 1,2$ m, permitindo assim atingir velocidades de 71 m/s, equivalente à velocidade de mergulho de muitas das aeronaves militares daquele período.

Na data de 1918, quase no final da Primeira Guerra Mundial, entrou em operação o túnel de vento de segunda geração do National Physical Laboratory. Devido á suas características este túnel era designado de “túnel duplex”, contendo duas secções de teste com $2,1 \times 2,1$ m² que ao serem unidas formavam uma secção única de $2,1 \times 4,2$ m². Através

de um sofisticado meio este era capaz de medir as forças e momentos associados ao longo dos três eixos, era considerado um túnel sofisticado.

Dois importantes túneis construídos nos primeiros tempos foram o túnel de Durand, na Universidade de Stanford para a pesquisa de propulsão com 1,5 m, e o túnel construído em 1918 pelo National Bureau of Standards (NBS) para a pesquisa sobre turbulência do ar e os fenómenos da camada limite. Este último era composto por uma secção octogonal com 1,37 m de diâmetro.

Recém-formado, o Langley Memorial Aeronautical Laboratory (LMAL) iniciou as suas operações sem qualquer experiência no projecto e operação de túneis de vento. Não existia nenhum quadro de pesquisadores experientes, os engenheiros da NACA limitaram-se a copiar a tecnologia europeia. Com mudanças muito pequenas, o primeiro modelo de túnel de vento de Langley foi feito a partir do túnel do NPL, mas cinco vezes mais pequeno. O chamado modelo tinha como objectivo obter alguma experiência e em primeira mão, na operação de túneis de vento. Reforçado pela experiência com o modelo, a NACA construiu o primeiro túnel de vento. De circuito aberto, e com um motor eléctrico de aproximadamente 150 kW, proporcionava na secção de testes com 1,5 m diâmetro, velocidades na ordem dos 40 m/s.

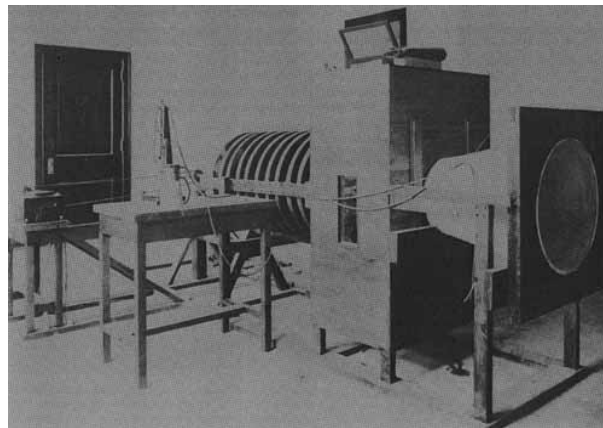


Figura 1.7 - Modelo de túnel de vento construído em Langley Field pela NACA [1].

O NPL já tinha um túnel com uma área cinco vezes maior. No entanto, já era um começo. O túnel começou a operar a 11 de Junho de 1920. Secções tipo favo de abelha, e as telas asseguravam um escoamento laminar em torno dos modelos. O motor eléctrico dispunha de um controlo preciso de velocidade. Para medir as forças e os momentos existentes dos modelos foi aplicada uma balança supersensível, igual à balança que equipava o túnel de vento do NPL. Os dados obtidos neste túnel não apresentavam valores suficientemente rigorosos para que pudessem ser utilizado no projecto de aeronaves. Este túnel de vento apenas serviu de ferramenta de estudo para que os Estados Unidos retomassem de novo a investigação aeronáutica.

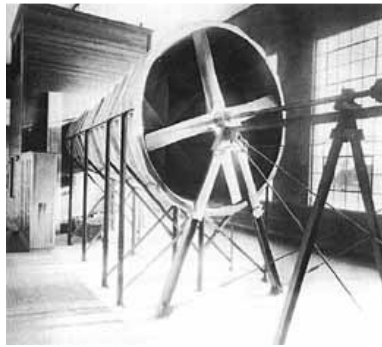


Figura 1.8 - Túnel de Vento nº 1 construído pela NACA no ano de 1920 [1].

Em Hampton, Virginia, no Centro de Pesquisa de Langley, na data de 1920 foi construído o primeiro grande túnel de vento dos Estados Unidos, entrando este em funcionamento no ano seguinte. Foi aqui, que em 1923 entrou em funcionamento o primeiro túnel de vento de densidade variável VDT, ou seja, o primeiro túnel de vento capaz de simular velocidades às quais o ar se comporta como um fluido compressível. O projecto do VDT era um desafio de engenharia, pois tratava-se de um túnel de alta pressão. O tanque era uma estrutura maciça com 10,5 m de comprimento, 4,57 m de diâmetro e uma parede de 5,4 cm de espessura (figura 1.9). De modo a minimizar o volume do tanque e a quantidade de aço estrutural necessário, foi adoptado um tipo de escoamento anular. A secção de testes tinha 1,5 m de diâmetro, para corresponder à secção de testes do túnel de vento nº 1 na NACA. A velocidade na secção de testes era de apenas 22 m/s, pois o importante era a elevada pressão (20 atmosferas). Este equipamento rapidamente se estabeleceu como a principal fonte de dados aerodinâmicos a elevados números de Reynolds. Nesta instalação foram testadas todos os tipos de modelos de aeronaves da altura. A maior contribuição deste túnel, provavelmente, veio em 1933 quando foi publicado o relatório técnico nº 460 da NACA, onde eram relacionados os dados aerodinâmicos de 78 perfis alares. Apesar disso, o túnel de vento também teve alguns problemas.

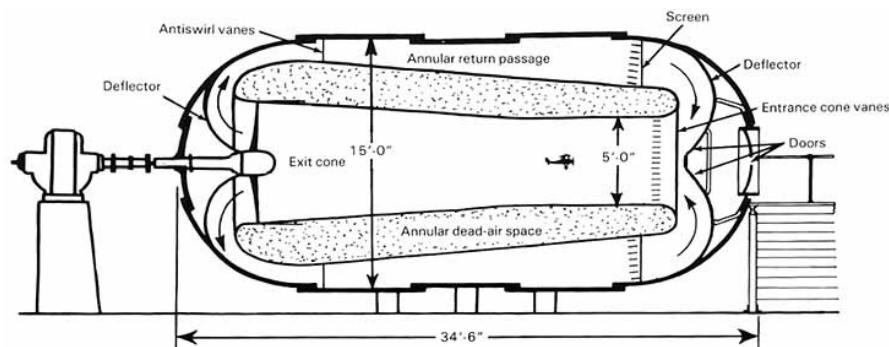


Figura 1.9 - Vista lateral do túnel de vento de densidade variável [1].

Foi na Europa, antes da Primeira Guerra Mundial, que muitos fundamentos técnicos para a construção de túneis de vento foram estabelecidos. O quadro abaixo indica os túneis de vento existentes e a sua localização.

Tabela 1.1 - Lista de túneis de vento existentes e sua localização até ao ano de 1920 [1].

Data	Dimensões	Proprietário	Localização
1901	0,4 x 0,4 m ²	Wright Brothers	Dayton, Ohio, EUA
1901	1,82 x 1,82 m ²	Zahm	Catholic University, EUA
1903	0,6 m (diâmetro)	Stanton	National Physical Laboratory, Inglaterra
1903	1 x 1 m ²	Crocco	Rome, Itália
1904	1,2m (diâmetro)	Riabouchinsky	Koutchino, Moscow, Rússia
1908	2 x 2 m ²	Prandtl	Gottingen, Alemanha
1909	1,5 m (diâmetro)	Eiffel	Champ de Mars, França
1910	1,21 x 1,21 m ²	-	National Physical Laboratory, Inglaterra
1912	2,13 x 2,13 m ²	-	National Physical Laboratory, Inglaterra
1912	2 m (diâmetro)	Eiffel	Auteuil, França
1912	-	Junkers	Aachen, Alemanha
1913	2,43 x 2,43 m ²	Zahm	Washington Navy Yard, EUA
1914	1,21 x 1,21 m ²	Hunsaker	MIT, EUA
1916	2,2 x 2,2 m ²	Prandtl	Gottingen, Alemanha
1917	1,68 m (diâmetro)	Durand	Stanford University, EUA
1917	2,13 m (diâmetro)	Curtiss	Hempstead, New York, EUA
1918	2,13 x 4,26 m ²	-	National Physical Laboratory, Inglaterra
1918	1,37 m (diâmetro)	-	Bureau of Standards, EUA
1919	1,21 x 1,21 m	Ober	MIT, EUA
1919	2,29 m (diâmetro)	Durand	Stanford University, EUA

Nos finais de 1920, a aviação veio definitivamente para ficar, não só militarmente, mas também a nível comercial. Deu-se início ao serviço de correio aéreo e as viagens aéreas já se encontravam em fase embrionária. Em 1927, Lindbergh voou sozinho sobre o Atlântico fazendo com que as possibilidades do voo disparassem. Nesta altura, o voo comercial já tinha potencial. Em consequência, a procura pela unidade de pesquisa da NACA em Langley Field foi tanta, que decidiram encerrar o túnel de vento nº 1 e substituí-lo por dois túneis de vento novos, dentro do mesmo edifício. Estes dois seriam adicionados ao famoso túnel densidade variável de modo a formar uma unidade de túneis superior a qualquer outra na Europa. O primeiro túnel foi construído no antigo edifício e era do mesmo tamanho do túnel nº 1, com

1,52 m de diâmetro. Ao contrário da grande maioria dos túneis de vento, a secção de testes encontrava-se na vertical (figura 1.10), para possibilitar o estudo de movimentos giratórios. Muitas vezes, quando uma aeronave perde velocidade e se inclina sobre uma asa, desenvolve um movimento de rotação em relação a um eixo vertical, que é difícil, às vezes impossível, de reverter. Criando no túnel as condições que causavam o movimento giratório dos modelos, os procedimentos de recuperação podiam ser trabalhados em terra sem perigo para os pilotos e para os aviões. Esta simulação necessitava de uma balança montada sobre um eixo vertical onde o modelo de aeronave era montada, que através da qual as forças e momentos podiam ser medidos. Dado que, as aeronaves não estão presas a um eixo vertical enquanto voam, os engenheiros de Langley já idealizavam os túneis "freespinning", nos quais o modelo se encontraria completamente solto.

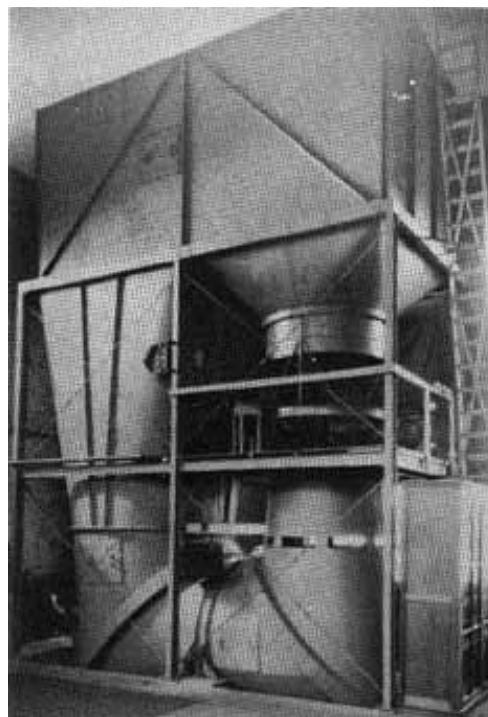


Figura 1. 10 - Túnel de Vento vertical do NACA, em Langley [1].

O segundo túnel era o túnel de vento atmosférico (AWT) e era constituído por uma secção com de $2,13 \times 3,05 \text{ m}^2$, tendo ficado operacional em 1930. O AWT foi projectado como ferramenta de pesquisa para estudo de asas de elevada sustentação e de problemas de estabilidade. Este túnel foi tão útil que a NACA, nos anos seguintes, construiu mais quatro túneis do mesmo tamanho. Uma das características exclusivas do AWT era a balança de seis componentes, com um quadro flutuante, que podia medir cada uma das três forças e dos três momentos exercidos em relação aos eixos espaciais do túnel. Um dos problemas críticos enfrentados pela AWT era a de redução de velocidade aterragem. O perfil desejado para as altas velocidades era de baixa força de resistência, muito diferente do perfil de elevada força de sustentação necessária para garantir uma aterragem a baixa velocidade. As asas

desenvolvidas apresentaram uma configuração em que um conjunto de elementos adicionais criava forças de sustentação elevadas, necessárias nas aterragens e nas descolagens, mas quando retraídos em velocidades de cruzeiro oferecem uma baixa força de resistência. Um segundo objectivo do AWT foi a medição de pressões em pontos específicos das asas e dos flaps. Essas pressões locais variaram significativamente de uma região para outra, especialmente durante as manobras das aeronaves. As leituras dos manómetros de pressão sobre as superfícies de aeronaves permitiam ao engenheiro de estruturas projectar uma asa mais leve, mas capaz de suportar as cargas aerodinâmicas.

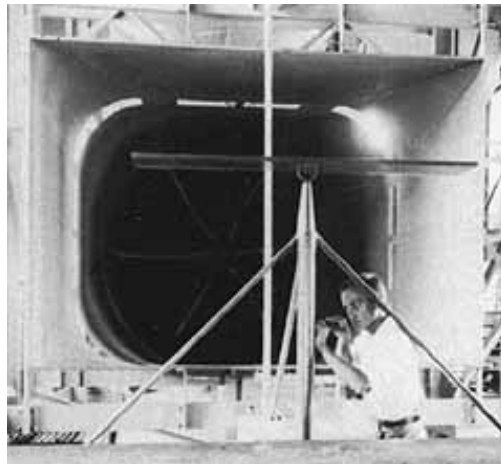


Figura 1. 11 - Túnel de vento atmosférico de secção com $2 \times 3 \text{ m}^2$ [1].

As aeronaves da década de 1920 já apresentavam algum desenvolvimento, mas os trens de aterragem não eram retrácteis e os motores estavam muito expostos, para ajudar ao seu arrefecimento. Em 1917, William F. Durand publicou o primeiro relatório do NACA (relatório técnico 17) descrevendo a sua pesquisa no túnel de vento de 1,67 m na Universidade de Stanford, na Califórnia. Quando, mais tarde, o NACA tentou correlacionar os dados obtidos por Durand no túnel de vento com os resultados dos seus testes de voo, verificaram-se grandes discrepâncias. Para resolver este problema, George Lewis, director de pesquisa do NACA, decidiu construir um túnel de vento especial para investigar o escoamento através das hélices. Ele propôs que este túnel fosse suficiente grande para testar as fuselagens em tamanho real, juntamente com os motores equipados com as respectivas hélices. Construir um túnel destes era algo de radical, uma vez que isso significava construir um túnel com 6 m de diâmetro, face aos habituais com 1,5 m. O projecto do novo túnel de pesquisa de propulsão (PRT) começou em 1925, tendo ficado operacional em Julho de 1927. Era equipado com dois motores a diesel com cerca de 735 kW, faziam girar as 8 pás do ventilador com 8,28 m. A velocidade do escoamento na secção de testes era apenas de 48 m/s, mas possibilitava o teste de toda a fuselagem incluindo os motores e as hélices. Os resultados da pesquisa com o PRT tiveram um grande sucesso, tendo demonstrado que o trem

de aterragem contribuía com 40 % da força de resistência da fuselagem. Os engenheiros depressa começaram a trabalhar na construção de trens aterragem retrácteis. Através deste túnel também descobriram que as aeronaves com vários motores apresentam melhor desempenho quando os motores estão alinhados com o plano da corda da asa. Estes resultados foram importantes para moldar a aeronave de transporte DC-3, e os bombardeiros B-17 e B-24 da Segunda Guerra Mundial. A descoberta mais surpreendente de todas foi em relação aos motores. Os motores da década de 1920, refrigerados a ar, contribuía com cerca de um terço da força de resistência total da fuselagem. Esta força de resistência era criada nas grandes alhetas dos cilindros, pelo que estes tiveram de ser cobertos com uma carcaça aerodinâmica. Após um estudo sistemático realizado por Fred Weick relativamente às carcaças de motor, nasce em 1928 o túnel NACA Cowl que foi colocado em operação em menos de 18 meses. A introdução de uma capota não só reduziu dramaticamente a força de resistência, como também melhorou o arrefecimento do motor.

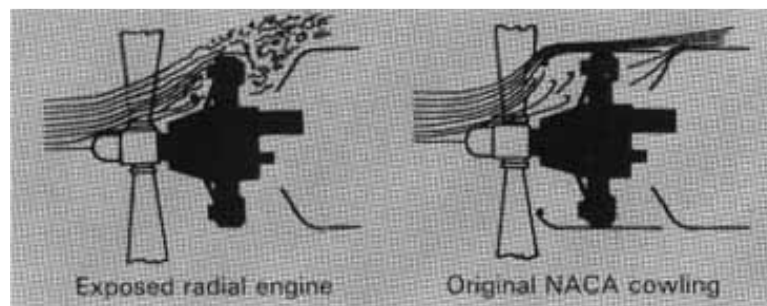


Figura 1. 12 - Representação do escoamento em torno da hélice com e sem a carcaça aerodinâmica [1].

Quando Joseph S. Ames se tornou presidente do NACA em 1927, deu prioridade aos túneis de vento de alta velocidade e ao desenvolvimento de capacidades de investigação no regime transónico e supersónico. Pouco tempo depois, John Stack iniciou um estudo de projecto e concepção de um túnel pequeno, mas de alta velocidade. Um dos seus primeiros obstáculos foi falta de energia eléctrica suficiente para o túnel funcionar. Dos túneis de vento que existiam, eram poucos os que superavam os 53 m/s, apenas um sexto da velocidade do som. Em busca de uma fonte de energia, os engenheiros Langley repararam o grande reservatório de energia em que eram armazenados 147 metros cúbicos de ar comprimido a 20 atmosferas. Utilizando a conduta de saída do VDT num túnel muito mais pequeno e usando o seu jacto a alta velocidade, surgiu o túnel de vento de alta densidade, de nome 11" HST. O HST foi colocado com a secção de testes orientada verticalmente. Uma característica especial do projecto HST foi o uso de um injector anular a jusante da secção de teste (1).

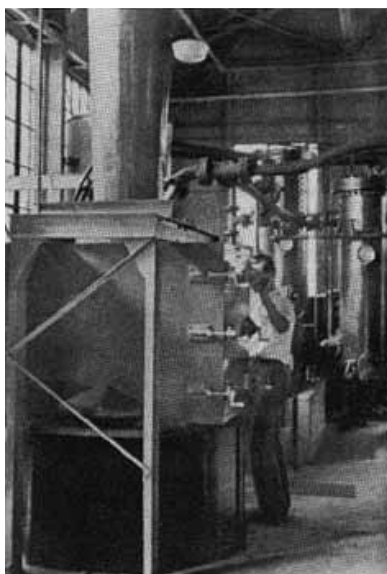


Figura 1. 13 - Túnel de vento de alta velocidade (11"HST) [1].

A unidade inicial de túneis de vento do NACA em Langley ficou completa por volta de 1929, produzindo dados de pesquisa aerodinâmica de alta qualidade. Embora o pequeno túnel de densidade variável tivesse dado aos projectistas de aeronaves confiança na aplicação dos resultados de testes em modelos nos modelos à escala real. Diversas áreas de pesquisa só poderiam ser exploradas com modelos à escala real ou com a aeronave real. Sob a liderança de J. Smith De France, o projecto do Full-Scale Wind Tunnel (FST) começou em Langley, em 1929. A secção de teste do FST, que começou a operar em 1931, podia acomodar uma casa de dois andares. Tinha uma secção de testes com $9 \times 18 \text{ m}^2$ e uma garganta aberta que facilitava a instalação de aeronaves no tamanho original. Dois ventiladores a jusante eram movidos por dois motores com cerca 3000 kW, fazendo circular o ar através da secção de ensaio a velocidades entre 11,11 e 52 m/s. O circuito do ar era semelhante ao do PRT, ou seja, de retorno duplo, na qual o escoamento de ar do duplo ventilador era dividido em duas correntes, uma para direita e outra para esquerda.



Figura 1. 14 - Ensaio de um modelo à escala de um dirigível no túnel de vento de escala real (FST) [1].

Quando as medições da força de resistência do FST mostraram uma penalização surpreendente do desempenho das aeronaves a operar com a estrutura exposta, foi enviada para Langley uma grande quantidade de aviões militares, para realizar testes de modo a reduzir estas forças de resistência. O efeito da rugosidade da superfície, das tomadas de ar, das antenas, entre outras coisas foi cuidadosamente medido em relação a uma aeronave aerodinamicamente suave. Praticamente todas as aeronaves de alto desempenho utilizadas pelos Estados Unidos durante a Segunda Guerra Mundial foram verificadas no FST. Devido ao tamanho da secção do túnel, também foram submetidos a testes aerodinâmicos no FST uma grande variedade de veículos. Dirigíveis, submarinos, antenas de radares, pára-quedas, e modelos de voo livre foram apenas alguns dos veículos e máquinas testados. O FST foi tão útil para a pesquisa aerodinâmica, que foi completamente reabilitado após 46 anos de vida activa. Em 1977, no túnel renovado, foram realizados ensaios sobre soluções para os problemas de aterragem dos veículos de transporte supersónico.

Por volta de 1932, os túneis de vento do NACA eram todos subsónicos. Mas, na verdade, o NACA começou a projectar seu primeiro túnel de alta velocidade em 1927, época em que aviões comerciais ainda só atingiam velocidades entre 44 a 66 m/s. A razão da necessidade de construir um túnel de alta velocidade, foi o facto de que enquanto a maioria dos aviões se encontravam longe da barreira sónica, as pontas da hélice não estavam assim tão distantes. Na verdade, em alguns aviões de corrida e embarcações militares já atingiam valores de Mach 0,5 (cerca de 155 m/s).

Em 1933, a Sociedade de Pesquisa Alemã concede uma bolsa de estudos a Rudolf Hermann no Instituto Tecnológico de Aachen. Esta bolsa foi recomendada pelo Dr. Ludwig Prandtl, da Dinâmica dos Fluidos da Universidade de Gottingen, que conhecia o trabalho de Hermann. Quando chegou ao Instituto de Aachen, já existiam os túneis de vento subsónicos que iam ser financiados pela Luftwaffe. Posteriormente, Hermann foi contratado por Wieselsberger para fazer o desenvolvimento de um túnel de vento, e foi-lhe permitido a constituição de uma equipa de cinco engenheiros. O primeiro túnel de vento desenvolvido era do tipo Blow-down, tinha 0,10 x 0,10 m² de secção transversal onde eram efectuadas as medições. Os modelos inicialmente testados para a Luftwaffe foram projecteis antiaéreos. Os resultados mostraram que o desempenho do projectil poderia ser melhorado em 50% ou mais (2).

Em 1939 foi criado o segundo laboratório da NACA, situado em Moffett Field, Califórnia, designado de Ames Research Center (ARC). No ano seguinte, 1940, foi construído neste laboratório, aquele que actualmente é considerado o maior túnel de vento do mundo. Devido ao tamanho deste, é possível testar um modelo à escala real de um avião Boeing 737. Com 426 m de comprimento e uma altura de 54 m, este túnel é composto por 2 secções de teste de diferentes dimensões. A secção de testes de maior área transversal tem uma altura de 24 m e 37 m de largura. A segunda secção, de área menor, possui uma altura de 12 m e 24 m de largura. Este túnel é ainda constituído por seis ventiladores compostos por 15 pás

cada. Cada ventilador tem uma altura correspondente a um prédio de 4 andares. Para mover estes ventiladores, são utilizados seis poderosos motores de 30,2 MW.

A origem dos túneis de vento já conta com mais de um século de história, verificando-se uma grande evolução dos túneis desde que surgiram até ao presente.

1.3. Túneis de vento em Portugal

Em Portugal a quantidade de túneis de vento existentes é baixa. Os túneis existentes estão distribuídos pelas seguintes entidades: UBI (Universidade da Beira Interior), LNEC (Laboratório Nacional de Engenharia Civil), FAP (Força Aérea Portuguesa), ADAI (Associação para o Desenvolvimento da Aeronáutica Industrial, e IST (Instituto Superior Técnico).

UBI - Universidade da Beira Interior

Na Universidade da Beira Interior, estão disponíveis dois túneis de vento. O primeiro túnel está disponível do DCA (Departamento de Ciências Aeroespaciais) (figura 1.15). Este túnel é da marca Plint e está em funcionamento desde 1994, data em que foi instalado no departamento de Ciências Aeroespaciais, na antiga oficina da Peugeot, pelo professor António Carlos Mendes. Trata-se de um túnel de vento de circuito aberto, com secção de teste fechada. A entrada do túnel é constituída por uma câmara de estabilização, seguida de uma contracção. A secção transversal da câmara de estabilização é quadrada com 2 m de lado, tem 1 m de comprimento e é constituído por um favo de abelha e uma rede de estabilização.



Figura 1. 15- Túnel de vento do Departamento de Ciências Aeroespaciais da Universidade da Beira Interior.

A razão de contracção é de 6,25. A secção de testes é quadrada com 0,8 m de lado e um comprimento de 1,5 m. A velocidade máxima é de 30 m/s na secção de teste, conseguida por meio de um ventilador com 1,2 m de diâmetro constituído por 6 pás. Acoplado coaxialmente neste ventilador está um motor eléctrico com 15 kW de potência.

No Laboratório de Mecânica dos Fluidos e Turbomáquinas está disponível o segundo túnel desta instituição. Este túnel, de circuito aberto, é de sopro, ou seja, o sistema de propulsão está a montante da secção de trabalho. A secção de testes é fechada e descarrega directamente para a atmosfera, garantindo assim uma pressão na secção de trabalho muito próxima da pressão atmosférica. O comprimento máximo deste túnel é de 4,6 m, a largura máxima de 2,3 m e a altura máxima do túnel é de 1,6 m. A secção de teste é quadrada e tem 0,46 m de lado. Este túnel funciona em regime subsónico, tendo uma velocidade máxima deste de 33 m/s. O ventilador do túnel é radial e tem uma potência de 23 kW. A figura 1.16 apresenta uma fotografia deste túnel.

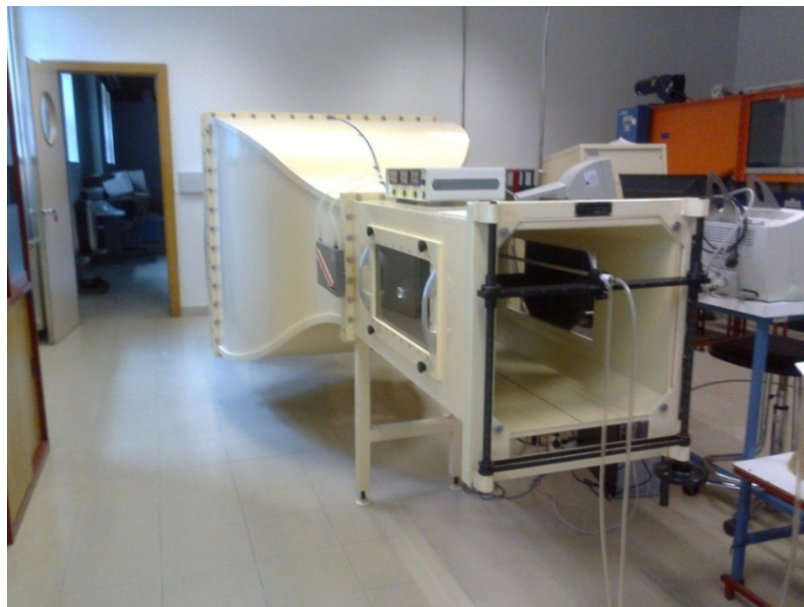


Figura 1. 16 - Túnel de vento do Laboratório de Mecânica dos Fluidos e Tubomáquinas da Universidade da Beira Interior.

FAP - Força Aérea Portuguesa

O Laboratório de Aeronáutica da Academia da Força Aérea dispõe de um túnel de vento de regime subsónico. Este túnel é de circuito fechado, e a secção de testes pode ser aberta ou fechada. Na imagem abaixo, figura 1,17, podemos observar o laboratório onde se encontra este túnel.



Figura 1. 17 - Túnel aerodinâmico da Força Aérea Portuguesa (2).

Este túnel conta com uma câmara de estabilização quadrada com 2,4 m de lado e um comprimento de 2,2 m. Dentro dessa câmara de estabilização estão 2 redes de estabilização, um favo de abelha, e ainda um permutador de calor com uma potência de 190KW. Após a câmara de estabilização, surge a contracção que tem uma razão de 5,53: 1. A secção de testes tem 1,3 m de largura, 0,8 m de altura e um comprimento de 2 m. A velocidade neste túnel de vento pode ser variada desde uma velocidade mínima de 5 m/s até uma velocidade máxima de 70 m/s. A figura 1.18 referência os principais elementos do túnel aerodinâmicos da Força Aérea Portuguesa (2).

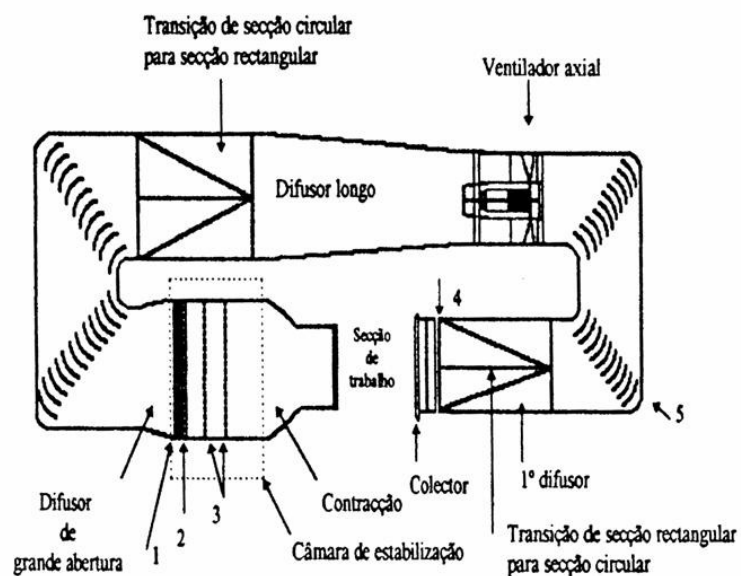


Figura 1. 18 - Representação esquemática do túnel aerodinâmico da Força Aérea Portuguesa (2).

O ventilador deste túnel é axial e tem um diâmetro de 1,6 m. O rotor de ventilador é constituído por 8 pás, e 8 pás de pré-rotação. A velocidade de rotação máxima é de 1600 rpm. O motor acoplado ao ventilador é de corrente contínua de 400 V, debitando uma potência máxima ao veio de 1500 kW. Em cada um dos quatro cantos do túnel, existe um conjunto de 17 pás para guiar o escoamento e minimizar separações do mesmo.

LNEC - Laboratório Nacional de Engenharia Civil

O sector de Aerodinâmica do LNEC (Laboratório Nacional de Engenharia Civil) dedica-se à avaliação das acções impostas pelo vento sobre as estruturas. Para tal, o LNEC recorre a ensaios nos dois túneis de vento existentes. O primeiro túnel é de circuito fechado com uma secção de teste fechada com 1,2 m de largura, 1,0 m de altura e um comprimento de 3 m. A velocidade do túnel pode ser variada até 50 m/s. Este túnel é alimentado por um ventilador constituído por 12 pás de passo ajustável. O diâmetro da roda é de 1,6 m e é accionada por um motor de 30 kW, controlado por um variador de frequência (3). A figura 1.19 apresenta parte deste túnel de vento.



Figura 1. 19 - Vista exterior do túnel (à esquerda), e vista da secção de teste do túnel de vento nº1, do Laboratório Nacional de Engenharia Civil. (Fonte: Laboratório Nacional de Engenharia Civil).

O segundo túnel é também de circuito fechado com uma secção de teste aberta com 3 m de largura, 2,0 m de altura e 9,0 m de comprimento. A velocidade neste túnel pode ser variada até um máximo de 18 m/s. É por um conjunto de 6 ventiladores, cada um constituído por 3 pás de passo fixo, com 1,4 m de diâmetro. Cada um destes ventiladores é accionado por um motor eléctrico com 11 kW, que são controlados individualmente. À excepção de dois destes motores que podem ser controlados através de um variador de frequência, nos restantes não é possível regular a velocidade mas apenas ligar ou desligar o motor. As áreas de interesse desta instituição são as seguintes: problemas associados ao conforto exterior e segurança pedonal; problemas associados ao funcionamento de ventiladores estáticos; avaliação de potencial eólico e consultoria na definição de implantação de parques eólicos; física dos edifícios, nomeadamente o que diz respeito às fachadas de dupla pele; colaboração

na normalização da ventilação edifício (3). A figura 1.20 mostra a secção de teste deste túnel de vento.



Figura 1. 20 - Secção de teste do túnel de vento nº 2 do Laboratório Nacional de Engenharia civil.
(Fonte: Laboratório Nacional de Engenharia Mecânica).

IST - Instituto Superior Técnico

O Instituto Superior Técnico dispõe de 4 túneis de vento. Três destes túneis estão descritos nesta secção, enquanto que o quarto se encontra descrito na secção onde se referem os túneis de vento para ensaio de coroas de pás de turbomáquinas. O primeiro túnel trata-se de um túnel de vento aerodinâmico de baixa velocidade. O princípio de funcionamento deste túnel é de sopro e é de circuito aberto. A secção de trabalho é rectangular com 1,35 m de largura e 0,8 m de altura. A secção de teste pode ser de jacto livre ou fechada com 4 secções, cada uma com 2 m de comprimento. A velocidade na secção de trabalho pode ser variada entre um mínimo de 0 até um máximo de 10 m/s, através de um variador de frequência. Este túnel apresenta uma intensidade de turbulência de aproximadamente 0,2 % para um escoamento entre 5 e 10 m/s. A secção de trabalho está equipada com uma balança Schenck de 6 componentes. O sistema de propulsão deste túnel é composto por um ventilador centrífugo com uma potência de 21,5 kW. Na figura 1.21 é apresentada a secção de trabalho deste túnel.



Figura 1. 21 - Secção de trabalho do túnel de aerodinâmico de baixa velocidade do IST. (Fonte: IST)

O segundo túnel de vento é de circuito aberto com secção de teste fechada. A secção de trabalho tem uma área transversal com $1,5 \times 1,0 \text{ m}^2$. A velocidade máxima para este túnel é de 20 m/s e é garantida por um ventilador radial de velocidade variável com uma potência de aproximadamente 45 kW .

O terceiro túnel de vento existente nesta instituição é um túnel aeroacustico. Este túnel é de circuito fechado, com secção de teste aberta e é construído em madeira. A secção de saída da admissão, exactamente antes da secção de teste, é circular com $1,6 \text{ m}$ de diâmetro. A figura 1.22 este túnel de vento com a secção de teste aberta.



Figura 1. 22- Vista do túnel de vento aeroacustico do IST.

Este túnel permite ainda introduzir uma câmara anecóica, como mostra a figura 1.23. Esta instalação dispõe de um sistema de propulsão constituído por um ventilador equipado com 7 pás. A potência deste ventilador é de 160 kW , que fornece uma velocidade do escoamento neste túnel até um máximo de 60 m/s .



Figura 1. 23- Vista da secção de teste anecóica do túnel aeroacustico do IST.

Como se pode observar, no que respeita a túneis aerodinâmicos, esta instituição é possivelmente a instituição mais bem equipada em Portugal.

ADAI - Associação para o Desenvolvimento da Aeronáutica Industrial

A ADAI possui 4 túneis de vento nas suas instalações, todos eles a funcionar em regime subsónico, um deles no LAI (Laboratório de Aerodinâmica Industrial) e os restantes no LEIF (Laboratório de Ensaios de Incêndios Florestais). O túnel existente no LAI é designado por túnel aerodinâmico de veículos (figura 1.24). Este túnel inicialmente era de circuito aberto, mas a sua construção foi posteriormente alterada e neste momento é um túnel de circuito fechado com secção de retorno simples. A secção de teste é aberta com uma área transversal quadrada com 2 m de lado, e 5 m de comprimento.



Figura 1. 24- Vista geral sobre o Túnel Aerodinâmico de Veículos do Laboratório de Aerodinâmica Industrial

A velocidade máxima na secção de teste é de 17 m/s, conseguida por intermédio de um ventilador radial com 230 kVa de potência. Na base da secção de teste está montado um prato rotativo com 3 m de diâmetro. A razão de contracção deste túnel é de 4:1. Apesar deste túnel auxiliar em trabalhos de graduação em diversas áreas, o principal objectivo de estudo é a aerodinâmica automóvel. A figura 1.25 apresenta a secção de trabalho deste túnel.



Figura 1. 25- Secção de teste do túnel aerodinâmico de veículos do Laboratório de Aerodinâmica Industrial.

Os restantes túneis encontram-se na Lousã, no Laboratório de estudos de Incêndios Florestais. Neste laboratório existem três túneis de vento dedicado essencialmente ao estudo da propagação das chamas. O primeiro túnel, designado por túnel de combustão, é composto por uma secção de teste com 3 m de largura, 2 m de altura e 8m de comprimento. As partes laterais da secção de teste são todas elas em vidro térmico. A figura 1.26 mostra esta secção de teste.



Figura 1. 26- Secção de teste do Túnel de Combustão do Laboratório de Estudos de Incêndios Florestais.

A velocidade máxima neste túnel é relativamente baixa, podendo ser variada desde 0,5 m/s até um máximo de 5 m/s. Neste túnel são introduzidas, depois de feita a medição do seu peso, cargas (normalmente palha ou caruma) e combustível. Quando é incendiado a carga e o combustível, gera-se vento com a ajuda dos ventiladores e testa-se assim o efeito da velocidade do vento no avanço das chamas. Os principais parâmetros medidos neste túnel são a velocidade de propagação e as propriedades das chamas (ângulo, comprimento, altura e tempo de residência). O tempo de intervalo entre ensaios é de 20 min, para permitir o escoamento do fumo existente. A figura 1.27 apresenta uma vista de geral do túnel de combustão.



Figura 1. 27- Vista geral do Túnel de Combustão do Laboratório de Estudos de Incêndios Florestais.

O segundo túnel do LEIF é um túnel oblíquo. Este túnel pode rodar 360° e assim permite obter um escoamento horizontal, vertical ou diagonal em qualquer ângulo pretendido. O objectivo deste túnel é o estudo dos coeficientes aerodinâmicos de vários componentes combustíveis (por exemplo uma pinha) e assim a avaliação da influência da orientação neste coeficiente. Estes estudos são importantes para o estudo do surgimento de fogos a jusante devido à projecção de partículas em combustão pelo vento. O coeficiente aerodinâmico em função da orientação do vento permite-nos calcular a distância máxima de fuga da partícula em combustão. A figura 1.28 apresenta este túnel de vento.



Figura 1. 28- Alunos de Mestrado realizando ensaios sobre o estudo do coeficiente de uma pinha (já queimada) no Túnel de Vento Oblíquo do Laboratório de Ensaio de Incêndios Florestais.

1.4. Túneis para ensaio de coroas de pás de turbomáquinas

O terceiro capítulo deste trabalho é referente aos túneis para ensaio de coroas de pás de turbomáquinas. Neste capítulo podemos encontrar os dispositivos para ensaio de coroas de pás existentes no IST, no vKI e no NPS.

1.4.1. Instalação do IST

O Instituto Superior Técnico dispõe de uma instalação para ensaio de cascata s de pás de turbomáquinas. Trata-se de um túnel de vento que funcionam em regime transónico. O sistema de propulsão deste túnel é constituído por um compressor que garante uma relação de pressão de 2 bar. A secção de ensaio deste túnel é variável, mas a configuração mais usual é com uma secção transversal de $30 \times 2 \text{ cm}^2$. A figura 3.1 mostra parte desta instalação.



Figura 1. 29 - Instalação para ensaio de coroas de pás do IST.

A aquisição e transmissão de dados nesta instalação são feitas por meio de uma placa de aquisição de dados.

O IST dispõe de outro túnel de vento para ensaio turbomáquinas. Esta instalação experimental é constituída pela turbina (estrutura fixa e componentes rotativos), pelo ventilador radial que aspira o ar que atravessa a instalação e pelo gerador eléctrico, que

absorve a energia gerada pela turbina. Entre a turbina e o ventilador existe uma câmara de pleno. A figura 1.30 mostra uma vista geral da instalação.



Figura 1.30 - Túnel de vento para ensaio de turbomáquinas do IST.

1.4.2. Instalação vertical do NPS

A Naval Postgraduate School dispõe de um túnel de vento para ensaio de cascatas a baixa velocidade. Esta instalação está disposta verticalmente e ocupa 2 pisos de um edifício. No piso inferior encontra-se o ventilador que tem uma potência de aproximadamente 560 kW (4). A admissão de ar é feita através do exterior, como mostra a figura 1.31. A figura 1.32 mostra mais detalhadamente a secção de teste deste túnel.

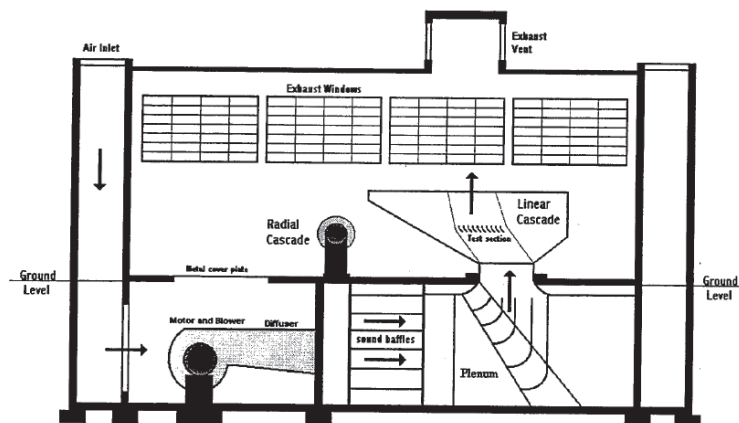


Figura 1.31 - Esquema da vista lateral do túnel de vento para ensaio de cascatas de pás a baixa velocidade do NPS.

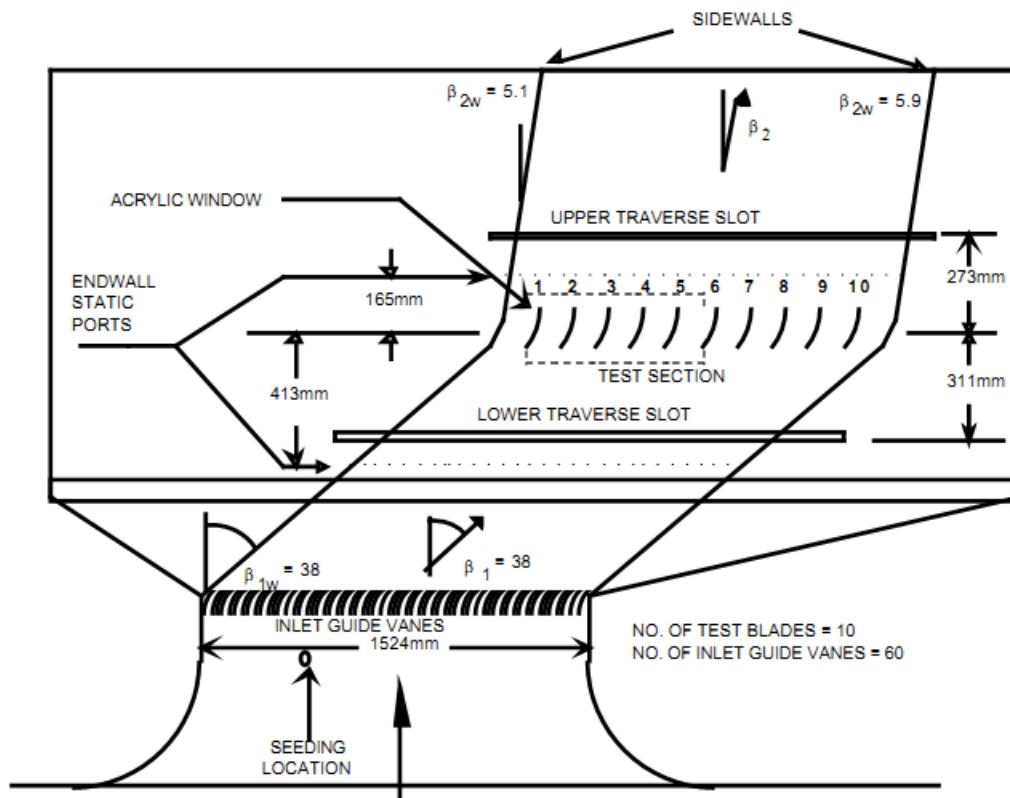


Figura 1.32 - Secção de teste do túnel de vento para ensaio de cascata a baixa velocidade do NPS.

1.4.3. Túneis do vKI

O Von Karman Institute for Fluids Dynamics é um centro internacional pesquisa na área da dinâmica dos fluidos, situado nos arredores de Bruxelas, na Bélgica. Uma das áreas de estudo neste centro é as turbomáquinas. Com mais de 20 anos de experiência na análise computacional de escoamento em turbomáquinas, garantiu a esta instituição um reconhecimento a nível mundial. O departamento de turbomáquinas e propulsão dispõe, entre outros equipamentos, de 5 unidades para ensaios de cascata de pás que passo a descrever. O primeiro túnel de vento é o Low Speed Cascade Wind Tunnel C-1. Este túnel é utilizado para o ensaio de cascata de pás a baixa velocidade e é composto por uma secção transversal com 0,12 m x 0,5 m (figura 1.33). Este túnel permite realizar ensaios em regime subsónico. Este túnel de vento é um túnel de sopro, equipado com um ventilador capaz de debitar um caudal máximo de 7 m³/s e uma pressão de 16 kPa. A cascata a ensaiar deve ser constituída por um número de pás compreendido entre 7 e 10. Número de Reynolds pode ser variado entre 6×10^5 e 5×10^4 para um comprimento de corda de 120 mm.



Figura 1.33 - Vista parcial do Low Speed Cascade Wind Tunnel C-1 (5).

Este túnel, através de um sistema de sucção independente do sistema principal, permite remover a camada limite das paredes laterais permitindo assim obter um escoamento bi-dimensional. Para medição de resultados está disponível um sistema de aquisição de dados.

O segundo túnel é o High Speed Cascade Wind Tunnel C-3 (figura 1.34). Este túnel de vento é utilizado para o ensaio de cascatas a alta velocidade e é um túnel de sopro. Este túnel é movido por um ventilador que descarrega para a atmosfera com uma velocidade máxima equivalente a um Número de Mach igual a 2,0. Constituído com duas secções de teste rectangulares com $0,1 \times 0,25 \text{ m}^2$, a principal, e a outra com $0,2 \times 0,4 \text{ m}^2$. A duração máxima de cada ensaio neste túnel é de aproximadamente 10 minutos. O ângulo de entrada do escoamento pode ser variado continuamente através da rotação da secção de teste. A medição dos resultados é efectuada com o auxílio de uma placa de aquisição de dados com 8 canais, que funciona com uma frequência de 1 MHz. É ainda possível utilizar técnicas de interferometria holográfica e técnicas PIV (Particle Image Velocity) (5).

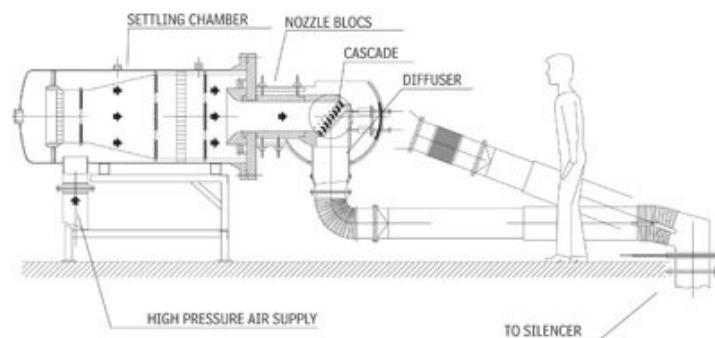


Figura 1.34 - Equema do High Speed Cascade Wind Tunnel C-3 (5).

A Terceira instalação existente no Von Karman Institute é designada por Isentropic Compression Tube Cascade Facility CT-2. Esta instalação trata-se de um tubo com 1 m de diâmetro e 5 m de comprimento. Esta unidade permite realizar ensaios isentrópicos devido ao pistão que comprime o ar, fornecendo uma semelhança completa com as condições de funcionamento dos modernos motores aeronáuticos. A figura seguinte (figura 1.35) esquematiza esta instalação.

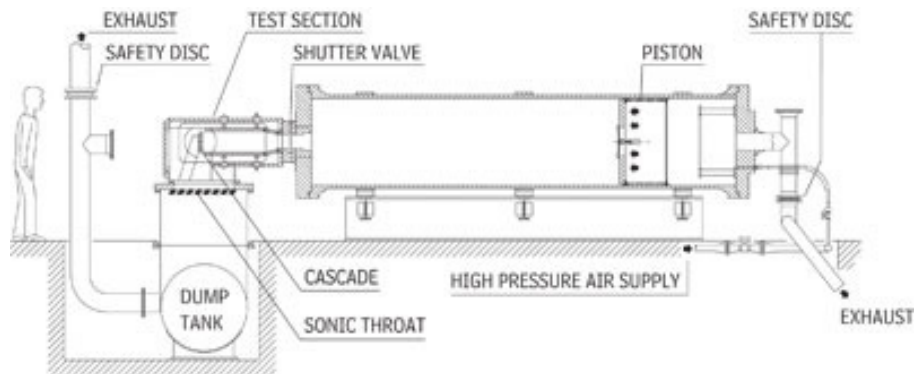


Figura 1.35 - Isentropic Compression Tube cascade (5).

