

PROJETO DE UM TÚNEL DE VENTO DE CIRCUITO FECHADO

Joubert Vieira Santos¹; Romeu Abrahão Pereira²; Leandro Aureliano da Silva³; William Gigo⁴

^{1,2,4} Centro Brasileiro de Pesquisas Físicas - CBPF - MCTIC, Rio de Janeiro (RJ), Brasil

^{2,3,4} Faculdade de Talentos Humanos - FACTHUS, Uberaba (MG), Brasil

³ Universidade Federal de Uberlândia – UFU, Uberlândia (MG), Brasil

joubertvs@gmail.com, romeuabrahao@yahoo.com.br, lasilva@facthus.edu.br, wgigo@facthus.edu.br

RESUMO: Este trabalho apresenta o projeto de um túnel de vento de baixa velocidade, de circuito fechado, conhecido como túnel de Prandtl, o qual é apropriado ao estudo e análise aerodinâmica de peças mecânicas, protótipos de modelos em escala reduzida, aerofólios de pequenas turbinas eólicas e trabalhos relativos aos conteúdos de disciplinas acadêmicas nos cursos de graduação em engenharia. A metodologia de dimensionamento das partes que compõem o circuito fechado do túnel, é baseada nos princípios da dinâmica dos fluidos e da aerodinâmica, de acordo com os parâmetros de modelos construídos e testados experimentalmente, e reportados na literatura clássica especializada.

PALAVRAS CHAVE: Bocal de contração; Prandtl; seção de teste; túnel de vento subsônico; uniformidade de fluxo.

A CLOSED CIRCUIT PROJECT WIND TUNNEL

ABSTRACT: This work presents the design of a low-speed wind tunnel, closed circuit, known as tunnel Prandtl, which is appropriate to the aerodynamics study and analysis of mechanical parts, prototype models on a small scale, small wind turbine airfoils and work related to the contents of academic subjects in the undergraduate courses in engineering. The methodology calculating of the parts that make up the closed circuit of the tunnel is based on the principles of fluid dynamics and aerodynamics, according to the parameters of models constructed and tested experimentally, and reported in the classic specialized literature.

KEYWORDS: Contraction (nozzle); Prandtl; test section; subsonic wind tunnel; flow uniformity.

INTRODUÇÃO

Túneis de vento são dispositivos que permitem pesquisas e estudos do fluxo de ar sobre objetos de interesse, das forças e momentos atuantes sobre eles, e de suas interações com o fluxo, desempenhando uma crescente importância na Arquitetura, Educação e Meio Ambiente, bem como no desenvolvimento de perfis aerodinâmicos de pás de turbinas eólicas no aproveitamento da energia do vento.

O tipo mais comum de túnel de vento é o subsônico ou de baixa velocidade o que fornece melhor controle das condições de qualidade de fluxo, tais como pressão e temperatura, com redução da potência exigida na sua operação a uma dada velocidade, e quando comparado com um túnel de vento de circuito aberto, melhora as condições ambientais com a redução de nível do ruído e evita circulação do ar no ambiente de trabalho.

Uma vantagem do uso dos túneis de vento é a de permitir a realização de experiências sob condições bem controladas de fluxo, comparadas às realizadas em ambiente aberto, usando modelos em escala reduzida ao invés dos simuladores em dimensões reais, uma vez que pode-se obter o número de Reynolds, para aplicação real, variando a velocidade de fluxo ou viscosidade cinemática no túnel de vento.

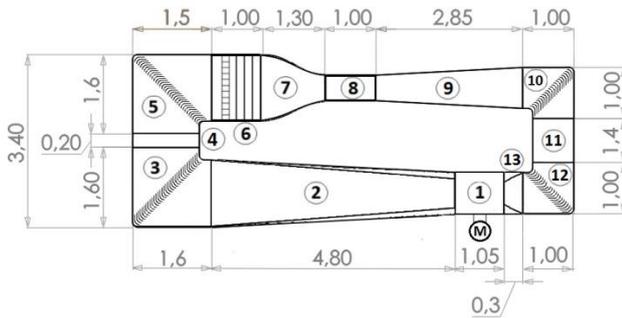
Este trabalho apresenta o projeto de um túnel de vento de circuito fechado tipo Prandtl, subsônico, para

