

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
CURSO DE ENGENHARIA AEROESPACIAL
CONCEPÇÃO, PROJETO, IMPLEMENTAÇÃO E OPERAÇÃO II

José Carlos Ignácio Gonçalves Zart
Leonardo Barros da Luz
Wilcker Neuwald Schinestzki

PROJETO DE TÚNEL DE VENTO AERODINÂMICO DE SUCÇÃO

Santa Maria, RS
2018

**José Carlos Ignácio Gonçalves Zart
Leonardo Barros da Luz
Wilcker Neuwald Schinestzki**

PROJETO DE TÚNEL DE VENTO AERODINÂMICO DE SUCÇÃO

Relatório Final de CPIO II aplicado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para aprovação na disciplina de **CPIO II**.

ORIENTADOR: Prof. Dr. Roberto da Mota Girardi

Santa Maria, RS
2018

RESUMO

PROJETO DE TÚNEL DE VENTO AERODINÂMICO DE SUCÇÃO

AUTORES: José Carlos Ignácio Gonçalves Zart

Leonardo Barros da Luz

Wilcker Neuwald Schinestzki

ORIENTADOR: Roberto da Mota Girardi

Durante a criação do curso de Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM), foram planejados diversos laboratórios para suprir as necessidades do corpo de alunos. Portanto, este trabalho tem como objetivo atender a necessidade do curso, fornecendo os requisitos técnicos para um processo de licitação destinado à construção de um túnel de vento didático, que fará parte de um laboratório experimental de mecânica dos fluidos e aerodinâmica. Seguindo uma metodologia de projeto, foram definidas especificações que possibilitaram, por meio de modelos semi-empíricos, a elaboração de uma rotina de projeto capaz de definir um conceito, podendo ser realimentada com resultados oriundos de análises computacionais como CFD. Com um conceito inicial de túnel de vento, foram realizadas simulações de fluidodinâmica computacional, as quais forneceram os dados necessários para avaliar o comportamento do túnel e realimentar a rotina de projeto. No trabalho, pode-se analisar os resultados obtidos e o conceito final do túnel de vento. O projeto contou com o auxílio de professores e técnicos e foi finalizado com êxito, satisfazendo quase todos os requisitos de projeto e garantindo uma economia de recursos financeiros para a instituição.

Palavras-chave: Túnel de Vento. Didático. Aerodinâmica. Projeto. Simulações.

LISTA DE FIGURAS

Figura 3.1 – Organograma da metodologia de projeto.	10
Figura 4.1 – Ilustração de um túnel de vento de circuito aberto.	12
Figura 4.2 – Ilustração de um túnel de vento de circuito fechado.	13
Figura 4.3 – Túnel de vento didático da UFMG.	16
Figura 4.4 – Túnel de vento didático da empresa AeroAlcool.	16
Figura 4.5 – Túnel de vento didático da empresa Nova Didacta.	16
Figura 5.1 – Ilustração da seção de contração no plano.	22
Figura 6.1 – Exemplo de domínio computacional.	31
Figura 6.2 – Exemplos de visualização de malhas não estruturada e estruturada.	33
Figura 6.3 – Qualidade de células.	34
Figura 6.4 – Exemplos de células tridimensionais com seus respectivos números de faces.	35
Figura 6.5 – Exemplo de malha híbrida.	35
Figura 6.6 – Processo de convergência de malha para escoamento entre placas planas paralelas.	36
Figura 6.7 – Exemplo de escolha de condições de contorno.	38
Figura 6.8 – Exemplo de escolha de condições de contorno para escoamento sobre cilindro.	39
Figura 6.9 – Tomada de velocidade pontual típica para escoamento turbulento.	40
Figura 6.10 – Camada limite com e sem gradiente de pressão adverso.	41
Figura 6.11 – Diferentes regiões da camada limite.	42
Figura 6.12 – Comparação entre leis de parede e dados experimentais.	42
Figura 6.13 – Modelo tridimensional simplificado do túnel de vento.	46
Figura 6.14 – Malha <i>trimmed</i> gerada na geometria do túnel de vento.	47
Figura 6.15 – Distribuição do y^+ ao longo da parede do túnel de vento.	48
Figura 6.16 – Crescimento das camadas prismáticas.	49
Figura 6.17 – Perfil de velocidades no difusor.	51
Figura 6.18 – Perfil de velocidades na contração.	52
Figura 6.19 – Espessura de deslocamento definida por uma linha de corrente fora da camada limite.	52
Figura 6.20 – Variação da pressão estática ao longo da seção de testes na geometria com chanfro constante (a) e com chanfro variável (b).	54
Figura 7.1 – Dimensões finais da bancada didática.	56

LISTA DE QUADROS

Quadro 7.1 – Estimativa de massa.	57
--	----

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	7
2	OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA	8
2.1	OBJETIVO GERAL	8
2.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	8
2.3	JUSTIFICATIVA	8
3	METODOLOGIA	9
4	PROJETO INFORMACIONAL	11
4.1	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	11
4.1.1	Tipos de túneis de vento e algumas aplicações	11
4.1.2	Seção de testes	14
4.1.3	Parâmetros de similaridade e suas aplicações	14
4.2	PESQUISA DE MERCADO	15
4.3	REQUISITOS BÁSICOS	17
4.4	REQUISITOS TÉCNICOS	17
5	PROJETO CONCEITUAL	18
5.1	DIMENSIONAMENTOS INDIVIDUAIS DAS SEÇÕES	18
5.1.1	Seção de Testes	18
5.1.2	Seção de Contração	20
5.1.3	Seção de Tranquilização	22
5.1.4	Seção de Admissão	26
5.1.5	Difusor	26
5.1.6	Sistema de Exaustão	27
6	ANÁLISE COMPUTACIONAL POR CFD	30
6.1	OBJETIVOS	30
6.2	CONCEITOS BÁSICOS DE CFD	30
6.2.1	Procedimento da Solução	31
6.2.2	Discretização Espacial	33
6.2.3	Condições Iniciais e de Contorno	36
6.2.3.1	<i>Condições de contorno de parede</i>	37
6.2.3.2	<i>Condições de contorno para entrada ou saída de escoamento</i>	37
6.2.3.3	<i>Condições de contorno diversas</i>	38
6.2.3.4	<i>Condições de contorno internas</i>	39
6.2.4	Turbulência e seus Diferentes Modelos	40
6.3	ANÁLISE EM CFD DO TÚNEL DE VENTO	45
6.3.1	Domínio Computacional	45
6.3.2	Discretização Espacial do Domínio Computacional	46
6.3.3	Hipóteses e modelos adotados	49
6.3.4	Pós-processamento dos dados	50
6.3.5	Realimentação de resultados	55
7	ESPECIFICAÇÕES FINAIS	56
7.1	DIMENSÕES FINAIS DA BANCADA DIDÁTICA	56
7.1.1	Dimensões Mínimas do Laboratório	57
7.2	MASSAS DOS CONJUNTOS	57
7.3	ESPECIFICAÇÕES DO EDITAL	57
7.4	ORÇAMENTO FINAL DO PRODUTO	58

8	CONCLUSÕES	59
	APÊNDICE A – ROTINA DE PROJETO EM MATLAB	60
	APÊNDICE B – CURVAS DE DESEMPENHO DE HÉLICES	68
	APÊNDICE C – DESENHOS E INSTRUÇÕES DE MONTAGEM	73
	ANEXO A – ESPECIFICAÇÕES DO EDITAL DE FABRICAÇÃO	79
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	86

1 INTRODUÇÃO

O projeto teve início devido à necessidade da implementação de um laboratório experimental de mecânica de fluidos e aerodinâmica para o curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM. Visando atender a necessidade do curso, o projeto foi realizado com o intuito de fornecer os requisitos técnicos para um processo de licitação destinado à construção do túnel de vento.

Existem diversos tipos e classificações de túneis de vento, dependendo das aplicações e das atividades que serão realizadas. Portanto, para encontrar um balanço entre custo de fabricação e as características desejadas ao túnel, foi realizado um planejamento de projeto. O planejamento iniciou com a escolha dos objetivos do projeto, em seguida, adotou-se uma metodologia com a finalidade de organizar as etapas de projeto. O projeto foi dividido em: projeto informacional, projeto conceitual, análise computacional, especificações finais e conclusões.

2 OBJETIVOS E JUSTIFICATIVA

Nesta fase de projeto, são tomadas decisões importantes para iniciá-lo, adotando objetivos geral e específicos, bem como a justificativa para a sua realização.

2.1 OBJETIVO GERAL

O trabalho tem como objetivo geral o projeto um túnel de vento de caráter didático que atenda às necessidades do curso de Engenharia Aeroespacial da UFSM, com a finalidade de proporcionar a elaboração de experimentos que complementem a formação nas áreas de mecânica dos fluidos e aerodinâmica.

2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

O projeto possui os seguintes objetivos específicos:

- Garantir um escoamento de qualidade na seção de testes;
- Atender a diferentes configurações de experimentos;
- Garantir uma boa visualização e interação com o experimento.

2.3 JUSTIFICATIVA

Tendo em vista a necessidade da união de conhecimentos teóricos e práticos para a formação de um engenheiro, justifica-se a realização do projeto com a ausência de bancadas didáticas que complementem a formação do estudante de Engenharia Aeroespacial da UFSM nas áreas de mecânica dos fluidos e aerodinâmica.

3 METODOLOGIA

Para o embasamento teórico referente a túneis de vento, utilizou-se o livro "*Low Speed Wind Tunnel Testing*" de Barlow, Rae e Pope (1999), o qual fornece diferentes modelos empíricos e semi-empíricos sobre túneis de vento de baixa velocidade. Esse livro possui um material muito completo, sendo citado em diversos trabalhos na área, portanto, o mesmo foi adotado como bibliografia base do projeto. Para o embasamento teórico referente à Fluidodinâmica Computacional ou CFD (*Computational Fluid Dynamics*), foi utilizado como base o livro "Mecânica dos Fluidos", de Çengel e M.Cimbala (2015).

Para discussões de conceitos e sugestões, foram realizadas reuniões com um grupo de professores e técnicos. O grupo de professores foi composto por Dr. André Luís da Silva, Dr. Roberto Girardi, Dr. Giuliano Demarco e Dr. Roberto Begnis Hausen, os quais auxiliaram com seus conhecimentos teóricos e práticos. O grupo de técnicos foi composto pelos técnicos Thiago Garcia e Gilberto Alves, os quais contribuíram com seus conhecimentos em fabricação e eletrônica.

Adotou-se como metodologia a divisão do projeto em quatro etapas. A primeira etapa é o projeto informacional, o qual possui como objetivo a definição das especificações de projeto. A segunda etapa é o projeto conceitual, o qual busca gerar conceitos que possivelmente satisfaçam os requisitos de projeto, desprezando detalhes de fabricação, escolha e resistência dos materiais, levando em conta apenas as funções e o desempenho dos principais componentes. A terceira etapa é dada pela análise computacional por CFD, a qual é responsável pela análise do escoamento interno do conceito final, identificando possíveis problemas e, assim, propondo mudanças se necessário. A quarta etapa é dada pelas especificações finais, apresentando os resultados obtidos e suas considerações finais. Na Fig. 3.1, encontra-se um organograma que resume o metodologia de projeto.

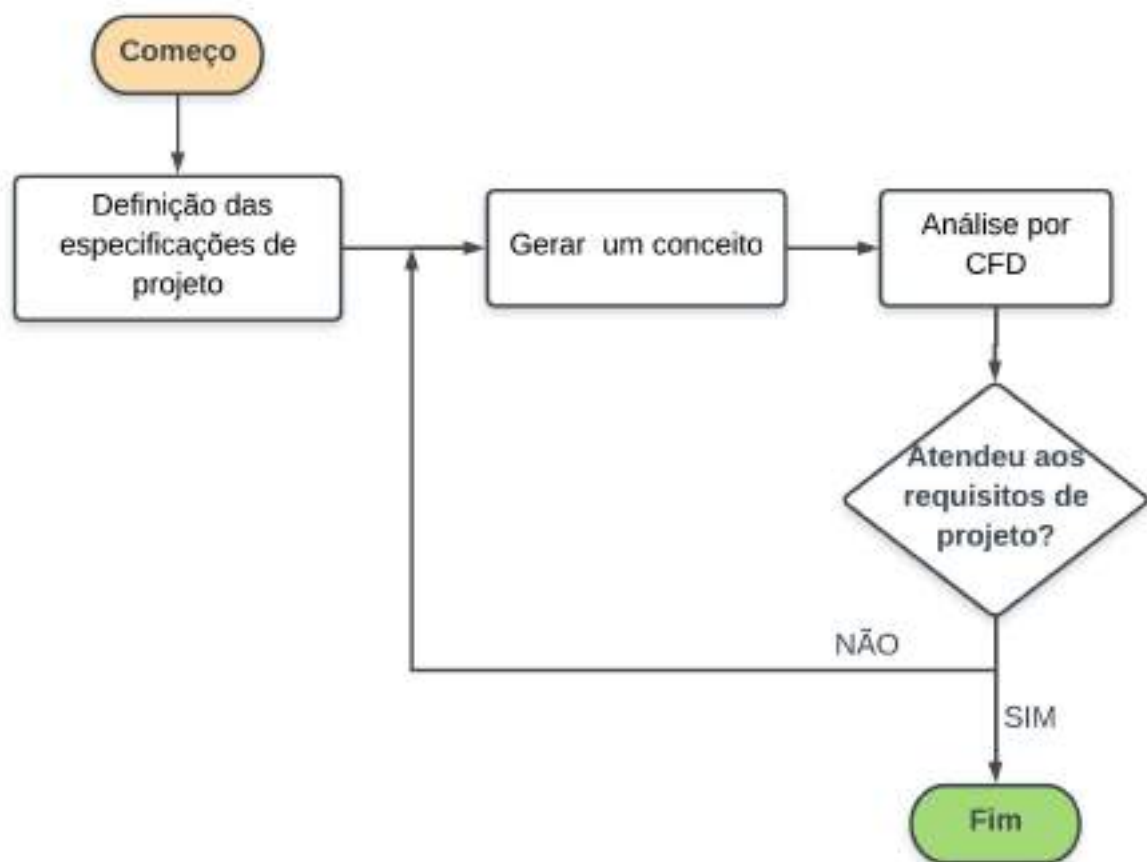


Figura 3.1 – Organograma da metodologia de projeto. Fonte: Autor

4 PROJETO INFORMACIONAL

Nesta fase de projeto, realizou-se uma revisão bibliográfica, formando uma base conceitual e teórica para o projeto. Em seguida, foi feita uma pesquisa de mercado com a finalidade de observar os conceitos de túneis de vento didáticos fornecidos por diferentes empresas e, por fim, foram definidos os requisitos básicos e técnicos do projeto.

4.1 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta seção, são apresentados os tipos de túneis de vento com suas aplicações e os conceitos básicos de similaridade, os quais permitem que modelos em escala reduzida sejam utilizados no túnel, reduzindo drasticamente os custos. Com o uso da similaridade, é possível obter os coeficientes aerodinâmicos do modelo real com uma fidelidade aceitável.

4.1.1 Tipos de túneis de vento e algumas aplicações

Existem, basicamente, dois tipos de túneis de vento e dois tipos de seção de testes. Entretanto, se forem consideradas variações de características específicas do túnel, podem ser feitas inúmeras combinações.

Os dois tipos de túneis de vento são: túneis de circuito aberto e túneis de recirculação. Quanto à seção de testes, eles podem ser divididos em túneis de seção de testes aberta e fechada.

- **Túneis de vento de circuito aberto:** Em um túnel de vento de circuito aberto, o ar flui normalmente em linha reta, passando por uma região de contração até a seção de testes, seguido por um difusor, a seção do ventilador e a exaustão. Dessa forma, a circulação do ar se dá no ambiente, pois a entrada de ar não está conectada à saída.

Este tipo de túnel de vento costuma possuir baixo custo em relação ao de recirculação, uma vez que a quantidade de material empregada é muito menor. Também, ele possui aplicação em casos de experimentos com combustão ou visualização com fumaça, pois nele há a troca de ar constante. Em função do baixo custo inicial, normalmente ele é escolhido para trabalhos em sala de aula ou em casos onde a demanda de uso é baixa. Em contrapartida, possui um consumo energético maior pois não há aproveitamento do escoamento já acelerado. Outro ponto importante, é que este tipo de configuração tende a produzir mais ruído, o que pode se tornar um

problema dependendo do local onde o mesmo será instalado e do horário de funcionamento. Podem haver problemas para o controle de temperatura do escoamento e o tratamento do escoamento deve ser mais intenso com telas e colmeias, pois o ar de entrada vem do ambiente com a temperatura e os níveis de turbulência que normalmente não são os ideais para o experimento.

Na Fig. 4.1, é possível visualizar a maquete do primeiro túnel de vento instalado na América do Sul. Este túnel é um exemplo de um túnel de circuito aberto, o qual demonstra as características citadas acima.

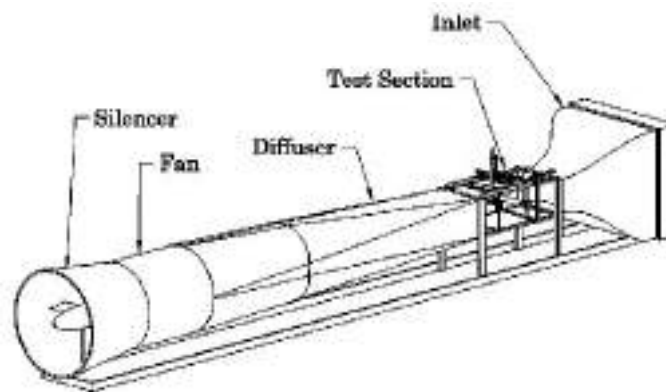


Figura 4.1 – Ilustração de um túnel de vento de circuito aberto. Fonte: <<https://www.semanticscholar.org/paper/Wind-Tunnel-Aerodynamic-Tests-of-Six-Airfoils-for-Selig-McGranahan/77a81af74943774ae4ab20eba3f0989bfc7f27d5>> Data de acesso: 25/06/2018

- **Túneis de vento de recirculação:** Os túneis de vento de recirculação são túneis com o mesmo princípio dos de circuito aberto, porém, eles possuem a exaustão conectada à entrada de ar. Dessa forma, é necessária a implementação de alguns elementos, como difusores extras para a recuperação da pressão na entrada e palhetas diretoras para ajudar a manter as propriedades do escoamento nas curvas, uma vez que o circuito é fechado. As principais vantagens desse tipo de configuração são a qualidade do escoamento, uma vez que o mesmo se mantém dentro do túnel, independentemente das condições do tempo no laboratório ou no ambiente; a baixa demanda energética comparada aos túneis de circuito aberto e, também, a menor emissão de ruídos. Em contrapartida, o custo inicial pode ser bastante grande e, quando utilizado em larga escala, deve possuir algum modo de troca de ar ou de refrigeração, pois há tendência de aquecimento. Na Fig. 4.2, pode-se visualizar uma representação de um túnel de vento de recirculação em corte, a qual permite a visualização das palhetas diretoras nos cantos e como são dispostas cada parte do túnel.

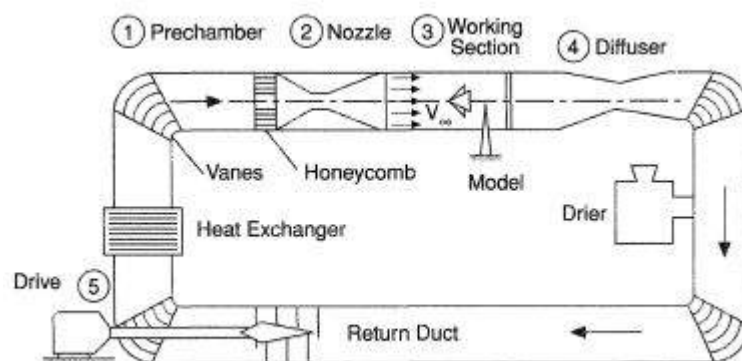


Figura 4.2 – Ilustração de um túnel de vento de circuito fechado. Fonte: <<http://www.thermopedia.com/content/1263/>> Data de acesso: 25/06/2018

4.1.2 Seção de testes

A seção de testes é onde o modelo é fixado, normalmente preso a uma balança para que os esforços possam ser medidos. Esta seção pode possuir diferentes configurações e, até mesmo diferentes formatos, tais como circular ou retangular, dependendo da necessidade de simular condições próximas ao solo ou não.

Quanto ao fato da seção de testes poder ser tanto aberta quanto fechada, é importante ter conhecimento que uma seção de testes aberta pode trazer grandes complicações, como entrada de ar pela mesma, problemas com ruídos e, até mesmo, perturbações em escoamentos transientes. Dessa forma, o mais comum é encontrar túneis de seção de testes fechada, pois os efeitos da interferência das paredes na mesma já são bem conhecidos pelos operadores e usuários. Neste caso, também há a possibilidade de conversão da seção de testes para outras configurações, dependendo do experimento a ser realizado.

O tamanho da seção de testes aparentemente ideal seria aquele que comporta o modelo em escala real. Entretanto, isso aumenta drasticamente os custos, o que na maioria dos casos torna inviável. Dessa forma, é válido se preocupar em alcançar os parâmetros de similaridade para o modelo em questão e trabalhar com modelos em escala, o que permite com que o trabalho seja executado com custo relativamente baixo.

4.1.3 Parâmetros de similaridade e suas aplicações

Como consequência das equações da dinâmica de fluidos, surgem três coeficientes conhecidos como: Número de Reynolds, Número de Mach e Número de Froude. Cada um desses coeficientes adimensionais estabelece uma relação entre as forças atuantes nos fluidos, sendo cada uma dessas forças, os próprios termos das equações de Navier-Stokes. Desta forma têm-se:

- **Número de Reynolds:** Estabelece uma relação entre as forças inerciais e forças viscosas e é dado por

$$Re = \frac{\rho V l}{\mu} \quad (4.1)$$

- **Número de Mach:** Estabelece uma relação entre as forças inerciais e forças elásticas e é dado por

$$M = \frac{V}{c} \quad (4.2)$$

- **Número de Froude:** Estabelece uma relação entre as forças inerciais e forças gravitacionais e é dado por

$$Fr = \sqrt{\frac{V^2}{lg}} \quad (4.3)$$

Onde, ρ é a densidade do fluido, V é o módulo da velocidade do fluido, l é o comprimento característico do corpo, μ é o coeficiente de viscosidade do fluido, c é o módulo da velocidade do som no meio fluido e g é o módulo da aceleração gravitacional local.

O número de Froude é útil quando o modelo se movimenta ao mesmo tempo que o escoamento, o que é bastante raro, pois a maioria dos túneis de vento possui o modelo fixo na seção de testes.

Os números de Reynolds e de Mach são os parâmetros de similaridade mais utilizados, pois uma vez que eles são os mesmos que o modelo em escala real, o escoamento será dinamicamente semelhante. Valores adimensionais para coeficientes de pressão, coeficientes de forças, coeficientes de momentos, densidade, viscosidade e temperatura serão os mesmos tanto para o modelo em escala quanto para o modelo em escala real, possuindo fácil conversão dos valores, a qual depende apenas de fatores que relacionam as condições e dimensões do modelo real.

Para fazer a conversão dos coeficientes de força, por exemplo, basta multiplicar o coeficiente do modelo em escala pelo fator $0,5 \cdot \rho_{\infty} V_{\infty}^2 l^2$, cujos valores são referentes às condições encontradas pelo modelo em escala real.

Na prática, é muito difícil alcançar os mesmos valores para os números de Reynolds e Mach, o que muitas vezes, exige um estudo aprofundado do caso para saber qual coeficiente é mais vantajoso aproximar. Para casos onde a velocidade é bastante alta, principalmente próximo do regime transônico, é mais importante trabalhar com o mesmo número de Mach. Já nos casos definidamente subsônicos, trabalhar com o mesmo número de Reynolds se mostra mais importante.

Vale ressaltar que é fundamental que o trabalho experimental em túnel de vento seja feito em conjunto com cálculos analíticos e simulações computacionais, para garantir que tudo ocorra da maneira correta.