O cilindro é isolado da secção de trabalho através de uma válvula de corte rápido. Através de um sistema a ar de alta pressão obriga o pistão a mover-se para a frente. O gás que se encontra na câmara frontal do pistão irá ser comprimido isentropicamente até atingir os valores de pressão e temperatura desejados. Após este processo a válvula de corte é aberta e o gás circulará através da cascata de pás bi-dimensional instalada na secção de teste. O tempo de duração para um escoamento permanente é de apenas 100 a 800 ms. A temperatura pode ser variada entre 27 e 277 °C, e a pressão entre 0,5 e 7 bar. A secção transversal da secção de teste pode ser variada até um máximo de 250 x 100 mm² (5)

O Isentropic Compression Tube Annular Cascade Facility CT-3 é outra instalação existente nesta instituição. Esta unidade está preparada para reproduzir as condições de alta pressão encontradas nos modernos motores aeronáuticos. O Número de Reynolds e o número de Mach podem ser ajustados independentemente. Também é possível reproduzir a transferência de calor entre o gás quente e as pás frias. Esta unidade está equipada com um reservatório cilíndrico com 1,6 m de diâmetro e 8 m de comprimento. Para manter um caudal mássico constante a válvula de descarga é ajustada durante os ensaios que demoram entre 0,2 e 0,4 s. Este túnel, tal como o anterior, utiliza um pistão para realizar este processo isentrópico. A secção típica de ensaio é de 800 mm de diâmetro exterior, e uma altura de pá de 50 mm. A figura 1.36 mostra a secção de ensaio desta instalação.



Figura 1.36 - Secção de ensaio do Isentropic Compression Tube Cascade Annular Facility CT-3 (5).

Este túnel encontra-se equipado com um sistema de aquisição de dados de alta velocidade com 16 canais que, realiza a transferência de dados reativos às medições efectuadas através de um sistema de transmissão opto-electrónico, vulgo infra-vermelhos.

O Continuous High Speed Cascade Wind Tunnel S-1 está preparado para receber cascatas de pás em grande escala. Para garantir um escoamento homogéneo este túnel encontra-se equipado com grelhas e favo-de-abelha.

A estrutura principal da secção de ensaio consiste numa estrutura soldada com 2 pratos com 1,175 m de diâmetro. As paredes, superior e inferior do túnel são ajustáveis. A altura à entrada da cascata pode ser ajustada entre um mínimo de 375 mm até um máximo de 650 mm. A configuração a secção de teste permite o ensaio de cascatas de turbinas e compressores com um ângulo de entrada máximo de 55° (5). A figura 1.37 esquematiza este túnel de vento.

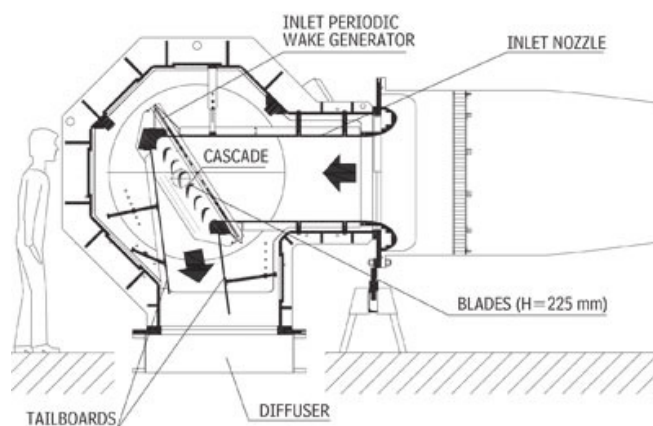


Figura 1.37 - Esquema do Continuous High Speed Cascade Wind Tunnel S-1 do vKI (5).

1.5. Organização da dissertação

Este trabalho está organizado em seis capítulos. No primeiro capítulo foram descritos o âmbito e os objectivos deste trabalho, a origem e a evolução dos túneis de vento, foi realizada um levantamento dos túneis de vento em Portugal. São ainda descritos neste capítulo alguns túneis para ensaio de coroas de pás de turbomáquinas.

O segundo capítulo reúne uma pesquisa de túneis de vento existentes na Europa, que se encontra organizada em função do regime de funcionamento.

O terceiro capítulo reúne uma pesquisa de túneis de vento na América, que se encontra organizada em função do regime de funcionamento.

O quarto capítulo diz respeito ao projecto do túnel de vento. Neste capítulo são descritos todos os componentes do túnel, os cálculos necessários ao projecto e os processos de fabricação. Os ensaios realizados dos ventiladores e respectivos cálculos também são também neste capítulo.

O capítulo cinco é dedicado à simulação computacional do escoamento no interior do túnel de vento. Neste capítulo são descritos todos os procedimentos realizados, nomeadamente a definição das condições fronteira e do domínio computacional, e são apresentados os resultados obtidos.

O fecho deste trabalho é feito no capítulo seis que diz respeito à conclusão. Aqui é apresentada uma análise crítica de todo o trabalho realizado e são sugeridos melhoramentos a introduzir em trabalhos futuros.

Capítulo 2

Túneis de Vento na Europa

O segundo capítulo desta dissertação reúne um conjunto de túneis de vento encontrados na Europa. Esta pesquisa foi realizada através de uma pesquisa em grande parte através da internet. Outros meios utilizados foi através do contacto com professores ligados a esta área.

Na Europa existem vários túneis de vento de grande importância, distribuídos principalmente pela Bélgica, Reino Unido, França Alemanha, Itália, e Suécia. Os túneis de vento existentes na Europa encontram-se divididos por vários países. No gráfico 2.1 podemos observar a quantidade de túneis existentes em cada país, bem como o seu regime de funcionamento.

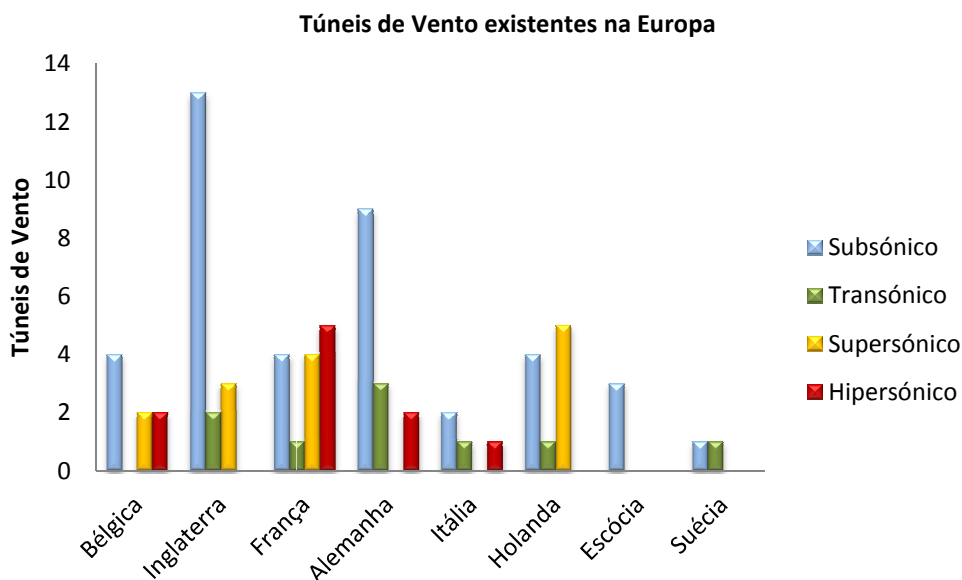


Gráfico 2.1 - Distribuição dos túneis de vento na Europa consoante o regime de funcionamento.

Como é fácil de verificar, a Inglaterra é o país que maior número de túneis de vento na Europa. O gráfico abaixo apresenta a distribuição dos túneis de vento da Europa consoante o

seu regime de funcionamento. No gráfico 2.2 podemos observar a distribuição dos túneis de vento na Europa consoante o seu regime de funcionamento.

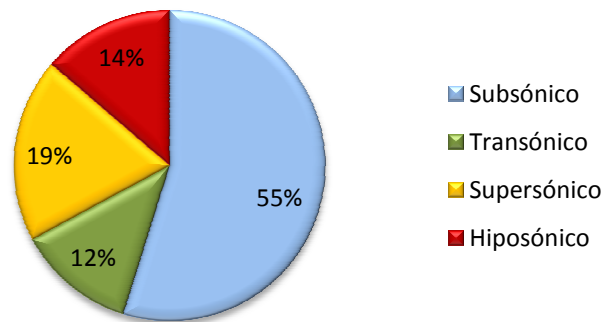


Gráfico 2.2 - Distribuição dos túneis de vento consoante o seu regime de funcionamento.

Nas subsecções seguintes será feita uma descrição das características dos túneis de vento considerados, consoante o regime de funcionamento.

2.1. Túneis subsónicos

Os túneis de vento subsónicos representam grande parte dos 55% dos túneis de vento na Europa. Abaixo é representado no gráfico 2.3 a distribuição dos túneis de vento subsónicos pelos vários países da Europa.

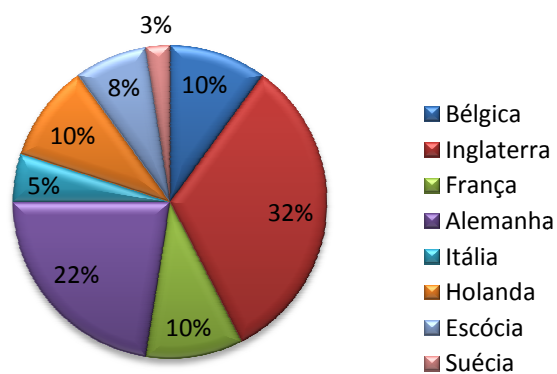


Gráfico 2.3 - Distribuição dos túneis de vento subsónicos na Europa.

Situados na Bélgica, o Von Karman Institute for Fluid Dynamics (VKI) dispõe de quatro túneis de vento subsônicos. Todos eles a estão a funcionar desde 2005, o primeiro é designado por Adaptative Wall Low Speed Wind Tunnel T-3, e é composto por uma secção de testes de 0,1m x 0,17m x 0,8m com parede flexível no topo e na base. Este túnel foi construído originalmente pela ONERA. A velocidade máxima deste túnel de vento é de 80m/s(Mach 0,23). Este túnel tem uma parede em aço com 5mm de espessura. O ventilador atinge uma velocidade de rotação de 11400 rpm, e o motor debita 7,5KW de potência. (6) O segundo túnel é designado por CWT-1 Cold Wind Tunnel. Com uma secção de testes com 0,1m x 0,3m x 1,6m, este atinge uma velocidade máxima de 70m/s. Como o nome indica, este túnel permite realizar testes a baixas temperaturas, até -40°C. O ventilador é centrífugo, com velocidade variável controlada por computador. Este túnel foi concebido para estudos do movimento dos líquidos anti-gelo utilizado nas asas dos aviões na descolagem. O motor eléctrico é de corrente contínua, e tem uma potência de 8KW. (7) O terceiro túnel é designado de L-1A Low Speed Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de testes aberta com um diâmetro de 3m e 4,5m de comprimento, que através de dois ventiladores contrarrotativos com 4,2m de diâmetro garantem uma velocidade máxima de 60 m/s na secção de testes. O motor que move os ventiladores é de corrente contínua e tem uma potência de 580KW. A razão de contracção deste túnel é de 4, e tem uma turbulência de cerca de 0,3%.este túnel é utilizado para modelos de aeronaves com um vão até cerca de 2m. A secção de testes aberta também pode ser equipada com um placa plana como mostra a figura abaixo.



Figura 2.1-Ensaio aerodinâmicos sobre ciclistas no L-1A Low Speed Wind Tunnel.

(Fonte: https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=57:3-meter-diameter-wind-tunnel-l-1a&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151)

Esta placa é utilizada para testes de vento atmosféricos. Ciclistas e modelos rodoviários são alguns dos casos de estudo mais frequentes. Esta unidade também tem disponível uma secção de teste rectangular com 1,3x 2,36m, com paredes laterais sólidas para testes de asas 2-D, estruturas, ou mísseis. (8) O quarto túnel é designado de 2x3 Meter Wind Engineering Facility

L-1B e consiste numa secção de testes intercambiável com o túnel Low Speed Wind Tunnel L-1A, ou seja, estes partilham o mesmo ventilador e a mesma secção de retorno. A secção de testes tem 2m de altura, 3m de largura e 20m de comprimento. Esta secção de ensaio é composto por um piso rugoso para criar uma camada limite turbulenta semelhante à camada limite terrestre. Para este túnel, as condições óptimas de semelhança são obtidas para escalas entre 1/250 e 1/350. No início da secção de testes existe uma câmara de testes especial para testes aerodinâmicos de veículos e barcos. No fim da secção de testes existe um prato giratório com 2,6m de diâmetro que é utilizado para investigação do vento sobre edifícios em função da sua direcção. (9) Outro túnel de vento existente nesta instituição é o Low Speed Wind Tunnel L-2A. Este túnel de vento é de sucção e é de circuito aberto e todo ele de secção circular. É composto por uma secção de testes de com 0,28m de diâmetro, 1,3m de comprimento e a velocidade pode ir até 45m/s. O ventilador é axial é movido por um motor de corrente contínua de 9,9KW, e está situado a 1:4 do difusor. O nível de turbulência deste túnel é de 0,2%. (10)



Figura 2.2- Low Speed Wind Tunnel L-2A.

(Fonte: https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=59:low-speed-wind-tunnel-l-2a&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151).

O Low Speed Wind Tunnel L-2B é outro túnel de baixa velocidade disponível no Von Karman Institute for Fluids Dynamics. Este túnel é de sucção e de circuito aberto. Esta unidade tem várias secções de testes quadradas com 0,35m de lado e vários comprimentos, desde 0,9m até 2m. O ventilador axial está situado no final do difusor e é movido por um motor de corrente contínua de 4,4kW proporcionando uma velocidade máxima de 35m/s. (11) Outra unidade disponível é o Twin-Jet Low Speed Wind Tunnel L-6 que consiste num túnel vertical com a conduta dividida em 2 partes, originado 2 escoamentos. Este tem como utilidade o estudo da mistura de caudais. Abaixo está demonstrada uma representação deste túnel. A secção de teste desta unidade tem uma secção transversal com 0,3x0,2m na zona em que o caudal é misturado. A velocidade deste túnel pode ser variada entre 1 e 20m/s. A razão de contracção

deste túnel é de 6:1. (12) O Low Speed Mini wind Tunnel L-7 é um túnel de vento miniatura equipado com um ventilador radial e é utilizado para treino laboratorial da camada limite, e na medição de velocidades tridimensionais. O ventilador é radial, de corrente alternada e tem uma potência de 700W. As secções de teste disponíveis têm 0,16x0,16m de secção transversal e o comprimento até 1m. A velocidade máxima é de 20m/s, e o nível de turbulência é de 0,3%. A razão de contracção deste túnel é de 9:1. O Low Speed Mini Wind Tunnel L-10, L-11, L-12, L-13 são quatro unidades idênticas à unidade anteriormente descrita. Cada um destes túneis tem razão de contracção de 5,76:1 e uma secção de testes maior com 0,2m de lado e uma velocidade máxima de 15m/s. Estes túneis são utilizados para trabalhos laboratoriais. O L-7+ é uma versão reduzida à escala com um motor de corrente alternada com uma potência de 1300W. A secção de testes tem 0,36x0,27m de secção transversal e 1m de comprimento. A razão de contracção deste túnel é de 9:1

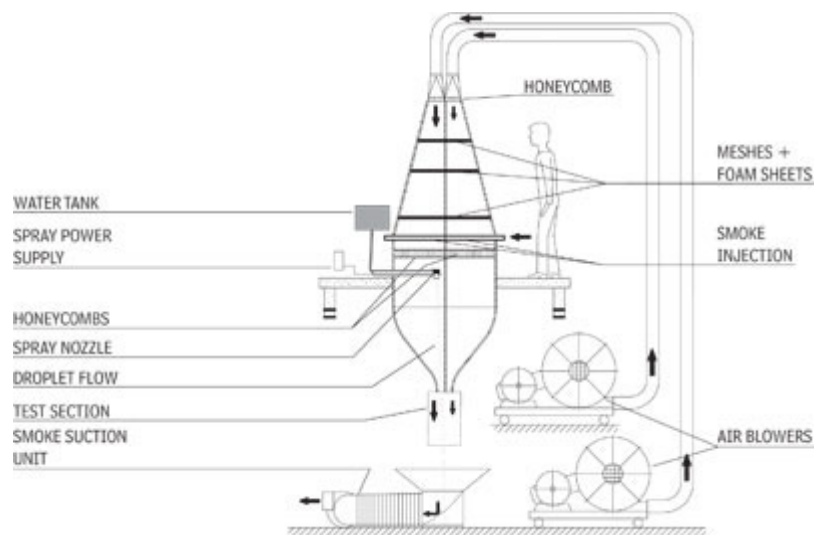


Figura 2.3- Representação do túnel de vento Twin-Jet Low Speed Wind tunnel L-6, disponível no Von Karman Institute for Fluids Dynamics.

(Fonte: https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=61:twin-jet-low-speed-wind-tunnel-l-6&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151).

A velocidade máxima é de 15m/s, e um nível de turbulência de cerca de 0,3%. Também está disponível uma secção de testes com a mesma secção transversal e um comprimento de 4m com paredes laterais ajustáveis para possibilitar a variação do gradiente de pressão longitudinal. Existe ainda uma terceira secção de teste com 0,3m de largura, 0,2m de altura, e 2m de comprimento com a parede superior ajustável. A velocidade máxima nesta secção de teste é de 20m/s. (13)

Na Inglaterra existem 13 túneis de vento subsônicos. Este primeiro túnel de vento, foi construído pela Airbus em Bristol, e tem de nome Airbus Filton Low Speed Wind Tunnel

Facility. Construído em 1957, e actualizado em 2004, este túnel é de circuito fechado com conduta de retorno simples. A velocidade máxima é de 97m/s consumindo uma potência de 1,6MW. Este túnel uma secção de testes com uma área transversal de 3,66x3,05m, e foi construída com o objectivo de realização de testes de aeronaves. Também situado em Inglaterra, o Filton 12 x 10 ft Low Speed Wind Tunnel foi construído em 1957 pela BAE Systems Air Systems em Lancashire. A secção de testes tem uma secção transversal com 3,66 x 3,05m (de arestas cortadas), e um comprimento de 7,62m. A razão de contracção deste túnel é de 6,65, e o ângulo do difusor é de 5°. O ventilador é constituído por 7 pás, tem 6,7m de diâmetro e é movido por um motor de corrente alternada com cerca de 2000cv. A turbulência neste túnel é inferior a 0,16%, para Número de Mach máximo de 0,28. O comprimento máximo deste túnel é de 57m e uma largura máxima de 22,7m.

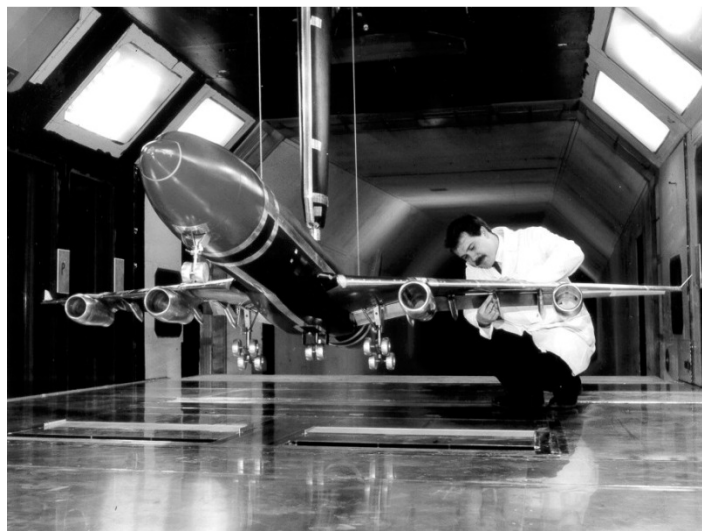


Figura 2.4- Secção de testes do túnel 12' X 10' Low Speed Wind Tunnel.

(Fonte: https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=61:twin-jet-low-speed-wind-tunnel-l-6&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151).

O acesso à secção de testes é feito através da parte inferior da mesma secção. A temperatura de funcionamento pode variar entre a temperatura ambiente e os 45°C. O túnel é de circuito fechado com ducto de retorno simples. Este túnel é utilizado para testes de aeronaves e veículos terrestres. (14) Ainda nas instalações da BAE Systems existe o 5.5m Low Speed Wind Tunnel (LSWT). Este túnel é de circuito aberto, a secção de testes é fechada com 5,5m de largura e uma altura de 5,0m. A escala de velocidades pode ser variada desde 4 a 19m/s. O caudal mássico deste túnel para um funcionamento contínuo é de 4kg/s, podendo atingir um máximo de 8kg/s. (15) O Warton 4.0m LSWT situa-se nas instalações da BAE Systems e foi construído em 1995. Este túnel conta com uma secção de testes com 4m de largura e 2,7m de altura, com os cantos chanfrados a 45°. A velocidade do escoamento pode ser variada entre um mínimo de 5m/s até um valor máximo de 105m/s. A maior secção transversal deste túnel

situa-se a montante da secção de testes e tem uma secção transversal com 12,5m de largura e 9,1m de altura, deste modo a razão de contracção é de 10,6. Sendo este túnel de circuito fechado, o ventilador está situado no lado oposto à secção de testes. O ventilador tem de diâmetro 7,3m e é movido por um motor de corrente alternada com 1300MW de potência. (16)

A Lola Cars, empresa do ramo automóvel pertencente à Lola Groups, é um dos maiores fabricantes de carros de corrida de todo o Mundo. Situada em Huntingdon, Cambridgeshire empresa trabalha há mais de 50 anos neste ramo. De modo a completar e a vadiar os protótipos antes do teste final em pista, a Lola dispõe de um túnel de vento para testar os seus modelos à escala de 50%. Este é composto por uma secção de teste com 2,7m de largura e uma altura de 2,47m. Para simular o deslocamento do automóvel é utilizado um tapete rolante na parte inferior da secção de testes com 2m de largura e 4m de comprimento. A velocidade máxima de do tapete é de 80m/s. O ventilador deste túnel é em fibra de carbono e é constituído por 5 pás movidas por um motor eléctrico de 200Kw. Este ventilador foi projectado pela Lola Groups, que também tem uma empresa dedicada aos compósitos, Lola Composites. O nível de turbulência para este túnel é inferior a 0,08%. (17)

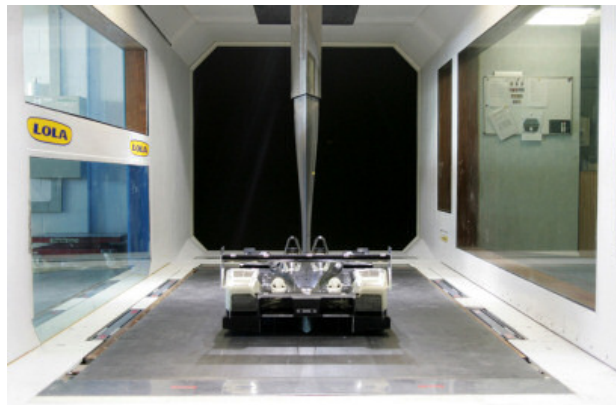


Figura 2.5- Secção de teste do Túnel de vento da Lola Cars
(<http://www.lolacars.com/content.asp?ContentId=8&nav=Capabilities>).

A Universidade de Bristol conta com uma unidade de pesquisa designada por BLADE (Bristol Laboratory for Advanced Dynamic Engineering). Este laboratório conta com 4 túneis de vento que passo a descrever. O primeiro túnel é o Large Low Speed Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de teste octogonal com 2,1m de largura e 1,5m de altura. A velocidade máxima a que este opera é de 60m/s. A secção de retorno deste túnel tem 5,5 m x 2,6m, e a sua velocidade máxima é de 12m/s. Este túnel foi construído com objectivo de estudo da aerodinâmica de aeronaves, mísseis, rotores, e carros. Dentro da mesma universidade, existe outro túnel designado de Low Turbulence Wind Tunnel. Com uma velocidade máxima de 100m/s, este túnel é composto por uma secção de testes octogonal com 0,8x0,6m. A turbulência neste túnel é inferior a 0,05%. Para o teste das características dos perfis alares, e

estudos sobre vibrações e oscilações a Universidade de Bristol dispõe de um túnel de vento de circuito aberto com uma secção de ensaios com 1,1m de diâmetro. Este túnel tem de nome Open Jet Wind Tunnel, e a sua velocidade máxima é de 40m/s. O quarto túnel subsónico existente na Universidade de Bristol é designado por Open Return Low Speed Wind Tunnel (Two), e foi construído com o objectivo do ensino e para projectos dos alunos. A velocidade máxima do túnel é de 35m/s e tem uma secção de trabalho com 0,6m x 0,6m. Este túnel é utilizado para as actividades de ensino. (18)

O FAST (Farnborough Air Sciences Trust) situado em Berkshire, Inglaterra, dispõe de 3 túneis. O primeiro de nome No. 1 24-ft Low Speed Wind Tunnel (LST) foi construído em 1935 e mais tarde actualizado em 1992. A secção de testes é circular e tem um diâmetro de 7,3m e uma velocidade máxima de 50m/s. Para utilizar este túnel à velocidade máxima é necessária uma potência de 1,5MVA. O túnel é de circuito fechado com secção de teste aberta. O ventilador é constituído por 6 pás em mogno. (19) O segundo túnel é designado No. 2 Low Speed Wind Tunnel (LST) foi construído em 1942 e foi actualizado em 1970. A secção de testes tem 6,1m de comprimento e uma secção transversal de 3,4 x 2,6m atinge uma velocidade máxima de 90m/s ou 60m/s sem arrefecimento. A potência necessária para executar o túnel a uma velocidade de 90m/s é de 1,25MVA. Este túnel está equipado com dois ventiladores com 6 pás cada fabricadas em mogno. Este túnel tem tapete rolante, propriedade da McLaren para testes de automóveis. (20) O terceiro túnel de nome No. 3 Low Speed Wind Tunnel (LST) foi construído em 1946 e mais tarde actualizado em 1990. A sua velocidade máxima é de 85m/s na secção de testes com uma área de 1,2m x 0,9m e 3,4m de comprimento. O túnel é de circuito fechado e tem uma secção octogonal. O ventilador é movido por um motor de corrente contínua de 202cv. Este túnel é construído numa estrutura em aço, e o interior das condutas é quase todo em madeira. A razão de contracção é elevada, 32:1. Este túnel tem uma baixa turbulência, devido às 7 telas que garantem um escoamento uniforme (21).



Figura 2.6- - Bocal de admissão do No. 3 Low Speed Wind Tunnel do FAST
(<http://www.airsciences.org.uk/windtunnels.html>).

O Laboratório de Pesquisa Goldstein, que pertence à Flow Science Limited dispõe de três túneis de vento subsônicos. O primeiro é conhecido como 0,5 x 0,5m Low-Turbulence Wind Tunnel é composto por uma secção de testes de dimensões 0,5m x 0,5m x 3,0m, e uma velocidade máxima de 42m/s. Este túnel é de circuito fechado e uma razão de contracção 20:1. Este túnel é ideal para estudo detalhado de áreas onde o escoamento é laminar. A turbulência deste túnel é inferior a 0,03%. O segundo túnel deste laboratório pode ser de circuito fechado ou com a secção de testes aberta. Designado por 1,35 x 0,95 m Blow-down Wind Tunnel atinge velocidades de 40m/s para a secção de testes aberta ou 50m/s para a secção de testes fechado. A turbulência deste túnel é inferior a 0,6% na secção de testes, e uma variação de velocidade inferior a 0,2%. O ventilador utilizado no túnel é centrífugo, tem diâmetro 1,3m e é movido por um motor de 50KW acoplado ao ventilador através de uma embraiagem magnética. O terceiro túnel é conhecido como AVRO 9 x 7ft Low Speed Wind Tunnel e foi adquirido em 1950 e mais tarde remodelado em 1989. Com uma secção de testes com 2,75 x 2,23 x 5,5m de dimensão este túnel atinge uma velocidade máxima de 70m/s. Este túnel é de circuito fechado e tem uma razão de contracção de 5:1. A turbulência é inferior a 0,1%. Este túnel é usado pela indústria, por agências governamentais, e institutos de pesquisa sobre o desempenho dos modelos durante o voo. (22) Situado em Farnborough, nas instalações pertencentes ao QinetiQ, o túnel de vento 5m Low Speed Wind Tunnel foi construído em 1977. Este túnel tem uma secção de testes com 8m de comprimento e uma secção transversal de 5,0x4,2 m e um Número de Mach entre 0,05 a 0,34. Este túnel é de circuito fechado e a potência máxima é de 13,6MW. Este túnel é utilizado sobretudo para testes de trem de aterragem das aeronaves. (23)



Figura 2.7- Ventilador do túnel de vento 5 Metre Low Speed Wind Tunnel disponível no Qinetiq (<http://sata.tamu.edu/members/tunnels/QinetiQ.html>).

A França dispõe apenas de 4 túneis de vento. Dois destes túneis estão situados em Le Fauga Mauzac, e pertencentes a ONERA French Aeronautics and Space Research Center.

Construído em 1974 o F1 Continuous Pressurized Subsonic Wind Tunnel tem uma velocidade máxima de 123m/s (0,36 Mach). A secção de testes tem 11m de comprimento e uma área transversal de 4,5m x 3,5m. Este túnel tem a possibilidade de introdução de elevados caudais mássicos, até 20Kg/s, com pressões acima de 120 bar e temperaturas superiores a 80°C. O ventilador deste túnel de vento é constituído por 16 pás que está acoplado a um motor eléctrico de 9,5Mw de potência. O número de Mach pode ser variado através da variação do ângulo das pás do ventilador. (24) O segundo túnel é conhecido como F2 Continuous Atmospheric Subsonic Wind Tunnel e tem uma secção de testes de dimensões 1,4m de largura, 1,8m de altura, e um comprimento de 5m, permitindo velocidades até 100m/s. O ventilador deste túnel é constituído por 12 pás, movidas por um motor eléctrico com uma potência de 680KW. A razão de contracção deste túnel é de 12. O nível de turbulência é inferior a 0,05%. Este túnel está equipado com um sistema de medição de velocidade por laser. (25) Também pertencente à ONERA Center for Engine Testing, existe o túnel de vento CEPRA 19 Anechoic Wind Tunnel. Este túnel foi construído em 1976 e mais tarde remodelado em 1999. Este túnel é um túnel aeroacústico e é de circuito aberto com duas secções de teste: a primeira com 2m de diâmetro, e a segunda com 3m, com velocidades de 120m/s e 60m/s respectivamente. O ventilador utilizado neste túnel é centrífugo e é movido por um motor assíncrono de 7MW de potência. (26) Outro túnel de vento existente em França é o S20 Subsonic Wind Tunnel pertencente à French-German Research Institute of Saint Louis (ISL) em Saint Louis. Este túnel tem uma secção de testes de com 0,8m de comprimento e uma secção de 0,9m x 0,7m com um Número de Mach de 0,126.



Figura 2.8- Secção de teste do túnel de vento F1 Subsonic Wind Tunnel (<http://windtunnel.onera.fr/available-facilities>).

A Alemanha é o segundo país da Europa com mais túneis de vento subsónicos. O Institute for Fluid Mechanics da Carolo-Wilhelmina Technical University at Braunschweig dispõe de três túneis subsónicos. O primeiro é o Low Noise Low Speed Wind Tunnel (LNB), e é um túnel de circuito aberto. Este túnel é composto por uma secção de teste fechada com 0,6m de altura, 0,4m de largura, e um comprimento de 1,5m. O Comprimento total do túnel

é de 6,25m. O túnel é de circuito fechado e a sua velocidade de 19m/s é garantida pelo motor do ventilador de 3KW de potência. O bocal de admissão tem uma razão de contracção de 16, e para garantir um escoamento laminar é utilizado uma tela tipo favo de mel com 133mm de comprimento. Este túnel é utilizado para pesquisa a baixos números de Reynolds. Também nas mesmas instalações está instalado o Low Speed Wind Tunnel (MUB). Sendo este de atmosférico e de circuito fechado este conta com 2 secções de teste diferentes. Ambas as secções de teste são quadradas e tem um comprimento de 3m: a primeira tem 1,3m de lado e a segunda tem 0,8m de lado. A velocidade máxima para este túnel é de 60m/s. Este túnel é normalmente utilizado para pesquisa sobre perfis alares, para testes de componentes de aeronaves e também para testes em veículos terrestres. Este túnel tem um comprimento máximo de 1,866m, e uma largura máxima de 5,98m. Ainda nas mesmas instalações existe um terceiro túnel designado de Small Wind Tunnel Braunschweig (KWB). Este túnel trata-se de um túnel de vento de circuito fechado com secção de testes aberta. A sua velocidade máxima é de 65m/s para a sua secção de testes com 0,94m de comprimento. O ventilador é axial e é movido por um motor de 22KW de potência. O comprimento máximo deste túnel é de 4,997m e uma largura máxima de 2,45m. Este túnel é utilizado para a actividade educacional, e para a investigação de novas técnicas de medição. Em 1960 foi construído o Low Speed Continuous Atmospheric Wind Tunnel (NWB). Este túnel de vento é de circuito fechado e dispõe de duas secções de trabalho ambas com 3,25m de largura e 2,8m de altura, sendo uma secção de trabalho aberta e a outra, uma secção de trabalho fechada. As velocidades máximas são de 85m/s para a secção aberta e de 70m/s para a outra secção de trabalho. O motor acoplado ao ventilador é alimentado por uma tensão de 1,4MV. Este túnel foi remodelado em 1980. O nível de turbulência longitudinal para este túnel tem um valor máximo de 0,06%. A razão de contracção da admissão do túnel é de 5,6. O High Pressure Continuous Subsonic Wind Tunnel (HDG) tal como o túnel de vento anteriormente descrito, este túnel também pertence à German-Dutch Wind Tunnels (DNW). Este túnel é de circuito fechado, incluindo a secção de teste. Composto por 6 secções de teste todas com uma secção transversal de 0,6m x 0,6m para aplicações especiais, a velocidade na secção de testes é de 35m/s. Algumas das aplicações deste túnel é a pesquisa relacionada com os fenómenos da mecânica dos fluidos, perfis alares 2D, pás de rotor, estudo de projecto de automóveis, comboios, e algumas aplicações da área civil como por exemplo pontes, e estruturas industriais. Também da mesma empresa mas situado em Colónia está instalado o Cryogenic Continuous Wind Tunnel (KKK). Trata-se de um túnel de circuito fechado com uma área de secção de testes de um quadrado com 2,4m de lado. O Número de Mach pode ser variado até um valor máximo de 0,38. Este túnel permite a introdução de nitrogénio líquido com temperaturas entre -173°C e 27°C. Algumas das aplicações mais utilizadas neste túnel são os testes de perfis alares 2D, pás de rotores de turbinas de vento, superfícies de veículos (carros e camiões). O Institute for Aerodynamics and Gas Dynamics (IAG) da Universidade de Stuttgart dispõe de três túneis de vento. O primeiro é designado por Laminar Wind Tunnel (LWK), e foi construído em 1962. Este túnel é de circuito aberto e a secção de testes tem 3,15m de comprimento, com uma secção

transversal com uma área de 2m^2 : 2,73m de largura e 0,73m de altura. A velocidade máxima na secção de testes é de 90m/s. De circuito aberto e com um comprimento de 46m, este túnel de vento é movido por um motor de 220KW. A razão de contracção da admissão deste túnel é de 100. O nível de turbulência deste túnel é bastante reduzido, cerca de 0,02%. (27)

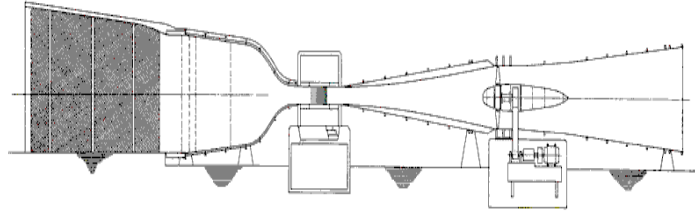


Figura 2.9- Esquema representativo do Laminar Wind Tunnel (LWK) disponível no Institute for Aerodynamics and Gas Dynamics (IAG) (http://www.iag.uni-stuttgart.de/laminarwindkanal/index_english.htm).

O segundo túnel deste instituto é o Model Wind Tunnel. Este túnel é inferior ao anterior, e é de circuito aberto. A sua secção de testes tem 0,373m de largura, 0,6m de altura, e 0,8m de comprimento. O comprimento total do túnel é de 7,3m, e tem uma velocidade máxima de 30m/s. O ventilador que equipa este túnel é constituído por 6 pás e é movido por um motor trifásico de 4KW. A razão de contracção deste túnel é de 19,8. (28) O terceiro, e último túnel desta instituição são o túnel designado por Gust Wind Tunnel. Este túnel foi construído em 1983, e é de circuito aberto. Este túnel tem uma secção de teste com 6,3m de diâmetro, e 6,5m de comprimento. A velocidade máxima é de 17m/s, e é essencialmente utilizado para ensaio de turbinas eólicas. O ventilador axial tem 5,6m de diâmetro e uma velocidade de rotação máxima de 190rpm. O comprimento total do túnel é de 21,9m. Na Technical University of Darmstadt existe o 2,2 x 2,9m Subsonic Wind Tunnel. Este túnel tem uma velocidade máxima de 68m/s na secção de testes de área 2,2m x 2,9m. Este túnel é de circuito fechado e foi construído em 1937. O ventilador do túnel é axial e é movido por um motor de 300KW de potência (29).

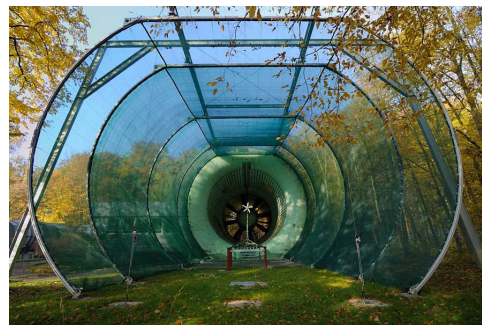


Figura 2.10- Vista frontal do Gust Wind Tunnel (http://www.iag.uni-stuttgart.de/laminarwindkanal/gust_wind_tunnel.htm)

A Itália, no que respeita a túneis de vento subsónicos é dos países mais fracos da Europa. O GMPV Subsonic Wind Tunnel pertence à Galleria del Vento do Milan Politechnic University, em Milão, e foi construído em 2001. Este túnel é constituído por duas secções de teste, uma para testes aeronáuticos, e outra para ensaios na área de engenharia civil. A primeira secção de testes (aeronáutica) é constituída por uma secção transversal de 4m x 3,84m e uma velocidade máxima de 55m/s. A segunda secção de testes (civil) tem de dimensões 3,84m x 13,84m x 36m e uma velocidade máxima de 14m/s. Este túnel é de circuito fechado e de retorno vertical. Para mover o ar dentro do túnel este está equipado com 14 ventiladores de 12 pás cada. A potência total consumida é de 1,4MW. O Italian Aerospace Research Center (CIRA) dispõe de um túnel de vento subsónico designado por Icing wind Tunnel (IWT). Este túnel permite uma variação de velocidades para um Número de Mach entre 0,25 e 0,7. Este túnel opera a baixas temperaturas, entre -40°C e -35°C. Este túnel é de circuito fechado.



Figura 2.11- Fotografia do Icing Wind Tunnel. Imagem recolhida do site:
<http://extice.cira.it/partners/extice-main-facilities/cira-iwt>.

A Holanda está equipada com 4 túneis de vento subsónicos. Um destes túneis é o Boundary Layer Wind Tunnel da Delft University Technology. Este túnel é de circuito fechado e as paredes do túnel são flexíveis. A velocidade máxima do escoamento é equivalente a um Número de Mach de 0,15 e a secção de testes é rectangular de dimensões 1,25m x 0,25m. Também na mesma Instituição existe outro túnel designado por Subsonic Low-Turbulence Wind Tunnel. Este túnel é também ele de circuito fechado. O nível de turbulência do túnel é baixo, inferior a 0,1%. Este túnel conta com uma secção de testes com 1,25m de largura e 1,8m de altura. A velocidade máxima deste túnel é equivalente a um Número de Mach de 0,35. Em Emmerloord, pertencente ao German-Dutch Wind Tunnels, está situado o Large Low Speed Wind Tunnel (LLF). Este túnel foi construído em 1980, este túnel conta com 4 secções de teste diferentes. A primeira secção de testes é fechada e tem 6mx6m de área e uma velocidade máxima de 152 m/s. A segunda secção de testes é rectangular e tem de dimensão

8,0 m x 6,0 m e uma velocidade máxima de 116m/s. A terceira secção de testes é aberta e tem de dimensão 8,0m x 6,0 m e uma velocidade máxima de 85m/s. A última secção é a maior de todas, de secção quadrada tem 9,5 m de lado e uma velocidade máxima de 62 m/s. Este túnel de vento é de circuito fechado e tem um único ventilador com 12,35 m de diâmetro. O tipo de accionamento é directo com variador de velocidade. O motor eléctrico é síncrono e tem uma potência de 12,65 MW às 225 rpm. Na mesma instituição existe outro túnel de vento, designado de Low Speed Wind Tunnel (LST) foi construído em 1983. De circuito fechado este túnel tem uma secção de teste com 3,0m x 2,25m de área. O ventilador é accionado por um motor eléctrico de 700 kW de potência, que através das 8 pás do ventilador garante uma velocidade máxima é 80 m/s. Este túnel é geralmente usado para testes de modelos de aeronaves.



Figura 2.12- Secção de teste do LLF Low Turbulence Wind Tunnel. Imagem recolhida do site: http://www.dnw.aero/mod_popup.htm?/uploadedImages/img_7721updatervar1000F.jpg

Na Escócia existem três túneis de vento subsónicos todos situados em Glasgow, no Departamento de Engenharia Aeroespacial da Universidade de Glasgow. O primeiro túnel é designado de 1,15x0,95m Low Speed Wind Tunnel e é de circuito fechado. A secção de testes tem de dimensão 1,15m x 0,95m e uma velocidade máxima de 30m/s. O segundo túnel é conhecido por Argyll Wind Tunnel. Este túnel de circuito fechado tem uma secção de teste com 2,65m x 2,04m de secção transversal, atingindo uma velocidade máxima de 76m/s. O terceiro túnel da Universidade de Glasgow, é o Handley-Page Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado e tem uma velocidade máxima de 60 m/s na secção de ensaio com 2,13m de largura e 1,61m de altura.



Figura 2.13- Secção de teste do The Argyll Wind Tunnel (<http://www-legacy.aero.gla.ac.uk/sflow/>).

Na Suécia existe um túnel de vento subsónico em Estocolmo. Situado na Swedish Defense Research Agency este túnel é designado por LT1 Subsonic Wind Tunnel. Construído em 1940, este túnel tem uma secção de testes circular com 3,6m de diâmetro e 8m de comprimento. A velocidade máxima do túnel é equivalente a um Número de Mach de 0,23. Este túnel é utilizado para testes de aeronáutica, de edifícios, entre outros.



Figura 2.14- Secção de testes do LT 1 Subsonic Wind Tunnel. Imagem recolhida do site: http://www.starcs.se/UserUploadImages/STARCS_Smoke_4.jpg.

2.2. Túneis transónicos

Os túneis de vento transónicos são túneis que operam com velocidades próximas da velocidade sónica. O regime transónico geralmente é considerado para um Número de Mach entre 0,8 e 1,2. Na Europa existem apenas oito túneis de vento transónicos distribuídos entre

Inglaterra, França, Alemanha, Itália e Suécia. O gráfico 2.4 mostra a distribuição destes túneis pelos vários países da Europa.

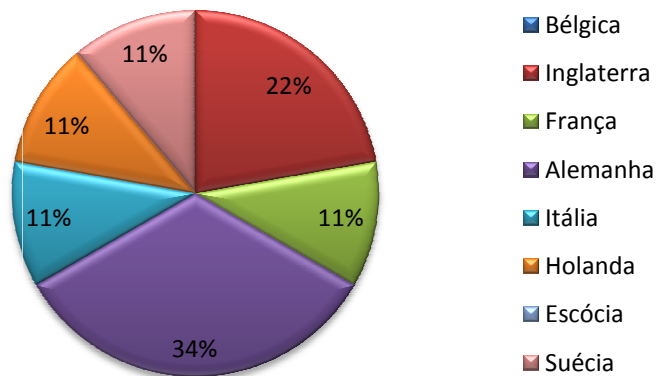


Gráfico 2. 4 - Distribuição dos túneis de vento transônicos na Europa.

O túnel de vento mais importante da Europa é possivelmente o ETW (European Transonic WindTunnel). Esta unidade foi fundada pelos governos da França, Alemanha, Reino Unido, e Holanda. Situado em Köln, na Alemanha, ficou operacional na segunda metade de 1994. Este túnel, transônico, opera com Números de Mach entre 0,15 e 1,35. Sendo o seu circuito fechado, este permite a introdução de nitrogénio líquido e operar com temperaturas até -163°C, simulando condições de voo reais. O nitrogénio é introduzido por 240 injectores distribuídos por 4 suportes montados na vertical. A secção de testes que compõe este túnel tem 9 m de comprimento e uma secção transversal de 2,4m x 2,0m. Para o ar se mover dentro do túnel, é utilizado um ventilador de duplo estágio com uma potência de 50MW.



Figura 2.15- Túnel de vento transônico ETW (<http://www.etw.de/cms/index.php?site=test-section>).

Na Inglaterra existem dois túneis, ambos pertencentes ao Aircraft Research association Limited (ARA) situados em Bedford. O primeiro é designado por Transonic Wind Tunnel (TWT) e é de circuito fechado. A secção de testes é rectangular e tem de área 2,74m x 2,44m e permite modelos de teste com comprimento máximo de 1,83m. A velocidade deste túnel pode variar para Números de Mach entre 0,2 e 1,4. Para garantir esta velocidade é utilizado um ventilador principal e adicionalmente, na necessidade de maiores velocidades, um compressor que está acoplado a este túnel. No que diz respeito às capacidades deste túnel, este esteve envolvido em muitos programas de teste em todo o mundo, e teve um importante papel em todas as aeronaves, bem como programas de desenvolvimento de armas em que o Reino Unido esteve envolvido. Também teve uma contribuição significativa na pesquisa aerodinâmica no regime transónico, nomeadamente no domínio dos efeitos de escala. O segundo túnel é designado de Two-Dimensional (2D) Wind Tunnel e trata-se de um túnel de pequenas dimensões. O comprimento máximo para o modelo de teste é de apenas 0,13m, na secção de trabalho com uma secção transversal de 0,2m x 0,46m, onde a velocidade pode variar entre 102 a 296m/s.

Situado em França, mais precisamente em Modane-Avrieux, está instalado o S1Ma Continuous Atmospheric Sub/Transonic Wind Tunnel, pertencente ao ONERA French Aeronautics and Space Research Center. Este túnel foi construído em 1951 e conta com 3 secções de testes, todas elas derivam de uma conduta circular com 8m de diâmetro e um comprimento de 14m. Todas as secções derivam de uma conduta circular com 8m de diâmetro. A primeira secção é quadrada com os cantos redondos como mostra a figura abaixo (desenhar figura...) A largura desta secção de ensaio é fixa, 6,74m, e a altura pode variar entre 6,27 e 6,85m resultando numa variação de área entre 42,6 e 40m², respectivamente. Para esta secção de trabalho, a velocidade pode ser variada até um Número de Mach igual à unidade, isto é, até à velocidade sónica. A segunda secção de testes, é semelhante à primeira, mas de dimensões fixas, e de secção quadrada. A largura da secção é de 6,8m, que corresponde a 45m² de área. A velocidade nesta secção, tal como na anterior, pode ser variada até à velocidade sónica. A terceira secção de trabalho é semelhante às anteriores, mas sem o topo. O parte inferior também pode ser removida ficando um secção circular à excepção das paredes laterais. Esta secção quando a base está colocada, a secção transversal é de 45,4m². Sem a base, quando a secção de passagem é maior, a sua secção transversal é de 47m². Esta terceira secção de trabalho, permite ainda introduzir uma estrutura aneconica, para testes acústicos. A velocidade para esta secção é para uma velocidade máxima equivalente a um Número de Mach igual a 0,85.