análise aerodinâmica de micro turbinas eólicas, estudos de forças estáticas e dinâmicas, e momentos em estruturas de interesse em disciplinas de Engenharia aplicadas à graduação. A velocidade de fluxo máxima é de 40 m/s na seção de teste e os critérios adotados no dimensionamento das partes que compõem o túnel de vento, são os apresentados nas clássicas e conceituadas referências devidas a (BRADSHAW; PANKHURST, 1964), (PRANDTL, 1933), (BARLOW; ROE; POPE, 1999), et al.

LAYOUT DO TÚNEL DE VENTO

A Fig.1 mostra a representação esquemática do túnel de circuito fechado com o fluxo de ar fluindo a partir da seção da hélice (1) para o difusor (2), seguindo pelos cantos longos (3) e (5) entrando na câmara de estabilização ou estagnização (6) seguindo para o bocal de redução (7) a câmara de teste (8) e difusor (9) para o retorno pelos cantos curtos (10) e (12). Completando o circuito fechado, os adaptadores (4) e (11) conecta os cantos longos e curtos, respectivamente.

Figura 1: Representação esquemática do túnel de vento de circuito fechado do tipo Prandtl.

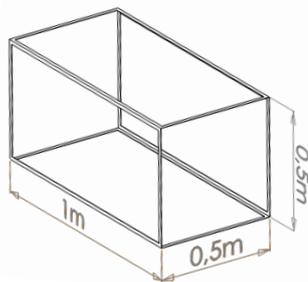


DIMENSIONAMENTO DAS PARTES COMPONENTES

A velocidade maior no túnel de vento ocorre na seção de teste resultando em grande perda de pressão devido ao atrito nas paredes, aos distúrbios no fluxo pela presença dos modelos em estudo e a separação do fluxo na saída da câmara e entrada no difusor (9). Para se ter o gradiente de pressão ajustado à linha central da câmara de teste, uma parede é ajustável de modo a variar a área de seção transversal na direção de saída do fluxo. O material das paredes são metálicos em aço inoxidável, podendo as laterais ser de acrílico transparente, permitindo a visualização do interior da seção de teste.

A seção transversal tem área de $0,25m^2$ com lados medindo $0,5m \times 0,5m$ e forma quadrática com os cantos internos contendo cantoneiras em ângulo de 45° . O diâmetro hidráulico: $D_h = 2 \cdot \sqrt{\frac{A}{\pi}} = 0,5642m$ e, comprimento da seção de teste igual a $1,00m$ estando no intervalo 0,5 a 3 vezes o D_h . (BARLOW; ROE; POPE, 1999)

Figura 2: Representação esquemática da seção de teste.



BOCAL DE CONTRAÇÃO

É o componente mais importante no circuito do túnel de vento, pois através dele que o fluxo de ar entra na seção de teste. A rápida aceleração a que fica sujeito o fluxo, resulta em grande tensão nas linhas de corrente do mesmo, reduzindo suas variações médias. A razão das áreas de seção transversal de entrada pela saída do bocal é chamada “razão de contração” e, segundo (BELL;

MEHTA, 1988), deve situar-se no intervalo 6 a 10, sendo que, próximas do limite superior, produz tensão maior. A área de saída é igual à entrada da seção de teste e, portanto, tem valor $0,25m^2$. Adotando razão de contração igual a 6,79 a área de entrada no bocal é $1,75m^2$.

Sendo L_{EB} o comprimento do lado na entrada e L_{SB} o comprimento na saída, o comprimento do bocal deve situar no intervalo (MEHTA; BRADSHAW, 1979); (BELL; MEHTA, 1988): $0,667 < \frac{L_{SB}}{L_{EB}} < 1,79$, o que resulta $L_B = 1,30m$.

