

UNESP
FACULDADE DE ENGENHARIA DO CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

GUARATINGUETÁ
2012

GENEROSO NIEDERAUER DE OLIVEIRA

MODELO DINÂMICO DE UM TÚNEL DE VENTO DE SOPRO

Tese apresentada à Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, para a obtenção do título de Doutor em Engenharia Mecânica na área de Transmissão e Conversão de Energia.

Orientador: Prof. Dr. Luiz Roberto Carrocci

Co-Orientador: Prof. Dr. Maurício Guimarães da Silva

Co-Orientador: Prof. Dr. Maurício Araújo Zanardi

Guaratinguetá

2012

Oliveira, Generoso Niederauer

O48t Modelo Dinâmico de um Túnel de Vento de
Sopro/ Generoso Niederauer de Olivera. - Guaratinguetá :
[s.n.], 2012

136 f.: il.

Referências: f. 111-114

Tese (Doutorado) – Universidade Estadual Paulista,
Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2012

Orientador: Prof. Dr. Luiz Roberto Carrocci

Co orientador: Prof. Dr. Maurício Guimarães da Silva

Co orientador: Prof. Dr. Maurício Araújo Zanardi

1. Mecânica do fluídos I. Título

CDU 532

UNESP  UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá

"MODELO DINÂMICO DE UM TÚNEL DE VENTO DE SOPRO"

GENEROSO NIEDERAUER DE OLIVEIRA

ESTA TESE FOI JULGADA ADEQUADA PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
"DOUTOR EM ENGENHARIA MECÂNICA"

PROGRAMA: ENGENHARIA MECÂNICA
ÁREA: TRANSMISSÃO E CONVERSÃO DE ENERGIA

APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELO PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO

Prof. Dr. José Antônio Perrella Balestieri Júnior
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:

Prof. Dr. LUIZ ROBERTO CARROCCI – DEN/FEG

Prof. Dr. VICTOR ORLANDO GAMARRA ROSADO – DME/FEG

Prof. Dra. VALESCA ALVES CORRÊA – UNITAU

Prof. Dr. PEDRO JOSÉ DE OLIVEIRA NETO – DCTA/IAE/ALA

Prof. Dr. LUIS FERNANDO GOUVEIA DE MORAES – DCTA/IAE/ALA

Agosto de 2012

DADOS CURRICULARES**GENEROSO NIEDERAUER DE OLIVEIRA**

NASCIMENTO	14.12.1943 – SANTA MARIA / RS
FILIAÇÃO	Generoso Zaballa de Oliveira Nilza Niederauer de Oliveira
1963/1967	Curso de Graduação Engenharia Mecânica - Universidade Federal de Rio Grande – RS.
2002/2004	Curso de Especialização em Certificação de Aeronaves Civis – Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA e IFI – DCTA –Depto de Ciência e Tecnologia Aeroespacial.
2002/2005	Mestrado Profissionalizante - Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus, a Jesus e aos queridos amigos de outras dimensões da vida.

Agradeço muito aos familiares e demais entes queridos que me incentivaram incansavelmente.

Também agradeço muito aos Prof. Dr. Luiz Roberto Carrocci e Prof. Dr. Maurício Araújo Zanardi que me cativaram profundamente como seres humanos que buscam de forma cristã e exemplar desempenhar suas missões de professores jamais desanimando ante qualquer dificuldade.

Agradeço muito a atenção e amparo do Prof. Dr. Maurício Guimarães da Silva, ser humano de grande sensibilidade e percepção que tem a rara capacidade de transformar aparentes fracassos em vitórias inesquecíveis.

Agradeço muito também a Sra. Maria Luiza da Pós-Graduação FEG, na área de Conversão e Transmissão de Energia, que com muita paciência e competência sempre conseguiu encaminhar/confirmar o recebimento com sucesso dos meus e-mails aos respectivos destinatários.

OLIVEIRA, G. N. Modelo Dinâmico de um Túnel de Vento de Sopro. 2012. xxxf. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2012.

RESUMO

Neste trabalho é desenvolvido e apresentado anteprojeto de Túnel de Vento de Sopro (TVS).

Para esta finalidade foi desenvolvida ferramenta computacional para análise aerotermodinâmica para Túneis de Vento de Sopro.

Neste âmbito é apresentado o estado da arte dos TVS, respectiva descrição sumária de TVS, principais problemas operacionais, pré-dimensionamento com base nos requisitos operacionais, formulação matemática do túnel e do respectivo sistema de controle.

Também é feita a apresentação das ferramentas computacionais com base nos requisitos que possam validar a metodologia proposta e são apresentados resultados e respectivas análises destes resultados.

Na parte final deste trabalho é apresentada a respectiva validação e os principais resultados obtidos com um anteprojeto de túnel acadêmico.

PALAVRAS-CHAVE: Mecânica Dos Fluidos / Túneis de vento de sopro / Projeto / Escoamento Supersônico / Ondas De Choque/ Escoamento Transiente Compressível

OLIVEIRA, G.N. Dynamic Model for a Blowdown Wind Tunnel. 2012. xxx pages. Thesis (Doctorate in Mechanical Engineering) - Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2012.

ABSTRACT

In this work it is developed a basic design of a Supersonic Blowdown Wind Tunnel (SBDWT). For this purpose computer programs were developed for design and thermo-aerodynamics analysis for a SBDWT.

In this framework it is presented the state of art of SBDWT, brief description of a SBDWT, its main operational problems, pre-design based on operational requirements, and tunnel's mathematical formulation.

Also it is described the computational programs based on tunnel's requirements; results are presented, and the corresponding analysis is also discussed. At the last part of this work it is presented the assumptions made for the mathematical modeling, the main results obtained and the validation of the computer programs are emphasized, as well.

A the last part of this work there is presented the respective validation and the main results got for an academic draft design of a wind tunnel.

KEYWORDS: Fluid Mechanics / Blowdown Supersonic Wind Tunnel / Design / Supersonic Flow / Shock Waves / Compressible Transient Flow

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. 1- Desenho esquemático de um túnel de vento de sopro.....	22
Figura 2. 1 - Desenho esquemático de um túnel de vento de Sopro	28
Figura 2. 2 - Fotografia Schlieren de um difusor supersônico (Neumann, 1949).....	34
Figura 2. 3 – Exemplos de Difusor Supersônico (Ref.: Neumann, Lustwerk, 1949)	35
Figura 2. 4 – Espaço de Estados - Diagrama de Blocos	43
Figura 2. 5 - Diagrama de blocos em malha fechada para o TVS.....	46
Figura 2. 6 - Diagrama SIMULINK: Controlador de Pressão de Estagnação	51
Figura 3. 1 – Geometria do problema, MOECKEL (1949)	57
Figura 4. 1 - Razão de compressão em túneis de vento de Sopro.....	71
Figura 4. 2 – Componente Longitudinal da Turbulência.	75
Figura 4. 3 – Componente Lateral da Turbulência.....	76
Figura 4. 4 – Modelos de difusor com geometria fixa	79
Figura 4. 5 – Análise de difusores	80
Figura 5. 1– Simulação sem controlador (Mach= 3)	85
Figura 5. 2– Controle de P_0 – Mach = 3,0	87
Figura 5. 3– Controle de Re_{ST} – Mach = 3,0	89
Figura 5. 4– Análise comparativa: T_T – Mach = 3,0	91
Figura 5. 5– Análise comparativa: abertura da válvula controle – Mach = 3,0	92
Figura 5. 6 – Análise comparativa: Desempenho do difusor – Mach = 3,0 ; $\eta = 0,98$	94
Figura 5. 7 – Análise comparativa: Desempenho do difusor – Mach = 3,0 ; $\eta = 0,68$	95
Figura 5. 8 – Túnel de vento projetado: controle de P_0	96
Figura 5. 9 – Túnel de vento projetado: variação do ângulo de abertura.....	97
Figura 5. 10 – Túnel de vento projetado: número de Reynolds na seção de testes	97
Figura 5. 11 – Túnel de vento projetado: análise de controladores	100
Figura 5. 12 – Geometria do modelo em estudo.....	101
Figura 5. 13 – Distribuição de número de Mach na parede do modelo.....	102
Figura 5. 14 – Análise comparativa: forma e posição da onda de choque (Mach= 1,5).....	103
Figura 5. 15 – Erro relativo verificado no algoritmo de busca (Mach= 1,5).....	103
Figura 5. 16 – Forma da onda de choque (Mach=1,5 ; $\sigma_{15}=15\%$).....	104

Figura 5. 17 – Identificação de k (Mach = 1,5 ; $\sigma_{15}=15\%$).....	105
Figura 5. 18 – Forma da onda de choque (Mach=3,0 ; $\sigma_{10}=10\%$).....	106
Figura 5. 19 – Identificação de k (Mach = 3,0 ; $\sigma_{10}=10\%$).....	106

LISTA DE TABELAS

Tabela 2. 1– Relação entre C_g e θ	31
Tabela 2. 2– Equações linearizadas: Reservatório de ar e Câmara de tranquilização	42
Tabela 2. 3– Modelo matemático para o TVS.....	50
Tabela 2. 4– Entrada de Dados	51
Tabela 3. 1– Versões do código Missile Datcom	55
Tabela 4. 1 – Requisitos para concepção do modelo	66
Tabela 4. 2 – Requisitos para concepção do TVS	67
Tabela 4. 3 – Exemplo de dimensionamento de um TVS.....	81
Tabela 5. 1– Organização da apresentação de resultados: Túnel de Vento.....	82
Tabela 5. 2– Organização da apresentação de resultados: Seção de Testes.....	83
Tabela 5. 3– Condições iniciais: FUNG(1987).....	84
Tabela 5. 4– Quadro comparativo entre resultados experimentais e numéricos.....	87
Tabela 5. 5 – Condições de simulação.....	102

LISTA DE SÍMBOLOS

$\dot{m}$	Vazão em Massa	Kg/s
A	Área	m ²
C_D	Coeficiente de descarga do bocal	-
C_g	“Coeficiente de Projeto para Gás” da Válvula de	-
c_p	Calor Específico do Ar a Pressão Constante	J/kg-K
c_v	Calor Específico do Ar a Volume Constante	J/kg-K
D	Diâmetro/Comprimento	m
d	Menor Dimensão do Modelo	m
$E(s)$	Erro do sinal no domínio da transformada de Laplace	-
$e(t)$	Erro do sinal no domínio do tempo	-
G	Vazão mássica por unidade de área	(kg/s)/m ²
$G(s)$	Função de Transferência do Controlador PI	-
h	Entalpia Específica	J/kg
H	Altura do modelo	m
K_i	Ganho Integral do Controlador	-
K_p	Ganho Proporcional do Controlador	-
L	Maior Dimensão do Modelo	m
l	Dimensão/comprimento de referência do modelo.	m
M	Número de Mach	-
n	Coeficiente politrópico	-
P	Pressão Total	Pa
p	Pressão Estática	Pa
Q	Vazão em volume	m ³ /s
q	Transferência de Calor	W/m ²
R	Raio (m) ou Const. dos Gases Perfeitos para o Ar = 287	J/kg-K
Re, Re_y	Número de Reynolds	-
s	Variável Transformada de Laplace	-
T	Temperatura	K
t	Tempo	s

U	Energia	J
V	Volume	m^3
V_0	Volume da câmara de Tranquilização	m^3
v	Velocidade do Ar	m/s
a	Velocidade do som = $\sqrt{\gamma \cdot R \cdot T}$	m/s
W	Largura do modelo	m
B	Componente da eq. da viscosidade de Sutherland ou identificação de tela	Ns/m^2K^0 , -
C	Componente da eq. da viscosidade de Sutherland	K
K_0	Coef. de perda de pressão na tela	-
K_L	Coef. de perda de pressão em cada tela	-
f_u	Fator de redução do nível de turbul. axial	-
f_v	Fator de redução do nível de turbul. transversal	-
LISTA DE SÍMBOLOS - CARACTERES GREGOS		
β	Porosidade da tela	m^2
ψ	Espaçamento entre os fios da tela	m
σ	Solidez da tela	m^2
ξ	Constante na equação (1)	-
Δ	Diferença entre dois valores da mesma entidade física	-
ρ	Massa específica do Ar	kg/m^3
$\theta(t)$	Ângulo do Obturador da Válv. de Control., no tempo	rad./graus
$\Theta(s)$	Ângulo do Obturador da Válvula Controladora no campo das transformadas de Laplace.	-
γ	Relação entre os Calores Específicos do Ar	-
μ	Viscosidade do ar	$kg \cdot m/s$
δ	Máxima perda de pressão na válv. controladora	-
η	Eficiência	%
λ	Razão de pressões = pressão considerada/pressão	-

LISTA DE SÍMBOLOS – SUBSCRITOS

<i>*</i>	Condição Sônica ou garganta do Bocal de Aceleração	-
<i>0</i>	Estagnação, Câmara de Tranquilização	-
<i>0s</i>	Saída do difusor	-
<i>a</i>	Ar	-
<i>Amb</i>	Ambiente	-
<i>atm</i>	Atmosférica	-
<i>BA</i>	Bocal de Aceleração	-
<i>D</i>	Difusor, Descarga	-
<i>d</i>	Difusor	-
<i>difusor</i>	Difusor	-
<i>e</i>	Entrada	-
<i>estag</i>	Estagnação	-
<i>G</i>	Garganta	-
<i>G BA</i>	Garganta do Bocal de Aceleração	-
<i>G</i>	Garganta do Difusor	-
<i>Inicial</i>	Inicial	-
<i>m</i>	Médio, modelo	-
<i>max</i>	Máximo ou Máxima	-
<i>min</i>	Mínimo ou Mínima	-
<i>rad</i>	Radianos	-
<i>run</i>	Corrida	-
<i>s</i>	Choque	-
<i>s, ed</i>	Saída do Difusor	-
<i>sd</i>	Posição do choque no difusor	-
<i>ST, se</i>	Seção de Testes, seção de ensaios	-
<i>T</i>	Tanque de Ar	-
<i>t</i>	Garganta (“throat”) do bocal de aceler.	-
<i>td</i>	Garganta do Difusor	-
<i>v</i>	Válvula de Controle	-
<i>x, 0x,</i>	Pos. do choque, imediatam. antes do choque	-
<i>y, 0y,</i>	Pos. do choque, imediatam. após o choque	-
<i>1</i>	Estado 1	-
<i>2</i>	Estado 2	-

<i>CTR</i>	Câmara de Tranquilização	-
------------	--------------------------	---

LISTA DE SÍMBOLOS SUPERSCRITOS

<i>f</i>	Final	-
<i>i</i>	Inicial	-
<i>Set</i>	Valor objetivado	-
<i>x</i>	Posição do choque ou imediatam. antes do choque	-
<i>y</i>	Posição do choque ou imediatam. após o choque	-
<i>n</i>	Coeficiente politrópico ou qtd. de telas em série	-

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	18
1.1 Definição do Problema	18
1.2 Objetivo	20
1.3 Túnel de Vento de Sopros	20
1.4 Revisão bibliográfica	22
1.5 Escopo do Trabalho	26
2. FORMULAÇÃO MATEMÁTICA PARA O TVS	28
2.1 Hipóteses	28
2.2 Reservatório de Ar Comprimido	29
2.3 Câmara de Tranquilização	31
2.4 Bocal do TVS	32
2.5 Seção de Testes e Difusor	33
2.6 Sistema de Controle	37
2.7 Controlador	38
2.7.1 Controlador baseado na pressão de estagnação da câmara de Tranquilização	39
2.7.2 Controlador baseado no número de Reynolds da seção de testes	39
2.7.3 Determinação dos ganhos do controlador	41
2.8 Implementação Numérica	47
2.9 Metodologia de integração	48
3. SEÇÃO DE TESTES	52
3.1 Missile Datcom	53
3.2 Onda de choque destacada	54
3.3 Formulação Matemática	57
3.4 Geometria da onda de choque	58
3.5 Distância entre o choque e o nariz do corpo	60
3.6 Princípio da continuidade	61
3.7 Algoritmo Numérico	62
3.8 Método de Identificação de Sistemas	64
4. DIMENSIONAMENTO DE UM TVS	66
4.1 Requisitos	66
4.2 Bocal de Aceleração	68
4.3 Reservatório de Ar Comprimido	68
4.4 Câmara de Tranquilização	72
4.5 Seção de Testes	76
4.6 Difusor	77
4.7 Dimensionamento preliminar de um TVS	81
5. RESULTADOS	82
5.1 Introdução	82
5.2 Validação da Metodologia de Anteprojeto de TVS	83
5.2.1 Condições Iniciais	83
5.2.2 Simulação de TVS Sem Controlador	84
5.2.3 Simulação de TVS com Controle: Pressão de Estagnação	85
5.2.4 Simulação de TVS com Controle: Número de Reynolds	88

5.3	Análise Comparativa entre as Metodologias de Controle	89
5.3.1	Temperatura de estagnação no reservatório de ar comprimido	90
5.3.2	Posição da onda de choque no difusor.....	92
5.4	Análise do Anteprojeto de um TVS	95
5.5	Estimativa de onda de choque na seção de testes.....	100
6	CONCLUSÃO	107
6.1	Conclusões e Sugestões.....	107
6.2	Proposta para Continuação da Pesquisa.....	110
	REFERÊNCIAS	111
	APÊNDICE A	115

1. INTRODUÇÃO

1.1 Definição do Problema

Desde o fim da Segunda Guerra Mundial - quando foram criados os primeiros mísseis - até atualmente, o problema de controle desses continua sendo objeto de pesquisa. Essa observação não decorre somente do fato de as técnicas de defesa contra essas armas estarem cada vez mais apuradas mas também pela característica intrínseca de não linearidade e variância no tempo da dinâmica desses veículos. Essas não linearidades estão associadas, principalmente, aos regimes de velocidade (subsônico, transônico e supersônico) e atitude (arfagem, guinada e rolamento) de voo definidos para o envelope de operação desses veículos.

Durante o desenvolvimento da tecnologia - foguete ou míssil - é prática comum estabelecer-se, inicialmente, parâmetros de referência de projeto que qualificam o veículo em um contexto denominado de “Ideal” (configuração “*baseline*”). Todos os refinamentos posteriores em termos de projeto de componentes (ou subsistemas) provocarão perdas nas características de performance/control (por exemplo) quando comparadas com o modelo “Ideal”. Neste contexto, a elaboração de modelos acoplados preliminares, representativos de um dado veículo, é etapa fundamental para a linha de desenvolvimento de projeto que se pretende adotar desde que estes estabeleçam limites em termos do que se consegue alcançar. Adicionalmente, uma vez definido o projeto conceptual do veículo, torna-se possível estabelecer diretrizes na especificação de ensaios em túnel de vento, em voo ou ensaios ambientais, tendo em vista que as variáveis mais influentes estão definidas na modelagem matemática de cada subsistema.

Dentro deste contexto, o Grupo de Pesquisa “Projeto Conceitual de Foguetes & Mísseis” do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) do Departamento de Ciências e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) definiu um conjunto de atividades a longo prazo que

visam, entre outros aspectos, disponibilizar ferramentas de trabalho automatizadas para o auxílio no desenvolvimento de cada subsistema do veículo.

Nesse conjunto de atividades a serem perseguidas, insere-se o desenvolvimento de modelos aerodinâmicos aplicados a configurações de veículos aeroespaciais. De forma geral, esse tipo de modelo representa o conjunto de coeficientes aerodinâmicos associados a cada ponto do envelope de operação (altitude, velocidade, atitude) do veículo.

A determinação do modelo aerodinâmico de um veículo aeroespacial pode ser realizada de diferentes maneiras. Entre essas, destacam-se: métodos semi-empíricos (por exemplo, *software* Missile Datcom[®]), CFD - (“*Computational Fluid Dynamics*”), testes em voo e testes em túneis de vento. Ressalta-se, porém, que a metodologia adotada na definição final dos coeficientes aerodinâmicos é a de testes em túnel de vento. A primeira etapa para a realização desses testes em configurações de uso prático é a definição da matriz de testes (condições a serem ensaiadas) e, obviamente, a verificação da viabilidade de execução desta, tendo em vista que os custos associados neste empreendimento são elevadíssimos. Dentro desse enfoque, este trabalho disponibiliza um *software* de análise numérica de túneis de vento de Sopro (TVS), baseado na formulação matemática de “parâmetros concentrados”, onde as variações espaciais são desprezadas: propriedades (estados) do sistema são considerados homogêneos em todo o volume de controle, que tem como saídas principais a especificação geométrica dos respectivos módulos funcionais e o envelope de operações do TVS associados a um conjunto de requisitos operacionais fornecidos pelo usuário. Ressalta-se que, diferentemente do que ocorre com temas da área de aerodinâmica subsônica, existem disponíveis poucos dados confiáveis de geometrias e condições de funcionamento de túneis TVS tendo em vista o nível de sigilo envolvido na execução de testes em modelos (geralmente de aplicação militar); daí a grande aplicabilidade desta proposta de desenvolvimento.