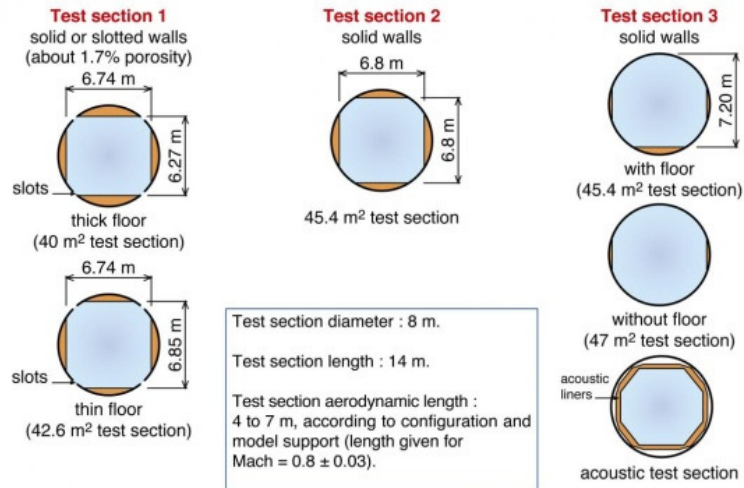


Figura 2.16- Imagem descritiva das três secções de teste do S1Ma Continuous Atmospheric Sub/Transonic Wind Tunnel, e suas configurações. Imagem recolhida online, em: <http://windtunnel.onera.fr/s1ma-continuous-flow-wind-tunnel-atmospheric-mach-005-mach-1>

Este túnel é de circuito fechado e é movido por dois ventiladores contra-rotativos movidos por duas turbinas Pelton. A potência destes ventiladores é de 88MW. Para testes a baixas temperaturas é introduzido no interior do túnel Nitrogénio líquido.

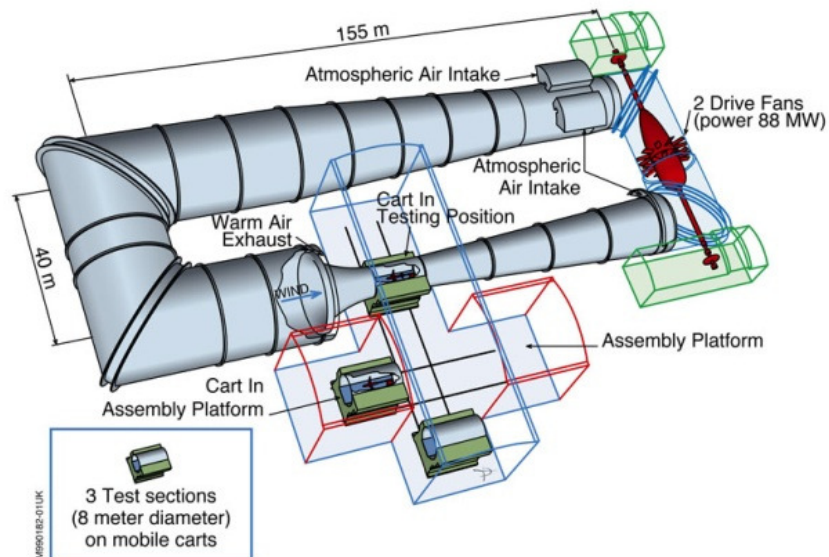


Figura 2.17- Esquema representativo do S1Ma Continuous Atmospheric Sub/Transonic Wind Tunnel. Imagem recolhida do site: <http://windtunnel.onera.fr/s1ma-continuous-flow-wind-tunnel-atmospheric-mach-005-mach-1>.

Em Göttingen, na Alemanha está situado o Transonic Wind Tunnel (KRG) da German-Dutch Wind Tunnels (DNW). Este túnel foi construído em 1982 e mais tarde reconstruído em 1994. A secção de testes deste túnel, tem 0,4m de largura e uma altura de 0,35m. A velocidade neste túnel pode ser variada entre 102 e 323m/s. Ainda nas mesmas instalações existe outra unidade. O Transonic Wind Tunnel (TWG) foi construído entre 1991-1993 e é composto por 3 secções de teste diferentes, consoante os regimes (subsónico, transónico, e supersónico). A velocidade nas diferentes secções de trabalho em função do Número de Mach é: de 0,3 a 0,9 para regime subsónico; de 0,3 a 1,2 para o regime transónico; e de 1,3 a 2,2 para o caso do regime supersónico. Para mover o ar, este túnel conta com 2 ventiladores de quatro estágios cada, perfazendo um total de 8 estágios. Para mover estes ventiladores está um motor eléctrico de 12MW acoplado.

Na Itália, em Capua, está situado o PT-1 Transonic Wind Tunnel nas instalações da Italian Aerospace Research Center (CIRA). Este túnel tem uma pequena secção de testes com 0,6m de comprimento, uma largura de 0,35m e uma altura de 0,45m. Este túnel permite operar com um escoamento contínuo, ou intermitente. Para fazer circular o ar, este túnel utiliza um ventilador com uma potência de 145kW.



Figura 2.18- Secção de teste do Pt1 Wind tunnel
([http://www.ewa.aero/index.php?id=27&user_ewakb_pi1\[ID\]=47](http://www.ewa.aero/index.php?id=27&user_ewakb_pi1[ID]=47)).

Em Estocolmo, na Suécia, o T1500 Transonic Wind Tunnel, está situado nas instalações da Swedish Defense Research Agency (FOI). Este túnel tem uma secção quadrada de 1,5m de lado. A velocidade máxima para este túnel é para um Número de Mach igual a 2,0. O número máximo de ensaios por hora é de 4.

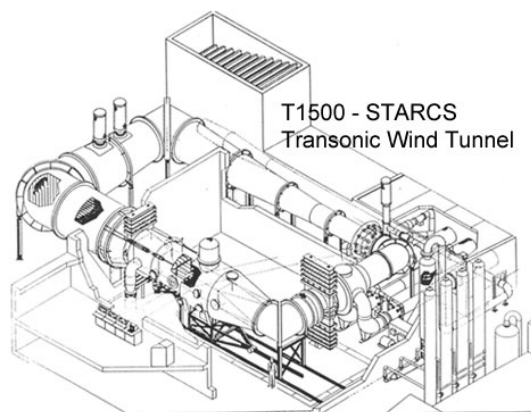


Figura 2.19- Esquema representativo do T1500 Transonic Wind Tunnel
(<http://www.starcs.se/t1500.aspx>).

2.3. Túneis supersónicos

Na Europa existe um total de catorze túneis de vento distribuídos apenas por 4 países: Bélgica, França, Inglaterra, e Holanda. À medida que a velocidade do escoamento vai aumentando, é necessário equipamentos capazes de fornecer resultados em muito pouco tempo e com precisão suficiente. Esta necessidade faz com que estes túneis os túneis de vento subsónicos existam em menor número face aos túneis subsónicos. O gráfico 2.5 apresenta a distribuição dos túneis de vento subsónicos na Europa.

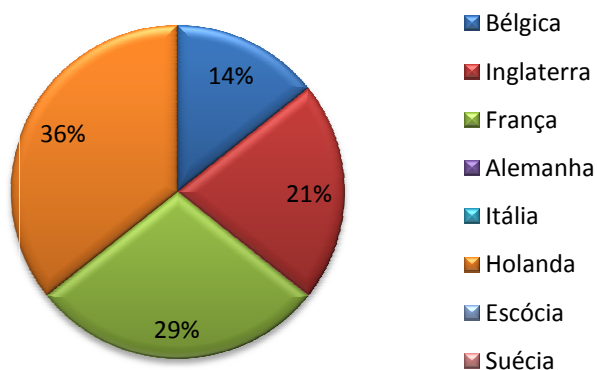


Gráfico 2.5 - Distribuição dos túneis de vento supersónicos na Europa.

Na Bélgica existem apenas dois túneis de vento supersónicos. Ambos situados em Saint Genese, no Von Karma Institute for Fluid Dynamics (VKI). O primeiro túnel é o S-1 Supersonic Wind Tunnel. Este túnel conta com três secções de teste com uma secção transversal com 0,4x 0,36m. O Número de Mach para este túnel varia entre 15 e 20. O compressor utilizado

neste túnel debita uma potência de 615kW. O segundo túnel é designado por S-4 Supersonic Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de teste com 0,08x 0,1m de área de secção transversal. O Número de Mach deste túnel é igual a 0,35.

Na Inglaterra estão disponíveis três túneis de vento supersónicos. Dois deles, pertencem à Aircraft Research Association Limited (ARA). O primeiro túnel é denominado Pilot Wind Tunnel Z4T. A secção de teste tem uma secção transversal com as seguintes dimensões: 0,23m x 0,2m. A velocidade deste túnel permite ser variada entre Números de Mach superiores a 0,3 até um máximo de 1,3. O comprimento máximo do modelo é de 0,2m e o tempo de operação deste túnel é de 120 segundos. O segundo túnel é nomeado Supersonic Wind Tunnel (SWT), e permite modelos até 3,5m de comprimento. A área da secção de testes é de 0,524m² (0,69x 0,76m). O terceiro túnel existente na Inglaterra situa-se em Manchester nas instalações da Flow Science Limited Goldstein Research. Este túnel conta com 2 secções de trabalho. Ambas têm a mesma secção transversal, 0,21x0,15m, diferenciando-se apenas no comprimento. A primeira tem um comprimento de 0,6m e a segunda 0,8m. As paredes deste túnel são ajustáveis através da introdução de uns compartimentos, semelhante ao túnel S1Ma Continuous Atmospheric Sub/Transonic Wind Tunnel da ONERA.

Em França, existem 4 túneis de vento supesónicos. Três destes túneis estão nas instalações na ONERA, pertencendo o quarto túnel à French-German Research Institute of Saint Louis (ISL) que vamos passar a descrever. Este túnel, designado Supersonic Wind Tunnel S30 tem uma secção de teste com uma secção transversal com 0,3x 0,3m. A velocidade neste túnel pode ser variada desde um Número de Mach de 1,5 até um máximo de 4,4. Neste túnel é utilizado um compressor de quatro estágios com uma potência de 7MW. Os restantes túneis franceses encontram-se dois no sul em Modane-Avrieux, perto da fronteira com a Itália, e o outro nos arredores de Paris em Meudon. Este último, é designado por R1Ch Supersonic Wind Tunnel e é possível optar entre duas velocidades: a primeira é para um Número de Mach igual a 3, e a segunda um Número de Mach igual a 5. O caudal mássico máximo para este túnel é de 80Kg/s. Mais a sul, em Modane-Avrieux está situado o S2Ma Continuous Pressurized Sub/Trans/Supersonic Wind Tunnel. Esta unidade está equipada com 2 secções de teste. A primeira secção de trabalho tem uma secção de passagem de 1,75x 1,77m e um Número de Mach até 1,3. A segunda secção de testes tem uma secção de passagem com 1,75x 1,93m e a velocidade pode ser variada para um Número de Mach entre 1,5, até um máximo de 3,1. O último túnel, também este em Modane-Avrieux, e designado por S3Ma Blow-down Pressurized. Este túnel conta também com 2 secções de teste. A primeira tem de dimensões 0,56x0,78m e funciona em regime transónico com um Número de Mach variável desde 0,1 até 1,3. A segunda secção de teste é para o regime supersónico e tem de dimensões 0,76x0,8m, a velocidade nesta secção de trabalho pode ser variada desde um Número de Mach igual a 1,65 até um máximo de 5,5.

Na Holanda, estão disponíveis 5 túneis de vento supersónicos, situando-se três deles em Delft e os restantes em Amsterdam. Os três túneis de vento existentes em Delft pertencem à Universidade de Tecnologia de Delft. O primeiro túnel de vento é designado por ST-15 Wind

Túnel e dispõe de uma secção de trabalho de dimensões com 0,15mx 0,15m. A velocidade neste túnel de vento pode ser variada entre um Número de Mach mínimo de 0,7 e um valor máximo de 3,0. O segundo túnel foi construído em 1969, trata-se de um túnel de vácuo e é designado por ST-3 Vacuum Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de testes com 0,3x0,3m de secção transversal na secção de trabalho. A velocidade deste túnel, tal como no anterior, também pode ser variada para Números de Mach entre 1,5 até um máximo de 3,5. Para operar este túnel é utilizada uma bomba de vácuo de 50kW de potência. O terceiro túnel desta instituição é designado por TST-27 Transonic/Supersonic Wind Tunnel. A secção de testes deste túnel tem 0,28x 0,27m e atinge uma velocidade máxima equivalente a um Número de Mach de 4,2. O motor eléctrico utilizado neste túnel tem uma potência de 220kW. Os outros dois túneis, existentes na Holanda estão disponíveis na German-Dutch Wind Tunnels (DNW). O primeiro túnel de vento é designado de 2,0x1,8m Continuous Pressurized Wind Tunnel (HST) e foi construído em 1960. Este túnel de vento conta com uma área de passagem na secção transversal de 2,0x1,8m. O Número de Mach para este túnel pode ser variado até um máximo de 1,35. O outro túnel é designado por Supersonic Blow-Down Wind Tunnel (SST) e foi construído em 1964, e mais tarde actualizado em 1973, e em 1999. Este túnel conta com uma secção transversal com 1,2x1,2m na secção de testes. O Número de Mach deste túnel pode ser variado entre 1,2 e 4,0. Este túnel é alimentado por um reservatório de 600m³ que armazena ar seco até uma pressão de 4,0kPa.

2.4. Túneis hipersónicos

Os túneis de vento hipersónicos representam 14% dos túneis de vento europeus. Estes túneis apenas existem em alguns países da Europa, tal como a Bélgica, França, Alemanha e Itália. Em seguida serão descritos os túneis de vento existentes na Europa. O gráfico 2.6 apresenta a distribuição destes túneis na Europa.

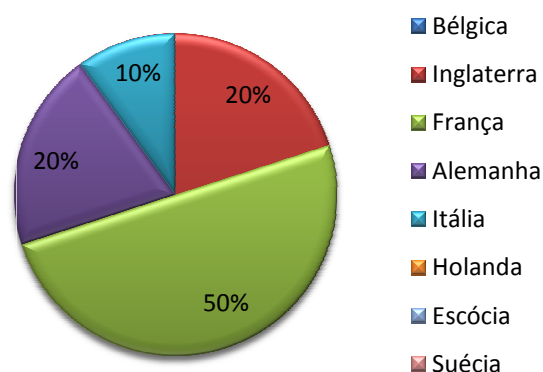


Gráfico 2.6 - Distribuição dos túneis de vento hipersónicos pela Europa.

A Bélgica conta com 2 túneis de vento hipersónicos, ambos situados no Von Karma Institute for Fluid Dynamics. O primeiro túnel é o H-3 Hypersonic Wind Tunnel e é constituído por uma secção de ensaio circular com um diâmetro de 0,12m. O Número de Mach máximo para este túnel é 6. O segundo túnel existente no Von Karmam Institute for Fluids Dynamics é nomeado de LongShot Free-Piston Gun Wind Tunnel. A velocidade deste túnel pode ser variada entre um Número de Mach superior a 15 até um máximo de 20.

Os túneis de ventos franceses estão pertencem todos ao ONERA French Aeronautics and Space Research. O primeiro é designado por R2Ch Hypersonic Wind Tunnel. Este túnel conta com 2 secções de teste, a primeira com 0,19m de diâmetro permite um Número de Mach de 3 e 4. A segunda secção de testes tem 0,325m de diâmetro e permite Números de Mach de 5,6 e 7. O caudal mássico máximo é de 60Kg/s. O segundo túnel é o R3Ch Hyeprsonic Wind Tunnel. Este túnel permite uma velocidade máxima equivalente a um Número de Mach igual da 10 na secção de testes com 0,35m de diâmetro. O caudal mássico máximo deste túnel é de apenas 2kg/s. O terceiro túnel de vento é designado por R5Ch Hypersonic Wind Tunnel e tem de diâmetro 0,35m na secção de testes, e um Número de Mach igual a 10, tal como o túnel anterior. O caudal mássico máximo para este túnel é de 0,03kg/s. O quarto túnel é o F4 Arc-Heated High Enthlphy Hypersonic Wind. Este túnel foi construído em 1988 e conta com 4 secções de teste com os seguintes diâmetros: 0,67m, 0,67m, 0,43m, 0,93m com os seguintes Números de Mach: 8 a 17, de 7 a 13, de 6 a 11, de 9 a 21 respectivamente. O quinto túnel francês é designado por S4Ma Blow-Down Hypersonic Wind Tunnel. Este túnel tem 3 secções de testes. A primeira tem um diâmetro de 0,68m, e um Número de Mach de 6,4. A segunda secção de teste tem 1m de diâmetro e um Número de Mach igual a 10. A terceira secção de teste tem também 1m de diâmetro e um Número de Mach igual a 12.

A Alemanha conta com apenas 2 túneis de vento hipersónicos. O primeiro pertencente à Instituição Carolo-Wilhemina Technical University at Braunschweig. Este túnel tem uma secção de testes com um diâmetro de 0,5m e um Número de Mach igual a 6. O comprimento máximo do modelo de teste não pode ser superior a 0,2m. O segundo túnel alemão é designado por Intermittent Ludwig Tube Wind Tunnel with Two Legs (RWG) e é gerido por Geman-Dutch Wind Tunnels (DNW). Este túnel tem duas secções de testes, uma quadrada com 0,5m de lado e outra circular com 0,5m de diâmetro. Os Números de Mach para cada secção é de 2,9 a 4,65 para a secção quadrada, e 5,0 a 6,9 para a secção circular. Este túnel é utilizado para pesquisa e desenvolvimento de mísseis e veículos espaciais.

A Itália conta apenas com um túnel de vento hipersónico gerido pela Italian Aerospace Research Center (Cira). Designado por Scirocco Plasma Hypersonic Wind Tunnel (PWT), este túnel tem uma secção de testes com 2m de diâmetro e um Número de Mach igual a 12. A potência máxima deste túnel é de 70MW.

A Holanda dispõe apenas de um túnel de vento hipersónico. Este túnel é designado por Hypersonic Wind Tunnel (HTFD) e encontra-se nas instalações da Delft University of Technology (TUDELFT). Este túnel tem uma secção de testes com 0,35m de diâmetro. O Número de Mach pode ser variado entre um mínimo de 6, até um valor máximo de 11.

Capítulo 3

Túneis de Vento na América

O continente americano (América do Norte e América do Sul) tem um total de 105 túneis de vento, sendo 55 deles subsônicos, 30 supersônicos, 14 hipersônicos, e 5 não temos informação acerca da sua velocidade de trabalho. O gráfico 3.1 mostra a distribuição dos túneis de vento no Continente Americano.

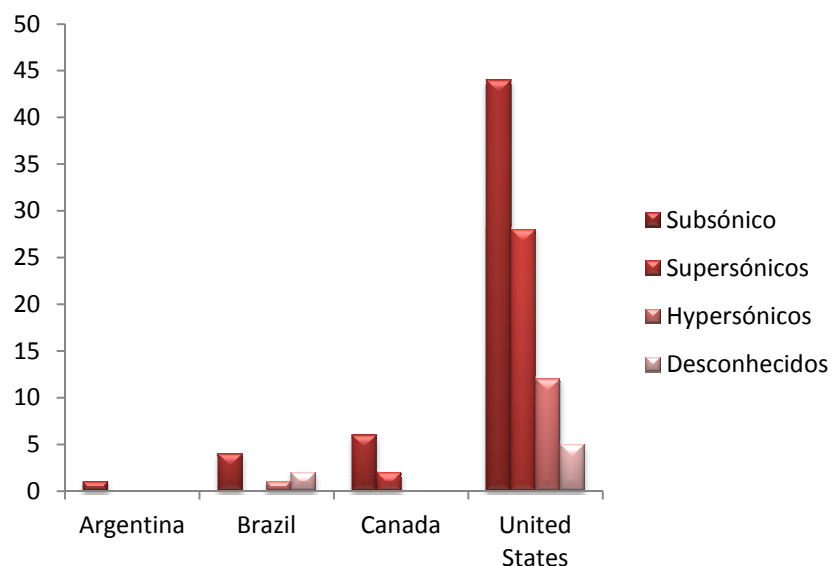


Gráfico 3.1 - Distribuição dos túneis de vento na América.

Do gráfico acima percebe-se sem qualquer margem de dúvida que é nos Estados Unidos da América que se encontram a grande maioria dos túneis de vento do continente Americano, representando 85% dos túneis de vento daquele continente. O gráfico 3.2 apresenta a distribuição (em percentagem) da quantidade total de túneis existente em cada um destes países.

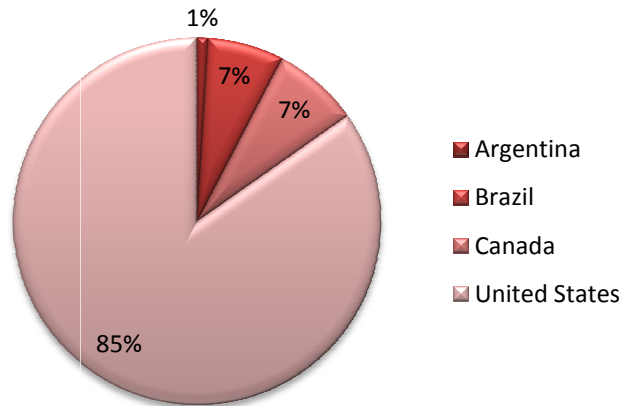


Gráfico 3.2 - Distribuição dos túneis de vento na América.

3.1. Túneis subsónicos

O continente Americano tem 55 túneis de vento subsónicos. As grandes maiorias 44 destes túneis) encontram-se nos Estados Unidos da América. O Canadá tem 6 túneis, o Brasil 4, e a Argentina apenas 1. O gráfico abaixo representa a distribuição dos túneis de vento subsónicos pelos diversos países do continente Americano.

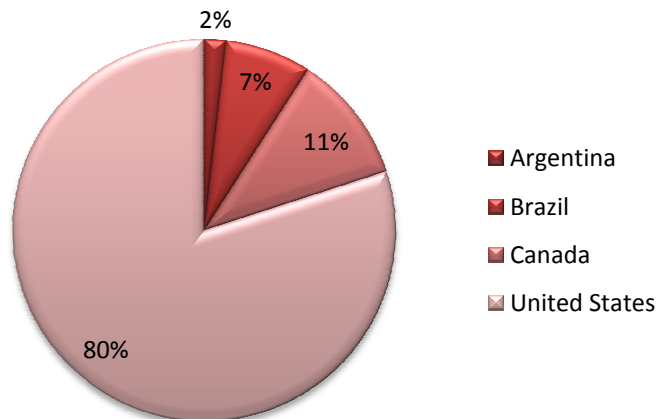


Gráfico 3.3 - Distribuição dos túneis de vento subsónico a oeste do hemisfério

Na Argentina, existe apenas 1 túnel de vento subsónico. Situado em La Plata, o Boundary Layer Wind Tunnel pertence ao LACLYFA da Universidade Nacional de La Plata. Este túnel é de circuito fechado, com secção de testes com 1,4m de largura, 1,0m de altura e um comprimento de 7,5m. (30) A velocidade pode ser variada até 20m/s. O ventilador deste

túnel de vento é axial e é movido por um motor eléctrico com cerca de 68KW de potência. As pás do ventilador são ajustáveis em ângulo. (31)

O Brasil dispõe de 4 túneis de vento de regime subsónico. Dois destes túneis estão disponíveis no IAE-CTA, em São José dos Campos. O primeiro, TA-2 Túnel aerodinâmico No 2 de circuito fechado, incluindo a secção de teste. Este túnel foi construído em 1930 (32), e tem uma secção de teste rectangular com 3,0m de largura e 2,1m de altura. A velocidade máxima deste túnel é de cerca de 139m/s. O ventilador utilizado nesta instalação tem 8,4m de diâmetro, e é movido por um motor eléctrico com cerca de 1,2MW de Potência que gira a uma velocidade de rotação máxima de 400rpm. O segundo túnel é o TA-3 Túnel Aerodinâmico No 3. Este túnel é de circuito fechado e a secção de teste pode ser aberta ou fechada. A secção de testes aberta é circular com um diâmetro de 0,65m e um comprimento de 0,97m. A secção de testes fechada pode ser com secção transversal circular ou rectangular com a mesma área de secção transversal. A secção circular tem diâmetro igual à secção aberta, 0,65m de diâmetro e tem um comprimento de 1,18m. A secção rectangular tem 1,18m de comprimento e a secção transversal tem 0,69m de largura e uma altura de 0,47m. A razão de contracção deste túnel é de 4:1. A velocidade máxima na secção de teste aberta é de 40m/s. Na secção de teste fechada a velocidade máxima é ligeiramente superior, 44m/s. O ventilador deste túnel tem um diâmetro de 1m, e é movido por um motor eléctrico de cerca de 10KW de potência que gira a uma velocidade de rotação máxima de 930rpm. A turbulência máxima deste túnel é de 10%, um valor muito elevado comparado com a grande maioria dos túneis de vento descritos. O esquema abaixo representa o túnel aerodinâmico nº 2 deste laboratório.

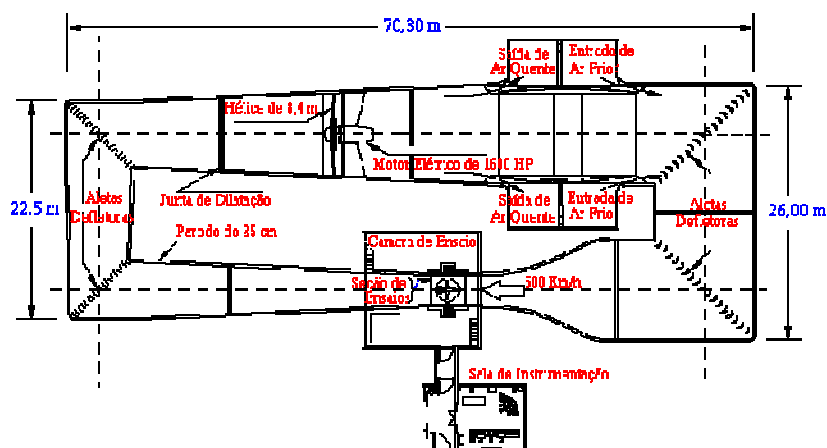


Figura 3.1 - Esquema representativo do TA 2- Túnel Aerodinâmico No 2, do Instituto de Aeronáutica e Espaço. (Fonte: <http://www.iae.cta.br/ALA/infra.php>).

Ainda em São José dos Campos existe outro túnel, este no ITA. De circuito aberto, com secção de teste fechada, este túnel tem uma secção de trabalho rectangular com 1,0m de largura e 1,28m de altura, e um comprimento de 4m. A velocidade máxima na secção de testes é de

80m/s, equivalente a um Número de Mach igual a 0,23, e com um nível de turbulência máximo na ordem dos 0,05%. Este túnel tem um comprimento máximo de 40m. O ventilador deste túnel tem cerca de 150KW de potência e uma velocidade de rotação máxima de 890rpm. Este túnel é utilizado para realizar ensaios aerodinâmicos de custo reduzido de operação, e para implementação de novas experiências. Na escola de engenharia da Universidade de São Paulo, está um túnel de vento construído pelo Laboratório de Aerodinâmica. Este túnel é de circuito fechado e tem uma secção rectangular com 1,7m de largura e 1,2m de altura. A velocidade máxima nesta secção de teste é de 50m/s. Este túnel tem uma turbulência máxima de 0,25%. (33)

Os seis túneis subsónicos existentes no Canadá encontram-se todos no NRC (National Research Council Canada) do IAR (Institute for Aerospace Research) situado na capital, em Ottawa. O primeiro túnel é designado por 0,57x0,57m Altitude Icing Wind Tunnel (AIWT). A secção de testes é quadrada com 0,57m de lado, e um comprimento de 1,83m. A velocidade pode ser variada desde 5m/s até um máximo de 100m/s. A velocidade na secção de trabalho pode ser elevada até um máximo de 165m/s, através da redução da secção de trabalho. Esta segunda secção tem uma área transversal com 0,57m de lado e 0,3m de altura. A escala de temperatura a que este opera varia desde -35°C, até 40°C. Este túnel consegue simular condições de voo até 7000m de altitude.

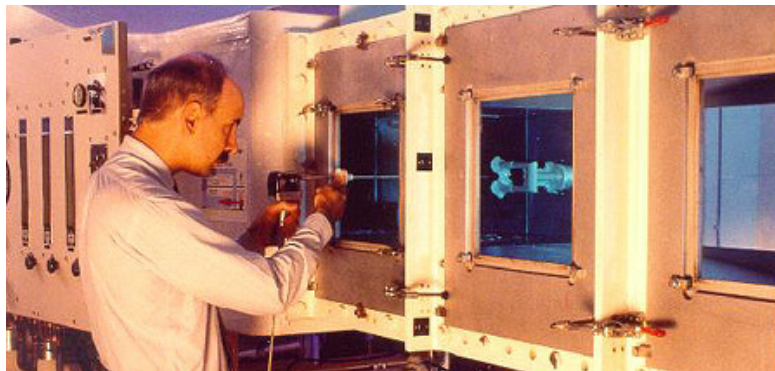


Figura 3.2 - Secção de teste do 0,57x0,57m Altitude Icing Wind Tunnel.

O segundo túnel é designado por 9mx9m Low Speed Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado, com secção de teste também fechada. Esta secção de trabalho é quadrada e com 9,1m de lado e um comprimento de 22,9m. A velocidade máxima nesta secção de trabalho é de 55m/s. O ventilador utilizado neste túnel é constituído por 8 pás que giram a uma velocidade de rotação máxima de 230rpm movidas por um motor eléctrico de 6,7MW de potência. A figura abaixo mostra o interior da secção de teste deste túnel com um modelo do Bombardier Dash 8 montado na balança.



Figura 3.3 - Modelo Dash 8 da Bombardier montado na secção de trabalho do 9mx9m Low Speed Wind Tunnel. (Fonte: <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/9x9-wind-tunnel.html>).

O terceiro túnel é designado por 2mx3m Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção rectangular com 2,7m de largura, uma altura de 1,9m, e um comprimento de 5,2m. A velocidade máxima do túnel é de 140m/s, que é garantido através de um motor acoplado ao ventilador com uma potência de 1490KW, e um sistema auxiliar de ar comprimido que mantém a velocidade no túnel com uma tolerância de 0,7%. A turbulência máxima deste túnel é de 0,14%. A figura abaixo mostra a secção de teste deste túnel. (34)



Figura 3.4 - Secção de teste do 2mx3m Wind Tunnel do National Research Council Canada. (Fonte: <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/2x3/technical.html>)

O quarto túnel subsónico no National Research Council Canada, é o 3mx6m Open-Circuit Wind Tunnel, e tem duas secções de teste rectangular. A primeira secção de teste tem 3,1m de largura, 6,1m de altura, e um comprimento de 12,2m. A segunda secção de teste resulta da inserção de um constrangimento da primeira secção de teste. Deste modo, a segunda secção de trabalho tem 3,1m de largura, 4,9m de altura, e um comprimento de 6,4m. Este túnel é de circuito aberto com secção de teste fechada. O ventilador está situado à entrada do túnel, pois permite a introdução de contaminantes associados à pesquisa (fumo, óleo, aquecimento, entre outros) sem que estes entrem em contacto com as pás do ventilador. O sistema de accionamento é composto por um motor eléctrico e uma turbina a gás. O motor eléctrico tem uma potência de 750KW, e garante uma velocidade máxima de 40m/s na secção de teste maior, e 50m/s na secção de teste menor. A turbina a gás é utilizada quando é exigida uma velocidade superior. A turbina tem uma potência de 6000KW, que garante uma velocidade de 54m/s na secção de trabalho maior, e 67m/s na secção menor. A variação de velocidade deste túnel é de $\pm 0,5\%$. A figura abaixo ilustra o ventilador na zona de sucção do túnel. (35)

O quinto túnel tem por nome 0,9mx0,9m Pilot Wind Tunnel. Este túnel é na realidade um túnel à escala 1:10 do segundo túnel acima descrito (9mx9m Low Speed Wind Tunnel). Este túnel é utilizado para investigação e também por estudantes para trabalhos finais de curso. Este túnel é ideal para testes de modelos de automóveis à escala 1:6, pois este túnel está dotado de um tapete rolante na secção de trabalho para simular o efeito de rolamento das rodas de um automóvel. A velocidade máxima do tapete é de 40m/s. (36) A figura 3.5 mostra o ventilador do túnel 3mx6m Open-Circuit Propulsion Wind Tunnel.



Figura 3.5 - Ventilador do 3mx6m Open-Circuit Propulsion Wind Tunnel. (Fonte: <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/propulsion-tunnel/technical.html>).

O sexto e último túnel desta instituição é um túnel vertical. Na América do Norte apenas existem três túneis de vento verticais. O 5m Vertical Wind Tunnel tem diversas aplicações, uma delas é o ensaio de rotores de helicópteros durante a decolagem e aterragem. O túnel pode ser configurado de 3 maneiras: com 5m de diâmetro e de jacto livre; 2mx3m de jacto livre; ou 2mx3m com paredes sólidas. Este túnel tem uma velocidade máxima de 28m/s, e uma turbulência de 1%. (37)

Os Estados Unidos da América são possivelmente o país com maior número de túneis de vento no Mundo contando com um total de 89 túneis, 44 dos quais são subsônicos. A Boeing Technologies Services dispõe de três túneis de vento subsônicos. O primeiro, Subsonic Wind Tunnel -9x9ft, tem uma secção de teste quadrada com 2,74m de lado, e um comprimento aproximado de 6m. A velocidade máxima deste túnel é aproximadamente 103m/s. O segundo túnel é designado por 20x20ft Subsónico wind Tunnel, mais conhecido como Boeing V/STOL Wind Tunnel (BVWT). A secção de teste é quadrada com 6,1m de lado e tem várias configurações: aberta, fechada, ou 3/4 aberta. A velocidade neste túnel de vento é cerca de 103m/s, equivalente a um Número de Mac de 0,3. A figura abaixo mostra um modelo de um helicóptero na secção de testes do BVWT. (38)



Figura 3.6 - Secção de teste do Boeing V/STOL Wind Tunnel. (Fonte: http://www.boeing.com/commercial/techsvcs/boeingtech/bts_aeroe.html).

O terceiro túnel é o Boeing Research Aero-Icing Tunnel (BRAIT). Este túnel é utilizado para realizar testes relacionados com formação de gelo nas asas de uma aeronave, por exemplo. Este túnel tem um a secção de teste com 1,22m de largura e uma altura de 1,82m. A velocidade máxima deste túnel é de 103m/s. A secção de teste pode ser aumentada para 1,52m de largura e 2,44m de altura para testes de modelos de escala maior. A quantidade de

água introduzida no escoamento pode variar entre $0,25\text{g}/\text{m}^3$ até $2,5\text{g}/\text{m}^3$. A figura abaixo ilustra um perfil de uma asa na secção de teste deste túnel.



Figura 3.7 - Secção de teste do Boeing Research Aero-Icing Tunnel. (Fonte: http://www.boeing.com/commercial/techsvcs/boeingtech/bts_aerof.html).

O Departamento de Engenharia Aeroespacial da Universidade Aeronáutica de Embry-Riddle dispõe de um túnel de vento, o Open Circuit Wind Tunnel. Este túnel é de circuito aberto com secção de teste fechada com 0,76m de altura, 1m de largura, e 1,52m de comprimento. A velocidade neste túnel é de 55m/s, equivalente a um Número de Mach igual a 0,16. O ventilador tem 1,68m de diâmetro e é movido por um motor eléctrico de 37KW de potência. No estado da Georgia, em Atlanta, o Georgia Institute of Technology dispõe de cinco túneis de vento designado por Experimenta Research Wind Tunnel. A velocidade deste túnel é de 30m/s. O segundo túnel é designado por Low Speed Wind Tunnel e é composto por uma secção de teste quadrada com 1,07m de lado. A velocidade na secção de teste pode ser variada desde 3m/s até um máximo de 24m/s. Este túnel é de circuito fechado e é movido por um motor com 447KW de potência. O terceiro túnel é designado por Anechoic Flight Simulation Facility. Com uma secção de teste quadrada com 4,3m de lado e 6,1m de comprimento, este túnel atinge uma velocidade máxima de 105m/s. Este túnel é constituído por uma câmara anecoica. A figura seguinte mostra um esquema representativo deste túnel de vento.

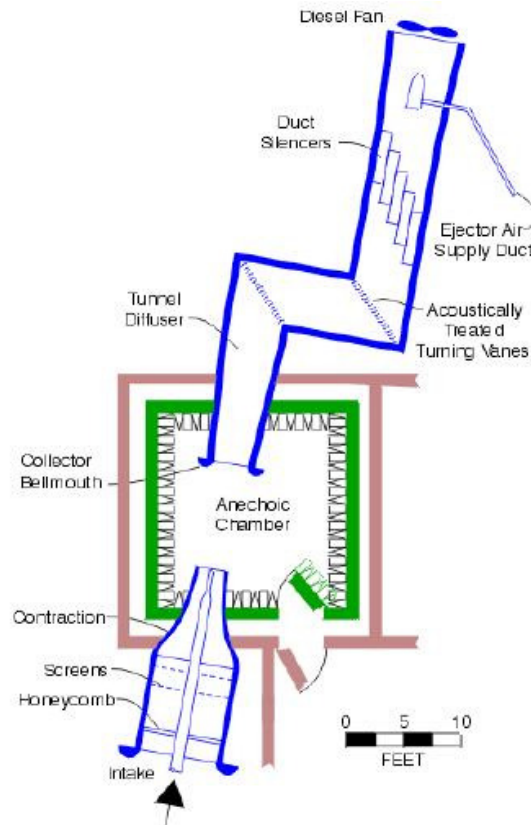


Figura 3.8 - Representação esquemática do túnel de vento do Instituto Tecnológico de Geórgia.

Em 1929 foi construído nestas instalações o John J. Harper Low Speed Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado e conta com uma secção de teste rectangular com 2,13mx2,74m. A velocidade máxima neste túnel é de 67m/s. Este túnel desde a sua construção até à data sofreu algumas remodelações em 1950, 1982, 1983, 1994, e a última em 2007. O ventilador é movido por um motor eléctrico de corrente contínua com 447KW de potência. Este túnel tem uma turbulência baixa, 0,3%. O último túnel é designado por Low Speed Wind Aero-Controls Wind Tunnel. Este túnel é de circuito aberto com uma secção de teste quadrada com 1,07m de lado. A velocidade máxima deste túnel é de aproximadamente 24m/s, que é garantida por um ventilador constituído por 7 pás. Este túnel dispõe também de um estator com 10 pás. O motor que acciona o ventilador é eléctrico de corrente alternada com 37KW de potência. A variação da velocidade é feita através de variação da frequência do motor eléctrico. A turbulência neste túnel é elevada, na ordem dos 16%. O ruído produzido por este túnel à velocidade máxima é de 90dB. Este túnel é semelhante ao túnel de vento da NASA, Basic Aerodynamics Research Tunnel at NASA Langley Research Center. A figura seguinte é uma representação deste túnel de vento.

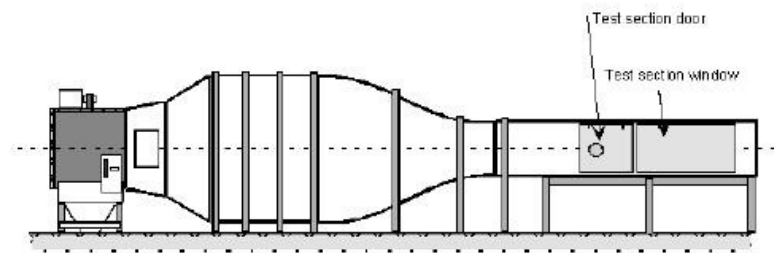


Figura 3.9 - Esquema representativo do túnel de vento Low Speed Wind Aero-Controls Wind Tunnel.

No estado de Indiana a empresa Gevers Aircraft, Inc., dispõe de 2 túneis de vento subsônicos. O primeiro túnel foi construído pela empresa em 1985. Este túnel tem uma secção de entrada com 2,44m de largura, 1,73m de altura e um comprimento de 1,67m que vai diminuindo de secção até à secção de teste. Na zona de trabalho, a secção transversal tem de dimensões 0,67m de largura e uma altura de 0,48m. O comprimento da secção de teste é de 1,22m. O ventilador deste túnel tem 0,96m de diâmetro e é movido por um motor de combustão interna, V8 com 5752cm³, de um Ford Cleveland. A velocidade máxima deste túnel é de 53m/s. A figura abaixo mostra um esquema do túnel anteriormente referido. (39)

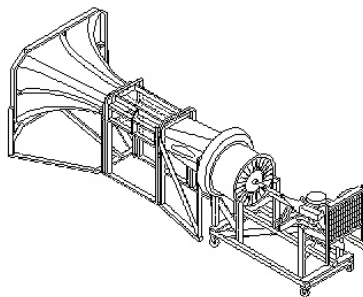


Figura 3.10 - Esquema representativo do túnel 19" x 27" wind tunnel
(Fonte: <http://www.geversaircraft.com/wt/wtsmall.htm>).

O segundo túnel, de maior dimensão foi construído em 1998 e é designado por 5'x7' Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de teste com 2,13m de largura, 1,52m de altura, e um comprimento de 3,66m. O ventilador deste túnel tem um diâmetro de 3,05m e é constituído por 15 pás de ângulo ajustável. Este túnel inicialmente foi equipado com um motor de aproximadamente 300KW, que mais tarde foi substituído por outro com o dobro da potência. A velocidade deste túnel é de 89m/s. Este túnel é todo construído em madeira, dividido em secções de 1,2m de comprimento. Todas as secções são unidas através de parafusos. Na figura abaixo podemos ver túnel anteriormente descrito e o seu projectista e construtor. (40)



Figura 3.11 - Difusor e ventilador do 5x7 Wind Tunnel pertencente à empresa Gevers Aircraft, Inc.
(Fonte:<http://www.geversaircraft.com/wt/wt5x7.htm>).

A empresa Lockheed Martin Aeronautics Company, no estado de Georgia, dispõe de um túnel de vento subsônico designado por Low Speed Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado com secção duas secções de teste fechadas. O Wright Brothers Wind Tunnel foi construído em 1937, e actualizado mais tarde no ano de 2000. A primeira secção de testes tem 7,01m de largura, 4,87m de altura e um comprimento de 13,1m. A segunda secção tem 9,14m de largura, 7,92m de altura e um comprimento de 19,2m. A velocidade máxima neste túnel é de 91m/s para a secção de teste menor. O ventilador utilizado neste túnel é axial, é constituído por 6 pás rotativas, 5 pás fixas, e tem um diâmetro de 11,9m. A potência deste ventilador é de 9MW. No Massachusetts Institute of Technology (MIT), está disponível um túnel de vento subsônico de circuito fechado. Este túnel tem uma secção de teste elíptica com 2,28m e 3,05m de raio menor e raio maior, respectivamente. O comprimento da secção de trabalho é de 4,57m. A velocidade máxima deste túnel é equivalente a um Número de Mach igual a 0,25, ou seja aproximadamente 86m/s. A figura seguinte mostra a zona exterior deste túnel.



Figura 3.12 - Túnel de vento do Massachusetts Institute of Technology
(Fonte:<http://web.mit.edu/aeroastro/labs/wbwt/index.html>).

A NASA (National Aerodynamics and Space Administration) possui sete túneis de vento distribuídos por três centros de pesquisa. Dois destes túneis encontram-se em Mofet Field, no Ames Research Center. O primeiro túnel é designado por 12 ft Pressure Wind Tunnel, e é um túnel de de densidade variável. De circuito fechado, este túnel tem um excepcional valor de turbulência muito reduzido. A razão de contracção deste túnel é de 21:1. A secção de testes é circular com 3,66m de diâmetro e 8,53m de comprimento. O ventilador utilizado é um ventilador de estágio simples composto por 20 pás rotativas de ângulo fixo, 19 pás de curvatura variável a montante das pás rotativas, e por fim, 15 pás de curvatura fixa localizadas a jusante das pás rotativas. O ventilador é movido por um motor eléctrico síncrono, no qual a variação de velocidade é feita através da variação da frequência. O motor eléctrico tem uma potência de aproximadamente 11,2MW. A figura abaixo mostra a secção de teste deste túnel.



Figura 3.13 - Secção de teste do 12-ft Pressure Wind Tunnel da NASA
(Fonte:<http://windtunnels.arc.nasa.gov/12ft1.html>).

Ainda neste centro de pesquisa está disponível outro túnel de vento. O NFAC 80 x 120ft Wind Tunnel é um túnel de vento maior do mundo e foi construído em 1940. Com uma impressionante secção de teste com 24,4m de altura e uma largura de 36,6m, este túnel permite testar um Boeing 737 de escala completa a uma velocidade de próxima de 51m/s. Este túnel dispõe de uma segunda secção de teste com 12,2m de altura e 24,4m de largura. Esta unidade está equipada com seis ventiladores semelhantes com 15 pás cada. O diâmetro de cada ventilador é equivalente à altura de um prédio de 4 andares. A potência necessária para alimentar este túnel de vento é na ordem dos 100MW. A figura 3.14 mostra a zona de admissão do túnel, que como se pode verificar comparando com o peão ou com a carrinha de carga que se encontra próxima da admissão, esta é enorme.



Figura 3.14 - Zona de admissão do túnel do maior túnel de vento do Mundo, 80x120ft Wind Tunnel da NASA (Fonte:<http://aeronautics.arc.nasa.gov/images.html>).

A figura 15 mostra o interior da secção de teste do 80x120ft Wind Tunnel.

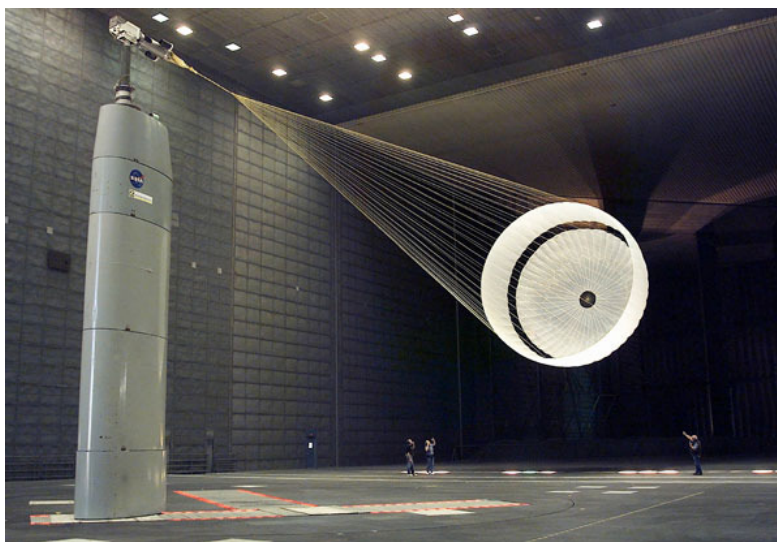


Figura 3.15 - Interior da secção de teste do 80x120ft Wind Tunnel. Teste do pára-quadras do Mars Exploration Rover (Fonte:<http://aeronautics.arc.nasa.gov/images.html>).

Em Cleveland, no estado do Ohio, está disponível o 9x15ft Low-speed Wind Tunnel. Este túnel é o túnel de vento de propulsão mais utilizado no mundo (41). A sua secção de teste tem uma secção transversal rectangular com 4,57m de largura, 2,74m de altura, e um

comprimento de 8,53m. A velocidade máxima no túnel é de 280m/s, equivalente a um Número de Mach igual a 0,816. (42)A figura abaixo mostra a secção de teste desta unidade.



Figura 3.16 - Secção de teste do 9'x15' Low-Speed Wind Tunnel
(Fonte:<http://www.aeronautics.nasa.gov/atp/facilities/9x15/gallery.html>).

No Centro de Pesquisa de Langley, está disponível o túnel 12 ft Low Speed Tunnel. Este túnel trata-se de um túnel de circuito aberto, mas em atmosfera controlada. A secção de é octogonal com uma 3,66m de largura, 3,66m de altura, e um comprimento de 4,57m. Este túnel encontra-se dentro de uma esfera com 18,3m de diâmetro, na qual é feita a recirculação do ar. Para deslocar o ar dentro da esfera está montado a jusante da secção de teste um ventilador constituído por 6 pás com 4,82m de diâmetro. O motor que acciona este ventilador é um motor de corrente alternada, com uma potência de 373KW que gira a uma velocidade máxima de 600rpm. O esquema seguinte representa uma vista de corte.

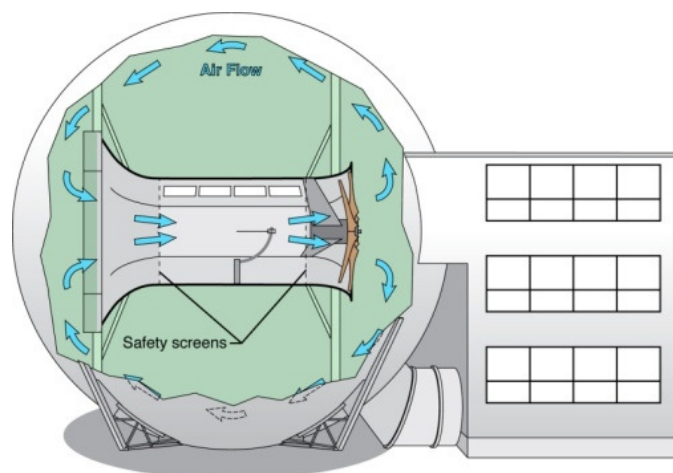


Figura 3.17 - Vista de corte lateral do 12ft Low Speed Tunnel
(Fonte:http://crgis.ndc.nasa.gov/historic/12-Foot_Low_Speed_Tunnel).