Figura 3: Representação do bocal de contração

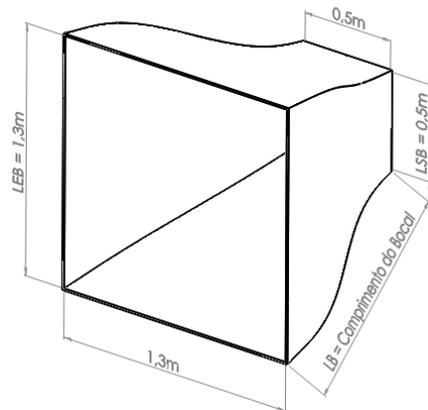
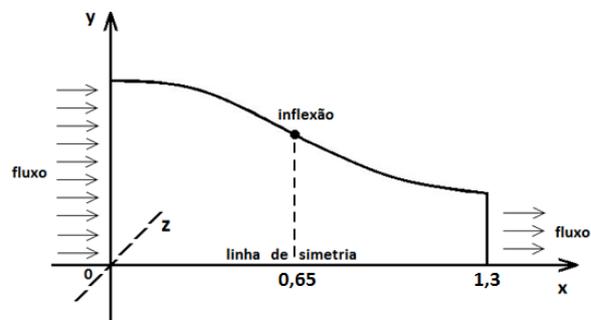


Figura 4: Perfil gráfico do polinômio de quinta ordem de Bell-Mehta.



DIFUSORES

A área de seção transversal do difusor (2) sendo igual a de entrada do bocal de contração, sua área de entrada coincide com a da seção da hélice (1). Segundo (MEHTA; BRADSHAW, 1979), a área da hélice (1) A_h e a área da seção de teste A_t deve satisfazer à relação

$$2 \leq \frac{A_h}{A_t} \leq 3 \quad (1)$$

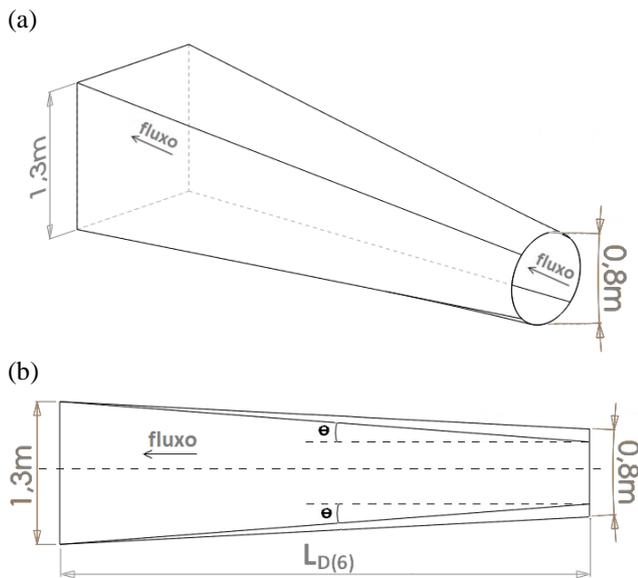
Adotando a razão igual a 2, resulta $A_h = 0,50m^2$ tendo lado igual a $0,77m$. A velocidade de saída do ar na

hélice U_h para velocidade máxima na seção de teste igual a $U_t = 40\text{m/s}$, é:

$$U_h = \frac{1}{2}U_t = 20\text{m/s} \quad (2)$$

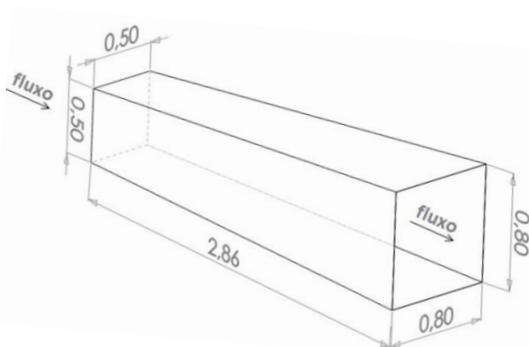
O diâmetro da hélice de forma circular é 0,80m.

Figura 5: Difusor (2): (a) Vista espacial e (b) corte transversal.



O difusor (9) tem na entrada de fluxo a mesma seção transversal que a de saída da câmara de teste, medindo 0,5m x 0,5m e, seção transversal de saída igual a de seção da hélice, a qual por sua vez, é igual à de entrada do difusor (2), medindo 0,80m x 0,80m, com ângulo de cone máximo de 3°, resultando comprimento 2,86m.