1.2 Objetivo

O presente trabalho tem por objetivos:

- Anteprojeto aerotermodinâmico de um túnel de vento de sopro;
- Desenvolvimento de uma ferramenta computacional para análise aerotermodinâmica e de controle de túneis de vento de sopro.

1.3 Túnel de Vento de Sopro

Túnel de vento de Sopro (TVS) ou túnel de vento supersônico de sopro ou túnel de vento supersônico de disparo é uma instalação usada para testes aerodinâmicos em modelos de veículos aeroespaciais. O regime de escoamento do TVS desta tese é tipicamente supersônico. De um modo geral, o túnel TVS é caracterizado pelos seguintes módulos funcionais: (i) Reservatório de ar comprimido, (ii) Câmara de Tranquilização, (iii) Seção de testes e, finalmente, (iv) Difusor. Ressalta-se que se trata de uma descrição simplificada visto que também são utilizados em túneis TVS reais, compressor e secador de ar antes da entrada do reservatório de ar comprimido além de outros subsistemas associados ao controle do túnel, Figura 1.1. Os parágrafos subsequentes descrevem a funcionalidade de cada um dos módulos supracitados.

- (i) Reservatório de Ar Comprimido: o suprimento de ar principal de um TVS provém do reservatório de ar comprimido (Tanque de ar). Em algumas aplicações, esse módulo contém um regenerador de calor cuja finalidade principal é minimizar a queda da temperatura do ar durante o funcionamento do túnel. Do reservatório de ar comprimido, o ar escoar através de tubulação até uma válvula de bloqueio tipo gaveta. Junto à válvula de bloqueio, é instalada uma válvula de controle automático cuja finalidade é manter, durante

o escoamento, a pressão total constante na câmara de tranquilização ou o número de Reynolds constante na seção de testes através do controle de vazão de ar a partir do reservatório de ar comprimido. A seguir, o fluxo de ar passa por um difusor de grande ângulo cuja finalidade é reduzir a velocidade média do escoamento e recuperar parte da pressão dinâmica.

- (ii) Câmara de Tranquilização: o ar proveniente do módulo reservatório de ar comprimido passa por uma câmara de tranquilização (“*Settling Chamber*”) cuja finalidade principal é a redução da turbulência imposta ao escoamento durante a evacuação do reservatório de ar comprimido.

Acoplada à câmara de tranquilização tem-se um bocal convergente-divergente (CD), algumas vezes com garganta ajustável e também chamado de “primeira garganta”, cuja finalidade é acelerar o escoamento até a velocidade supersônica desejada na seção de teste. Essencialmente, a relação de áreas da seção transversal da garganta e seção de testes, e as condições de estagnação na câmara de tranquilização definem o número de Mach na seção de testes.

- (iii) Seção de Testes: a seção de testes (ST) vem logo após o módulo câmara de tranquilização. É na seção de testes que se realizam os ensaios com modelos de aeronaves, mísseis, foguetes e configurações aerodinâmicas isoladas (como, por exemplo, asas, fuselagens e dispositivos aeronáuticos).

- (iv) Difusor: a seguir, o escoamento passa por um difusor CD que pode apresentar, também, garganta ajustável. A finalidade desse difusor é desacelerar o escoamento para as condições ambientes. A finalidade da garganta ajustável (“segunda garganta”) é auxiliar na estabilização da posição da onda de choque. Logo após o difusor está instalado um silenciador com descarga livre para a atmosfera.

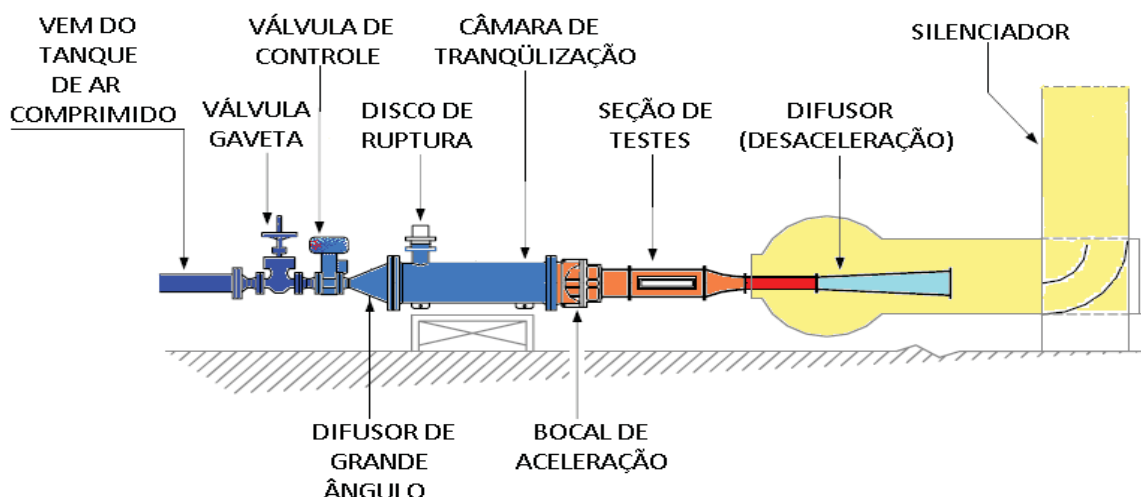


Figura 1. 1- Desenho esquemático de um túnel de vento de sopro

1.4 Revisão bibliográfica

A maioria das instalações de túneis de vento supersônico no mundo utilizam os mesmos procedimentos operacionais adotados nos anos 60 (MATSUMOTO, 2000). Os desenvolvimentos em andamento preocupam-se mais com particularidades e detalhes de ajuste fino para ganhos incrementais em eficiência e precisão do ensaio, tendo em vista o maior nível de exigência em termos de requisitos de projeto e os grandes custos associados à execução dos ensaios. Entre as referências mais importantes pesquisadas para a execução deste trabalho, destacam-se:

Fung (1987) – Neste trabalho é apresentado o desenvolvimento e a implementação de um algoritmo de controle da pressão de estagnação do túnel de vento supersônico da Universidade Estadual da Pensilvânia. As maiores dificuldades na implementação deste sistema de controle foram as não linearidades inerentes à fenomenologia esperada para o campo de escoamento e as características da válvula de controle. Foi escolhido, para essa finalidade, um controlador PI de uma entrada e uma saída de sinal devido à sua simplicidade e disponibilidade. O desempenho do túnel de vento supersônico foi considerado satisfatório no sentido de que a pressão de estagnação foi controlada dentro de uma precisão aceitável em termos operacionais.

Matsumoto (2000) – Foi desenvolvido um túnel de vento de Sopro para experiências em aeropropulsão no centro de pesquisas em aerodinâmica da

Universidade do Texas, em Arlington. O túnel é capaz de atingir regimes de velocidade variando de Mach 1.5 a Mach 4. O tempo útil máximo de corrida é da ordem de 2 segundos. A geometria da seção de teste é de 0,15 x 0,15 m (seção transversal). Novos componentes do túnel foram projetados e implementados com os componentes já existentes: bocal supersônico, tanque tubular de ar comprimido e compressor de alta pressão. Foi também desenvolvido um controlador pré-programado para sobrepujar a resposta lenta do controlador da válvula. Foi desenvolvido um perfil ideal de abertura da válvula para cada corrida com base nas condições específicas dos resultados dos ensaios e pressões iniciais e finais no tanque de ar comprimido. Após vários ensaios e respectivas interpolações corretivas, as perturbações de pressão na câmara de Tranquilização foram reduzidas para o valor típico de um por cento da pressão de estagnação. Foi feito um ensaio preliminar a Mach 2,5 e número de Reynolds de $63 \times 10^6/\text{m}$ com uma pressão de estagnação de 928 kPa, e os resultados foram satisfatórios.

Liu e Daley (2001) – São apresentados, neste trabalho, três esquemas de projeto de ajuste ótimo de controladores Proporcional-Integral-Derivativo (PID) para sistemas de controle industriais. Eles são controle PID de ajuste ótimo no domínio do tempo, controle PID de ajuste ótimo no domínio da frequência e controle PID de ajuste ótimo multi-objetivo. Esses esquemas podem prover parâmetros PID de ajuste ótimo de tal forma que as especificações desejadas para o sistema sejam satisfeitas mesmo no caso em que a dinâmica dele seja variável no tempo, ou os seus pontos de operação mudem. Eles são aplicados a três sistemas industriais: sistema hidráulico de controle de posição, sistema hidráulico de controle da rotação, e gaseificador.

Bhoi e Suryanarayana (2008) – No túnel de vento de sopro NAL (National Aerospace Laboratories) 0,6 m, foi proposta a incorporação de um bocal de geometria variável através de um servo-atuador eletro-hidráulico para número de Mach variável de forma que o túnel possa partir de um baixo número de Mach e acelerar continuamente, até no máximo, Mach 4. Antes de finalizar a corrida no túnel, o servo-atuador eletro-hidráulico restabelece a configuração geométrica inicial do túnel. Trata-se de um trabalho puramente experimental.

Varghese e Binu (2009) – Foi desenvolvido um controlador Proporcional Integral (PI) para o controle efetivo da pressão de estagnação na câmara de Tranquilização de túnel de vento hipersônico de Sopro. Inicialmente, o projeto foi feito determinando-se os ganhos através de algoritmos de otimização (controle ótimo). A seguir, foram aplicadas técnicas de lógica difusa para melhorar a robustez e desempenho do controlador. Embora a formulação adotada tenha sido aplicada a um túnel de vento hipersônico, as equações descritivas são extremamente semelhantes às de um túnel de vento supersônico de Sopro.

No cenário internacional da capacidade em ensaios em túnel de vento, o Brasil encontra-se em uma posição bastante desalentadora, uma vez que sua única instalação industrial é o túnel subsônico TA-2 do DCTA (FALCÃO,1996). Esse túnel de vento foi instalado na década de 50, chegando a desenvolver velocidades de até número de Mach 0,3. A seção de testes apresenta uma área útil de $2,0 \times 3,0 \text{ m}^2$. Esta realidade, ao longo dos anos de desenvolvimento de projetos na área aeroespacial, tem obrigado o Brasil a ensaiar seus modelos em túneis no exterior de modo limitado, seja por falta de recursos, seja por dificuldades oriundas do distanciamento entre a equipe de projeto e a equipe de ensaios em túneis. Há cerca de dez anos, o Ministério da Aeronáutica desenvolve esforços no sentido de projetar e construir um complexo de túneis transônico e supersônico de grande porte (Projeto TTS) dentro das dependências do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). O objetivo desse complexo é dar suporte ao atual estágio de desenvolvimento da indústria aeronáutica brasileira. Dentro deste contexto, destaca-se a construção do Túnel Transônico Piloto (TTP) em cujas instalações estão sendo envidados esforços no sentido de ser possível a realização de ensaios no baixo supersônico. Entretanto, instalações desta natureza envolvem grandes somas em termos de recursos humanos, financeiros e tecnológicos, o que não elimina a necessidade do Brasil utilizar as instalações de outros países.

Entre os trabalhos desenvolvidos e publicados por pesquisadores brasileiros na área de TVS, destacam-se:

Paglione (1978) – Nesta referência é apresentada uma interessante introdução à teoria do túnel aerodinâmico de sopro. Essa descrição engloba os princípios de funcionamento, formulação matemática que descreve o escoamento nos diversos

elementos do túnel e faz uma análise comparativa, baseada em informações bibliográficas, dos problemas associados à qualidade do escoamento durante o tempo de corrida, controle da pressão total do escoamento, tanto na partida como em regime quase permanente e determinação dos requisitos de precisão do sistema de controle. Essa dissertação de mestrado serviu como base para o projeto do túnel de sopro do ITA, em nível acadêmico.

Silva, Falcão e Mello (2006) – Neste artigo, é desenvolvido um modelo matemático simplificado representativo de um TVS. Esse modelo considera o uso de regeneradores para controle de temperatura de estagnação do túnel de vento e válvula de abertura rápida para o controle de pressão de estagnação na câmara de tranquilização do túnel de vento. Constatou-se que o uso de um controlador PI para túneis, com dimensões semelhantes àquele apresentado em Fung (1987), conduziu a resultados de desempenho satisfatórios.

Silva, Gamarra e Koldaev (2009) – O enfoque deste artigo foi o projeto de um sistema de controle PI para TVS e análise do subsistema difusor. São definidos dois controladores. O primeiro baseia-se na pressão de estagnação na câmara de tranquilização. O segundo é projetado com base na relação entre a pressão de estagnação e a temperatura na câmara de Tranquilização com finalidades de se controlar o número de Reynolds na seção de testes. O modelo matemático foi implementado em blocos Simulink[®]. O desempenho do túnel de vento supersônico foi considerado satisfatório, em comparação com testes reais, com túnel de vento de sopro, feitos na Pennsylvania State University em 1987.

Uma equipe de especialistas do DCTA, da Força Aérea Brasileira (FAB), está agora na África do Sul participando do desenvolvimento conjunto do míssil ar-ar A-Darter (AAM). O contrato é entre o Ministério da Defesa do Brasil e a FAB, por um lado e, de outro, a Agência de Desenvolvimento e Compra de Materiais de Defesa, ARMSCOR, organização ligada ao Departamento de Defesa da África do Sul. Trata-se de um acordo de alto nível entre os respectivos governos. Os especialistas brasileiros

provenientes da FAB, empresa MECTRON, empresa AVIBRÁS e OPTOELETRÔNICA estão trabalhando com seus parceiros sul-africanos, localizados nas dependências da empresa DENEL Aerospace, no desenvolvimento desse míssil. O processo de capacitação proposto visa estabelecer um mecanismo de comunicação que permita a Transferência de Tecnologia que pode ser aproveitada de forma direta pelo setor Aeroespacial do IAE. Entre os conhecimentos adquiridos na linha de pesquisa aerodinâmica, destacam-se a capacitação no dimensionamento de matriz de testes e a realização de ensaios em diferentes túneis transônicos e supersônicos (ONERA - França, CSIR - África do Sul).

Dessa experiência, pôde-se constatar que o entendimento preliminar de todo o procedimento de teste e estimativa de resultados para um dado modelo de ensaio resulta em excepcionais reduções de custo para o projeto. Esta tese se enquadra diretamente nessa linha de pesquisa e desenvolvimento.

1.5 Escopo do Trabalho

O Capítulo 2 apresenta a formulação matemática aplicável a cada um dos subsistemas do TVS. São definidas as formulações teóricas conjuntamente com as respectivas hipóteses adotadas e os principais aspectos teóricos do controlador PI, projetado para o TVS. Neste mesmo capítulo é disponibilizado a metodologia numérica de integração das equações diferenciais ordinárias (EDO), não lineares, variantes no tempo, que caracterizam a planta, neste caso, o TVS. São apresentadas também as principais características do código computacional desenvolvido na presente abordagem.

O Capítulo 3 detalha o módulo “Seção de Testes” de um TVS. São apresentadas a metodologia desenvolvida para a estimativa da forma e localização da onda de choque que se forma em um modelo colocado no interior da seção de testes do TVS virtual e a interface desenvolvida com o código MISSILE DATCOM para o cumprimento desta estimativa.

No Capítulo 4 é apresentada a metodologia de dimensionamento de um TVS que será utilizado nas simulações deste trabalho. Também são apresentados os principais

limites no uso da formulação adotada quando da aplicação em problemas de interesse prático.

No Capítulo 5 é mostrada uma seleção representativa de resultados que dizem respeito à validação da metodologia, e resultados de interesse geral.

Finalmente são apresentados, no capítulo 6, comentários referentes à aplicabilidade do presente desenvolvimento, às suas limitações e são discutidas algumas recomendações para trabalhos futuros.

2. FORMULAÇÃO MATEMÁTICA PARA O TVS

Neste tópico é apresentada a formulação matemática associada ao funcionamento de um TVS em regime quase estacionário e a metodologia numérica de resolução das equações diferenciais. A Figura 2.1, a seguir, apresenta as variáveis de estado a serem empregadas na formulação dinâmica.

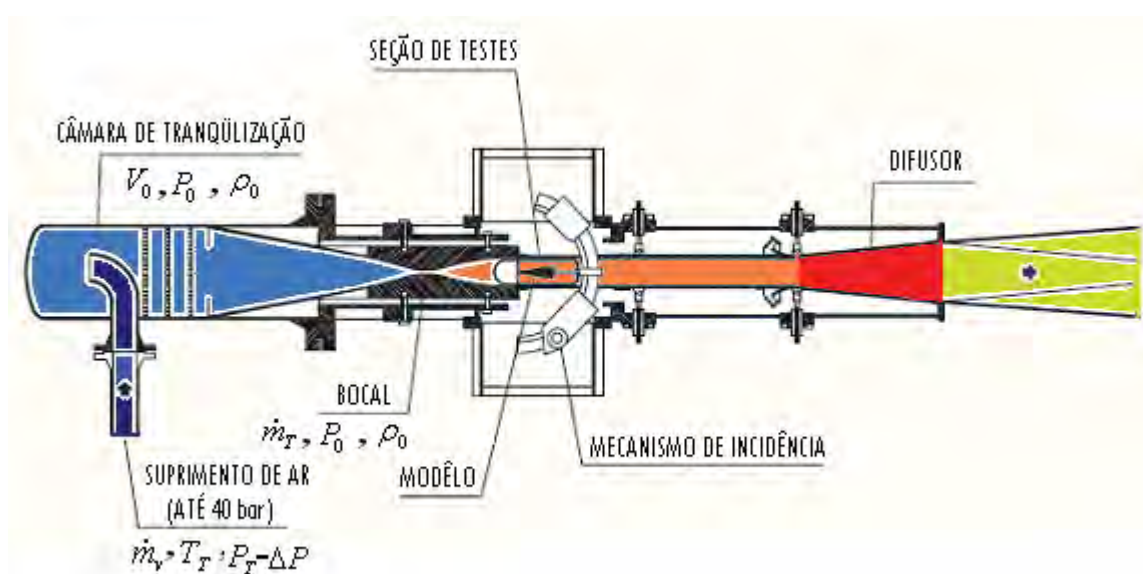


Figura 2. 1 - Desenho esquemático de um túnel de vento de sopro

2.1 Hipóteses

A análise dinâmica de TVS é dividida nos módulos, quais sejam: reservatório de ar comprimido, câmara de tranquilização, bocal, seção de testes e difusor. Na metodologia definida para este trabalho, cada subsistema é representado por volumes de controle (parâmetros concentrados) cuja formulação matemática é baseada nas equações de conservação de massa e energia. Ressalta-se que esta aproximação representa cada subsistema do túnel de vento como uma “caixa preta”, ou seja, esta metodologia não contempla a presença de turbulência e efeitos locais de fricção e transferência de calor no campo de escoamento no interior destes volumes de controle,

e sim, apenas as influências globais. Assume-se que a distribuição de temperaturas, pressões e massa específicas seja uniforme em cada face do volume de controle representativo dos subsistemas da planta em estudo. O uso da técnica de parâmetros concentrados é justificada em função da praticidade de obtenção de resultados. Essa praticidade é extremamente útil no estudo e seleção de sistemas de controle a serem desenvolvidos para a planta em estudo bem como na determinação de parâmetros globais de desempenho, tais como, tempo de execução de testes, variações de pressão e temperatura ao longo de cada volume de controle, entre outros aspectos. A variação de energia potencial do gás também é desprezada. Considera-se que o fluido de trabalho comporta-se como um gás, térmica e caloricamente perfeito. Finalmente, é importante ressaltar que a metodologia proposta não leva em consideração a inicialização (“*start up*”) do túnel, desde que o principal objetivo é o estudo das características de desempenho do túnel de vento.

2.2 Reservatório de Ar Comprimido

O reservatório de ar comprimido é o primeiro módulo da planta a ser considerado para o balanço de massa e energia. É adotada a hipótese de que a contribuição de massa do compressor seja desprezível durante a corrida do túnel. Portanto, a taxa de diminuição de massa do tanque é igual à taxa de saída de massa através da válvula de controle, ou seja:

$$\frac{d\rho_T}{dt} = -\frac{1}{V_T} \dot{m}_v, \quad (2.1)$$

sendo ρ_T a massa específica do ar no reservatório de ar comprimido, $\dot{m}_v$ a massa de ar que passa através da válvula de controle e V_T o volume do tanque de ar comprimido. A variável t representa o tempo. O subscrito “ T ” refere-se ao reservatório de ar comprimido.