4.2 PESQUISA DE MERCADO

A análise de mercado tem como objetivo buscar informações de projetos já executados que possam agregar conhecimento e esclarecimento para definir as características do produto que será desenvolvido. Nas Fig. 4.3, 4.4 e 4.5, pode-se observar alguns túneis de vento didáticos.



Figura 4.3 – Túnel de vento didático da UFMG. Fonte: <<http://aviacaohojenoticias.blogspot.com/2015/04/engenharia-aeronautica-da-ufmg.html>> Data de acesso: 25/06/2018



Figura 4.4 – Túnel de vento didático da empresa AeroAlcool. Fonte: <<http://www.aeroalcool.com.br/index.php/tuneis-de-vento>> Data de acesso: 25/06/2018



Figura 4.5 – Túnel de vento didático da empresa Nova Didacta. Fonte: <http://novadidacta.com.br/produtos-categoria-produto.php?id_cate=11&id_sub=38&id_prod=433996> Data de acesso: 25/06/2018

Os conceitos apresentados são túneis de vento didáticos já utilizados em muitas universidades. Observa-se que os túneis possuem características em comum, sendo todos eles de circuito aberto e de sucção.

A configuração de circuito aberto é, na maioria das vezes, a escolhida no projeto de túneis de vento didáticos, devido ao baixo preço de fabricação e à baixa demanda de trabalho. Os túneis de vento de circuito aberto, em geral, consomem mais energia quando operados sob longos períodos de tempo, uma vez que o escoamento tratado não é reaproveitado como nos túneis de recirculação. A escolha da configuração do tipo sucção é utilizada porque requer uma menor potência do sistema de exaustão. Isso ocorre devido ao fato das hélices perturbarem o escoamento à jusante da seção de testes, diferentemente dos túneis de sopro, cujo tratamento do escoamento deve ser bastante intenso para compensar os altos níveis de turbulência criados pelo movimento das pás.

4.3 REQUISITOS BÁSICOS

O projeto possui os seguintes requisitos básicos:

- Operar em regime subsônico;
- Configuração do tipo sucção com circuito aberto;
- Possuir tratamento do escoamento;
- Seção de testes com janela para visualização;
- União completa e suave entre as diferentes seções.

4.4 REQUISITOS TÉCNICOS

O projeto possui os seguintes requisitos técnicos:

- O comprimento máximo deve ser menor que 6 m;
- A seção de testes deve possuir dimensões mínimas de 45,3 cm x 45,3 cm;
- Uma intensidade turbulenta de 0,5% na seção de testes;
- Atingir uma velocidade de, aproximadamente, 61,5 m/s na seção de testes.

5 PROJETO CONCEITUAL

No projeto conceitual, busca-se gerar conceitos que satisfaçam os requisitos de projeto. Nesta etapa, são desprezados detalhes de fabricação, escolha e resistência dos materiais, preocupando-se apenas com as funções e o desempenho dos principais componentes.

Como até esta etapa só são conhecidos os requisitos de projeto, fez-se necessário o uso de modelos empíricos e semi-empíricos a fim de conseguir obter uma estimativa das dimensões de cada seção do túnel de vento.

Os modelos empíricos se baseiam, basicamente, em proporcionalidade. Ou seja, estima-se as demais dimensões do túnel de vento utilizando as dimensões fixadas como requisitos de projeto e proporções dimensionais de túneis de vento da mesma categoria já operantes e bem sucedidos. Por outro lado, os modelos semi-empíricos misturam resultados teóricos com resultados experimentais, garantindo maior confiabilidade quando dispõe-se de mais informações para alimentá-los.

O uso desses modelos são fundamentais para projetos conceituais, pois permitem com que o projetista obtenha um conceito geral que satisfaça os requisitos e que, em etapas posteriores, refine o projeto de cada componente, preocupando-se em resolver problemas pontuais com um número muito maior de detalhes.

Para realizar o projeto de maneira eficiente, programou-se uma rotina utilizando o *software* MATLAB. Com o auxílio da rotina, foi possível variar parâmetros e analisar rapidamente seu impacto sobre os demais. Na rotina, foram dimensionadas todas as seções do túnel de vento, baseando-se nos modelos apresentados a seguir. A rotina em MATLAB pode ser encontrada no **Apêndice A** deste trabalho.

5.1 DIMENSIONAMENTOS INDIVIDUAIS DAS SEÇÕES

Nas próximas subseções, são feitos os dimensionamentos individuais de cada seção que compõe o túnel de vento, mantendo uma sequência lógica de projeto, sendo elas: seção de testes, difusor, seção de admissão, seção de tranquilização, seção de contração e seção de exaustão.

5.1.1 Seção de Testes

A primeira seção a ser dimensionada é a seção de testes, visto que sua dimensão é consequência dos ensaios que nela deseja-se realizar. Como exemplo de ensaio, adotou-

se o ensaio de meio aeromodelo com dimensões compatíveis com o regulamento da competição de *aerodesign* organizada pela *Society of Automobile Engineers* (SAE). Tomou-se como base a aeronave classe regular da equipe Carancho Aerodesign da UFSM, a qual possui uma corda média $c = 0,435 \text{ m}$, envergadura total $b = 2,175 \text{ m}$ e velocidade máxima $V = 20,47 \text{ m/s}$.

A fim de facilitar a fabricação dos modelos, optou-se por trabalhar com um valor redondo para a escala do modelo. Inicialmente, pensou-se em trabalhar com escala $e = 1 : 2$, entretanto, foi percebido que o tamanho da seção de testes impacta drasticamente no tamanho total do túnel. Portanto, devido à limitação de espaço físico no laboratório, adotou-se, para esse caso, escala $e = 1 : 3$.

Para garantir que os coeficientes aerodinâmicos obtidos para o modelo sejam iguais ao do protótipo, deve haver similaridade dinâmica do escoamento, ou seja, garantia de que os números de *Mach* (M) e *Reynolds* (Re) são, aproximadamente, iguais. Ainda, segundo Barlow, Rae e Pope (1999), para escoamentos em regime baixo subsônico, $M < 0,3$, pode-se desprezar as variações do número de *Mach*, preocupando-se apenas com o Re . O Re pode ser calculado conforme a Eq. (5.1), onde ν é a viscosidade cinemática do fluido.

$$Re = \frac{V \cdot c}{\nu} \approx 5,89 \cdot 10^5 \quad (5.1)$$

A velocidade a ser atingida na seção de testes, portanto, pode ser calculada conforme a Eq. (5.2).

$$V_{TS} = \frac{Re \cdot \nu}{c \cdot e} = 61,41 \text{ m/s} \quad (5.2)$$

Contudo, não basta que o modelo em escala apenas se encaixe na seção de testes, é desejável que não haja interferência entre as camadas limites da seção de testes com a do próprio modelo, de forma a simular a aeronave em condição de voo livre. Barlow, Rae e Pope (1999) estima que a camada limite possua em torno de 10 % da aresta da seção de testes, fazendo com que seja necessária uma margem de, no mínimo 20 %, para evitar interferências. Ou seja, o modelo deve ocupar no máximo 80 % da seção de testes.

Matematicamente, para a aresta da seção de testes w_{TS} , utiliza-se a Eq. (5.3):

$$w_{TS} = \frac{b \cdot e}{2 \cdot 0.8} = 0,453 \text{ m} \quad (5.3)$$

Para facilitar a fabricação, preferiu-se arredondar $w_{TS} \approx 0,46 \text{ m}$, ficando levemente superior ao requisito mínimo. Ainda, segundo Barlow, Rae e Pope (1999), é recomendada uma razão de aspecto da seção de testes (razão entre comprimento e aresta da seção transversal) $AR_{TS} \approx 2$. De forma simplificada, recomenda-se que o comprimento da seção

de testes seja pelo menos o dobro da aresta. Dessa forma, definiu-se que o comprimento da seção de testes seria $l_{TS} = 1 \text{ m}$.

Recomenda-se o uso de chanfros nos cantos da seção de testes, tornando a seção transversal um octágono. Esses chanfros são úteis para diminuir a forte interferência entre as camadas limites nos cantos, a qual pode vir a causar recirculações de ar e, consequentemente, oscilações nos campos de pressão e velocidade, afetando todas as medidas de pressão e velocidade. Segundo Barlow, Rae e Pope (1999), a altura da camada limite na seção de testes é de, aproximadamente, 10% da aresta da seção transversal. Sendo assim, optou-se por trabalhar com chanfros inclinados em 45° , inicialmente constantes e com largura $w_{CH} = 50 \text{ mm}$ em todos os cantos, correspondendo a, aproximadamente, à altura das camadas limites estimadas e, consequentemente, à região de sobreposição das mesmas nos cantos. Em consequência da existência de chanfros na seção de testes, as seções adjacentes também foram adaptadas para possuir chanfros, de forma a facilitar os encaixes e garantir transições suaves entre as seções.

O uso de chanfros ainda pode vir a ser útil para alterações futuras no projeto a fim de minimizar o efeito de empuxo horizontal na seção de testes. No capítulo de Análise por CFD, esse efeito é explicado, analisado e solucionado com a variação desse chanfro, fazendo com que a área da seção transversal seja variável ao longo do comprimento.

5.1.2 Seção de Contração

A seção de contração consiste em um bocal convergente, o qual, na maioria dos casos, é axisimétrico. Essa seção é caracterizada basicamente pela razão de contração RC_{CT} , referente à razão entre as áreas de entrada e saída e pela razão de aspecto AR_{CT} , referente à razão entre comprimento L_{CT} e aresta da seção transversal de entrada w_{CT} . Para túneis aerodinâmicos, é comum o uso de uma razão de contração elevada, normalmente $6 \leq RC_{CT} \leq 10$. Seguindo a lógica da equação da continuidade, essa redução significativa de área implica um ganho drástico de velocidade na seção de testes. Como a velocidade na seção de testes é um requisito fixo de projeto e o túnel é de sucção, utiliza-se a seção de contração apenas para reduzir a velocidade na seção de tranquilização e para reduzir os níveis de turbulência.

Segundo Barlow, Rae e Pope (1999), para evitar que haja uma transição abrupta na área da seção transversal, busca-se projetar uma seção de contração que garanta uma transição suave, com razão de aspecto $AR_{CT} \geq 1$, de forma a minimizar os riscos de formação de recirculações pontuais. Sendo assim, adotou-se $AR_{CT} = 1,2$ e, para não deixar o túnel muito comprido, decidiu-se por trabalhar com uma razão de contração $RC_{CT} = 8$.

Conforme o projeto apresentado por Girardi et al. (2002) e medições dos níveis de

turbulência apresentadas por Assato et al. (2004), uma técnica efetiva para o projeto de seções de contração axisimétricas é dividi-la em duas seções distintas formadas por polinômios de terceira ordem $f_1(x)$ e $f_2(x)$ que se encontram no ponto de inflexão $(x_c \cdot L_{CT}, y_c)$. Então, impõe-se as seguintes restrições matemáticas para tentar garantir a suavidade do escoamento:

- $\frac{d^2 f_1(0)}{dx^2} = 0$, para garantir suavidade na entrada;
- $\frac{d^2 f_2(L_{CT})}{dx^2} = 0$, para garantir suavidade na saída;
- $f_1(x_c \cdot L_{CT}) = f_2(x_c \cdot L_{CT})$, para garantir continuidade no ponto de encontro;
- $\frac{df_1(x_c \cdot L_{CT})}{dx} = \frac{df_2(x_c \cdot L_{CT})}{dx}$, para garantir suavidade no ponto de encontro.

Logo, as equações tomam a seguinte forma:

$$f_1(x) = \frac{w_{TS}}{2} + \frac{(w_{CT} - w_{TS})}{2} \left(1 - \frac{(x/L_{CT})^3}{x_c^2} \right), \forall 0 \leq x \leq (x_c \cdot L_{CT}) \quad (5.4)$$

$$f_2(x) = \frac{w_{TS}}{2} + \frac{(w_{CT} - w_{TS})}{2} \cdot \frac{(1 - x/L_{CT})^3}{(1 - x_c)^2}, \forall (x_c \cdot L_{CT}) < x \leq L_{CT} \quad (5.5)$$

Sabendo que $w_{TS} = 0,46 \text{ m}$, tem-se, pelas definições, que:

$$w_{CT} = w_{TS} \sqrt{RC_{CT}} \approx 1,3 \text{ m} \quad (5.6)$$

$$L_{CT} = w_{CT} \cdot AR_{CT} = 1,625 \text{ m} \quad (5.7)$$

Com a ajuda da análise por CFD, concluiu-se que um valor de $x_c = 0,32$ é satisfatório, o que corresponde ao encontro das duas cúbicas em 32% do comprimento da seção de contração. Mais detalhes são discutidos no próximo capítulo.

Com o auxílio do *software* MATLAB, traçou-se ambas as funções dentro dos seus respectivos domínios, conforme ilustrado na Fig. 5.1.

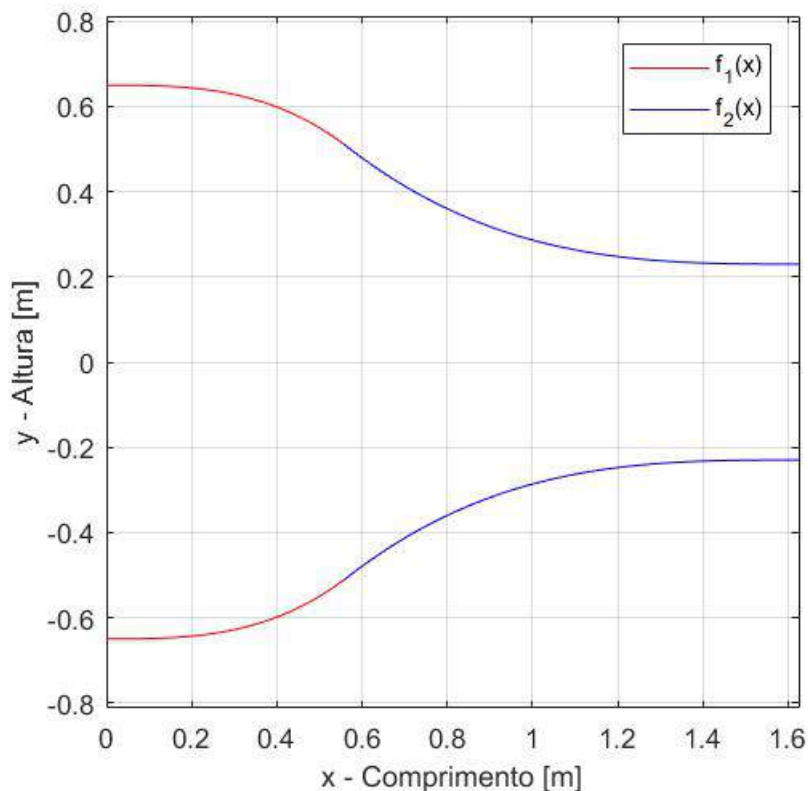


Figura 5.1 – Ilustração da seção de contração no plano. Fonte: Autor

5.1.3 Seção de Tranquilização

A seção de tranquilização é fundamental para garantir a qualidade do escoamento na seção de testes. Suas principais funções são uniformizar o perfil de velocidades e atenuar a intensidade de turbulência na entrada da seção de contração.

Dado que a turbulência é um fenômeno tridimensional e extremamente anisotrópico, isto é, as perturbações de velocidade não necessariamente ocorrem igualmente em todas as direções, faz-se necessário o uso de estruturas capazes de atenuar essas perturbações tanto longitudinalmente quanto lateralmente. Para isso, usa-se uma combinação de telas e colmeias.

Essas estruturas agregam uma perda de carga considerável no escoamento, o que requer moderação no seu projeto quando se considera as limitações na potência do sistema de exaustão. Para reduzir essa perda de carga, trabalha-se com uma alta razão de contração, o que torna a velocidade na seção de tranquilização relativamente baixa. Dessa forma, essa seção é montada à montante da seção de contração e serve, basicamente, para acomodar as telas e colmeias.

- **Colmeia:**

Segundo Barlow, Rae e Pope (1999), a sequência aconselhada para as estruturas é, em primeiro lugar, a colmeia ou *honeycomb* e em sequência as telas. A colmeia deve

possuir diâmetro hidráulico D_{hCO} pequeno o bastante que as forças viscosas predominem e laminarizem o escoamento. Considerando uma margem de segurança, adotou-se como escoamento interno laminar aquele cujo número de Reynolds é menor ou igual a 2000, $Re \leq 2000$. Portanto,

$$D_{hCO} = \frac{Re \cdot \nu}{V} \approx 4 \text{ mm} \quad (5.8)$$

Ainda, para que a colmeia consiga efetivamente reduzir as flutuações transversais ao sentido do escoamento, necessita-se que o comprimento dela seja suficientemente grande. Barlow, Rae e Pope (1999) recomenda que mantenha-se uma razão de aspecto AR_{CO} (comprimento L_{CO} por D_{hCO}) de, no mínimo, 6 a 8, enquanto que Girardi et al. (2002) recomenda um valor de $AR_{CO} \geq 10$. Sendo assim, adotou-se $AR_{CO} = 20$, de forma a satisfazer ambos os critérios. Logo,

$$L_{CO} = D_{hCO} \cdot AR_{CO} \approx 80 \text{ mm} \quad (5.9)$$

Para estimar o fator de atenuação da turbulência F_{CO} imposto pela colmeia, é necessário estimar sua perda de carga. Para tal, foi utilizada a lei universal da fricção de *Prandtl*, a qual consiste em uma equação transcendental para o coeficiente de fricção f , conforme a Eq. (5.10).

$$f = [2 \cdot \log_{10}(Re\sqrt{f}) - 0.8]^{-2} \quad (5.10)$$

Como a cada duto da colmeia possui seção transversal constante, utilizou-se a relação apresentada na Eq. (5.11), a qual permite calcular o fator de perda de carga K_{CO} com base em f .

$$K_{CO} = f \cdot AR_{CO} \quad (5.11)$$

Dessa forma, segundo Barlow, Rae e Pope (1999), o fator de atenuação F_{CO} pode ser estimado pela Eq. (5.12),

$$F_{CO} = \frac{1 + \alpha - \alpha K_{CO}}{1 + \alpha + K_{CO}}, \quad (5.12)$$

onde

$$\alpha = \frac{1.1}{\sqrt{1 + K_{CO}}}. \quad (5.13)$$

Segundo Girardi et al. (2002), na saída da colmeia, ocorre um aumento do nível de turbulência, o qual precisa de um espaço considerável para voltar a decrescer. Para diminuir essa distância necessária, recomenda-se a combinação de uma colmeia com uma tela, cuja malha deve ser tal que a seção transversal de cada célula da colmeia seja ocupada por, aproximadamente, 5 fios. Caso contrário, seria necessária uma distância $L_{CO}^* = 35 \cdot D_{hCO}$ da saída da colmeia para que os níveis de turbulência passassem a decair lentamente, o que simbolizaria uma boa distância para o posicionamento da segunda tela. Dessa forma, optou-se por posicionar a primeira tela diretamente em contato com a colmeia.

• **Telas:**

As telas ou *screens* são responsáveis pela homogeneização do escoamento e pela redução das componentes longitudinais das perturbações de velocidade. Dado que a queda de pressão é mais intensa nas regiões de alta velocidade, há uma tendência de deslocamento das partículas do fluido para as regiões de baixa velocidade, fazendo com que o escoamento seja homogeneizado. Ainda, após passar por uma tela, o tamanho das estruturas coerentes presentes no escoamento é reduzido para um máximo correspondente à distância entre dois fios w_{SC} . Frequentemente, são usadas mais de uma tela, sendo todas elas iguais por uma questão de facilidade de fabricação.

Considerando o critério de, aproximadamente, 5 fios por célula da colmeia, optou-se por adotar um espaçamento entre fios $w_{SC} = 1 \text{ mm}$.

Para que a tela seja efetiva na redução dos níveis de turbulência, o número de Reynolds calculado com base no diâmetro dos fios da tela d_{SC} deve ser pequeno, preferencialmente menor que 80, para não haver emissão de vórtices alternados. Dessa forma,

$$d_{SC} = \frac{Re_d \cdot \nu}{V} \approx 0,17 \text{ mm} \quad (5.14)$$

Define-se β como a porosidade da tela, a qual pode ser calculada pela Eq. (5.15).

$$\beta = \left(1 - \frac{d_{SC}}{w_{SC}}\right)^2 \approx 0,972 \quad (5.15)$$

Segundo Girardi et al. (2002), telas com uma porosidade menor que 0,57 possuem comportamento anormal, caracterizado por um aumento considerável dos níveis de turbulência. Dessa forma, satisfaz-se o critério de projeto com telas de porosidade $\beta > 0,57$.

Para estimar os fatores de atenuação de turbulência longitudinal $F_{l_{SC}}$ e transversal $F_{t_{SC}}$, é preciso estimar o fator de perda de carga K_{SC} , conforme a Eq. (5.16).

$$K_{SC} = \left(\frac{1 - 0,95\beta}{0,95\beta} \right)^2 + \frac{55,2}{Re_d} \quad (5.16)$$

Consequentemente, os fatores de atenuação de turbulência podem ser calculados conforme as Eq. (5.17) e (5.18).

$$F_{l_{SC}} = \frac{1}{1 + K_{SC}} \quad (5.17)$$

$$F_{t_{SC}} = \frac{1}{\sqrt{1 + K_{SC}}} \quad (5.18)$$

Para especificar a distância entre telas L_{SC}^* , utilizou-se um dos critérios sugerido por Girardi et al. (2002), em que

$$L_{SC}^* = 550 \cdot d_{SC} \approx 90 \text{ cm}. \quad (5.19)$$

Para estimar a intensidade de turbulência na seção de testes, considerou-se uma intensidade de turbulência média na entrada da admissão $TI_{in} = 6\%$. A Eq. (5.20) mostra a dependência da intensidade de turbulência final TI_{TS} com o número de telas e os fatores de atenuação. Utilizando um número de telas $n_{SC} = 3$, obteve-se uma intensidade turbulenta suficiente para satisfazer o requisito de projeto.

$$TS_{SC} = TI_{in} \cdot F_{CO} \cdot (F_{l_{SC}})^{n_{SC}} \approx 0,45\% \quad (5.20)$$

Por fim, pode-se estimar o comprimento da seção de tranquilização L_{TR} , conforme a Eq. (5.21).

$$L_{TR} = L_{PROT} + L_{CO} + (L_{SC}^*)^{n_{SC}-1} \approx 36 \text{ cm} \quad (5.21)$$

onde $L_{PROT} = 10 \text{ cm}$ corresponde à distância de segurança prevista entre a entrada da seção de tranquilização e a colmeia. As colmeias normalmente são feitas pela conformação de finas folhas de alumínio, as quais são facilmente amassadas, perdendo sua utilidade. Dessa forma, adiciona-se uma tela de proteção na entrada da seção de tranquilização, garantindo a proteção da colmeia contra uma possível sucção de objetos ou contato com pessoas.

5.1.4 Seção de Admissão

A seção de admissão de ar, ou coletor de ar, é a seção responsável por garantir uma admissão suave do ar na entrada, isto é, que garanta baixos níveis de turbulência na seção de tranquilização. Seu projeto não pode ser negligenciado, uma vez que os níveis de turbulência na seção de testes são diretamente proporcionais aos níveis na seção de tranquilização.

Segundo Assato et al. (2004), normalmente o bocal de admissão é dimensionado como um arco de círculo ou elipse, com seu raio sendo uma fração do diâmetro hidráulico da seção de tranquilização.

De acordo com Girardi et al. (2002), desde que haja o espaço adequado entre o coletor e outros obstáculos, é razoável que seja adotado o raio de curvatura do coletor como 20% do diâmetro hidráulico da seção de tranquilização $D_{h_{TR}}$, conforme a Eq. (5.22).

$$r_{AD} = 0.2 \cdot D_{h_{TR}} \approx 0,26 \text{ m} \quad (5.22)$$

5.1.5 Difusor

O difusor consiste em uma seção divergente, a qual é posicionada à jusante da seção de testes. Sua função é, basicamente, expandir o ar, reduzindo sua velocidade e recuperando sua pressão estática antes de expulsá-lo de volta para a atmosfera. Esse elemento é fundamental para um bom rendimento do túnel de vento.