Figura 6: Difusor (9)



CANTOS

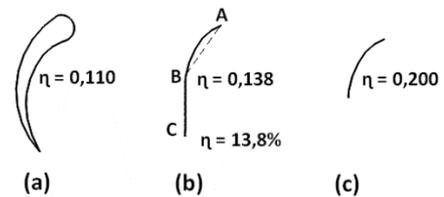
Túnel de vento de circuito fechado têm quatro cantos, os quais são responsáveis por mais de 50% das perdas totais de pressão. Com a adição de pás nos cantos, ocorre redução das perdas, bem como previne interferências na distribuição de velocidade, mantendo-a em fluxo de regime estacionário (PRANDTL, 1933). A

idéia segundo Prandtl consiste em fatiar a corrente de ar em muitas fitas, cada uma fluindo separadamente em estreitos canais, para se juntarem novamente nas saídas das pás.

Para minimizar as turbulências nas correntes de fluxo, tornando menores as perdas no cantos, as pás são projetadas por meio da teoria de cascata, com a determinação de suas linhas de arqueamento e a escolha de formato da seção transversal eficiente, com o uso apropriado da razão corda-espacamento entre as pás (BRADSHAW; PANKHURST, 1964), (KROBEI, 1932), (COLLAR, 1937).

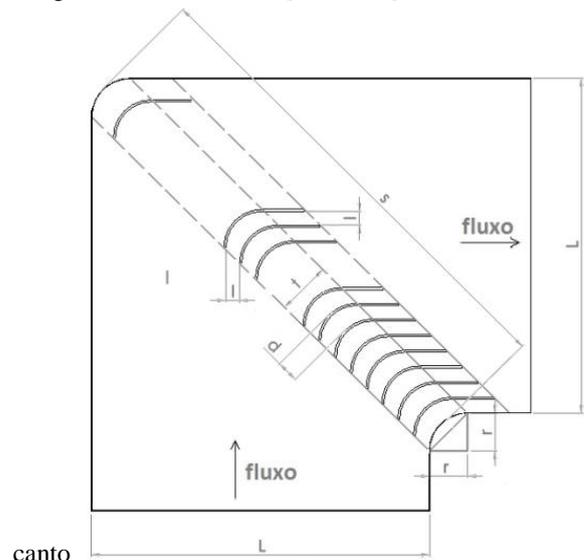
Os perfis das pás usadas nos cantos é mostrado na Fig. 7, bem como os seus respectivos coeficientes de perdas (KROBEI, 1932), (COLLAR, 1937), (ECKERT; MORT; POPE, 1976). Neste projeto é adotado o perfil (b) por questão de economia e facilidade de construção, justificando-se por apresentar acréscimo de perda de apenas 2,8% em relação ao perfil (a), e tendo a extensão reta BC, além da seção circular, de comprimento igual ao da corda AB.

Figura 7: Perfis das pás guias nos cantos



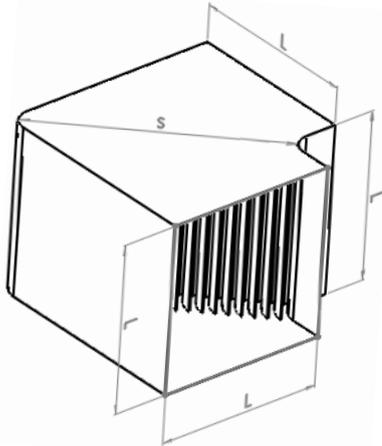
A geometria do fluxo nos cantos com ângulo de mudança de direção igual a 90°, é mostrado na Fig. 8, segundo apresentado no diagrama 6.33 da referência (IDEL'CIK, 1969), com número de pás $n = 25$, raio do canto (r), (t) o comprimento da corada, (s) o comprimento da diagonal do canto, (d) e (l) os espaçamentos entre as pás na diagonal e nas saída, respectivamente.