Ainda no Centro de Pesquisa de Langley está disponível outro túnel de vento, o 14 x 22 ft Subsonic Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de teste com uma secção transversal rectangular com 6,63m de largura, 4,42m de altura e um comprimento de 15,24m. O comprimento total do túnel é de 235m. A razão de contracção do túnel é de 9:1. A velocidade máxima na secção de teste é de 106m/s, e é garantida pelo ventilador com 9pás, 12m de diâmetro, que é movido por um motor com 0,89MW de potência. A imagem abaixo mostra um veículo automóvel a ser testado neste túnel.



Figura 3.18 - Veículo automóvel a ser testado no 14'x 22' Subsonic Wind Tunnel
(Fonte:<http://www.aeronautics.nasa.gov/atp/facilities/14x22/gallery.html>).

O terceiro túnel deste centro de pesquisa é o 20 ft Vertical Spin Tunnel (VST). Este túnel, de circuito fechado, tem como principal característica a secção de teste que está orientada na vertical. Com uma secção de teste circular com 6,1m de diâmetro e 7,6m de altura, este túnel garante uma velocidade máxima de 27,4m/s. O sistema de accionamento deste túnel consome uma potência de 300KW para um funcionamento em contínuo, ou 970KW para um funcionamento de pequenos “sopros”. (43) A figura abaixo mostra um modelo a ser testado na secção de teste deste túnel.



Figura 3.19 - Secção de teste do 30ft Vertical Spin Tunnel
(Fonte:<http://www.aeronautics.nasa.gov/atp/facilities/vst/gallery.html>).

O quarto, e último túnel de vento subsónico disponível no Centro de Pesquisa de Langley trata-se de um túnel de vento de baixa turbulência. O Langley Low Turbulence Pressure Tunnel (LTPT) é um túnel subsónico de circuito fechado. A secção de teste tem aproximadamente 2,3m de largura, 0,91m de altura, e um comprimento de 2,3m. A velocidade máxima deste túnel é de 170m/s. (31)

Em Bethesda, no Estado de Maryland, estão disponíveis dois túneis de vento subsónicos no Naval Surface Warfare Center. O primeiro túnel é designado por Anechoic Flow Facility. Este túnel é de circuito fechado e tem disponíveis duas secções de teste: a primeira com uma secção quadrada (fechada) com 2,4m de lado e um comprimento de 2,7m, a segunda secção também quadrada tem 7,2m de lado e é aberta. O ventilador é axial e é constituído por 24 pás, este acoplado ao motor eléctrico com 1,6MW de potência que gira a uma rotação máxima de 600rpm. A razão de contracção deste túnel é de 10:1. O segundo túnel desta instituição é designado por Subsonic Wind Tunnel. Este túnel foi construído em 1943, é de circuito fechado, e a sua secção de trabalho é rectangular com 2,44m de altura, 3,05m de largura, e 4,37m de comprimento. A velocidade máxima na secção de teste é de 84m/s, equivalente a um Número de Mach igual a 0,24. O ventilador é movido por um motor eléctrico de 745KW. Este túnel é utilizado essencialmente para pesquisa sobre as superfícies dos navios e veículos submersíveis.

Na Califórnia, a empresa Northrop Grumman Integrated Systems, dispõe de um túnel de vento subsónico. Este túnel é designado por 7 x 10 ft Low Speed Wind Tunnel e é de circuito fechado. A secção de teste é rectangular, com 3,05m de largura, 2,13m de altura, e um comprimento de 6,1m. Este túnel tem como principal função o teste de aeronaves, e veículos não tripulados. A figura abaixo mostra o túnel de vento referido.



Figura 3.20 - Túnel de vento 7 x 10 ft Low Speed Wind Tunnel, da Northrop Grumman Integrated Systems (Fonte:http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 68.)

O Laboratório de Pesquisa Aeronáutica e Astronáutica da Universidade Estadual do Ohio dispõe de um túnel de vento subsônico. Este túnel é designado por 3x5ft Subsonic Wind Tunnel. A secção de teste deste túnel é rectangular, e tem uma largura de 1,52m e 0,91m de altura. A velocidade máxima do túnel é de 67m/s, equivalente a um Número de Mach igual a 0,195.

No estado de Virginia, a Old Dominion University dispõe de um túnel de vento subsônico, designado por Langley Full Scale Tunnel. Este túnel é de circuito fechado com secção de teste aberta. A secção de teste é quasi-elíptica e tem um raio maior de 19,29m, 9,14m de raio menor, e 17m de comprimento. A velocidade máxima neste túnel é de 36m/s, equivalente a um Número de Mach igual a 0,1. Este túnel é composto por uma secção de retorno dupla, equipada com 2 ventiladores movidos por motores de indução magnética com com cerca de 3MW de potência. Este túnel de vento, é o maior túnel de vento operado por uma universidade. A figura seguinte, ilustra o túnel de vento acima descrito.

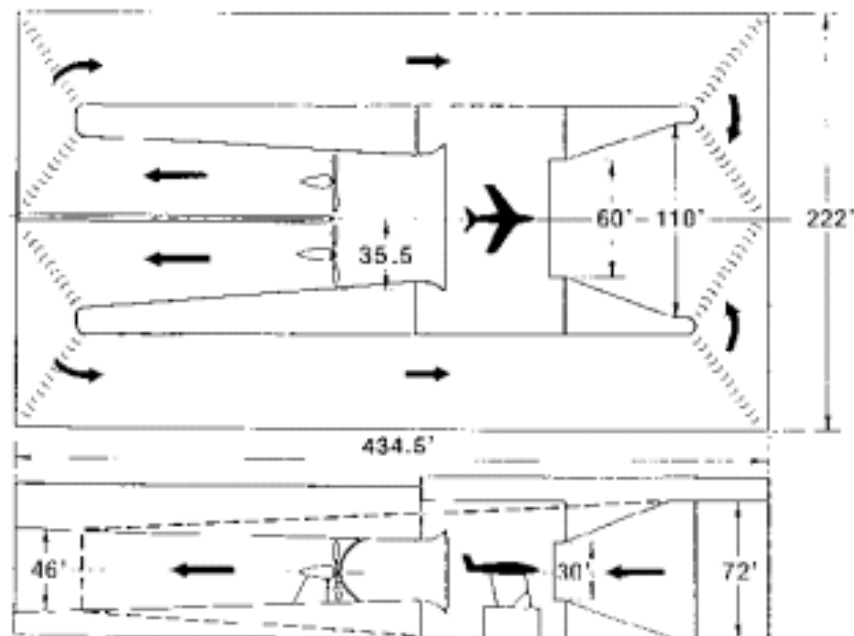


Figura 3.21 - Esquema do Túnel de vento Langley Full Scale Tunnel

(Fonte: http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 75.)

A Purdue University, no estado de Indiana, dispõe de dois túneis de vento subsônicos. O primeiro túnel, designado por Boeing Wind Tunnel dispõe de duas secções de teste. A primeira secção é fechada com 1,22m de altura e 1,83m de largura. A segunda secção de teste é comprida, e foi adoptada para realizar testes de elevada força de sustentação. A velocidade máxima neste túnel é de 111m/s. Este túnel é accionado por um motor eléctrico acoplado ao ventilador, com cerca de 300KW de potência. A foto abaixo mostra a secção de teste deste túnel.



Figura 3.22 - Secção de teste do Boeing Wind Tunnel.

(Fonte: http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 78.)

O segundo túnel desta instituição é designado por Low Speed Wind Tunnels. Este túnel é de circuito aberto, e composto por duas secções de teste fechadas. A primeira secção é circular, com 0,46m de diâmetro. A segunda secção é rectangular e tem 0,46m de largura, e 0,3m de altura. A velocidade máxima é de 37m/s na primeira secção de trabalho, e de 30m/s na segunda secção. A razão de contracção deste túnel é de 25:1. Este túnel está equipado com várias telas para garantir um escoamento mais uniforme. Os ventiladores utilizados neste túnel (2 ventiladores centrífugos) são movidos por 2 motores eléctricos de 11KW cada.

A Texas A&M University, tem ao dispor dois túneis de vento subsónicos. O primeiro túnel é designado por Klebanoff-Saric Unsteady Wind Tunnel. Este, trata-se de um túnel de vento de circuito fechado. A secção de teste é quadrada e tem 1,4m de lado, e um comprimento de 4,9m. A velocidade máxima do escoamento no túnel é de 35m/s. O ventilador que equipa este túnel é axial e é movido por um motor eléctrico e corrente contínua com uma potência de 12KW. Este túnel tem um valor de turbulência muito reduzido.

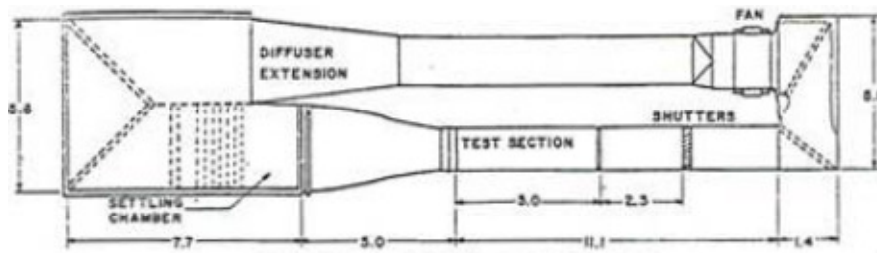


Fig. 1. Plan view of ASU Unsteady Wind Tunnel. All dimensions in meters.

Figura 3.23 - Esquema representativo do túnel por Klebanoff-Saric Unsteady Wind Tunnel (Fonte: http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 82.)

O segundo túnel é designado por Oran W. Low Speed Wind Tunnel. Esta unidade é composta por um circuito de retorno fechado. A secção de teste é rectangular com 3,05m de largura, 2,13m de altura, e 3,65m de comprimento. A velocidade máxima neste túnel é de 86m/s. O ventilador este túnel é constituído por 4 pás e desenvolve uma potência de 1,1MW. A figura seguinte esquematiza o túnel de vento acima descrito.

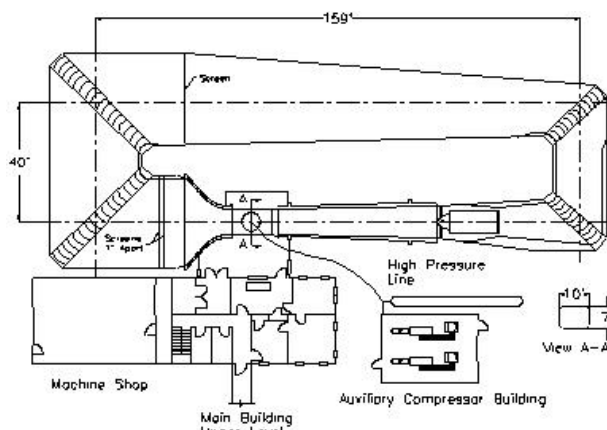


Figura 3.24 - Esquema do túnel de vento Oran W. Low Speed Wind Tunnel

(Fonte: http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 84.)

A Universidade de Idaho dispõe de um túnel de vento, designado por 18in Open Circuit Wind Tunnel. Este túnel é de circuito aberto. A sua secção de teste é fechada, e se secção transversal quadrada com 0,46m de lado, e 0,91m de comprimento. Grande parte da secção de teste é feita de vidro acrílico. A velocidade máxima na secção de teste é de 72m/s.

A Universidade de Kansas dispõe de 2 túneis de vento, um de circuito fechado e outro de circuito aberto. O primeiro, de circuito fechado, é designado por Closed Circuit Subsonic Wind Tunnel, e tem uma secção de teste com 1,3m de largura, e 0,91m de altura. A velocidade máxima na secção de testes é de 83m/s. O segundo túnel, de circuito aberto, é designado por Open Circuit Subsonic Wind Tunnel, e tem uma secção de teste rectangular com 0,76m de largura, e 0,53m de altura. A velocidade máxima na secção de trabalho é de 54m/s. Este túnel é utilizado essencialmente para experiência no âmbito da mecânica dos fluidos. (44) A figura seguinte mostra este último túnel descrito.



Figura 3.25 - Túnel de vento Open Circuit Subsonic Wind Tunnel
(Fonte: <http://ae.engr.ku.edu/about/facilities.html>)

Na Universidade de Maryland existe um túnel de vento subsónico nomeado de Glenn L. Martin Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de testes rectangular com 3,36m de largura, 2,36m de altura, e um comprimento total de 3,66m. Esta secção de teste tem os cantos chanfrados. A velocidade máxima no túnel é de 103m/s. O circuito do túnel é fechado, de retorno simples. Para mover o túnel é utilizado um ventilador com uma potência de 1,7MW. (45) A figura seguinte mostra o interior do túnel de vento.



Figura 3.26 - Interior do Glenn L. Martin Wind Tunnel.
(Fonte: <http://windvane.umd.edu/about/index.html>)

O Laboratório de Pesquisa Aeroespacial da Universidade de Notre Dame está equipado com 2 túneis de vento subsônicos. Ambos de circuito aberto, o primeiro túnel é um túnel Anechoico. Este túnel é conhecido por Anechoic Chamber and Wind Tunnel. A secção de teste tem 0,37m de lado, e tem uma velocidade máxima de 30,5m/s. Este túnel tem uma turbulência reduzida. (31) A figura seguinte esquematiza este túnel de vento.

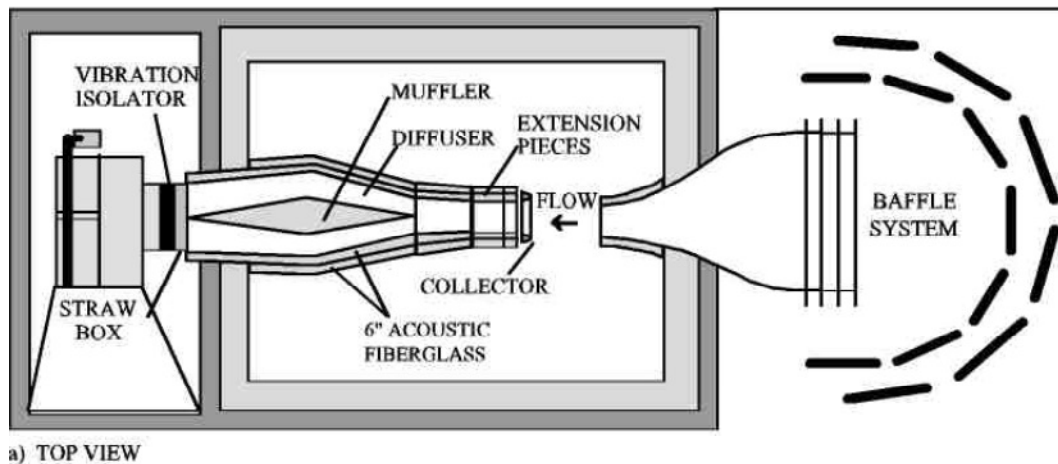


Figura 3.27 - Esquema do túnel de vento da Universidade de Notre Dame. (Fonte: http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 92.)

O segundo túnel é de circuito aberto com secção de teste quadrada com 0,61m de lado e um comprimento de 1,8m. Designado por Subsonic Wind Tunnel, este túnel atinge uma velocidade máxima de 70m/s. Este túnel tem um valor de turbulência muito reduzido. A razão de contracção é de 20,6:1. (31) Na Universidade de Oklahoma, também está disponível um túnel de vento. Designado por L.A. Comp Wind Tunnel, este túnel é de circuito fechado. A secção de teste é elíptica com 1,83m de raio maior, 1,22m de raio menor, ao longo de 3,4m. Para mover este túnel é utilizado um ventilador composto por 3 pás com 2,13m de diâmetro. Este ventilador é accionado por um motor eléctrico que desenvolve uma potência de cerca de 300KW. (46)

A Universidade de Washington, tem ao seu dispor um túnel de vento subsónico designado por F.K. Kiristen Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado com secção de retorno dupla. A secção de teste é rectangular com 3,66m de largura, 2,44m de altura, e um comprimento total de 3,05m. A velocidade máxima neste túnel é de 112m/s, e é garantida através dos dois ventiladores constituídos por 7 pás cada, e um diâmetro de 4,37m. A potência consumida por cada um destes ventiladores é de 373KW. (31) A figura seguinte esquematiza o túnel de vento anteriormente descrito.

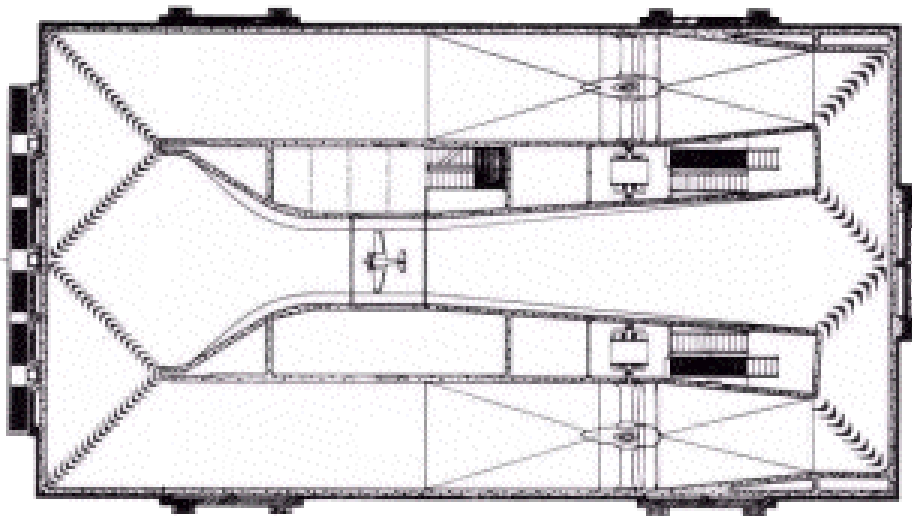


Figura 3.28 - Esquema do túnel F.K. Kiristen Wind Tunnel, da Universidade de Washington. (Fonte: http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 98)

Na cidade de Hampton, está disponível um túnel de vento nas instalações da empresa ViGYAN Inc.. Este túnel é designado por ViGYAN's Low Speed Wind Tunnel, e opera em regime subsônico com circuito aberto. A secção de teste é rectangular com 1,22m de largura, 0,91m de altura, e um comprimento de 1,52m. O ventilador é axial e está situado à saída do túnel. (47).

O Colégio de Engenharia da Universidade Estadual e Instituto Politécnico da Virgínia tem ao seu dispor 4 túneis de vento subsônicos. O primeiro túnel é designado por 3 x 2 ft Low Speed Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de teste quadrada com 0,91m de largura, 0,6m de altura, e um comprimento de 6,1m. A velocidade máxima na secção de teste é de 30m/s. Uma das características deste túnel, é o facto de ter um nível de turbulência muito reduzido, cerca de 0,17%, indicando assim um escoamento muito uniforme. (31) O segundo túnel é designado por Virginia Tech Stability Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado, e a sua secção de teste é quadrada com 1,83m de lado e 7,31m de comprimento. A velocidade máxima neste túnel é de 80m/s, e é um dos maiores túneis operados por universidades. Este túnel foi construído inicialmente pela NACA em 1940. Este túnel é movido por um ventilador com 4,26m de diâmetro que está acoplado a um motor de corrente contínua com 447KW de potência. (48) A figura seguinte mostra a parte exterior do túnel.



Figura 3.29 - Vista exterior do túnel Virginia Stability Wind Tunnel.
(Fonte:<http://www.aoe.vt.edu/research/facilities/stabilitytunnel/index.html>)

O terceiro túnel existente nesta instituição é designado por Boundary Layer Research Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de teste com 7,31m de comprimento, 0,91m de largura, e a altura é ajustável. Este túnel é utilizado para pesquisa sobre os efeitos da camada limite. A medição de velocidades deste túnel é feita através de ferramentas laser que medem a velocidade num ponto com 30 μ m de diâmetro. (49) A figura abaixo mostra este túnel de vento.



Figura 3.30 - Boundary Layer Research Wind Tunnel
(Fonte:<http://www.aoe.vt.edu/research/facilities/blab.html>).

O último túnel da Universidade Estadual e Instituto Politécnico da Virgínia, é designado por 0,7m Open Jet Wind Tunnel. Este túnel é de circuito aberto e foi construído na data de 2009. Este túnel tem uma secção de teste de jacto livre com 0,7m de lado. Este túnel

tem uma velocidade máxima de 30m/s. A razão de contracção deste túnel é de 5,5:1. O ventilador utilizado nesta montagem é radial com cerca de 22KW de potência, que tem uma capacidade de centrifugação de 15m³/s. O ventilador insufla o ar para o difusor que tem uma abertura com 6° ao longo de 4m de comprimento. (50) A figura seguinte mostra este túnel de vento descrito.



Figura 3.31 - Vista de perfil do túnel 0,7m Open Jet Wind Tunnel da Universidade Estadual e Instituto Politécnico da Virgínia (Fonte: <http://www.aoe.vt.edu/research/facilities/openjet.html>).

Na Universidade Estadual de Wichita está disponível no Instituto Nacional de Pesquisa Aeronáutica um túnel de vento designado por Walter H. Beech Memorial Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado com uma secção de teste rectangular com 3,05m de largura, 2,13m de altura, e 3,66m de comprimento. A velocidade máxima na secção de trabalho é de 107m/s. O ventilador é axial, constituído por 18 pás com um diâmetro de 3,96m. A potência do ventilador é de 1,87MW. A razão de contracção deste túnel é de 6:1 (51).

3.2. Túneis transónicos

O continente Americano tem apenas 5 túneis de vento transónicos. O Laboratório de Pesquisa Aeronáutica e Astronáutica da Universidade Estadual de Ohio tem disponível um túnel de vento transónico. Este túnel é designado por 6x12in Transonic/ Subsonic Blow Down. Este túnel conta com uma secção de teste rectangular com 0,3m de largura e 0,15m de altura. A velocidade deste pode ser variada entre um Número de Mach de 0,2 até um máximo de 1,1, o que equivale a uma velocidade de 68,6m/s até uma velocidade máxima de 377,3m/s. O número d Reynolds neste túnel pode ser variado entre 4x10⁶ e 300x10⁶. (31) A Boeing Technology Services também dispõe de um túnel de vento. Este túnel é designado por Transonic Wind Tunnel. A secção de teste é rectangular com 3,44m de largura, 2,44m de altura e um comprimento de 4,42m. Esta secção de teste tem chanfros de 0,6m nos cantos. (52) A figura abaixo mostra a secção de teste deste túnel.



Figura 3.32 - Secção de teste do Transonic Wind Tunnel da Boeing Technology Services (Fonte: http://www.boeing.com/commercial/techsvcs/boeingtech/bts_aerob.html).

A empresa Casplan situada em Buffalo no Estado de Nova Iorque tem disponível desde 1947, um túnel de vento transónico designado por Casplan Transonic Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de teste quadrada com 2,44m de lado, e um comprimento de 5,7m. O Número de Mach neste túnel pode ser variado desde 0,2 até um máximo de 1,35, o que corresponde a uma velocidade mínima de 68,6m/s até uma velocidade máxima de 463m/s. (31) A figura abaixo mostra a secção de teste deste túnel.

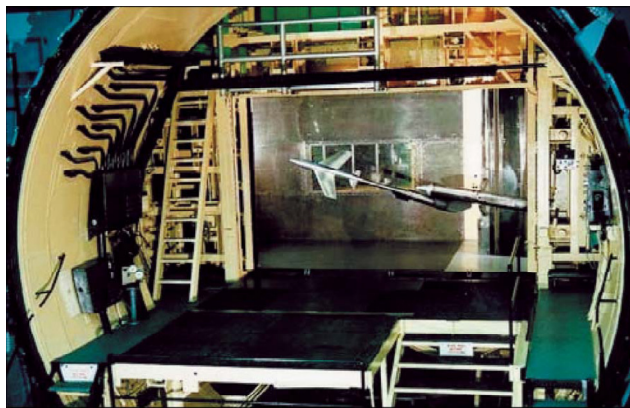


Figura 3.33 - Secção de teste do Casplan Transonic Wind Tunnel (Fonte: http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 130).

A NASA no Centro de Pesquisa de Ames, localizado em Moffet Field dispõe de um túnel de vento transónico. Este túnel é de circuito fechado com circuito de retorno simples com funcionamento contínuo. A secção de teste é quadrada e tem 3,35m de lado e 6,7m de comprimento. O Número de Mach para este túnel pode ser variado desde 0,2 até um máximo

de 1,45, isto quer dizer que, a velocidade pode ser variada desde 68,6m/s até 497m/s. (53) O centro de Pesquisa de Langley conta com dois túneis de vento de regime transónico. O primeiro túnel é designado por 0,3m Transonic Cryogenic Tunnel. Este túnel é de circuito fechado pois os ensaios podem ser realizados com ar ou com Nitrogénio. A sua secção de teste é quadrada com 0,33m de lado. A velocidade neste túnel pode ser variada desde 68,6m/s até 308,7m/s, equivalente à variação do Número de Mach entre 0,2 e 0,9. Este túnel é utilizado essencialmente para pesquisa 2-D em perfis alares. A figura seguinte mostra a secção de trabalho deste túnel.



Figura 3.34 - Secção de teste do 0,3m Transonic Cryogenic Wind Tunnel
(Fonte: http://gftd.larc.nasa.gov/facilities/3-m_tct.html)

O segundo túnel deste centro de pesquisa, é conhecido por National Transonic Facility. Este túnel é de circuito fechado e tem uma secção de teste quadrada com 2,5m de lado e 7,62m de comprimento. A velocidade deste túnel pode ser variada entre 34,3m/s até 411,6m/s, o que equivale a uma variação do Número de Mach entre 0,1 e 1,2. Esta velocidade é garantida por um motor que está acoplado aos ventiladores, com 100,7MW de potência. A razão de contracção deste túnel é de 14,95:1. Neste túnel foram realizados ensaios de vários veículos, como é o caso do Boeing 777, do Space Shuttle, e ainda o Boeing 767. (54)

O Departamento de Engenharia Mecânica e Aeroespacial da Universidade de Notre Dame, dispõe de um túnel de vento supersónico. Este túnel é designado por Three Tri-sonic Wind Tunnels. Estes túneis estão conectados a um conjunto de bombas de vácuo. A velocidade de rotação destas bombas é controlada individualmente. A variação do Número de Mach é feita através da variação das dimensões da secção de teste e da secção de entrada. A secção de teste, para a sua velocidade máxima, tem uma secção rectangular de 0,1x0,12m². A velocidade do escoamento na secção de teste pode ser variada entre 34,3m/s até 480m/s, equivalente a um Número de Mach entre 0,1 e 1,4. A razão de contracção deste túnel é elevada, 150:1. (55)

3.3. Túneis supersónicos

Os túneis de vento supersónicos representam 29% dos túneis de vento existentes em todo o continente Americano, sendo a grande maioria, 93% situam-se nos Estados Unidos. O gráfico abaixo mostra a distribuição dos túneis nesse continente.

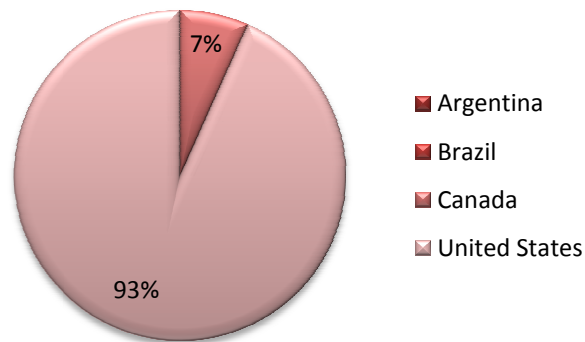


Gráfico 3. 4- Distribuição dos túneis de vento supersónico na América.

O Canadá é o único país, além dos Estados Unidos, que possui túneis de vento supersónicos. Os dois túneis existentes encontram-se ambos no National Research Council Canada. O primeiro túnel é designado por 1,5m Trisonic Blowdown Wind Tunnel. Este túnel permite realizar ensaios em três regimes diferentes: subsónico, transónico e hipersónico. tem disponível duas secções de teste: uma quadrada com 1,524m de lado; e outra com 0,381m de largura e uma altura de 1,524m. A velocidade neste túnel pode ser variada entre Números de Mach igual a 0,1 até um máximo de 4,25, ou seja, desde 34m/s até 1458m/s. (56) A figura seguinte mostra a secção de teste quadrada deste túnel



Figura 3.35 - Secção de teste do 1.5m Trisonic Blowdown Wind Tunnel
(Fonte: <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/trisonic.html>)

O segundo túnel supersónico desta instituição é designado por Pilot Blowdown Wind Tunnel. Este túnel trata-se de um túnel à escala 1:20 do túnel anteriormente referido, 1.5m Trisonic Blowdown Wind Tunnel. (57) A figura abaixo mostra este mesmo túnel.

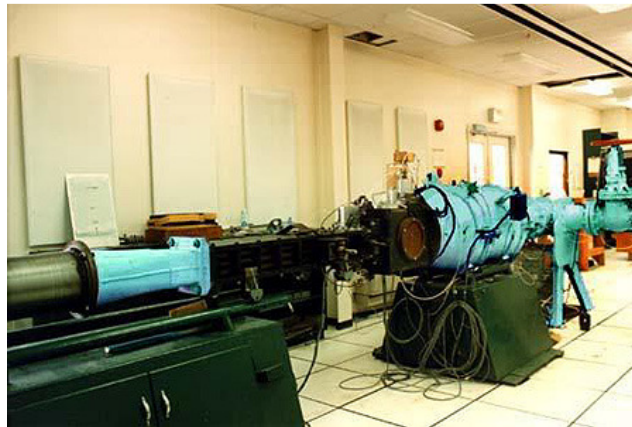


Figura 3.36 - Pilot Blowdown Wind tunnel
(Fonte: <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/pilot.html>)

Os restantes túneis supersónicos encontram-se todos eles distribuídos pelos Estados Unidos. A Aero Systems Engineering Inc., situada no Estado do Minnesota, dispõe de 3 túneis de vento supersónicos. Este túneis partilham todos grande do túnel, variando somente o canal utilizado. A figura abaixo mostra o esquema das instalações destes vários túneis.

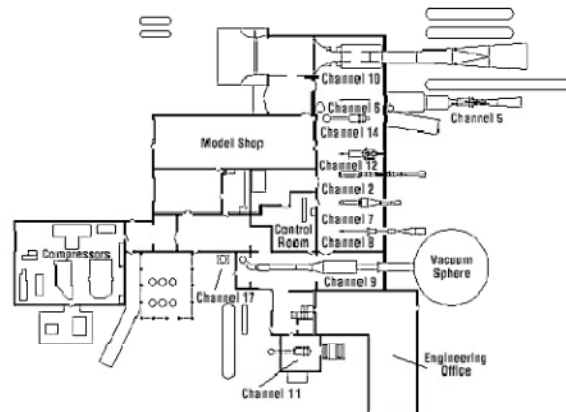


Figura 3.37 - Esquema representativo das instalações dos vários túneis de vento da Aero Systems Engineering Inc. (http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 116.)

O primeiro é designado por Channel 2:13 ½in Supersonic Wind Tunnel. Este túnel opera com velocidades com Número de Mach desde 1,5; 2; 2,5; 3; e 4; ou seja, desde 515m/s, até 1372m/s. A regulação da velocidade é feita através da variação do bocal do túnel. (31) A figura seguinte mostra o canal 2, que tem uma secção de teste com 0,34m de diâmetro.

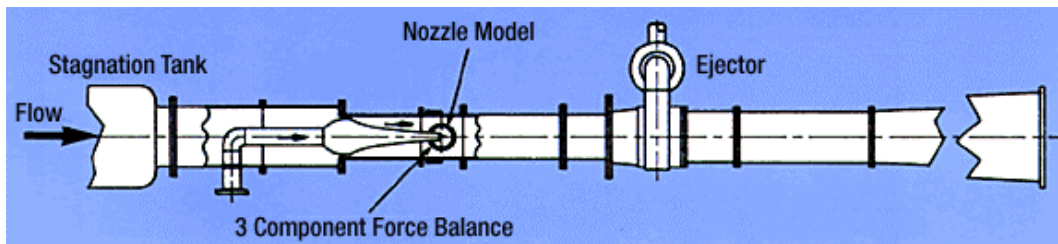


Figura 3.38 - Canal 2 do conjunto de túneis de vento da Aero Systems Engineering Inc. (http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 116.)

O segundo túnel é designado por Channel 5: 22in Transonic Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de teste quadrada com 0,56m de lado. Este túnel opera com um Número de Mach igual a 1,15, equivalente a uma velocidade de 394m/s. A figura abaixo esquematiza este canal.

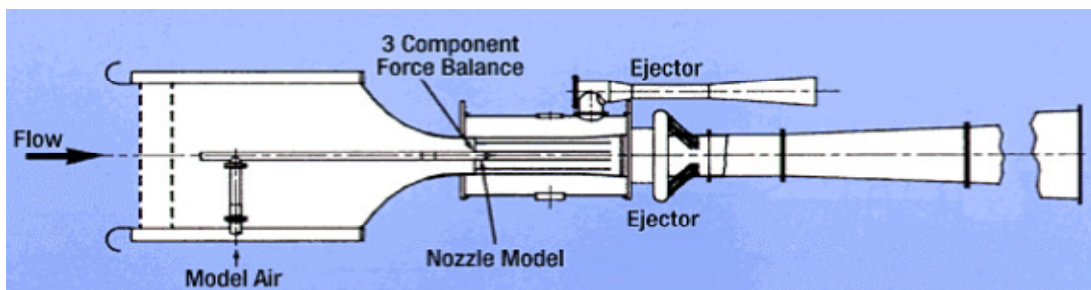


Figura 3.39 - Canal 2 do conjunto de túneis de vento da Aero Systems Engineering Inc. (Fonte:http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 118.)

O terceiro túnel, na verdade são 2, designados por Channel 6 and 10: 66in Transonic. Estes dois túneis têm uma secção de teste com 1,68m de lado. A principal razão que os distingue é a pressão a que estes funcionam: o Channel 6: 66in Transonic opera com uma pressão de 172Mpa, enquanto o Channel 10:66in Transonic funciona à pressão atmosférica.

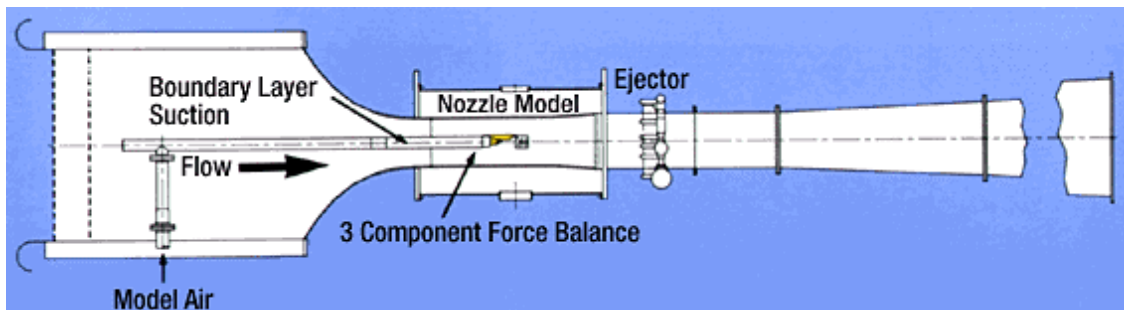


Figura 3.40 - Canal 6 e 19 do conjunto de túneis de vento da Aero Systems Engineering Inc. (Fonte:http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 120.)

No Estado de Tennessee, o centro de pesquisa Arnold Engineering Development Center dispõe de 2 túneis de vento. O primeiro é designado por 16T Transonic Propulsion Wind Tunnel e foi construído em 1961. Este túnel tem uma secção de teste quadrada com 4,88m de lado, e aproximadamente 12m de comprimento. A velocidade neste túnel pode ser variada entre um Número Mach de 0,06 até um máximo de 1,6m correspondendo a uma variação de velocidade desde 20,58m/s até um máximo de 549m/s. O segundo túnel, também foi construído em 1961, e é designado por 4T Transonic Propulsion Wind tunnel. Este túnel também tem uma secção de teste quadrada com 1,22m de lado, e 3,66m de comprimento. A velocidade deste túnel pode ser variada entre um Número de Mach igual a 0,2 até um máximo de 2,0, ou seja, desde 68,6m/s até 686m/s. (31) A figura seguinte mostra as instalações desde segundo túnel.



Figura 3.41 - Instalações do Arnold Engineering Development Center
(Fonte: http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 120.)

A Boeing Technology Services dispõe de 2 túneis de vento Supersónicos, sendo o primeiro designado por Polysonic Wind Tunnel. Este túnel tem duas secções de teste quadradas com 1,22m de lado, uma para testes em regime transónico e subsónico, outra para regime supersónico. A velocidade na secção de teste pode ser variada desde 154m/s até 1914, ou seja, equivalente a um Número de Mach de 0,45 até um máximo de 5,579. Para mover este túnel é utilizado uma turbina a gás e um compressor auxiliar. A turbina tem uma velocidade de rotação máxima de 11.100rpm que desenvolve uma potência de 7,7MW. O compressor auxiliar tem uma capacidade de armazenamento de aproximadamente 1500m³ a uma pressão de 4,136MPa. (58)A figura seguinte mostra a secção de teste onde está a ser montado um modelo.



Figura 3.42 - Modelo a ser introduzido na secção de teste do Polysonic Wind Tunnel
(Fonte:http://www.boeing.com/commercial/techsvcs/boeingtech/bts_aeroh.html)

A empresa Lockheed Martin Missiles and Fire Control tem disponível nas suas instalações 2 túneis de vento de regime supersónico. O primeiro túnel foi construído em 1958 e é designado por High Speed Wind Tunnel Facility, e conta com duas secções de teste. A primeira secção é dedicada a ensaios para velocidades compreendidas entre 103m/s e 617m/s, ou seja um Número de Mach entre 0,3 e 1,8. Em termos de dimensões, esta tem uma secção quadrada com 1,22m de lado e um comprimento de 1,84m. A segunda secção de teste é utilizada para velocidades superiores, entre 549m/s até 1646m/s, equivalente a um Número de Mach variável entre 1,6 e 4,8. Em termos de dimensões, esta secção tem a mesma secção transversal que a anterior, diferenciando-se no comprimento, com 1,52m. (59) A figura seguinte mostra um modelo montado na secção de teste deste túnel de vento.



Figura 3. 43 - Modelo montado na secção de teste do High Speed Wind Tunnel, pertencente à empresa Lockheed Martin (Fonte:<http://www.lockheedmartin.com/products/HighSpeedWindTunnel>).

O segundo túnel é designado por Compressible Flow Wind Tunnel. A velocidade do escoamento neste túnel é inferior ao túnel anteriormente descrito. A secção de teste é rectangular com 0,71m de largura, 0,51m de altura, e um comprimento total de 1,83m. Para realizar ensaios com velocidades com Números de Mach entre 0,2(68,6m/s) e 1,1(377m/s), é utilizado um bocal sónico ($M=1$). Para realizar ensaios para Números de Mach igual a 1,5 (515m/s) ou 2 (686m/s), são introduzidos outros bocais.

A NASA (National Aeronautics and Space Administration) dispõe de 5 túneis de vento transónicos que se encontram distribuídos pelos diversos centros de pesquisa. No centro de Pesquisa de Ames está disponível um túnel de vento, o 9x7ft Supersonic Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado, com retorno simples, e tem um modo de funcionamento contínuo. A sua secção de teste é rectangular, com 2,74m de largura, 2,13m de altura, e 5,49m de comprimento. Em termos de velocidade, este túnel tem uma velocidade mínima de 532m/s que pode ser variada até um máximo de 875m/s, ou seja, o Número de Mach pode ser variado entre 1,55 e 2,55. Alguns dos ensaios realizados neste túnel são respectivos às naves de exploração espacial. (60) A figura seguinte mostra um modelo de um Space Shuttle montado na secção de teste.



Figura 3.44 - Modelo de um Space Shuttle montado na secção de testes do 9x7ft Supersonic Wind Tunnel (Fonte:<http://aocentral.arc.nasa.gov/>).

No centro de pesquisa de Glenn estão disponíveis três túneis de vento subsónicos. O primeiro é o 1x1ft Supersonic Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção de teste quadrada com 0,3m de lado. A gama de velocidades de teste neste túnel pode ser variada entre 446m/s e 2058m/s, ou seja, é equivalente a uma variação do Número de Mach entre 1,33 e 6,0. Apesar de um Número de Mach igual a 6 já ser considerado uma velocidade hipersónica, este túnel encontra-se enquadrado nos túneis de vento supersónicos, pois grande parte da gama de velocidades situa-se na zona supersónica. Este túnel é utilizado para fazer simulações de voo a altitudes compreendidas entre os 3353m e 35052m. Devido à escala reduzida deste túnel, este é considerado um túnel de pesquisa low-cost. (61) A figura seguinte mostra a secção de teste deste túnel de vento.

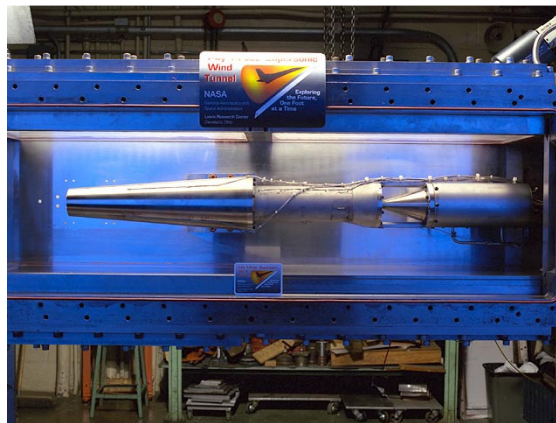


Figura 3.45 - Secção de teste do 1x1ft Supersonic Wind Tunnel, do Centro de Pesquisa de Glenn, NASA.
(Fonte: http://facilities.grc.nasa.gov/1x1/images/C98_01548_M.jpg)

O segundo túnel disponível é o 8x6ft Supersonic Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado para ensaios aerodinâmicos, e de circuito aberto para ensaios de motores de combustão. A secção de teste rectangular com 1,83m de largura, 2,44m de altura, e um comprimento de 7,16m. A velocidade na secção de teste pode ser variada entre 0m/s e 34.3, e posteriormente entre 171,5m/s até 686m/S. Este túnel simula altitudes compreendidas entre 0s 305m e 10668m. (62) A figura abaixo mostra um modelo montado neste túnel.

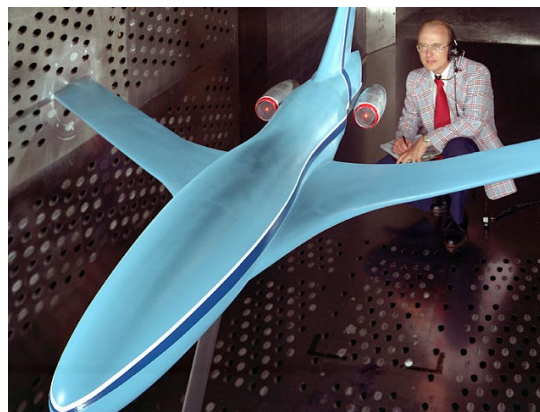


Figura 3.46 - Modelo montado na secção de teste do 8x6ft Supersonic Wind Tunnel
(Fonte: <http://www.aeronautics.nasa.gov/atp/facilities/8x6/gallery.html>)

O terceiro túnel disponível no Centro de Pesquisa de Glenn, é o Abe Silverstein Supersonic Wind Tunnel. Este túnel pode ser configurado de circuito aberto ou de circuito fechado, consoante o tipo de ensaio pretendido. A secção de teste é quadrada e tem 3,05m de lado, e 12,2m de comprimento. A velocidade do escoamento pode ser variada entre 0 e 123m/s, equivalente a um Número de Mach entre 0 e 0,36, e posteriormente entre 686m/s e 1200m/s, ou seja, entre Mach 2 e 3,5. Em condições especiais é possível variar o número de

Mach até 4,1, ou seja até 1406 m/s. (63) A figura seguinte mostra a secção deste túnel de vento, onde um investigador faz as verificações antes de começar o ensaio.



Figura 3.47 - Pesquisador verificando as configurações na secção de teste do Abe Silverstein Supersonic Wind Tunnel (Fonte:<http://facilities.grc.nasa.gov/10x10/gallery.html>)

O centro de pesquisa de Langley também possui um túnel de vento de regime supersónico. O Unitary Plan wind Tunnel, é um túnel de vento de circuito fechado, de funcionamento contínuo. Este túnel tem uma secção de teste quadrada com 1,22m de lado e 2,13m de comprimento. O Número de Mach na secção de teste pode ser variado entre 1,5 e 4,6, que em termos de velocidade significa que pode ir desde 515m/s até um máximo de 1578m/s. Esta velocidade é garantida pelos 6 compressores centrífugos de 74,5MW. Este túnel é utilizado para ensaios de aviões militares da Força Aérea dos Estados Unidos, Space Shuttle, pesquisa em alta velocidade, entre outros. A figura seguinte mostra a secção de teste deste túnel.



Figura 3. 48 - Modelo à escala 1:100 do módulo da tripulação a ser testado no Unitary Plan Wind Tunnel (http://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/multimedia/wind_testing_june2.html)

O Laboratório de Pesquisa Aeronáutica e Astronáutica da Universidade do Estado de Ohio, dispõe de um túnel de vento designado por 6x6in Supersonic Blow Down Wind Tunnel. Este túnel é de circuito fechado e tem uma secção de teste rectangular com 1,83m de lado. O Número de Mach para este túnel pode variar entre 1,5 e 3, ou seja, a velocidade do escoamento pode ser variada entre 515 m/s até uma velocidade máxima de 1029m/s.

O Laboratório de Dinâmica dos Gases da Universidade de Princeton também dispõe de um túnel de vento supersónico. Este túnel é designado por 8x8in Supersonic Wind tunnel. A sua secção de teste é quadrada com 2m de lado. A gama de velocidades para este túnel varia entre 686 m/s e 1029 m/s, ou seja, o Número de Mach varia entre 2 e 3.

Na Universidade de Purdue existem 1 túnel de vento supersónico designado por Mach 4 Quiet Flow Ludwig Tube. Este túnel tem uma secção de trabalho com uma área transversal quadrada com 0,1m de lado. A velocidade nesta secção de trabalho é de 1372m/s, que é equivalente a um Número de Mach igual a 4. (64) A figura seguinte mostra este túnel de vento.



Figura 3.49 - Túnel de Vento Mach 4 Quiet Flow Ludwig Tube
(https://engineering.purdue.edu/AAE/Academics/Courses/Raisbeck/wind_tunnels.htm)

A instituição Sandia Nation Laboratories tem disponível em Albuquerque, no Novo México um túnel de vento de regime trisónico. Este túnel é designado por Trisonic Wind Tunnel, e é composto por uma secção de teste quadrada com 0,3m de lado. Este túnel tem a possibilidade de operar em 3 regimes: subsónico, transónico e supersónico. Deste modo, é possível operar o túnel entre Números de Mach de 0,3 até 1,3, trabalhando no regime subsónico e transónico. Estes Números de Mach correspondem a uma variação da velocidade entre 103m/s, até 446m/s. Para operar em regime supersónico a velocidade pode ser variada entre 515m/s até 1029m/s, ou seja, Número de Mach entre 1,5 e 3,0. Os modelos ensaiados neste túnel normalmente utilizam uma escala entre 6% e 10% (Bombas gravíticas e mísseis).

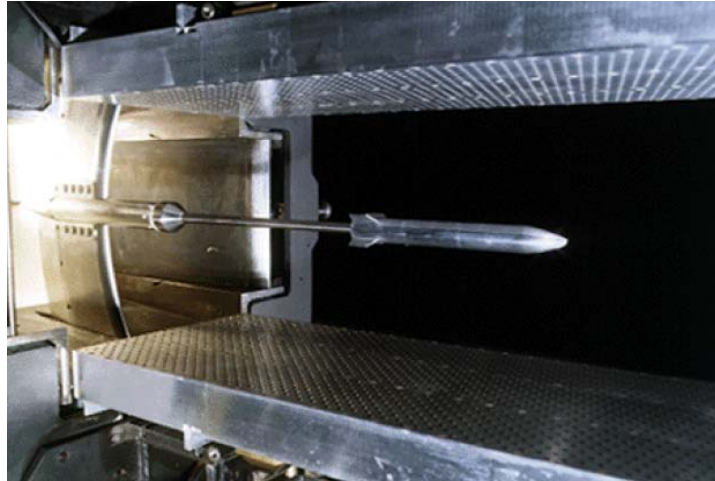


Figura 2. 20 - Secção de teste do Trisonic Wind Tunnel dos Laboratórios Nacionais Sandia (http://www.sandia.gov/bus-ops/partnerships/tech-access/facilities/eng-sci_twt.html)

A Triumph Aerospace Systems dispõe também de um túnel de vento de regime supersónico. Este túnel é designado por North American Trisonic Wind Tunnel. Este túnel é de funcionamento contínuo, de sopro, e tem uma secção de teste quadrada com 2,13m de lado. A velocidade nesta secção de testes pode ser variada entre 68,6m/s até 1201m/s, ou seja, um Número de Mach entre 0,2 e 3,5 (31).