Assumindo que a perda de energia através da válvula seja desprezível, pode-se arguir que a variação de energia interna(U_T) no reservatório de ar comprimido é dada por:

$$\frac{dU_T}{dt} = -\dot{m}_v h_v - \frac{1}{2} \dot{m}_v v_v^2. \quad (2.2)$$

Nesta formulação h_v representa a entalpia específica do ar que passa através da válvula de controle e v_v é a velocidade do ar nesta válvula. Pode-se escrever a equação (2.2) em termos das condições de pressão(P_T) e temperatura(T_T) de estagnação no reservatório de ar comprimido (FUNG, 1987):

$$\frac{dP_T}{dt} = -\left(\frac{\gamma R T_T}{V_T}\right) \dot{m}_v. \quad (2.3)$$

O parâmetro γ é a razão de calores específicos (c_p/c_v) e R é a constante de gás. É instrutivo ressaltar que a válvula de controle utilizada na planta é o modelo Camflex DN 8", da Fisher Controls Company (1984). A principal razão de usá-la como referência, neste trabalho, é a disponibilidade de informações no trabalho de Fung (1987). O fluxo de massa definido para diferentes posições do obturador da válvula de controle é calculado através da relação empírica (2.4).

$$\dot{m}_v = \frac{2.295810^{-8}}{\sqrt{T_T}} C_g P_T \operatorname{sen}\left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_T}}\right). \quad (2.4)$$

O parâmetro C_g é função da posição do obturador da válvula de controle, ou seja, $C_g = C_g(\theta)$, sendo θ o ângulo de abertura da válvula. ΔP é a diferença entre as pressões de estagnação no reservatório de ar comprimido(P_T) e na câmara de tranquilização (P_0). A Tabela 2.1 indica a relação funcional $C_g = C_g(\theta)$.

2.3 Câmara de Tranquilização

O segundo volume de controle de interesse é aquele representativo da câmara de tranquilização. O ar comprimido, proveniente do reservatório, entra na câmara de tranquilização através da válvula de controle, passa para o bocal CD e, daí, para a seção de testes.

Tabela 2. 1– Relação entre C_g e θ

θ [graus]	C_g
0	0
10	194
20	1680
30	3767
40	6230
50	9288
60	12835
70	16351
80	18942
90	23120

Desta forma, um balanço da massa para esse segundo volume de controle fornece a equação (2.5):

$$\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{V_0}(\dot{m}_v - \dot{m}_t). \quad (2.5)$$

O subscrito “0” se refere à câmara de tranquilização e, o subscrito “t” (“throat”), às condições de escoamento saturado na garganta do bocal de entrada da seção de testes. A energia que entra no volume da câmara de tranquilização com a vazão de massa $\dot{m}_v$ menos a energia que sai através do bocal com a vazão de massa $\dot{m}_t$ é igual à taxa de variação de energia(U_0) dentro da câmara de tranquilização, ou seja:

$$\frac{dU_0}{dt} = \dot{m}_v h_v + \frac{1}{2} \dot{m}_v v_v^2 - \dot{m}_t h_t - \frac{1}{2} \dot{m}_t v_t^2. \quad (2.6)$$

Analogamente ao procedimento adotado para o reservatório de ar comprimido, pode-se escrever a equação (2.6) em termos das condições de estagnação, qual seja:

$$\frac{dP_0}{dt} = \left(\frac{c_p}{c_v} \frac{R}{V_0} \right) (\dot{m}_v T_T - \dot{m}_t T_0). \quad (2.7)$$

2.4 Bocal do TVS

O bocal do TVS em estudo é simétrico, convergente-divergente (CD) e, conforme dito anteriormente, o escoamento é considerado isentrópico. Desde que essa região é a menor área de passagem de toda a planta, considera-se que ela permaneça saturada durante toda a simulação. Considerando-se que o ar se comporta como um gás perfeito e que o estado de referência é o estado de estagnação, pode-se escrever a equação da vazão mássica durante a ocorrência de escoamento sônico na garganta do bocal como sendo:

$$\dot{m}_t = P_0 A_t C_D, \quad (2.8)$$

sendo C_D o coeficiente de descarga do bocal e A_t a área da seção transversal na região da garganta do bocal. A equação (2.9) exhibe a expressão de C_D .

$$C_D = \left(\frac{\gamma}{RT_T} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}. \quad (2.9)$$

,

A partir dessas relações, é possível demonstrar que a definição do número de Mach na seção de testes (M_{ST}) é, essencialmente, dependente apenas da relação de áreas da seção transversal da seção de testes (A_0) e da primeira garganta do túnel (A_t), desde que o escoamento esteja saturado na garganta do bocal de entrada, ou seja:

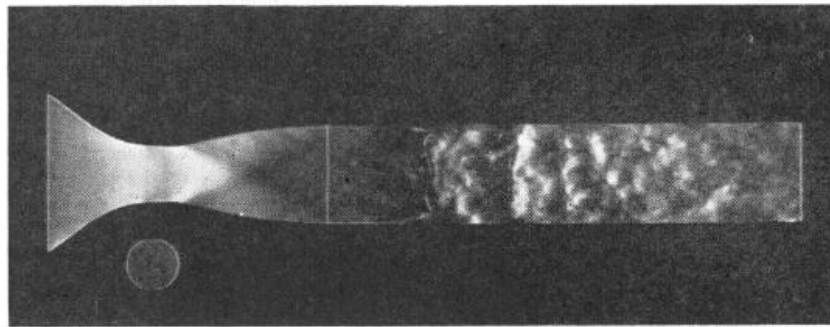
$$\frac{A_t}{A_{ST}} = M_{ST} \left[\frac{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_{ST}^2}{\left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)} \right]^{\frac{-(\gamma + 1)}{2(\gamma - 1)}}. \quad (2.10)$$

2.5 Seção de Testes e Difusor

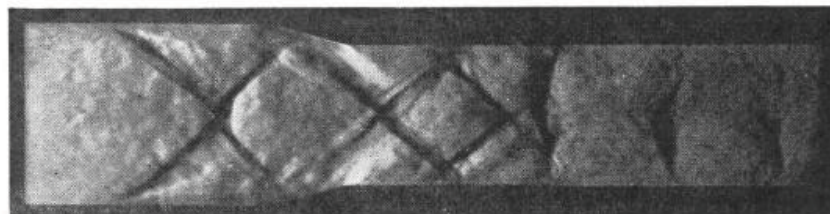
Não foi implementada uma formulação específica para a seção de testes uma vez que os parâmetros que a caracterizam são obtidos indiretamente a partir da solução dos outros subsistemas. Entretanto, a definição da pressão de estagnação na seção de testes (P_{ST}) como condição de projeto deve ser enfatizada. É através desta condição que será posicionada a onda de choque no difusor e, em consequência, as condições operacionais do túnel de vento.

Uma vez que um TVS esteja em operação, é necessário que o escoamento proveniente da seção de testes seja devolvido nas condições ambientes na saída do túnel de vento. O projeto da maioria dos túneis de vento que trabalham com escoamentos supersônicos inclui, para esta finalidade, um dispositivo denominado de difusor. Este subsistema é composto de um bocal, cuja menor seção transversal é denominada de “segunda garganta”. A eficiência de um difusor está relacionada diretamente à sua geometria desde que para uma dada condição funcionamento ter-se-á uma pressão recuperada como função do trem de ondas de choque oblíqua e da intensidade da onda de choque normal que ocorre em seu interior, Figura 2.2.

O número de Mach em que ocorre a onda de choque normal no difusor deve ser menor que aquele dimensionado para a seção de testes. A condição de projeto para a alimentação de um túnel é baseada na maior perda de carga que ocorre em seu interior, a qual, para o caso de túneis supersônicos, deve ocorrer na seção de testes, POPE e GOIN (1965). É instrutivo ressaltar também que a estimativa do tempo de ensaio é fundamentalmente dependente da posição da onda de choque no difusor desde que, sob certas condições de relação de pressão, o escoamento no interior do difusor fica instável e, em consequência, esta onda de choque pode ser “engolida” pelo difusor e comprometer as condições estabelecidas na seção de testes.



(a) Região em que ocorre a onda de choque em tubo de área constante ($M=2,06$)



(b) Detalhamento da região em que ocorrem as ondas de choque ($M=2,55$)

Figura 2. 2 - Fotografia Schlieren de um difusor supersônico (Neumann, Lustwerk, 1949)

Neste trabalho é considerado que o bocal do difusor seja convergente-divergente. Dentro deste enfoque, o projeto do difusor é baseado na área da segunda garganta que produz uma onda de choque de intensidade M_{sd} na porção divergente, Figura 2.2 conforme (NEUMANN, LUSTWERK, 1949). Neste tópico é apresentada a formulação matemática implementada para um difusor ideal. Não obstante, ressalta-se que as condições estabelecidas na seção de testes são calculadas com base em dados experimentais de forma a garantir o estabelecimento de uma onda de choque o mais próximo possível da garganta do difusor. Dentro deste enfoque, o problema pode ser colocado conforme segue:

Dados que devem ser disponibilizados para o projeto do difusor:

- i. η : Perda em pressão de estagnação entre o bocal de aceleração (1ª garganta) e a entrada do difusor (2ª garganta);

A área da 2ª garganta pode ser calculada a partir do princípio da continuidade, qual seja:

$$\dot{m}_t = P_0 A_t C_D = P_{ST} A_{td} C_{Dd} \quad (2.11)$$

Considerando que a temperatura de estagnação não se altera significativamente durante o funcionamento do túnel e que existe uma perda de pressão de estagnação entre a 1ª garganta e a segunda garganta (η), tem-se:

$$A_{td} = \frac{P_0 A_t}{P_{ST}} = \frac{P_0 A_t}{\eta P_0} = \frac{1}{\eta} A_t, \quad (2.12)$$

note que $\eta \leq 1$. O número de Mach na saída de um difusor ideal pode se calculado conforme segue (JOHN e KEITH, 2006):

$$M_{ed}^2 = -\frac{1}{\gamma - 1} + \sqrt{\left(\frac{1}{\gamma - 1}\right)^2 + \left(\frac{2}{\gamma - 1}\right)\left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \left(\frac{P_{Sd}}{P_{ed}}\right)^2 \left(\frac{A_{td}}{A_{ed}}\right)^2}. \quad (2.13)$$

O subscrito “ed” se refere à saída do difusor e o subscrito “td” se refere à área da segunda garganta. Ressalta-se que todos os subscritos terminados em “d” se referem ao difusor. A variável P_{Sd} representa a pressão de estagnação antes da onda de choque no difusor. O procedimento adotado para se calcular a posição da onda de choque segue os seguintes passos:

- i. Determinar M_{ed} a partir da Eq.(2.13) considerando-se $P_{Sd} = \eta P_0$;
- ii. Com M_{ed} determinar $\frac{P_{ed}}{P_d}$, desde que $\frac{P_{ed}}{P_d} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{ed}^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}}$. Note que P_d é a pressão de estagnação no difusor após a onda de choque;

iii. Desde que $M_{ed} < 1$, pode-se adotar $p_{ed} = p_{atm}$. Em consequência,

$$\frac{P_d}{P_{Sd}} = \frac{p_{ed}}{P_{Sd}} \frac{P_d}{p_{ed}};$$

iv. Conhecendo-se $\frac{P_d}{P_{Sd}}$, determina-se o número de Mach antes da onda de choque (M_{Sd}) através das relações de salto;

v. Finalmente, $\frac{A_s}{A_{td}}$ pode ser calculado através de uma equação- com a mesma estrutura matemática da Eq.(2.10). Note que A_s é a área da seção transversal do difusor onde a onda de choque está localizada e A_{td} é a área da seção transversal da segunda garganta.

O procedimento supracitado foi implementado numericamente no desenvolvimento do programa computacional que simula a dinâmica de um TVS.

2.6 Sistema de Controle

A razão de se instalar um controlador em TVS é a necessidade de se garantir a qualidade do escoamento (uniformidade dos números de Mach e Reynolds) na seção de testes do túnel. Esta qualidade é avaliada pelo grau de uniformidade do escoamento e pelas propriedades termodinâmicas definidas, *a priori*, nos requisitos de ensaio.

Um exemplo típico de resultados alcançados em túneis controlados por válvulas reguladoras está citado na referência, devido a MARVIN (1987). É possível se estimar os coeficientes de arrasto e de pressão em modelos de aeronaves, com erros inferiores a 1% relativos à condição de projeto. Para atingir estes critérios, faz-se necessário garantir uniformidade do número de Mach na seção de testes de $\pm 2,2 \%$ (neste exemplo, Mach = 3). Da mesma forma é difícil manter o número de Reynolds constante durante a corrida, visto que a temperatura do tanque de ar comprimido cai continuamente. Requisitos semelhantes ao exemplificado é parte fundamental do contrato que se estabelece entre a empresa desenvolvedora de um veículo aeronáutico (cliente) e a empresa que executará os ensaios.

2.7 Controlador

O controlador projetado para este desenvolvimento é do tipo Proporcional-Integral (PI). Esta opção foi baseada nas diversas referências consultadas na área e mencionadas no Capítulo 1 desta tese. Este controlador possui dois parâmetros livres, quais sejam: ganho proporcional (K_p) e ganho integral (K_i). Estes ganhos devem ser estimados de forma a garantir a estabilidade de operação e minimizar a duração do transiente inicial a fim de se obter uma corrida estável e a mais longa possível. Essencialmente, o sistema de controle trabalha da seguinte maneira: considere que o controlador se baseia na pressão de estagnação da câmara de tranquilização; o controlador digital da válvula de controle compara o valor real da pressão de estagnação com o valor definido em requisito (valor de referência) e envia um sinal corretivo de vazão mássica de ar que é função dos ganhos K_p e K_i . A função de transferência de um controlador PI é dada pela equação (2.14), OGATA (1997).

$$G(s) = \frac{\theta(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{K_i s} \right), \quad (2.14)$$

sendo $\theta(s)$ a posição de abertura da válvula de controle e $E(s)$ o erro de sinal entre a entrada de referência e a saída da planta. Neste trabalho estão sendo apresentados 2 (dois) sistemas de controle para TVS.

O primeiro tem como ponto de projeto (“*set point*”) a pressão de estagnação na câmara de tranquilização e o segundo utiliza o número de Reynolds, definido em requisito para a seção de testes, como ponto de projeto. Ambos controladores estão descritos em maiores detalhes nas seções subsequentes.

2.7.1 Controlador baseado na pressão de estagnação da câmara de Tranquilização

Para este tipo de controlador, $\theta(s)$ é a posição de abertura da válvula de controle e $E(s) = 1 - \frac{P_0(s)}{P_0^{\text{projeto}}(s)}$ representa o erro de sinal entre a entrada de referência ($P_0^{\text{setpoint}} = 1$) e a saída da planta $\frac{P_0(s)}{P_0^{\text{projeto}}(s)}$ que representa a pressão real medida. Note que o parâmetro $P_0^{\text{projeto}}(s)$ representa a pressão de estagnação definida como ponto de projeto na câmara de tranquilização e $P_0(s)$ é a pressão de estagnação variante no tempo na câmara de tranquilização. Aplicando-se a transformada inversa de Laplace entre a entrada e a saída $\theta(t)$ do controlador PI, pode-se escrever a equação (2.14) como sendo:

$$\frac{d\theta(t)}{dt} = -K_p \frac{d\left(\frac{P_0(t)}{P_0^{\text{projeto}}(t)}\right)}{dt} + \frac{K_p}{K_i} \left(1 - \frac{P_0(t)}{P_0^{\text{projeto}}(t)}\right), \quad (2.15)$$

2.7.2 Controlador baseado no número de Reynolds da seção de testes

Com base na discussão precedente, pode-se dizer que é possível controlar as condições na seção de testes, utilizando-se como ponto de projeto a pressão de estagnação na câmara de tranquilização. Este é o procedimento normalmente adotado por inúmeras instalações industriais, FUNG (1987). Contudo, é de se esperar uma significativa queda na temperatura de estagnação em toda a planta durante o processo de esvaziamento do reservatório de ar. Dependendo da vazão mássica na planta e do volume do reservatório, esta variação em temperatura altera significativamente o número de Reynolds (Re) configurado para o ensaio.

Neste contexto, um sistema de controle baseado no número de Reynolds na seção de testes deve ser analisado de forma a se avaliar a possibilidade de utilizá-lo como parâmetro de referência. Este trabalho propõe uma metodologia de controle que permite minimizar o efeito da queda de temperatura no número de Reynolds estabelecido para a seção de testes. Para tanto, é necessária uma tomada de pressão

(localizada na câmara de tranquilização) e uma tomada de temperatura estática (localizada na seção de testes). Os parágrafos subsequentes descrevem esta metodologia.

A partir da definição de um processo isentrópico, fazendo-se $P_0 = P_{ST}$, pode-se afirmar que:

$$\frac{P_{ST}}{p_{ST}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{ST}^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = F^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.16)$$

Ressalta-se que na Eq. (2.16), P_{ST} é a pressão total e p_{ST} é a pressão estática na seção de testes. Sendo $F = \frac{T_{ST}}{\tau_{ST}}$ e τ_{ST} a temperatura estática na seção de testes. Desde que se está adotando a hipótese de gás termica e caloricamente perfeito, tem-se:

$$\rho_{ST} = \frac{P_{ST}}{RT_{ST} F^{\frac{1}{\gamma - 1}}}. \quad (2.17)$$

A partir da definição do número de Reynolds, pode-se deduzir que:

$$\text{Re}(t) = \frac{\rho_{ST} D_{ST} M_{ST} F^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \sqrt{\gamma R T_{ST}}}{\mu_{ST}} \quad (2.18)$$

sendo μ_{ST} a viscosidade dinâmica do gás na seção de testes e D_{ST} o comprimento de referência adotado no cômputo do número de Reynolds. Neste caso, D_{ST} foi adotado como sendo o diâmetro da seção de testes. A partir das definições:

$$A_{ST} = \frac{\pi D_{ST}^2}{4} \quad (2.19)$$

e

$$\rho_{ST} \sqrt{\gamma R T_{ST}} = \frac{P_{ST}}{F^{\frac{1}{\gamma-1}}} \sqrt{\frac{\gamma P_{ST}}{R T_{ST}}}, \quad (2.20)$$

pode-se escrever o número de Reynolds como função das condições de estagnação na seção de testes, qual seja:

$$\text{Re}(t) = \xi \frac{P_{ST}^{1.5}}{T_{ST}}, \quad (2.21)$$

sendo $\xi = \frac{\xi_2}{\xi_1} F$, $\xi_1 = 2.3110 \times 10^{-08}$ e $\xi_2 = \sqrt{\frac{4\gamma A_{ST} M_{ST}^2}{\pi R}}$. Analogamente ao desenvolvimento apresentado no item 2.7.1, obtém-se a equação do controlador:

$$\frac{d\theta(t)}{dt} = -K_p \frac{d\left(\frac{\text{Re}(t)}{\text{Re}^{\text{Projeto}}}\right)}{dt} + \frac{K_p}{K_i} \left(1 - \frac{\text{Re}(t)}{\text{Re}^{\text{Projeto}}}\right). \quad (2.22)$$

2.7.3 Determinação dos ganhos do controlador

Para o caso em estudo, não existe uma fórmula específica e direta para se calcular os ganhos associados ao controlador. Essencialmente, os ganhos são determinados através de metodologias já consagradas na literatura. A metodologia utilizada aqui é baseada na referência devido a Varghese e Binu (2009). A estrutura matemática das equações usadas para a determinação dos ganhos da planta daquele artigo é muito semelhante às equações do TVS deste trabalho. A determinação dos ganhos K_p e K_i , conforme apresentado no Apêndice A, envolve o cumprimento das seguintes etapas:

- a. Linearização das equações (2.3), e (2.7). Utilizou-se a metodologia adotada por CHAU (2001) neste tópico;

- b. Construção das matrizes das equações de espaço de estados;
- c. Determinação das funções de transferência;
- d. Determinação dos ganhos K_p e K_i do controlador;

Nos itens subsequentes são apresentados os desenvolvimentos supracitados:

➤ Linearização das equações (2.3) e (2.7): Utilizou-se a metodologia adotada por CHAU, P. C., (2001) neste tópico; a Tabela 2.2 sintetiza o que foi feito. Os parâmetros k_1 à k_5 são constantes decorrentes do processo de linearização. O superscrito “L” nas expressões linearizadas é utilizado apenas para informar que se trata de uma expressão linearizada. A variável θ_g^L é o ângulo de abertura da válvula de controle.