Figura 8: Pás de mudança de direção no interior do



A Fig. 9 mostra uma vista espacial do canto, incluindo as pás e as extensões.

Figura 9: Vista espacial do canto.



Os cantos maiores e menores apresentando comprimento de lados 1,30m e 0,80m, tendo 25 pás cada um, apresentam parâmetros geométricos para construção e montagem constantes na no quadro 1.

Quadro 1: Parâmetros principais dos cantos.

Descrição	Símbolo	Canto 3	canto7
		Dimensão (m)	Dimensão (m)
Comprimento da aresta	L	0,80	1,30
Comprimento da diagonal	S	1,31	1,84
Espaçamento entre pás	d	0,053	0,074
	l	0,032	0,052
Raio do canto	r	0,091	0,15
Corde	t	0,13	0,21

Os cantos são conectados por meio de adaptadores de igual área de seção transversal com as dimensões mostradas na Fig. 10.

A seção da hélice (1) sendo circular e, a do canto (12) quadrada, o adaptador (13) conecta esses dois módulos do túnel de vento tendo comprimento igual a 0,30m e vista espacial mostrada na Fig. 11.

CÂMARA DE ESTABILIZAÇÃO

A câmara de estabilização é constituída por uma colmeia de malha hexagonal, e por três painéis com telas, de mesmas seções transversais que a de entrada do bocal de contração, medindo 1,30m x 1,30m, com arranjo mostrado na Fig. 12.

Figura 10: Adaptadores conectados cantos (3) e (5)(a) e os cantos (10) e (12)(b)

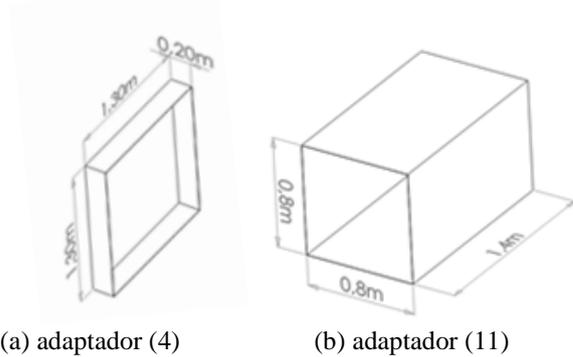


Figura 11: Forma do adaptador (13).

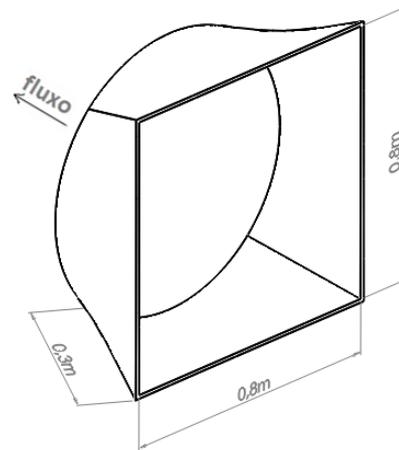
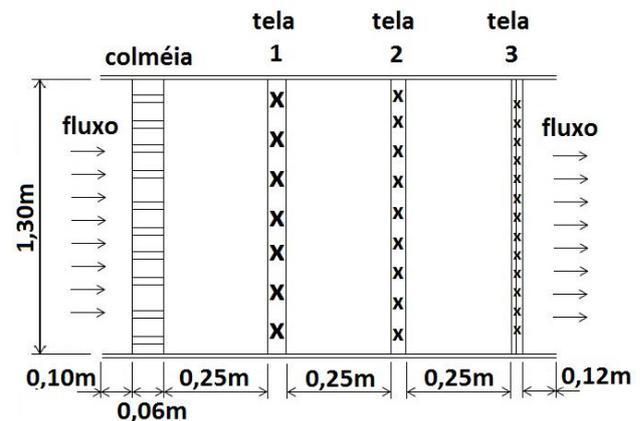