É importante ressaltar que o difusor também é responsável por fazer a transição da seção octogonal para a seção circular, de forma a encaixar na seção de exaustão onde ficam posicionados o rotor e as hélices.

Deseja-se, na maioria dos casos, utilizar a máxima razão de aspecto (razão de área de saída pela de entrada) possível no difusor. Entretanto, a principal limitação é o gradiente de pressão adverso enfrentado em uma seção divergente, fazendo com que haja tendência de descolamento da camada limite na superfície. Esse descolamento origina recirculações de ar que causam oscilações no campo de pressão, podendo, inclusive, afetar as medidas de velocidade e pressão na seção de testes. Dessa forma, de acordo com Barlow, Rae e Pope (1999), para minimizar os riscos da ocorrência desse descolamento, trabalha-se com uma razão de aspecto máxima de $AR_{DF} = 2,5$ e semi-ângulo de abertura máximo $\alpha_{DF} = 3^\circ$. Logo, o comprimento mínimo do difusor L_{DF} pode ser estimado utilizando trigonometria, conforme a Eq. (5.23).

$$L_{DF} = \frac{\sqrt{\frac{4 \cdot AR_{DF} \cdot A_{TS}}{\pi}} - w_{TS}}{2 \cdot \tan(\alpha_{DF})} \quad (5.23)$$

Conforme apresentado por Girardi et al. (2002), foi feita uma coletânea de dados de túneis de vento cujos difusores operam sem problemas de descolamento da camada limite, mesmo com presença de modelos na seção de testes. O comprimento mínimo da maioria dos difusores analisados encontra-se na região dada pela Eq. (5.24).

$$L_{DF} = \frac{D_{hDF}}{2}(-1.8078 - 0.0725 \cdot AR_{DF} + 1.4772 \cdot AR_{DF}^2) \quad (5.24)$$

Sendo A_{TS} a área da seção transversal da seção de testes e D_{hDF} o diâmetro hidráulico da seção transversal da entrada do difusor.

Para esse projeto conceitual, diversas combinações possíveis foram consideradas. A escolha final foi feita por meio de uma análise mais detalhada por meio CFD, conforme mostrado no próximo capítulo. Ambos critérios foram considerados, ou seja, a intersecção dos resultados, optando pelo maior dos dois comprimentos obtidos. Utilizou-se $AR_{DF} = 2,5$ e $\alpha_{DF} = 2.75^\circ$, de forma a respeitar os critérios as recomendações fornecidas por Barlow, Rae e Pope (1999).

Como resultado, obteve-se um difusor com comprimento $l_{DF} \approx 3,7 \text{ m}$ e diâmetro final $D_{DF} \approx 0,8 \text{ m}$.

5.1.6 Sistema de Exaustão

O sistema de exaustão consiste em um conjunto motor-hélice capaz de proporcionar a vazão e a diferença de pressão necessárias para garantir a velocidade desejada na seção de testes. Neste projeto, decidiu-se por não realizar o projeto das hélices, buscando-se, apenas, especificar os requisitos mínimos necessários para o seu projeto.

Utilizando como referência o *software* Optimiser da empresa *Multi-Wing*, para a especificação adequada do conjunto motor-hélice, necessita-se dos seguintes parâmetros:

- Perda de carga a ser compensada;
- Vazão desejada;
- Diâmetro da seção de exaustão.

Sabe-se que o diâmetro da seção de exaustão é o próprio diâmetro da seção transversal de saída do difusor $D_{DF} = 0,8 \text{ m}$ e que a vazão necessária é de $12,7 \text{ m}^3/\text{s}$, restando, portanto, a estimativa de perda de carga total do túnel. Para tal, utilizou-se as análises computacionais por CFD conforme apresentado no próximo capítulo. Ainda, nas seções não incluídas no modelo utilizado nas simulações, estimou-se analiticamente as perdas de carga. Basicamente, faltam duas seções:

• **Perda de carga na seção de tranquilização:**

A perda de carga na seção de tranquilização consiste basicamente na soma da perda pelo atrito com as paredes da seção e da perda nas telas e colmeia. A perda de carga devido ao atrito com as paredes da seção foi estimada conforme a Eq. (5.25).

$$\Delta P_{TR_1} = \frac{f_{TR} \cdot L_{TR} \cdot \rho \cdot V_{TR}^2}{2 \cdot w_{CT}} \quad (5.25)$$

O coeficiente de fricção na seção de tranquilização, f_{TR} , foi estimado por meio da tensão cisalhante média na seção de tranquilização τ_{TR} proveniente da análise por CFD, por meio da Eq. (5.26).

$$f_{TR} = \frac{8 \cdot \tau_{TR}}{\rho \cdot V_{TR}} \quad (5.26)$$

Segundo Barlow, Rae e Pope (1999), as perdas de carga nas telas e colmeia podem ser estimadas pelo simples produto dos coeficientes de perda de carga pela pressão dinâmica média q_{TR} , conforme a Eq. (5.27),

$$\Delta P_{TR_2} = q_{TR} \cdot (K_{CO} + n_{SC} \cdot K_{SC}), \quad (5.27)$$

$$\text{onde } q_{TR} = \frac{\rho \cdot V_{TR}^2}{2}.$$

Sendo assim, tem-se a perda de carga total na seção de tranquilização, conforme a Eq. (5.28).

$$\Delta P_{TR} = \Delta P_{TR_1} + \Delta P_{TR_2} \quad (5.28)$$

• **Perda de carga na seção de exaustão:**

A perda de carga na seção de exaustão foi estimada analogamente ao caso da ΔP_{TR_1} , devido ao atrito com as paredes. Neste caso, a velocidade na seção de exaustão, V_{EX} , e a tensão de cisalhamento média na seção de exaustão, τ_{EX} , foram estimadas pela análise com CFD como sendo iguais aos valores na saída do difusor. Dessa forma, tem-se a perda de carga na exaustão conforme a Eq. (5.29),

$$\Delta P_{EX} = \frac{f_{EX} \cdot L_{EX} \cdot \rho \cdot V_{EX}^2}{2 \cdot D_{DF}}, \quad (5.29)$$

onde $f_{EX} = \frac{8 \cdot \tau_{EX}}{\rho \cdot V_{EX}}.$

Agora, pode-se estimar a perda de carga total do túnel de vento somando todas as perdas de carga obtidas. O valor obtido foi de, aproximadamente, 770 Pa . Ao realizar as buscas por hélices comerciais capazes de satisfazer tais requisitos, teve-se dificuldade. Em reunião com a equipe de projeto, decidiu-se, portanto, reduzir o requisito de vazão para 12,3 m^3/s , fazendo com que a perda de carga a ser suprida caísse para, aproximadamente, 690 Pa .

Alguns conjuntos motor-hélice capazes de suprir tais vazão e perda de carga foram encontrados. Os relatórios contendo as respectivas curvas de desempenho das hélices podem ser encontrados no **Apêndice B** deste documento.

6 ANÁLISE COMPUTACIONAL POR CFD

O projeto conceitual semi-empírico de túneis de vento, pode resultar em estimativas superficiais dos parâmetros calculados. Segundo Barlow, Rae e Pope (1999), o método semi-empírico não é capaz de prever efeitos como o empuxo horizontal gerado devido à diferença de pressão na seção de testes, ocasionada pelo crescimento da espessura de deslocamento ao longo da mesma. Outro fenômeno não detectado por esse método é a reversão do escoamento na contração, que pode acarretar em flutuações no escoamento e, conseqüentemente, afetar o escoamento na região de testes e adicionar erros consideráveis às medições nos experimentos. Dessa forma, torna-se necessário recorrer a métodos alternativos, como o CFD, para prever as conseqüências de tais efeitos e, com isso, possibilitar aprimoramentos dos componentes.

Esta seção aborda a análise computacional por CFD. São apresentados os objetivos da utilização do CFD para o projeto do túnel de vento e os conceitos básicos para envolvendo a solução numérica de escoamentos de fluidos. Além disso, apresenta-se propriamente a análise do túnel de vento em CFD e as alterações de projeto realizadas com base nas mesmas.

6.1 OBJETIVOS

Os objetivos da análise computacional por CFD foram:

1. Analisar a influência do crescimento da espessura de deslocamento na seção de testes devido à diferença de pressão estática;
2. Analisar regiões de gradientes de pressão adversos;
3. Estimar a perda de carga total no túnel de vento.

Dessa forma, os graus de liberdade do projeto foram a posição do ponto de inflexão da contração (entre 0 e 1), o comprimento do difusor e a variação das arestas dos chanfros na seção de testes. Os detalhes de projeto são discutidos da seção 6.3 em diante.

6.2 CONCEITOS BÁSICOS DE CFD

A fluidodinâmica computacional é uma área da engenharia que se propõe a resolver, numericamente problemas envolvendo escoamento de fluidos e transferência de calor

e massa. Esses métodos são capazes de calcular a solução das equações provenientes de um modelo matemático que descreve o comportamento dos fluidos. Com isso, podem ser analisados inúmeros fenômenos físicos com a finalidade de não apenas entendê-los, mas também de como utilizar este entendimento para realizar aplicações práticas.

6.2.1 Procedimento da Solução

O CFD consiste em métodos numéricos para resolver as equações governantes da mecânica dos fluidos: conservação de massa, da quantidade de movimento e de energia. Segundo Versteeg e Malalasekera (2007), o método mais utilizado e encontrado na literatura é o dos volumes finitos, o qual foi o utilizado neste trabalho. As etapas para o procedimento de solução utilizando CFD são listadas abaixo.

1. Um domínio computacional é selecionado e uma malha é gerada. O domínio se divide em muitos elementos pequenos chamados células, conforme mostra a Fig. 6.1. A qualidade de uma solução CFD depende bastante da qualidade da malha. Assim, deve-se verificar se a malha é de alta qualidade antes de passar para a próxima etapa. Caso ocorra problemas de escoamento reverso em uma saída de pressão, sabe-se que é necessário aumentar o tamanho do domínio.

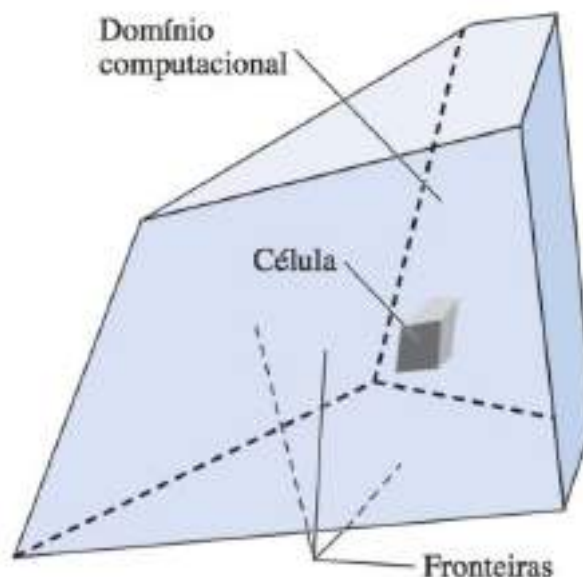


Figura 6.1 – Exemplo de domínio computacional. Fonte: Çengel e M.Cimbala (2015)

2. As condições de contorno são especificadas em cada aresta do domínio computacional (escoamentos 2-D) ou em cada face do domínio (escoamentos 3-D).
3. O tipo do fluido é especificado juntamente com as propriedades do fluido (temperatura, densidade, viscosidade, etc.).

4. Os parâmetros numéricos e os algoritmos de solução são selecionados. Estes são específicos de cada código de CFD.
5. Os valores iniciais de todas as variáveis de campo de escoamento são especificados para cada célula. Essas são as condições iniciais, que podem ou não estar corretas, mas são necessárias como ponto de partida, para que o processo de iteração possa continuar. Observa-se que, para realizar cálculos adequados do escoamento transiente, as condições iniciais devem estar corretas.
6. No processo de solução, utiliza-se o resíduo como um parâmetro de análise de convergência da solução. Um resíduo pode ser visto como uma medida da quantidade com a qual a solução para determinada equação de transporte se desvia da quantidade exata, e o resíduo médio associado a cada equação de transporte é monitorado para ajudar a determinar quando a solução foi atingida. Às vezes, centenas ou mesmo milhares de iterações são necessárias para chegar à solução final, e os resíduos podem diminuir em várias ordens de magnitude.
7. Depois que a solução foi atingida, as variáveis do campo de escoamento, como velocidade e pressão, são plotadas e analisadas graficamente. Pode-se também definir e analisar funções personalizadas adicionais que são formadas por combinações algébricas das variáveis do campo de escoamento.
8. As propriedades globais, como queda de pressão, e as propriedades integrais, como forças e momentos que agem sobre um corpo, são calculadas utilizando as variáveis de campo. Em muitos casos, é sensato monitorar essas quantidades juntamente com os resíduos durante o processo de iteração, pois depois que uma solução convergiu, as propriedades globais e integrais também devem se estabilizar em valores constantes.

Para o escoamento transiente, um passo de tempo físico é especificado, as condições iniciais apropriadas são especificadas, e um laço de iteração é realizado para solucionar as equações de transporte e simular as variações do campo de escoamento com relação a esse pequeno passo de tempo. Após a convergência do laço interno, o código continua para o próximo passo de tempo.

Se conversão de energia ou transferência de calor for importante para o problema, outra equação de transporte, a equação da energia, também deve ser solucionada. Se as diferenças de temperatura levam a variações de densidade significativas, uma equação de estado, como a lei do gás ideal, pode ser usada.

6.2.2 Discretização Espacial

A primeira etapa e sem dúvidas a etapa mais importante de uma solução de CFD é a geração de uma malha que defina em todo o domínio computacional as células nas quais as variáveis de escoamento (velocidade, pressão, etc.) serão calculadas.

Muitos códigos de CFD podem ser executados com malhas estruturadas ou não estruturadas. Uma malha estruturada consiste em células planares com quatro lados (2-D) ou células volumétricas com seis faces (3-D). Embora as células possam ser distorcidas em relação ao formato retangular, cada célula é numerada de acordo com índices (i , j , k) que não correspondem necessariamente às coordenadas x , y e z .

Uma malha não estruturada consiste em diversas formas mas, em geral, são usados triângulos ou quadriláteros (2-D) e tetraedros ou hexaedros (3-D). Ao contrário da malha estruturada, não é possível identificar exclusivamente as células da malha não estruturada pelos índices i e j ; em vez disso, as células são numeradas de alguma outra forma internamente no código de CFD.

Para geometrias complexas, uma malha não estruturada, em geral, é muito mais fácil de ser criada pelo usuário do código de geração de malha. Entretanto, ao se utilizar a malha estruturada serão gerados menos elementos do que uma malha não estruturada, essa comparação pode ser observada na Fig. 6.2.

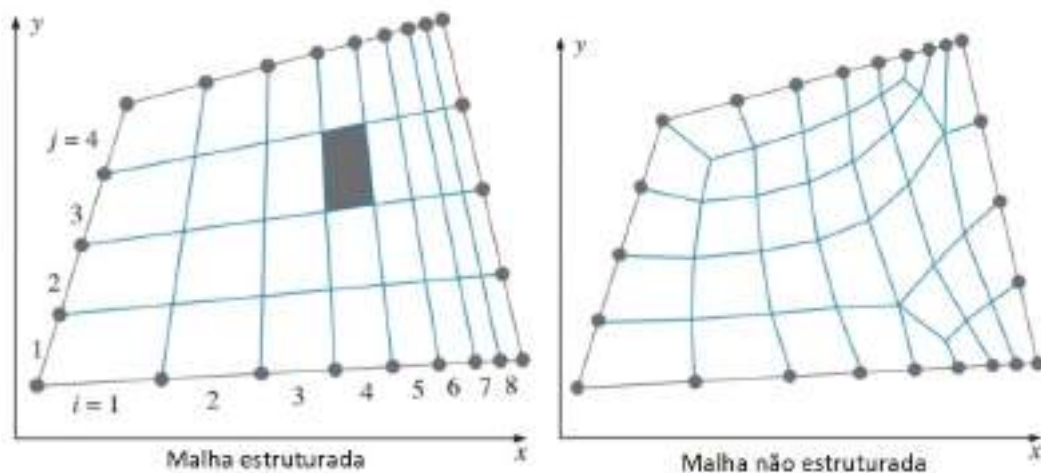


Figura 6.2 – Exemplos de visualização de malhas não estruturada e estruturada. *Fonte: Çengel e M.Cimbala (2015)*

Deve-se enfatizar que, independentemente do tipo de malha selecionado (estruturada ou não estruturada, quadrilateral ou triangular, etc.), o fator mais crítico para produzir soluções de CFD confiáveis é a qualidade da malha. Em particular, deve-se sempre tomar cuidado para que as células individuais não sejam altamente distorcidas, uma vez que isso pode levar a dificuldades e imprecisão de convergência na solução numérica. As células da Fig. 6.3, são um exemplo de célula com distorção alta, definida como o afastamento da simetria.

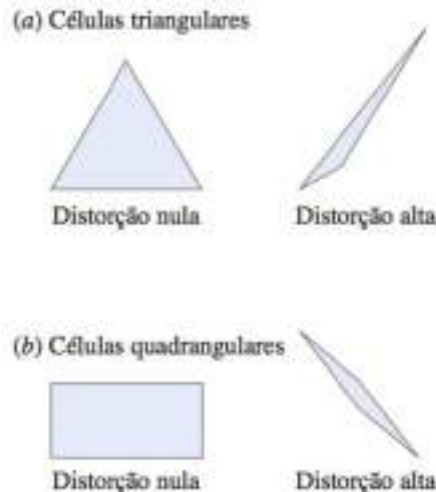


Figura 6.3 – Qualidade de células. *Fonte: Çengel e M.Cimbala (2015)*

Outros fatores também afetam a qualidade da malha. Por exemplo, variações bruscas no tamanho das células podem provocar dificuldades de convergência ou problemas numéricos no código de CFD. Da mesma forma, células com razão de aspecto muito grande, às vezes, podem causar problemas. Embora, na maioria das vezes, seja possível minimizar o número de células usando uma malha estruturada, em vez de uma malha não estruturada, uma malha estruturada nem sempre é a melhor opção, dependendo da forma do domínio computacional.

Se uma face de quatro lados com uma malha estruturada é extrudada na terceira dimensão, uma malha estruturada tridimensional é criada, consistindo em hexaedros. Se uma face com uma malha não estruturada triangular é extrudada na terceira dimensão, a malha estruturada tridimensional criada pode consistir em prismas ou tetraedros e pirâmides. Esses tipos de células estão ilustrados na Fig. 6.4.

Uma malha híbrida é aquela que combina regiões ou blocos de malhas estruturadas e não estruturadas. Ela é muito utilizada para permitir alta resolução perto de uma parede, sem exigir alta resolução longe da parede. Isso é possível com a criação de uma malha não estruturada na região de transição, devido à sua capacidade de aumentar o tamanho dos elementos sem causar muita distorção nos elementos. Isso permite, por exemplo, que a camada limite seja bem resolvida sem utilizar um número muito alto de elementos. Um exemplo de malha híbrida é ilustrado na Fig. 6.5.

Uma malha de alta qualidade é crítica para uma solução de CFD precisa. Uma malha mal resolvida ou de baixa qualidade pode até mesmo levar a uma solução incorreta. Entretanto, é importante que seja testada a independência de malha de uma solução. O método padrão para testar a independência de malha é aumentar a resolução (por um fator de 2 em todas as direções se for possível) e repetir a simulação. Se os resultados não mudarem de forma apreciável, a malha original provavelmente é adequada. Se, por outro lado, existirem diferenças significativas entre as duas soluções, a malha original pro-

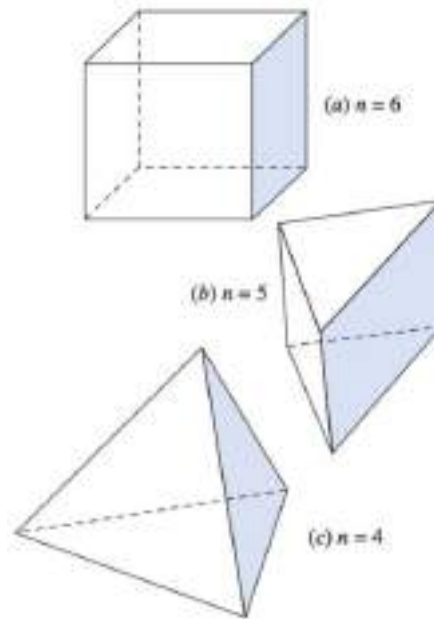


Figura 6.4 – Exemplos de células tridimensionais: (a) hexaedro, (b) prisma e (c) tetraedro, com seus respectivos números de faces. *Fonte: Çengel e M.Cimbala (2015)*



Figura 6.5 – Exemplo de malha híbrida. *Fonte: Çengel e M.Cimbala (2015)*

vavelmente tem resolução inadequada. Nesse caso, uma malha mais fina ainda deve ser testada até que a malha tenha resolução adequada.

O estudo de convergência de malha se torna demorado, pois, por exemplo, em uma simulação 2-D com malha estruturada, ao dobrar o número de intervalos em cada lado, o número de células aumenta por um fator de 2^2 , e o tempo de cálculos necessário para a solução de CFD também aumenta em um fator de, aproximadamente, 4. Para escoamentos tridimensionais, quando o número de intervalos é dobrado em cada direção, a contagem das células aumenta por um fator de 2^3 . Existem diferentes métodos para analisar a convergência de malha. No trabalho realizado por Schinestzki et al. (2017), pode-se observar um critério de passo fixo de aumento de elementos até que o erro seja

reduzido abaixo de 2% quando comparado com a solução analítica do problema. Uma ilustração dessa convergência de malha pode ser observada na Fig. 6.6.

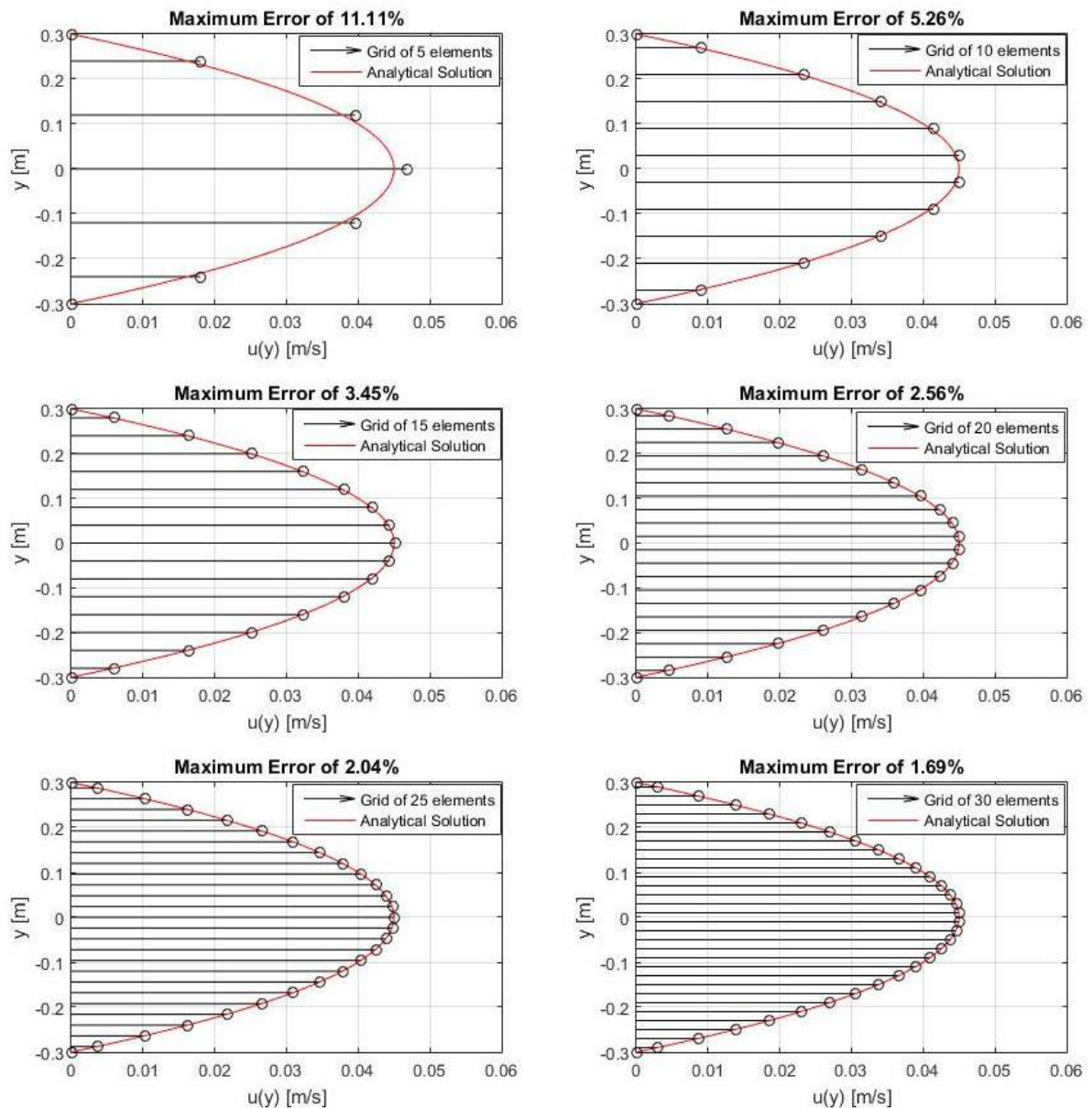


Figura 6.6 – Processo de convergência de malha para escoamento entre placas planas paralelas. Fonte: Schinestzki et al. (2017)

6.2.3 Condições Iniciais e de Contorno

As condições iniciais representam o “chute inicial” para o processo iterativo. Dessa forma, valores como pressão, temperatura, velocidade, intensidade de turbulência, entre outros podem ser escolhidos como condições iniciais. Isso significa que esses valores serão distribuídos por todas as células do domínio para dar início ao processo iterativo. Quanto

mais próximas as condições iniciais forem da solução do problema, mais rápida é a convergência da simulação.