Tabela 2. 2– Equações linearizadas: Reservatório de ar e Câmara de tranquilização

Eq.	Expressão não linearizada	Expressão linearizada	Eq.
(2.3)	$\frac{dP_T}{dt} = -\left(\frac{\gamma R T_T}{V_T}\right) \dot{m}_v$	$\frac{dP_t^L}{dt} = k_1 * \theta_g^L + k_2 * P_t^L$	(2.23)
(2.7)	$\frac{dP_0}{dt} = \left(\frac{c_p}{c_v} \frac{R}{V_0}\right) (\dot{m}_v T_T - \dot{m}_T T_0)$	$\frac{dP_0^L}{dt} = k_3 * \theta_g^L + k_4 * P_t^L + k_5 * P_0^L$	(2.24)

➤ Construção das matrizes das equações de espaço de estados: Para este tipo de problema é pratica comum se utilizar a formulação relativa a modelos no espaço de estados. Para o uso desta formulação é necessário colocar o sistema de equações diferenciais da planta (túnel de vento) na seguinte forma:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{Ax} + \mathbf{Bu}, \text{ e} \quad (2.25)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{Cx} + \mathbf{Du} \quad (2.26)$$

O diagrama de blocos correspondente às equações (2.25) e (2.26) está ilustrado na figura seguinte.

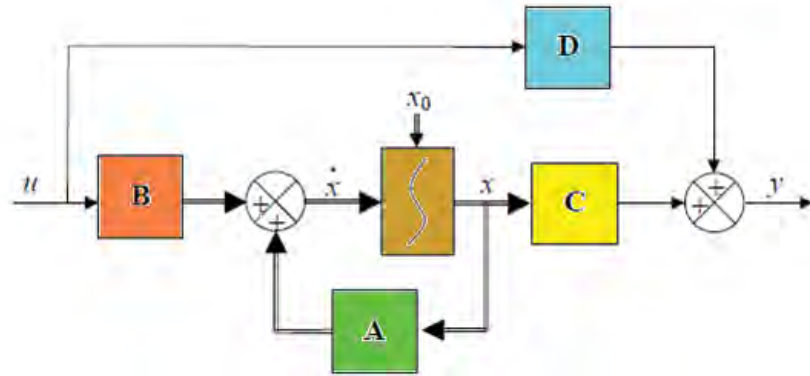


Figura 2. 4 – Espaço de Estados - Diagrama de Blocos

Na Figura 2.4 os valores iniciais estão identificados por x_0 . A variável $\mathbf{x}$ é o vetor das variáveis de estado, u é o vetor da excitação de entrada (no caso a variação do ângulo θ), y é o vetor de saída. As matrizes **A**, **B**, **C** e **D** representam a matriz da planta matriz de entrada, matriz de saída e matriz de transmissão direta, respectivamente.

De fato, poucos processos e sistemas possuem características tais que o sinal de entrada consiga agir diretamente sobre o sinal de saída. Devido à isto a matriz **D** é usualmente zero. No caso em estudo, a matriz **D** é também igual a zero porque não existe nenhum componente do sinal de entrada que tenha influência direta sobre o resultado de saída. A construção das matrizes no espaço de estados é feita da seguinte forma, adotando para as equações (2.23) e (2.24) :

$$\frac{dP_t^L}{dt} = \dot{x}_1; \quad P_t^L = x_1; \quad \frac{dP_0^L}{dt} = \dot{x}_2; \quad P_0^L = x_2; \quad \theta_g^L = u_1 \quad (2.27)$$

Aplicando as expressões (2.27) nas equações (2.23) e (2.24), tem-se:

$$\dot{x}_1 = k_1 * u_1 + k_2 * x_1 \quad (2.28)$$

$$\dot{x}_2 = k_3 * u_1 + k_4 * x_1 + k_5 * x_2 \quad (2.29)$$

Pode-se reescrever (2.28) e (2.29) como:

$$\dot{x}_1 = k_2 * x_1 + 0.0 * x_2 + k_1 * u_1 \quad (2.30)$$

$$\dot{x}_2 = k_4 * x_1 + k_5 * x_2 + k_3 * u_1 \quad (2.31)$$

ou seja:

$$\begin{Bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} k_2 & 0 \\ k_4 & k_5 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} k_1 \\ k_3 \end{bmatrix} u_1 \quad (2.32)$$

$$\begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix}, \quad (2.33)$$

Lembrando que não está sendo considerado ruído, ou seja:

$$\mathbf{D} = 0 \quad (2.34)$$

Comparando-se as equações (2.32), (2.33) e (2.34) com as equações (2.25) e (2.26), pode-se escrever:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} k_2 & 0 \\ k_4 & k_5 \end{bmatrix}; \mathbf{B} = \begin{bmatrix} k_1 \\ k_3 \end{bmatrix}; \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix}; \mathbf{D} = 0 \quad (2.35)$$

➤ Determinação das Funções de Transferência (FT):

A função de transferência que corresponde ao sistema de equações (2.25) e (2.26) é dada por (VON ZUBEN, 2003):

$$G_{ss}(s) = \frac{Y(s)}{U(s)} = \mathbf{C}(s\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}\mathbf{B} + \mathbf{D} \quad (2.36)$$

Na equação (2.36), $\mathbf{I}$ é a matriz identidade e as demais matrizes foram definidas anteriormente. Segundo XUE, CHEN e ATHERTON (2007), é possível determinar os polos e zeros da planta através do comando MATLAB®:

$$\mathbf{A} = [k_2, 0; k_4, k_5]; \mathbf{B} = [k_1; k_3]; \mathbf{C} = [0, 1]; \mathbf{D} = 0; \mathbf{G} = ss(\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}); \mathbf{G1} = tf(\mathbf{G})$$

A expressão da FT resultante para a formulação com polos e zeros é dada por:

$$G_1(s) = k \cdot \frac{(s + z_1)}{(s + p_1) \cdot (s + p_2)} \quad (2.37)$$

Nesta expressão, k é o ganho da planta, z_1 é o zero, p_1 é o primeiro polo e p_2 é o segundo polo. Esta função de transferência pode ser melhorada a partir da inclusão de um atraso na resposta do sistema (VARGHESE e BINU, 2009), definido por $G_D(s)$, e de um atuador para a válvula de controle (CHAU, 2001), representado por $G_v(s)$. Com estas aproximações, a função de transferência global da planta é dada por:

$$PTF(s) = G_1(s) * G_D(s) * G_v(s) \quad (2.38)$$

sendo:

$$G_D(s) = \frac{-\tau \cdot s + 1}{\tau \cdot s + 1}, \quad (2.39)$$

$$\text{e, } G_v(s) = \frac{k_v}{\tau_v s + 1} \quad (2.40)$$

Na Eq.(2.40), k_v é o ganho do atuador da válvula e τ_v é a constante de tempo do atuador da válvula. Para um controlador da pressão de estagnação, Eq.(2.14), tem-se:

$$G(s) = \frac{\theta(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{K_i s} \right). \quad (2.41)$$

A expressão (2.41) pode também ser reapresentada como:

$$G_c(s) = G(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{K_i s} \right) = \left(\frac{K_p}{K_i} \right) * \frac{(K_i s + 1)}{s}, \quad (2.42)$$

ou seja:

$$G_C(s) = \left(\frac{K_p}{K_i} \right) * \frac{(K_i s + 1)}{s}, \quad (2.43)$$

Sendo que as variáveis K_p e K_i são, respectivamente, os ganhos proporcional e integral do controlador, a serem determinados.

➤ Determinação dos ganhos K_p e K_i do controlador:

O diagrama de blocos em malha fechada com o controlador e a planta (Túnel de Vento) está apresentado na Figura 2.5:

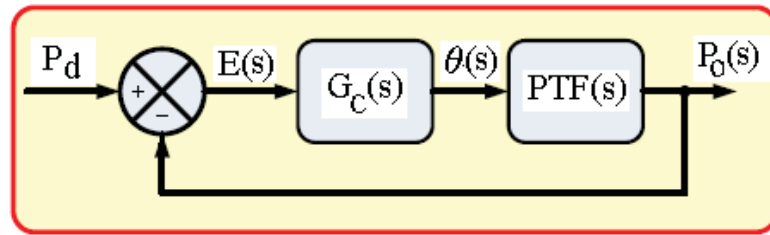


Figura 2. 5 - Diagrama de blocos em malha fechada para o TVS

Para a determinação dos ganhos K_p e K_i do controlador para o TVS usou-se como valores de partida os ganhos do controlador usado no trabalho de VARGHESE e BINU (2009). Os referidos ganhos foram: $K_p^{VB} = 2,2676e-007$ e $K_i^{VB} = 3,118562018$. Ressalta-se que o superescrito “VB” indica que estes valores estão associados àqueles definidos por VARGHESE e BINU (2009). De acordo com a Figura 2.5:

$$G_T(s) = \frac{G_C(s) * PTF(s)}{1 + G_C(s) * PTF(s)} \quad (2.44)$$

Na equação (2.44), $G_T(s)$ é a função de transferência, para o túnel completo incluindo o controlador e a realimentação (“feedback”). A metodologia adotada

consiste em excitar a função de transferência da planta (Eq. 2.44) com entrada degrau unitário e verificar se a resposta no tempo é estável e se as demais características tais como sobressinal máximo (“overshoot”), tempo de subida, tempo de pico e tempo de estabilização são coerentes para o caso específico. Esta coerência é avaliada com base em dados históricos. Os ganhos K_p e K_i do controlador são selecionados a partir da comparação entre a resposta da planta em estudo e valores de referência (conjuntamente com a experiência do grupo de trabalho). O MATLAB® dispõe de vários recursos que tornam esta atividade bastante prática. Entre estes recursos, destaca-se a ferramenta SISOTOOL. Mais detalhes de todas as etapas para a determinação dos ganhos do controlador, incluindo os respectivos valores numéricos, constam no Apêndice A. Seguindo a metodologia supracitada, os valores finais aceitáveis encontrados para os ganhos K_p e K_i do controlador foram: $K_p = 226,76 \times 10^{-7}$ e $K_i = 0,3118562$.

Conforme exposto no Apêndice A, decidiu-se investigar também o comportamento do TVS com os ganhos do controlador usado por FUNG, 1987, onde: $K_p = 2,0$ e $K_i = 0,08$, e descobriu-se que, ao fazer-se a comparação de desempenho entre estes dois controladores, o controlador usado por FUNG, 1987, apresentou um desempenho muito melhor do que o controlador oriundo do trabalho de VARGHESE e BINU, 2009. Devido a isso decidiu-se usar nesta tese os ganhos do controlador FUNG, 1987. A comparação dos resultados usando os dois controladores é apresentada no capítulo 5.

2.8 Implementação Numérica

A partir dos itens anteriores foi possível derivar um modelo matemático que represente algumas das principais características necessárias para o projeto conceitual de um túnel de vento de sopro. Esse modelo matemático está sintetizado na Tabela 2.3.

As equações que representam o TVS são equações diferenciais ordinárias (EDO), não lineares e dependentes do tempo. Este sistema tem como variáveis de estado a pressão de estagnação e a massa específica do ar no reservatório de ar comprimido

(P_T, ρ_T) , a pressão de estagnação e massa específica do ar na câmara de tranquilização (P_0, ρ_0) e o ângulo de abertura da válvula de controle (θ) . Trata-se de um conjunto de 5(cinco) equações diferenciais e 2(duas) relações constitutivas utilizadas para fechar o sistema, quais sejam: vazão mássica que passa pela válvula de controle $(\dot{m}_v)$ e vazão mássica que passa através do bocal associado à 1ª garganta $(\dot{m}_t)$.

Os parâmetros livres necessários para a resolução deste sistema, estão listados a seguir:

- i. Gás: razão de calores específicos e constante de gás (γ, R) ;
- ii. Válvula de Controle: relação funcional entre a constante da válvula (C_g) e o ângulo de abertura da válvula (θ) ;
- iii. Sistema de Controle: ganhos proporcional (K_p) e integral (K_i) .

2.9 Metodologia de integração

Neste trabalho é utilizado a função (“solver”) ODE15s do aplicativo MATLAB[®] para a resolução do sistema de EDO representativo do TVS. Esta função é normalmente utilizado para a resolução de problemas com variações acentuadas das variáveis (“*stiff* problems”) e, para o caso em questão, é utilizada a opção de passo no tempo variável.

O sistema de EDO foi implementado na forma de blocos utilizando-se o *software* SIMULINK[®]. A Tabela 2.4 exibe o descritivo da entrada de dados para o programa principal. A Figura 2.6 exibe o diagrama utilizado para o controlador de pressão de estagnação da câmara de tranquilização. Uma estrutura análoga é adotada para o controlador de número de Reynolds na seção de testes.

Além disso também foi feita uma segunda versão de programa em Matlab[®] sem o uso do SIMULINK[®].

Ressalta-se que a verificação da implementação numérica foi realizada a partir do desenvolvimento de um segundo código computacional, escrito em MATLAB[®], cuja finalidade principal foi detectar possíveis discrepâncias nos resultados obtidos com o código computacional escrito em SIMULINK[®]. A versão escrita em MATLAB[®],

embora não apresentasse uma interface gráfica para entrada de dados, demonstrou ser mais rápida em termos de tempo de processamento.

Tabela 2. 3– Modelo matemático para o TVS

MÓDULO	MODELO MATEMÁTICO	REFERÊNCIA
Reservatório de Ar Comprimido	$\frac{dP_T}{dt} = -\left(\frac{\gamma R T_T}{V_T}\right) \dot{m}_v$	(2.3)
	$\frac{d\rho_T}{dt} = -\frac{1}{V_T} \dot{m}_v$	(2.1)
Válvula de Controle	$\dot{m}_v = \frac{2.295810^{-8}}{\sqrt{T_T}} C_g P_T \sin\left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_T}}\right)$	(2.4)
Câmara de Tranquilização	$\frac{dP_0}{dt} = \left(\frac{c_p}{c_v} \frac{R}{V_0}\right) (\dot{m}_v T_T - \dot{m}_t T_0)$	(2.7)
	$\frac{d\rho_0}{dt} = \frac{1}{V_0} (\dot{m}_v - \dot{m}_t)$	(2.5)
Bocal (1ª garganta)	$\dot{m}_t = P_0 A_t C_D$	(2.8)
Sistema de Controle: Pressão de Estagnação	$\frac{d\theta(t)}{dt} = -K_p \frac{d\left(\frac{P_0(t)}{P_0^{Projeto}}\right)}{dt} + \frac{K_p}{K_i} \left(1 - \frac{P_0(t)}{P_0^{Projeto}}\right)$	(2.15)
Sistema de Controle: Número de Reynolds	$\frac{d\theta(t)}{dt} = -K_p \frac{d\left(\frac{Re(t)}{Re^{Projeto}}\right)}{dt} + \frac{K_p}{K_i} \left(1 - \frac{Re(t)}{Re^{Projeto}}\right)$	(2.22)

Tabela 2. 4– Entrada de Dados

MÓDULO	PARÂMETRO	OBSERVAÇÃO
Reservatório de Ar Comprimido e Câmara de Tranquilização	Volume Pressão e Temperatura Inicial	Sistema de Unidade: SI
Seção de Testes	Geometria Pressão e Temperatura Inicial Condições de Projeto	As condições de projeto são definidas pelo números de Mach e Reynolds
Controlador	Ganhos Proporcional e Integral Curva de vazão da válvula de controle	Adimensional
Difusor	Perda em Pressão de Estagnação Razão de Áreas Pressão estática: saída do difusor	η $\frac{A_{ed}}{A_{td}}$ p_d

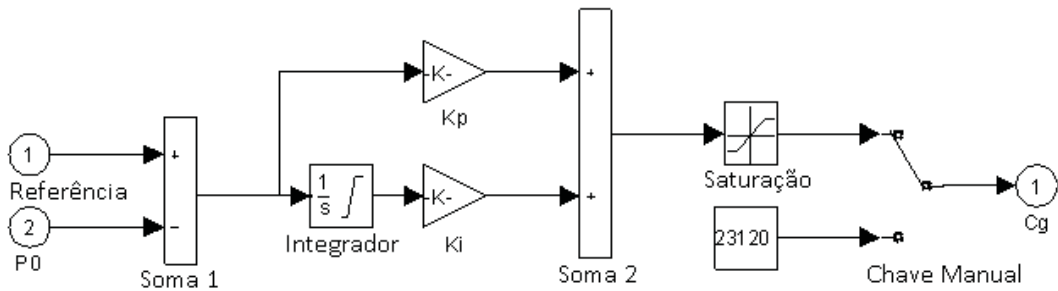


Figura 2. 6 - Diagrama SIMULINK: Controlador de Pressão de Estagnação

3. SEÇÃO DE TESTES

Com a implementação numérica do sistema de equações diferenciais ordinárias representativo do comportamento aerotermodinâmico da planta em estudo (Tabela 2.3) foi possível gerar o código computacional WINDT (atualmente na versão 03). Essencialmente, este código computacional inclui todos os módulos representativos de um túnel de vento de sopro convencional com exceção, da inclusão de um modelo na seção de testes. Obviamente, a implementação deste recurso exige uma formulação matemática mais robusta que aquela utilizada por este trabalho como, por exemplo, técnicas de Dinâmica dos Fluidos Computacional. A fim de viabilizar uma primeira análise, em termos de engenharia, procurou-se trabalhar no desenvolvimento de uma interface entre o programa WINDT e o código comercial MISSILE DATCOM®. Esta interface foi idealizada visando o cumprimento de três objetivos: (i) determinar os coeficientes aerodinâmicos associados a um modelo colocado no interior da seção de testes do túnel de vento projetado como se tivessem sido obtidos através de medições; (ii) estimar o posicionamento da onda de choque curva quando o modelo estiver a zero grau de ângulo de ataque e (iii) realizar um cálculo preliminar de cargas sobre o modelo. Neste trabalho foram implementados os itens (i) e (ii).

A interface entre os referidos códigos é projetada para permitir o uso de dados da simulação do TVS na execução do código MISSILE DATCOM®. É importante ressaltar que se tratam de dois módulos distintos, quais sejam, o programa que calcula as condições aerotermodinâmicas de um túnel de sopro e um programa que calcula coeficientes aerodinâmicos para configurações do tipo míssil com se estivessem sendo lidos pela instrumentação do TVS. Os dados de saída de um programa (WINDT) servem como dados de entrada para o outro programa (MISSILE DATCOM®) e o processo de execução ocorre de forma automática. Não existe um acoplamento matemático entre as referidas formulações. A implementação supracitada permite que o usuário do programa WINDT obtenha de forma direta todos os dados aerodinâmicos associados à simulação de um modelo na seção de testes. Salienta-se também que tanto a interface desenvolvida como também a estimativa da onda de choque a partir de

dados de saída do programa comercial MISSILE DATCOM® são contribuições deste desenvolvimento de tese. Os tópicos subsequentes descrevem a metodologia supracitada.

3.1 Missile Datcom

Durante a década de 70 a Força Aérea dos Estados Unidos da América (USAF) reuniu todos os documentos associados a metodologias desenvolvidas para se estimar as características de estabilidade e controle de aeronaves e mísseis. Este esforço resultou em 10(dez) volumes contendo um grande número de métodos e dados experimentais utilizados por muitos anos pela comunidade aeroespacial americana. A partir desta compilação, foram estabelecidas equações, fatores de correlação e tabelas de dados experimentais suficientes para que o projetista pudesse gerar o projeto conceitual de um veículo sem grandes custos em termos de túnel de vento e/ou ensaios em voo, BLAKE (1999).