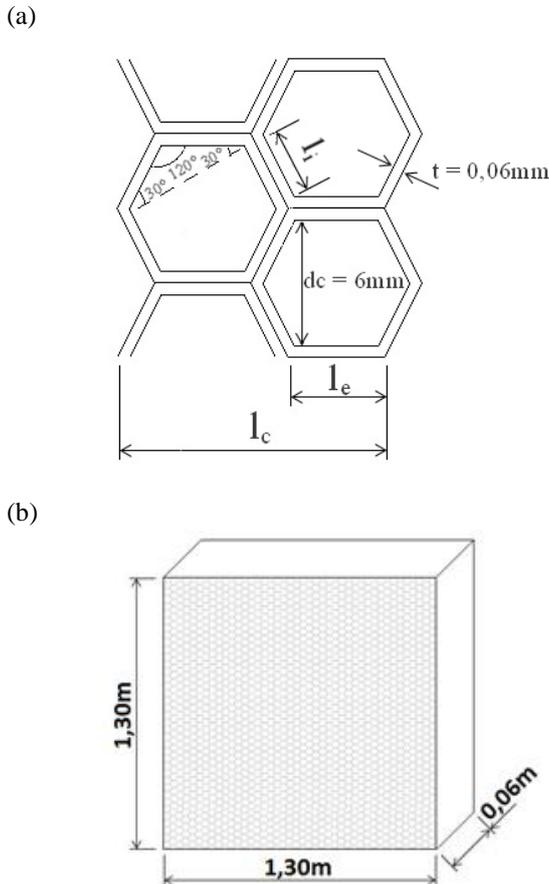
Figura 12: Câmara de Estabilização



O dimensionamento dos componentes, colmeia e telas, segue a metodologia e critérios de projeto descritos na referência (PEREIRA; et al, 2016) resultando os valores mostrados nas tabelas 2 e 3, com os parâmetros constantes nas Fig. 13 e 14.

COLMEIA

Figura 13: (a) Estrutura da colméia; (b) módulo da colméia.



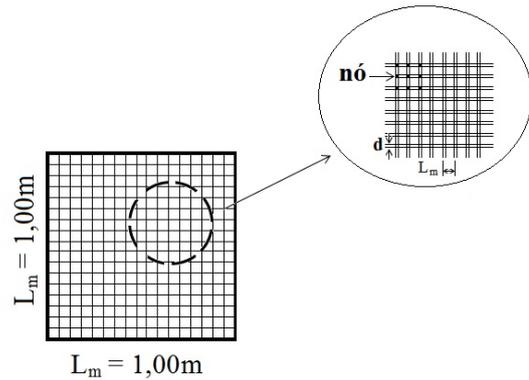
Quadro 2: Parâmetros principais da Colmeia.

Descrição	Símbolo	Medida	Unidade
Aresta Interna	l_i	5,2	mm
Aresta Externa	l_e	5,26	mm
Espessura de Parede	t	0,06	mm
Lado Externo	l_c	15,70	mm
Rugosidade	λ	15	mm
Solidez	δ	$1,8 \times 10^{-2}$	-
Porosidade	β	0,9	-
Diâmetro Hidráulico	d_h	9,5	mm

TELAS

O painel da tela é mostrado na Figura 14 e seus parâmetros apresentados no quadro 3.

Figura 14: Painel da tela.



Quadro 3: Parâmetros principais das telas.

Descrição	Parâmetro	Un.	Tela 1	Tela 2	Tela 3
Diâmetro do Fio	d	mm	0,8	0,6	0,2
Divisão da Malha	l_m	m	3,5	2,5	0,6

PERDAS DE PRESSÃO

Nos túneis de vento tipo Prandtl a pressão é estudada em cada seção do circuito fechado, com as perdas ocorrendo consecutivamente nas diferentes seções, de modo que a perda global é igual à pressão ganha pelo fluxo devido à hélice.

A perda de pressão Δp em um dado componente do túnel é proporcional à pressão dinâmica na entrada do componente:

$$\Delta p = k \cdot \frac{\rho U^2}{2} \quad (3)$$

em que: $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ e U a velocidade média do fluxo na entrada.

O cálculo das perdas são feitos com a metodologia e critérios descritos em (PEREIRA; et al, 2016), considerando os parâmetros do projeto físico do presente trabalho, considerando a velocidade máxima na câmara de teste igual a 40m/s, taxa de fluxo volumétrica $10 \text{ m}^3/\text{s}$ e, de fluxo de massa 12,25 kg/s com a densidade do ar igual a $1,225 \text{ kg/m}^3$.