Em uma simulação de regime não estacionário, são realizadas simulações para diferentes instantes de tempo t , onde o fator de avanço no tempo é chamado de passo de tempo Δt . Para cada novo passo na escala de tempo, as condições iniciais adotadas são os próprios resultados do processo iterativo anterior. Dessa forma, se o passo de tempo utilizado for pequeno, a solução no instante $t + \Delta t$ é bastante próxima da sua respectiva condição inicial em t .

Embora as equações do movimento, o domínio computacional e até mesmo a malha possam ser iguais para dois cálculos de CFD, o tipo de escoamento que é modelado é determinado pelas condições de contorno impostas. As condições de contorno apropriadas são necessárias para obter uma solução de CFD precisa. Existem vários tipos de condições de contorno; os mais importantes estão listados e são descritos brevemente a seguir.

6.2.3.1 *Condições de contorno de parede*

A condição de contorno mais simples é uma parede. Como o fluido não pode passar através de uma parede, a componente normal da velocidade é definida como zero com relação à parede ao longo de uma face na qual a condição de contorno de parede é prescrita. Ainda, pode-se especificar uma condição de contorno de uma parede com tensão de cisalhamento nula. Por exemplo, ao longo da superfície livre de uma banheira de água quente, conforme a Fig. 6.7. Com essa simplificação, diz-se que o fluido pode “escorregar” ao longo da superfície, uma vez que a tensão de cisalhamento viscosa causada pelo ar acima dela é desprezivelmente pequena.

Nesse exemplo, a condição de contorno padrão de parede é imposta às fronteiras sólidas fixas, onde também é imposta uma temperatura de parede ou um fluxo de calor de parede.

6.2.3.2 *Condições de contorno para entrada ou saída de escoamento*

Existem várias opções nas fronteiras através das quais o fluido entra no domínio computacional (entrada de escoamento) ou sai do domínio (saída de escoamento). Em geral, elas são categorizadas como condições especificadas por velocidade ou condições especificadas por pressão. Numa entrada com imposição de velocidade, especifica-se a velocidade do escoamento de entrada ao longo da face da entrada. Se as equações da energia e/ou turbulência estão sendo solucionadas, as propriedades de temperatura e/ou

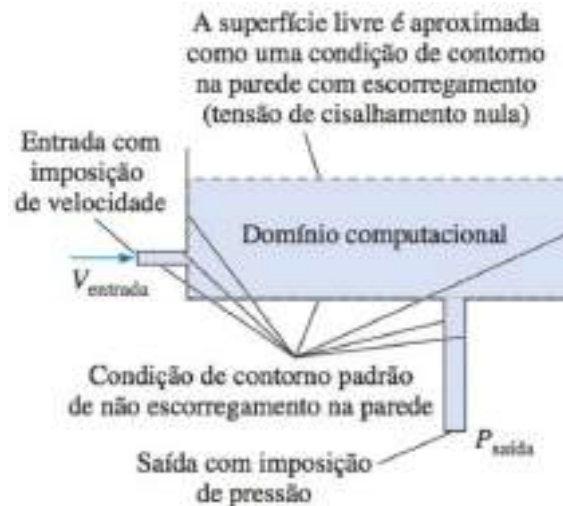


Figura 6.7 – Exemplo de escolha de condições de contorno. *Fonte: Çengel e M.Cimbala (2015)*

turbulência do escoamento de entrada também precisam ser especificadas.

Em uma entrada com imposição de pressão, especifica-se a pressão total ao longo da face de entrada. Em uma saída com imposição de pressão, o fluido escoava para fora do domínio computacional. Especifica-se a pressão estática ao longo da superfície externa. Em muitos casos, essa é a pressão atmosférica (pressão manométrica zero).

Outra opção em uma saída do domínio computacional é a condição de contorno de saída de escoamento. Em uma fronteira de saída de escoamento, nenhuma propriedade de escoamento é especificada; em vez disso, propriedades do escoamento como velocidade, propriedades da turbulência e temperatura são forçadas a terem gradientes normais à face do escoamento de saída nulos.

6.2.3.3 Condições de contorno diversas

Algumas fronteiras de um domínio computacional não são paredes, nem entradas ou saídas, mas representam algum tipo de simetria ou periodicidade. Por exemplo, a condição de contorno periódica ou cíclica é útil quando a geometria envolve repetição do escoamento. As condições de contorno periódicas sempre ocorrem aos pares e são úteis para escoamentos com geometrias repetitivas, como o escoamento entre as lâminas de uma turbomáquina ou através de um conjunto de tubos de trocador de calor.

A condição de contorno de simetria força as variáveis do campo de escoamento a serem imagens espelhadas através do plano de simetria. Matematicamente, os gradientes da maioria das variáveis do escoamento na direção normal ao plano de simetria são definidos como nulos em todo o plano de simetria.

6.2.3.4 Condições de contorno internas

Quando uma condição de contorno interna é especificada em uma face, o escoamento cruza a face sem qualquer modificação forçada pelo usuário, assim como cruzaria de uma célula interior para outra.

É preciso tomar muito cuidado com as escolhas das condições de contorno. Ao analisar um escoamento sobre um cilindro, pode-se pensar em utilizar uma condição de simetria, uma vez que a geometria é simétrica. Entretanto, a resposta obtida não é correspondente à física do problema, uma vez que há a emissão de vórtices, formando uma esteira de vórtices periódica de Kármán. Na Fig. 6.8, é possível visualizar as escolhas das condições de contorno para um domínio computacional em formato C para análise do escoamento em torno de um cilindro.

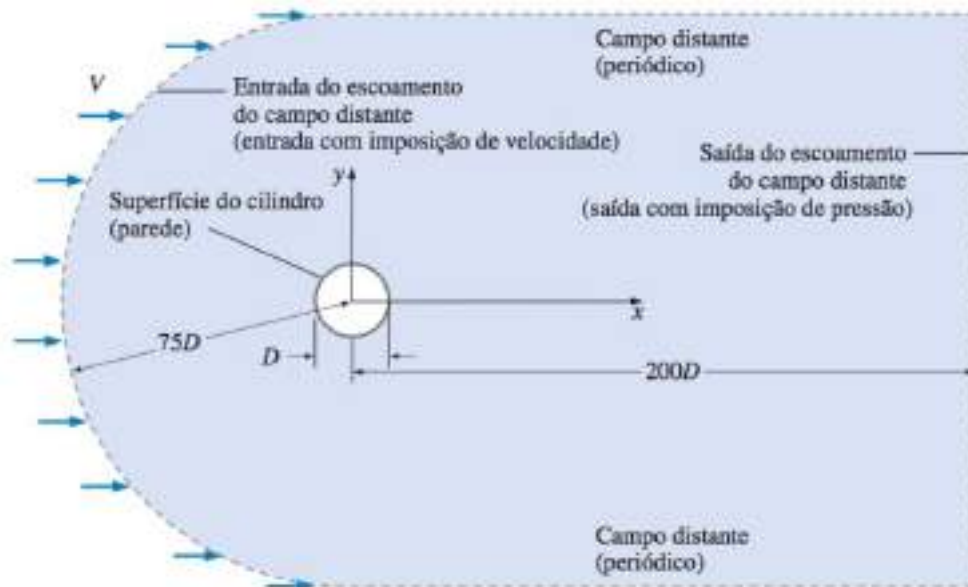


Figura 6.8 – Exemplo de escolha de condições de contorno para escoamento sobre cilindro.
Fonte: Çengel e M.Cimbala (2015)

O simples exercício de tratar o escoamento sobre o cilindro como bidimensional e laminar pode revelar aspectos do CFD que demandam atenção. Uma resolução de malha ruim pode levar a soluções incorretas, ou seja, o refinamento contínuo da malha não leva a resultados mais corretos fisicamente se as condições de contorno não forem definidas apropriadamente.

Quando se faz uma simulação em regime permanente e o escoamento é inerentemente instável ou oscilatório, deve-se estar consciente de que se está cometendo um erro, pois os fenômenos oscilatórios não serão manifestados. Ainda, para trabalhar com simulações de escoamentos laminares, é preciso fazer um estudo sistemático dos efeitos do tamanho do domínio computacional, da resolução da malha, das condições de contorno, do regime do escoamento (permanente ou não permanente, 2D ou 3D, etc.), juntamente com uma validação experimental.

6.2.4 Turbulência e seus Diferentes Modelos

As simulações de CFD para escoamentos turbulentos são sempre mais complicadas. Isso se deve ao fato de que as características de menor escala do campo de escoamento turbulento são sempre temporárias e tridimensionais.

Segundo Versteeg e Malalasekera (2007), quando o escoamento atinge um número de Reynolds acima de um valor crítico, uma série de eventos complicados começam a se manifestar, causando mudanças radicais nas características do escoamento. No estado final, o escoamento se torna intrinsecamente transiente mesmo com condições de contorno fixas, mais especificamente, todas as propriedades do escoamento variam de forma aleatória e caótica. Uma medida de velocidade pontual típica de escoamentos turbulentos é ilustrada na Fig. 6.9.

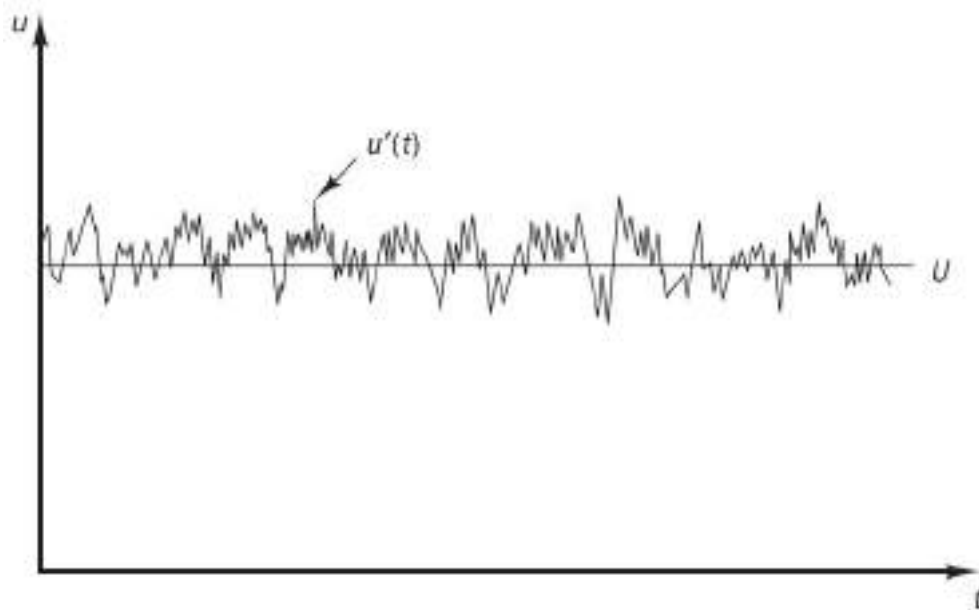


Figura 6.9 – Tomada de velocidade pontual típica para escoamento turbulento. *Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007)*

Devido à natureza aleatória do fenômeno de turbulência, uma notação estatística chamada decomposição de Reynolds é utilizada. Nessa notação, todas as propriedades do escoamento são decompostas em um valor médio U e somadas a uma flutuação $u'(t)$ dependente do tempo. Tomando como exemplo a velocidade u do escoamento, tem-se:

$$u(t) = U + u'(t) \quad (6.1)$$

Para encontrar as equações governantes para escoamentos turbulentos, deve-se utilizar a decomposição de Reynolds nas equações de conservação apresentadas. Novos termos aparecerão em função das flutuações turbulentas, entre os quais, aparecerá o tensor de tensões de Reynolds.

Mesmo em escoamentos uni ou bidimensionais, as flutuações turbulentas apresentam sempre característica tridimensional, exibindo um caráter de estruturas rotacionais no escoamento, também conhecidas como turbilhões. Esses turbilhões podem variar desde as maiores escalas até as menores, uma vez que o seu comprimento característico η é diminuído conforme a sua energia cinética turbulenta k é dissipada a uma taxa de dissipação de energia cinética turbulenta ε . Nas aplicações de engenharia, as menores escalas estão na ordem de $0,1 \text{ mm}$ até $0,01 \text{ mm}$ e suas frequências estão na ordem de 10 kHz . O número de Reynolds dos menores turbilhões com base nos seus comprimentos característicos é igual a 1, ou seja, $Re_\eta = v\eta/\nu = 1$. Essa escala de turbilhões é conhecida como microescala de Kolmogorov, a qual é caracterizada pela igualdade dos efeitos inerciais e viscosos. Nesse caso, a energia das forças inerciais é dissipada pelos efeitos viscosos na forma de calor. Uma característica importante dos pequenos turbilhões é a isotropia, enquanto que, para os grandes turbilhões, as flutuações são fortemente anisotrópicas.

A transição de um escoamento laminar para turbulento é fortemente afetada por fatores tais como gradientes de pressão, perturbações de nível, rugosidade das paredes e transferência de calor. Essa transição está diretamente ligada à instabilidade hidrodinâmica. Se um perfil de velocidades apresenta ponto de inflexão, como ilustrado na Fig. 6.10, ele é sempre instável para qualquer pequena perturbação caso o número de Reynolds seja alto o suficiente.

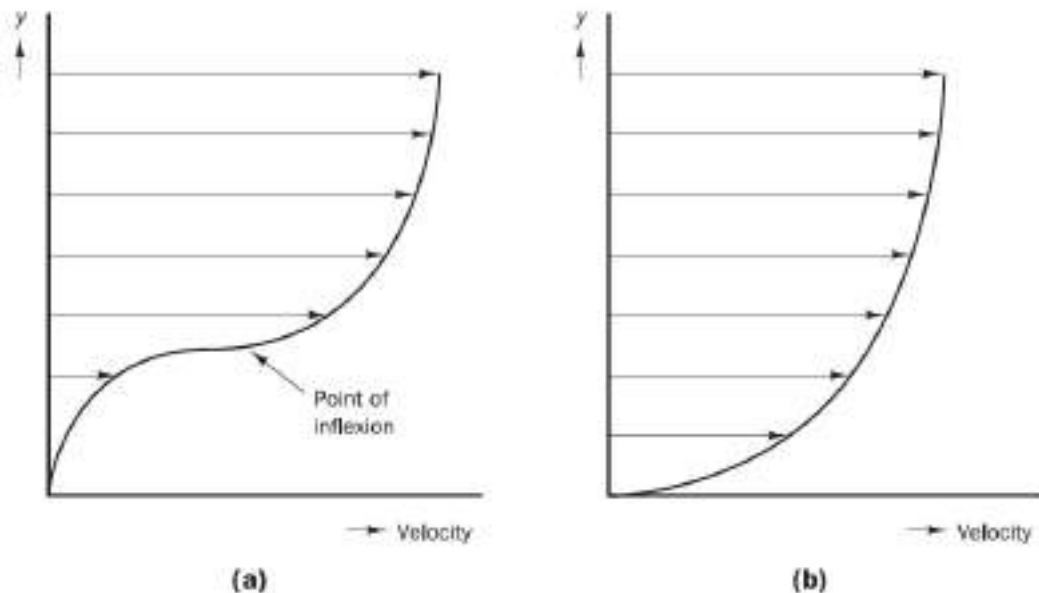


Figura 6.10 – Camada limite (a) com gradiente de pressão adverso $\partial p/\partial x > 0$, (b) sem gradiente de pressão adverso $\partial p/\partial x \leq 0$. Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007)

É importante ressaltar que esse raciocínio só se aplica a escoamentos subsônicos e incompressíveis, uma vez que a teoria de estabilidade hidrodinâmica se torna muito complicada para escoamentos acima de Mach 0,7.

Existem basicamente três regiões de uma camada limite, sendo a mais próxima da

parede chamada de Subcamada Viscosa, onde os efeitos viscosos predominam e amortecem os efeitos da turbulência. A camada intermediária é conhecida como Camada Buffer, a qual apresenta uma característica de transição, onde as tensões turbulentas começam a predominar sobre as tensões viscosas. A última região é totalmente turbulenta, possuindo o nome de Região da Lei Logarítmica, devido ao fato de apresentar um comportamento logarítmico entre velocidade u^+ e altura y^+ adimensionais. A Fig. 6.11 ilustra as diferentes regiões da camada limite.

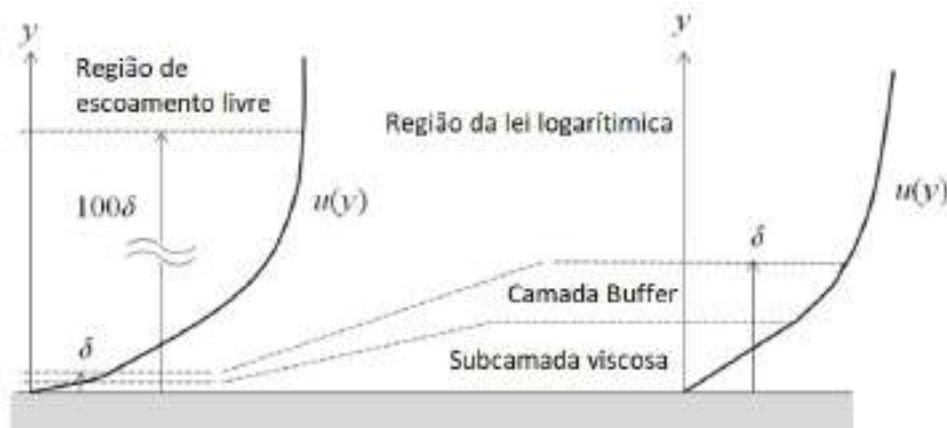


Figura 6.11 – Diferentes regiões da camada limite.

A lei de parede conhecida como Lei da Parede de Spalding consegue descrever de maneira satisfatória o percurso até a parede. Fora da camada limite, pode-se utilizar a Lei da Esteira. Na Fig. 6.12, é possível ver uma comparação entre diferentes leis de parede e dados experimentais.

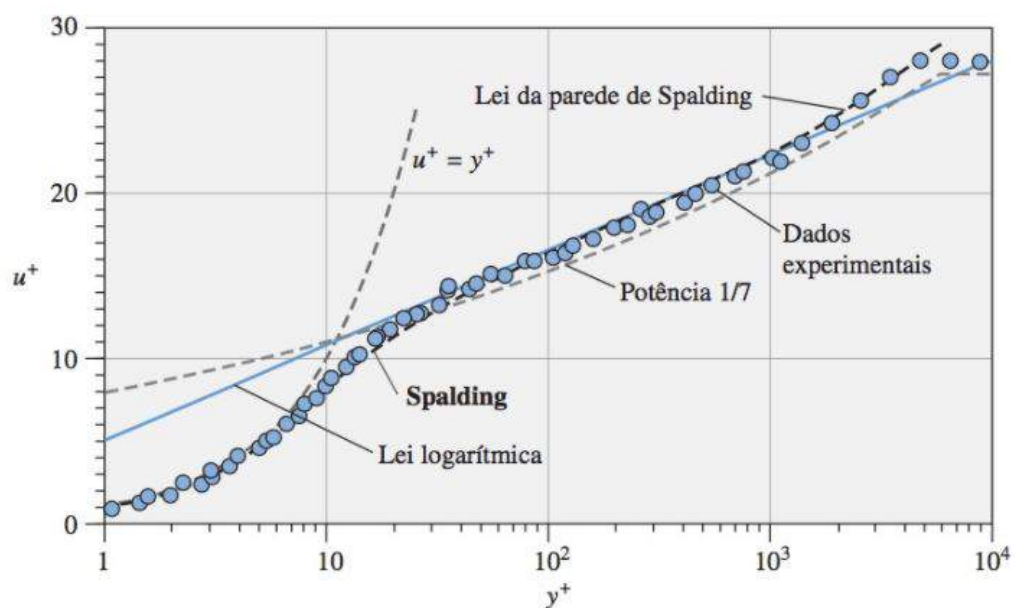


Figura 6.12 – Comparação entre leis de parede e dados experimentais. Fonte: Versteeg e Malalasekera (2007)

Quando trata-se de escoamentos turbulentos em CFD, existem uma enorme variedade de modelos numéricos que tentam captar os efeitos devido à turbulência. Esses modelos podem ser agrupados em três categorias de modelos de turbulência:

- **Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS):** Para a maioria dos propósitos de engenharia, não é necessário resolver os detalhes das flutuações turbulentas. Dessa forma, os modelos RANS vêm sendo largamente utilizados na engenharia nas últimas décadas, como uma forma alternativa de tratar apenas dos valores médios das propriedades do escoamento e das suas variações devido aos efeitos turbulentos. Com essas simplificações, o custo computacional exigido se torna muito menor. Os modelos de turbulência consistem em equações de transporte necessárias para calcular os termos do tensor de tensões de Reynolds e termos escalares adicionais, podendo diferir pela forma como a turbulência é modelada e pelo número de equações de transporte.
- **Large Eddy Simulation (LES):** Essa é uma forma intermediária do cálculo de turbulência, aplicando um filtro espacial nas equações de Navier-Stokes não estacionárias, rejeitando os pequenos turbilhões e calculando apenas os maiores. Para as escalas SGS (sub-grid-scale), as quais estão abaixo da escala dos maiores turbilhões, são utilizados modelos de turbulência. Esse tipo de simulação demanda um custo computacional muito grande, uma vez que exige uma malha bastante refinada para rejeitar apenas os pequenos turbilhões.
- **Direct Numerical Simulation (DNS):** Essas simulações computam todo o escoamento médio e todas as flutuações turbulentas de velocidade. As equações de Navier-Stokes não estacionárias são resolvidas em malhas tão refinadas que são capazes de resolver os comprimentos de escala de Kolmogorov. O passo de tempo escolhido é tão pequeno que são resolvidas até as mais rápidas flutuações turbulentas. Esse método exige um custo computacional tão grande que não possui aplicação industrial conhecida.