Nos anos 1980 foi realizado pela McDonnell Douglas, sob contrato com o Governo dos Estados Unidos da América, um estudo de viabilidade para verificar a possibilidade de implementação de um código computacional que automatizasse os métodos compilados pela USAF para o estudo de configurações geométricas do tipo foguetes e mísseis. Tanto a estrutura dos códigos como também a forma de implementação das metodologias foram recomendados por, BLAKE (1999). O produto final deste desenvolvimento foi o código MISSILE DATCOM®. Desde então, várias versões foram disponibilizadas para o público, cada uma delas com uma contribuição de uso prático na indústria aeroespacial. A Tabela 3.1 exibe algumas das capacidades implementadas. A revisão 5/97, em particular, foi largamente difundida em muitos centros científicos por todo o mundo. Entre as particularidades desta versão destacam-se: (i) programa escrito em FORTRAN 77, (ii) além dos coeficientes de força e momento característicos de cada configuração geométrica de veículo, são disponibilizadas todas as derivadas dinâmicas necessárias para o cômputo da dinâmica do voo do veículo gerado, (iii) são disponibilizadas tanto a distribuição de pressão ao longo do corpo do veículo como também a distribuição de velocidades (em termos de

número de Mach), (iv) são disponibilizados em arquivos separados todas as configurações trimadas de um dado veículo, entre outros aspectos. Hoje, grande parte destas soluções foram automatizadas na forma gráfica, de forma independente por inúmeros centros de pesquisa, utilizando-se códigos como, por exemplo, C++ e MATLAB®.

Este trabalho exhibe uma das muitas aplicações que o código MISSILE DATCOM® viabiliza para o projetista. É interessante ressaltar que a implementação realizada neste trabalho pode ser utilizada de forma direta por desenvolvedores de códigos de engenharia, tais quais o MISSILE DATCOM® ou MISL3®. Trata-se de uma primeira aproximação para o cálculo da forma e localização de ondas de choque curvas descoladas a partir da distribuição de número de Mach que ocorre em corpos de revolução com diferentes configurações de nariz. Não é objetivo deste trabalho detalhar a metodologia matemática com que o código computacional MISSILE DATCOM® estima coeficientes aerodinâmicos de configurações geométricas do tipo míssil, foguetes ou bombas e/ou distribuições de pressão e número de Mach ao longo do corpo do veículo em estudo. Estas informações são utilizadas de forma direta, tal qual ocorre em escritórios de engenharia, e uma vez obtidos os resultados, procede-se então para a análise crítica.

3.2 Onda de choque destacada

A predição da forma e localização de ondas de choque destacadas voltou a ser interesse de pesquisa em anos recentes. Este interesse tem sido estimulado pela necessidade do uso de narizes rombudos e bordos de ataque em configurações projetadas para voo hipersônico. A habilidade em prever a forma e localização de ondas de choque destacadas é de importância primária na análise do aquecimento aerodinâmico e extremamente utilizada na escolha do tamanho máximo do modelo para um dado túnel de vento (POPE e GOIN, 1965).

Toda configuração aeronáutica em regime de voo supersônico terá uma onda de choque precedendo ou colada ao seu nariz. Neste contexto, é instrutivo ressaltar a diferença encontrada na fenomenologia que aparece no campo de escoamento sobre

corpos que apresentam nariz pontegudo (“*sharp nose*”) e rombudo (“*blunt nose*”). No caso de corpos rombudos, a onda curva sempre permanece destacada de forma semelhante ao mostrado na Figura 3.1. Entretanto, para qualquer corpo pontegudo, existe um número de Mach abaixo do qual a onda choque é destacada mas acima da qual a onda choque é colada de um modo característico como uma onda Mach, conforme mostrado por BOYER (2001). Para narizes pontegudos este número de Mach representa o limite superior da região transônica. No caso de corpos rombudos, não existe limite superior bem definido, BOYER (2001).

Tabela 3. 1– Versões do código Missile Datcom

Versão	Revisão	Melhoria acrescentada
3	12/88	Substituição de dados expandidos
		Incremento na configuração
4	7/89	Substituição de dados expandidos
5	4/91	Entradas em velocidades Transônicas e subsônicas, adição de arrasto
		Efeitos da pluma sobre o corpo
		Seis tipos de protuberância no corpo
		Modificação do centro de pressão da aleta lateral
6	6/93	Estação de trabalho UNIX, Compatibilidade com PC
		Flaps no bordo de fuga
		Aletas dobráveis
		Entradas semi submersas
7	5/97	Compatibilidade com Fortran 90
		Expansão das derivadas dinâmicas

Numerosos estudos experimentais e teóricos têm sido desenvolvidos para a determinação da forma e localização de ondas de choque bem como dos respectivos fatores de influência (KRAUSE, REINARTZ, BALLMANN, 2006). Teoricamente, a solução do campo de escoamento em torno de um corpo é dividida em duas classes distintas: aquelas em que o campo do escoamento é completamente subsônico e aquelas em que o escoamento é completamente supersônico. Para cada um destes regimes de velocidades existem métodos específicos de resolução consagrados na literatura técnica. Estes métodos são fundamentalmente dependentes da geometria em

estudo. Para o caso de geometrias complexas e campos de escoamentos combinados (transônicos), a literatura indica métodos mais específicos, baseados em Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD).

De fato, há tempos, existem pesquisas associadas à formação, localização e estrutura de ondas de choque. Muitos destes estudos estão centrados em detalhes particulares importantes do problema e, por conseguinte estão restritos localmente em escopo (por exemplo, estudos restritos a velocidades hipersônicas ou a regiões próximas ao nariz). Outros estudos têm sido mais gerais e apresentam métodos para o cálculo da distância do descolamento e forma do choque sem restrições no que diz respeito a regime de velocidades. Estes métodos usualmente envolvem procedimentos iterativos laboriosos uma vez que a metodologia está baseada em CFD. Para fins de cálculo de engenharia (procedimentos rápidos de uso prático), um trabalho analítico interessante de se citar é aquele devido à MOECKEL (1949). Naquele trabalho é desenvolvido um método aproximado baseado em uma forma simplificada da aplicação da equação da continuidade para predizer a localização e forma da onda de choque à frente de corpos bidimensionais e simétricos axialmente. De forma a reduzir o escopo a um problema equivalente unidimensional, foi assumido que a forma da onda de choque entre seu ponto mais avançado e seu ponto sônico é adequadamente representada por uma hipérbole assintótica às linhas de Mach do escoamento não perturbado e a linha sônica entre a onda de choque e o corpo é representada por uma reta cuja inclinação é função do número de Mach do escoamento livre. Com estas hipóteses, a localização do choque em relação ao ponto sônico do corpo é independente da forma do nariz ou do bordo de ataque à frente do ponto sônico e se torna uma função unívoca do número de Mach.

O presente trabalho de pesquisa foi realizado para obter informações rápidas sobre as características geométricas das ondas de choque destacadas. O objetivo final é desenvolver um método de engenharia baseado em soluções analíticas e resultados experimentais para prever a forma e a distância da onda de choque descolada. É importante ressaltar que este método usa dados provenientes de códigos de engenharia, tais como MISSILE DATCOM® (e MISL3®, por exemplo). Neste contexto, é possível incluir a influência da geometria do nariz do veículo na determinação das

- i. O choque curvo é representado por uma hipérbole;
- ii. O ângulo η , (Figura 3.1), é uma função da deflexão da linha de corrente no ponto sônico da onda de choque e da deflexão da linha de corrente no ponto sônico sobre o corpo;
- iii. É adotada a analogia entre o escoamento unidimensional interno e o escoamento com ondas de choque destacadas. A linha sônica é considerada normal na vizinhança da direção do escoamento médio;
- iv. A influência do nariz do corpo na forma da onda de choque e na distância entre o corpo e a onda de choque é obtida a partir da distribuição de Mach (usando software comercial) ao longo da superfície do corpo.

3.4 Geometria da onda de choque

Algumas características são típicas das ondas de choque destacadas (BOYER, 2001; LOVE, 1957 e MOECKEL, 1949):

- i. São normais ao escoamento não perturbado no ponto mais próximo do nariz do corpo; e
- ii. São assintóticas ao escoamento não perturbado a grandes distâncias do ponto mais próximo ao nariz do corpo.

Uma curva simples que possui estas características é a hipérbole representada pela equação (3.1):

$$y = \frac{\sqrt{x^2 - x_0^2}}{\beta}, \quad (3.1)$$

sendo $\beta = \cot \left[\sin^{-1} \left(\frac{1}{M_0} \right) \right]$, M_0 é o número de Mach do escoamento livre e

x_0 é a distância entre o vértice da onda e a interseção de suas assíntotas. Com

esta hipótese, o ângulo entre a direção do escoamento e a tangente ao choque em qualquer ponto é dada pela Eq.(3.2):

$$\frac{dy}{dx} = \tan \varphi = \frac{\sqrt{\beta^2 y^2 + x_0^2}}{\beta^2 y}, \quad (3.2)$$

A posição (x_s, y_s) do ponto sônico na curva da onda de choque é dada por:

$$x_s = \frac{\beta x_0}{\sqrt{\beta^2 - \cot^2 \varphi_s}} \quad (3.3)$$

$$y_s = \frac{x_0 \cot \varphi_s}{\beta \sqrt{\beta^2 - \cot^2 \varphi_s}} \quad (3.4)$$

sendo φ_s é a inclinação da curva no ponto sônico. Se for usada a coordenada y do ponto sônico do corpo (y_{SB}) como dimensão de referência, então a forma da onda de choque pode ser modelada conforme a Eq. (3.5):

$$\frac{y}{y_{SB}} = \frac{1}{\beta} \sqrt{\left(\frac{x}{y_{SB}}\right)^2 - \left(\frac{x_0}{y_{SB}}\right)^2} \quad (3.5)$$

Da definição de y_s é possível concluir que:

$$\frac{x_0}{y_{SB}} = \beta \frac{y_s}{y_{SB}} \sqrt{\beta^2 \tan^2 \varphi_s - 1}. \quad (3.6)$$

Neste contexto, a localização adimensional do ponto sônico na onda de choque é dada por:

$$\frac{x_s}{y_{SB}} = \frac{\beta \frac{x_0}{y_{SB}}}{\sqrt{\beta^2 - \cot^2 \varphi_s}}. \quad (3.7)$$

3.5 Distância entre o choque e o nariz do corpo

A partir da Figura 3.1 é possível concluir que a distância entre o ponto mais avançado do choque (x_0) e a coordenada x do ponto sônico (x_{SB}) está relacionada com a distância entre o choque e o corpo (MOECKEL, 1949) de acordo com a equação (3.8) :

$$\frac{L}{y_{SB}} = \frac{x_{SB}}{y_{SB}} - \frac{x_0}{y_{SB}}. \quad (3.8)$$

Mas

$$\frac{x_{SB}}{y_{SB}} = \frac{x_s}{y_{SB}} + \left(\frac{y_s}{y_{SB}} - 1 \right) \tan \eta, \quad (3.9)$$

então:

$$\frac{L}{y_{SB}} = \frac{y_s}{y_{SB}} (C + \tan \eta) - \tan \eta, \quad (3.10)$$

sendo

$$C = \beta \left(\beta \tan \varphi_s - \sqrt{\beta^2 \tan^2 \varphi_s - 1} \right) \quad (3.11)$$

e

$$\eta = \frac{\theta_s + \theta_{SB}}{2} \quad (3.12)$$

Note que a variável θ_s representa a deflexão da linha de corrente no ponto sônico da onda de choque e θ_{SB} é a deflexão da linha de corrente no ponto sônico do corpo. A expressão apresentada na Eq. (3.12) é a principal hipótese utilizada no trabalho de MOECKEL (1949).

3.6 Princípio da continuidade

A fim de se estimar a quantidade $\frac{y_s}{y_{SB}}$, a relação da continuidade é aplicada para o fluido que escoar em torno do corpo. A forma integral da equação de continuidade é inútil para o presente método, desde que, para o seu uso, é necessário conhecer, *a priori*, a distribuição de pressão e velocidade do escoamento ao longo da linha sônica. O princípio da continuidade é definido pela analogia entre o escoamento unidimensional interno e o escoamento com ondas de choque destacadas, a linha sônica é considerada normal na vizinhança da direção do escoamento médio. A partir desta hipótese:

$$\dot{m} = P_0 A_0 C d_0 (\gamma, T_0, M_0) = P_s A_s C d_s (\gamma, T_s = T_0, M_s = 1), \quad (3.13)$$

onde P é a pressão de estagnação, T é a temperatura de estagnação, A é a área de seção transversal e $C d_0$ é um coeficiente apresentado na Eq. (2.9). O subscrito “0” representa a condição de escoamento livre e o subscrito “S” está relacionado com o ponto sônico na onda de choque. Desde que a pressão de estagnação permanece constante ao longo de cada linha de corrente antes do choque, adota-se a hipótese que estabelece que há um valor médio para a pressão de estagnação ($P_s^{Average}$) o qual permanecerá inalterado entre a onda de choque e a linha sônica. Desde que a temperatura total é constante, a equação da continuidade simplificada pode ser escrita como:

$$\frac{A_s}{A_0} = M_0 \frac{P_0}{P_s^{Average}} \left[\frac{2 + (\gamma - 1) M_0^2}{\gamma + 1} \right]^{-\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}. \quad (3.14)$$

Usando a relação de área na Figura 3.1 é possível escrever:

$$\frac{y_s}{y_{SB}} = (1 - B \cos \eta)^{-\frac{1}{2}}, \quad (3.15)$$

sendo:

$$B = M_0 \frac{P_0}{P_S^{Average}} \left[\frac{2 + (\gamma - 1)M_0^2}{\gamma + 1} \right]^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (3.16)$$

Neste contexto, a distância do choque é dada por:

$$\frac{L}{y_{SB}} = (1 - B \cos \eta)^{-\frac{1}{2}} (C + \tan \eta) - \tan \eta. \quad (3.17)$$

3.7 Algoritmo Numérico

Essencialmente, a onda de choque divide o campo em duas partes. Em toda parte a montante da onda de choque, o escoamento é uniforme e a pressão total ou de estagnação é constante. A jusante da onda de choque, o escoamento varia em todo o campo e cada linha de corrente tem uma pressão de estagnação diferente. Esta variação da pressão de estagnação é devido à variação na entropia através da onda de choque. A variação de entropia é função do número Mach do escoamento livre e do ângulo de desvio (θ_s) da linha de corrente. A metodologia desenvolvida por MOECKEL (1949), usa um valor médio adequado para a pressão de estagnação no cômputo da vazão mássica em torno do corpo. Assume-se que esta pressão de estagnação média é calculada como sendo aquela associada ao centroide de massa do fluido localizado entre o ponto de estagnação e a linha sônica. A linha de corrente que passa pelo centroide entra na onda de choque em $y_c = \frac{y_s}{2}$ para escoamento plano e em $y_c = \frac{2y_s}{3}$ para escoamento axialmente simétrico. Neste trabalho é desenvolvida uma metodologia que não usa esta aproximação. É usado um algoritmo numérico com o qual é possível

estimar a forma e a localização da onda de choque através de um processo iterativo. Os parágrafos seguintes descrevem o algoritmo numérico:

- i. Dados de entrada: Condição do escoamento livre (M_0, P_0, T_0), geometria do corpo: $y_{SB} = y_{SB}(x_{SB})$ e distribuição do número de Mach sobre o corpo: $M_{SB} = M_{SB}(x_{SB}, y_{SB})$;
- ii. Determinar $y_{SB} = y_{SB}(M_{SB} = 1)$: localização sobre o corpo, onde o número de Mach vale 1;
- iii. Determinação do ângulo (φ_s) da onda de choque no ponto sônico:

$$M_{After}^2 = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{\gamma M_0^2 \sin^2 \varphi_s - \frac{\gamma-1}{2}} + \frac{M_0^2 \cos^2 \varphi_s}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \sin^2 \varphi_s} = 1. \quad (3.18)$$

- iv. Determinar η .

$$\eta = k \frac{\theta_s + \theta_{SB}}{2} \quad (3.19)$$

A priori, é assumido o valor de 1 (um) para o parâmetro k. Este parâmetro deve ser identificado durante o processo de comparação com os dados experimentais. Note que θ_s pode ser obtido a partir da equação da onda de choque oblíqua, qual seja:

$$\tan \theta_s = \cot \varphi_s \frac{M_0^2 \sin^2 \varphi_s - 1}{\frac{\gamma+1}{2} M_0^2 - (M_0^2 \sin^2 \varphi_s - 1)}. \quad (3.20)$$

- v. Determinar x_0 , Eq. (3.6).
- vi. Determinar as coordenadas do ponto sônico na onda de choque (Eq. 3.3 e 3.4)
- vii. Determinar L , Eq.(3.10)

viii. Determinar x_{SB} . Da Figura 3.1:

$$x_{SB} = x_0 + L. \quad (3.21)$$

ix. Determinar η^{New} da geometria do problema:

$$\eta^{New} = \frac{x_{SB} - x_S}{y_S - y_{SB}}. \quad (3.22)$$

x. Verificar a convergência do método:

$$\varepsilon = \frac{\eta^{New} - \eta}{\eta}. \quad (3.23)$$

Se $Abs(\varepsilon) > 10^{-3}$, vá para o item iv.

3.8 Método de Identificação de Sistemas

O algoritmo apresentado anteriormente, leva em consideração a hipótese de MOECKEL (1949), qual seja $\eta = \frac{\theta_S + \theta_{SB}}{2}$. Ressalta-se que este parâmetro foi obtido a partir da observação de resultados experimentais gerados para algumas configurações de nariz. A partir das simulações realizadas por este trabalho foi possível verificar que tanto a forma da onda de choque como também a distância a partir do corpo é bastante sensível à variação de η . Neste contexto, procedeu-se no sentido de se desenvolver uma metodologia que atualize o valor do referido ângulo a partir de resultados experimentais. A técnica empregada é também denominada Identificação de Parâmetros (“*Systematic Identification Parametric – SIP*”). Essencialmente, esta técnica consiste em incluir um otimizador que poderá ajustar os coeficientes desconhecidos (neste caso o ângulo η) ou variáveis até se obter uma aproximação melhor do ajuste aos dados experimentais usando a técnica dos mínimos quadrados. O SIP tem várias vantagens sobre outra opção de modelagem como, por exemplo CFD. Criar um modelo matemático que captura as características de ondas de choque usando CFD é viável. No entanto, é

extremamente caro em termos de custo computacional. O objetivo deste trabalho é desenvolver um método de engenharia que proporcione resultados rápidos e de baixo custo computacional com precisão azoável. O SIP ignora a complexidade do campo de escoamento (ondas de choque, camada limite e assim por diante) e foca sobre os resultados finais. Isso faz com que o método SIP não seja apenas mais simples, mas também rápido o suficiente para produzir resultados de engenharia. Outro aspecto interessante desta metodologia é que o SIP também lida com condições não lineares, como, por exemplo, transferência de calor, presença de descontinuidades no campo de escoamento, entre outros, viabilizando o seu emprego em uma extensa faixa de problemas de engenharia.

O procedimento SIP adotado neste trabalho segue a seguinte linha de raciocínio: em primeiro lugar, dados físicos e geométricos são lidos de um arquivo de dados. A partir destas informações é possível determinar a configuração da onda de choque (forma e distância do corpo) usando o algoritmo numérico acima mencionado. O ângulo descrito pela Eq.(3.19) é uma primeira abordagem, e, portanto, é necessário atualizá-la. Neste contexto, a variável k é enviada para o otimizador. Neste trabalho é utilizado o otimizador **fmincon**, o qual é disponibilizado pelo código computacional MATLAB®. Este otimizador utiliza o método de Levenberg-Marquardt sujeito a restrições definidas pelo usuário. A função do otimizador chama uma função implementada pelo usuário a qual calcula a forma e a localização da onda de choque com os parâmetros atuais fornecidos pelo otimizador. Após o cálculo das características principais da onda de choque, é retornada uma função de erro para o otimizador, baseada nas diferenças entre a distância de choque previsto e experimental. Na sequência, o otimizador ajusta os parâmetros desconhecidos (neste caso η , através do parâmetro k) e o processo se repete até que determinados critérios de convergência sejam atendidos. É importante salientar que o otimizador **lsqcurvefit** não funcionou muito bem em escoamento com alto número de Mach. A estimativa para o ângulo η não foi realista, quando comparada com a literatura de aerodinâmica.

4. DIMENSIONAMENTO DE UM TVS

4.1 Requisitos

O anteprojeto de um túnel TVS exige um trabalho multidisciplinar bastante elaborado. Neste trabalho estão envolvidos o aerodinamicista, o engenheiro de instrumentação e controle, o especialista em acústica, o engenheiro de projeto mecânico e o engenheiro de estrutura. Apesar da relativa simplicidade de construção de TVS, os problemas associados à relação entre a qualidade de escoamento na seção de testes e o sistema de controle desafiam a competência e a habilidade de seus projetistas (PAGLIONE, 1978).