Nos cantos, as seções críticas são as duas após a câmara de teste, devido à maior pressão dinâmica e o fato de se ter uniformidade de fluxo na entrada da hélice. (BARLOW; ROE; POPE, 1999) usa para o coeficiente de perda no canto a equação:

$$k = 0,10 + \frac{4,55}{(\log_{10} .R_e)^{2,58}} \quad (4)$$

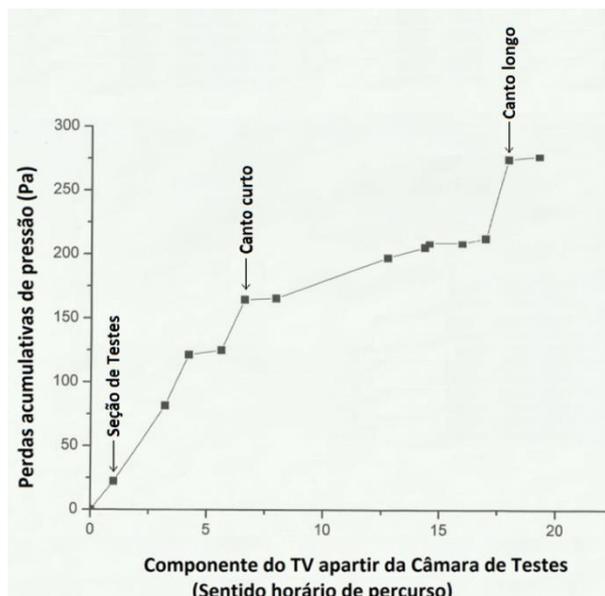
Os valores das perdas nos componente constam no quadro 4, com os maiores valores ocorrendo no difusor (9) e nos cantos menores (10) e (12).

Quadro 4: Perdas nos componente do túnel, Δp (Pa)

Componente	Δp (Pa)	Δp Acumulada (Pa)
(1) Câmara de Teste	22,27	22,27
(2) Difusor	59,40	81,67
(3) Canto curto	39,68	121,35
(9) Bocal de redução	3,60	124,95
(3) Canto curto	39,68	164,63
(4) Adaptador	1,00	165,63
(5) Seção da hélice	32,00	197,63
(6) Difusor	3,41	209,14
(7) Canto longo	0,04	209,18
(8) Câmara de estabilização	3,41	212,59
(7) Canto longo	62,00	274,59
(9) Bocal de redução	2,60	277,19

A Fig. 15 é o gráfico das perdas acumuladas ao longo do percurso de fluxo de ar, a partir da câmara de teste e circulando pelos componentes no sentido horário, apresentando perda total de 277,19Pa ao retornar à câmara de teste.

Figura 15: Pressão estática cumulativa no interior do túnel de vento.



A hélice axial que gera o movimento de ar no interior do túnel de vento é instalada entre a saída do difusor (9) e a entrada do difusor (2). Para estimar a

potência P_m do motor da hélice com seu rendimento η_m , considerando o rendimento da hélice η_H , e com o objetivo de se ter na câmara de teste velocidades no intervalo de uso de 3,0m/s a 40m/s, utiliza-se o fator de potência λ , variando a frequência de rotação do motor. O fator de potência é:

$$\lambda = \frac{\Delta P_t}{\eta_H \cdot P_{cT}} = \frac{P_M \cdot \eta_M}{A_{cT} \cdot U_{cT} \cdot P_{cT}} \quad (5)$$

onde: ΔP_t é a perda de pressão no circuito do túnel de vento;

A_{cT} , U_{cT} , P_{cT} : são a área, velocidade e pressão dinâmica na câmara de teste;

P_M e η_M : São a potência e o rendimento do motor;

η_H : Rendimento da hélice

Os rendimentos η_H e η_M médios são 0,60 e 0,85 respectivamente, sendo $U_{cT} = 40\text{m/s}$, $\Delta P_t = 277,19\text{Pa}$, tem-se :

$$\lambda = \frac{\Delta P_t}{\eta_H \cdot P_{cT}} = 0,471 \quad (6)$$

A potência do motor é:

$$P_M = \frac{A_{cT} \cdot U_{cT} \cdot P_{cT}}{\eta_M} = 5435\text{W} \quad (7)$$

Adota-se motor de 5,5KW e 1800 rpm.