A seguir, trata-se brevemente dos principais modelos de turbulência da classe RANS para o ramo da engenharia aeroespacial. São eles:

- $k - \varepsilon$: O modelo $k - \varepsilon$ é um modelo de duas equações de transporte que foca em aplicações que afetam o termo de energia cinética turbulenta k . Esse caso ocorre em aplicações onde a convecção e difusão causam diferenças significativas entre a produção e destruição da turbulência, como, por exemplo, em escoamentos com recirculação. Nesse modelo, a região *Buffer* da camada limite não é calculada, ou seja, utiliza-se a lei de parede.

Vantagens: Possui boa convergência e baixo custo computacional. Aplica-se muito bem para escoamentos externos sobre geometrias complexas.

Desvantagens: Não possui boa acurácia para escoamentos com gradientes de pressão adversos, grandes curvaturas ou jatos, uma vez que ele prevê excessivos níveis de tensão de cisalhamento turbulenta, causando uma certa supressão do descolamento da camada limite.

- **Spalart-Allmaras:** Esse modelo é constituído por uma equação de transporte e uma especificação de comprimento de escala por uma formulação algébrica. É um modelo de baixo Reynolds, o que significa que ele resolve as camadas próximas à parede, onde os efeitos viscosos predominam. As constantes do modelo e as constantes da lei de parede foram calibradas para apresentar bom desempenho na descrição de camadas limites com gradientes de pressão adversos, os quais são importantes para a predição de Estol.

Vantagens: Muito bom para aplicações em aerofólios e aerodinâmica em geral. É um modelo robusto e exige um custo computacional razoável.

Desvantagens: Não trabalha bem em regiões que ocorrem grande variação de comprimento de escala, logo, o modelo não é muito aplicável para escoamentos internos ou que possuem variações bruscas no escoamento.

- **Wilcox $k - \omega$ model:** Diferentemente do modelo $k - \varepsilon$, o modelo $k - \omega$ utiliza como segunda variável a frequência de turbulência $\omega = \varepsilon/k$. Ele também é um modelo de duas equações e os valores de k e ω devem ser especificados nas condições de contorno de entrada.

Vantagens: Realiza a integração à parede sem necessitar de funções de parede para aplicações de baixo Reynolds.

Desvantagens: Os resultados são muito dependentes do valor de ω especificado para escoamento livre na entrada. Isso se torna um grande problema para aplicações em aerodinâmica externa e outras aplicações do ramo aeroespacial, uma vez que é de rotina a utilização de condições de contorno de escoamento livre.

- **Menter Shear Stress Transport (SST) $k - \omega$ model:** Uma vez que o modelo $k - \varepsilon$ é muito menos sensível aos valores arbitrários escolhidos para escoamento livre e não trabalha bem em regiões com gradientes de pressão adversos, Menter sugeriu um modelo híbrido unindo os modelos $k - \omega$ e $k - \varepsilon$. Dessa forma, o modelo consegue fazer a integração à parede sem a necessidade de usar funções de parede aplicando o Wilcox $k - \omega$. Para a região de escoamento livre, é utilizado o modelo $k - \varepsilon$, resolvendo o problema de sensibilidade às condições de contorno de entrada.

Vantagens: Trabalha muito bem com gradientes de pressão adversos e condições de Estol. Para aplicações em aerodinâmica de perfis, é o que oferece melhor desempenho e também é o mais aceito. É pouco sensível às condições de contorno de entrada.

Desvantagens: Produz excesso de turbulência em regiões de estagnação ou de fortes acelerações. Entretanto, esses efeitos ocorrem em menor escala quando comparado ao modelo $k - \varepsilon$ original.

6.3 ANÁLISE EM CFD DO TÚNEL DE VENTO

6.3.1 Domínio Computacional

O domínio computacional em análises de CFD deve ser simplificado para conter somente as informações mais relevantes do problema, como as partes essenciais do túnel de vento (contração, seção de testes e difusor). Detalhes como a geometria das colmeias e telas precisariam de uma malha muito fina e, conseqüentemente, demandariam muito recurso computacional. Ainda, tais detalhes não acrescentariam grande contribuição para o resultado final, visto que, os mesmos poderiam ser representados de outra maneira sem afetar consideravelmente os resultados. Como um dos requisitos para o projeto do túnel de vento era o nível da turbulência na entrada da seção de testes, e a função das colmeias e telas é justamente reduzir a intensidade de turbulência, foi imposta uma condição inicial especificando o nível de turbulência desejado na entrada da mesma, de forma a representar os efeitos desses componentes. As condições iniciais e de contorno serão discutidas com mais detalhes nas seções seguintes.

A Fig. 6.13 mostra o modelo tridimensional do túnel de vento. A criação dessa geometria é consequência dos requisitos especificados anteriormente, bem como do projeto conceitual também apresentado. Como deseja-se analisar o escoamento no interior do túnel de vento, o domínio computacional é simplesmente a parte interna do túnel com uma casca fina representando as paredes do mesmo.

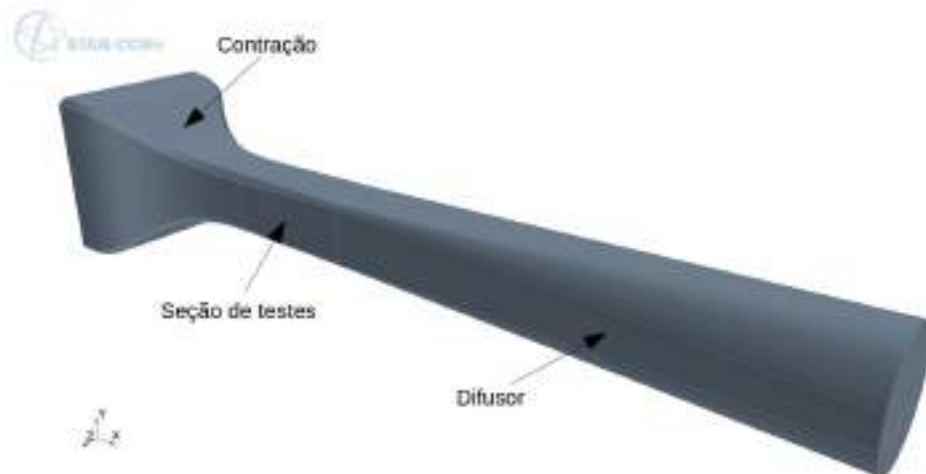


Figura 6.13 – Modelo tridimensional simplificado do túnel de vento. *Fonte: Autor*

6.3.2 Discretização Espacial do Domínio Computacional

A partir da delimitação do domínio de simulação realizou-se a discretização espacial, isto é, criou-se uma malha computacional representando os pontos de controle nos quais as equações governantes são aplicadas. Escolheu-se uma malha não estruturada do tipo *trimmed* para realizar a discretização. A malha *trimmed* é composta majoritariamente por elementos hexaédricos, mas também pode conter tetraedros. Essa escolha foi realizada pois a geometria do túnel de vento é complexa o suficiente para tornar difícil a criação de uma malha estruturada. Além disso, as malhas *trimmed* são criadas com muito menos pontos do que as malhas poliédricas e, portanto, o tempo de simulação também é menor. Foi realizado um estudo de independência de malha, variando o número de elementos em um fator de 2, isto é, a segunda malha possuía duas vezes mais elementos do que a primeira, a terceira tinha duas vezes mais elementos do que a segunda e assim por diante. Quando a variação dos resultados monitorados mantiveram-se na ordem de duas casas decimais a malha foi considerada como adequada. A Fig. 6.14 apresenta uma ilustração da malha final gerada para as simulações.

A qualidade da malha foi analisada com base na razão de aspecto dos elementos e no ângulo de distorção (*skewness angle*). A partir da Fig. 6.3 define-se o ângulo de distorção como sendo o ângulo entre qualquer uma das faces da célula inicial (sem distorção) e a sua respectiva face da célula final (com distorção). Para o nosso caso, quanto menos próximo de um retângulo fosse a face da célula, maior o ângulo de distorção. Dessa forma adotou-se como aceitável o ângulo máximo de distorção menor do que $0,75$. O valor é dado em porcentagem, representando o quanto a face distorcida se distancia da face não distorcida. De forma similar, a razão de aspecto é a razão entre as arestas das faces das células. Para um quadrado essa razão é igual a 1. Portanto, quanto mais próxima de 1 for a razão de aspecto, menos distorcida é a face da célula. Com isso, considerou-se aceitável



Figura 6.14 – Malha *trimmed* gerada na geometria do túnel de vento. Fonte: Autor

razões de aspecto maiores do que 0,25.

Para resolver adequadamente as equações governantes nos pontos próximos as superfícies é recomendado a utilização de malhas estruturadas, alinhadas à direção de escoamento. As regiões próximas a parede (camada limite) apresentam grande variação das propriedades do escoamento como velocidade e temperatura e, portanto, são críticas para obter uma estimativa adequada das distribuições de pressão e temperatura. Dessa forma, as camadas prismáticas (malha estruturada) podem ser extrudadas a partir de uma malha não estruturada e, com isso, “capturar” os efeitos da camada limite.

A determinação da espessura necessária da camada prismática foi feita com base em um número adimensional, o y^+ na parede. Esse adimensional, definido na Eq. 6.2, depende de um comprimento característico e das propriedades do fluido como viscosidade cinemática e velocidade de fricção.

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} \quad (6.2)$$

Onde y é a altura da primeira camada prismática, ν é a viscosidade cinemática e u_τ é a velocidade de fricção. A velocidade de fricção é definida pela Eq. 6.3,

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (6.3)$$

sendo ρ a densidade do fluido e τ_w a tensão de cisalhamento na parede, que pode ser calculada através da Eq. 6.4,

$$\tau_w = \frac{1}{2} C_f \rho U_\infty^2 \quad (6.4)$$

onde U_∞ é velocidade de corrente livre do escoamento e C_f é o coeficiente de fricção. Para um escoamento turbulento sobre uma placa plana, lisa e paralela a uma corrente uniforme, esse coeficiente pode ser determinado pela Eq. 6.5.

$$C_{f,x} \simeq \frac{0,059}{(Re_x)^{1/5}} \quad (6.5)$$

Para calcular a espessura mínima da primeira camada prismática y , resolveu-se a equação 6.3 para o y^+ desejado. As simulações foram feitas utilizando o modelo de turbulência $SST \kappa - \omega$, portanto, necessitou-se que a espessura da primeira célula fosse pequena o suficiente para capturar os efeitos da camada limite. Dessa forma, o y^+ na parede precisou estar próximo de 1. A Fig. 6.15 mostra a variação do y^+ ao longo da parede do túnel de vento. Percebe-se que o maior valor está abaixo de 1, portanto, a condição desejada foi satisfeita.

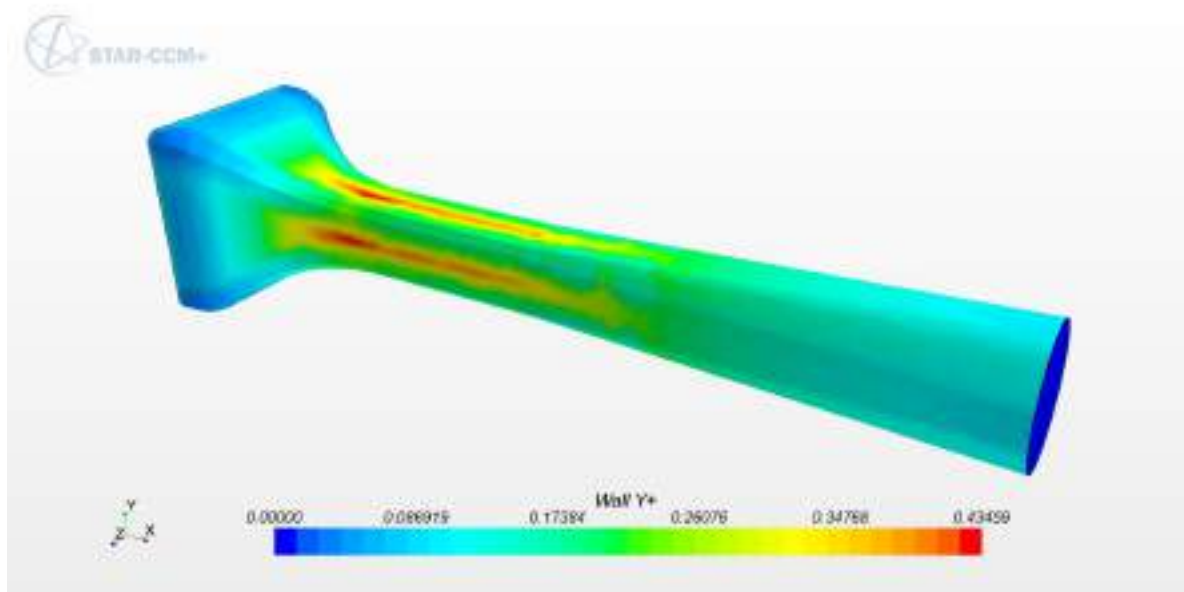


Figura 6.15 – Distribuição do y^+ ao longo da parede do túnel de vento. *Fonte: Autor*

Para realizar uma transição suave da primeira camada prismática até a malha *trimmed* foi necessário determinar o número de camadas prismáticas. Com isso, utilizou-se a Eq. 6.6 para determinar o número de camadas prismáticas necessárias com base em um fator de crescimento de 1.3%.

$$t_f = \sum_{k=1}^N t_i F^{k-1} \quad (6.6)$$

Onde t_f é o tamanho da célula da malha não estruturada, t_i é a espessura da primeira camada prismática, F é o fator de crescimento e N é o número total de camadas prismáticas. A Fig. 6.16 mostra o crescimento das camadas prismáticas em uma face da seção de testes do túnel de vento.



Figura 6.16 – Crescimento das camadas prismáticas. *Fonte: Autor*

Fica evidente, a partir da Fig. 6.16, que a transição do primeiro elemento da camada prismática até a malha *trimmed* é realizada de uma forma suave. Sendo assim, com uma malha refinada o suficiente e de boa qualidade a chance dos resultados apresentarem erros significativos diminui.

6.3.3 Hipóteses e modelos adotados

Algumas hipóteses foram tomadas para simplificar o problema da análise em CFD. Sabe-se que todo fluido possui variações de massa específica e, portanto, apresenta compressibilidade. Porém, essa variação somente é significativa acima de 5%, o que representa valores de $Mach > 0,3$. Os próprios requisitos do projeto do túnel de vento apresentados neste trabalho especificam que o mesmo possui aplicação didática e de aerodinâmica subsônica. Com isso, pode-se desprezar os efeitos da variação da massa específica assumindo, assim, a hipótese de incompressibilidade. Dessa forma, as equações de conservação da massa, energia e quantidade de movimento linear são simplificadas e não é

necessário implementar uma equação de estado.

Além disso, a variação das propriedades do escoamento no tempo também é uma característica natural. Entretanto, como os objetivos do projeto possuem pouca dependência de efeitos transitórios assumiu-se a hipótese de escoamento invariante no tempo (escoamento permanente). Percebe-se que, embora essa hipótese possa resultar em estimativas não muito fiéis com a realidade em casos onde um corpo de prova é analisado na seção de testes, a análise de regiões de gradiente de pressão adverso e de crescimento da espessura de deslocamento podem ser realizadas, bem como a estimativa de velocidade na seção de testes e a perda de carga total no túnel de vento. Ainda, a aproximação de escoamento permanente reduz de forma significativa o custo computacional, o que foi um fator limitante para a realização do projeto.

Um dos objetivos do projeto foi analisar a existência de descolamentos de camada limite devido à presença gradientes de pressão adversos. Isso foi utilizado para alterar o ponto de inflexão da curva da contração e dimensionar o comprimento e razão de aspecto do difusor. Para alcançar estimativas aceitáveis foi necessário levar em conta os efeitos da turbulência. Como a implementação de LES e DNS exige grande demanda computacional e muitas vezes é impraticável em projetos de engenharia, utilizou-se os modelos RANS para aproximar os efeitos decorrentes da turbulência. Utilizou-se o modelo $SST\ \kappa-\omega$ pois o mesmo é muito utilizado em aplicações onde deseja-se estimar gradientes de pressão adversos e apresenta, em geral, bons resultados.

As condições de contorno do problema foram definidas com base na geometria do túnel de vento, mostrada anteriormente na Fig. 6.13. A face da contração, normal ao plano zy , foi definida como sendo uma região de entrada, onde especificou-se uma vazão mássica. O contorno definido pela face do difusor, normal ao plano zy , foi definido como uma região de saída, onde especificou-se uma pressão de saída. A casca do túnel, isto é, as faces que ligam o contorno de entrada com o contorno de saída foram especificadas como parede. No contorno da parede utilizou-se a condição de não escorregamento para especificar propriamente a existência de uma superfície sólida, com isso, considerando os efeitos viscosos. Além disso, empregou-se uma intensidade de turbulência no contorno da entrada, de modo a representar os efeitos decorrentes da presença de telas e colmeias, cujas quais foram dimensionadas com base em cálculos semi-empíricos e não foram analisadas em CFD devido à grande exigência computacional. A condição inicial utilizada foi a velocidade nula em todas as células do domínio.

6.3.4 Pós-processamento dos dados

Como discutido anteriormente, as análises em CFD foram realizadas a fim de verificar, basicamente, três parâmetros do projeto; a posição do ponto de inflexão na contração,

o comprimento do difusor e a variação do chanfro na seção de testes. Com base em cálculos semi-empíricos, foi definido que a razão entre a área final e a área inicial do difusor deveria ser de no máximo 2,5. Se a área final fosse maior do que o valor recomendado, dependendo do comprimento do difusor, poderiam ocorrer descolamentos de camada limite e, com isso, ocorreria um aumento da perda de carga e perturbações no escoamento que influenciariam negativamente as medições na seção de testes. Para manter a razão de aspecto no difusor e evitar ângulos de abertura muito altos (acima de 6°) foi necessário alterar o comprimento do difusor. Foram testados vários comprimentos e o que demonstrou melhor resultado foi com 3700 mm. O critério para decidir qual apresentava melhor resultado foi a análise da intensidade de gradientes de pressão adversos no difusor. A Fig. 6.17 mostra o campo de velocidades em um trecho do comprimento do difusor. Percebe-se que há uma tendência em ocorrer descolamentos de camada limite a medida que o ângulo de abertura aumenta. Entretanto, não observam-se regiões de recirculação, e há uma certa uniformidade do escoamento, pois o ângulo de abertura é pequeno o suficiente para evitar a ocorrência das mesmas nas condições impostas.

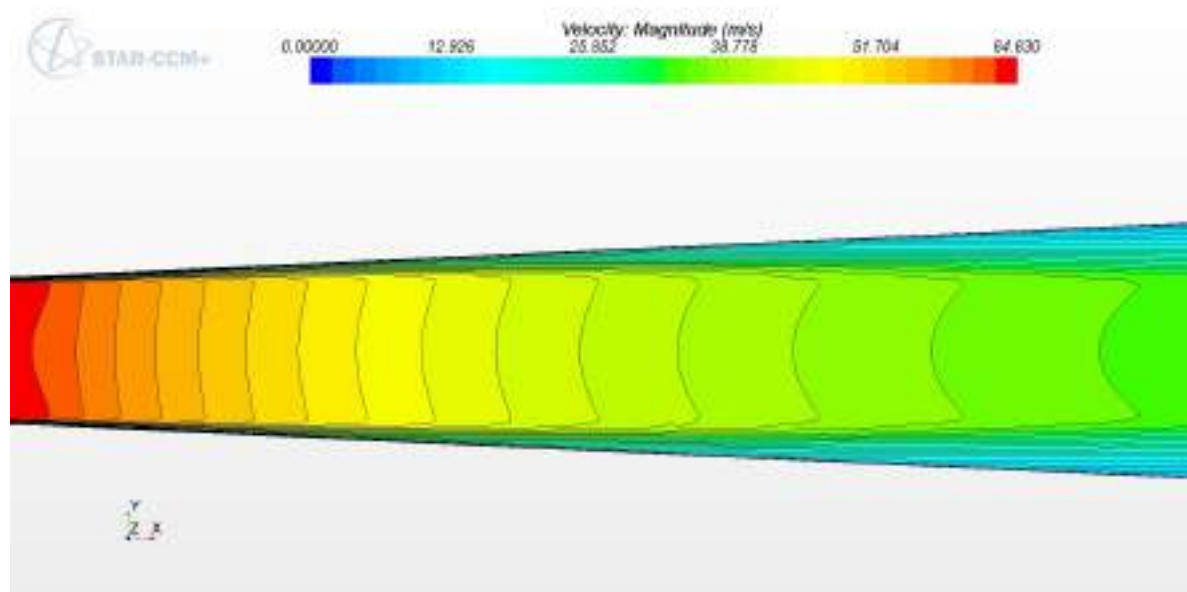


Figura 6.17 – Perfil de velocidades no difusor. *Fonte: Autor*

De forma similar, o ponto de inflexão da curva da contração foi dimensionado inicialmente com base em cálculos semi-empíricos, conforme apresentado no projeto conceitual. O resultado final foi obtido também com base na análise de gradientes de pressão adversos na contração. A Fig. 6.18 mostra o campo de velocidades na curva da contração. É possível observar uma uniformidade do escoamento na região próxima à entrada da seção de testes. Essa condição era desejada, pois descolamentos de camada limite influenciariam negativamente o escoamento na seção de testes e, consequentemente, afetariam as medições durante o experimento. Com isso, a razão entre a posição do ponto de inflexão e o comprimento adimensional da contração ficou definida em 0,32. Percebe-se que as

análises resultaram em valores, aproximadamente, iguais aos recomendados pelos modelos semi-empíricos, o que é razoável, pois não foram realizadas simulações com objetos na seção de testes e adotou-se a hipótese de regime permanente.

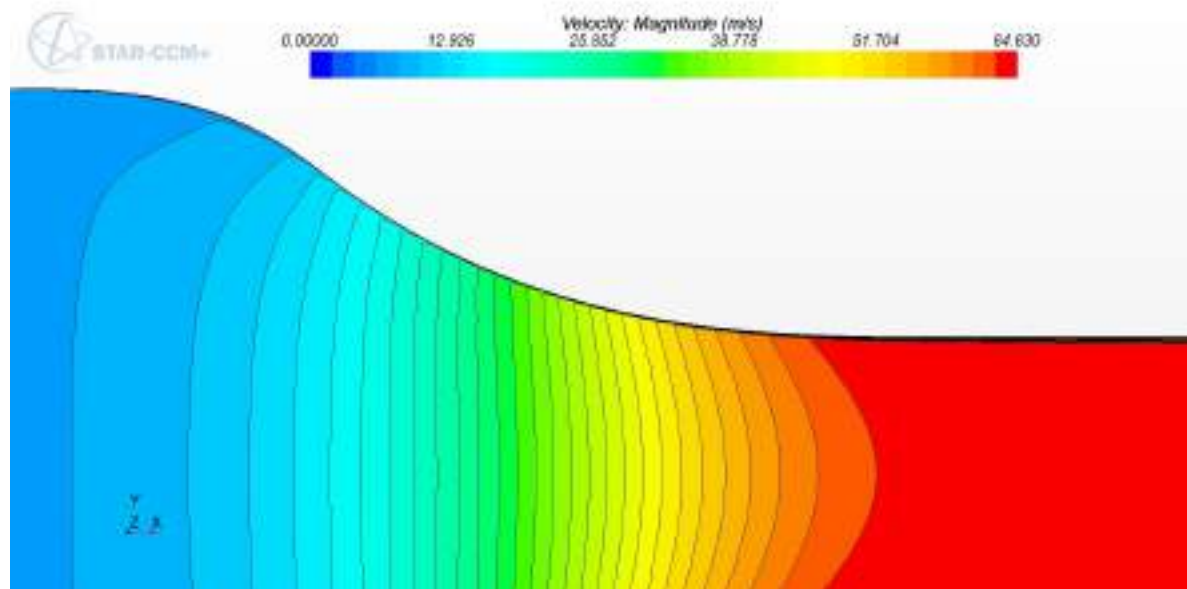


Figura 6.18 – Perfil de velocidades na contração. *Fonte: Autor*

A maior contribuição da análise em CFD foi na estimativa do crescimento da espessura de deslocamento na seção de testes, visto que os modelos semi-empíricos podem não ser suficientes para prever isso. Os chanfros possuíam inicialmente 50 mm de aresta e não possuíam variação entre a seção de entrada e de saída da seção de testes, isto é, tinham comprimento constante. A partir das análises em CFD foi possível estimar o tamanho da espessura de deslocamento.