Neste tópico do trabalho são elencados e discutidos os principais requisitos que devem ser adotados na concepção de um TVS. Estes requisitos são fundamentalmente dependentes do tipo de ensaio (modelo, tempo de duração dos ensaios, número de Reynolds e número de Mach na seção de testes) que se pretende realizar. A Tabela 4.1 exhibe os requisitos básicos utilizados no projeto do modelo para túnel de vento. A Tabela 4.2 indica os requisitos básicos utilizados na concepção geométrica e operacional de um TVS. Ressalta-se que a razão máxima de bloqueio do modelo é definida como sendo a relação entre a maior área transversal do modelo e a área da seção de ensaio. Os valores numéricos indicados ilustram os requisitos adotados por um túnel de vento TVS acadêmico.

Tabela 4. 1 – Requisitos para concepção do modelo

REQUISITO	VALOR
Razão de bloqueio	$\leq 1 \%$
Dimensões máximas do modelo	Corda: 10 cm Largura: 15 cm

Tabela 4. 2 – Requisitos para concepção do TVS

REQUISITO	VALOR
Faixa de número de Mach (M_{ST})	2,0 – 4,0
Tempo de corrida (mínimo) (t_{run})	60 s (Mach 2,0 – 3,5) 40 s (Mach 4,0)
Número de Reynolds (Re_y)	Comprimento de referência: lado da seção de testes
Coeficiente de expansão politrópica (n)	$n \cong 1,2$ (Processo politrópico no reservatório de ar comprimido)
Válvula reguladora de pressão	Curva de vazão mássica Perda de pressão entre reservatório de ar e câmara de Tranquilização
Nível de Turbulência na Câmara de Tranquilização	0,5 % a 1,0 %
Velocidade média na Câmara de Tranquilização	entre 3 e 30 m/s

4.2 Bocal de Aceleração

No projeto de TVS, um dos itens de grande importância é o desenho do bocal de aceleração (1ª garganta). Uma das teorias matemáticas utilizada para o dimensionamento de bocais é o método das características, enunciado pela primeira vez por BUSEMANN e PRANDTL (1929). Nesta metodologia, o escoamento é considerado adiabático, reversível, em regime permanente. Com base nestas hipóteses, é obtido o “contorno não viscoso” que o bocal deve apresentar para satisfazer a condição de projeto, qual seja, escoamento sem ondas de choque. É prática comum se estudar o desenvolvimento da camada limite ao longo do bocal a fim de incluir no modelo matemático os efeitos de viscosidade. Esta aproximação permite estimar as perdas associadas à variação de entropia ao longo do escoamento e, em consequência, as perdas em termos de pressão de estagnação.

No que diz respeito ao projeto conceitual baseado na metodologia de parâmetros concentrados, basta conhecer a área da seção transversal da seção de testes (A_{ST}) e as condições desejadas para o ensaio, em termos de número de Mach (M_{ST}), para ser possível dimensionar a área da garganta necessária. Segundo JOHN e KEITH (2006), vale a relação:

$$A_t = A_{ST} M_{ST} \left[\frac{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M_{ST}^2}{\left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)} \right]^{\frac{-(\gamma + 1)}{2(\gamma - 1)}}, \quad (4.1)$$

4.3 Reservatório de Ar Comprimido

O dimensionamento do volume mínimo do reservatório de ar comprimido (V_T) é de fundamental importância na concepção inicial de um TVS. Esse parâmetro leva em consideração muitos dos requisitos de projeto, quais sejam: área da seção de testes, número de Mach para ensaio, tempo de corrida e coeficiente de expansão politrópica (n) do fluido de trabalho no interior do reservatório de ar comprimido.

A metodologia adotada no dimensionamento do volume do reservatório de ar comprimido é baseada no trabalho devido a POPE e GOIN (1965). São adotadas as seguintes hipóteses:

- i. Expansão politrópica do fluido de trabalho no reservatório de ar comprimido;
- ii. A temperatura e pressão de estagnação na câmara de Tranquilização é constante durante todo o funcionamento do túnel;
- iii. Escoamento isentrópico desde o reservatório de ar comprimido até a seção de testes.

A vazão mássica máxima de ar no interior do TVS é dada pela equação (2.8), repetida aqui por conveniência:

$$\dot{m}_t = P_0 A_t C_D. \quad (4.2)$$

Admitindo-se que esta vazão irá ocorrer em um tempo t_{run} , tem-se, pela conservação da massa:

$$P_0 A_t C_D t_{run} = \rho_T^i V_T - \rho_T^f V_T, \quad (4.3)$$

sendo ρ_T^i a massa específica inicial no reservatório de ar comprimido e ρ_T^f a massa específica na condição final do funcionamento do túnel. Isolando-se o parâmetro V_T e adotando-se a hipótese de expansão politrópica, é possível demonstrar que:

$$V_T = \frac{P_0 A_t C_D t_{run}}{\frac{P_T^i}{RT_T^i} \left[1 - \left(\frac{P_T^f}{P_T^i} \right)^{\frac{1}{n}} \right]}. \quad (4.4)$$

De acordo com CHANG (2011), a equação acima pode também ser expressa como:

$$V_T = \frac{t_{run}}{C_{DC} \cdot \frac{\sqrt{T_0}}{T_T^i} \cdot \frac{P_T^i}{P_0} \cdot \frac{1}{A_t} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_T^f}{P_T^i} \right)^{\frac{1}{n}} \right]}, \quad (4.5)$$

sendo

$$C_{DC} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \sqrt{\left(\frac{1}{\gamma R} \right)}. \quad (4.6)$$

Nesta formulação, a variável P_0 está associada à razão de compressão (λ) permissível para o túnel, qual seja:

$$\lambda = \frac{P_0}{p_{ed}}. \quad (4.7)$$

A variável p_{ed} é a pressão de saída no difusor, a qual, para um dimensionamento preliminar, é prática comum adotar o valor associado à pressão atmosférica. Teoricamente é necessário que a razão de pressão total na câmara de tranquilização (λ) pela pressão na saída do difusor seja no mínimo tal que se possa gerar uma onda de choque normal na seção de testes. A Figura 4.1 exibe uma curva típica que estabelece limites para a razão de compressão em túneis TVS de emprego industrial (POPE e GOIN, 1965). É instrutivo ressaltar que, em um túnel do tipo TVS, o gargalo tecnológico está diretamente associado à seleção do valor de λ . Para a determinação do volume do reservatório de ar comprimido, procede-se de acordo com o seguinte algoritmo:

- i. a partir da Figura 4.1, determina-se λ sendo que M_{ST} é definido em requisito;
- ii. determinar o valor de P_0 a partir da Figura 4.1, equação (4.7) e, conforme POPE , e GOIN (1965), multiplicar o valor encontrado por 1,5 , uma vez que, para o presente estudo, foi adotado $p_{ed} = p_{atm}$;

- iii. com M_{ST} e área da seção transversal da seção de testes (A_{ST}) definidos em requisito, determinar a área da primeira garganta (A_t) a partir da equação (4.1);
- iv. considerando que a máxima perda de pressão na válvula controladora seja de $\delta = \frac{100\Delta P}{P_0}$, pode-se estimar que $P_T^f = (1 + \delta)P_0$. Note que o valor de δ é fornecido pelo fabricante;
- v. Admitindo-se um valor inicial para a pressão no reservatório de ar comprimido (P_T^i) e um valor para o tempo de execução do ensaio, procede-se ao cálculo de V_T através da equação (4.4) e (4.6) ou (4.5) e (4.6). Note que a definição final de V_T deve ser confrontada com os resultados obtidos a partir da resolução numérica da planta representativa do túnel, desde que o parâmetro de expansão volumétrica é fundamentalmente dependente da taxa de decaimento da temperatura do reservatório

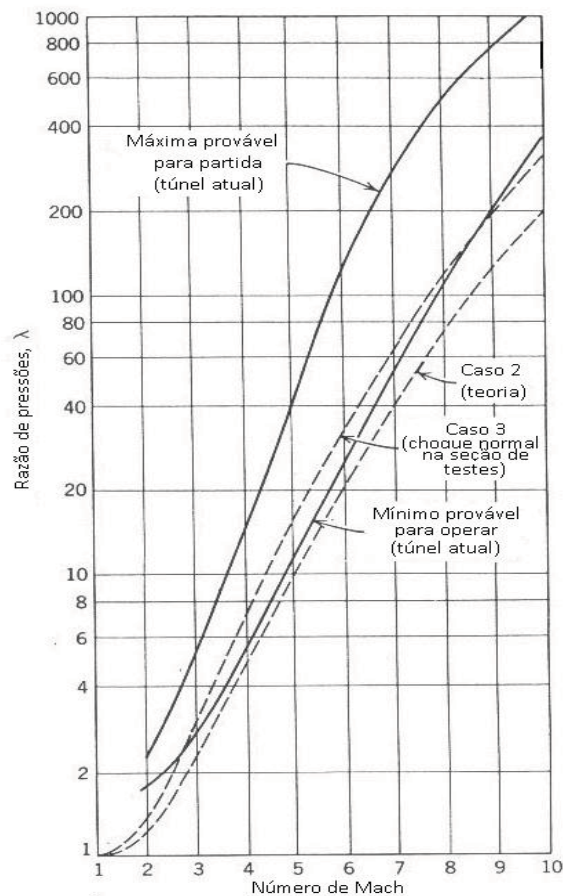


Figura 4. 1 - Razão de compressão em túneis de vento de Sopros

4.4 Câmara de Tranquilização

O módulo câmara de tranquilização tem como finalidade principal a redução da turbulência imposta ao escoamento durante a evacuação do reservatório de ar comprimido. Com este objetivo, toda câmara de tranquilização apresenta em seu interior agentes modificadores de turbulência. A finalidade dos agentes modificadores de turbulência é reduzir o nível de turbulência do escoamento antes deste chegar ao bocal de aceleração. Estes agentes modificadores são constituídos normalmente por um conjunto de grades retificadoras, colméias e telas metálicas.

Conforme POPE e GOIN (1965) a velocidade longitudinal média, na Câmara de Tranquilização, deve estar entre 3 e 30 m/s (10 e 100 pés/s) e de acordo com PAGLIONE (1978), o nível de turbulência admissível para as velocidades na Câmara de Tranquilização/Seção de Testes é de 0,5 % a 1 % .

A câmara de Tranquilização deve ser de tamanho suficiente para que as condições próximas à de estagnação sejam alcançadas. De forma geral, o procedimento adotado na determinação do volume V_0 da câmara de Tranquilização é semi analítico. Lembrando que após a fase de partida do TVS a vazão em massa que passa pela Seção de Testes é a mesma que passa pela Câmara de Tranquilização (CTR). Para que a velocidade média seja mantida entre 3 e 30 m/s procede-se da seguinte maneira:

- Calcular, para a faixa objetivada de número de Mach na Seção de Testes (ST), o valor mínimo e máximo da vazão mássica na ST.
- Para estas vazões mássicas, calcular as respectivas massa específicas na CTR.
- Com as vazões mássicas e as respectivas massa específicas calcular as respectivas vazões volumétricas na CTR.
- Para as vazões volumétricas na CTR, determinar qual será o valor da área transversal da CTR em que simultaneamente nenhuma velocidade fique abaixo de 3 m/s ou acima de 30 m/s.

Desta forma, fica determinada a área da seção transversal da CTR.

Com base no procedimento de cálculo exposto acima e nos respectivos valores numéricos apresentados no Apêndice A, determinamos o valor da área transversal da CTR. Este valor é:

$$A_{CTR} = 0,188 \text{ m}^2$$

O comprimento da CTR depende do desempenho real dos agentes modificadores de turbulência, por exemplo, das telas em série. Quanto melhor o desempenho apresentado, menor é o comprimento necessário e vice versa. Para esta finalidade, a seguir são apresentados a terminologia, fórmulas e desempenho relativos à associação de telas em paralelo.

Alguns conceitos devem ser enfatizados no dimensionamento preliminar de agentes modificadores de turbulência do tipo telas metálicas. As referências SCHUBAUER, SPANGENBERG e KLEBANOFF (1950), LOEHRKE e NAGIB (1972) e JOHL, PASSMORE e RENDER (2004), fornecem algumas dicas para o dimensionamento de telas metálicas:

- Uma tela é tradicionalmente definida pela malha M (“ M : *Mesh*”) da tela, a qual é a quantidade de aberturas por unidade de comprimento e pelo diâmetro “ d ” do fio.
- A partir destes dois dados define-se a porosidade (“*porosity*”) da malha, definida por:

$$\beta = (1 - M \cdot d)^2 = \frac{\psi^2}{(\psi + d)^2} \quad (4.8)$$

onde ψ é o espaçamento entre os fios da tela. O parâmetro β representa a razão de área aberta ao escoamento livre na seção do túnel. Outra forma de se expressar este parâmetro é através da solidez (“*solidity*”) da malha, a qual é expressa por $\sigma = 1 - \beta$. Ou seja, este parâmetro representa a “área fechada” percebida pelo escoamento.

- Com base nas referências citadas, o coeficiente K_0 de perda de pressão na tela devido à área aberta é expresso como:

$$K_0 = \left(\frac{1 - 0,95 \cdot \beta}{0,95 \cdot \beta} \right)^2 \quad (4.9)$$

- O coeficiente K_L de perda total da pressão em cada tela é expresso conforme segue:

$$K_L = K_0 + \frac{55,2}{Re_f} \quad (4.10)$$

sendo Re_f o número de Reynolds relativo ao diâmetro do fio da tela.

- O fator de redução da turbulência axial f_u é definido como sendo a razão entre o nível de turbulência após a tela (subscrito 2) e o nível de turbulência antes da mesma (subscrito 1). Segundo LOEHRKE e NAGIB (1972) este parâmetro pode ser calculado como função dos parâmetros apresentados anteriormente, qual seja:

$$f_u = \frac{\left(\frac{u'}{U} \right)_2}{\left(\frac{u'}{U} \right)_1} = \left(\frac{1}{1 + K_L} \right)^{\frac{n}{2,7}}, \quad (4.11)$$

sendo u' a componente de flutuação da velocidade axial e U é a velocidade média quadrática axial (“*root mean square – rms*”). É importante salientar que a equação (4.11) foi determinada com base em testes reais. Analogamente, o fator de redução da turbulência transversal, comparando-se os resultados experimentais obtidos por SCHUBAUER, SPANGENBERG e KLEBANOFF (1950) nos permitem concluir que f_v pode ser também calculado conforme segue:

$$f_v = \frac{\left(\frac{v'}{U} \right)_2}{\left(\frac{v'}{U} \right)_1} \approx \left(\frac{1}{1 + K_L} \right)^{\frac{n}{2,7}} \quad (4.12)$$

sendo v' a componente de flutuação da velocidade transversal. Nas equações (4.11) e (4.12), “ n ” é a quantidade de telas dispostas em série em relação ao escoamento.

De forma geral, existem várias configurações possíveis para câmaras de Tranquilização. Entre as principais referências consultadas, cita-se SCHUBAUER, SPANGENBERG e KLEBANOFF (1950), a qual disponibiliza gráficos que permitem o dimensionamento rápido de telas metálicas com base em dados experimentais, Figuras 4.2 e 4.3.

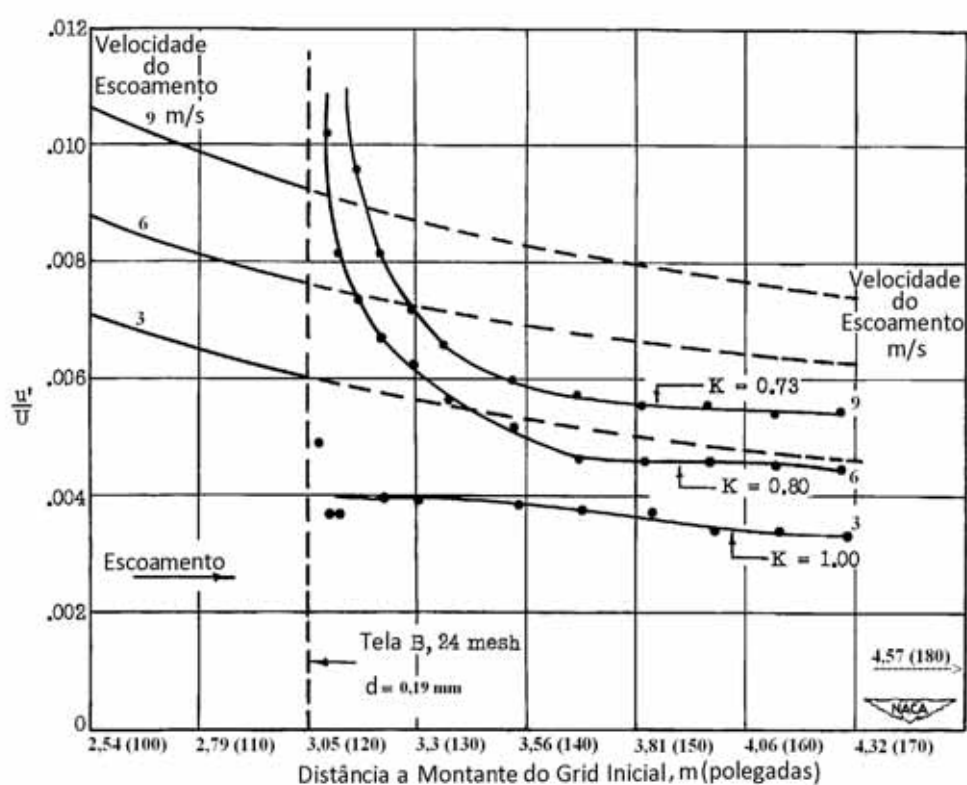


Figura 4. 2 – Componente Longitudinal da Turbulência.

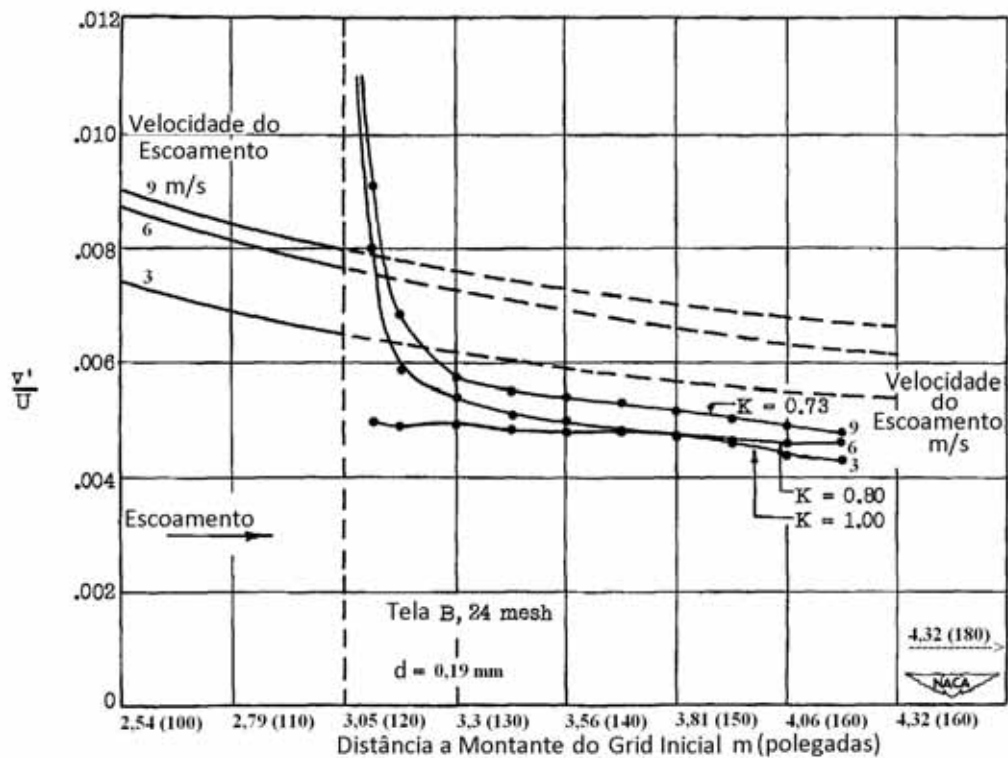


Figura 4.3 – Componente Lateral da Turbulência.