CONCLUSÃO

O projeto do túnel de vento apresentado baseia-se no procedimento de dimensionamento das partes que o compõem, iniciando com a definição das dimensões da seção de testes e dos limites de velocidade desejada nas operações de estudos e pesquisas a que se propõe o seu uso em engenharia. Em função dos parâmetros estabelecidos na seção de teste, o projeto de todos os outros componentes foram descritos e dimensionados. Especial atenção foi dada ao dimensionamento do bocal de contração, por ser o componente do túnel de vento que mais influencia a qualidade do fluxo na seção de testes (Bell-Mehta), bem como nos componentes dos cantos, com a utilização de pás com dimensões e geometria apropriadas, com o objetivo de melhorar a qualidade do fluxo, impedindo separações lamelares e evitando o surgimento de turbulências na seção de testes.

No dimensionamento da hélice, resultou o valor da potência do motor a ser utilizado, de modo a permitir,

por meio de inversor, variar a velocidade de modo controlado, dentro dos seus limites proposto no projeto.

SHAMES, Irvin Herman. **Mechanics of Fluids**. 3.ed. New York: Mcgraw-Hill, 1992.

REFERÊNCIAS

BARLOW, Jewel B.; RAE, WILLIAN H. Jr.; POPE, ALAN. **Low-Speed Wind Tunnel Testing**. John Wiley and Sons, Inc. 3.ed. 1999.

BELL, James H.; MEHTA, Rabindra D. Boundary-Layer Predictions for Small Low-speed Contractions. **AIAA Journal**, Vol. 27, No. 3. pp. 372-374, 1989.

BELL, James H.; MEHTA, Rabindra D. **Contraction Design for Small Low-Speed Wind Tunnels**. NASA-CR 182747, April 1988.

BRADSHAW, Peter; PANKHURST, R.C. **The Design of Low-Speed Wind Tunnel's**. Progress in Aeronautical Sciences 6, 1-69, 1964.

COLLAR, A.R. **Some Experiments With Cascades of Airfoils**. ARC R&M, 1768,1937.

ECKERT W.; MORT, K. W.; POPE J.; **Aerodynamics Design Guidelines and Computer Program for Estimation of Subsonic Wind Tunnel Performance**. NASA TND-8543, Washington: 1976.

FOX, R. W.; KLINE, S. J. **Flow Regime Data and Design Methods for Curved Subsonic Difusers**. 1962.

IDEL'CHICK, I. E. **Handbook of Hydraulic Resistance**. The Israel Program for Scientific Translation, AEC TR 6630, Tel Aviv: 1966

IDEL'CHICK, I. E. **Memento des Pertes de Charge: Coefficients de Pertes de Charge Singulières et de Perdes de Charge par Frottement**. Traduit du Russe par Madame M. Meury. Paris: Eyrolles Editeur, 1969.

KROBER, G. **Guide Vanes for Deflecting Fluid Corrents With Small Loss of Energy**. NACA TM 722, 1932.

MEHTA, Ravi Datt; BRADSHAW, Peter. Design Rules for Small Low-Speed Wind Tunnels. **Journal of Royal Aeronautical Society**. Vol. 73, 1979.

PEREIRA, Romeu A.; AURELIANO, Leandro da S.; SANTOS, Joubert V.; MELO; Keneddy L. da C.; PEREIRA, Adielton M.; OLIVEIRA, Pedro A. dos R. **Projeto de Um Túnel de Vento Subsônico**. Faculdade de Talentos Humanos, FACTHUS. Uberaba: 2016.

PRANDTL, Ludwig. **Attaining a Steady Air Stream in Wind Tunnels**. Reprint from Handbuch der Experimental Physic-Vol.IV Part 2, pp65-106, NACA TM 726, ect. Washigton:1933.