Na Universidade de Kansas está disponível um túnel de vento supersónico. Designado por Supersonic Wind Tunnel, este é um túnel de sopro de circuito aberto. A sua secção de teste é rectangular e tem uma área transversal de 0,05x0,08m². A velocidade nesta secção de trabalho pode ser regulada entre Números de Mach de 1,5 até 3, ou seja, a velocidade pode ser variada entre 515m/s, e 1029m/s (31).

O Instituto Politécnico e Universidade do Estado de Virginia possui um túnel de vento supersónico. Este túnel é designado por Supersonic/Transonic Wind Tunnel, e foi comprado pela NASA em 1958, e mais tarde em 1963 entrou em operação. A sua secção de trabalho tem 0,23m de lado. A velocidade máxima do escoamento é para um Número de Mach igual a 4, ou seja, uma velocidade máxima de 1372m/s. A Pressão máxima neste túnel é de 51atm. Este túnel tem um tanque de armazenamento com um volume de 23m³ (31).

3.4. Túneis hipersónicos

O Continente Americano, no que respeita a túneis de vento de regime hipersónico, conta com doze túneis distribuídos pelos Estados Unidos da América, e apenas com um exemplar no Brasil. O gráfico seguinte mostra a distribuição dos túneis pelos vários países do Continente Americano.

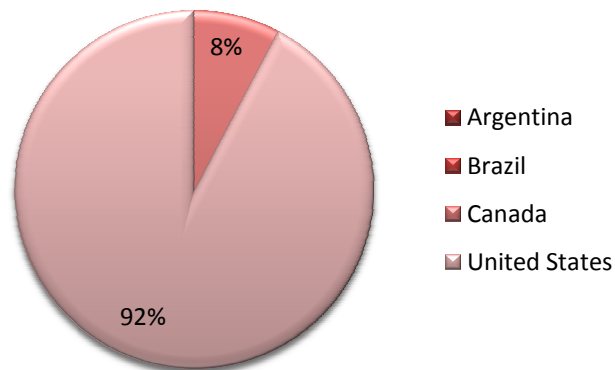


Gráfico 3. 5 - Distribuição dos túneis de vento de regime hipersônico pelos vários países da América.

O Brasil dispõe de apenas um único túnel de vento hipersônico, que pertence à Força Aérea Brasileira. Este túnel é designado por T3 Hypersonic Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção transversal circular com 0,15m de diâmetro, e um comprimento de 24m. A velocidade do escoamento na secção de teste é de 8500m/s, o que equivale a um Número de Mach de 24,78. O fluido utilizado neste túnel é hélio. Este túnel é um dos maiores túneis de vento hipersônicos do mundo. (31) A figura seguinte mostra este túnel de vento.



Figura 3.50 - Túnel de Vento Hipersônico T3, da Força Aérea Brasileira
 (<http://www.eesc.usp.br/semanaero/palestras/vii/Pesquisa%20em%20Propuls%C3%A3o%20Hipersonica%20Aspirada%20na%20For%C3%A7a%20Aerea%20Brasileira.pdf>, pag.2).

Os restantes túneis de vento hipersônicos deste Continente encontram-se distribuídos pelos Estados Unidos. O primeiro túnel está situado no Estado de Tennessee e é designado por Supersonic-Hypersonic Wind Tunnel. Este túnel pertence à empresa Accurate Automation Corporation, e é constituído por uma secção de teste com uma secção transversal quadrada com 0,305m de lado, e um comprimento de 0,381m. A velocidade deste túnel pode ser variada entre 686m/s e 2401m/s, o que equivale a uma variação do Número de Mach entre 2

e 7. (65) Este túnel é de sopro, e tem um tempo de ensaio de 2,5s. O fluido de trabalho é gás nitrogénio. (31). A figura seguinte mostra este túnel.

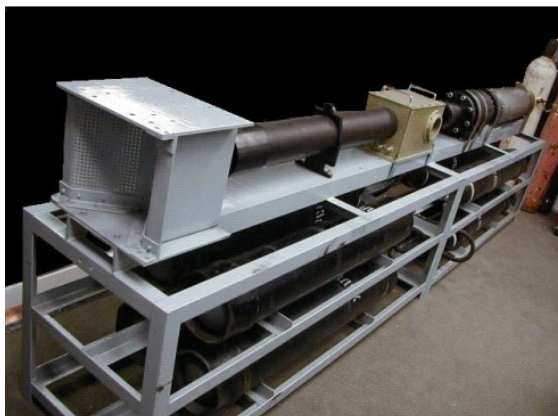


Figura 3.51 - Supersonic-Hypersonic Wind Tunnel da Accurate Automation Corporation (http://www.accurate-automation.com/w_content/images/6/6c/WindTunnel.jpg).

Ainda neste mesmo Estado, o Centro de Desenvolvimento de Engenharia Arnold tem ao seu dispor um túnel de vento hipersónico. Designado por VKF Wind Tunnel A, este túnel faz parte de um conjunto de 3 túneis de vento existentes na Unidade de Dinâmica dos Gases do Von Karman, todos eles construídos em 1957. Este túnel, é de funcionamento contínuo em circuito fechado, e tem uma secção de teste quadrada com 1m^2 de área, $1\text{m} \times 1\text{m}$. A velocidade neste túnel pode ser variada desde um valor mínimo de 515m/s até um máximo de 1887m/s , o que corresponde a uma variação do Número de Mache entre 1,5 e 5,5. O segundo túnel é designado por VKF Wind Tunnel B, e é constituído com uma secção de teste quadrada com $1,27\text{m}$ de lado. A velocidade neste túnel pode ser de 2058m/s , ou 2744m/s , ou seja, corresponde a um Número de Mach de 6 e 8, respectivamente. O terceiro túnel é designado por VKF Wind Tunnel C. Acerca deste túnel foi encontrada pouca informação, as dimensões da secção de teste não se encontrar disponível. A velocidade do escoamento neste túnel pode ser de 1372m/s , 2058m/s , ou 3430m/s , equivalente a um Número de Mach igual a 4,6 e 10, respectivamente. A variação do Número de Mach nestes 3 túneis, é controlada através do computador. Para acelerar o ar nos túneis é utilizado um compressor de move estágios movido por um motor eléctrico que fornece uma potência máxima de $68,9\text{MW}$. (5)

A Aero Systems Engineering Inc. dispõe também de um túnel de vento hipersónico designado por Channel 9: High Area Ratio Nozzle Test and Hypersonic Wind Tunnel. Este túnel conta com uma secção de teste com $0,5\text{m}$ de diâmetro. As velocidades possíveis neste túnel são: 2401m/s , 3773m/s , e 4802m/s , o que equivale a um Número de Mach de 7, 11, e 14, respectivamente. Este túnel permite uma razão de pressões até 100000, e um tempo de operação máximo de 30 segundos por ensaio.

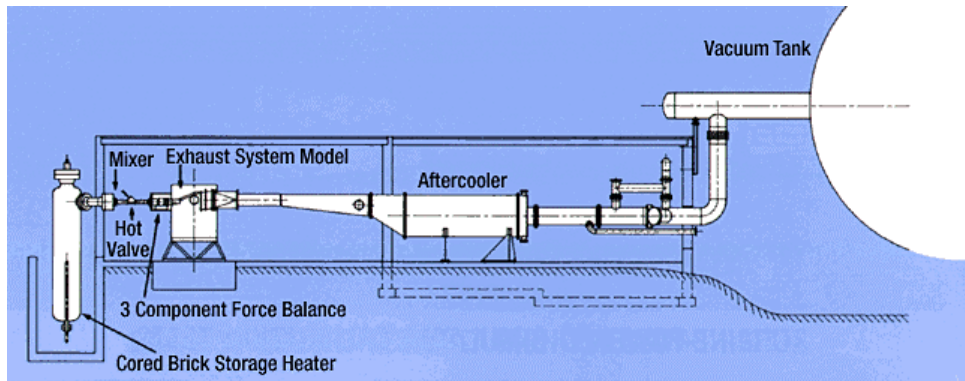


Figura 3.52 - Channel 9: High Area Ratio Nozzle Test and Hypersonic Wind Tunnel
(http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 176.).

A Universidade do Estado de Ohio tem instalado no Laboratório de Pesquisa de Aeronáutica e Astronáutica um túnel de vento hipersônico designado por 12in Hypersonic continuous Flow Wind Tunnel. Este túnel tem uma secção circular com 0,3m de diâmetro. A velocidade deste túnel pode ser variada desde 2058m/s até 5145m/s, equivalente a um Número de Mach entre 6 e 15, respectivamente. (31) Ainda na mesma instituição, existe outro túnel designado por Two 4in diameter Hypersonic Continuous Flow Wind Tunnels. Acerca destes túneis apenas sabemos que têm uma secção de teste com 0,10m de diâmetro, que a sua velocidade pode ser variada entre 2401m/s e 2744, ou seja, entre um Número de Mach de 7 e 8, respectivamente. (31)

A Universidade de Princeton também tem disponível no Laboratório de Dinâmica dos Gases um túnel de vento hipersônico. Este túnel é designado por Hypersonic Bondary Layer Facility, e é constituído com uma secção circular. A sua secção de teste tem 0,23m de diâmetro, e 1,88m de comprimento. A velocidade do escoamento neste túnel é de 2744m/s, ou seja, um Número de Mach igual a 8. O tempo de funcionamento pode ser entre 2 e 10 minutos. (31)

A Universidade de Purdue, na Escola de Engenharia Aeronáutica e Astronáutica tem ao seu dispor um túnel de vento designado por Mach 6 Quiet Flow Ludwig Tube. A secção de trabalho deste túnel tem uma área transversal circular com 0,24m de diâmetro. A velocidade neste túnel atinge um Número de Mach igual a 6, que corresponde a uma velocidade de 2058m/s. Este túnel, tal como o anterior, são utilizados para actividades de ensino. A figura abaixo mostra este último túnel. (64)

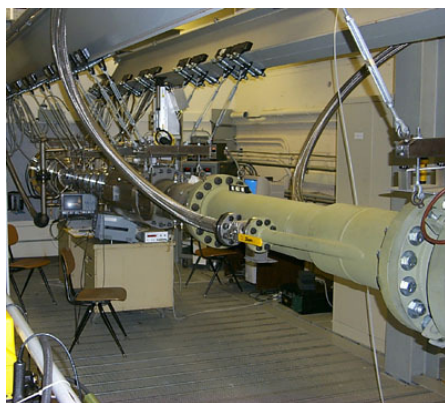


Figura 3.53 - Túnel de vento Mach 6 Quiet Flow Ludwig Tube da Universidade de Purdue (https://engineering.purdue.edu/AAE/Academics/Courses/Raisbeck/wind_tunnels.htm).

No Novo México, a Sandia National Laboratories Engineering Sciences Experimental Facility, tem disponível um túnel de vento. Este túnel é conhecido por Hypersonic Wind Tunnel, é de sopro. Este túnel é constituído por dois reservatórios, um em pressão e outro em depressão. O tempo de funcionamento deste túnel é de apenas 45 segundos. As dimensões da secção de teste variam consoante a velocidade pretendida. Para um Número de Mach igual a 5, a secção de teste tem um diâmetro de 0,46m, e o fluido de trabalho é ar. Para um Número de Mach igual a 8, o fluido de trabalho é nitrogénio, e a secção transversal tem 0,36m. Por fim, para um Número de Mach 14, a secção de teste tem um diâmetro de 0,46m trabalhando com nitrogénio como fluido de trabalho. (31) A figura abaixo mostra este túnel de vento com as 3 configurações possíveis.

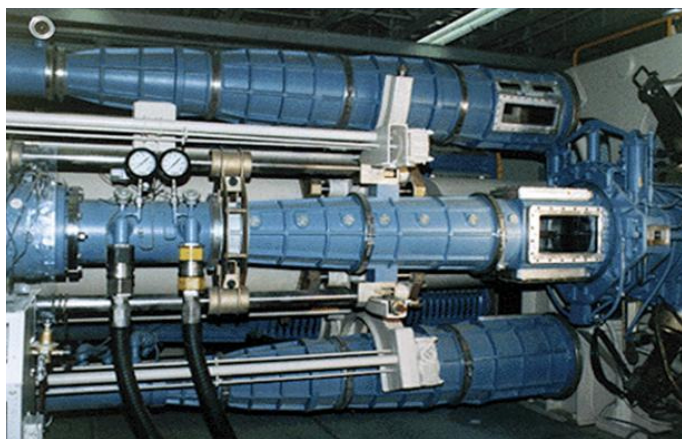


Figura 3.54 - Hypersonic Eind Tunnel, da Sandia National Laboratories Engineering Sciences Experimental Facility (<http://www.sandia.gov/bus-ops/partnerships/tech-access/facilities/eng-sci.html>)

No Estado de Maryland, a Força Aérea dos Estados Unidos dispõe de um túnel de vento hipérsónico. Este túnel é designado por Hypervelocity Wind Tunne 9, e tem uma secção de

teste com 1,52m de diâmetro, e 3,66m de comprimento. A velocidade admissível para este túnel corresponde a um Número de Mach de 7,8,10,14,e 16,5. (31) O esquema abaixo exemplifica este túnel.

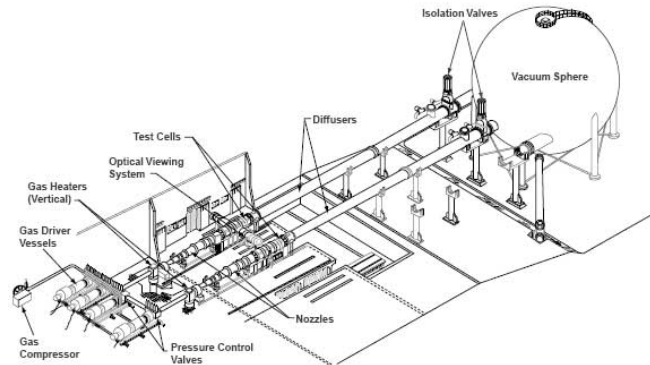


Figura 3. 55 - Hypervelocity Wind Tunnel, da Força Aérea dos Estados Unidos (http://www.loc.gov/rr/frd/pdf-files/Western_Hemisphere_Wind_Tunnels.pdf, pag 194.).

O Instituto Politécnico e Universidade do Estado da Virginia dispõe de um túnel de vento hipersônico designado por Hypersonic Wind Tunnel. Este túnel é de pequenas dimensões, com um comprimento total de 4,06m. A secção de teste tem de dimensões 0,36 x 0,226 x 0,2 m³. Os valores admissíveis de Número de Mach neste túnel são de 2 até 7, o que corresponde a uma variação da velocidade de 686 m/s até 2401 m/s. Os ensaios realizados podem ser feitos com vários fluidos de trabalho, sendo os mais utilizados, ar, hélio, nitrogénio, e argón. O tempo de ensaio normalmente varia entre 1 a 2s. A massa de gás utilizada em cada ensaio é de 2,7kg/s. Para Números de Mach elevados o gás é aquecido para evitar liquefacção. (66) A figura seguinte mostra este túnel de vento.



Figura 3. 56 - Vista do túnel de vento hipersônico do Instituto Politécnico e Universidade do Estado de Virginia (<http://www.aoe.vt.edu/research/facilities/hyperson.html>).

Capítulo 4

Projecto e Fabricação do Túnel Aerodinâmico para Coroas de Pás

Este capítulo descreve o projecto e fabricação de um túnel de vento destinado ao ensaio de coroas de pás de turbomáquinas. O túnel irá funcionar no Laboratório de Mecânica dos Fluidos e Turbomáquinas (*fluidslab*) da UBI. O capítulo apresenta e descreve os diversos componentes desta instalação.

4.1. Layout da instalação

O túnel de vento projectado é de circuito aberto e funciona em regime subsónico. Para realizar este projecto tornou-se indispensável recorrer à ferramenta CAD/CAE Solidworks® 2008. O layout da instalação que foi desenhada e dimensionada utilizando este software está representado na figura 4.1. O túnel é composto pelos seguintes elementos: o elemento de admissão, a secção de trabalho, o estator de estabilização, o difusor, o sistema de propulsão e a tubeira de descarga. É ainda apresentada a estrutura de suporte da instalação.

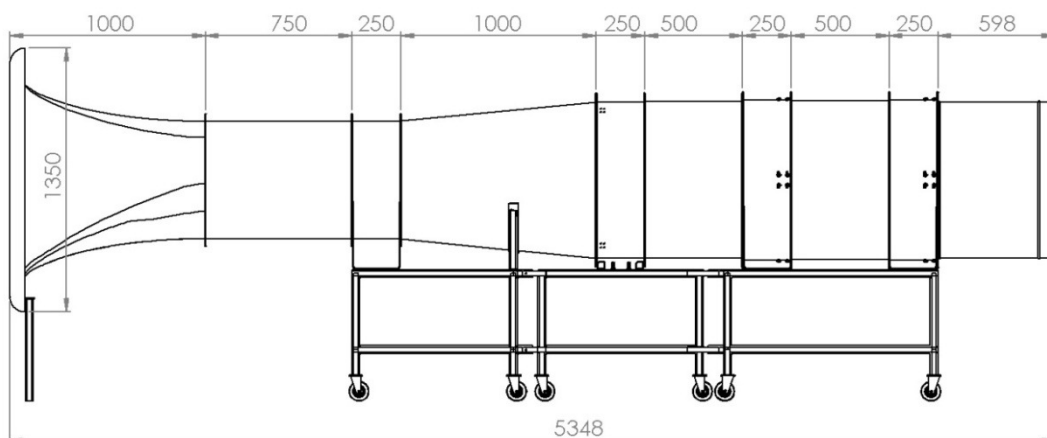


Figura 4.1 - Layout do túnel de vento.

O centro de massa do túnel está situado na conduta do primeiro ventilador, a 1078,45 mm do solo e a 3281,82 mm do início da secção de admissão (ver figura 4.2).

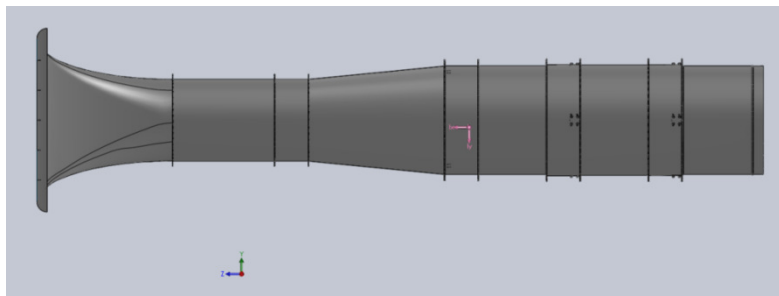


Figura 4.2 - Centro de massa do túnel de vento projectado.

Estes componentes são descritos nas sub-secções seguintes.

5.1.1. Sistema de admissão

A admissão do túnel de vento é um elemento de grande importância para o funcionamento da instalação. A sua função é garantir, tanto quanto possível, um escoamento uniforme na secção de teste, com baixa intensidade de turbulência. A secção à entrada é quadrada e tem 1200 mm de lado. A secção da outra extremidade do elemento de admissão, que comunica com a secção de trabalho, é circular e tem 600 mm de diâmetro. Este elemento vai pois convergindo gradualmente de uma secção quadrada para uma secção circular, de maneira suave, de modo a não perturbar o escoamento. A linha directriz da secção do elemento de admissão segue uma quarta parte de elipse, com 2000 mm de eixo maior e 600 mm de eixo menor. A figura 4.3 mostra a geometria e dimensões do elemento de admissão do túnel.

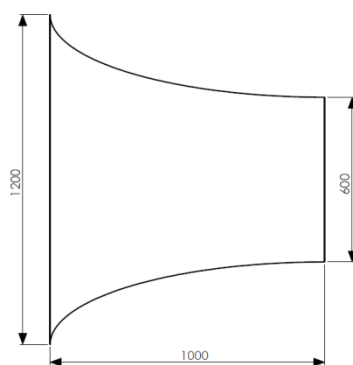


Figura 4.3 - Geometria e dimensões do elemento de admissão do túnel.

À medida que os lados do quadrado desta secção vão diminuindo, ao longo do elemento (segundo x), aumenta gradualmente o raio de curvatura dos vértices da secção, que vão sendo sucessivamente arredondados. O lado do quadrado varia como:

$$l(x) = 600 + \sqrt{(600)^2 \left(1 - \frac{x^2}{(1000)^2}\right)}, \quad 0 < x < 1000 \text{ mm} \quad (4.1)$$

e o raio de curvatura dos cantos arredondados é dado pela seguinte expressão:

$$r(x) = \left(\frac{3}{10}\right)x, \quad 0 < x < 1000 \text{ mm} \quad (4.2)$$

A tabela 4.1 apresenta os sucessivos valores do lado da secção transversal e do raio de curvatura da superfície envelope das paredes do túnel, ao longo do comprimento do elemento de admissão.

Tabela 4.1 - Dimensões da secção do elemento de admissão ao longo de x .

x [mm]	Lado da secção [mm]	Raio de curvatura [mm]
0	1200,000	0
100	1196,992	30
200	1187,878	60
300	1172,364	90
400	1149,909	120
500	1119,615	150
600	1080,000	180
700	1028,486	210
800	960,000	240
900	861,534	270
1000	600,000	300

Para que seja possível acoplar este elemento do túnel aos restantes, foi acrescentado um rebordo na extremidade que vai ligar à secção de trabalho, que é uma secção circular. Este rebordo tem uma espessura de 3 mm e um diâmetro externo de 680

mm. O diâmetro interno é de 600 mm, ou seja, igual ao diâmetro interno da conduta. A figura 4.4 mostra o aspecto final deste elemento.

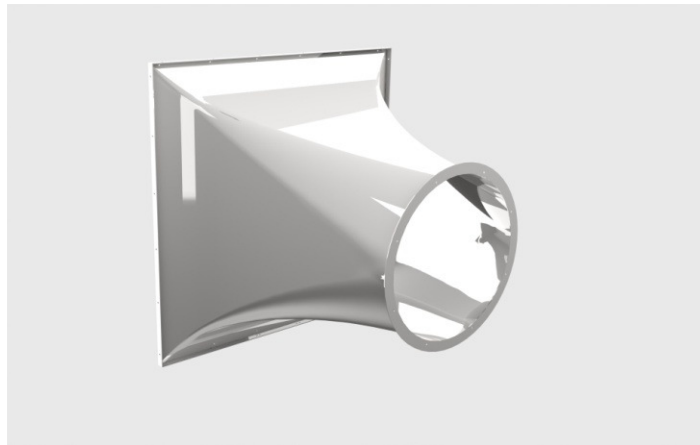


Figura 4.4 - Aspecto geral do elemento de admissão do túnel.

A secção de admissão comporta ainda uma moldura que é fixada à parte frontal do elemento (figura 4.5).

Esta peça é fixada através de 24 parafusos de 8 mm de diâmetro, que estão distribuídos pelos quatro lados da secção. A possibilidade de desacoplamento desta peça permite que, no futuro, seja aqui introduzida uma câmara de estabilização intermédia.

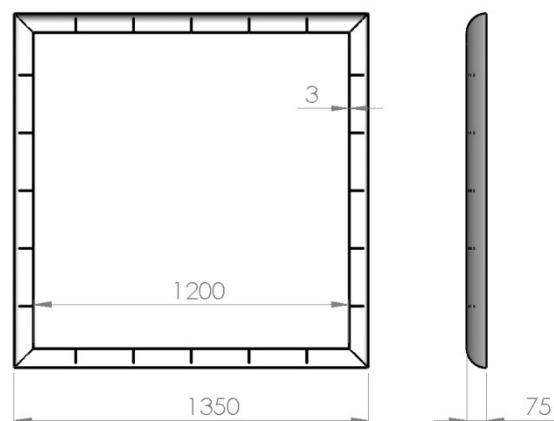


Figura 4.5 - Moldura da secção de admissão.

5.1.2. Secção de trabalho

O elemento da secção de trabalho do túnel é uma tubeira de secção constante, cujo comprimento é de 750 mm e cujo diâmetro interno é de 600 mm. Para acoplar este elemento do túnel aos restantes foram adicionados dois rebordos à tubeira, um em cada extremidade, com dimensões iguais ao rebordo do elemento de admissão descrito anteriormente. Cada rebordo contém 8 furos com 8 mm de diâmetro. A figura 4.6 mostra o elemento da secção de trabalho projectada.

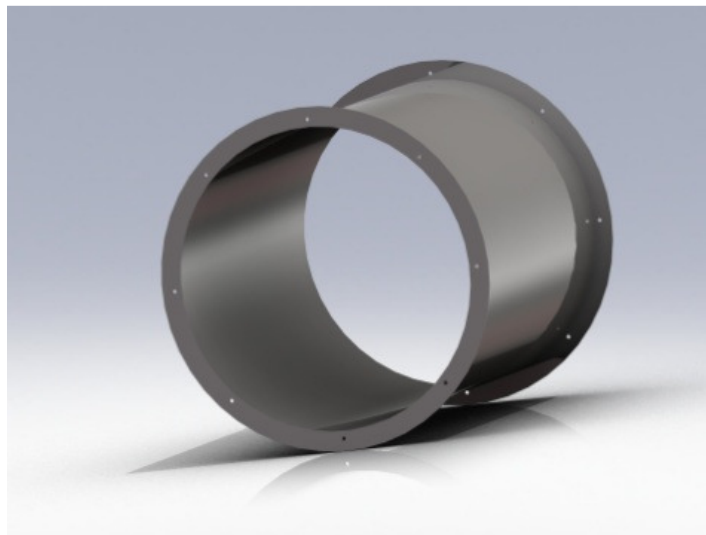


Figura 4.6 - Elemento anular da secção de trabalho do túnel.

5.1.3. Estator de estabilização

A realização do ensaio preliminar dos ventiladores do sistema de propulsão pôs em evidência a magnitude do vortex à saída da roda. Para evitar que o sistema de propulsão induza a montante um escoamento em espiral, foi decidido projectar um estator intermédio de estabilização do escoamento na secção de trabalho. Este elemento será inserido entre esta secção e o difusor. O estator encontra-se representado na figura 4.7.

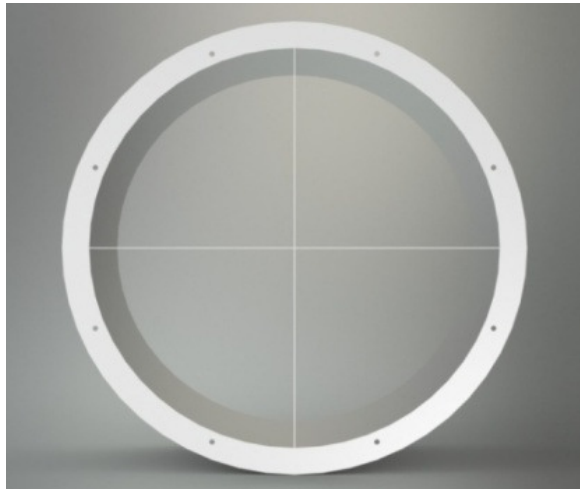


Figura 4.7 - Estator intemédio de estabilização.

Este elemento é composto por uma conduta cilíndrica com 600 mm de diâmetro interno e 250 mm de comprimento. No seu interior estão soldadas 4 chapas meridionais com 2 mm de espessura, que se interceptam no centro da conduta. Este elemento já está construído e pronto a ser montado A figura 4.8 é uma fotografia do estator.

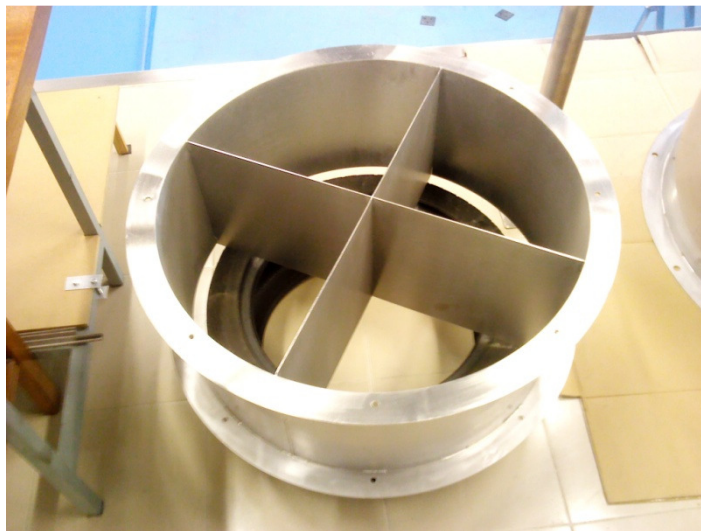


Figura 4.8 - Fotografia do estator do túnel.

5.1.4. Difusor

O difusor é um dos elementos do túnel de grande importância, pois tem como objectivo aumentar a pressão estática do escoamento, convertendo a sua energia cinética

em energia de pressão sem perdas. Para que este processo tenha um bom rendimento é necessário evitar as perdas associadas a uma eventual separação da camada limite das paredes do difusor. Por outras palavras, é aconselhável que o ângulo de inclinação das paredes do difusor, em relação ao eixo, seja inferior a cerca de 5° . O comportamento do escoamento que atravessa um difusor depende em termos gerais da sua geometria, da razão de áreas entre a entrada e a saída, A , do ângulo do difusor 2ϕ , e da forma da secção. Outros parâmetros, tais como as condições iniciais, o método de controlo da espessura da camada limite e da separação, podem também afectar o escoamento.

O difusor está situado a montante do sistema de propulsão. Este elemento consiste numa conduta divergente, a partir do estator de estabilização até ao primeiro ventilador. A razão de áreas do difusor não deve ser maior que 2,5. O método de projecto destes elementos está bem definido, vejam-se as refs. (67) e (68). Na figura 4.9 podemos ver um gráfico que conjuga todos os parâmetros necessários para dimensionar um difusor.

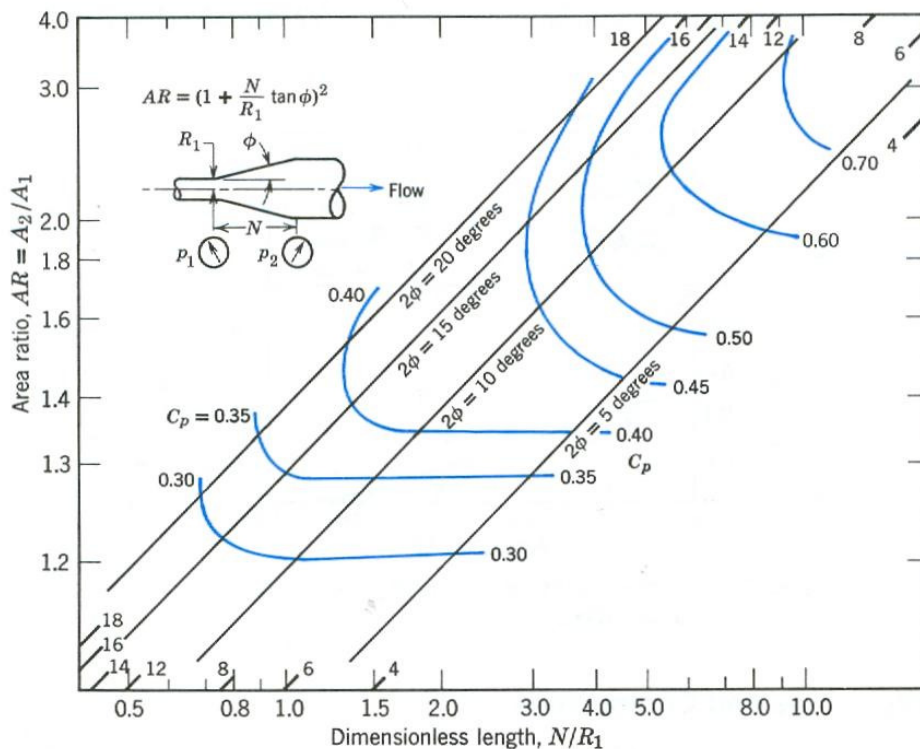


Figura 4.9- Curvas características para difusores (69).

Para uma dada razão de áreas A_R , existe um valor de L/R_1 , onde L é o comprimento do difusor e R_1 é o raio da secção menor, acima do qual não há qualquer aumento da recuperação de pressão. Isto torna-se especialmente evidente para uma razão de áreas inferior a $A_R < 1.40$. Da mesma maneira, para um dado comprimento adimensional L/R_1 existe uma razão de áreas A_R que maximiza a recuperação de pressão.

Quando à entrada do difusor o Número de Reynolds é superior a $7,5 \times 10^4$, a recuperação de pressão é independente de Re. Se o escoamento à entrada for uniforme, a recuperação de pressão é um pouco mais eficaz, face a um escoamento turbulento completamente desenvolvido. Como a pressão estática no difusor aumenta no sentido do escoamento, pode ocorrer descolamento da camada limite e conseqüente separação. Para otimizar o rendimento do difusor, a razão entre as secções de saída e de entrada, é pois dada por:

$$A_R = \frac{A_2}{A_1} = \left(1 + \frac{L}{R_1} \cdot \tan \phi\right)^2 \quad (4.3)$$

onde ϕ é o ângulo do difusor com a horizontal, L o comprimento do difusor e R_1 o valor do raio da secção de entrada do difusor.

A figura 4.10 representa o difusor projectado com base neste método.

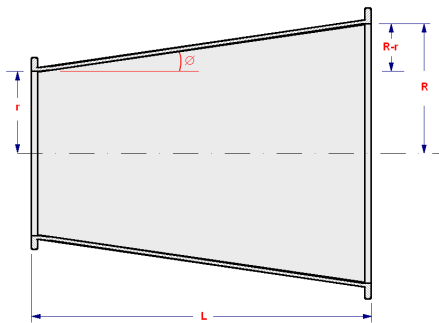


Figura 4.10 - Representação esquemática do difusor.

Como a secção de trabalho pretendida tem 600 mm de diâmetro, e a tubeira do sistema de propulsão tem um diâmetro de 800mm, pretende-se calcular o comprimento mínimo sem que exista descolamento da camada limite ($\phi \leq 6^\circ$). O diâmetro da menor secção é $d = 600 \text{ mm}$ e temos uma área $A_1 = 0,283 \text{ m}^2$. O diâmetro da maior secção é $D = 800 \text{ mm}$ e temos uma área $A_2 = 0,526 \text{ m}^2$. Deste modo, substituindo estes valores na equação (4.3) obtemos:

$$A_R = \left(1 + \frac{L}{R_1} \cdot \tan \phi\right)^2 = 1,77 \quad (4.4)$$

Desenvolvendo a expressão 4.4 obtemos a seguinte equação de segundo grau

$$L^2 \cdot \left(\frac{(\tan \phi)^2}{R_1^2}\right) + L \cdot \left(\frac{2 \tan \phi}{R_1}\right) + (1 - A_R) = 0 \quad (4.5)$$

onde inserimos o ângulo $\phi = 6^\circ$, $R_1 = 300$ mm e $A_R = 1,77$. O valor encontrado para o comprimento mínimo sem descolamento é $L = 0,944$ m. O valor de projecto do comprimento do difusor será $L = 1$ m, o que ajusta o ângulo de abertura para $\phi = 5,66^\circ$.

O coeficiente de pressão C_p pode agora ser extraído da figura 4.9, por meio da razão de áreas A_R e do comprimento adimensional L/R_1 . Deste modo, para uma razão de áreas $A_R = 1,77$ e um comprimento adimensional $L/R_1 = 0,33$ o valor do coeficiente de pressão do nosso difusor será aproximadamente $C_p \cong 0,57$. Para um escoamento sem perdas, temos um coeficiente de recuperação de pressão ideal que vale:

$$C_{p_i} = 1 - \frac{1}{(A_R)^2} = 0,681 \quad (4.6)$$

O rendimento do difusor é a razão entre o coeficiente de recuperação de pressão do difusor e o coeficiente de recuperação ideal, ou seja:

$$\eta_{difusor} = \frac{C_p}{C_{p_i}} \quad (4.7)$$

O rendimento do nosso difusor é pois de 83,70 %, que é um valor razoável. A figura 4.11 mostra o difusor projectado.

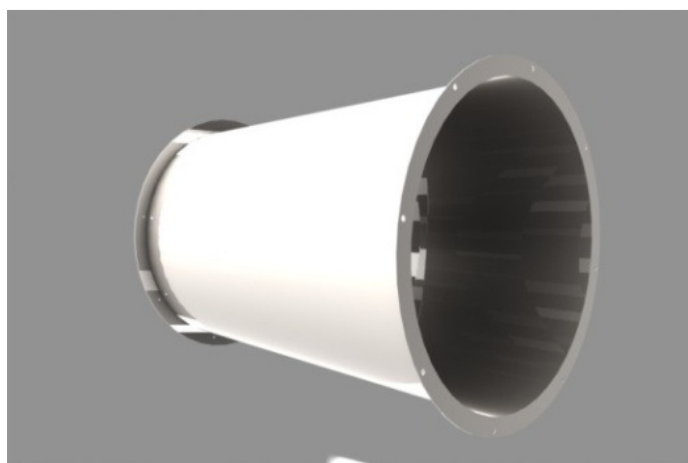


Figura 4. 11 - Difusor projectado para o túnel.

O sistema de propulsão será descrito mais tarde (secção 4.2). Passamos em seguida a apresentar a tubeira de descarga do túnel.

5.1.5. Tubeira de descarga

A tubeira de descarga é a tubeira que se encontra à saída do túnel, a jusante dos ventiladores, fazendo a descarga para a atmosfera. Esta tubeira não necessita de ser construída, pois já existe no Laboratório. A figura 4.12 mostra a tubeira de descarga do túnel de vento.

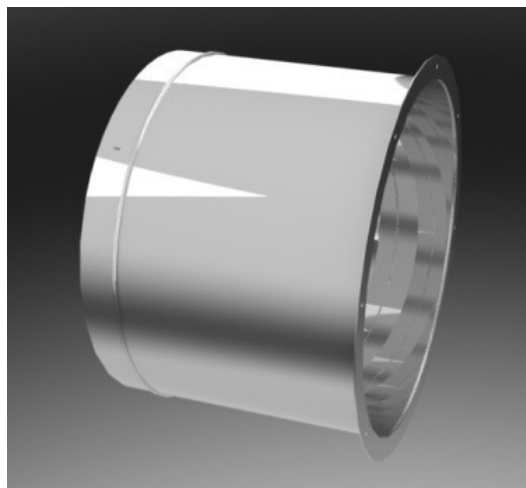


Figura 4.12 - Tubeira de descarga do túnel de vento.

4.2. Sistema de propulsão

O sistema de propulsão deste túnel é constituído por três ventiladores axiais associados em série. O ventilador 1 já está inserido numa tubeira. Nesta secção vamos analisar todo o sistema de propulsão e dimensionar os elementos em falta: duas tubeiras e respectivos apoios, para os ventiladores 2 e 3, uma tubeira de ligação entre estas duas máquinas, e uma tubeira de ligação ao ventilador 1.

Esta secção trata também dos ensaios experimentais realizados com cada um dos três ventiladores, com vista à determinação das suas características.

5.2.1. Tubeiras dos ventiladores

Os ventiladores 2 e 3, adquiridos na sucata, não possuíam tubeiras. Sendo assim, foi necessário projectar uma conduta para cada um destes ventiladores. Estas duas tubeiras têm secção constante, com 810 mm de diâmetro e 250 mm de comprimento. A espessura de parede destas tubeiras é de 5 mm, sensivelmente superior à espessura de parede do túnel. As tubeiras apresentam um rebordo de cada lado, com 57 mm de largura e 8 furos de $\varnothing 14$ mm para fixação. A figura 4.13 mostra uma das tubeiras projectadas.

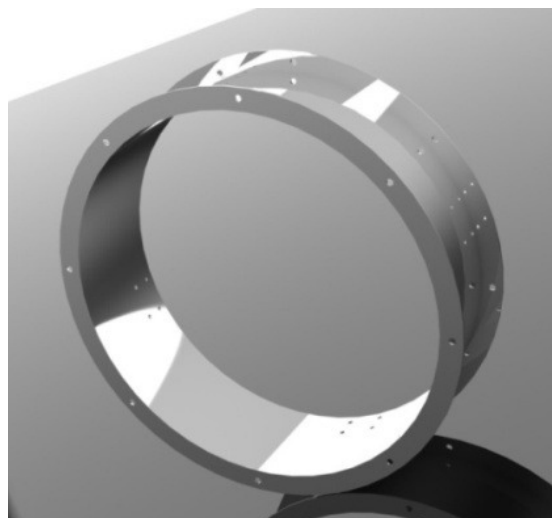


Figura 4. 13 - Modelo de tubeira para os ventiladores 2 e 3.

5.2.2. Apoio dos ventiladores

Os apoios para os ventiladores 2 e 3 devem suportar o carregamento dinâmico a que os motores dos ventiladores estão sujeitos. Cada apoio é constituído por 4 hastes, com 40 mm de largura e 10 mm de espessura, que ligam um anel central à carcaça do ventilador. Este anel tem $\varnothing 260$ mm de diâmetro interno, $\varnothing 320$ mm de diâmetro externo e 9 mm de espessura. O motor do ventilador é apertado no anel através de 4 parafusos de $\varnothing 10$ mm. Em cada uma das extremidades das hastes de suporte estão soldadas 4 peças metálicas, que permitem fixar este apoio à tubeira do ventilador através de 4 parafusos de $\varnothing 8$ mm. A figura 4.14 mostra um dos apoios dos ventiladores 2 e 3, que são precisamente iguais.



Figura 4.14 - Modelo do apoio para os ventiladores 2 e 3.

5.2.3. Características dos ventiladores

O sistema de propulsão do túnel projectado consta de três ventiladores axiais, que são numerados de 1 a 3. Para os caracterizar, foi necessário ensaiá-los individualmente.

Os ensaios foram realizados no Laboratório de Mecânica dos Fluidos e Turbomáquinas, tendo permitido determinar a altura de energia e o caudal ventilado por estas máquinas. A altura manométrica dos ventiladores foi medida à custa de duas tomadas de pressão estática ligadas a um painel de manómetros. A velocidade do ar na secção de entrada de cada ventilador foi medida por meio de uma sonda Prandtl. Foi realizado um atravessamento em meia secção, de modo a obter uma velocidade média com alguma precisão. O caudal ventilado é o produto desta velocidade média pela área da coroa circular entre o cubo e a extremidade das pás (carcaça do ventilador).

A velocidade de rotação da máquina foi medida com um taquímetro digital de precisão.

Para medir a potência eléctrica consumida foi utilizado um wattímetro digital que se encontra instalado no Laboratório. Este aparelho de medida tem a capacidade de leitura da intensidade de corrente instantânea, da intensidade de corrente média, da potência activa, da potência reactiva, da potência aparente e factor de potência. Inicialmente, os ventiladores foram ligados durante cerca de 15 minutos para os motores eléctricos atingirem as condições normais de funcionamento. Alguns factores, como por exemplo a resistência eléctrica do enrolamento, variam significativamente com a temperatura. Este aumento de temperatura deve-se ao facto de existirem perdas por Efeito de Joule no enrolamento e no entreferro. Após este período de tempo foram

registados os valores da corrente eléctrica, da tensão de funcionamento, da potência activa, da potência reactiva, da potência aparente e, por fim, o factor de potência.

O balanço de energia entre as secções 1 e 2 do ventilador (figura 4.15) faz-se com o auxílio da equação de Bernoulli.

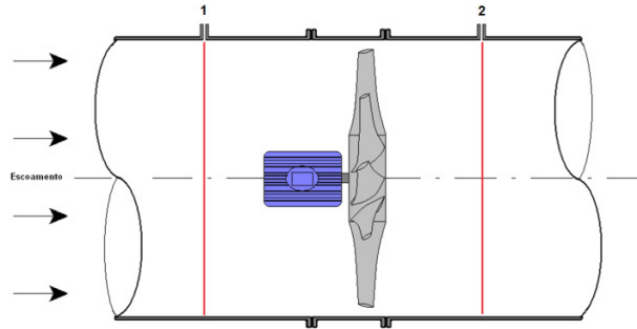


Figura 4.15 - Esquema do Ventilador Axial.

Escrevendo esta equação ao longo de uma linha de corrente, entre as secções 1 e 2, e admitindo que não há perdas substanciais através da máquina, obtemos:

$$H = \frac{p_2 - p_1}{\rho_{ar} g} \quad (4.8)$$

onde p_1 e p_2 são as pressões estáticas nestas secção.

A velocidade do escoamento no ponto em que se situa a sonda Prandtl é, por seu lado, dada pela seguinte expressão:

$$\bar{v} = \sqrt{\frac{2(p_0 - p_1)}{\rho_{ar}}} \quad (4.9)$$

sendo p_0 a pressão de estagnação a montante da roda do ventilador.

O caudal é dado pelo produto da velocidade média do escoamento pela área da secção de passagem, ou seja:

$$Q = \bar{v} \frac{\pi(D^2 - d^2)}{4} \quad (4.10)$$

Nesta expressão \bar{v} é a velocidade média do ar, D é o diâmetro da roda e d o diâmetro do cubo.

A potência hidráulica desenvolvida pela máquina pode então ser calculada a partir da altura de energia e do caudal ventilado.

$$P = Q \cdot \Delta p \quad (4.11)$$

sendo Δp o diferencial $\Delta p = p_2 - p_1$.

O rendimento do ventilador é dado pela razão entre a potência hidráulica e a potência eléctrica consumida W :

$$\eta_v = \frac{P}{W} \quad (4.12)$$

valor que será a comparar com o indicado para este tipo de máquinas.

Ventilador 1

A figura 4.16 mostra o Ventilador 1 do sistema de propulsão.



Figura 4.16 - Fotografia do Ventilador 1 do fludislab.

O Ventilador 1, da marca Aeric, tem um motor eléctrico da marca Somer, modelo 32E. Segundo a placa da marca e admitindo rendimentos eléctrico e mecânico iguais a 1, este motor debitará uma potência ao veio $W = 2,94$ kW (a $N = 1500$ rpm), para uma frequência de $f = 50$ Hz. Este motor trabalha com uma tensão composta $U = 400$ V. A tabela 4.2 faz um apanhado das características do Ventilador 1 e do seu motor eléctrico.

Tabela 4.2 - Características do Ventilador 1 e seu do motor.

Características da roda	Marca	Aeric
	Modelo	Golden-Lebey
	Diâmetro da carcaça	$D = 0,8 \text{ m}$
	Diâmetro do cubo	$d = 0,3 \text{ m}$
	Área frontal de passagem	$A = 0,409 \text{ m}^2$
	Nº de Pás	10
Características do motor	Marca	Somer
	Modelo	32E
	Velocidade de rotação	$N = 1500 \text{ rpm}$
	Tensão de funcionamento	$U = 380 \text{ V}$
	Potência	$W = 2,94 \text{ kW}$
	Frequência	$f = 50 \text{ Hz}$

O ensaio aerodinâmico deste ventilador permitiu obter a seguinte altura manométrica: $\Delta h = 38 \text{ mm}$ de coluna de água. A esta altura corresponde um diferencial $\Delta p = 372,78 \text{ Pa}$. Para estas condições de funcionamento a altura de energia da máquina é $H = 29,389 \text{ m.c.ar.}$ No que diz respeito ao diferencial de pressão registado pela sonda Prandtl foi obtido um conjunto de dados da altura dinâmica, que constam da tabela 4.3.

Tabela 4.3 - Alturas dinâmicas medidas no ensaio do Ventilador 1.

Pontos	Ventilador 1	
	$\Delta h \text{ [mm]}$	$V \text{ [m/s]}$
1	32	22,036
2	31	21,689
3	36	23,372
4	36	23,372
5	39	24,327
6	37	23,695
7	3	6,747
8	1	3,895

Tomando a média dos valores de velocidade anteriormente obtidos, a velocidade média do ar na secção de passagem é $\bar{V} = 18,642$ m/s para o Ventilador 1. Sendo assim, à velocidade $N = 1455$ rpm indicada pelo taquímetro o ventilador debita um caudal $Q = 7,631$ m³/s.

A potência hidráulica desenvolvida pelo Ventilador 1 é portanto igual a $P = 7,631 \times 372,78 = 2844,684$ W (2,9 kW será o valor de referência).

A tabela seguinte (tabela 4.4) dá um resumo dos parâmetros eléctricos registados durante o ensaio do Ventilador 1.

Tabela 4.4 - Parâmetros eléctricos registados durante o ensaio do Ventilador 1.

Parâmetros Registados	Ventilador 1
Tensão de Funcionamento $U_{1-2}, U_{2-3}, U_{3-1}$ (V)	404,9; 403,2; 401,9
Corrente (média) por fase I_1, I_2, I_3 (A)	4,656; 4,584; 4,512
Potência Activa (kW)	3,113
Potencia Reactiva (kVAr)	0,216
Potência Aparente (kVA)	3,121
Factor de potência ($\cos \varphi$):	0,716

Tomando a potência activa consumida e a potência hidráulica acima calculada, chegamos a um valor para o rendimento do Ventilador 1: $\eta = 0,9138$ (91 %). Este valor é, em termos práticos, demasiado elevado para uma máquina movida axial.

Ventilador 2

A figura 4.17 mostra o Ventilador 2 do sistema de propulsão.