Utilizando-se as informações das figuras 4.2 e 4.3, conforme apresentado no Apêndice A, determina-se o comprimento para a CTR:

$$L_{CTR} = 2,078 \text{ m}$$

A partir dos valores da área da seção transversal e do comprimento da CTR, determina-se o volume da CTR:

$$V_0 = A_{CTR} * L_{CTR} = 0,188 * 2,078 \cong 0,39 \text{ m}^3 \quad (4.13)$$

4.5 Seção de Testes

Conforme citado anteriormente, para se ter condições de partida do túnel, é necessário que a razão de pressão λ seja suficientemente grande para uma onda de choque se estabelecer na seção de testes, região essa em que se espera que ocorram as maiores velocidades. Com a colocação de um modelo na seção de testes, a perda de pressão total resultante de choques causados pela presença do modelo durante a fase de partida do túnel vai exigir que a área da segunda garganta seja maior que no caso do túnel sem a presença do modelo. Ainda neste caso, existe a forte interação entre a onda

de choque e a camada limite, resultando em uma maior perda de pressão de estagnação.

De acordo com POPE e GOIN (1965), é necessário projetar cuidadosamente a área da seção transversal tendo em vista as dimensões máximas do modelo a ser ensaiado, sua posição mais favorável dentro da seção de testes e reflexões múltiplas da onda de choque. Algumas destas considerações são reescritas aqui:

- i. A altura mínima da seção de ensaios, $H_{\min}$, deve ser maior que a altura máxima do modelo e de comprimento suficiente para que não ocorra reflexão da onda de choque sobre o modelo;
- ii. A razão máxima de bloqueio (área frontal do modelo/área da seção de testes) deve ser igual ou menor que 1%, isto é:

$$\frac{(H_{\text{modelo}} W_{\text{modelo}})}{A_{ST}} \leq 1\%, \quad (4.14)$$

Nesta especificação, H_{modelo} é altura máxima do modelo e W_{modelo} é a largura máxima do modelo.

4.6 Difusor

O dimensionamento adotado para o difusor segue os mesmos moldes descritos nas referências LUKASIEWICZ, J.; (1958) e NEUMANN e LUSTWERK, (1949). De fato, um dos principais objetivos adotados no dimensionamento de um difusor é a redução da pressão de estagnação na câmara de Tranquilização necessária para o cumprimento de requisitos na seção de testes (números de Mach e Reynolds). Para tanto, existem algumas opções de geometria, tais quais aquelas ilustradas na Figura 4.4, devido a NEUMANN e LUSTWERK, (1949). Essencialmente, estas opções contemplam os seguintes tipos de descarga para a atmosfera:

- a. Descarga direta para a atmosfera;
- b. Descarga direta em um duto de área constante;
- c. Adicionar um duto divergente na saída do duto de área constante da alternativa “b”.
Este duto divergente servirá para reduzir mais ainda a velocidade na descarga do túnel de vento.

O problema do dimensionamento de um difusor para TVS pode ser colocado conforme segue:

Dados que devem ser disponibilizados para o projeto do difusor:

- i. Número de Mach na seção de testes (M_{ST}),
- ii. Relação de áreas ($\frac{A_{ed}}{A_t}$) e
- iii. relação de pressão ($\frac{P_0}{P_{ed}}$); onde o significado da simbologia usada é o mesmo já apresentado na equação (2.13).

Parâmetros calculados a partir dos requisitos supracitados:

- i. Geometria de difusor que requer a menor pressão de estagnação na câmara de Tranquilização;

Na Figura 4.4, seguinte, são apresentados modelos de difusor com geometria fixa. Todas as demais informações relativas a estes difusores constam na Figura 2.3 do capítulo 2. O difusor CD (Convergente - Divergente) de referência para este trabalho é semelhante ao TIPO III, sendo o comprimento L determinado em função do passeio máximo da onda de choque para o envelope operacional objetivado.

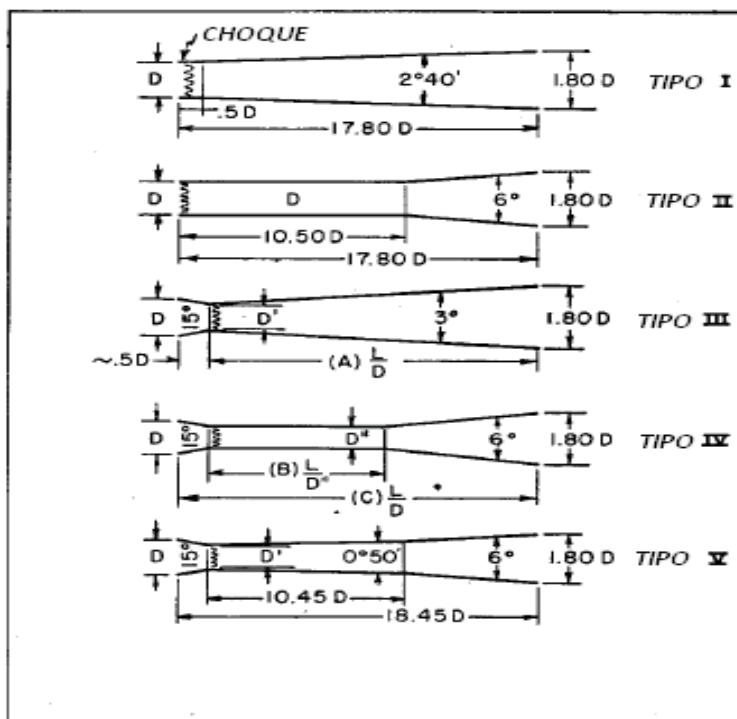
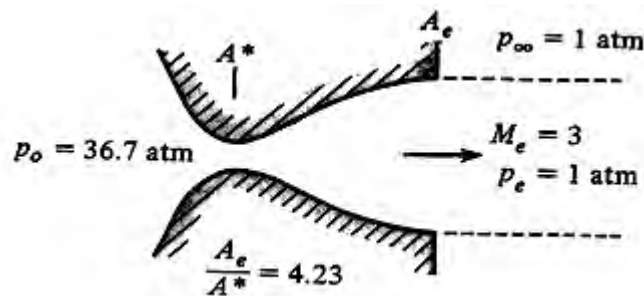


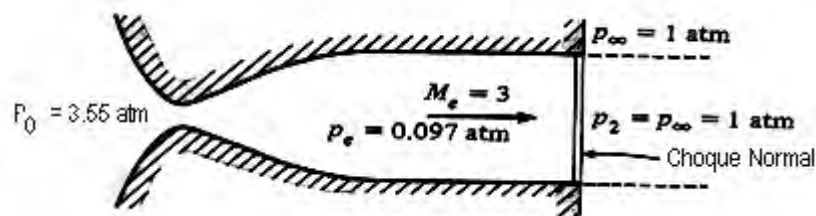
Figura 4. 4 – Modelos de difusor com geometria fixa
(Ref.: Neumann e Lustwerk, 1949)

A Figura 4.5, seguinte, exhibe os resultados obtidos para as diferentes configurações geométricas de difusores apontadas anteriormente, quais sejam: (a) Bocal com descarga direta para a atmosfera; (b) Bocal com descarga em duto curto com área constante e (c) Bocal com descarga em difusor. Por conveniência, foram adotados valores numéricos de forma a facilitar a apresentação da metodologia. Os resultados adotados foram: $M_{ST} = 3$, $\frac{A_{ed}}{A_t} = 4,23$ e $\frac{P_0}{p_{ed}} = 36,7$.

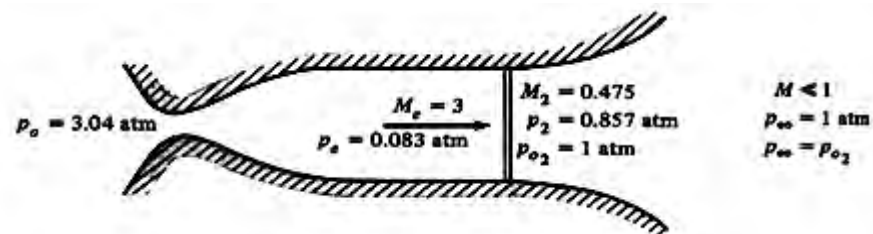
Ressalta-se que os valores das pressões e números de Mach calculados e apresentados nesta figura foram obtidos a partir de tabelas para escoamento isentrópico e choque normal. Este exercício exemplo é apresentado na referência ANDERSON (1990), seção “5.5 Diffusers”. É facilmente observado que o caso (c – bocal com descarga em difusor) é o caso em que “consome” a menor pressão de estagnação e, neste contexto, representa a melhor opção de dimensionamento. Este exemplo deixa claro a enorme importância do projeto do difusor para um túnel de vento.



(a) Bocal com descarga direta para a atmosfera



(b) Bocal com descarga em duto curto com área constante



(c) Bocal com descarga em difusor

Figura 4.5 – Análise de difusores (Ref.: Anderson, 1990)

Finalmente, é instrutivo ressaltar que o equacionamento apresentado anteriormente não leva em consideração as possíveis perdas em pressão de estagnação que ocorrem entre a câmara de Tranquilização e a seção de testes. Analogamente ao equacionamento do modelo dinâmico do TVS em consideração, esta perda (η) é “incluída” no dimensionamento do difusor através do valor da área da segunda garganta, Eq.(2.12).

4.7 Dimensionamento preliminar de um TVS

Como exemplo, os componentes principais do TVS foram dimensionados conforme exposto na tabela seguinte:

Tabela 4. 3 – Exemplo de dimensionamento de um TVS

DESCRIÇÃO	Equação e ou metodologia	Valor	Unidade	Observações
Tanque de Ar				Observação 1: É uma solução de compromisso entre o tempo de corrida e a área da seção de testes.
Comprimido				
Volume	(4.5) e (4.6)	58	m ³	
Pressão Máxima	Observação 1	3x10 ⁶	Pa	Observação 2: É igual ao dobro do comprimento máx. do modelo, cf. Pope, A.; Goin, K., L., 1965.
Temperatura inicial	Ar Ambiente	303	K	
Câmara de Tranquilização	Seção 4.4 e Apêndice A			
Volume		0,39	m ³	Observação 3: Para calcular os valores mostrados aqui foi feito um programa Matlab® dedicado.
Pressão de Estagnação:				
MACH = 2,0	Valor da	253313	Pa	
MACH = 2,5	Figura 4.1	334373	Pa	Observação 4: Para o cálculo da área da garganta do difusor usou-se a equação (1:26), pg. 32, do Pope, A.; Goin, K., L., 1965:
MACH = 3,0	multiplicado	577553	Pa	
MACH = 3,5	Por 1,5	932190	Pa	
MACH = 4,0		1570538	Pa	$A_d = \frac{A_{ST} \left(5 + M_{ST}^2\right)^{0,5} \left(7M_{ST}^2 - 1\right)^{2,5}}{216M_{ST}^6}$
Garganta do Bocal de Aceleração:				
MACH = 2,0	(4.1)	0,0160	m ²	
MACH = 2,5	(4.1)	0,0102	m ²	
MACH = 3,0	(4.1)	0,0064	m ²	
MACH = 3,5	(4.1)	0,0040	m ²	
MACH = 4,0	(4.1)	0,0025	m ²	
Seção de Testes				
Área Transversal	(4.14)	0,027	m ²	
Comprimento	Observação 2	0,30	m	
Tempo da Corrida				
MACH = 2,0	Equação (4.5)	176	s	
MACH = 2,5	explicitada para	164	s	
MACH = 3,0	o tempo de	152	s	
MACH = 3,5	corrida e com	110	s	
MACH = 4,0	V _T = 58 m ³	40	s	
Área da Garganta do Difusor para:	Observação 4			
MACH = 2,0	Eq. Pope (1:26)	0,0220	m ²	
MACH = 2,5	Eq. Pope (1:26)	0,0205	m ²	
MACH = 3,0	Eq. Pope (1:26)	0,0194	m ²	
MACH = 3,5	Eq. Pope (1:26)	0,0187	m ²	
MACH = 4,0	Eq. Pope (1:26)	0,0182	m ²	

5 RESULTADOS

5.1 Introdução

Neste capítulo são disponibilizados alguns resultados que comprovam a aplicabilidade da metodologia proposta. Os resultados são apresentados com o objetivo de viabilizarem, de forma organizada, cada uma das implementações realizadas durante o desenvolvimento da tese. A Tabela 5.1 exibe o formato da apresentação dos resultados associados à análise do algoritmo desenvolvido para o anteprojeto de um túnel de vento de sopro. A Tabela 5.2 exibe a ordem de apresentação dos resultados associados ao algoritmo de estimativa de forma e posição de onda de choque.

Tabela 5. 1– Organização da apresentação de resultados: Túnel de Vento

ANÁLISE	SIMULAÇÃO
Validação da Metodologia (Dados devido a FUNG,1987) e Aplicação da Metodologia (Túnel dimensionado no Capítulo 4)	Sem controle
	Com controle de P_0
	Com controle de Reynolds
	Análise comparativa dos controladores

As variáveis de saída são apresentadas de forma padronizada. Estas são definidas conforme se segue:

- i. Temperatura de estagnação no reservatório de ar comprimido (adimensionalizada): $\frac{T_T}{T_T^{inicial}}$, sendo $T_T^{inicial}$ a temperatura do ar no reservatório de ar comprimido no instante inicial da simulação;

- ii. Pressão de estagnação (adimensionalizada): $\frac{P}{P_0}$, lembrando-se que P_0 é a pressão de estagnação especificada para a câmara de tranquilização;
- iii. Ângulo de abertura da válvula de controle; (θ)
- iv. Número de Mach na seção de testes: M_{ST} ;
- v. Número de Reynolds na seção de testes: $\frac{Re_{ST}}{Re_{Projeto}}$, sendo $Re_{ST}^{Projeto}$ o número de Reynolds definido em requisito para a seção de testes.

Tabela 5. 2– Organização da apresentação de resultados: Seção de Testes

ANÁLISE	SIMULAÇÃO
Validação da Metodologia (Dados devido a MOECKEL,1949)	AOA= 0° (Ângulo de ataque) Validação da metodologia e Simulação com ruído

5.2 Validação da Metodologia de Anteprojeto de TVS

5.2.1 Condições Iniciais

As condições iniciais adotadas nas simulações são as mesmas que aquelas adotadas por FUNG (1987), Tabela 5.3. Ao se adotarem esses valores, tenta-se estabelecer um quadro comparativo entre os resultados obtidos por este trabalho e os de FUNG (1987). Entretanto, o controlador desenvolvido por FUNG (1987) não trabalha com parâmetros adimensionais na formulação matemática do sistema de controle, o que inviabiliza a comparação direta entre os valores de ganhos adotados pelos respectivos trabalhos. A Tabela 5.3 exibe os dados de entrada adotados nas simulações que serão apresentadas nos itens subsequentes.

Tabela 5. 3– Condições iniciais: FUNG(1987)

PARÂMETROS	VALORES/UNIDADES
V_T	56,63 m ³
P_T	1,8 10 ⁶ Pa
V_0	0,3 m ³
P_0	7,45 10 ⁵ Pa
M_{ST}	3
A_{ST}	0,15 x 0,18 m ²
K_p	2,0
K_i	0,08

5.2.2 Simulação de TVS Sem Controlador

A Figura 5.1 exibe os resultados da simulação numérica obtidos para a planta sem controlador. Nesta simulação foi especificada abertura total para a válvula de controle ($\theta = 90^\circ$: “*teta valve*”). É interessante ressaltar que o número de Mach na seção de testes não varia, conforme previsto em projeto. A determinação do número de Mach na seção de testes é fundamentalmente dependente da relação de áreas $\frac{A_t}{A_{ST}}$, uma vez garantido que a área da primeira garganta (A_t) esteja saturada. Neste contexto, é de se esperar que o número de Mach não varie na seção de testes. Contudo, é importante salientar que o número de Reynolds varia significativamente. Conclui-se, portanto, que o túnel de vento que foi objeto de estudo de FUNG (1987) exige a necessidade de um controlador.

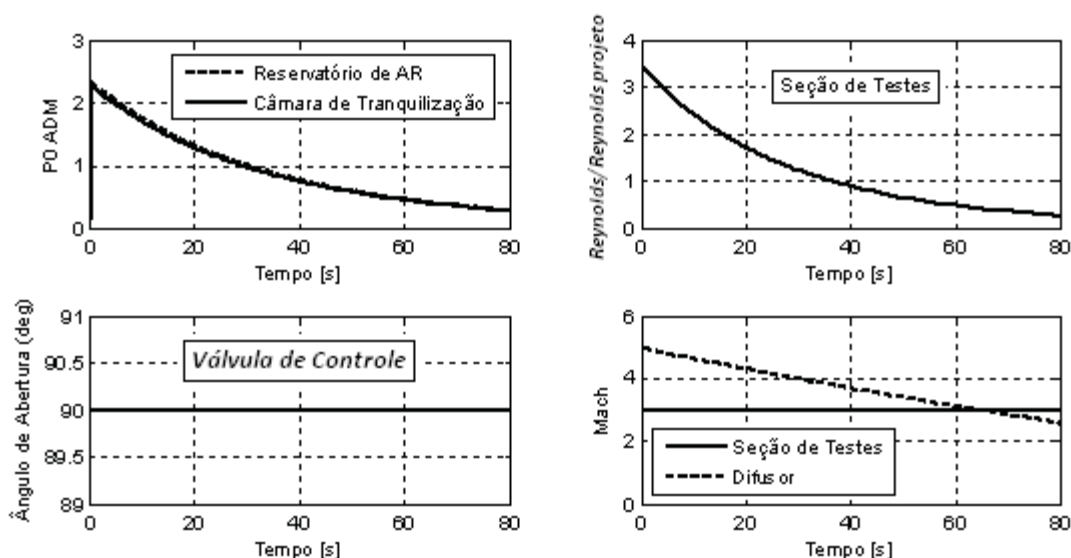


Figura 5. 1– Simulação sem controlador ($Mach=3$)

5.2.3 Simulação de TVS com Controle: Pressão de Estagnação

A fim de se obter uma comparação entre os resultados experimentais de FUNG (1987) e aqueles decorrentes das simulações numéricas executadas por este trabalho, configurou-se como condições de entrada as mesmas citadas na Tabela 5.3 e foi selecionado o sistema de controle baseado na pressão de estagnação na câmara de tranquilização. A referência FUNG (1987) disponibiliza curvas de pressão e tempo de execução das simulações numéricas e dos ensaios experimentais. Trata-se, portanto, de um excelente exemplo para a validação da metodologia proposta. Neste momento, é interessante citar que o modelo matemático desenvolvido por FUNG (1987) não contempla o subsistema difusor na planta do TVS. Neste contexto, procedeu-se no sentido de se “desconsiderar” o módulo difusor da planta em estudo a fim de se viabilizar uma comparação mais efetiva.

A partir da Tabela 5.4 pode-se constatar que o desempenho do TVS experimental, obtido da referência FUNG (1987), é melhor que o da simulação numérica. A principal razão desta diferença se deve à hipótese adiabática adotada na formulação numérica (item 2.1). De fato, existe transferência de calor através das paredes do reservatório de ar comprimido já que estas não são isoladas durante os

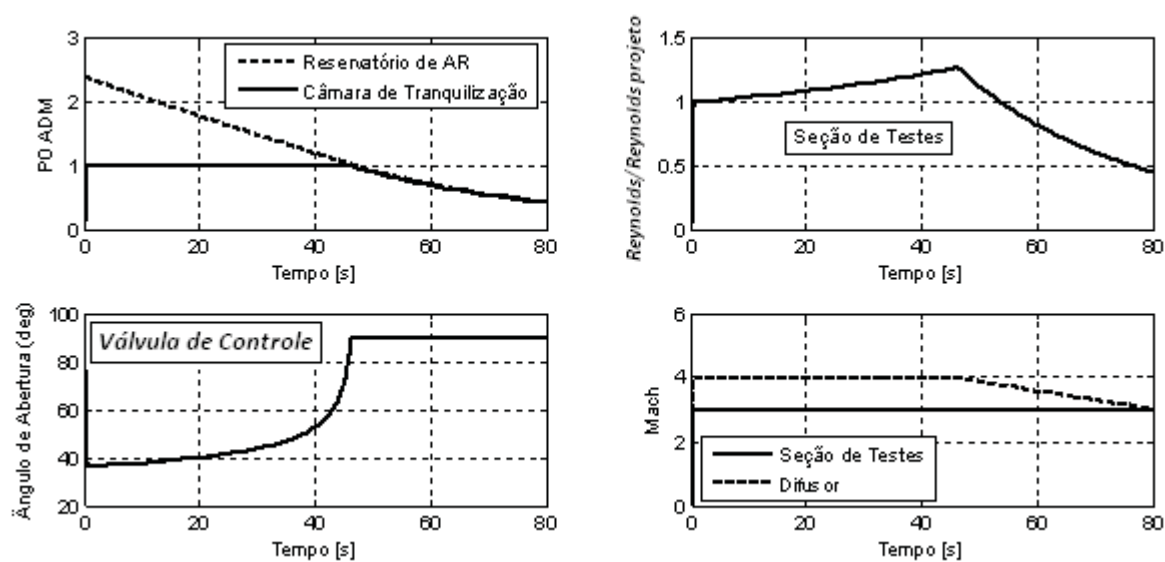
ensaios. Com a queda de temperatura de estagnação no reservatório de ar comprimido existirá uma troca de calor significativa entre a superfície externa do reservatório e o ar interior. Isto conduz a um aumento da temperatura do ar interior e, em consequência, uma maior pressão quando comparado com os valores previstos no modelo matemático. Ressalta-se que esses resultados também foram encontrados na referência devido a FUNG (1987).