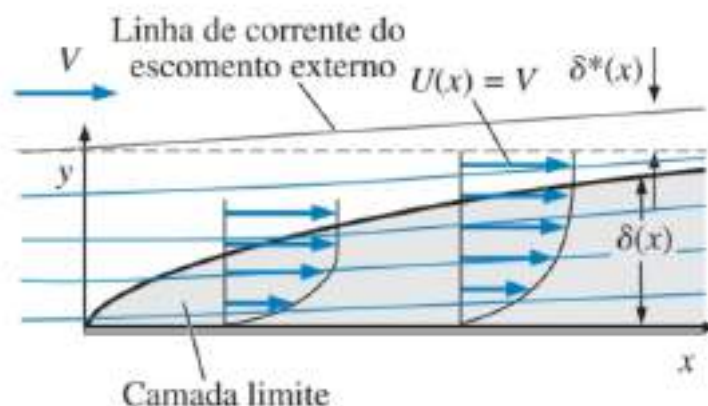


Figura 6.19 – Espessura de deslocamento definida por uma linha de corrente fora da camada limite. *Fonte: Çengel e M.Cimbala (2015)*

A espessura de deslocamento δ^* é a distância em que a linha de corrente fora da camada limite é defletida da parede devido ao efeito da camada limite, conforme mostra a

Fig. 6.19. Em outras palavras, a espessura de deslocamento é o aumento imaginário na espessura da parede, como é visto pelo escoamento externo, devido ao efeito da camada limite que está crescendo. Para uma placa plana, executando uma análise de volume de controle usando a conservação da massa, chega-se à expressão para a espessura de deslocamento definida pela Eq. 6.7.

$$\delta^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \quad (6.7)$$

É possível observar que o limite superior da integral na Eq. 6.7 é mostrado como ∞ , mas como $u = U$ em todos os pontos acima da camada limite, é necessário integrar somente até uma distância finita acima de δ . Para um escoamento turbulento sobre uma placa plana, lisa e paralela a uma corrente uniforme, a espessura de deslocamento em função da posição x é definida pela Eq. 6.8.

$$\frac{\delta^*}{x} \simeq \frac{0,046}{(Re_x)^{1/5}} \quad (6.8)$$

A Eq. 6.8 é obtida a partir da lei da potência um sétimo combinada com dados empíricos para escoamento turbulento através de dutos lisos. Essa equação foi utilizada para estimar o tamanho da espessura de deslocamento desde a contração até a seção de testes. Considerou-se uma aproximação de placa plana, isto é, foi suposta uma contração reta, alinhada com a seção de testes, e o comprimento da placa plana foi assumido como a distância do início do túnel até o final da seção de testes. A partir disso, estimou-se a variação imaginária da área final na seção de testes e alterou-se a dimensão da aresta dos chanfros.

É importante ressaltar que o interesse está em estimar a variação da pressão estática na seção de testes ocasionada pelo crescimento da espessura de deslocamento, o que é um efeito desfavorável pois a diferença de pressão nessa região adiciona uma força indesejada na geometria a ser testada, cujo acréscimo foi considerado grande demais para ser desprezado, pois em conjunto com os erros de medição em um experimento, implicariam em resultados de baixa confiabilidade.

Outra forma utilizada para estimar o tamanho da espessura de deslocamento foi considerar a variação da mesma proporcional à variação da espessura da camada limite. Com isso, mediu-se a espessura da camada limite na seção de testes, a partir das simulações em CFD, e estimou-se a área efetiva no início e no final da mesma. Assim, foi possível estimar a dimensão da aresta dos chanfros para satisfazer a condição de área efetiva constante. Para determinar a dimensão final dos chanfros foi escolhido um valor intermediário entre as duas formas de medição da espessura de deslocamento.

A Fig. 6.20 mostra a diferença de pressão estática entre a geometria com chanfros

constantes de aresta 50 mm (a) e a de chanfros variando de 50 mm até 25 mm (b).

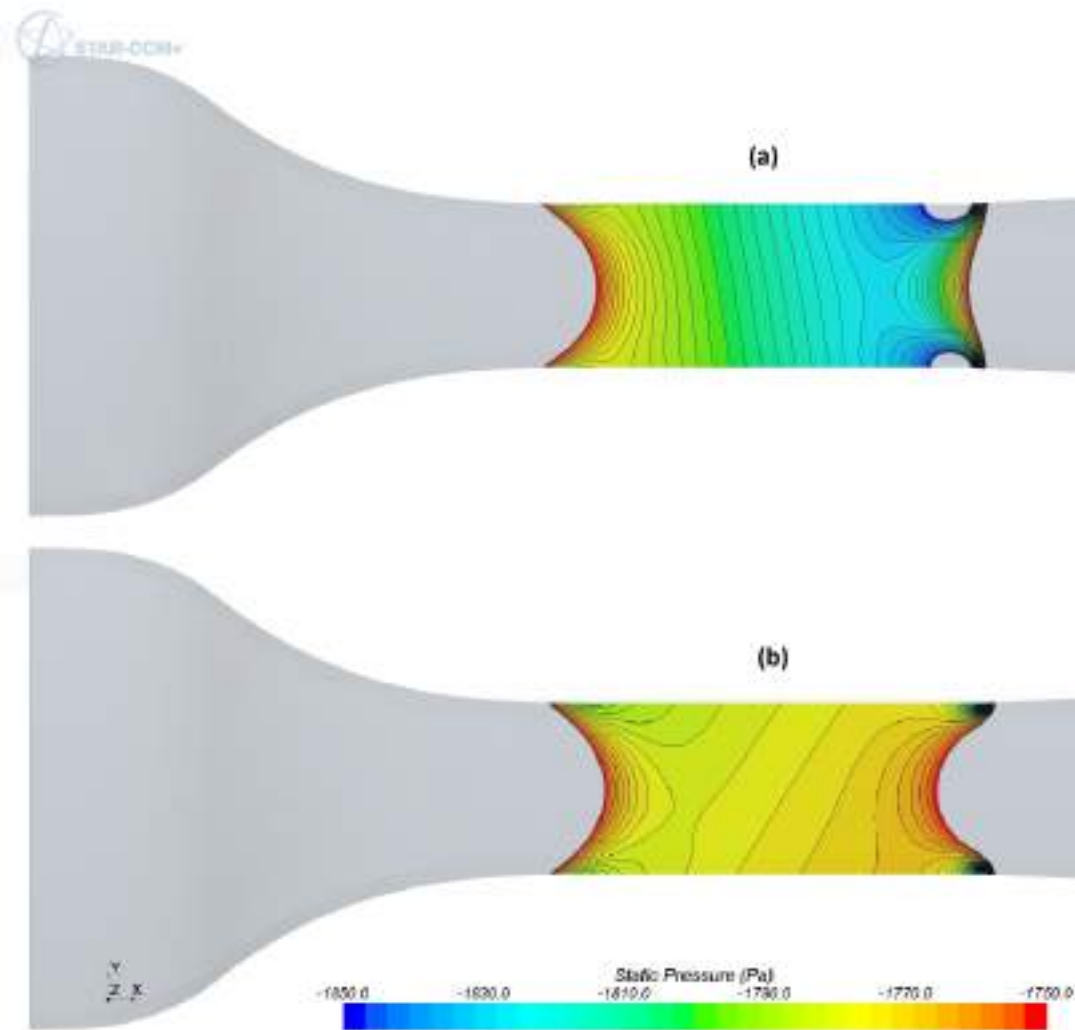


Figura 6.20 – Variação da pressão estática ao longo da seção de testes na geometria com chanfro constante (a) e com chanfro variável (b). *Fonte: Autor*

Percebe-se que na Fig. 6.18 (a) a pressão estática varia entre, aproximadamente, -1840 Pa e -1760 Pa , o que é suficiente para afetar os resultados medidos em objetos na seção de testes. Por outro lado, na Fig. 6.18 (b) nota-se que a pressão estática varia pouco, entre -1790 Pa e -1770 Pa , na maior parte da seção de testes. Além disso, a geometria com chanfros constantes apresenta variações bruscas da pressão estática na saída da seção de testes, enquanto que a geometria com chanfros variáveis revela apenas uma pequena variação da pressão estática.

6.3.5 Realimentação de resultados

Os resultados extraídos do CFD serviram como dados de entrada para a rotina de cálculos implementada no projeto conceitual. Tais resultados foram:

- Localização do ponto de inflexão da curva da contração;
- Comprimento e ângulo de abertura do difusor;
- Dimensão dos chanfros na entrada e na saída da seção de testes;
- Perda de carga total no túnel de vento.

Dessa forma, as estimativas do CFD, em conjunto com os valores obtidos pelos cálculos semi-empíricos, constituíram as especificações finais do projeto do túnel de vento.

7 ESPECIFICAÇÕES FINAIS

Nesta seção, estão resumidos os principais resultados obtidos no projeto, sendo eles as dimensões finais da bancada didática completa, dimensões estimadas do laboratório, massas estimadas dos conjuntos, especificações utilizadas no edital de licitação para fabricação do produto e, por fim, o preço médio orçado durante a licitação.

Os desenhos técnicos com as instruções de montagem e dimensões principais de cada seção e do conjunto completo estão presentes no **Apêndice C** do trabalho.

7.1 DIMENSÕES FINAIS DA BANCADA DIDÁTICA

Após completar todas as etapas de projeto, conforme a metodologia adotada, obteve-se uma concepção final da bancada didática, já prevendo suportes para os instrumentos. Na Fig. 7.1 encontram-se as vistas da bancada com as cotas principais, entretanto, não está indicada a cota referente ao sistema de exaustão, pois o mesmo poderá sofrer alterações pela empresa responsável pela fabricação. Estima-se um comprimento de, aproximadamente, 1 m.

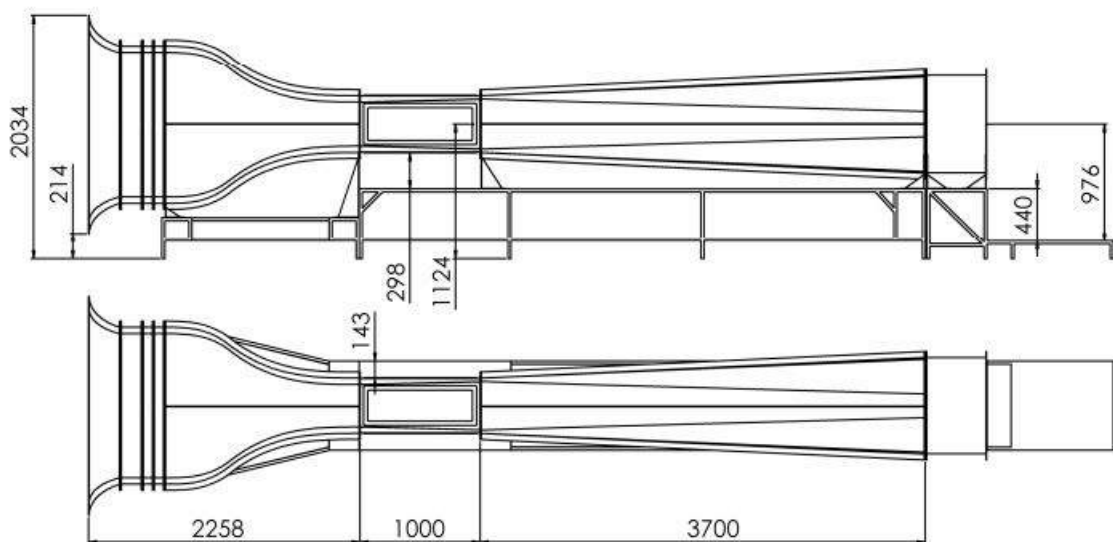


Figura 7.1 – Dimensões finais da bancada didática. Fonte: Autor

7.1.1 Dimensões Mínimas do Laboratório

Com as dimensões do conjunto final, pode-se ter uma estimativa das dimensões mínimas necessárias para o laboratório. Estima-se que seja necessário um comprimento de 3 metros livres na entrada do túnel e de 4 metros livres na descarga do túnel, a fim de garantir uma circulação de ar adequada no ambiente. Como o comprimento total estimado do túnel é de 8,5 m, o laboratório deve possuir, no mínimo, 15,5 m de comprimento. Ainda, estima-se um espaço livre mínimo de 2 metros para cada lado, a fim de possibilitar livre movimentação de alunos e equipamentos pelo laboratório. Sendo a largura máxima do túnel de 1,9 m, a largura mínima da sala deve ser de 5,9 m. Por fim, sabendo que a altura estimada para a bancada é de 2,1 m, estima-se que a altura mínima do teto do laboratório deve ser de 2,4 m.

7.2 MASSAS DOS CONJUNTOS

No *software* SolidWorks, especificou-se previamente os materiais de cada componente da concepção final, de maneira a realizar uma estimativa inicial da massa de cada conjunto. No Quadro 7.1, encontra-se essa estimativa inicial de cada conjunto.

Quadro 7.1 – Estimativa de massa.

Conjunto	Massa (kg)
Seção de Contração	223,84
Difusor	72,2
Seção de Exaustão	68,24
Seção de Testes	24,8
Motor	110
Massa do Túnel de vento	499,08
Suportes	109,8
Massa do conjunto completo	608,88

7.3 ESPECIFICAÇÕES DO EDITAL

O projeto foi realizado com a finalidade de fornecer os requisitos necessários para um processo de licitação, portanto deve-se elencar todos os pontos importantes para a construção e o bom funcionamento da bancada didática. Os requisitos utilizados no edital podem ser observados no **Anexo A**, os requisitos para o controle do túnel de vento foram elencados pelos professores e técnicos.

7.4 ORÇAMENTO FINAL DO PRODUTO

Foram feitos três orçamentos para a licitação referente à fabricação e à montagem do túnel de vento, conforme as especificações apresentadas no **Anexo A**. O preço médio para a execução do serviço foi de R\$ 197.200,00.

A fim de avaliar a viabilidade da contratação do serviço, comparou-se o valor médio orçado com alguns preços comerciais de túneis de vento didáticos do mesmo porte. A conclusão foi de que R\$ 12.350,00 serão economizados ao optar-se pela execução do projeto, além do fato de o túnel projetado possuir todos os detalhes conhecidos, menor intensidade de turbulência e maior velocidade máxima na seção de testes, chegando a um ganho de, aproximadamente, 15 m/s . Além disso, garante-se maior capacidade de adaptação do túnel a experimentos de eventuais projetos de CPIO (Concepção, Projeto, Implementação e Operação) e TCC (Trabalho de Conclusão de Curso).

8 CONCLUSÕES

Ao término do projeto, tirou-se as seguintes conclusões:

1. Embora o comprimento final do túnel de vento tenha extrapolado o desejado, concluiu-se que, para garantir uma boa qualidade do escoamento, seria válido alterar o requisito inicial de comprimento máximo igual a 6 metros;
2. A metodologia adotada para o projeto mostrou-se efetiva, chegando-se a um resultado satisfatório que cumpriu praticamente todos os requisitos de projeto iniciais;
3. Pode-se perceber o grande potencial do projeto por meio de rotinas, uma vez que se torna bastante ágil a variação de parâmetros dimensionais, analisando-se, diretamente, o impacto de cada um sobre os demais. Dessa forma, é facilitada a obtenção de um conceito que satisfaça os requisitos de projeto;
4. Durante o processo iterativo, alguns valores foram arredondados e fixados dentro da rotina de projeto, uma vez que, por uma questão de custo, é preferível trabalhar com valores comerciais, minimizando a quantidade de itens a serem produzidos sob medida;
5. Os resultados obtidos através das simulações de CFD serviram como uma complementação para as análises semi-empíricas feitas durante o projeto. Com isso, conclui-se que a recorrência a métodos computacionais, como o CFD, garantem uma maior confiabilidade em projetos de túneis de vento;
6. O sistema de exaustão deve ser o último item dimensionado, arredondando o valor da potência necessária para um valor comercial superior, dado a necessidade de compensar a perda de carga causada por todos elementos, inclusive dos diferentes corpos de prova a serem ensaiados;
7. O projeto executado mostrou-se viável, gerando uma economia de, aproximadamente, R\$ 12.350,00 quando comparado com um túnel de vento comercial. Ainda, obteve-se ganhos na velocidade máxima, intensidade turbulência mínima e na capacidade de adaptação para ensaios sem fins didáticos.

APÊNDICE A – ROTINA DE PROJETO EM MATLAB

Neste apêndice, é possível visualizar a rotina de projeto desenvolvida em MATLAB para o projeto conceitual de túneis de vento aerodinâmicos de sucção. É importante ressaltar que os resultados encontrados ao executar essa rotina não irão coincidir com os valores adotados no projeto, uma vez que os valores foram arredondados e fixados em cascata, refazendo o projeto para cada valor arredondado, de forma a sempre satisfazer as relações de projeto.

```
1 %% Projeto Conceitual – Túnel de Vento UFSM 2018
2 clear all; close all; clc % Efetua a limpeza da memória, janela de
   comandos e figuras
3
4 %% Constantes referentes à atmosfera padrão com temperatura de 20
   graus Célsius
5 ni = 15.11e-6; % Viscosidade cinemática do ar
6 rho = 1.2041; % Densidade do ar
7 TI = 0.06; % Intensidade de turbulência na atmosfera (estimativa
   média caracterização Girardi)
8
9 %% Definição de razões de trabalho com base na literatura
10 AR_TS = 2; % Razão de aspecto da seção de testes. Recomendado
   entre 1~(2)
11 razao_CT = 8/1; % Razão de área da contração. Recomendado entre
   6~9
12 AR_CT = 1.25; % Razão de aspecto da seção de contração.
   Recomendado >= 1 para evitar gradientes de pressão adversos
   pontuais
13 razao_DF = 2.5/1; % Razão de área do difusor (não é recomendado
   mais que isso).
14 semia_DF = 2.75; % Máximo semi-ângulo de abertura do difusor em
   graus (não é recomendado mais que 3)
15 AR_hc = 20; % Razão de aspecto das honeycombs 6~8 (Pope) ou >= 10
   (Girardi)
16 Re_hc = 2000; % Reynolds aceitável nos honeycombs para assumir
   escoamento laminar <= 2000
17 Re_sc = 80; % Reynolds aceitável nas screens para evitar a
   formação de vórtices pelas mesmas <= 80
```

```

18 AR_sc = 4; % Número de fios – 1 com relação à largura dos
    honeycombs
19 n_sc = 3; % Número de telas a serem utilizadas
20 x_inf = 0.32; % Ponto de inflexão da região de contração
21 eficiencia = 0.85; % Eficiência do conjunto motor–hélice
22 chanfro_i = 0.05; % [m] Tamanho do chanfro utilizado no início da
    seção de testes
23
24 %% Especificação de parâmetros referentes à aplicação do túnel
25 chord = 0.435; % [m] – Corda média da aeronave regular do carancho
26 v_max = 20.47; % [m/s] – Velocidade máxima da aeronave regular do
    carancho
27 span = 2.175; % [m] – Envergadura total da aeronave do carancho
28 escala = 3/1; % Escala de trabalho do modelo
29
30 %% Especificação da seção de testes
31 Re = v_max*chord/ni; % Reynolds médio da aeronave do carancho
    regular
32 fprintf('O Reynolds do modelo é: %.2f \n', Re)
33 velocity = Re*ni*escala/chord; % [m/s] Velocidade necessária na
    seção de testes
34 fprintf('A velocidade necessária na seção de testes é: %.2f m/s \n
    ', velocity)
35 width_TS = span/(2*escala*0.8); % [m] Tamanho mínimo da aresta
    considerando metade do modelo dentro dos 80%
36 fprintf('A aresta necessária na seção de testes é: %.3f m \n',
    width_TS)
37 length_TS = AR_TS*width_TS; % [m] Comprimento da seção de testes
38 fprintf('O comprimento da seção de testes é: %.3f m \n', length_TS
    )
39 vazao_TS1 = velocity*(width_TS^2–2*chanfro_i^2); % [m~3/s] Vazão
    volumétrica de ar
40 vazao_TS2 = vazao_TS1*60; % [m~3/min] Vazão volumétrica de ar
41 vazao_TS3 = vazao_TS2*60; % [m~3/h] Vazão volumétrica de ar
42 fprintf('A vazão necessária na seção de testes é: %.2f m^3/s, ou
    %.2f m^3/min, ou %.2f m^3/h \n', vazao_TS1, vazao_TS2,
    vazao_TS3)
43 chanf_iTS = round(0.1*width_TS,2); % [m] Chanfro no início da
    seção de testes

```

```

44 area_iTS = width_TS^2 - 2*chanf_iTS^2; % [m^2] Área da seção
    transversal no início da seção de testes
45 peri_iTS = 4*(width_TS-2*chanf_iTS + chanf_iTS*sqrt(2)); % [m]
    Perímetro da seção transversal no início da seção de testes
46 d_hidr_iTS = 4*area_iTS/peri_iTS; % [m] Diâmetro hidráulico da
    seção transversal no início da seção de testes
47 chanf_fTS = chanf_iTS/2; % [m] Chanfro no final da seção de testes
48 area_fTS = width_TS^2 - 2*chanf_fTS^2; % [m^2] Área da seção
    transversal no final da seção de testes
49
50 %% Dados oriundos de CFD e algumas extrapolações
51 v_tranquilizacao = 7.6; % [m/s] Velocidade média na seção de
    tranquilização
52 v_diff = velocity/razao_DF; % [m/s] Velocidade média no final do
    difusor
53 tau_tranq = 0.15*velocity/64; % [Pa] Tensão de cisalhamento média
    na seção de tranquilização
54 tau_prop = 0.5*velocity/64; % [Pa] Tensão de cisalhamento média na
    seção de propulsão
55 q_tranquilizacao = 0.5*rho*v_tranquilizacao^2; % [Pa] Pressão
    dinâmica na entrada da tranquilização
56 delta_tunel = 640*velocity^2/64^2; % [Pa] Queda de pressão no
    túnel (estimativa linear com base no CFD)
57
58 %% Especificação do difusor
59 diam_DF = sqrt(4*area_fTS*razao_DF/pi); % [m] Diâmetro da seção
    transversal à jusante do difusor
60 fprintf('O diâmetro da seção transversal à jusante do difusor é:
    %.3f m \n', diam_DF)
61 length_DF1 = (d_hidr_iTS/2)*(-1.8078-0.0725*razao_DF+1.4772*
    razao_DF^2); % [m] Comprimento mínimo do difusor
62 length_DF2 = (diam_DF/2-width_TS/2)/tand(semia_DF); % [m]
    Comprimento mínimo do difusor pelo ângulo de abertura
63 length_DF = max([length_DF1 length_DF2]);
64 fprintf('O comprimento mínimo do difusor é: %.3f m \n', length_DF)
65 angle_DF = (180/pi)*atan2(0.5*(diam_DF-width_TS),length_DF); % [
    deg] Semi-ângulo de abertura do difusor
66 fprintf('O semi-ângulo de abertura do difusor é: %.2f graus \n',
    angle_DF)