Figura 4.17 - Fotografia do Ventilador 2.

O Ventilador 2 é da marca Ziehl-Abegg, modelo FE080-SDA 6N. Segundo a placa do motor eléctrico e admitindo rendimentos eléctrico e mecânico iguais a 1, este motor debitará uma potência ao veio $W = 2,0$ kW ($N = 880$ rpm), para uma ligação em triângulo. Para uma ligação em estrela, a $N = 660$ rpm, a potência do motor seria $W = 1,25$ kW, a uma frequência de 50 Hz. Este motor trabalha com uma tensão composta $U = 400$ V. A tabela 4.5 faz um apanhado das características do Ventilador 2 e do seu motor eléctrico.

Tabela 4.5- Características do Ventilador 2 e seu do motor.

	Marca	Ziehl-Abegg
Características da roda	Modelo	FE080-SDA-6N
	Diâmetro da carcaça	0,81 m
	Diâmetro do cubo	0,18 m
	Área frontal de passagem	0,490 m ²
	Nº de Pás	7
Características eléctricas	Marca	n.d.
	Modelo	n.d
	Velocidade de rotação	880/660 rpm
	Tensão de funcionamento	400 V
	Potência	2,0/1,25 kW
	Frequência	50 Hz

O ensaio aerodinâmico deste ventilador permitiu obter a seguinte altura manométrica: $\Delta h = 24$ mm de coluna de água. A esta altura corresponde um diferencial $\Delta p = 235,44$ Pa. Para estas condições de funcionamento a altura de energia da máquina é $H = 18,561$ m.c.ar. No que diz respeito ao diferencial de pressão registado pela sonda Prandtl foi obtido um conjunto de dados da altura dinâmica, que constam da tabela 4.6.

Tomando a média dos valores de velocidade anteriormente obtidos, a velocidade média do ar na secção de passagem é $\bar{V} = 8,341$ m/s para o Ventilador 2. Sendo assim, à velocidade $N = 904$ rpm indicada pelo taquímetro o ventilador debita um caudal $Q = 4,068$ m³/s.

Tabela 4.6 - Alturas dinâmicas medidas no ensaio do Ventilador 2.

Pontos	Ventilador 2	
	Δh [mm]	V [m/s]
1	8	11,018
2	14	14,575
3	16	15,582
4	8	11,018
5	3	6,747
6	1	3,895
7	0	0
8	1	3,895

A potência hidráulica desenvolvida pelo Ventilador 2 é portanto igual a $P = 4,068 \times 235,44 = 957,770$ W (0,96 kW será o valor de referência).

A tabela seguinte (tabela 4.7) dá um resumo dos parâmetros eléctricos registados durante o ensaio do Ventilador 2.

Tabela 4.7 - Parâmetros eléctricos registados durante o ensaio do Ventilador 2.

Parâmetros registados	Ventilador 2
Tensão de Funcionamento $U_{1-2}, U_{2-3}, U_{3-1}$ (v)	404,9; 403,6; 399,8
Corrente (média) por fase I_1, I_2, I_3 (A)	3,72; 3,62; 3,52
Potência Activa (kW)	1,80
Potencia Reactiva (kVAr)	1,75
Potência Aparente (kVA)	2,46
Factor de potência ($\cos \varphi$):	0,716

Tomando a potência activa consumida e a potência hidráulica acima calculada, chegamos a um valor para o rendimento do Ventilador 2: $\eta = 0,5321$ (53 %). Este valor é, em termos práticos, aceitável para uma máquina deste tipo.

Ventilador 3

O Ventilador 3 é da marca Ziehl-Abegg, modelo FE080-SDA 6N. Segundo a placa de marca do motor eléctrico e admitindo rendimentos eléctrico e mecânico iguais a 1, este motor debitará uma potência ao veio $W = 2,0$ kW ($N = 880$ rpm), para uma ligação em triângulo. Para uma ligação em estrela, a $N = 660$ rpm, a potência do motor seria $W = 1,25$ kW, a uma frequência de 50 Hz. Este motor trabalha com uma tensão composta $U = 400$ V. A tabela 4.8 faz um apanhado das características do Ventilador 3 e do seu motor eléctrico.

Tabela 4.8 - Características do Ventilador 3 e do seu motor.

	Marca	Ziehl-Abegg
Características da roda	Modelo	FE080-SDA-6N
	Diâmetro da carcaça	0,81 m
	Diâmetro do cubo	0,18 m
	Área frontal de passagem	0,490 m ²
	Nº de Pás	7
Características eléctricas	Marca	n.d.
	Modelo	n.d.
	Velocidade de rotação	880/660 rpm
	Tensão de funcionamento	400 V
	Potência	2,0/1,25 kW
	Frequência	50 Hz

O ensaio aerodinâmico deste ventilador permitiu obter a seguinte altura manométrica: $\Delta h = 24$ mm de coluna de água. A esta altura corresponde um diferencial $\Delta p = 235,44$ Pa. Para estas condições de funcionamento a altura de energia da máquina é $H = 18,561$ m.c.ar. No que diz respeito ao diferencial de pressão registado pela sonda Prandtl foi obtido um conjunto de dados da altura dinâmica, que constam da tabela 4.9.

Tabela 4. 9 - Alturas dinâmicas medidas no ensaio do Ventilador 3.

Pontos	Ventilador 3	
	Δh [m]	V [m/s]
1	12	13,494
2	13	14,045
3	15	15,087
4	12	13,494
5	7	10,306
6	4	7,791
7	1	3,895
8	0	0

Tomando a média dos valores de velocidade anteriormente obtidos, a velocidade média do ar na secção de passagem é $\bar{V} = 9,764$ m/s para o Ventilador 3. Sendo assim, à velocidade $N = 907$ rpm indicada pelo taquímetro o ventilador debita um caudal $Q = 4,783$ m³/s.

A potência hidráulica desenvolvida pelo Ventilador 3 é portanto igual a $P = 4,783 \times 235,44 = 1126,110$ W (1,1 kW será o valor de referência).

A tabela seguinte (tabela 4.10) dá o resumo dos parâmetros eléctricos registados durante o ensaio do Ventilador 3.

Tabela 4.10 - Parâmetros eléctricos registados durante o ensaio do Ventilador 3.

Parâmetros registados	Ventilador 3
Tensão de Funcionamento $U_{1-2}, U_{2-3}, U_{3-1}$ (v)	405,6; 403,6; 401,7
Corrente (média) por fase I_1, I_2, I_3 (A)	3,80; 3,64; 3,58
Potência Activa (kW)	1,84
Potencia Reactiva (kVAr)	1,85
Potência Aparente (kVA)	2,57
Factor de potência ($\cos \varphi$):	0,715

Tomando a potência eléctrica activa consumida e a potência hidráulica acima calculada, chegamos a um valor para o rendimento do Ventilador 3: $\eta = 0,6120$ (61 %). Este valor é aceitável para uma máquina deste tipo.

4.3. Fabricação dos diferentes elementos

Este capítulo encerra com uma secção destinada a discutir o material e processos de fabricação dos diferentes elementos, bem como da estrutura de suporte do túnel.

Os vários elementos do túnel são construídos em aço AISI 304. A chapa de aço utilizada para a construção dos diferentes elementos tem uma espessura de 2 mm, à excepção das tubeiras dos ventiladores, que têm uma espessura de parede de 5 mm. Os rebordos das condutas, à excepção dos rebordos das tubeiras dos ventiladores, são construídos a partir de chapa de 3 mm de espessura. Os rebordos das tubeiras dos ventiladores são construídos a partir de chapa com 5 mm de espessura.

5.3.1. Desenho de conjunto

Após ter sido concluído o projecto de cada um dos elementos do túnel de vento, utilizando para este efeito o SolidWorks® 2008, foi criado um desenho de conjunto. A figura 4.18 mostra o desenho de conjunto do túnel de vento projectado.

5.3.2. Estruturas de apoio

O ventilador 1 já possuía uma estrutura de suporte, que está representada na figura 4.16. Esta estrutura serviu de exemplo para se fazer o dimensionamento das restantes. Para além da estrutura mencionada o túnel de vento é apoiado por mais duas estruturas, que se representam na figura 4.19 e figura 4.20. Estas estruturas são construídas em tubo de secção quadrada, de aço comercial, com 40 mm de lado. A estrutura apresentada na figura 4.19 é o modelo de estrutura que serve para apoiar os ventiladores 2 e 3 em conjunto; a estrutura apresentada na figura 4.20 serve para apoiar o difusor. Em cada um dos pés das estruturas são montadas rodas de transporte.

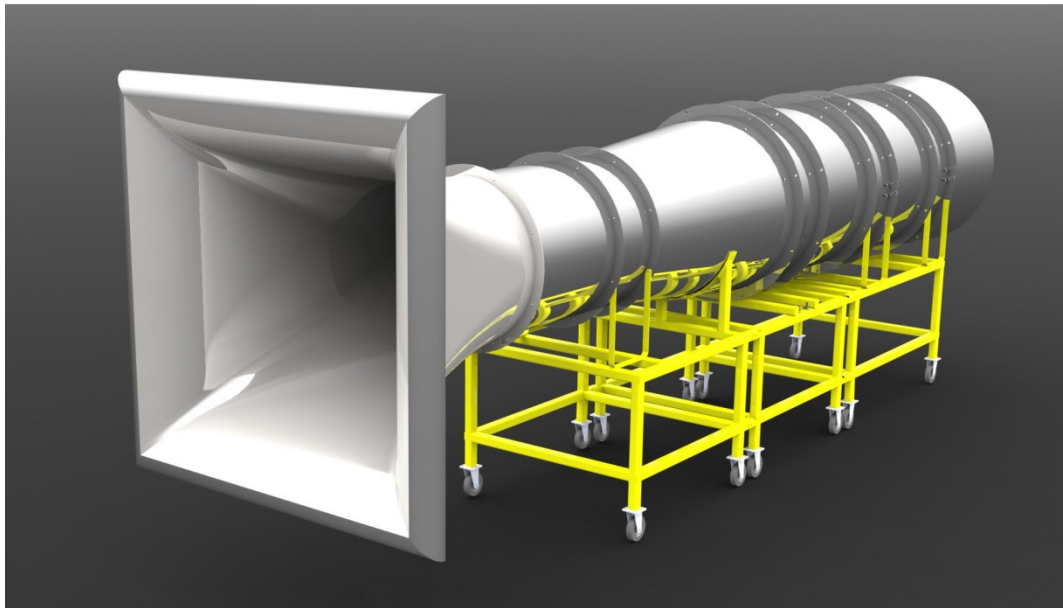


Figura 4. 18 - Desenho de conjunto do túnel de vento.

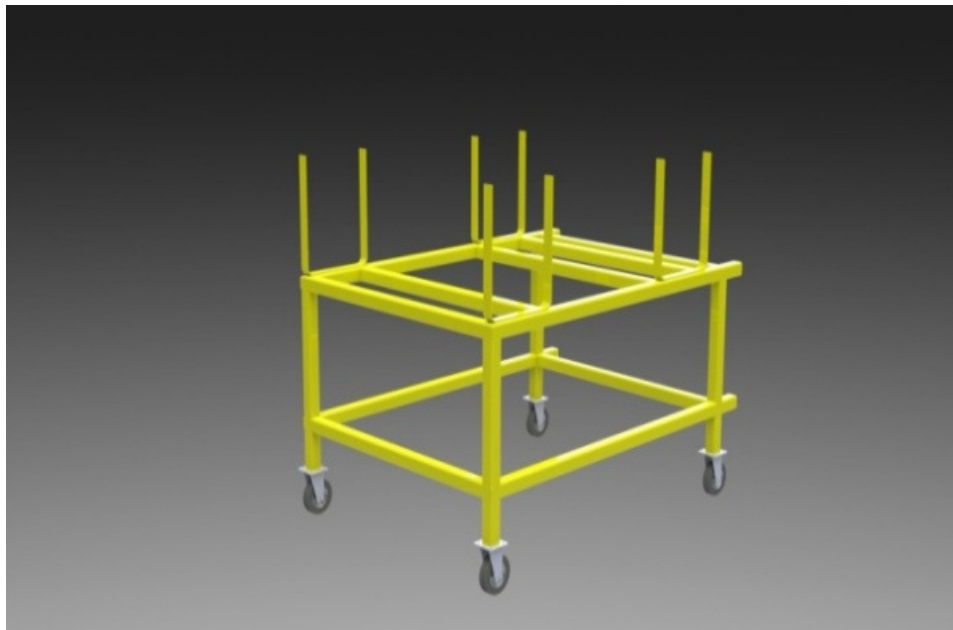


Figura 4.19 - Estrutura de apoio dos ventiladores 2 e 3 em conjunto.

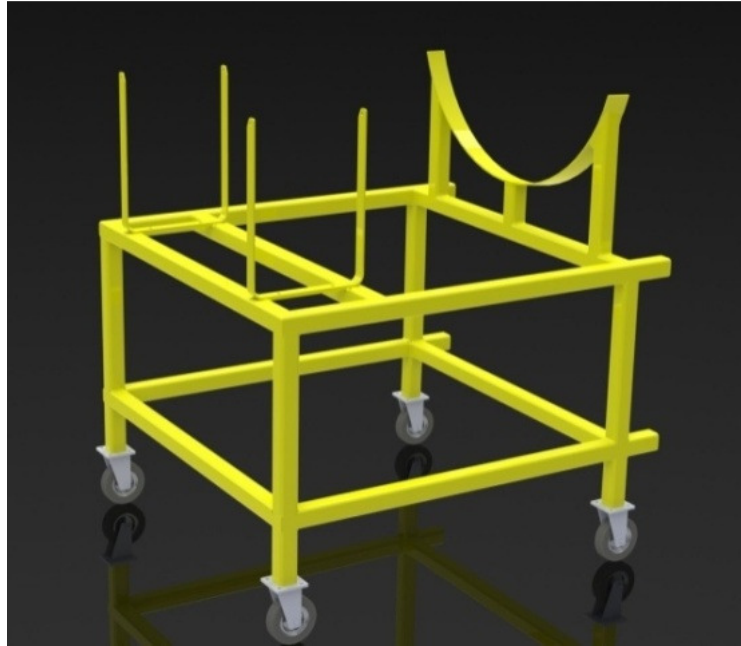


Figura 4.20 - Estrutura de apoio do difusor.

A figura 4.21 mostra finalmente o pé de apoio do elemento de admissão do nosso túnel.

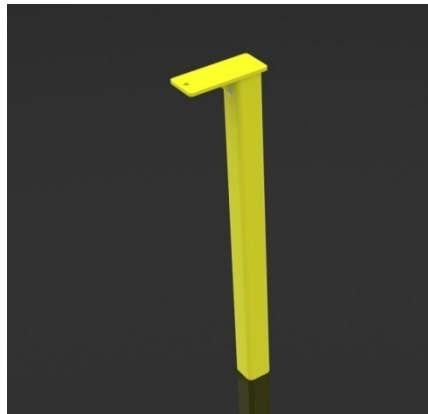


Figura 4.21 - Pé de apoio do elemento de admissão.

5.3.3. Processo de fabricação dos elementos

Para que não existam perturbações do escoamento no túnel, que poderiam comprometer o bom funcionamento da instalação, é necessário garantir um bom grau de

acabamento das superfícies internas do túnel. Por outro lado, as secções de união dos elementos são pontos críticos da instalação, pois estas devem garantir a estanquicidade da conduta do túnel, uma vez acoplados todos os elementos. Em simultâneo os elementos devem ajustar-se perfeitamente, como se de uma peça única se tratasse.

Para a obtenção de elementos com estas características foram utilizados três processos metalúrgicos: corte, calandragem e soldadura.

Devido às dimensões e à complexidade do sistema de admissão, este será fabricado em quatro partes separadas, que serão unidas posteriormente. Estes dois elementos são possivelmente os mais difíceis de construir, devido à sua forma geométrica. A curvatura que esta peça tem dificulta o processo de fabricação, o que resulta num aumento do custo de construção. Para garantir que as peças fiquem com as dimensões pretendidas, em todas as secções transversais ao longo da admissão, este elemento será construído recorrendo a máquinas-ferramenta de controlo numérico computadorizado (CNC). Para a obtenção deste elemento é necessário fazer uma planificação de um quarto da peça, após o que a chapa é cortada com um laser pelos contornos da planificação. Usando em seguida uma quinadeira, ou uma calandra, a peça será encurvada de modo a adquirir o formato pretendido.

Utilizando os mesmos recursos, as restantes três partes são construídas de igual modo. Uma vez concluídas as peças são unidas através de um cordão de soldadura, na parte exterior. Na parte interior, o material é fundido de maneira a unir simplesmente as peças. Em seguida são cortados os rebordos, que são depois soldados nas extremidades do elemento. Para concluir a construção deste elemento é necessário alisar as zonas onde as peças foram unidas. Para eliminar tensões residuais, será exposta a um processo de granalhagem.

O outro elemento que constitui a secção de admissão é a moldura da secção de entrada. Esta peça, de fácil construção, é também dividida em quatro partes. Cada peça é obtida de uma chapa de aço que é cortada com as dimensões fornecidas pela planificação da peça, que depois é quinada com a curvatura pretendida. Após estes dois processos, são soldados os reforços na parte interior da peça. O passo seguinte é unir as quatro peças, todas elas iguais, através de um cordão de solda. Por fim é adicionado o rebordo, que foi previamente cortado e furado de acordo com o desenho técnico da peça. Para eliminar tensões residuais este elemento é sujeito a um processo de granalhagem.

A tubeira da secção de teste será construída em AISI 304 2B. Este elemento será a peça mais simples de fabricar. O elemento é obtido a partir de uma chapa metálica cortada a laser. Esta chapa é introduzida numa calandra que, gradualmente, lhe vai dando uma forma cilíndrica. Após este processo o elemento adquire uma forma anular. Em seguida a conduta é soldada longitudinalmente. Os rebordos são cortados com o auxílio de um laser, e posteriormente soldadas na conduta. Na junta interna da tubeira o material é fundido para unir as peças. Na parte externa a união é completada com um cordão de soldadura, para reforçar o elemento.

O processo de fabricação do estator intermédio é simples. A parte mais complicada passa por soldar os planos meridianos do estator uns aos outros, bem como à tubeira do estator. É porém necessário garantir a esquadria dos quatro planos meridionais. O processo de fabricação desta peça começa pelo corte da chapa, que é depois levada à calandra para encurvamento. Em seguida é necessário unir as extremidades da chapa, de modo a obter uma conduta fechada. Depois procede-se ao corte e furação dos rebordos, que são soldados às extremidades da tubeira. Por último são soldados os planos meridionais do estator.

O difusor é obtido com a ajuda dos três processos anteriormente descritos, a partir de chapa metálica AISI 304 com 2 mm de espessura. O corpo do difusor é constituído por uma chapa que será cortada a laser, garantindo um corte perfeito e sem rebarbas. Os rebordos que garantem a fixação do difusor são obtidos através de uma chapa metálica do mesmo material, mas com 3 mm de espessura. O segundo passo será levar a chapa à calandra, para obter a forma desejada. É importante não esquecer que o processo tem de garantir que a peça fique com uma curvatura uniforme, evitando que esta fique ovalizada. Em seguida o difusor será fechado através de um cordão de soldadura longitudinal, unindo assim os dois lados da chapa. Posteriormente os rebordos são soldados às extremidades do difusor. Na parte interior da conduta o material é fundido, de maneira a criar um “banho de solda”. O banho de solda na parte interior consiste numa fusão térmica entre o rebordo e o corpo do difusor. Esta fusão deve ser feita garantido que, quando estas forem acopladas, não exista excesso de material. Na parte exterior é adicionado um cordão de solda para reforçar o conjunto.

As condutas dos ventiladores serão construídas em AISI 304 2B. Estes elementos também apresentam algumas dificuldades de construção. Os elementos são construídos a partir de uma chapa metálica cortada a laser. Esta chapa é depois levada à calandra, que gradualmente lhe vai dando uma forma cilíndrica. Após este processo a peça assume uma forma anular. Em seguida cada conduta é soldada longitudinalmente. Os rebordos são cortados com o auxílio de um laser, e posteriormente soldados nas extremidades das tubeiras. Na junta interior das condutas o material é fundido para unir as peças. Na parte exterior a união é completada com um cordão de soldadura, para reforçar a solidez do elemento. Finalmente é feita a furação para os apoios dos ventiladores. Estas tubeiras são ainda sujeitas a um processo de granalhagem que lhes confere um grau de acabamento característico às superfícies.

Os apoios dos ventiladores 2 e 3 requerem especial atenção, pois estas peças vão estar sujeitas a cargas estáticas e dinâmicas. É necessário também que o anel central do apoio seja coaxial com a tubeira do ventilador, garantindo assim que as pás do ventilador não entram em contacto com a tubeira, o que daria origem a danos irreparáveis nas pás, podendo mesmo levar à destruição do ventilador. As tolerâncias são neste caso exigentes.

O processo de fabricação destes apoios começa com o corte de uma chapa metálica, onde será fixado o ventilador, seguido do corte do anel interior. Em seguida faz-se a

furação para os quatro parafusos que suportam o ventilador. Posteriormente são cortadas quatro hastes, que serão soldadas equidistantes na chapa que foi cortada inicialmente. Antes de finalizar a peça é ainda necessário cortar as peças que deverão ser soldadas na extremidade das hastes. Antes de serem soldadas, estas peças devem passar na calandra a fim de obter uma forma circular de raio 405 mm; esta corresponde ao interior da tubeira onde irá ser fixado o apoio, através de 4 parafusos por cada haste.

As estruturas de suporte da instalação são feitas a partir de aço comercial. Inicialmente são cortados os diversos elementos que constituem a estrutura, sendo depois soldados os tubos, troço por troço, até obter a estrutura final. Em seguida as juntas soldadas necessitam de ser sujeitas a um tratamento abrasivo. As estruturas completas são posteriormente pintadas no Laboratório.

Capítulo 5

Simulação Computacional do Funcionamento do Túnel

Este capítulo trata da simulação em computador do escoamento no túnel de vento. Foram inicialmente ensaiadas diferentes geometrias, para condições de funcionamento representativas de uma instalação deste tipo. Em seguida, para a configuração do túnel seleccionada foram efectuadas sucessivas simulações do escoamento no interior da instalação, variando para tal a altura de energia do sistema de propulsão. Este estudo numérico esteve na base do projecto do túnel aerodnâmico que foi apresentado no capítulo 4.

5.1. Introdução

A simulação computacional do escoamento do fluido de trabalho foi realizada com o Fluent™ 6.3. A geometria do túnel foi exportada para o Gambit através do Solidworks® 2008, tendo sido posteriormente gerada a malha do domínio computacional. A resolução das equações de governo na forma discretizada obedece à imposição de condições de fronteira que traduzem no fundo as condições de funcionamento impostas pelos ventiladores acoplados ao túnel, condições estas que foram previamente monitorizadas por via experimental.

5.2. Modelo matemático

O modelo matemático utilizado para simular o escoamento no interior do túnel de vento é descrito nesta secção. As simulações computacionais efectuadas para analisar o escoamento no túnel foram primeiramente realizadas com um modelo invíscido e, num segundo tempo, com um modelo viscoso. Estes modelos matemáticos baseiam-se nas equações de Euler, para o caso do escoamento invíscido, e nas equações de Navier-Stokes para o caso do escoamento viscoso.

6.2.1. Equações de Euler

Para um escoamento compressível sem viscosidade o sistema de equações de governo reduz-se ao sistema de equações de Euler, que na forma conservativa se enuncia:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{v}) &= 0 \\ \frac{\partial(\rho \vec{v})}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{v} \vec{v}) &= -\text{grad } p + \rho \vec{g}\end{aligned}\tag{5.1}$$

Nestas equações ρ é a massa volúmica do ar, g é a aceleração gravítica, \vec{v} é a velocidade do escoamento e p a pressão estática. Este sistema de equações descreve o escoamento rotacional adiabático para um fluido ideal. A primeira equação traduz a lei de conservação de massa e a segunda é a equação da quantidade de movimento. As equações de estado para um fluido perfeito e as condições fronteira completam a formulação do problema. O sistema de equações é não-linear, por motivo do termo convectivo da equação de quantidade de movimento. Uma desvantagem deste modelo advém, claramente, do elevado número de passos de cálculo que são necessários para que seja atingido o estado estacionário.

6.2.2. Equações de Navier-Stokes

O sistema de equações de governo do escoamento compressível adiabático, para um fluido Newtoniano, consiste nas equações de Navier-Stokes, que podem ser escritas na seguinte forma conservativa:

$$\begin{aligned}\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{v}) &= 0 \\ \frac{\partial(\rho \vec{v})}{\partial t} + \text{div}(\rho \vec{v} \vec{v}) &= -\text{grad } p + \text{div}(\mu \text{ grad } \vec{v}) + \rho \vec{g} \\ \frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \text{div}(\rho u \vec{v}) &= -p \text{ div } \vec{v} + \text{div}(K \text{ grad } T) + \Phi\end{aligned}\tag{5.2}$$

Nestas equações ρ é a massa volúmica do ar, \vec{v} é a velocidade do escoamento, p a pressão estática, T a temperatura, μ a viscosidade absoluta do ar e g a aceleração da gravidade; K é a condutividade térmica, u a energia interna e Φ a função de dissipação que representa

a fonte de calor que é devida ao trabalho de deformação das partículas de fluido. As equações de estado para um gás perfeito são:

$$p = \rho RT \text{ e } u = C_v T \quad (5.3)$$

T é a temperatura absoluta, R a constante dos gases ideais e C_v o calor específico a volume constante. Estas equações serão resolvidas num sistema de coordenadas fixo ao túnel.

A solução do sistema de equações (5.2) e (5.3) fornece-nos o campo de velocidades instantâneas. Devido à pequena amplitude e elevada frequência das flutuações de velocidade do escoamento, para um Número de Reynolds elevado, as equações de transporte podem ser resolvidas em termos dos valores médios por meio da decomposição de Reynolds. As tensões de Reynolds resultantes podem então ser correlacionadas com a viscosidade turbulenta e com o gradiente de velocidades, através da hipótese de Boussinesq. Esta viscosidade turbulenta será determinada, no nosso caso, com o auxílio do modelo de turbulência Kappa-Omega.

5.3. Condições fronteira

A resolução das equações de governo exige que sejam impostas determinadas condições na fronteira do domínio fluido. Esta fronteira define o nosso domínio computacional, cujos limites estão identificados na Figura 5. 1. Em virtude da axi-simetria da instalação, o domínio computacional é dividido em cinco partes: secção de admissão do túnel, parede superior do túnel, eixo de simetria do túnel, superfície superior do cubo do rotor do sistema de propulsão, e finalmente a secção de saída do túnel.

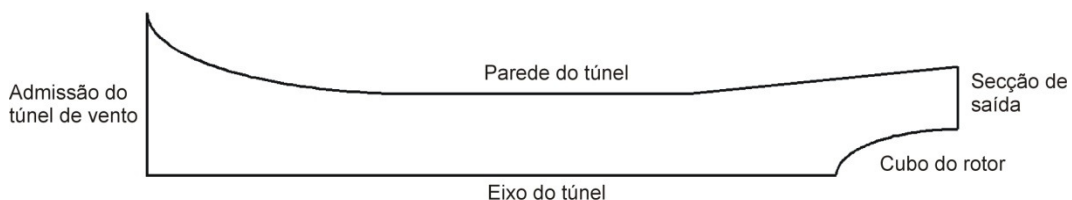


Figura 5. 1 - Fronteira do domínio computacional.

Na secção de admissão do túnel de vento é imposta uma condição de pressão à entrada; nesta fronteira a pressão é a pressão atmosférica, portanto $p = 0 Pa$. Esta condição mantém-se constante para todas as simulações realizadas, quer para escoamento invíscido, quer no caso viscoso.

A simulação do escoamento no túnel é na realidade bi-dimensional (escoamento axi-simétrico). Esta hipótese implica que uma das condições fronteira a impor seja a de que o eixo do túnel é um eixo de simetria do escoamento axial. O plano 2D referente ao domínio computacional é pois um plano do escoamento meridional. Esta condição foi imposta em todas as simulações realizadas.

Sobre as paredes sólidas do túnel e do cubo do rotor foi imposta uma condição de escorregamento, para escoamento invíscido, e uma condição de aderência para escoamento viscoso.

Na fronteira correspondente ao sistema de propulsão foi imposta uma condição de pressão à saída. Admitindo que o ventilador descarrega directamente para a atmosfera, foi imposta nesta secção uma pressão (negativa) que corresponde precisamente ao simétrico da altura de energia do sistema de propulsão. A tabela 5.1 mostra os valores de pressão impostos em cada simulação, para os diferentes ventiladores utilizados.

Tabela 5.1. - Valores de pressão impostos na fronteira de jusante.

	Simulação 1	Simulação 2	Simulação 3	Simulação 4
Invíscido	$p = -372,78 \text{ Pa}$	$p = -235,44 \text{ Pa}$	$p = -470,88 \text{ Pa}$	$p = -843,66 \text{ Pa}$
Viscoso	$p = -372,78 \text{ Pa}$	$p = -235,44 \text{ Pa}$	$p = -470,88 \text{ Pa}$	$p = -843,66 \text{ Pa}$

A condição fronteira à entrada do túnel corresponde a impor a pressão atmosférica na secção de admissão.

5.4. Resolução numérica

A fim de discretizar as equações de governo do escoamento é utilizado o método dos volumes finitos. A modelação numérica do escoamento no interior do túnel é feita com o software ANSYS Fluent™ 6.3. A geometria do túnel foi desenhada no Solidworks®2008 e posteriormente importada para o Gambit, que em seguida gerou a malha computacional. Os resultados obtidos foram calculados com dupla precisão.

6.4.1. Domínio computacional

O túnel é constituído por secções circulares, à excepção da secção de admissão (1/3 da instalação), que tem uma forma quadrada à entrada e que vai convergindo para

uma secção circular. Embora o escoamento não seja inteiramente axi-simétrico, foi numa fase inicial assumido como tal (ver dimensões na Figura 5.2).

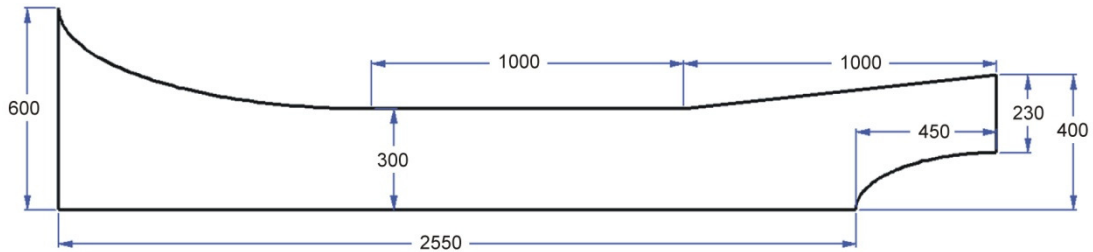


Figura 5. 2 - Dimensões do domínio computacional.

Para este domínio computacional foram implementados vários tipos de malha, tendo sido finalmente adoptada uma malha constituída por 14169 elementos e 7373 nós. Devido à geometria do túnel foi necessário recorrer a uma malha triangular. A malha utilizada foi gerada recorrendo ao software Gambit®2.2.30 (ver Figura 5.3). Para malhar o domínio computacional a secção de admissão foi dividida em 50 elementos, o sistema de propulsão em 25, o eixo de simetria em 190, as paredes do túnel em 250, e por fim o cubo do ventilador em 60 elementos. A região crítica da malha é a secção de admissão, junto às paredes do túnel. Esta malha foi sendo sucessivamente refinada, à medida que se aproxima das superfícies de entrada e de saída, bem como das paredes do túnel e do cubo, permitindo assim que a qualidade da malha seja boa. Este ponto será analisado já a seguir.

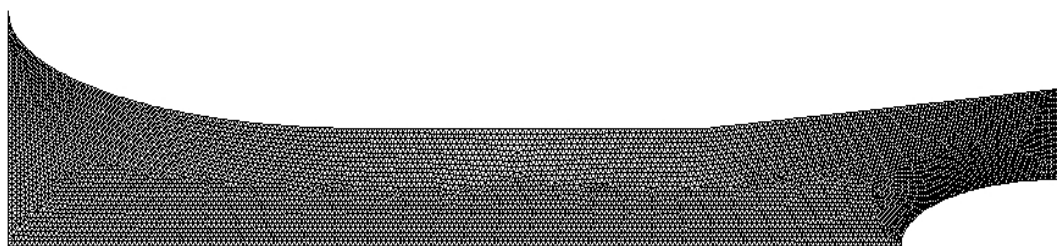


Figura 5. 3 - Visão geral da malha gerada no software Gambit para análise CFD.

A região crítica na geração da malha é o vértice de intercepção entre a secção de admissão e as paredes do túnel (Figura 5.4). Para garantir uma boa malha é necessário que os elementos, neste caso triangulares, não se encontrem muito distorcidos. Existem alguns parâmetros, que serão descritos mais adiante, que permitem verificar as características da malha. Devido à geometria do túnel, foram definidas as dimensões do primeiro elemento da malha nas regiões junto às diferentes fronteiras do domínio computacional, à excepção

do eixo do túnel. Esta fronteira não coloca dificuldades, uma vez que é uma linha recta (será dividida em espaços iguais). Para o eixo do túnel os elementos são portanto distribuídos uniformemente. Para o caso da secção de admissão, foi definido o tamanho do primeiro elemento, na intersecção com as paredes do túnel. O valor deste primeiro elemento é de 9 mm. De igual modo, os elementos na parede do túnel foram distribuídos definindo o tamanho do primeiro e do último elemento: 9 mm. Para a zona de propulsão foi definido o tamanho do primeiro elemento a partir do vértice de intersecção com as paredes do túnel: 9 mm. No cubo do túnel os elementos foram distribuídos tendo em consideração o tamanho do primeiro elemento, também de 9 mm, na zona de intersecção com o eixo do túnel.

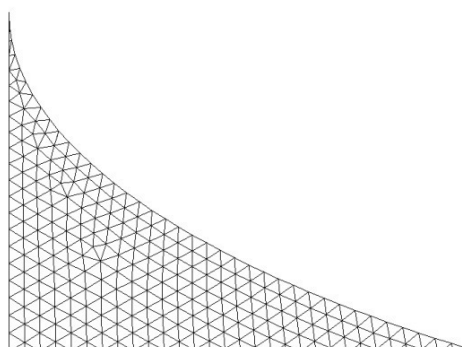


Figura 5. 4 - Pormenor da malha na região mais crítica.

Apesar de não se terem verificado grandes dificuldades com a malha nas restantes áreas, foi dada uma especial atenção à zona do cubo da roda, perto da zona de propulsão (Figura 5.5). Esta figura mostra a região em questão.

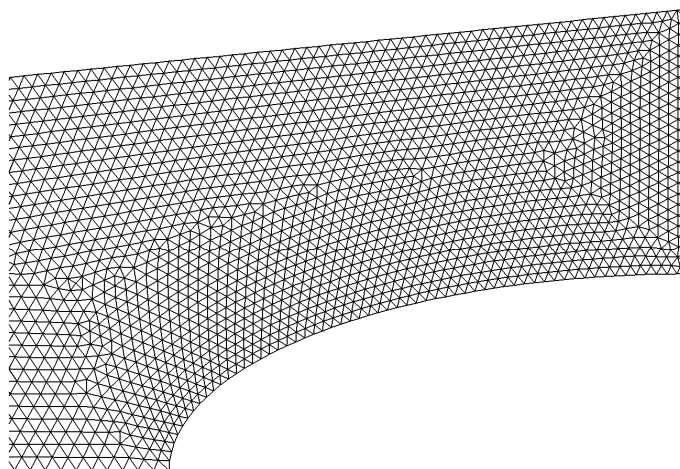


Figura 5. 5 - Malha junto à superfície do cubo.

A qualidade de uma malha depende de uma série de parâmetros, tais como o ângulo de distorção e a razão de aspecto dos vários elementos da malha. O GAMBIT oferece a possibilidade de calcular um parâmetro indicador da qualidade da malha, designado por *Equi Angle Skew*. Este representa uma medida normalizada da distorção de um elemento da malha, sendo definido da seguinte forma:

$$Q_{EAS} = \max \left\{ \frac{\theta_{max} - \theta_{eq}}{180 - \theta_{eq}}, \frac{\theta_{eq} - \theta_{min}}{\theta_{eq}} \right\} \quad (5.4)$$

onde θ_{max} e θ_{min} são os ângulos máximo e mínimo, em graus, formados entre as arestas do elemento; θ_{eq} é o ângulo característico de um elemento equilátero, de forma semelhante. Para elementos triangulares $\theta_{eq} = 60^\circ$. Por definição, $0 \leq Q_{EAS} \leq 1$, onde $Q_{EAS} = 0$ corresponde a um elemento equilátero, e $Q_{EAS} = 1$ indicia um elemento completamente distorcido.

A tabela 5.2 apresenta a distribuição do parâmetro Q_{EAS} dos elementos da malha desenvolvida. É possível verificar que 99,40% dos elementos apresentam uma qualidade excelente; 0,52% dos elementos apresentam uma boa qualidade e 0,01% uma qualidade razoável. Apenas dois elementos da malha são avaliados como de fraca qualidade, e outros dois de qualidade muito fraca, situando-se na secção de admissão junto à parede do túnel. Deste modo, é possível constatar que a malha anteriormente desenvolvida tem boa qualidade.

Tabela 5.2. - Distribuição do Q_{EAS} dos elementos da malha.

Número total de elementos da malha	Q_{EAS} (<i>Equiangle skew</i>)				
	0 - 0,25	0,25 - 0,5	0,5 - 0,75	0,75 - 0,9	0,9 - 1
14 169	14 089 (99,40%)	74 (0,52%)	2 (0,01%)	2 (0,01%)	2 (0,01%)

A razão de aspecto AR de um elemento da malha é definida da forma $AR = \Delta y / \Delta x$, sendo Δy e Δx o comprimento de duas arestas concorrentes num mesmo nó. Sempre que possível, a razão de aspecto deve estar dentro do intervalo $0,2 < AR < 5$. No entanto, em regiões próximas da parede sólida, esta condição pode ser relaxada. A tabela 5.3 apresenta a distribuição da razão de aspecto dos elementos da malha que foi gerada.

Tabela 5.3. Distribuição da razão de aspecto dos elementos da malha.

Número total de elementos da malha	AR (Aspect ratio)			
	1 - 3	3 - 6	6 - 9	9 - 11
14 169	14 167 (99,99%)	0 (0%)	0 (0%)	2 (0,01%)

Verifica-se que 99,99% dos elementos apresentam uma razão de aspecto inferior a 3, ou seja, estão dentro do intervalo recomendado. Os restantes 0,01% apresentam razões de aspecto relativamente moderadas, no intervalo $9 < AR < 11$.

Por todos os motivos anteriormente expostos podemos considerar que esta malha é uma boa malha.

6.4.2. Modelo de turbulência

Para calcular o escoamento viscoso escolhemos utilizar o modelo de turbulência $k - \omega$, que permite resolver a camada limite e assim determinar com precisão a difusão de quantidade de movimento junto às paredes do túnel. Este modelo baseia-se nas equações de transporte para a energia cinética turbulenta k e a correspondente taxa de dissipação específica ω , que não é mais do que a razão entre a taxa de dissipação ϵ e k . O modelo padrão apoia-se no seguinte conjunto de equações:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k \quad (5.5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + S_\omega$$

Nestas expressões G_k representa a geração de energia cinética da turbulência que é devida aos gradientes de velocidade média; G_ω representa a geração de ω ; Γ_k e Γ_ω representam a difusividade efectiva de k e de ω , respectivamente; Y_k e Y_ω representam a dissipação de k e de ω , devida à turbulência; S_k e S_ω são os termos fonte.

6.4.3. Método de resolução

O método de resolução adoptado é tradicionalmente aplicado para escoamento incompressível, ou ligeiramente compressível, como o do presente estudo. O Fluent™ 6.3 permite escolher dois algoritmos de resolução: o acoplado (coupled solver) e o segregado (segregated solver). No método segregado as equações de governo são resolvidas separadamente, numa sequência iterativa. O método acoplado utiliza um algoritmo que resolve o sistema de equações de forma directa. No presente trabalho o método de resolução adoptado foi o segregado, que exige menos recursos computacionais; Contudo, a convergência da solução é um processo relativamente lento.

O método dos volumes finitos é aqui aplicado para discretizar as equações de governo do escoamento no túnel. A simulação numérica do escoamento é realizada obtendo uma solução numérica para as diferentes propriedades do fluido em movimento, resolvendo a equação da continuidade (correção de pressão) e das equações de quantidade de movimento na forma integral, juntamente com a equação que relaciona a energia cinética k com a taxa de dissipação ω , para escoamento turbulento incompressível. A integração das equações é realizada em cada um dos volumes de controlo da malha computacional anteriormente descrita. O sistema de equações algébricas resultante é resolvido após a linearização implícita, em relação à pressão, velocidade do escoamento e alguns escalares relevantes para o problema em análise. O método de resolução *Pressure-based* foi o escolhido para a presente simulação, onde o campo de velocidades é obtido das equações da quantidade de movimento e o campo de pressões é extraído da resolução da equação da correção de pressão, que é derivada das equações da continuidade e da quantidade de movimento.

O esquema de interpolação *Cell-centered* foi o utilizado nos cálculos. Os valores das propriedades do escoamento no centróide do volume de controlo, que são necessários para calcular o termo convectivo das equações, são obtidos através de um algoritmo de diferenças a jusante de segunda ordem (second-order upwind). Para a análise da pressão no volume de controlo é utilizada uma interpolação padrão; o algoritmo SIMPLE (*semi-implicit method for pressure-linked equations*) é o adoptado para correlacionar a pressão e a velocidade. Ao longo do processo iterativo tiveram de ser assumidos diferentes factores de relaxação. Os factores assumidos foram: 0,1 para a pressão, 0,4 para a massa específica e para as forças mássicas, 0,2 para a quantidade de movimento, 0,7 para a energia, 0,3 para a energia cinética turbulenta, 0,8 para a taxa de dissipação turbulenta e, por fim, 1 para a viscosidade turbulenta (tabela 5.4). Estes valores foram introduzidos para garantir a estabilidade dos cálculos numéricos, através da alteração do valor das variáveis de transporte de uma iteração para a seguinte. Isto ajuda a reduzir as flutuações inerentes das variáveis de transporte, produzindo uma convergência da solução mais suave.

Tabela 5.4. Factores de sub-relaxação adoptados.

Factores de relaxação								
Modelação	p	ρ	Forças mássicas	Quantidade de movimento	Energia	k	ω	Viscosidade turbulenta μ_t
Inviscido	0,1	0,5	0,5	0,2	-	-	-	-
$k - \omega$	0,1	0,4	0,4	0,2	0,7	0,3	0,8	1

O número de iterações é determinado pelo critério de convergência. Durante o processo iterativo os resíduos são calculados para cada uma das equações discretizadas do sistema de equações de transporte. A convergência da solução numérica pode ser conhecida examinando o valor destes resíduos. O critério adoptado no presente estudo requer que os resíduos desçam até um nível de convergência de 10^{-6} , para todas as soluções das equações discretizadas.

5.5. Resultados obtidos

Os resultados apresentados em seguida dizem respeito à simulação computacional do escoamento no túnel de vento, considerando primeiro o escoamento invíscido e em segundo lugar o escoamento viscoso. O software utilizado é o Fluent® 6.3, com o modelo de turbulência $k - \omega$ para o caso do escoamento viscoso.

A Figura 5.6 representa as isolinhas de pressão para escoamento invíscido no túnel, quando este funciona com o ventilador 1 e um diferencial de pressão $\Delta p = 372,78 Pa$, valor que foi determinado experimentalmente para este ventilador. A condição fronteira a jusante corresponde portanto a impor uma pressão $p = -372,78 Pa$, admitindo que o ventilador descarrega directamente para a atmosfera. A pressão à entrada do túnel é a atmosférica: $p = 0 Pa$. A Figura 5.7 representa as isolinhas de velocidade (segundo Ox) para estas mesmas condições.

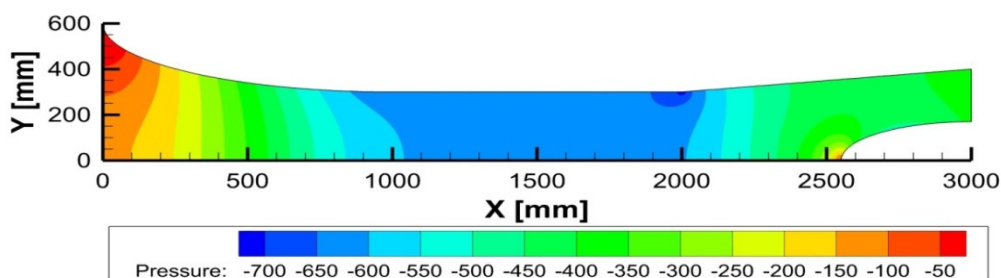


Figura 5.6 - Isolinhas de pressão para escoamento invíscido no túnel, com o ventilador 1:

$$\Delta p = 372,78 Pa.$$

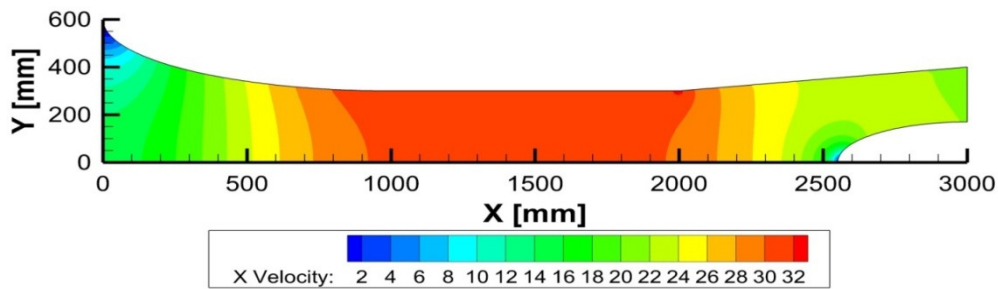


Figura 5. 7 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento invíscido no túnel, com o ventilador 1: $\Delta p = 372,78 Pa$.

A Figura 5.8 representa as isolinhas de pressão para escoamento invíscido no túnel, quando este funciona com o ventilador 2 e um diferencial de pressão $\Delta p = 235,44 Pa$, valor que foi determinado experimentalmente para este ventilador. A condição fronteira a jusante corresponde portanto a impor uma pressão $p = -235,44 Pa$, admitindo que o ventilador descarrega directamente para a atmosfera. A pressão à entrada do túnel é a pressão atmosférica: $p = 0 Pa$. A Figura 5.9 representa as isolinhas de velocidade (segundo Ox) para estas mesmas condições.

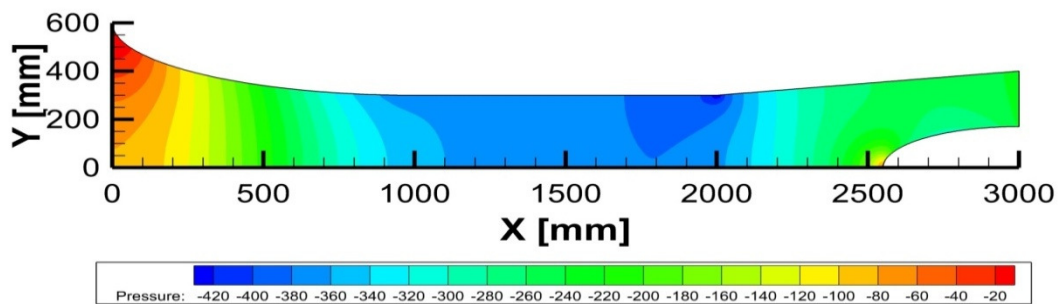


Figura 5.8 - Isolinhas de pressão para escoamento invíscido no túnel, com o ventilador 2:

$$\Delta p = 235,44 Pa.$$

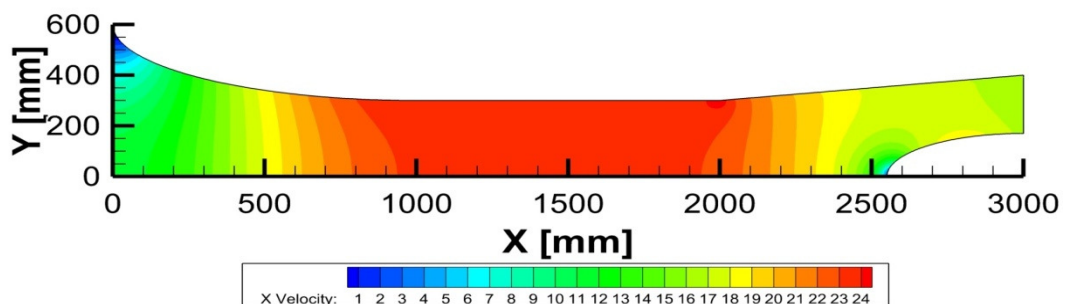


Figura 5.9 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento invíscido no túnel, com o ventilador 2: $\Delta p = 235,44 Pa$

A figura 5.10 representa as isolinhas de pressão para escoamento invíscido no túnel, quando este funciona com os ventiladores 2 e 3, em simultâneo, e um diferencial de pressão $\Delta p = 470,88 Pa$. As alturas de energia dos ventiladores 2 e 3 são iguais, pelo que este valor de Δp é precisamente o dobro do anterior, uma vez que os dois ventiladores

estão associados em série. A condição fronteira a jusante corresponde portanto a impor uma pressão $p = -470,88 Pa$, admitindo que os ventiladores descarregam directamente para a atmosfera. A pressão à entrada do túnel é a pressão atmosférica: $p = 0 Pa$. A figura 5.11 representa as isolinhas de velocidade (segundo Ox) para estas mesmas condições.

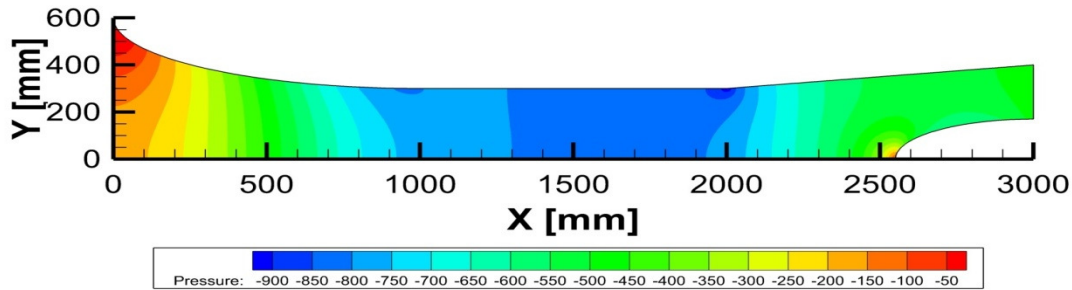


Figura 5.10 - Isolinhas de pressão para escoamento inviscido no túnel, com os ventiladores 2 e 3:
 $\Delta p = 470,88 Pa$.

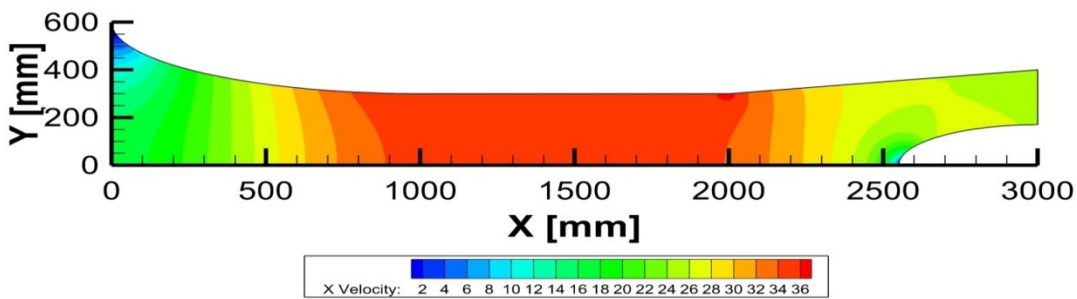


Figura 5.11 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento inviscido no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.

A figura 5.12 representa as isolinhas de pressão para escoamento inviscido no túnel, quando este funciona com os ventiladores 1, 2 e 3, em simultâneo, e um diferencial de pressão $\Delta p = 843,66 Pa$, valor que é obtido experimentalmente através da soma das alturas manométricas dos três ventiladores. A condição fronteira a jusante corresponde portanto a impor uma pressão $p = -843,66 Pa$, admitindo que os ventiladores descarregam directamente para a atmosfera. A pressão à entrada do túnel é a pressão atmosférica: $p = 0 Pa$. A figura 5.13 representa as isolinhas de velocidade (segundo Ox) para estas mesmas condições.

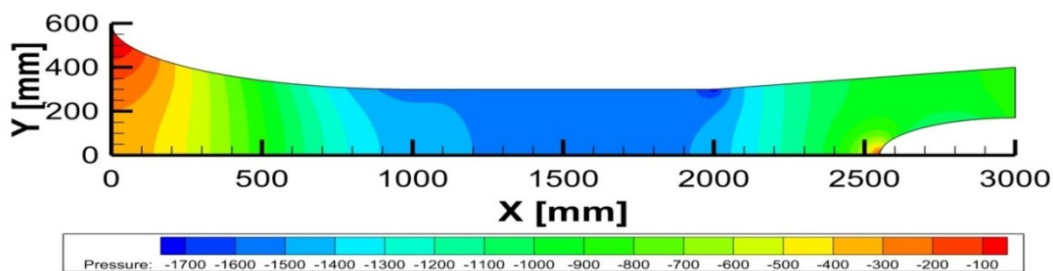


Figura 5.12 - Isolinhas de pressão para escoamento inviscido no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3:
 $\Delta p = 843,66 Pa$.

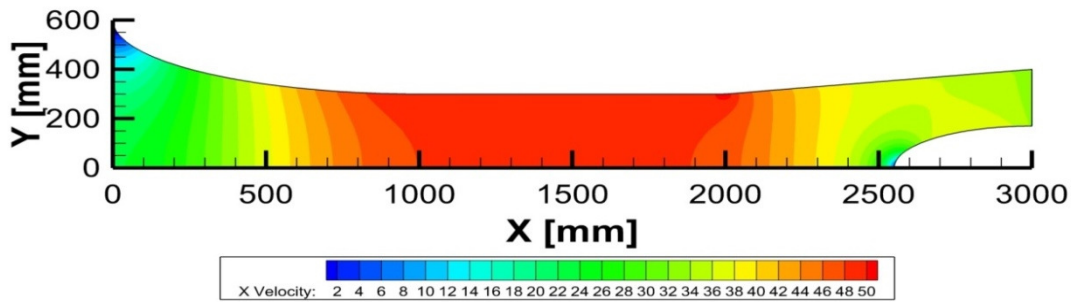


Figura 5.13 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento invíscido no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 Pa$.

A figura 5.14 representa as linhas de corrente para escoamento invíscido no túnel, quando este funciona com os ventiladores 2 e 3. A figura 5.15 representa também as linhas de corrente para escoamento invíscido no túnel, mas quando este funciona com os ventiladores 1, 2 e 3, em simultâneo.

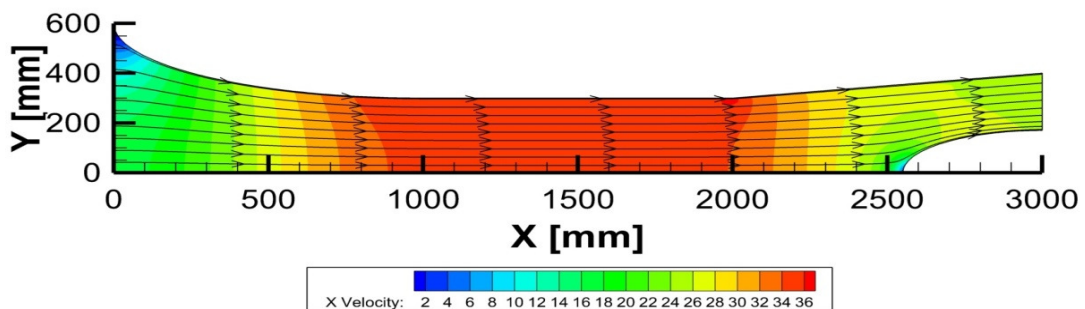


Figura 5.14 - Linhas de Corrente para escoamento invíscido no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.

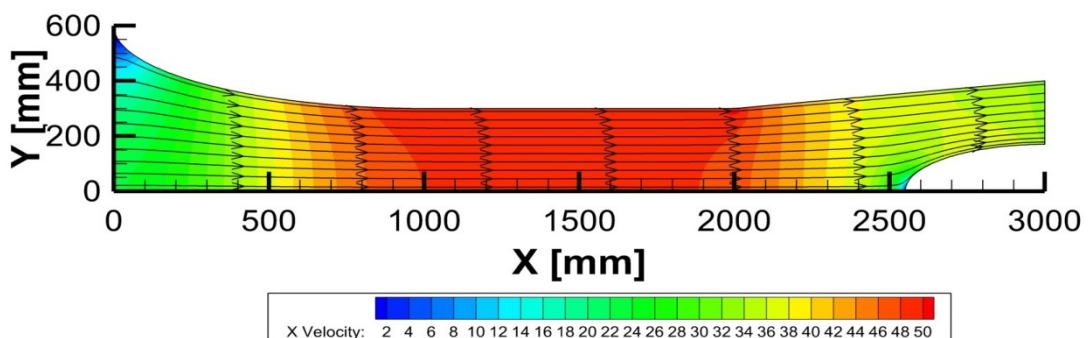


Figura 5.15 - Linhas de Corrente para escoamento invíscido no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 Pa$.

A figura 5.16 representa as isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, quando este funciona com o ventilador 1 e um diferencial de pressão $\Delta p = 372,78 Pa$, valor que foi determinado experimentalmente para este ventilador. A condição fronteira a jusante corresponde portanto a impor uma pressão $p = -372,78 Pa$, admitindo que o ventilador descarrega directamente para a atmosfera. A

pressão à entrada do túnel é a atmosférica: $p = 0 Pa$. A figura 5.17 representa as isolinhas de velocidade (segundo Ox) para estas mesmas condições.

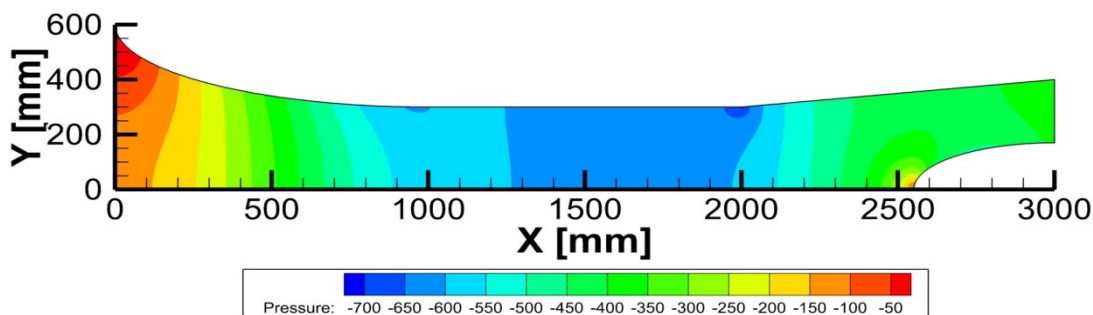


Figura 5.16 - Isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com o ventilador 1: $\Delta p = 372,78 Pa$.

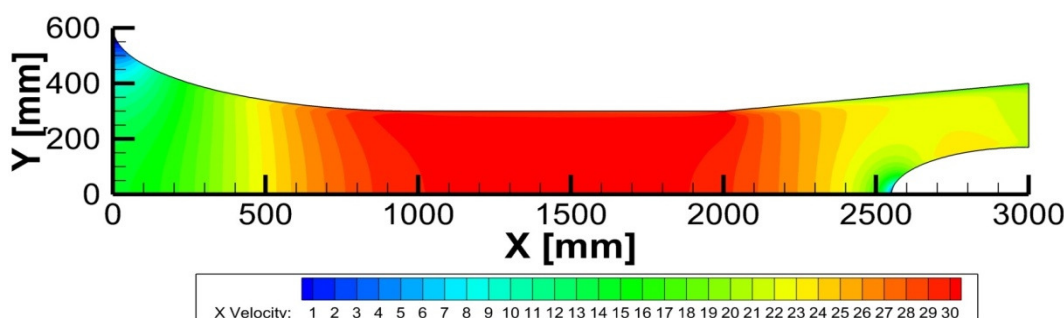


Figura 5.17 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com o ventilador 1: $\Delta p = 372,78 Pa$.

A figura 5.18 representa as isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, quando este funciona com o ventilador 2 e um diferencial de pressão $\Delta p = 235,44 Pa$, valor que foi determinado experimentalmente para este ventilador. A condição fronteira a jusante corresponde portanto a impor uma pressão $p = -235,44 Pa$, admitindo que o ventilador descarrega directamente para a atmosfera. A pressão à entrada do túnel é a atmosférica: $p = 0 Pa$. A figura 5.19 representa as isolinhas de velocidade (segundo Ox) para estas mesmas condições.

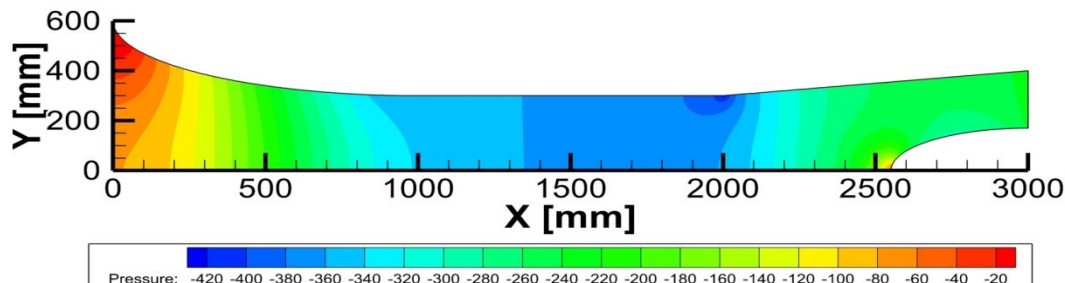


Figura 5.18 - Isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com o ventilador 2: $\Delta p = 235,44 Pa$.

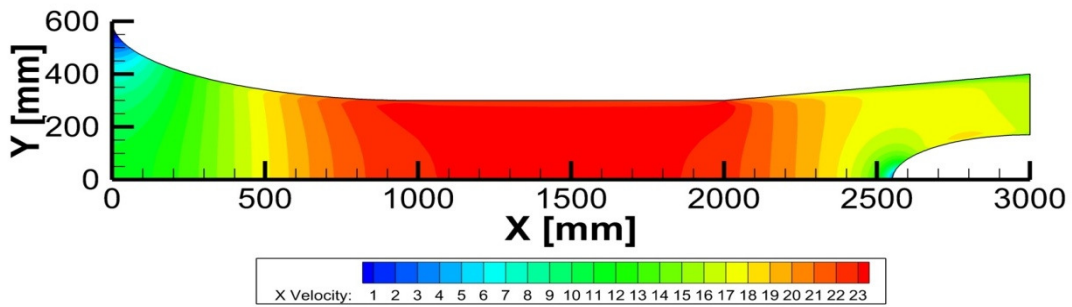


Figura 5. 19 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com o ventilador 2: $\Delta p = 235,44 Pa$.

A figura 5.20 representa as isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, quando este funciona com os ventiladores 2 e 3, em simultâneo, e um diferencial de pressão $\Delta p = 470,88 Pa$. As alturas de energia dos ventiladores 2 e 3 são iguais, pelo que este valor de Δp é precisamente o dobro do anterior, uma vez que os dois ventiladores estão associados em série. A condição fronteira a jusante corresponde portanto a impor uma pressão $p = -470,88 Pa$, admitindo que os ventiladores descarregam directamente para a atmosfera. A pressão à entrada do túnel é a atmosférica: $p = 0 Pa$. A figura 5.21 representa as isolinhas de velocidade (segundo Ox) para estas mesmas condições.

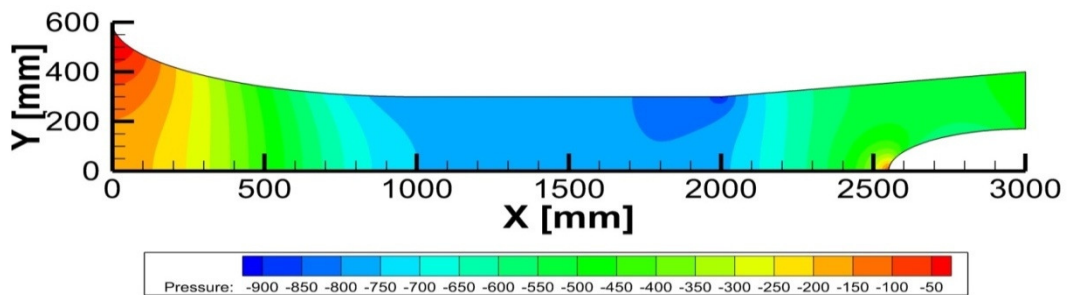


Figura 5. 20 - Isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.

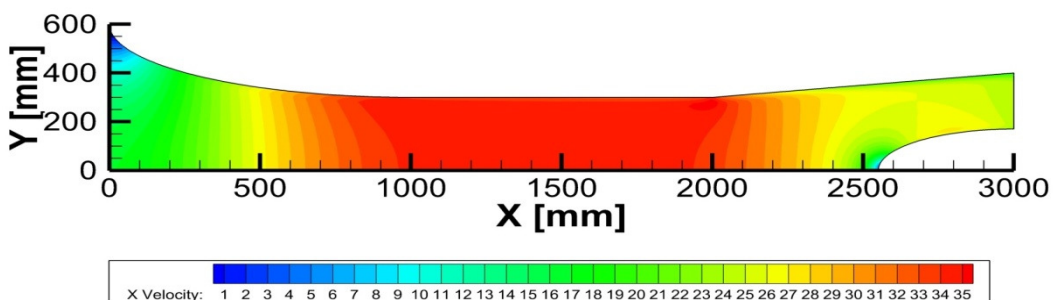


Figura 5. 21 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.

A figura 5.22 representa as isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, quando este funciona com os ventiladores 1, 2 e 3, em

simultâneo, e um diferencial de pressão $\Delta p = 843,66 \text{ Pa}$, valor que é obtido através da soma das alturas manométricas dos três ventiladores. A condição fronteira a jusante corresponde portanto a impor uma pressão $p = -843,66 \text{ Pa}$, admitindo que os ventiladores descarregam directamente para a atmosfera. A pressão à entrada do túnel é a atmosférica: $p = 0 \text{ Pa}$. A figura 5.23 representa as isolinhas de velocidade (segundo Ox) para estas mesmas condições.

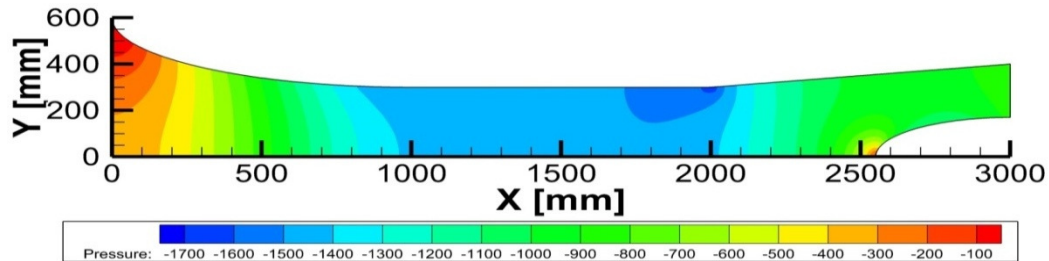


Figura 5. 22 - Isolinhas de pressão para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 \text{ Pa}$.

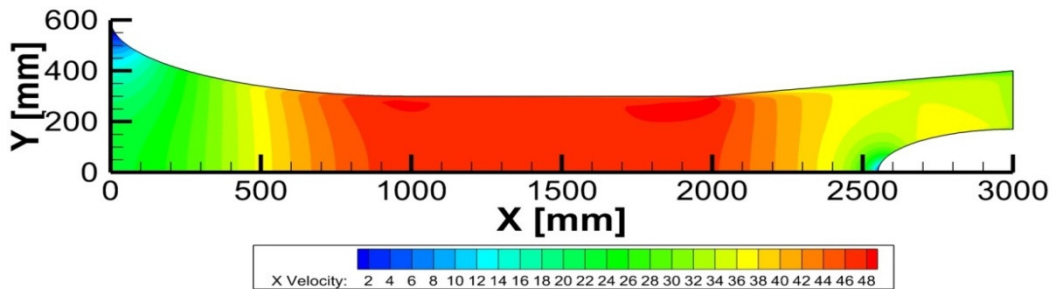


Figura 5. 23 - Isolinhas de velocidade segundo Ox para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 \text{ Pa}$.

A figura 5.24 representa as linhas de corrente para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, quando este funciona com os ventiladores 2 e 3. A figura 5.25 representa também as linhas de corrente para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, mas quando este funciona com os ventiladores 1, 2 e 3, em simultâneo.

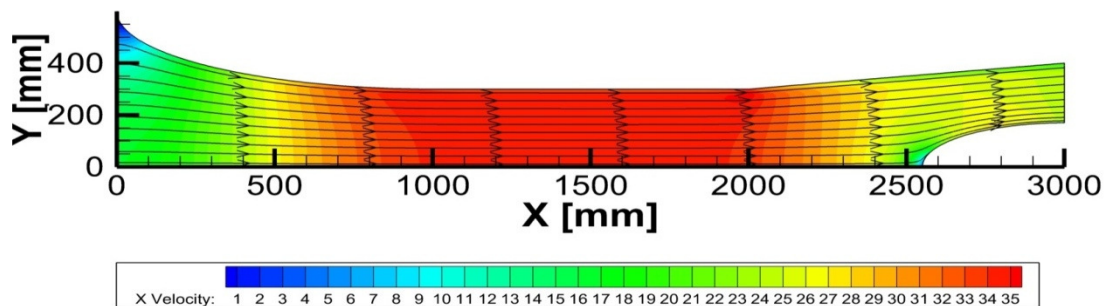


Figura 5. 24 - Linhas de corrente para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 \text{ Pa}$.

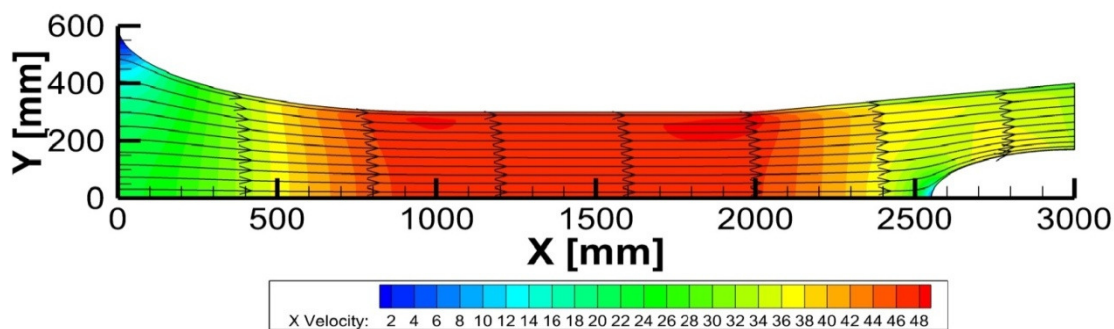


Figura 5. 25 - Linhas de corrente para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 Pa$.

A figura 5.26 representa as isolinhas de velocidade (segundo Oy) para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, quando este funciona com os ventiladores 2 e 3. A figura 5.27 representa também as isolinhas de velocidade (segundo Oy) para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, mas quando este funciona com os ventiladores 1, 2 e 3, em simultâneo.

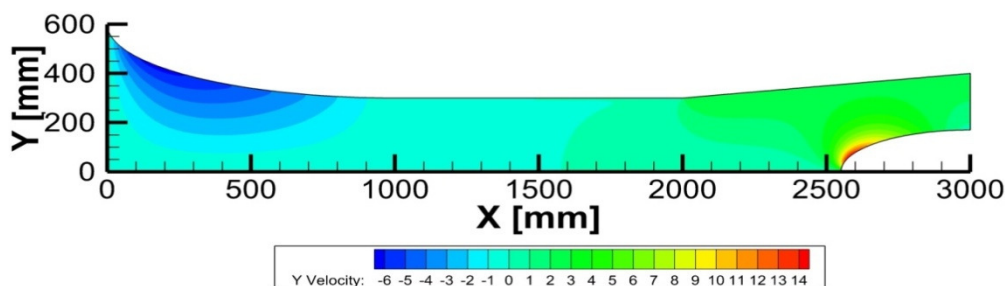


Figura 5.26 - Isolinhas da velocidade segundo Oy para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.

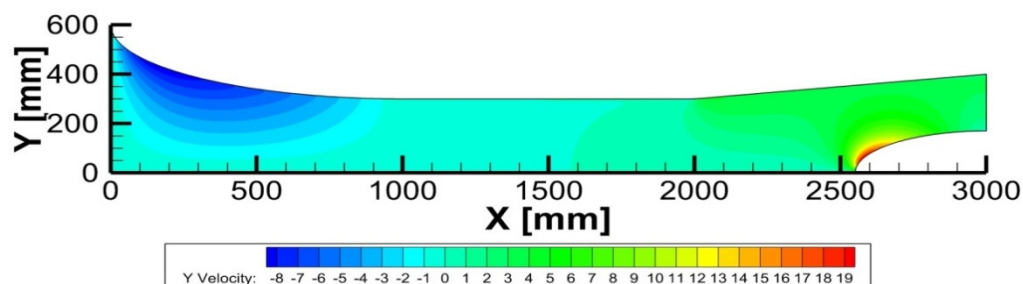


Figura 5.27 - Isolinhas da velocidade segundo Oy para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 Pa$.

5.6. Discussão e conclusões

Analisando os resultados anteriormente apresentados podem extrair-se as seguintes conclusões. Para escoamento invíscido a pressão no interior do túnel estabiliza entre -1500 Pa e -360 Pa, dependendo do número de ventiladores em serviço, no trecho do túnel

compreendido entre os 1300 mm e os 1700 mm, contados a partir da secção de entrada. Quanto à velocidade, esta mantém-se constante entre as secções situadas a 1000 mm e a 1950 mm da entrada, para todos os casos à excepção dos três ventiladores funcionando em simultâneo. Neste último caso, dos ventiladores 1, 2 e 3 acoplados, a velocidade mantém-se constante entre 1000 mm e 1900 mm. O valor da velocidade na secção de trabalho depende do sistema de propulsão: 31,426 m/s para o ventilador 1, 24,015 m/s para cada um dos ventiladores 2 e 3, 35,935 m/s para o caso dos ventiladores 2 e 3 acoplados, e finalmente 49,690 m/s para o caso dos ventiladores 1, 2 e 3 funcionando em simultâneo. No cubo do ventilador, que tem neste caso uma forma não correspondente à real, uma vez que este órgão ainda não foi projectado, antevê-se uma zona de separação do escoamento seguida de recolamento. As linhas de corrente do escoamento invíscido revelam o comportamento que se esperava para esta instalação. Elas são praticamente paralelas na zona da secção de trabalho do túnel, mantendo-se a velocidade praticamente constante nesta secção.

Para escoamento viscoso no túnel verifica-se que a pressão estabiliza entre as secções situadas a 1300 mm e a 1900 mm da entrada, sensivelmente em -600 Pa para o ventilador 1. Ainda neste caso, a pressão mantém-se constante e igual a -550 Pa entre a secção situada a 900 mm e a secção a 1300 mm da entrada. A velocidade estabiliza nos 31,238 m/s (ventilador 1), entre a secção situada a 1000 mm e a secção a 1900 mm.

Para qualquer um dos ventiladores 2 e 3, a pressão estabiliza nos -360 Pa, entre 1350 mm e 1850 mm. A velocidade estabiliza nos 23,873 m/s (ventilador 2 ou 3), entre as secções a 1050 mm e a 1850 mm. Para os ventiladores 2 e 3 acoplados, a pressão estabiliza nos -750 Pa, entre 1000 mm e 1700 mm. A velocidade é neste caso constante e igual a 35,699 m/s.

Finalmente, acoplando os três ventiladores, a pressão estabiliza entre as secções a 950 mm e 1700 mm, em -1400 Pa. A velocidade é neste caso constante e igual a 47,393 m/s entre os 1000 mm e os 1700 mm.

No cubo do ventilador é visível uma zona de estagnação do escoamento para todos os casos, como seria de esperar. As linhas de corrente do escoamento viscoso não antecipam zonas de separação. Em todo o caso esta pode ocorrer, tal como evidenciam as velocidades elevadas segundo Oy , com posterior recolamento na superfície do cubo do ventilador.

Os maiores gradientes de velocidade segundo Oy verificam-se, como seria de esperar, no elemento de admissão do túnel até cerca de 900 mm a contar da secção de entrada. Na secção de trabalho do túnel a velocidade segundo Oy não excede $\pm 0,1$ m/s, o que deixa antever um escoamento uniforme nesta secção.

A nossa secção de trabalho vai de 1000 mm a 1750 mm. Deste modo, pensamos que o andar da turbina a ensaiar deva ser inserida entre a secção a 1750 mm da entrada e o elemento do estator que corta o vórtice do ventilador. O túnel deverá funcionar com um sistema de propulsão a três ventiladores, que é aquele que garante a maior velocidade e

uma distribuição de propriedades do escoamento mais uniforme ao longo da secção de trabalho.

5.7. Comentários finais

A comparação entre o modelo computacional do túnel e a instalação protótipo faz-se em particular em termos do caudal de funcionamento da instalação. Para determinar este caudal de funcionamento tomamos em consideração que o ensaio dos ventiladores foi efectuado em circuito aberto, isto é, desacoplado do túnel. Estes ensaios permitiram determinar a altura de energia H dos ventiladores e o caudal ventilado. O caudal de funcionamento destas máquinas inseridas no túnel de vento será obtido igualando esta altura de energia à altura exigida pela tubagem do túnel:

$$H = (1 + K)Q^2 \quad (5.6)$$

Nesta equação K é a característica da tubagem do túnel,

$$K = \left(k + \frac{4fL}{D}\right) \frac{8}{\pi^2 g D^4} \quad (5.7)$$

onde k é o coeficiente de perdas singulares, f é o coeficiente de fricção (0,045 para o aço), $L=3$ m é o comprimento da tubagem e $D=0,73$ m o seu diâmetro, em termos médios. Assumindo que não há perdas singulares relevantes ($k=0$), o caudal de funcionamento da instalação será então:

$$Q = \sqrt{\frac{H}{1 + K}} \quad (5.8)$$

Admitindo que o ventilador descarrega directamente para a atmosfera ($p_2 = 0$), este caudal determina univocamente a pressão p_1 na fronteira do domínio computacional (pressão na secção a montante do sistema de propulsão):

$$p_1 = -\rho g(1 + K)Q^2 \quad (5.9)$$

A tabela 5.5 dá um resumo dos caudais de funcionamento esperados.

Tabela 5. 5. - Caudal de funcionamento previsto teoricamente e medido por via experimental.

Caudal [m ³ /s]	Ventilador 1	Ventilador 2	Ventilador 3	Ventiladores 2+3	Ventiladores 1+2+3
Medição experimental	7,631	4,086	4,783	8,869	16,500
Previsão teórica (modelo invíscido)	8,894	6,796	6,796	10,160	14,063
Previsão teórica (modelo viscoso)	8,840	6,750	6,750	10,103	13,400

Os caudais apresentados têm um desvio máximo para escoamento invíscido de 39,87 % para o caso do ventilador 2. O desvio mínimo para escoamento invíscido é de 12,71 % para o caso dos ventiladores 2 e 3. Para escoamento viscoso, o desvio máximo 39,46 %, também para o caso do ventilador 2. O desvio mínimo é de 12,21 %, para os ventiladores 2 e 3 a funcionarem em simultâneo.

Uma determinação mais rigorosa do ponto de funcionamento da instalação pressupõe o ensaio dos ventiladores com vista à determinação das curvas características de funcionamento. Este procedimento está de momento posto de lado, uma vez que o Laboratório de Mecânica dos Fluidos e Turbomáquinas não dispõe de variadores de velocidade compatíveis com a potência dos motores eléctricos que movem estes ventiladores.

As figuras 5.28 e 5.29 mostram as isolinhas de energia cinética turbulenta ao longo do túnel, para o caso dos ventiladores 2 e 3, e ainda 1,2 e 3 funcionando em simultâneo. A energia cinética associada à turbulência é uniforme ao longo do túnel, excepto nas zonas junto às paredes, na entrada e junto à superfície do cubo.

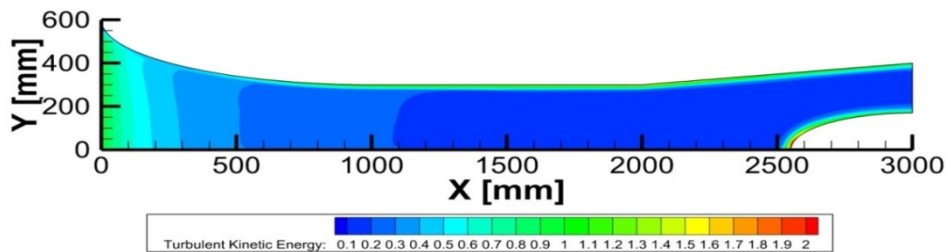


Figura 5.28 - Isolinhas de energia cinética turbulenta para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.

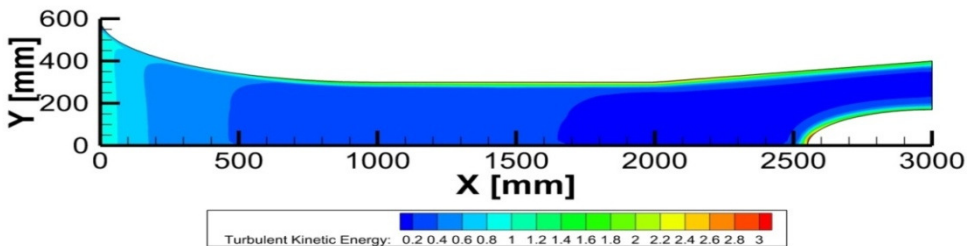


Figura 5.29 - Isolinhas de energia cinética turbulenta para escoamento viscoso (modelo de turbulência $k - \omega$) no túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 Pa$.

A figura 5.30 mostra o campo de velocidades para o escoamento viscoso, quando os ventiladores 2 e 3 são acoplados. A figura 5.31 mostra o campo de velocidades quando os ventiladores 1,2 e 3 funcionam em simultâneo.

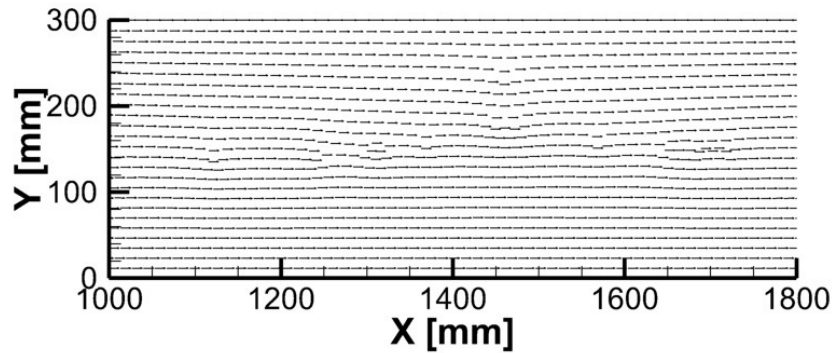


Figura 5.30 - Campo de velocidades do escoamento viscoso na secção de trabalho do túnel, com os ventiladores 2 e 3: $\Delta p = 470,88 Pa$.

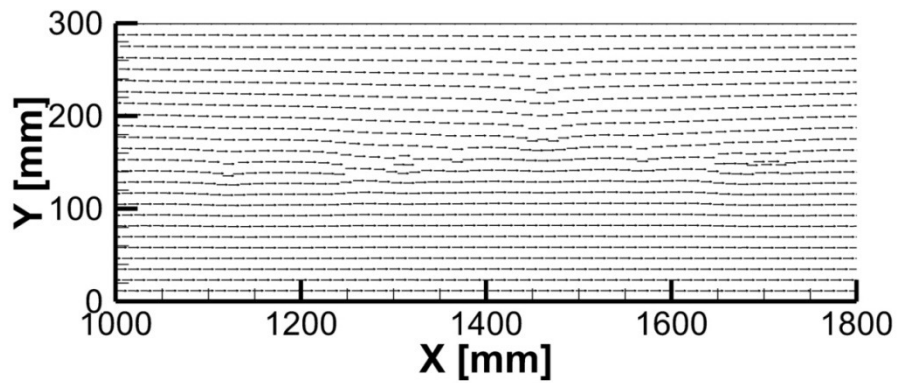


Figura 5.31 - Campo de velocidades do escoamento viscoso na secção de trabalho do túnel, com os ventiladores 1, 2 e 3: $\Delta p = 843,66 Pa$.

O campo de velocidades apresenta alguma flutuação, mas é em princípio favorável à realização dos ensaios aerodinâmicos pretendidos. A intensidade da turbulência (70) é dada pela seguinte equação:

$$I \equiv \frac{u'}{U} \quad (5.10)$$

onde u' é a média das flutuações da velocidade turbulenta, e U a velocidade média que podem ser obtidas pelas seguintes equações:

$$U \equiv \sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2} \quad (5.11)$$

$$u' \equiv \sqrt{\frac{1}{3}(u'_x{}^2 + u'_y{}^2 + u'_z{}^2)} = \sqrt{\frac{2}{3}k}$$

A figura 5.32 representa a região do túnel onde a energia cinética turbulenta se encontra entre 0 e 0,2 para os três ventiladores acoplados.

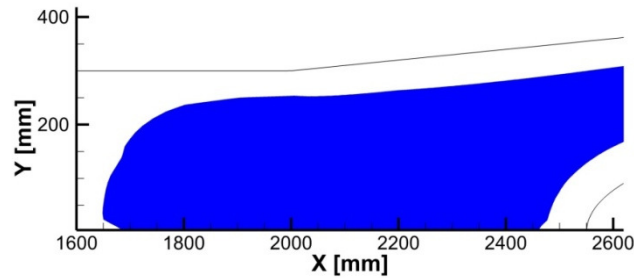


Figura 5. 32 - Troço do túnel onde a energia cinética turbulenta se encontra entre 0 e 0,2.

A figura 5.33 representa a região do túnel onde a velocidade segundo Oy está compreendida entre $-0,1\text{m/s}$ e $0,1\text{ m/s}$, para o caso dos três ventiladores funcionando em simultâneo.

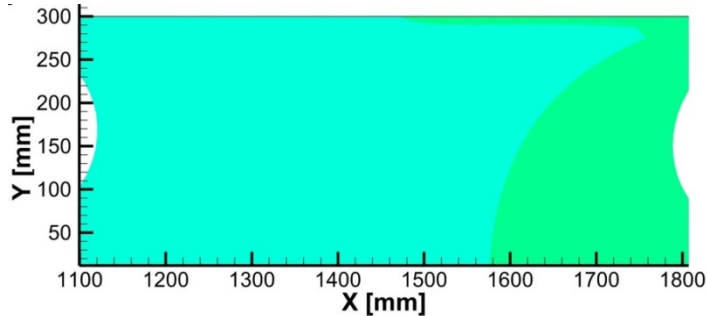


Figura 5. 33 - Troço do túnel onde a velocidade segundo Oy é inferior a $\pm 0,1\text{ m/s}$.

Deste modo, nos elementos do túnel limitados pelas secções compreendidas entre $x=1700\text{ mm}$ e $x=1800\text{ mm}$ a intensidade da turbulência é de $0,738\%$, um resultado que é razoavelmente bom.

Em suma, o estudo realizado neste capítulo dá suporte ao projecto do túnel de vento para ensaio de coroas de pás de turbomáquinas. As conclusões obtidas permitem em particular caracterizar a secção de trabalho, determinar a secção de inserção da coroa de pás a ensaiar e, por último, dimensionar o sistema de propulsão mais adequado. Convém no entanto lembrar que os cálculos efectuados pressupõem que o túnel descarrega directamente para a atmosfera, o que não é o que normalmente acontece. A inclusão de

um difusor à saída terá como principal consequência aumentar a velocidade do fluido de trabalho no túnel.

Capítulo 6

Conclusão

Analisando o trabalho realizado podem extrair-se as seguintes conclusões. A investigação em aerodinâmica é actividade com mais de um século de história. Face à pesquisa realizada verificamos que os túneis de vento europeus são em muito menor número que os túneis de vento americanos. Foram encontradas 73 instalações na Europa e 103 na América, incluindo os EUA (89 instalações), Brasil (6 instalações) e Canadá (8 instalações). Na Europa, o país que possui o maior número de túneis de vento é o Reino Unido, ou seja, 18 túneis aerodinâmicos. Os países que lideram esta actividade, logo a seguir ao Reino Unido, são a Alemanha e a França, com 14 instalações cada um.

Portugal possui um pequeno número de instalações deste tipo, que são na grande maioria pequenos túneis de vento. As instalações de maior porte estão na Academia da Força Aérea, no IST (túnel transsónico), no LNEC e na Universidade de Coimbra (LAI). Relativamente a túneis especificamente destinados ao ensaio de turbomáquinas, apenas se conhecem a instalação para ensaio de cascatas de pás do Laboratório de Escoamento Compressível e o túnel axial do Laboratório de Turbomáquinas, no IST.

Na UBI existe um túnel Plint TE44 de baixa velocidade no Laboratório de Mecânica dos Fluidos e Turbomáquinas (fluidslab). Existe ainda um outro túnel de baixa velocidade no DCA. O desenvolvimento de uma instalação para ensaio de turbomáquinas na Universidade da Beira Interior faz precisamente o objecto do presente estudo.

O túnel projectado aproveita três ventiladores axiais existentes no Laboratório, associados em série, como sistema de propulsão. Foi dimensionada uma tubagem por elementos que compreende: elemento de admissão, secção de trabalho, estator de estabilização, difusor, sistema de propulsão e tubeira de descarga. O conjunto apoia-se numa estrutura de suporte com rodas.

O ensaio prévio dos ventiladores existentes revela um rendimento baixo, da ordem dos 50 % a 60 %, mas que pode ser considerado aceitável para este tipo de máquinas movidas axiais. Devido à inexistência no Laboratório de variadores compatíveis com as potências em jogo, não foi possível determinar as curvas características dos ventiladores.

Este facto levantou algumas dificuldades, nomeadamente na determinação do ponto de funcionamento do sistema de propulsão inserido no túnel de vento, cuja altura de energia exacta é importante para a determinação da pressão a impor como condição fronteira na simulação computacional do túnel.

Realizámos com efeito uma simulação em computador do funcionamento da instalação, com vista à obtenção de dados concretos de suporte ao dimensionamento do túnel. Esta simulação computacional foi realizada com o Fluent® 6.3 para escoamento invíscido e viscoso, com o modelo de turbulência $k - \omega$. A análise do escoamento no túnel foi realizada com o auxílio de duas máquinas do *fluidslab*: a workstation Dell Precision PWS690, com processador Intel Xeon 5160 a 3,0 GHz, e um PC com processador Intel Core i7 2600, a 3,4 GHz.

A simulação permitiu obter as isolinhas de pressão e de velocidade ao longo de todos os elementos do túnel, bem como dados objectivos sobre a energia cinética turbulenta e a intensidade de turbulência na secção de trabalho. O Número de Reynolds nesta secção vale $R_e = 1,4 \times 10^6$ para o ventilador 1, $R_e = 1,1 \times 10^6$ para os ventiladores 2 ou 3, e $R_e = 2,6 \times 10^6$ quando o sistema de propulsão funciona com três ventiladores. A intensidade de turbulência é inferior a 0,7 % no elemento da secção de trabalho. Os dados reunidos a partir desta análise do escoamento validam o desenho final da nossa instalação.

A fabricação dos elementos que compõem o túnel não foi efectuada na sua totalidade, devido à falta de financiamento. Os elementos fabricados foram: o estator de estabilização, difusor, tubeiras e apoios dos ventiladores 2 e 3, e finalmente a conduta de união destes ventiladores e uma das estruturas de suporte dos ventiladores. Falta fabricar o elemento de admissão, a secção de trabalho, e a tubeira de descarga, bem como parte da estrutura de suporte. O material utilizado na manufactura do túnel de vento é o aço AISI 304, à excepção da estrutura de suporte que foi realizada em aço comercial. O presente estudo descreve em pormenor todos os processos de fabrico utilizados pela Marsilinox, em Vale de Cambra.

Bibliografia

1. Baals, D. D. and Corliss, W. R. *Wind Tunnels of NASA*. Washington : National Aeronautics and Space Administration, 1981.
2. J.M.A., Ribeiro. *Optimização da Forma Aerodinâmica de um Dirigível não Tripulado*. Vila Real : Universidade de Trás-os-Montes e Alto Douro, 2008.
3. Sector da Aerodinâmica. *Laboratório Nacional de Engenharia Civil*. [Online] [Cited: 05 15, 2011.] http://www.lnec.pt/organizacao/de/noe/copy_of_sector_aerodinamica/?searchterm=aerodinamica.
4. *Effect of Reynolds Number on Separation Bubbles on Controlled-Diffusion Compressor Blades in Cascade*. Hobson G.V., Hansen D.J., Schnorenberg D.G, Grove D.V.,. No. 1, s.l. : Journal of Propulsion and Power, 2001, Vol. 40, pp. 154-162.
5. THE VON KARMAN GAS DYNAMICS FACILITY WIND TUNNELS. *Arnold Air Force Base* . [Online] 02 18, 2009. [Cited: 06 20, 2011.] <http://www.arnold.af.mil/library/factsheets/factsheet.asp?id=12974>.
6. Adaptive Wall Wind Tunnel T´-3 . *Von Karman Institute for Fluids Dynamics*. [Online] https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=64:adaptive-wall-wind-tunnel-ta-3&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151.
7. Cold Wind Tunnel CWT-1. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics*. [Online] https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=63:cold-wind-tunnel-cwt-1&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151.
8. 3-Meter Diameter Wind Tunnel L-1A . *Von Karman Institute for Fluids Dynamics*. [Online] https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=57:3-meter-diameter-wind-tunnel-l-1a&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151.
9. 2x3 Meter Wind Engineering Facility L-1B . *Von Karman Institute for Fluid Dynamics*. [Online] https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=58:2x3-meter-wind-engineering-facility-l-1b&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151.
10. Low Speed Wind Tunnel L-2A. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics*. [Online] https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=59:low-speed-wind-tunnel-l-2a&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151.
11. Low Speed Wind Tunnel L-2B. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics*. [Online] https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=60:low-speed-wind-tunnel-l-2b&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151.
12. Twin-Jet Low Speed Wind Tunnel L-6. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics*. [Online] https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=61:twin-jet-low-speed-wind-tunnel-l-6&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151.

13. Low Speed Mini Wind Tunnel L-7 to L-13. *Von Karman Institute for Fluid Dynamics*. [Online] https://www.vki.ac.be/index.php?option=com_content&view=article&id=62:low-speed-mini-wind-tunnel-l-7-to-l-13&catid=48:low-speed-wind-tunnels&Itemid=151.
14. *GROUND EFFECT TESTING CAPABILITIES IN THE FILTON 12' X 10' LOW SPEED WIND TUNNEL*. Evans, M. C. W. Filton : ICAS 2000 CONGRESS, 2000.
15. Aerodynamic Test 5.5m Low Speed Wind Tunnel. *BAE Systems*. [Online] 2006. [Cited: 05 21, 2011.] http://www.baesystems.com/BAEProd/groups/public/documents/ss_asset/bae_pdf_mas_55mwindtunnel.pdf.
16. Aerodynamic Test 4.0m Low Speed Wind Tunnel. *BAE Systems*. [Online] 2006. [Cited: 05 28, 2011.] http://www.baesystems.com/BAEProd/groups/public/documents/ss_asset/bae_pdf_mas_40windtunnel.pdf.
17. Lola Wind Tunnel. *Group Lola Car*. [Online] 2011. <http://www.lolacars.com/content.asp?ContentId=8&nav=Capabilities&Page=Wind+Tunnel>.
18. Research Facilities. *AeroSpace Engineering of Bristol University*. [Online] 03 11, 2008. <http://www.bristol.ac.uk/aerospace/research/researchfacilities/>.
19. The No.1 24foot Low Speed Tunnel . *Farnborough Air Sciences Trust*. [Online] 06 10, 2005. <http://www.airsciences.org.uk/flier1.html>.
20. No2 Wind Tunnel. *Farnborough Air Sciences Trust*. [Online] 06 05, 2005. <http://www.airsciences.org.uk/flier2.html>.
21. No3 Wind Tunnel. *Farnborough Air Sciences Trust*. [Online] 06 05, 2005. <http://www.airsciences.org.uk/flier3.html>.
22. David, K., et al. *Aeronautical Wind Tunnels Europe and Asia*. Washington : Library of Congress, 2006.
23. 5 metre pressurised low-speed. *Qinetiq*. [Online] 2006. http://www.qinetiq.com/home/capabilities/energy_environment/aircraft_design_and.QuickNavPar.71359.File.pdf.
24. F1 Subsonic Wind Tunnel. *ONERA The French Aerospace Lab*. [Online] <http://windtunnel.onera.fr/sites/windtunnel.onera.fr/files/F1%20Subsonic%20Wind%20Tunnel%20Fauga.pdf>.
25. F2 Wind Tunnel . *ONERA The French Aerospace Lab*. [Online] http://windtunnel.onera.fr/sites/windtunnel.onera.fr/files/F2%20Subsonic%20Wind%20Tunnel_0.pdf.
26. CEPRA 19 Anechoic Wind Tunnel. *ONERA The French Aerospace Lab*. [Online] <http://windtunnel.onera.fr/sites/windtunnel.onera.fr/files/CEPRA19%20Subsonic%20Wind%20Tunnel.pdf>.
27. Laminar Wind Tunnel. *IAG - Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics*. [Online] 02 08, 2011. http://www.iag.uni-stuttgart.de/laminarwindkanal/info_laminar_wind_tunnel.htm.