```

```

67
68 %% Especificação da câmara de tranquilização
69 width_CT = width_TS*sqrt(razao_CT); % [m] Largura das câmaras de
    tranquilização e contração
70 fprintf('A aresta da câmara de tranquilização é: %.0f mm \n',
    width_CT*1000)
71 raio_adm = 0.2*width_CT; % [m] Raio das bordas externas da
    admissão de ar para evitar formação de vórtices (1/4 de círculo
    )
72 fprintf('O raio das bordas de admissão é: %.0f mm \n', raio_adm
    *1000)
73
74 %% Especificação das honeycombs
75 diam_hc = Re_hc*ni/v_tranquilizacao; % [m] Diâmetro hidráulico do
    honeycomb para laminarizar o escoamento
76 fprintf('O diâmetro hidráulico da colmeia é: %.3f mm \n', diam_hc
    *1000)
77 length_hc = AR_hc*diam_hc; % [m] Comprimento dos honeycombs
78 fprintf('O comprimento da colmeia é: %.1f mm \n', length_hc*1000)
79 Rex_hc = v_tranquilizacao*length_hc/ni;
80 fun1 = @(x) (2*log10(Re_hc*sqrt(x)) - 0.8)^(-2) - x; % Declaração
    de variável simbólica auxiliar para o coeficiente de fricção x
81 fric_hc = fzero(fun1, 0.05); % Coeficiente de fricção do honeycomb
82 K_hc = fric_hc*length_hc/diam_hc; % Coeficiente de perda de carga
    do honeycomb
83 alpha_hc = 1.1/sqrt(1+K_hc);
84 f_hc = (1+alpha_hc-alpha_hc*K_hc)/(1+alpha_hc+K_hc); % Fator de
    redução de turbulência das honeycombs
85 dist_hc = 0; % [m] Distância para colocar a primeira tela
86
87 %% Especificação das telas
88 width_sc = diam_hc/AR_sc; % [m] Diâmetro hidráulico das telas
89 fprintf('A distância entre os fios da tela é: %.2f mm \n',
    width_sc*1000)
90 diam_sc = Re_sc*ni/v_tranquilizacao; % [m] Diâmetro do fio das
    telas
91 fprintf('O diâmetro dos fios da tela é: %.2f mm \n', diam_sc*1000)
92 beta_sc = 1 - (diam_sc/width_sc)^2; % Porosidade das telas > 0.57
93 K0_sc = ((1-0.95*beta_sc)/(0.95*beta_sc))^2;

```



```

94 K_sc = K0_sc + 55.2/Re_sc; % Coeficiente de perda de carga da tela
    > 0.7
95 fu_sc = 1/(1+K_sc); % Fator de redução de turbulência longitudinal
    da tela
96 fv_sc = 1/sqrt(1+K_sc); % Fator de redução de turbulência
    transversal da tela
97 dist_sc = 550*diam_sc; % [m] Distância mínima para a segunda tela
98 fprintf('A distância entre telas é: %.0f mm \n', dist_sc*1000)
99
100 % Intensidade de turbulência na seção de testes
101 TI_tranq = TI*f_hc*fu_sc^n_sc; % Intensidade de turbulência após a
    câmara de tranquilização
102 fprintf('A intensidade de turbulência após a câmara de
    tranquilização é: %.2f%% com %.0f telas e 1 colmeia \n',
    TI_tranq*100, n_sc)
103 length_prot = 0.1; % [m] Protection for honeycombs
104 length_tranq = length_prot + length_hc + dist_hc + dist_sc*(n_sc
    -1); % [m] Distância da admissão até a contração
105 fprintf('O comprimento da seção de tranquilização é: %.0f mm \n',
    length_tranq*1000)
106
107 % Perda de carga na tranquilização
108 f_tranq = 8*tau_tranq/(rho*v_tranquilizacao);
109 delta_tranq_clean = 0.5*f_tranq*(dist_hc + dist_sc*(n_sc-1))*rho*
    v_tranquilizacao^2/width_CT;
110 delta_tranq = delta_tranq_clean + q_tranquilizacao*(K_hc + n_sc*
    K_sc); % [Pa] Perda de carga da seção de tranquilização
111 fprintf('A queda de pressão na seção de tranquilização é: %.2f Pa
    \n', delta_tranq)
112 fprintf('As telas de proteção das colmeias e das hélices possuem
    afastamento de 15 mm e diâmetro de 0.3 mm \n')
113
114 %% Especificação da região de contração
115 length_CT = width_CT*AR_CT; % [m] Comprimento da região de
    contração
116 fprintf('O comprimento da região de contração é: %.0f mm \n',
    length_CT*1000)
117 x = linspace(0,length_CT,100); % Cria um vetor de comprimento para
    a contração

```

```

118 y1 = 0.5*(width_TS + (width_CT - width_TS)*(1 - ((x/length_CT).^3)
      /(x_inf^2))); % Cúbica do primeiro intervalo
119 y2 = 0.5*(width_TS + (width_CT - width_TS)*((1-(x/length_CT))
      .^3/(1-x_inf)^2)); % Cúbica do segundo intervalo
120 figure; plot(x(1:round(length(x)*x_inf)), y1(1:round(length(x)*
      x_inf)), 'r', x(round(length(x)*x_inf):end), y2(round(length(x)*
      x_inf):end), 'b', x(1:round(length(x)*x_inf)), -y1(1:round(
      length(x)*x_inf)), 'r', x(round(length(x)*x_inf):end), -y2(round
      (length(x)*x_inf):end), 'b') % Plot do perfil de contração
121 grid on; xlabel('x - Comprimento [m]'); ylabel('y - Altura [m]');
      axis([0 length_CT -length_CT/2 length_CT/2]); daspect([1 1 1]);
      % Configuração do gráfico
122 legend('f_1(x)', 'f_2(x)')
123 desdob_CT = 0; % [m] Comprimento linha de corrente adjacente à
      contração
124 for i = 1:length(x)-1
125     if i < round(length(x)*x_inf)
126         desdob_CT = desdob_CT + sqrt((y1(i+1)-y1(i))^2 + (x(i+1)-x
            (i))^2);
127     else
128         desdob_CT = desdob_CT + sqrt((y2(i+1)-y2(i))^2 + (x(i+1)-x
            (i))^2);
129     end
130 end
131
132 %% Perda de carga para o NACA0012 com 5 graus de AoA em velocidade
      máxima na seção de testes
133 Cd_naca = 0.09; % Fonte: Xfoil
134 chord_naca = 0.1; % [m] - 10 cm de corda
135 pot_naca = 0.5*rho*width_TS*chord_naca*Cd_naca*velocity^3; % [W]
      Potência para a realização do experimento de Estol
136 fprintf('A potência dissipada em arrasto no corpo de prova é: %.2f
      HP \n', pot_naca/745.7)
137
138 %% Especificação do sistema propulsivo
139 length_mot = 1; % [m] Distância reservada para o sistema
      propulsivo
140
141 % Perda de carga

```

```

142 f_prop = 8*tau_prop/(rho*v_diff);
143 delta_prop = 0.5*f_prop*length_mot*rho*v_diff^2/diam_DF; % [Pa]
    Queda de pressão na carcaça da seção de propulsão
144 fprintf('A queda de pressão na seção de propulsão é: %.2f Pa \n',
    delta_prop)
145
146 % Especificação do motor
147 potencia = (pot_naca + (delta_tranq + delta_prop + delta_tunel)*
    vazao_TS1)/(eficiencia*745.7); % [HP] Potência mínima do motor
148 fprintf('A potência mínima do motor, para uma eficiência do
    conjunto motor-hélice de %.2f, é: %.2f HP \n', eficiencia,
    potencia)
149 queda_pressao = potencia*eficiencia*745.7/vazao_TS1;
150 fprintf('A queda de pressão estimada no ventilador é de %.2f Pa \n
    ', queda_pressao)
151
152 %% Características gerais do túnel de vento
153 comprimento = length_TS + length_DF + raio_adm + length_tranq +
    length_CT + length_mot; % [m] Comprimento total do túnel
154 fprintf('O comprimento estimado do túnel é: %.3f m \n',
    comprimento)
155
156 %% Correção do empuxo horizontal na seção de testes
157 desdob_TS = desdob_CT + length_TS; % [m] Comprimento desdobrado de
    contração + seção de testes
158 vm_CT = v_tranquilizacao*width_CT^2/(2*mean([y1(1:round(length(x)*
    x_inf)) y2(round(length(x)*x_inf)+1:end)]))^2; % Velocidade
    média entre contração e seção de testes
159 Re_x = (vm_CT*desdob_CT + velocity*length_TS)/ni; % Número de
    Reynolds em x no final da seção de testes
160 x2 = linspace(0,desdob_TS,100);
161 esp_desl_t = 0.048*x2/Re_x^(1/5); % [m] Espessura de deslocamento
    turbulenta na entrada da seção de testes
162 esp_desl = 0.048*(desdob_TS-desdob_CT)/Re_x^(1/5); % [m] Diferença
    entre espessura de deslocamento do final e início da seção de
    testes
163 esp_desl_i = 0.048*(desdob_CT)/Re_x^(1/5);
164 esp_desl_o = 0.048*(desdob_TS)/Re_x^(1/5);
165 v_est_out_TS = velocity*width_TS^2/(width_TS-2*esp_desl)^2; % [m/s

```

```

] Velocidade estimada no final da seção de testes
166 dif_p = 0.5*rho*(velocity^2 - v_est_out_TS^2); % [Pa] Diferença de
    pressão do final para o início da seção de testes
167 chanfro_1 = chanfro_i - esp_desl_i*(1-sin(22.5*pi/180));
168 A1 = width_TS^2 - 4*width_TS*esp_desl_i + 4*esp_desl_i^2 - 2*
    chanfro_1^2;
169 chanfro_2 = sqrt(0.5*(width_TS^2 - 4*width_TS*esp_desl_o + 4*
    esp_desl_o^2 - A1));
170 chanfro_o = chanfro_2 + esp_desl_o*(1-sin(22.5*pi/180));
171 fprintf('Deve-se utilizar chanfros de %.2f mm e %.2f mm na entrada
    e saída da seção de testes \n', chanfro_i*1000, chanfro_o
    *1000)

```

APÊNDICE B – CURVAS DE DESEMPENHO DE HÉLICES

Neste apêndice, são expostos relatórios com as curvas de desempenho de alguns conjuntos motor-hélice que satisfariam os requisitos especificados para o sistema de exaustão no edital. As hélices foram selecionadas por meio do *software* Optimiser, da empresa *Multi-Wing*. Essas hélices são:

- 800/9-9/38.5°/PPG/6ZL;
- 800/12-12/48.5°/PPG/2Z2L;
- 800/12-12/48.5°/PPG/2ZL;
- 800/12-12/48.5°/PPG/7ZL.

800/9-9/38,5°/PPG/6ZL

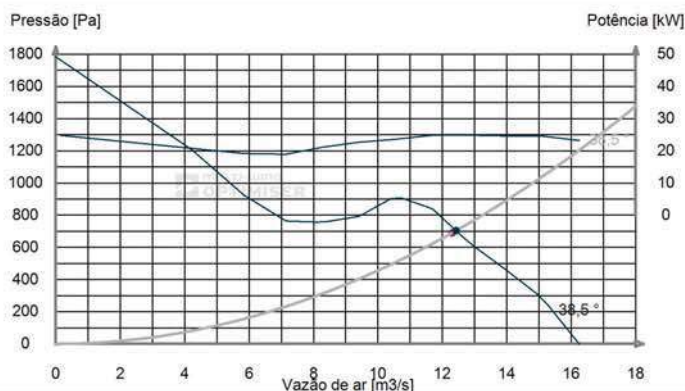
DATA: 15/05/2018

EMPRESA:
AOS CUIDADOS DE:

DE: Multi-Wing GmbH
Cazalbe

Ponto de trabalho atual

Vazão de ar	12,4 m ³ /s	Pressão total	1070 Pa	Propagação	
Pressão estática	704 Pa	Potência	24,9 kW	Potência acústica	104 LW dB
Pressão dinâmica	362 Pa	Rendimento	53 %		



Dados mecânicos

Velocidade periférica	75 m/s	Momento de inércia	0,176 kgm ²
Velocidade do ar	24,7 m/s	Força centrífuga da pá	2480 N
Torque	132 Nm	Força axial	536 N

INFO. DA HÉLICE:

Diâmetro da hélice: 800 mm
Número de pás: 9
Inclinação: 38,5 °
Material da pá: PPG
Tipo de pá: 6Z
Rot. da hélice: L

Os testes são realizados de acordo com os métodos descritos em ANSI / AMCA 210-99 (ISO 5801, DIN 24163)
Os dados sonoros são estimados e servem apenas de referência.

APLICAÇÃO:

Velocidade de Rotação: 1800 RPM
Folga hélice/carcaça: 0,5 %
Temperatura: 25 °C
Altura: 0 m
Densidade: 1,184 kg/m³

Aviso Legal

Os fatores de carga no Optimiser estão baseados em operação estática

OBSERVAÇÕES:

Multi-Wing GmbH
Germany

Uilzburger Strasse 352
-
22846 Norderstedt

+49 (0) 40 308542 0 Telefone: cazalbe@hotmail.com
+49 (0) 40 308542 22 Fax: http://www.multi-wing.com
Optimiser Versão: 10.0.0.89 22/01/2018 01:50:23

800/12-12/48,5°/PPG/2Z2L

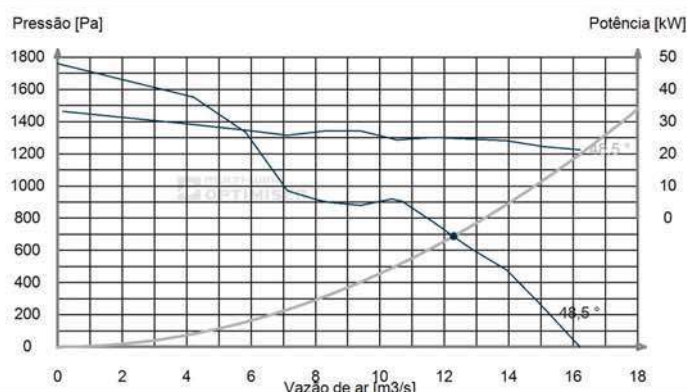
DATA: 15/05/2018

EMPRESA:
AOS CUIDADOS DE:

DE: Multi-Wing GmbH
Cazalbe

Ponto de trabalho atual

Vazão de ar	12,3 m ³ /s	Pressão total	1040 Pa	Propagação	
Pressão estática	687 Pa	Potência	24,8 kW	Potência acústica	103 LW dB
Pressão dinâmica	354 Pa	Rendimento	51 %		



Dados mecânicos

Velocidade periférica	75 m/s	Momento de inércia	0,28 kgm ²
Velocidade do ar	24,4 m/s	Força centrífuga da pá	2660 N
Torque	132 Nm	Força axial	524 N

INFO. DA HÉLICE:

Diâmetro da hélice: 800 mm
Número de pás: 12
Inclinação: 48,5 °
Material da pá: PPG
Tipo de pá: 2Z2
Rot. da hélice: L

Os testes são realizados de acordo com os métodos descritos em ANSI / AMCA 210-99 (ISO 5801, DIN 24163)
Os dados sonoros são estimados e servem apenas de referência.

APLICAÇÃO:

Velocidade de Rotação: 1800 RPM
Folga hélice/carça: 0,5 %
Temperatura: 25 °C
Altura: 0 m
Densidade: 1,184 kg/m³

Aviso Legal

Os fatores de carga no Optimiser estão baseados em operação estática

OBSERVAÇÕES:

Multi-Wing GmbH
Germany

Uilzburger Strasse 352
-
22846 Norderstedt

+49 (0) 40 308542 0 Telefone
+49 (0) 40 308542 22 Fax
Optimiser Versão: 10.0.0.89

cazalbe@hotmail.com
http://www.multi-wing.com
22/01/2018 01:50:23

800/12-12/48,5°/PPG/2ZL

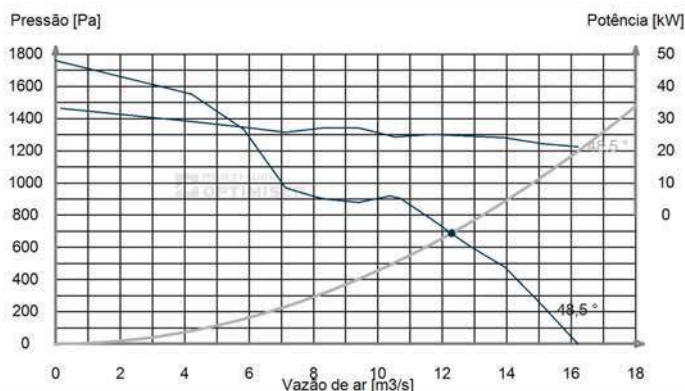
DATA: 15/05/2018

EMPRESA:
AOS CUIDADOS DE:

DE: Multi-Wing GmbH
Cazalbe

Ponto de trabalho atual

Vazão de ar	12,3 m³/s	Pressão total	1040 Pa	Propagação	
Pressão estática	687 Pa	Potência	24,8 kW	Potência acústica	103 LW dB
Pressão dinâmica	354 Pa	Rendimento	51 %		



Dados mecânicos

Velocidade periférica	75 m/s	Momento de inércia	0,28 kgm²
Velocidade do ar	24,4 m/s	Força centrífuga da pá	2660 N
Torque	132 Nm	Força axial	524 N

INFO. DA HÉLICE:

Diâmetro da hélice: 800 mm
Número de pás: 12
Inclinação: 48,5 °
Material da pá: PPG
Tipo de pá: 2Z
Rot. da hélice: L

Os testes são realizados de acordo com os métodos descritos em ANSI / AMCA 210-99 (ISO 5801, DIN 24163)
Os dados sonoros são estimados e servem apenas de referência.

APLICAÇÃO:

Velocidade de Rotação: 1800 RPM
Folga hélice/carçaça: 0,5 %
Temperatura: 25 °C
Altura: 0 m
Densidade: 1,184 kg/m³

Aviso Legal

Os fatores de carga no Optimiser estão baseados em operação estática

OBSERVAÇÕES:

Multi-Wing GmbH
Germany

Uilzburger Strasse 352
-
22846 Norderstedt

+49 (0) 40 308542 0 Telefone
+49 (0) 40 308542 22 Fax
Optimiser Versão: 10.0.0.89
cazalbe@hotmail.com
http://www.multi-wing.com
22/01/2018 01:50:23

800/12-12/48,5°/PPG/7ZL

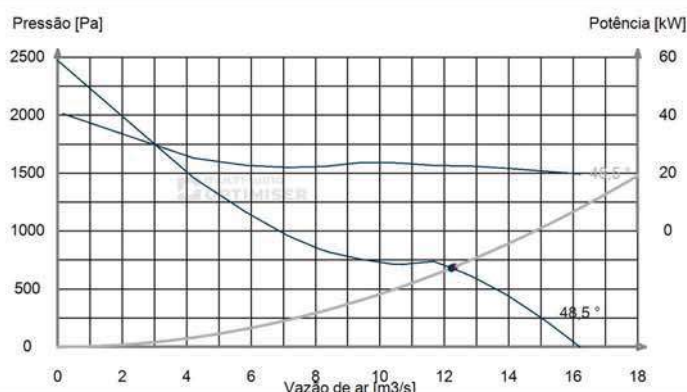
DATA: 15/05/2018

EMPRESA:
AOS CUIDADOS DE:

DE: Multi-Wing GmbH
Cazalbe

Ponto de trabalho atual

Vazão de ar	12,2 m ³ /s	Pressão total	1030 Pa	Propagação	
Pressão estática	680 Pa	Potência	22,5 kW	Potência acústica	103 LW dB
Pressão dinâmica	351 Pa	Rendimento	56 %		



Dados mecânicos

Velocidade periférica	75 m/s	Momento de inércia	0,251 kgm ²
Velocidade do ar	24,3 m/s	Força centrífuga da pá	2400 N
Torque	120 Nm	Força axial	518 N

INFO. DA HÉLICE:

Diâmetro da hélice: 800 mm
Número de pás: 12
Inclinação: 48,5 °
Material da pá: PPG
Tipo de pá: 7Z
Rot. da hélice: L

Os testes são realizados de acordo com os métodos descritos em ANSI / AMCA 210-99 (ISO 5801, DIN 24163)
Os dados sonoros são estimados e servem apenas de referência.

APLICAÇÃO:

Velocidade de Rotação: 1800 RPM
Folga hélice/carça: 0,5 %
Temperatura: 25 °C
Altura: 0 m
Densidade: 1,184 kg/m³

Aviso Legal

Os fatores de carga no Optimiser estão baseados em operação estática

OBSERVAÇÕES:

Multi-Wing GmbH
Germany

Uilzburger Strasse 352
-
22846 Norderstedt

+49 (0) 40 308542 0 Telefone
+49 (0) 40 308542 22 Fax
Optimiser Versão: 10.0.0.89
cazalbe@hotmail.com
http://www.multi-wing.com
22/01/2018 01:50:23

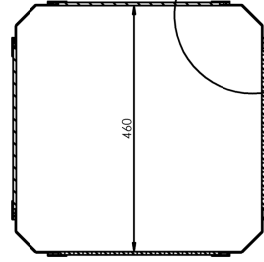
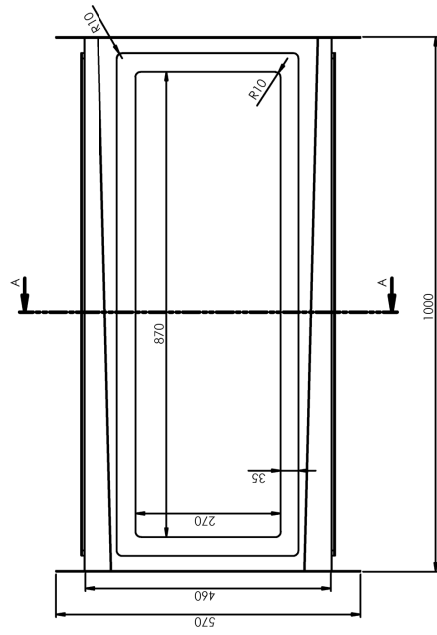
APÊNDICE C – DESENHOS E INSTRUÇÕES DE MONTAGEM

Neste apêndice, são expostos os desenhos e instruções de montagem de cada seção individualmente e do conjunto como um todo. Em cada desenho, são feitas observações pontuais sobre a montagem de cada conjunto, as dimensões principais e algumas tolerâncias dimensionais a serem seguidas.

A sequência dos desenhos apresentados é:

1. Seção de Contração;
2. Seção de Testes;
3. Difusor;
4. Suportes de Apoio ao Túnel de Vento;
5. Montagem Completa.

Nº REVISÃO	DESCRIÇÃO	DATA



SEÇÃO A-A

**SUPERFÍCIE INTERNA E GARANTIR
VEDAÇÃO DA SEÇÃO DE TESTES**

DETALHE B

DETALHE B

—

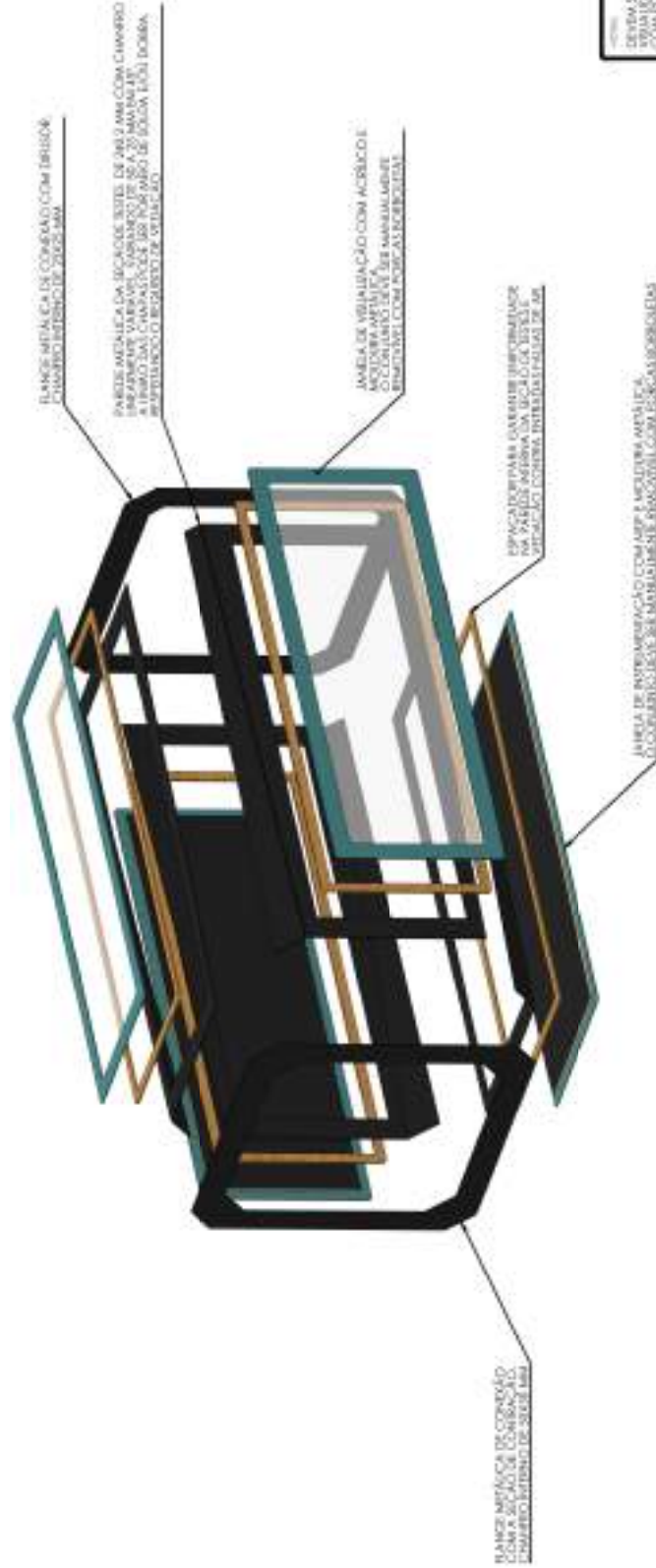
CHAPA DE MDF 6±0,1 MM

PAREDES INTERNAS METÁLICAS

MOLDURA METÁLICA PARA FIXAÇÃO DO ACRÍLICO

CHAPA DE ACRÍLICO 6±0,1 MM

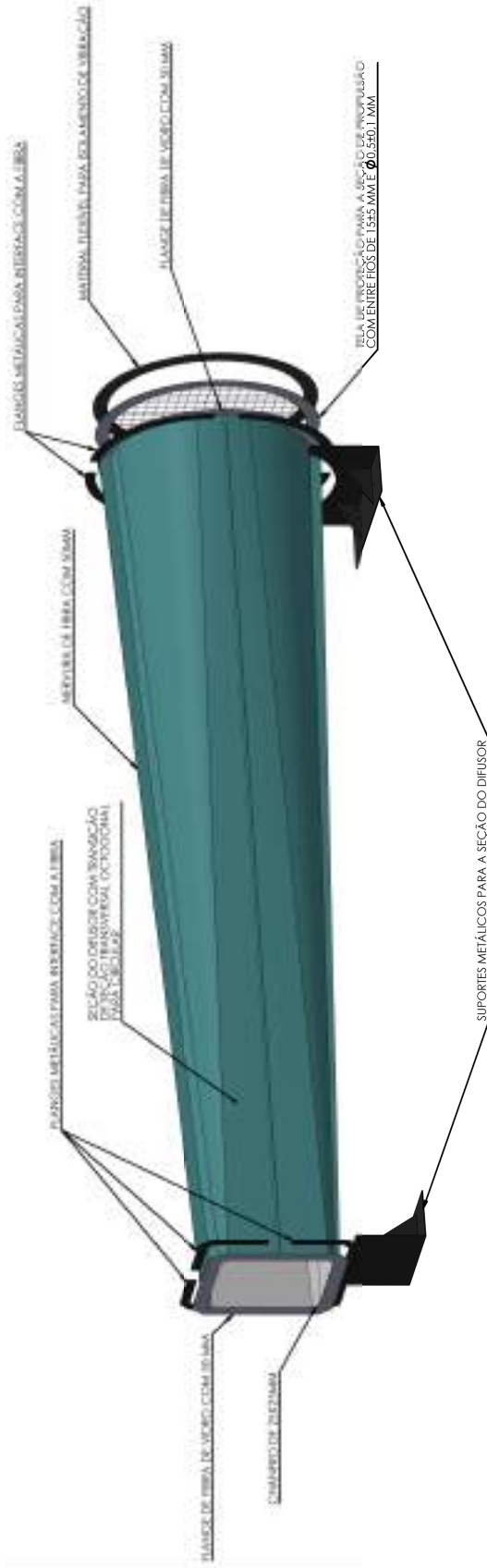
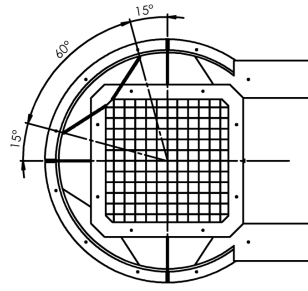
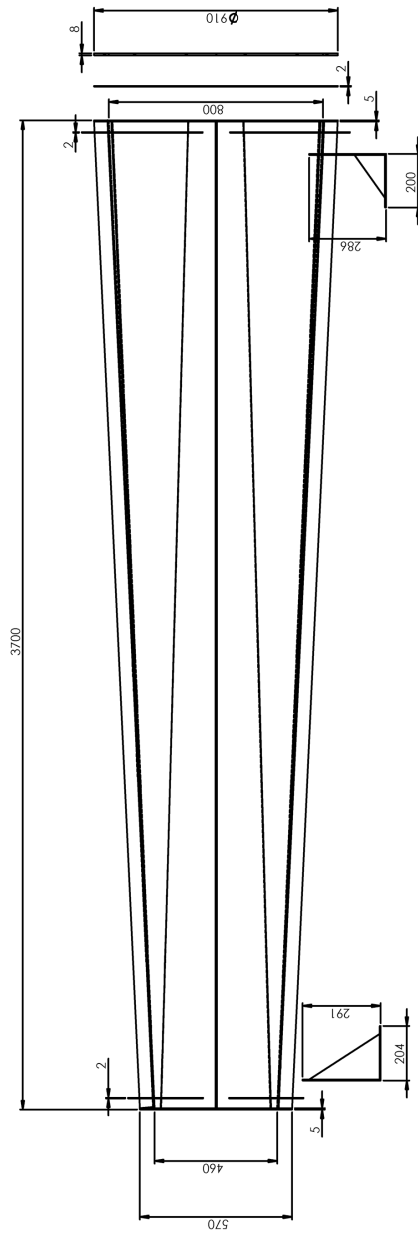
460



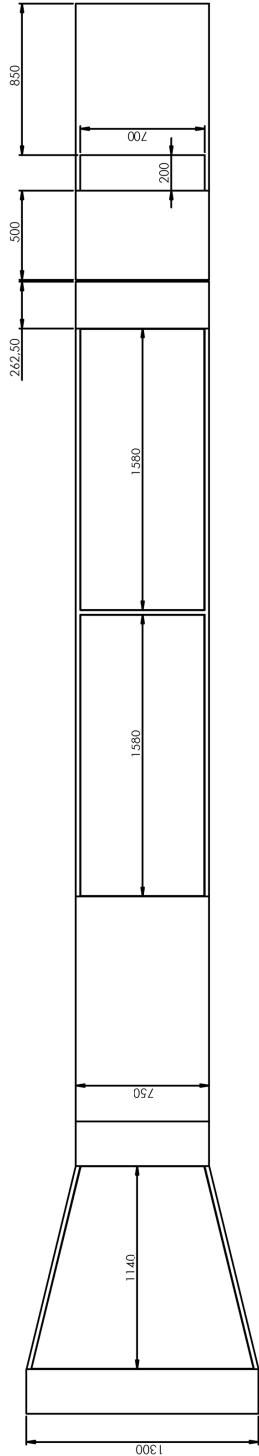
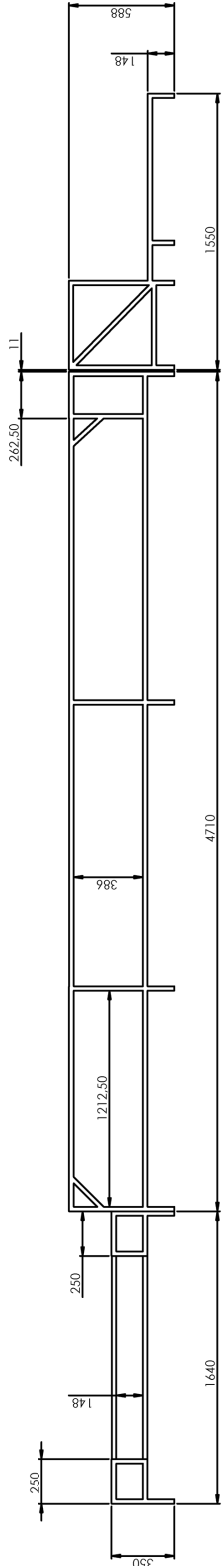
	<p>DECRETO Nº 7.093, DE 23 DE JANEIRO DE 2010 REGULAM A LEI Nº 8.078, DE 12 DE SETEMBRO DE 1990, QUE CRIA O SISTEMA NACIONAL DE PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>
<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>
<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>
<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>
<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>
<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>	<p>PROTEÇÃO DO CONSUMIDOR</p>

Nº REVISÃO	DESCRIÇÃO	DATA

DETALHE INDICATIVO DE COMO DEVE TERMINAR A
TRANSIÇÃO INTERNA DE SEÇÃO TRANSVERSAL
PARTINDO DO CHANFRO DE 25X25 MM

[illegible]

REVISÃO	DESCRIÇÃO	DATA



CHAPA METÁLICA DE 240,2 MM PARA APOIO DOS SUPORTES DA SEÇÃO DE PROPULSÃO

CHAPAS METÁLICAS DE 240,2 MM PARA APOIO DOS SUPORTES DA SEÇÃO DO DIELISOR

CHAPA METÁLICA DE 240,2 MM PARA APOIO DO MOTOR



INSTITUIÇÃO: INSTITUTO DE PESQUISA E DESENVOLVIMENTO TECNOLÓGICO (IPT)		PROJETO: PROJETO DE APOIO DO MOTOR	
TÍTULO: PROJETO DE APOIO DO MOTOR		DATA: 10/08/2024	
AUTORES: WICKER, MATEUS DE ARAÚJO		REVISOR: WICKER, MATEUS DE ARAÚJO	
DATA DE EMISSÃO: 10/08/2024		DATA DE VALIDAÇÃO: 10/08/2024	
ESTIMATIVA DE MASSA (g): 109808,34		FOLHA 1 DE 1	

SEÇÃO DE COMBUSTÃO FIXADA



ANEXO A – ESPECIFICAÇÕES DO EDITAL DE FABRICAÇÃO

Neste anexo, é apresentado o documento de especificações técnicas do túnel de vento para licitação do serviço de fabricação e montagem do túnel de vento didático. Também estão presentes especificações referentes aos sistemas de instrumentação e controle do túnel, as quais foram estabelecidas por professores e técnicos da universidade que participaram do projeto.



Ministério da Educação

Universidade Federal de Santa Maria

Centro de Tecnologia

Coordenação do Curso de Engenharia Aeroespacial

Cidade Universitária. CEP 97105-900-Santa Maria-Fone: (055) 3220-8957

Especificações de Túnel de Vento de Fins Didáticos

Definições e Informações Gerais

O objetivo deste edital é a construção de um túnel de vento conforme os requisitos deste documento e demais informações anexas: desenhos e planilhas.

O túnel de vento é dividido nas seguintes partes:

Bocal de entrada (Admissão), R1;

Região de tranquilização, R2;

Região de contração, R3;

Seção de testes, R4;

Difusor, R5;

Propulsão, R6;

Suportes, R7;

Instrumentação.

A estrutura aerodinâmica do túnel é composta por: bocal de entrada, região de tranquilização, região de contração, seção de testes e difusor.

O projeto do túnel de vento foi desenvolvido de modo a garantir nível baixo de turbulência na seção de testes, valor de 0,45%; com velocidade máxima nesta região de 58 m/s.

As dimensões da seção de teste são: 460 mm x 460 mm x 1000 mm (largura, altura e comprimento). A seção de testes possui chanfros variáveis de forma linear, começando com 50 mm à montante da seção de testes e terminando com 25 mm à jusante. Desta forma, a área de sua seção transversal média é de 0,209 m².

Nas condições acima, a vazão máxima de ar no interior do túnel é 12.3 m³/s.

O túnel de vento foi simulado usando técnicas de mecânica dos fluidos computacional. A empresa responsável pelo projeto poderá solicitar estas análises à UFSM.

Para dimensionamento, também foram realizados cálculos semi empíricos com equações analíticas de aerodinâmica. A empresa responsável pelo projeto do túnel de vento poderá solicitar à UFSM os resultados detalhados desses cálculos.

Diretrizes Gerais

O túnel de vento deve seguir o desenho 3D no formato Parasolid® fornecido em anexo. As mesmas informações também constam em um arquivo do Solidworks® versão 2014.

Em anexo, também constam 5 desenhos técnicos com aspectos gerais do túnel de vento, os quais também devem ser respeitados durante a fabricação do túnel de vento.



Ministério da Educação
Universidade Federal de Santa Maria
Centro de Tecnologia

Coordenação do Curso de Engenharia Aeroespacial

Cidade Universitária. CEP 97105-900-Santa Maria-Fone: (055) 3220-8957

As tolerâncias de fabricação e montagem devem seguir os valores listados nos 5 desenhos técnicos fornecidos.

Desenhos técnicos adicionais devem ser produzidos pela própria empresa vencedora do edital a partir do desenho 3D fornecido em anexo, respeitando as características do mesmo.

A empresa deve entregar o túnel montado por completo, com todas as suas partes integradas e operantes.

A integração das partes deverá ser feita na UFSM, no seu local de uso, em sala de laboratório a ser definida.

Os materiais recomendados para construção do túnel de vento são detalhados conforme planilha anexa. As espessuras no desenho 3D fornecido foram definidas com base nesses materiais após cálculo estrutural. Aceita-se que a produção do túnel seja realizada com materiais de qualidade superior aos recomendados.

Os códigos das peças na planilha estão associados com aqueles do desenho 3D e dos desenhos técnicos fornecidos.

Ao longo da execução do projeto pela empresa vencedora do edital, a mesma pode manter contato com a UFSM para sanar dúvidas.

A UFSM poderá realizar visitas técnicas à empresa para acompanhamento do projeto.

Requisitos sobre a Estrutura Aerodinâmica

No bocal de entrada do túnel (admissão), deve existir uma tela de proteção conforme os desenhos fornecidos. Também deve existir uma tela de proteção entre o difusor e o ventilador.

O tamanho dos orifícios das telas de proteção apresentadas nos desenhos fornecidos é ilustrativo. Os requisitos que as mesmas devem satisfazer são: afastamento entre os fios no intervalo de 10 a 20 mm, com diâmetro do fio menor ou igual a 0,5 mm.

A região de tranquilização deve possuir três telas e uma colmeia, conforme indicado nos desenhos fornecidos, com o fim de reduzir o nível de turbulência do escoamento no interior do túnel de vento.

Nos desenhos fornecidos, as dimensões dos orifícios das telas e da colmeia são ilustrativas, devido ao seu tamanho diminuto. Deve-se respeitar os valores numéricos indicados.



Ministério da Educação
Universidade Federal de Santa Maria
Centro de Tecnologia

Coordenação do Curso de Engenharia Aeroespacial

Cidade Universitária. CEP 97105-900-Santa Maria-Fone: (055) 3220-8957

Deve-se seguir as seguintes especificações numéricas para os vasos da colmeia: 4 mm de diâmetro hidráulico, com espessura menor ou igual a 0,25 mm e comprimento de 80 mm.

As colmeias devem preencher toda a seção de tranquilização, embora apenas um pequeno pedaço esteja representado nos desenhos fornecidos. A colmeia não precisa ser fixada nas paredes do túnel, podendo ser apenas apoiada na primeira tela de tranquilização.

Deve-se seguir as seguintes especificações numéricas para as telas da região de tranquilização: afastamento entre os fios de 1 mm e espessura destes fios de 0,16 mm.

As posições de instalação da colmeia e telas devem ser seguidas tais como no desenho do Solidworks fornecido.

As telas da região de tranquilização devem ser montadas de modo que possam ser removidas para manutenção.

Nas janelas da seção de teste, o acrílico será sustentado em uma moldura. A moldura deve possuir alças.

As janelas da seção de testes devem ser fixadas por parafusos com porcas borboleta.

Na parte interna da seção de testes, não podem existir degraus provocados pelas janelas. Ou seja, o alinhamento das janelas deve ser feito de maneira a preservar a suavidade da área interna da seção de testes.

As janelas da seção de teste devem promover um selamento entre o ambiente interno do túnel e externo, de modo a suportar uma diferença de pressão de 2.500 Pa (dois mil e quinhentos Pascal).

Entre cada união flangeada do túnel, deve existir uma junta de material flexível e graxa siliconada, para evitar vazamentos de ar.

Não podem existir cordões de solda na parte interna do túnel de vento, para que os mesmos não interfiram no escoamento de ar.

Não podem existir porcas, rebites, parafusos ou demais fixadores protuberantes na parte interna do túnel, para que os mesmos não interfiram no escoamento de ar.

As uniões entre as partes do túnel devem ser feitas de modo a promover transições suaves na sua superfície interna, sem degraus, furos ou outras discontinuidades, de modo que o escoamento interno de ar não seja prejudicado.

A superfície interna do túnel deve possuir um bom acabamento superficial e pintura automotiva ou superior, não sendo permitido que a rugosidade superficial venha a interferir significativamente no escoamento.



Ministério da Educação
Universidade Federal de Santa Maria
Centro de Tecnologia

Coordenação do Curso de Engenharia Aeroespacial

Cidade Universitária. CEP 97105-900-Santa Maria-Fone: (055) 3220-8957

A pintura externa deve possuir três camadas: primer, tinta anti-ruído e pintura automotiva.

Nas partes metálicas soldadas da estrutura aerodinâmica, os cordões de solda devem ser descontínuos: deve-se inserir um cordão de 10 mm a cada 100 mm. O espaço restante deve ser preenchido com material selante, não sendo permitida a existência de entrada de ar que não seja pelo bocal de admissão.

Todos os flanges do túnel de vento precisam ser feitos de metal ou possuir um revestimento (anel) metálico, de modo a evitar o desgaste das mesmas pelo aperto de parafusos.

Ventilador e Motor

O túnel de vento deve ser equipado com motor e ventilador.

O ventilador, que deve ser montado na estrutura indicada nos desenhos fornecidos, deve funcionar na configuração de sucção.

O ventilador deve prover uma vazão máxima de $12,3 \text{ m}^3/\text{s}$, operando contra uma pressão estática de 690 Pa.

O diâmetro das pás do ventilador deve ser compatível com as dimensões do final do difusor, tal como apresentado nos desenhos fornecidos.

A potência do motor deve ser definida pela empresa vencedora do edital, sendo suficiente para rodar sua hélice para operar mediante a pressão e vazão especificadas.

O motor elétrico deve ser trifásico de 220V ou 380V.

O motor deve ser apoiado na bancada conforme os desenhos fornecidos, sendo conectado ao ventilador por meio de correia ou sistema equivalente de transmissão, de forma a não obstruir o escoamento proveniente da exaustão.

Devem ser fornecidas duas correias sobressalentes para o acoplamento do motor ao ventilador.

O ventilador deve ser fixado à estrutura de suporte por meio de coxins de borracha de resistência compatível com sua massa.

O motor deve ser fixado à respectiva estrutura de suporte por meio de coxins de borracha, para reduzir a transmissão de vibração.



Ministério da Educação
Universidade Federal de Santa Maria
Centro de Tecnologia

Coordenação do Curso de Engenharia Aeroespacial

Cidade Universitária. CEP 97105-900-Santa Maria-Fone: (055) 3220-8957

Deve existir uma coifa de borracha, de superfície interna lisa, na junção do ventilador com a estrutura aerodinâmica do túnel, para minimizar a transmissão de vibração.

Estrutura de Suporte (Mesa de Apoio)

Deverá existir uma mesa de suporte conforme os desenhos fornecidos.

A mesa de suporte deve ser seccionada em 3 partes. Duas partes deverão ser unidas por parafusos e vão suportar a estrutura aerodinâmica do túnel de vento.

O segmento da mesa que suporta o motor e o ventilador deve ser unido ao segmento contíguo, que suporta a estrutura aerodinâmica do túnel, por meio de coxins de borracha, para atenuar a transmissão de vibração.

A conexão entre a estrutura aerodinâmica do túnel de vento e a mesa de suporte deve ser feita por meio de berços de metal, os quais devem ser fixados aos flanges do túnel, conforme mostrado nos desenhos fornecidos.

Os berços de metal referidos acima deverão ser fixados à mesa de suporte por meio de parafusos.

As barras da estrutura de suporte devem ser de aço. Sugere-se tubo de 40mm por 40 mm de seção transversal com 2mm de espessura de parede.

A madeira na parte inferior da estrutura deve ser do tipo MDP.

A parte superior da estrutura deve ser revestida com chapas metálicas, conforme dimensões especificadas nos desenhos fornecidos.

Instrumentação e Controle

O motor do ventilador deve possuir velocidade regulável por um inversor de frequência.

A potência do inversor de frequência deve ser compatível com a potência do motor.

Deve existir um quadro de comando com CLP (controlador lógico programável) que atenda a norma IEC 61131.

O CLP deve ser usado para acionamento do inversor de frequência que controla a velocidade do motor.

O CLP também deve ser usado para receber sinais de sensores.



Ministério da Educação
Universidade Federal de Santa Maria
Centro de Tecnologia

Coordenação do Curso de Engenharia Aeroespacial

Cidade Universitária. CEP 97105-900-Santa Maria-Fone: (055) 3220-8957

O CLP deve ter: 8 entradas digitais e 8 saídas digitais, 8 entradas analógicas e 8 saídas analógicas. O CLP deve permitir expansão do número de entradas e saídas.

O motor deve ser instrumentado com sensor de corrente e sensor de rotação, os quais devem ser lidos pelo CLP.

O CLP deve possuir as seguintes conexões de saída: Ethernet e serial.

O CLP deve ser passível de executar, no mínimo, uma lei de controle do tipo PID (proporcional, integral, derivativo).

Os sensores de corrente e rotação do motor devem ser compatíveis com o motor escolhido para o ventilador.

O erro máximo no fundo de escala dos sensores de corrente e rotação deve ser de $\pm 5\%$.

O túnel de vento deve ser equipado com tubo de pitot a ser montado na seção de testes para medição de velocidade de escoamento. Deve ser fornecido um sensor de pressão diferencial ligado ao tubo de pitot.

Devem existir sensores de temperatura e umidade relativa instalados no final da seção de testes do túnel de vento.

O sensor de umidade relativa deve possuir resolução mínima de 0,5%.

O sensor de temperatura deve possuir resolução mínima de 0,5°C.

O sensor de pressão diferencial deve operar na faixa de ± 3 kPa (mais ou menos 3 mil Pascal) e possuir erro máximo de 5% no fundo de escala.

Os sensores de pressão diferencial, temperatura e umidade devem ser lidos pelo CLP.

Atenciosamente,

Prof. Dr. André Luís da Silva
COORDENADOR
CURSO DE ENGENHARIA AEROSPAIAL
Centro de Tecnologia – UFSM

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ASSATO, M. et al. Research wind tunnel of the aeronautical institute of technology: Conceptual design and calibration. In: AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING AND EXHIBIT, AEROSPACE SCIENCES MEETINGS, 42., 2004, Reno, Nevada. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.

BARLOW, J. B.; RAE, J. W. H.; POPE, A. **Low Speed Wind Tunnel Testing**. Nova York, Estados Unidos: John Wiley e Sons., 1999. 724 p.

ÇENGEL, Y. A.; M.CIMBALA, J. **Mecânica dos Fluidos**. São Paulo, Brasil: AMGH Editora Ltda., 2015. 1016 p.

GIRARDI, R. M. et al. Design of the research subsonic wind tunnel of the aeronautical institute of technology. In: CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA, 2., 2002, João Pessoa. Rio de Janeiro: Associação Brasileira de Ciências Mecânicas, 2002.

SCHINESTZKI, W. et al. Grid convergence analysis using finite volume method for nonlinear case of fluid flow between two parallel flat plates. In: INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 24th., 2017, Curitiba. Rio de Janeiro: ACBM, 2017.

VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. **An introduction to computational fluid dynamics**. United Kingdom: Pearson Education Limited, 2007. 517 p.