28. Model Wind Tunnel. *IAG - Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics*. [Online] 02 08, 2011. http://www.iag.uni-stuttgart.de/laminarwindkanal/model_wind_tunnel.htm.
29. Gust Wind Tunnel. *IAG - Institute of Aerodynamics and Gas Dynamics*. [Online] 02 08, 2011. http://www.iag.uni-stuttgart.de/laminarwindkanal/gust_wind_tunnel.htm.
30. Equipamento. *Laboratorio de Capa Limite y Fluidodinámica Ambiental* . [Online] 02 18, 2010. <http://www.laclyfa.ing.unlp.edu.ar/Carpetas/equipamiento.htm>.
31. **Goodrich, M. and Gorham, J.** *Wind Tunnels of the Western Hemisphere*. Washington : Library of Congress, for the Aeronautics Research Mission Directorate, National Aeronautics and Space Administration, 2008.
32. CTA/IAE/ASA - L (Centro Tecnico Aeroespacial/Instituto de Aeronautica e Espaco). *Subsonic Aerodynamic Testing Association* . [Online] Subsonic Aerodynamic Testing Association , 2009-2010. [Cited: 06 05, 2011.] <http://sata.tamu.edu/>.
33. Laboratório de Aerodinâmica. *Escola de Engenharia de São Carlos, da Universidade de São Paulo*. [Online] [Cited: 06 09, 2011.] <http://www.eesc.usp.br/smm/aeronautica/>.
34. 2 m x 3 m Wind Tunnel Technical Specifications. *National Research Council Canada*. [Online] 07 26, 2006. [Cited: 06 07, 2011.] <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/2x3/technical.html>.
35. 3 m x 6 m Open-Circuit Propulsion Wind Tunnel Technical Specifications. *National Research Council Canada*. [Online] 07 26, 2006. [Cited: 06 09, 2011.] <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/propulsion-tunnel/technical.html>.
36. 0.9 m x 0.9 m Pilot Wind Tunnel. *National Research Council Canada*. [Online] 04 6, 2006. [Cited: 06 09, 2011.] <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/pilot-tunnel.html>.
37. 5 m Vertical Wind Tunnel. *National Research Council Canada*. [Online] 04 06, 2006. [Cited: 06 09, 2011.] <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/vertical-tunnel.html>.
38. Boeing V/STOL Wind Tunnel . *Boeing Technologies Services*. [Online] [Cited: 06 09, 2011.] http://www.boeing.com/commercial/techsvcs/boeingtech/bts_aeroe.html.
39. 19" x 27" Tunnel Details Gevers Wind Tunnels. *Gevers Aircraft Inc.* [Online] [Cited: 06 09, 2011.] <http://www.geversaircraft.com/wt/wt5x7.htm>.
40. 5' x 7' Tunnel Details Gevers Wind Tunnels. *Gevers Aircraft Inc.* [Online] [Cited: 06 09, 2011.] <http://www.geversaircraft.com/wt/wt5x7.htm>.
41. Fact Sheet. *9'x15' Low Speed Wind Tunnel*. [Online] 05 -, 2009. [Cited: 06 09, 2011.] <http://facilities.grc.nasa.gov/documents/TOPS/Top9x15.pdf>.
42. 9' x 15' Low-Speed Wind Tunnel. *NASA- National Aeronautics and Space Administration*. [Online] 07 16, 2009. [Cited: 06 09, 2011.] <http://www.aeronautics.nasa.gov/atp/facilities/9x15/gallery.html>.
43. 20ft Vertical Spin Tunnel. *NASA- National Aeronautics and Space Administration*. [Online] 04 10, 2008. [Cited: 06 09, 2011.] <http://www.aeronautics.nasa.gov/atp/facilities/vst/characteristics.html>.

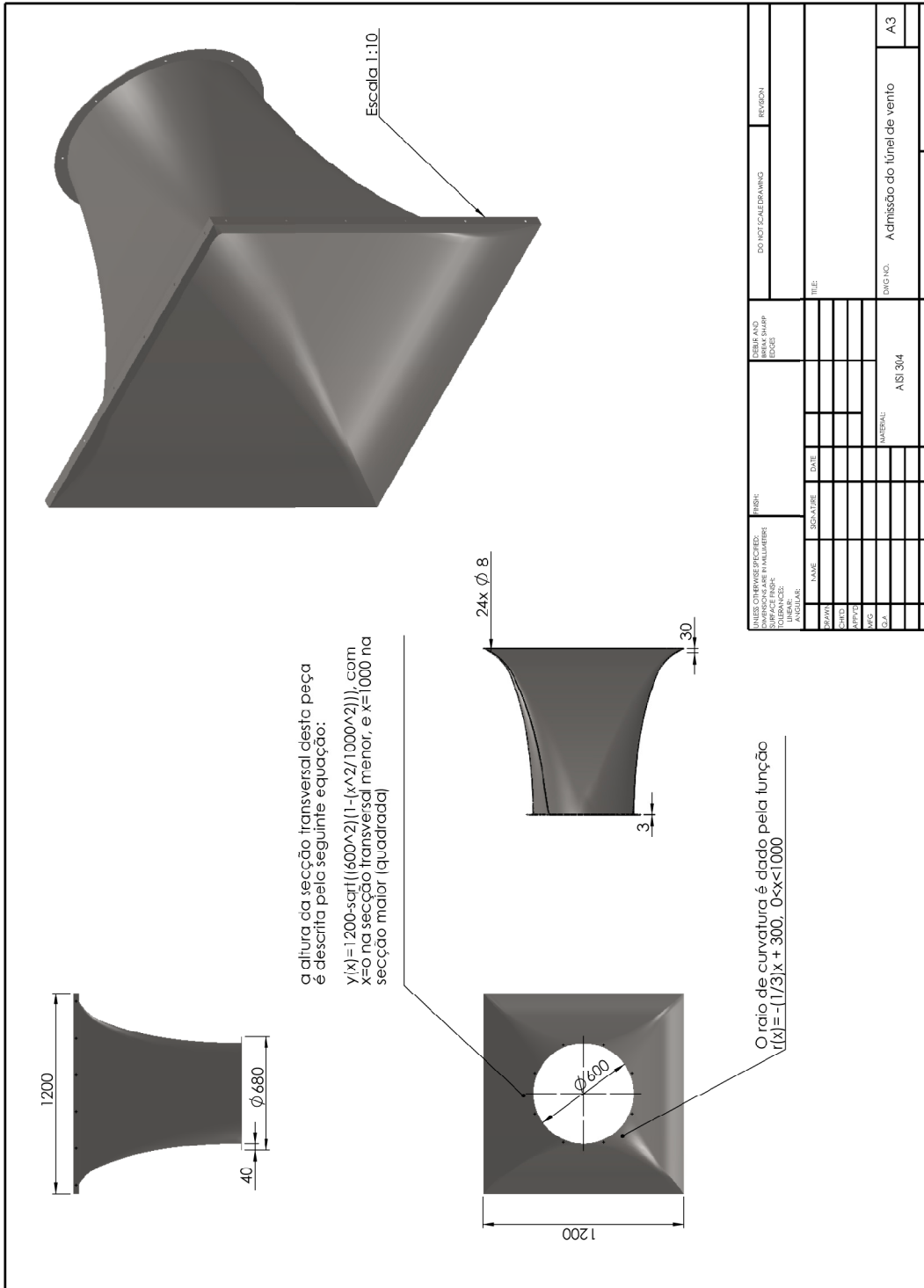
44. Teaching and Research Facilities. *The University of Kansas*. [Online] [Cited: 06 14, 2011.] <http://ae.engr.ku.edu/about/facilities.html>.
45. About the Glenn L. Martin Wind Tunnel . *Departement of Aerospace Engineering Glenn L. Martin Wind Tunnel* . [Online] [Cited: 06 15, 2011.] <http://windvane.umd.edu/about/index.html>.
46. The L.A. Comp Subsonic Wind Tunnel. *College of Aerospace & Mechanical Engineering*. [Online] School of of Aerospace & Mechanical Engineering, 01 22, 2010. [Cited: 06 15, 2011.] <http://www.ou.edu/coe/ame/research/windtunnel.html>.
47. ViGYAN's Low Speed Wind Tunnel. *ViGYAN*. [Online] [Cited: 06 15, 2011.] <http://www.vigyan.com/capabilities/wind-tunnel2.shtml>.
48. Virginia Tech Stability Wind Tunnel. *Virginia Polytechnic Institute and State University*. [Online] [Cited: 06 16, 2011.] <http://www.aoe.vt.edu/research/facilities/stabilitytunnel/index.html>.
49. Boundary Layer Research Wind Tunnel. *Virginia Polytechnic Institute and State University*. [Online] [Cited: 06 16, 2011.] <http://www.aoe.vt.edu/research/facilities/bllab.html>.
50. 0,7m Open Jet Wind Tunnel. *Virginia Polytechnic Institute and State University*. [Online] Virginia Polytechnic Institute and State University, 2011. [Cited: 06 16, 2011.] <http://www.aoe.vt.edu/research/facilities/openjet.html>.
51. National Institute For Aviation Research. *Walter H. Beech Wind Tunnel Tunnel Specs*. [Online] [Cited: 06 16, 2011.] http://www.niar.twsu.edu/researchlabs/ad_specs.asp.
52. Transonic Wind Tunnel. *Boeing Technology Services*. [Online] [Cited: 06 15, 2011.] http://www.boeing.com/commercial/techsvcs/boeingtech/bts_aerob.html.
53. 11-by 11-foot Transonic Wind Tunnel. *NASA- National Aeronautics and Space Administration*. [Online] [Cited: 06 15, 2011.] <http://aocentral.arc.nasa.gov/11ft1.html>.
54. National Transonic Facility. *NASA- National Aeronautics and Space Administration*. [Online] [Cited: 06 16, 2011.] http://gftd.larc.nasa.gov/references/NTF_factsheet.pdf.
55. Hessert Laboratory. *University of Notre Dame*. [Online] [Cited: 06 21, 2011.] <http://www.nd.edu/~flowpac/facilities/hessert2.shtml>.
56. 1.5m Trisonic Blowdown Wind Tunnel. *National Research Council Canada*. [Online] 05 04, 2006. [Cited: 06 16, 2011.] <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/trisonic.html>.
57. Pilot Blowdown Wind Tunnel. *National Research Council Canada*. [Online] 02 13, 2009. [Cited: 06 16, 2011.] <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/eng/facilities/iar/pilot.html>.
58. Polysonic Wind Tunnel. *Boeing Company*. [Online] [Cited: 06 17, 2011.] http://www.boeing.com/commercial/techsvcs/boeingtech/bts_aeroh.html.
59. High Speed Wind Tunnel. *Lockheed Martin*. [Online] [Cited: 06 16, 2011.] <http://www.lockheedmartin.com/products/HighSpeedWindTunnel/>.
60. 9-by 7-foot Supersonic Wind Tunnel. *NASA- National Aeronautics and Space Administration*. [Online] [Cited: 06 17, 2011.] <http://aocentral.arc.nasa.gov/>.

61. 1- by 1-Foot Supersonic Wind Tunnel. *NASA- National Aeronautics and Space Administration*. [Online] 01 2007. [Cited: 06 17, 2011.] <http://facilities.grc.nasa.gov/documents/TOPS/Top1x1SWT.pdf>.
62. 8- by 6- foot Supersonic Wind Tunnel. *NASA- National Aeronautics and Space Administration*. [Online] [Cited: 06 17, 2011.] http://www.aeronautics.nasa.gov/atp/facilities/documents/M187011_8_6Print_508.pdf.
63. 10- by 10-Foot Supersonic Wind Tunnel. *NASA- National Aerodynamics and Space Administration*. [Online] 05 2007. [Cited: 06 17, 2011.] <http://facilities.grc.nasa.gov/documents/TOPS/Top10x10.pdf>.
64. Wind Tunnels. *Purdue University*. [Online] Purdue University. [Cited: 06 15, 2011.] https://engineering.purdue.edu/AE/Academics/Courses/Raisbeck/wind_tunnels.htm.
65. Services. *Accurate Automation Corporation*. [Online] Accurate Automation Corporation. [Cited: 06 19, 2011.] http://www.accurate-automation.com/content/Services#Wind_Tunnel.
66. Hypersonic Wind Tunnel. *Virginia Tech, School of Engineering*. [Online] Virginia Polytechnic Institute and State University, 2011. [Cited: 06 21, 2011.] <http://www.aoe.vt.edu/research/facilities/hyperson.html>.
67. Mehta R.D., Bradshaw P. Technical Notes: Design Rules for Small Low Speed Wind Tunnels. *The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society*. November, 1979.
68. Fox R. W., McDonald A. T. *Introduction to Fluid Mechanics*. New York : John Wiley & Sons, Inc., 1994.
69. R.W., Fox and A.T., McDonald. *Introduction to Fluid Mechanics*. New York : John Wiley & Sons, 1994.
70. Turbulence Intensity. *CFD Online*. [Online] 12 19, 2008. [Cited: 10 12, 2011.] http://www.cfd-online.com/Wiki/Turbulence_intensity.
71. Pope, Alan and Harper, John J. *Low Speed Wind Tunnel Testing*. New York : John Wiley & Sons, 1966. 0 471 69392 8.
72. ... *German-Dutch Wind Tunnels*. [Online] [Cited: 05 31, 2011.] <http://www.dnw.aero/windtunnels.aspx?id=290&menuid=34&subid=290>.
73. Sötsch, Georg. [Online] 01 2004. [Cited: 04 12, 2011.] http://www.etw.de/cms/uploads/pdfs/ETW_UserGuide.pdf. ETW/D/95001/A.
74. Rudolf Herman, *Wind Tunnels and Aerodynamics*. C.A Lundquist, M.Coleman. 2008, Elsevier, p. 8.
75. Low Noise Low Speed Wind Tunnel (LNB). *Carolo-Wilhelmina Technical University at Braunschweig*. [Online] <http://www.tu-braunschweig.de/ism/institut/wkanlagen/lnb>.
76. Cryogenic Wind Tunnel (KKK). *German-Dutch Wind Tunnels*. [Online] <http://www.dnw.aero/windtunnels.aspx?id=266&menuid=34&subid=266>.
77. Inc., Ansys. Training manual. *Introduction to Fluent*. 1st edition. s.l. : Release 12.0, 2009.

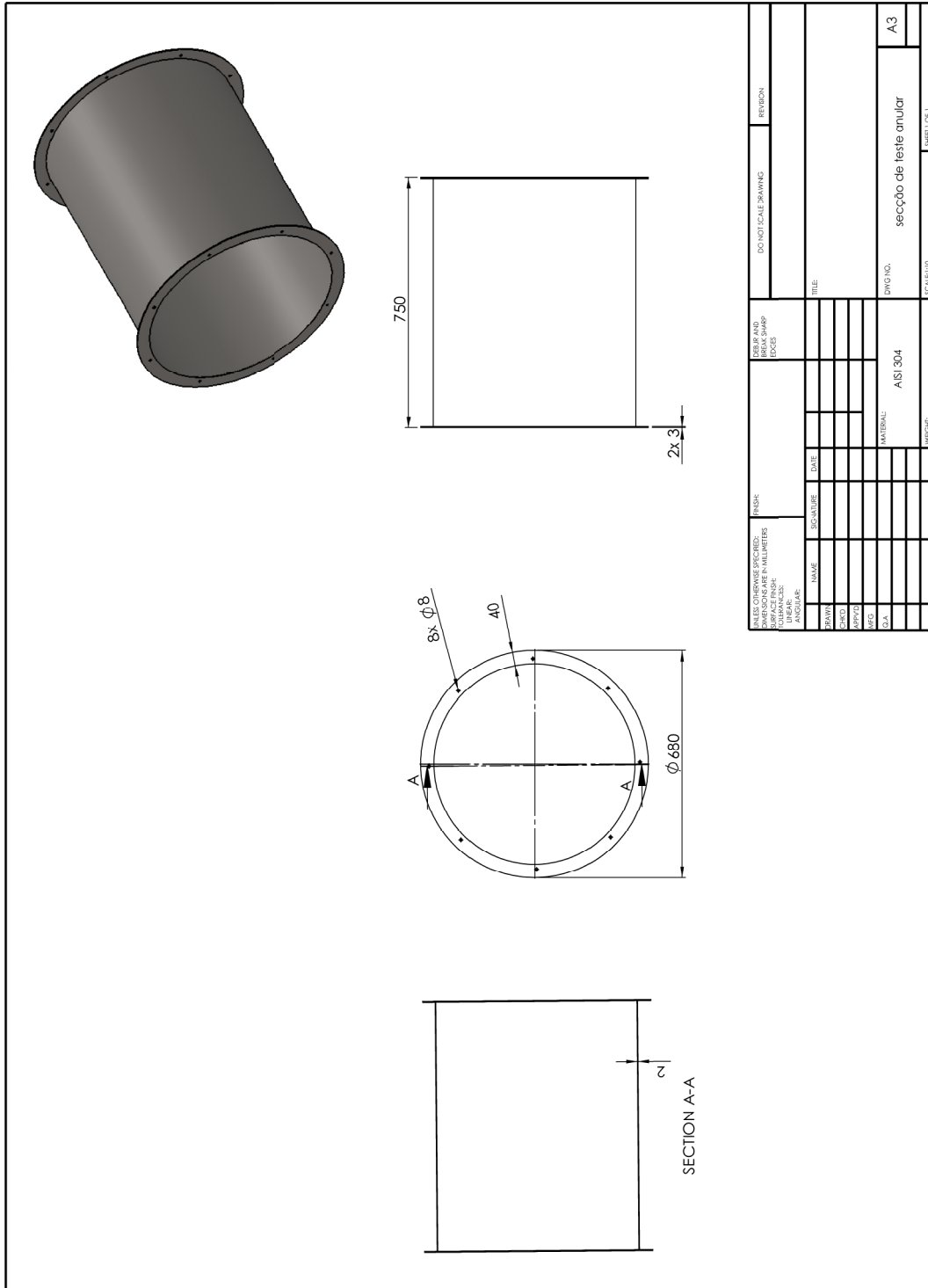
78. *Computacional Analysis of the Flow about a Compressor Stator Cascade for Gas Turbine Engines*. Vinha N.F.C., Mendes A.C. Coimbra : Congress on Numerical Methods in Engineering, 2011. p. 15.

ANEXOS

Anexo 1: Desenhos técnicos da secção de teste anular

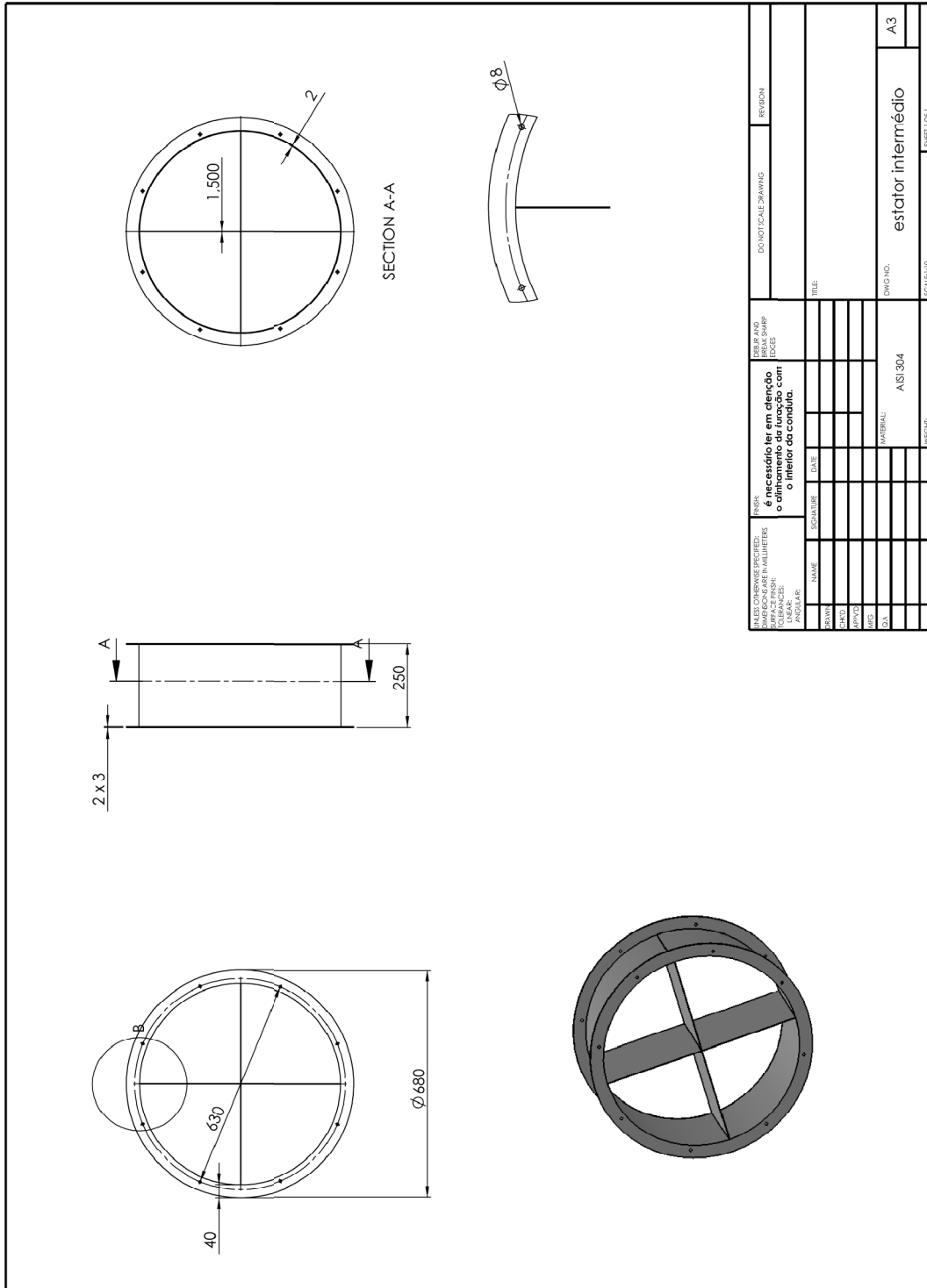


Anexo 2: Desenho técnico da secção de teste anular

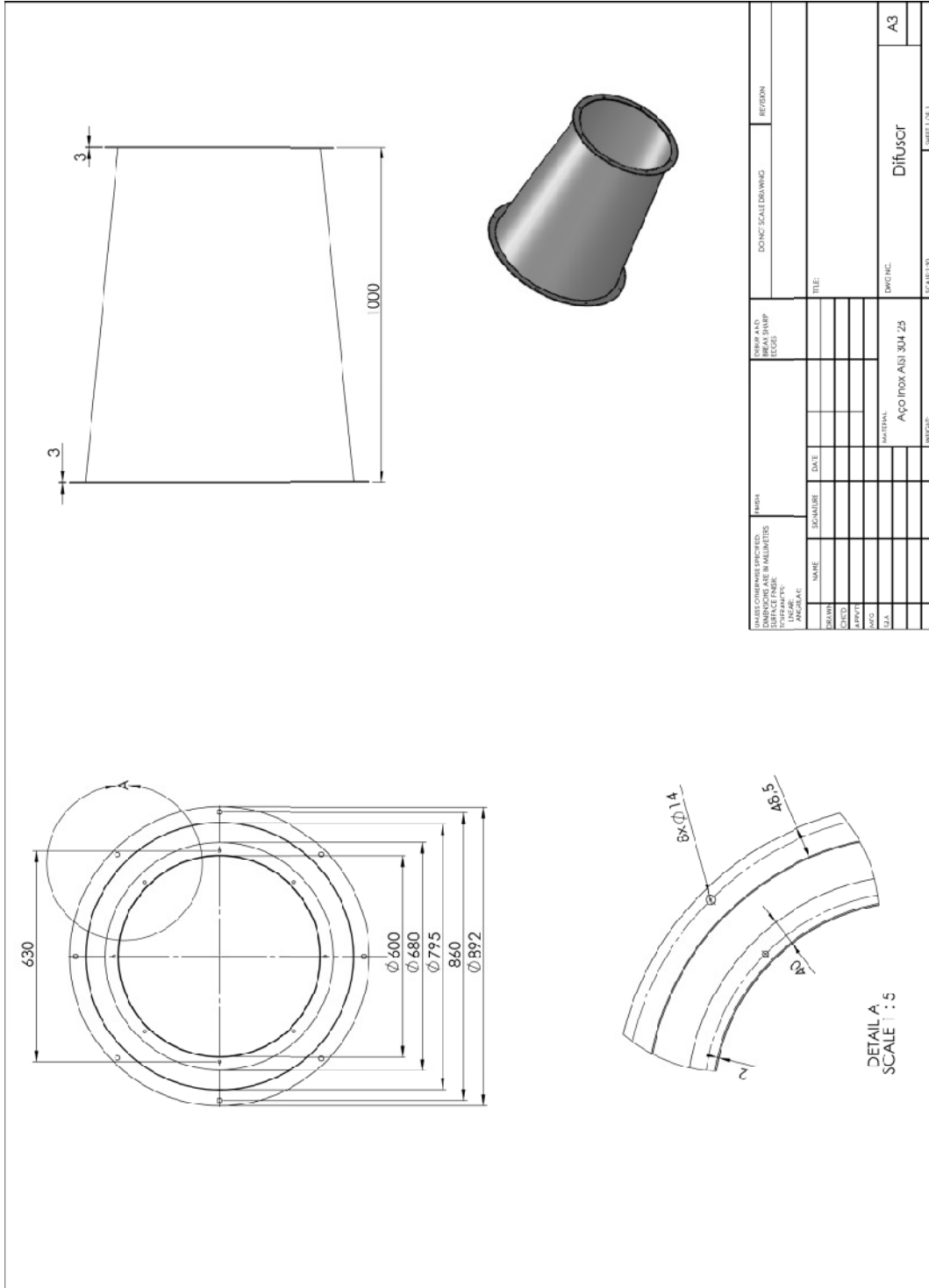


UNLESS OTHERWISE SPECIFIED: DIMENSIONS ARE IN MILLIMETERS TOLERANCES: FRACTIONAL DECIMAL		FINISH:		JOB # AND BLOCK SHIP NO.		DO NOT SCALE DRAWING		PERSON	
NAME		SIGNATURE		DATE		TITLE			
DRAWN									
CHECKED									
APP'D									
MFG.									
DIA.									
MATERIAL:		AISI 304		DWG NO.		secção de teste anular		A3	
PROJECT:				LOCALISTO:				SHEET OF 1	

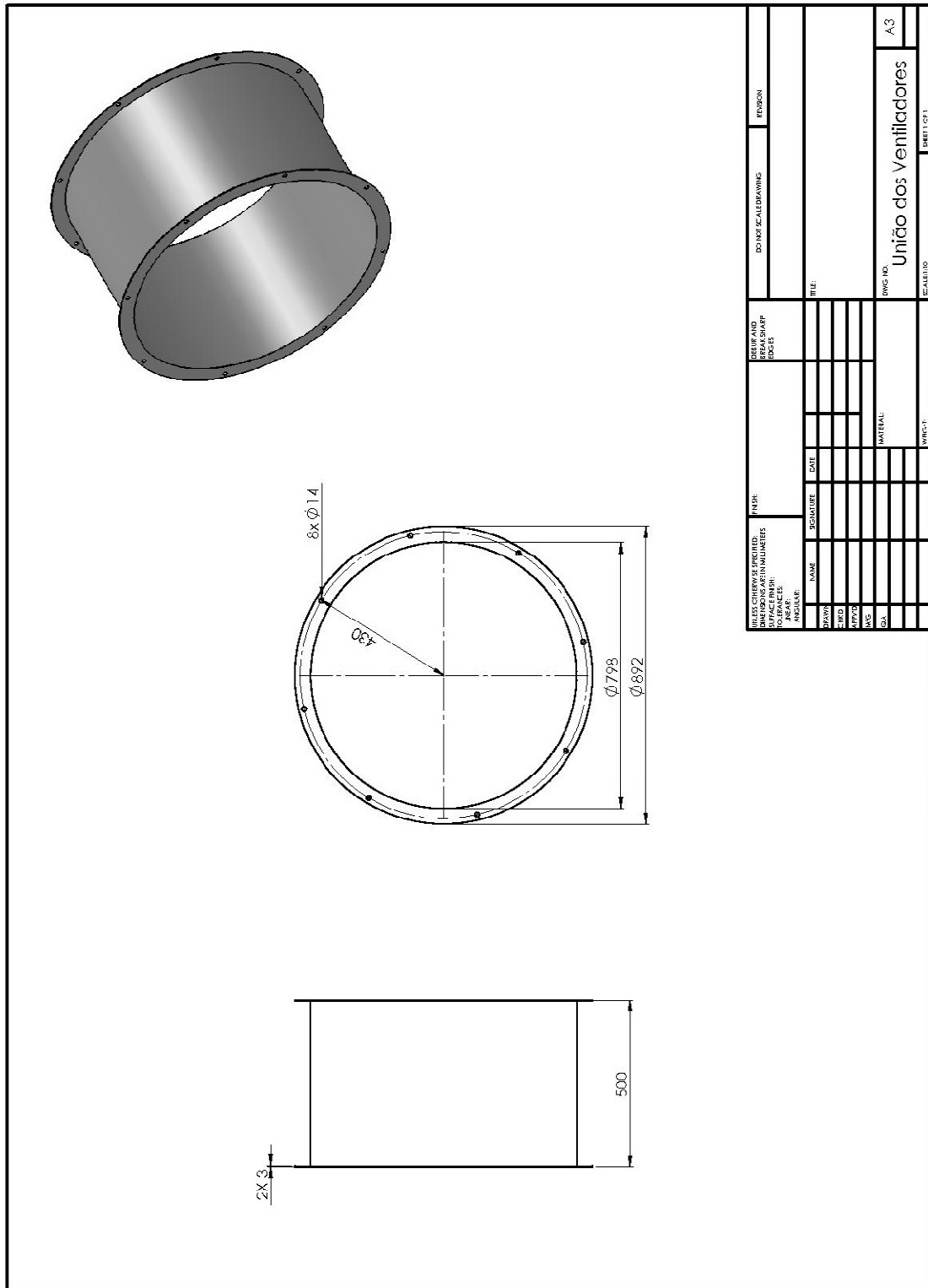
Anexo 3: Desenho técnico do estator de estabilização



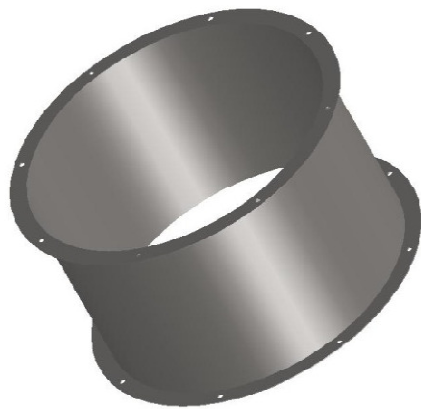
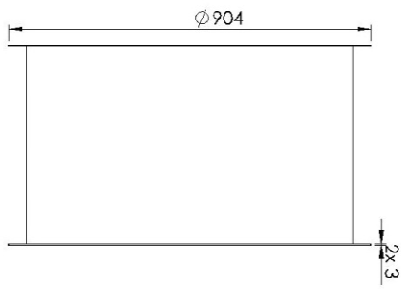
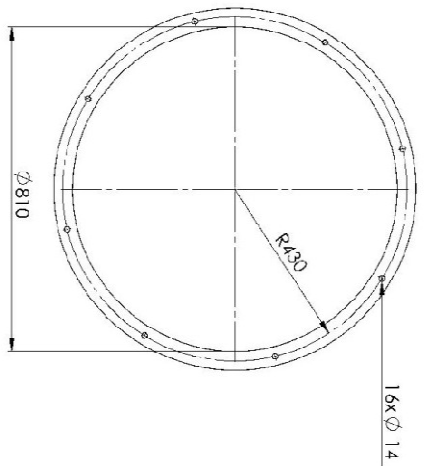
Anexo 4: Desenho técnico do difusor a montante dos ventiladores



Anexo 5: Desenhos técnicos das condutas de ligação dos ventiladores

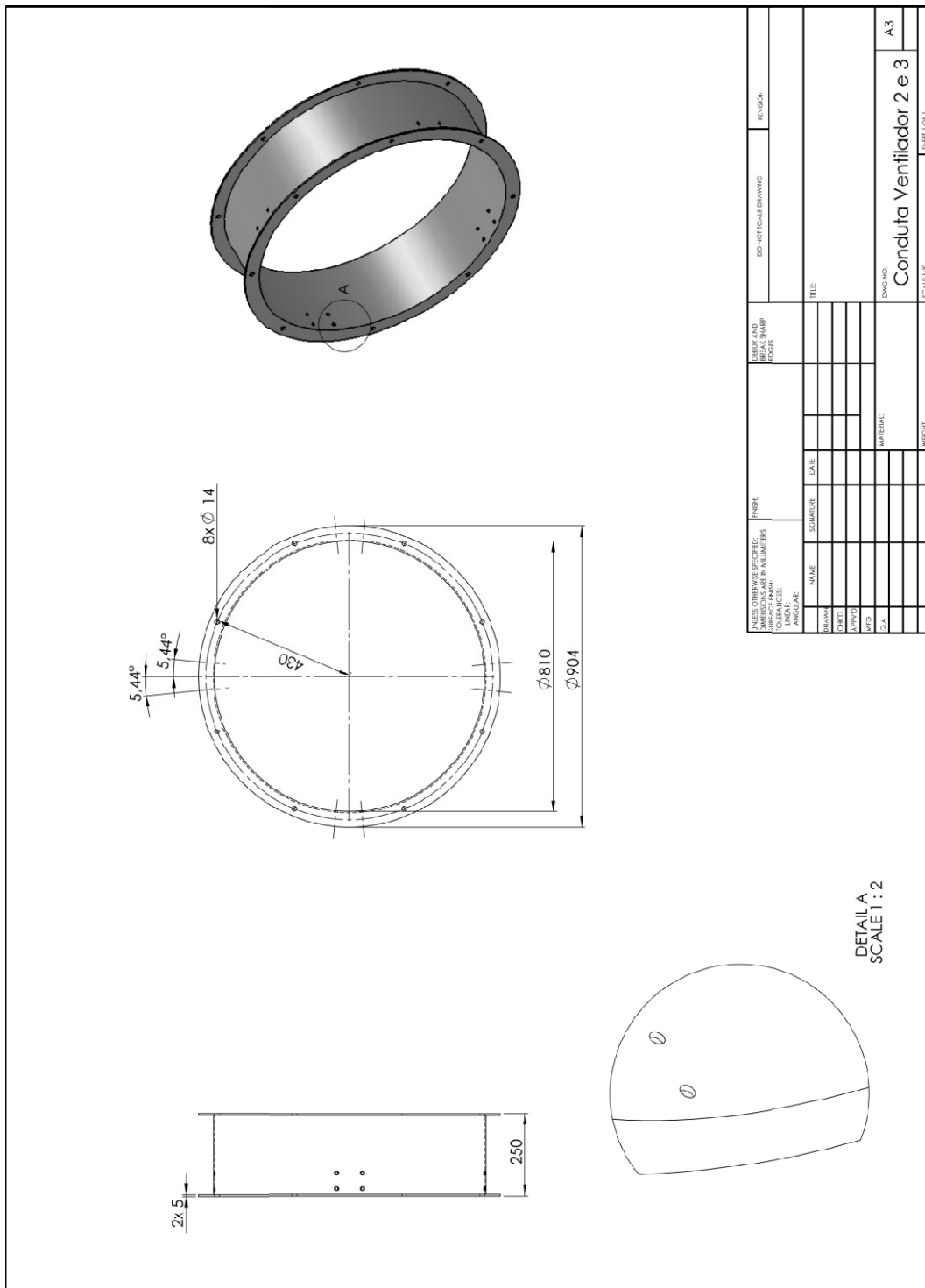


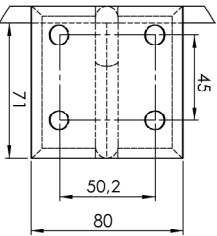
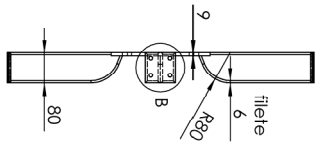
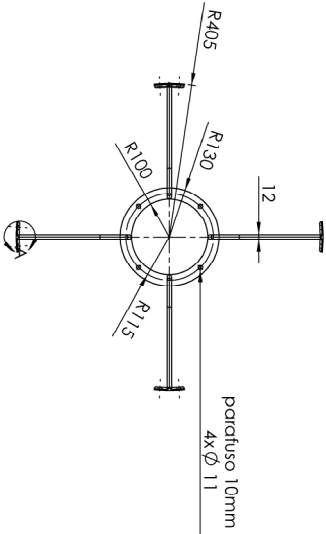
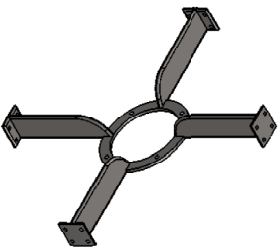
DESIGNER: SURFACE FINISH: SCALE: INSPIRE:		PROJ. NO.:		REV. NO.:		REV. NO.:		REV. NO.:		REV. NO.:	
DATE:	SIGNATURE:	DATE:	SIGNATURE:	DATE:	SIGNATURE:	DATE:	SIGNATURE:	DATE:	SIGNATURE:	DATE:	SIGNATURE:
NO.	NO.	NO.	NO.	NO.	NO.	NO.	NO.	NO.	NO.	NO.	NO.
MATERIAL:										TITLE:	
UNION OF FAN CONNECTIONS										A3	
SCALE:										SCALE:	



LÍNEA COMPLEMENTAR DE DETALHE DE BARRAS E TUBOS EM AÇO ABRIL/2014		REV.	SIN. PAIS SIN. RES. ABR		EQUIP. SOLUÇÕES PROJEN	
REV.	DATA	SIN. RES.	PROJEN	PROJEN	PROJEN	PROJEN
01						
02						
03						
04						
05						
06						
07						
08						
09						
10						
11						
12						
13						
14						
15						
16						
17						
18						
19						
20						
21						
22						
23						
24						
25						
26						
27						
28						
29						
30						
31						
32						
33						
34						
35						
36						
37						
38						
39						
40						
41						
42						
43						
44						
45						
46						
47						
48						
49						
50						
51						
52						
53						
54						
55						
56						
57						
58						
59						
60						
61						
62						
63						
64						
65						
66						
67						
68						
69						
70						
71						
72						
73						
74						
75						
76						
77						
78						
79						
80						
81						
82						
83						
84						
85						
86						
87						
88						
89						
90						
91						
92						
93						
94						
95						
96						
97						
98						
99						
100						

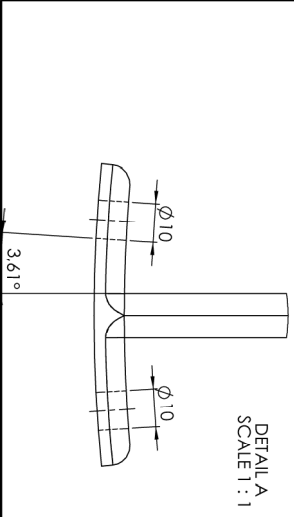
Anexo 6: Desenho técnico dos anéis de suporte dos ventiladores





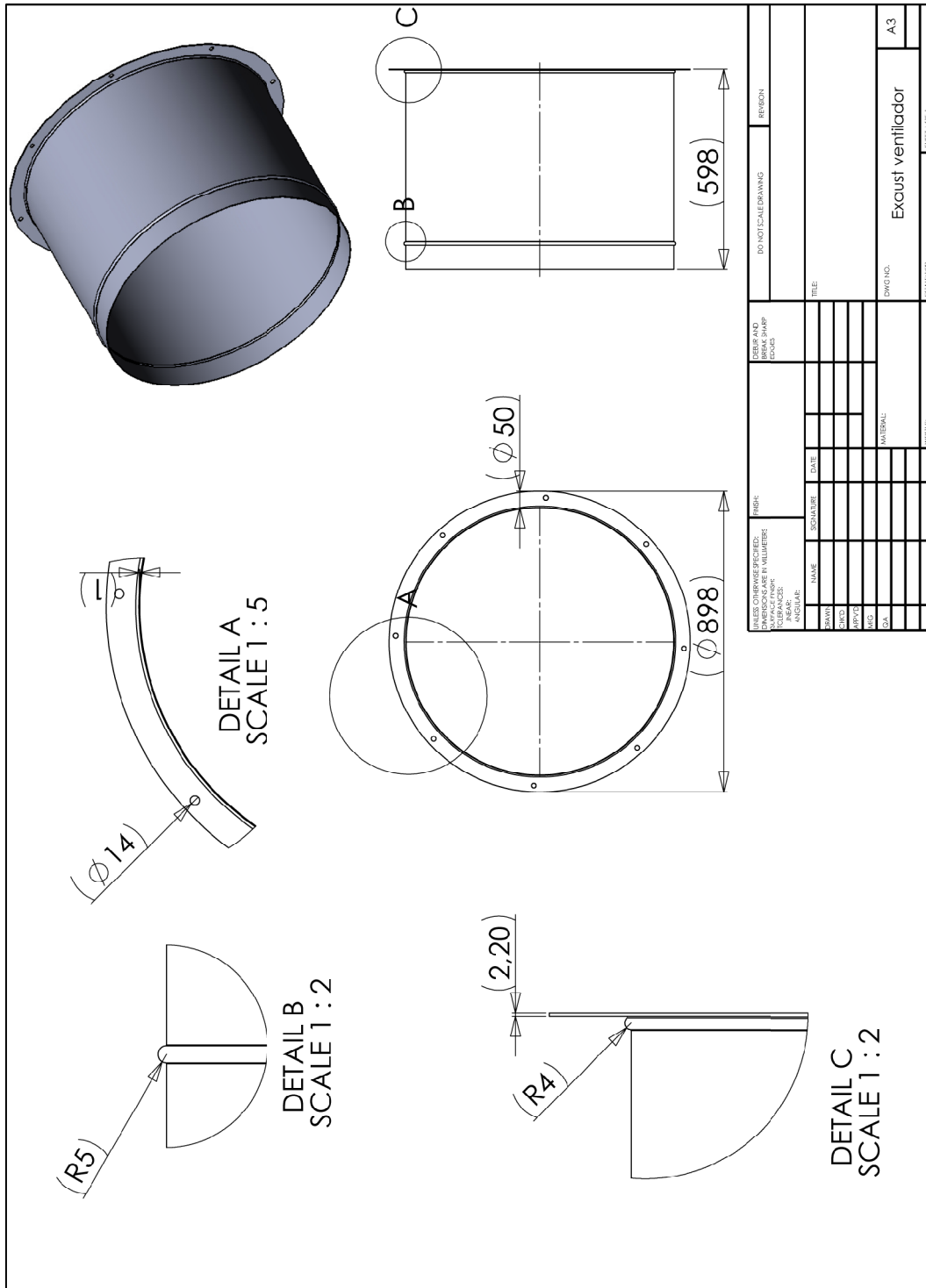
DETAIL R
SCALE 1 : 2

DETAIL A
SCALE 1 : 1

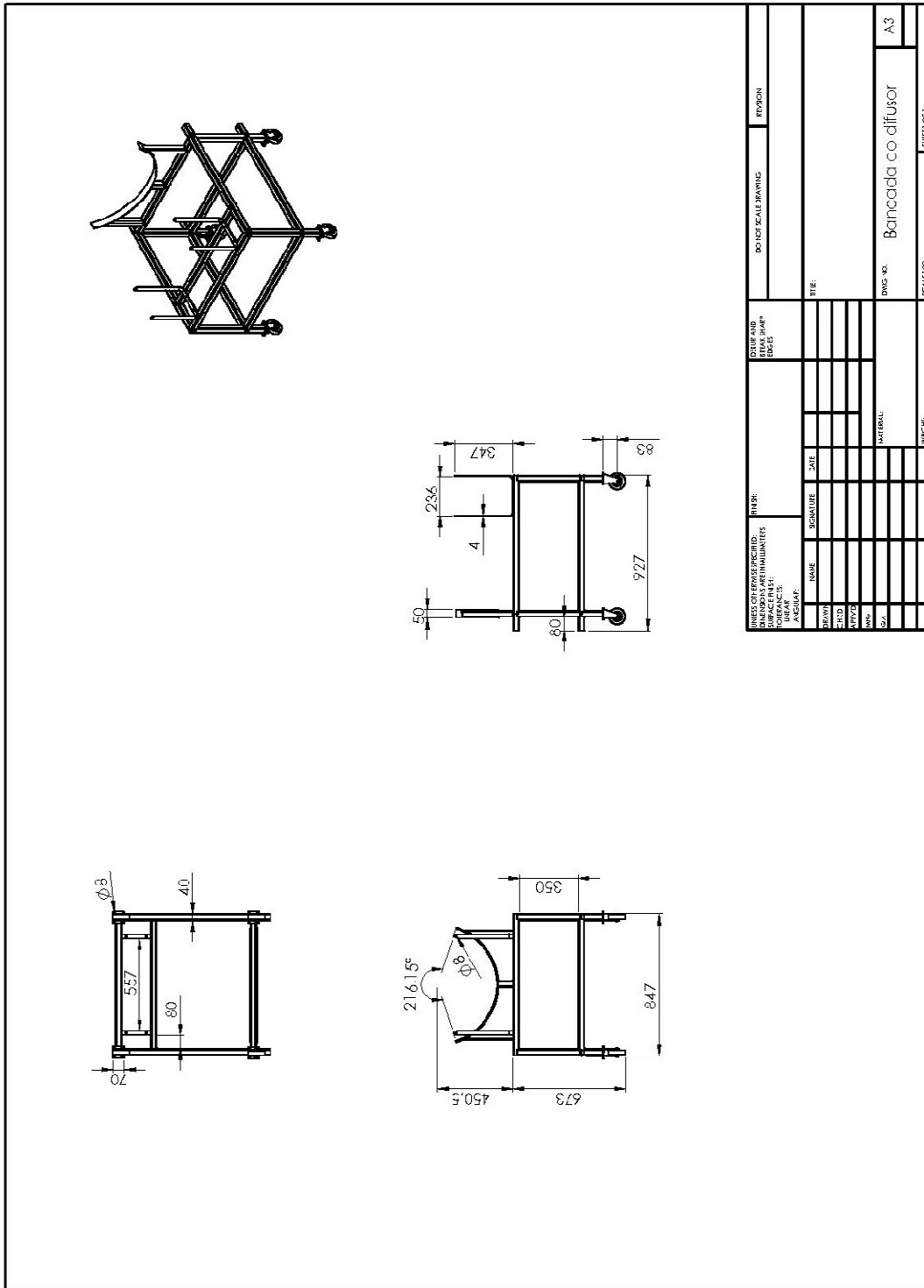


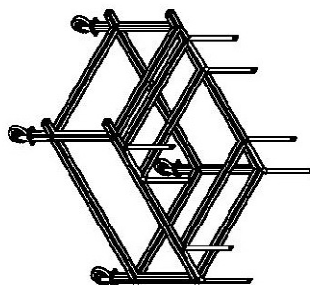
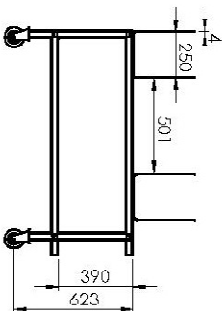
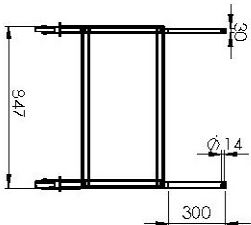
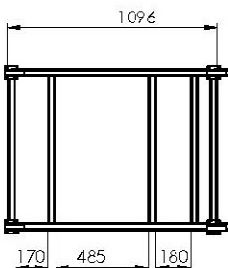
<p> <small> PLOTTING INFORMATION: SURFACE NUMBER: DIMENSIONS AND NUMBERS: LINE:-- LABEL:-- ANGLE:-- DIMENSION </small> </p>	<p> <small> TITLE: MATERIAL: FINISH: DATE: </small> </p>	<p> <small> SERIAL NO: BRN:-- EOODS: SHIP:-- </small> </p>	<p> <small> DO NOT SCALE DRAWING: REVISION: SHEET 1 OF 1 </small> </p>
<p> <small> DRAWING NO: A/S 304 Fikador ventilador 2 e 3 A3 SCALE 1:10 </small> </p>	<p> <small> AUTHOR: CHECKED: ENGINEER: DATE: </small> </p>	<p> <small> DIM:-- ANGLE:-- DIMENSION: LINE:-- LABEL:-- NAME: SERIAL NO: DATE: </small> </p>	<p> <small> NAME: SERIAL NO: DATE: </small> </p>

Anexo 7: Desenho técnico da tubagem de descarga



Anexo 8: Desenho técnico das estruturas de suporte da instalação





UNITAS/CONTOUR/BESCHRIJVING		METER		BESTEMMING/STUKAANTAL		OPMERKINGEN/REMARKS	
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				
DEKORATIEF	VENTILATOR	1	1				
VERMIDDEL	VENTILATOR	1	1				

Anexo 9: Desenho de conjunto do túnel de vento