A Figura 5.2 exhibe os resultados obtidos a partir da simulação numérica para o número de Mach 3,0 na seção de testes. A pressão de estagnação de referência na câmara de tranquilização é dada por 0,745MPa e a pressão de estagnação inicial no reservatório de ar comprimido é de 1,8MPa. É importante enfatizar que a referência FUNG (1987) comenta apenas sobre os resultados associados à pressão de estagnação na câmara de tranquilização (P_0). Note que, embora exista o controle de P_0 , o número de Reynolds varia em torno de 30% devido a queda de temperatura (Figura 5.2) a qual varia cerca de 27%. Outro aspecto interessante a ser ressaltado nesta figura diz respeito à variação do ângulo de abertura da válvula de controle durante a simulação controlada. Durante todo o tempo “útil” de corrida, cerca de 47 s, a variável de estado θ não sofreu variações significativas na velocidade de abertura. Conclui-se, portanto, que o controle deste túnel poderia ser realizado manualmente, ou seja, sem um controlador automatizado e sim, apenas pela habilidade adquirida do técnico envolvido no experimento.

Outro aspecto importante a ser comentado é que a metodologia implementada para a determinação dos ganhos do sistema de controle funcionou a contento. Não são observados sinais de sobrepressão e o tempo de acionamento da válvula de controle é, praticamente, inexistente. Ressalta-se que, para este caso, foram implementadas as equações da planta (incluindo o sistema de controle) de forma análoga à metodologia descrita em FUNG(1987).

Tabela 5. 4– Quadro comparativo entre resultados experimentais e numéricos

MACH	P_0 [psia]	Tempo útil de execução dos testes experimentais [s]	Tempo útil obtido por simulação numérica [s]
2.5	80	55	50
3.0	108	50	47
3.5	160	40	35

Figura 5. 2– Controle de P_0 – Mach = 3,0

5.2.4 Simulação de TVS com Controle: Número de Reynolds

A Figura 5.3 exibe os resultados obtidos para as mesmas condições explicitadas no item anterior com a diferença de que, agora, o controlador utiliza como “set point” o número de Reynolds na seção de testes. Essencialmente, o objetivo é verificar se existe alguma vantagem, em termos de desempenho, em se utilizar um controlador ou outro. Ressalta-se que foram utilizados os mesmos conjuntos de ganhos (K_p e K_i) adotados na simulação baseada no controle da pressão de estagnação na câmara de tranquilização.

Constata-se, a partir dos gráficos que indicam a variação temporal de Re_{ST} e M_{ST} , que o controlador baseado em Re_{ST} foi mais efetivo do que o controlador baseado em P_0 , visto que tanto o número de Reynolds na seção de testes como também o número de Mach atingem os valores de requisito durante todo o tempo de corrida útil. A principal razão para as diferenças encontradas é o fato de o controlador baseado em Re_{ST} levar em consideração a variação da temperatura de estagnação na câmara de tranquilização. Utilizando-se deste recurso, o controlador dispõe de mais de uma variável de estado para corrigir a vazão mássica no interior da planta. Conforme esperado, a estratégia adotada para a variação do ângulo de abertura da válvula de controle é diferente daquela utilizada no controlador baseado no controle de pressão de estagnação. Outro aspecto interessante a ser ressaltado diz respeito ao “tempo útil” de execução dos testes. O sistema de controle baseado no número de Reynolds apresenta melhores resultados que aquele baseado no controle de pressão de estagnação na câmara de tranquilização.

De acordo com Pope e Goin (1965), existem duas metodologias de controle de túneis TVS, quais sejam: controle de pressão de estagnação e controle da vazão mássica da planta. Para corridas com fluxo de massa constante é necessário o uso de um controlador de temperatura de estagnação, como por exemplo, um regenerador de calor. Este trabalho utiliza as mesmas técnicas, com a diferença de que não se controla uma variável de estado, e sim, a relação entre algumas delas. Neste caso, o parâmetro

definido como ponto de projeto é definido pela relação $\left(\frac{P_0^{1,5}}{T_0}\right)$, o que caracteriza o número de Reynolds na seção de testes. Em outras palavras, esta implementação comprova a possibilidade de controle a partir do uso de outras variáveis mensuráveis que não aquela costumeiramente utilizada na literatura, qual seja, P_0 .

Uma vez validada esta prática de uso de sistema de controle, salienta-se a importância de se estudar outras metodologias de controle que utilizem de forma mais efetiva as relações matemáticas entre as variáveis de estado. Dentre essas metodologias, destaca-se o controle ótimo.

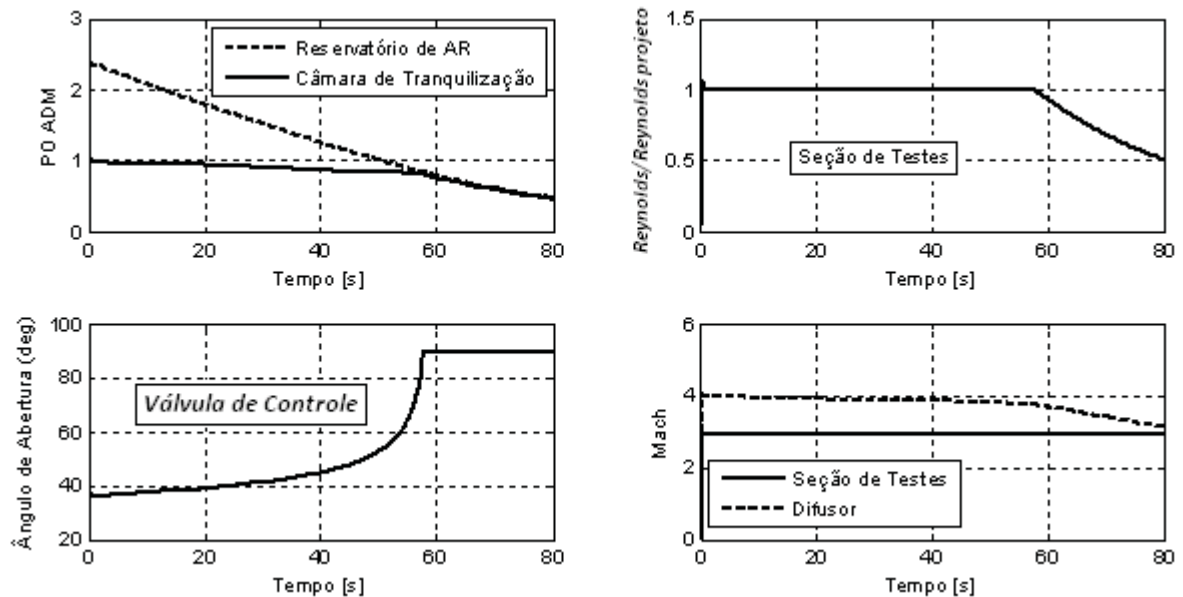


Figura 5. 3– Controle de Re_{ST} – $Mach = 3,0$

5.3 Análise Comparativa entre as Metodologias de Controle

Neste tópico, são destacadas as diferenças encontradas entre as metodologias de controle de túnel no que diz respeito ao ângulo de abertura da válvula de controle, as diferenças de temperatura de estagnação observadas no reservatório de ar comprimido e as posições estimadas da onda de choque normal localizada na seção do divergente

do difusor para as simulações realizadas com os parâmetros geométricos e termodinâmicos definidos por FUNG(1987).

5.3.1 Temperatura de estagnação no reservatório de ar comprimido

O projeto de sistemas de controle para TVS é etapa crítica do anteprojeto de um túnel de vento de sopro. A principal dificuldade no projeto de sistemas de controle baseados na pressão de estagnação da câmara de tranquilização é a determinação dos ganhos para cada condição de teste. Quando as variações em ângulo de abertura de válvula são pequenas, a estimativa dos ganhos pode ser feita a partir de simulações numéricas ou mesmo a partir da metodologia “tentativa e erro”. Entretanto, quando a configuração geométrica do túnel (volume do reservatório de ar comprimido, por exemplo) não são favoráveis, é necessário se estabelecer uma metodologia consistente para a determinação dos ganhos do controlador. No caso de sistemas baseados no número de Reynolds a estimativa dos ganhos é função da variação da pressão e temperatura de estagnação na planta o que dificulta sobremaneira o estabelecimento de uma metodologia direta. Para o problema em análise, a determinação dos ganhos do controlador baseado na pressão de estagnação seguiram os moldes descritos no capítulo 2 do presente trabalho. Nas simulações com o controlador baseado no número de Reynolds foram adotados os mesmos ganhos calculados para o controlador baseado na pressão de estagnação da câmara de tranquilização, desde que estes demonstraram ser satisfatórios em todas as análises realizadas.

Verifica-se, a partir da Figura 5.4, que as diferenças encontradas entre as temperaturas de estagnação observadas para os diferentes sistemas de controle foram pequenas; não obstante, estas pequenas diferenças foram o suficiente para degradar o desempenho do TVS. Neste contexto, o estudo de um melhor conjunto de ganhos para o controlador pode ser necessário. Sugere-se, como objeto de pesquisa subsequente, o estudo dos ganhos mínimos que permitam o uso do sistema de controle para operações com diferentes pressões de estagnação para um mesmo regime de velocidades. Este estudo definirá o envelope de operação do túnel a partir dos diferentes valores dos ganhos do controlador. Salienta-se também que, conforme esperado, o controlador

baseado em Re_{ST} consegue reduzir a queda de temperatura de estagnação alterando a vazão mássica da planta (Figura 5.4) e, em consequência, a pressão de estagnação na câmara de tranquilização. Finalmente, os resultados apresentados neste tópico ilustram bem o fato da necessidade de um controlador para o túnel de vento de sopro em estudo. A queda de temperatura de estagnação verificada na planta sem controle é bastante significativa quando comparada com a queda de temperatura no sistema controlado.

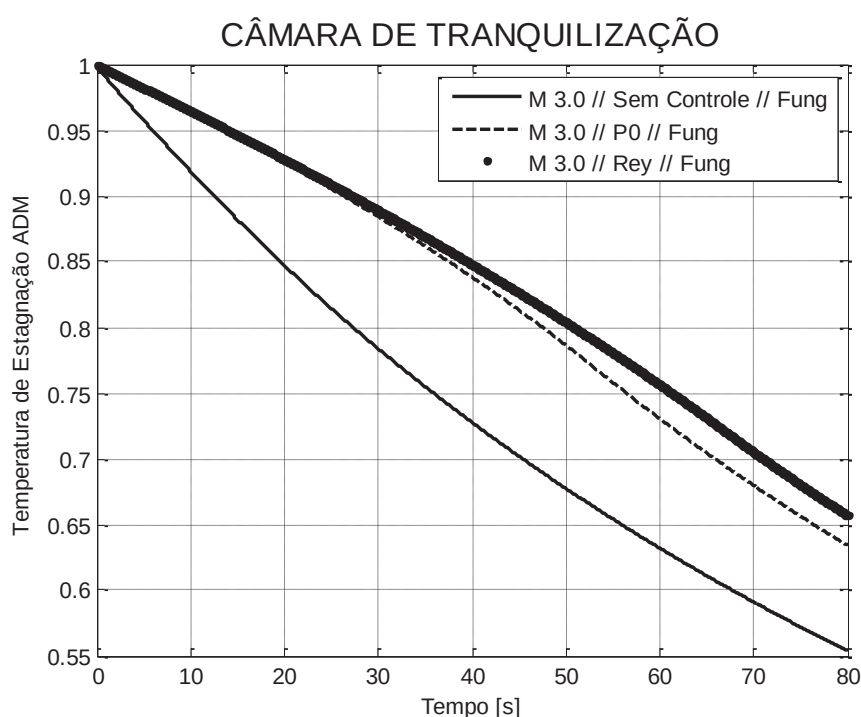


Figura 5. 4– Análise comparativa: T_T – Mach = 3,0

A Figura 5.5, a seguir, apresenta o comportamento da válvula de controle para Mach 3, com uma simulação sem controlador (linha contínua mais fina), uma simulação com controlador de P0 (linha tracejada) e outra simulação com controlador de número de Reynolds (a linha mais espessa). Observa-se que quando é usado o controlador do número de Reynolds o tempo da corrida útil é maior porque a válvula leva mais tempo para abrir totalmente.

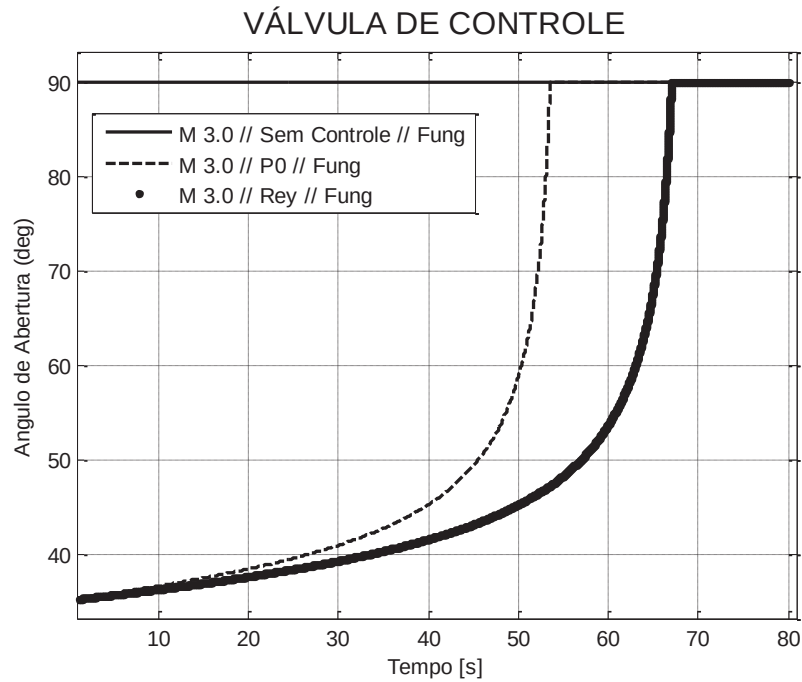


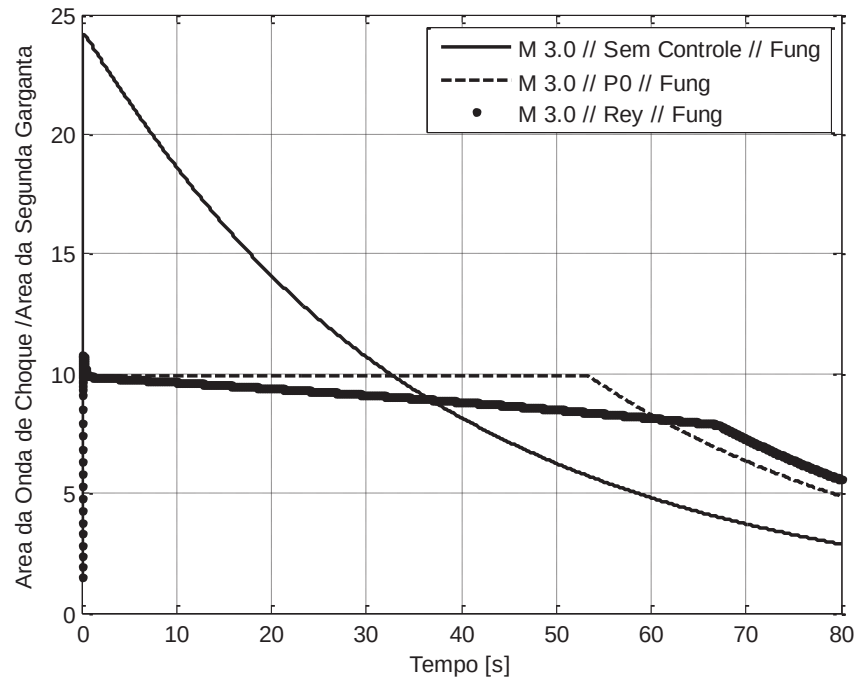
Figura 5. 5– Análise comparativa: abertura da válvula controle – Mach = 3,0

5.3.2 Posição da onda de choque no difusor

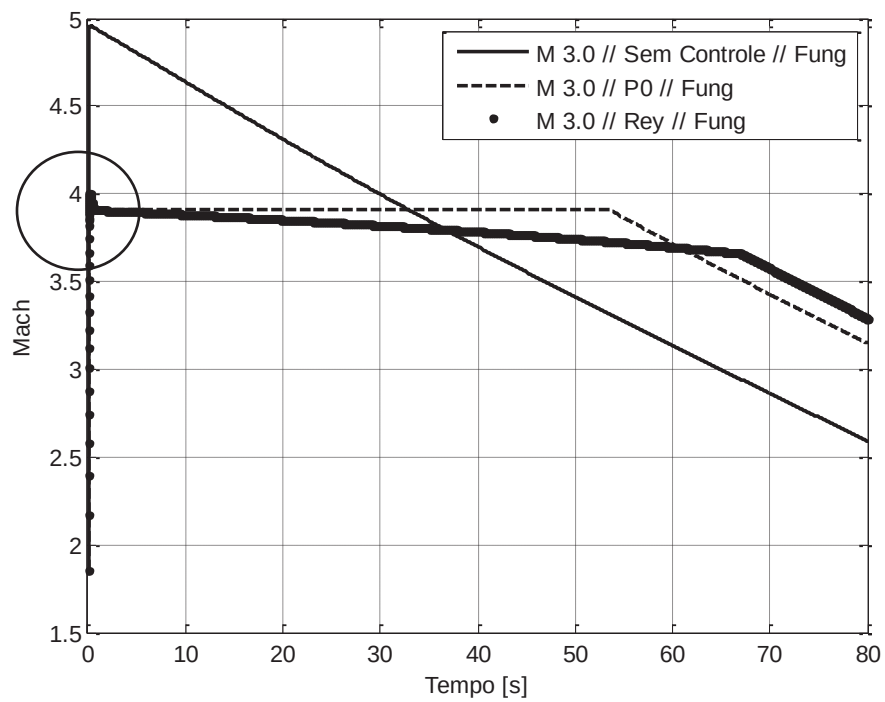
A Figura 5.6 exibe a posição da onda de choque (especificada para $\eta = 0,98$; onde η é expresso como $\eta = \frac{P_{ST}}{P_0}$) no difusor quando no uso dos diferentes sistemas de controle. Em todos os casos é possível constatar que em nenhum momento a onda de choque passa para a seção de testes ($\frac{A_{choque}}{A_{td}} > 1$). Isto garante a condição de estabilidade do túnel e, portanto, o estabelecimento do número de Mach (M_{ST}) especificado para a seção de testes. Contudo, é importante ressaltar que, na planta controlada, o passeio da onda de choque é minimizado, viabilizando ensaios mais estáveis e mantendo um certo grau de independência quanto à geometria definida para o difusor.

É instrutivo citar que o modelo matemático definido para o difusor é considerado como sendo “ideal”. Neste contexto, diferentemente do que ocorre nos ensaios em

túnel, é de se esperar que o número de Mach o qual define a intensidade da onda de choque no difusor atinja valores maiores que aqueles projetados para a seção de teste. Não obstante, os resultados obtidos a partir do modelo ideal permitem ao projetista obter uma primeira estimativa quanto ao efeito da perda de pressão na seção de testes no posicionamento da onda de choque no difusor. Esta perda de pressão está associada ao efeito de bloqueio verificado na seção de testes devido à presença do modelo, às características geométricas da seção de testes e do modelo utilizado nos ensaios e às características geométricas do difusor. Considere, por exemplo, um valor de $\eta = 0,68$ para as mesmas condições de simulação exibidas anteriormente. Através da Figura 5.7, pode-se constatar que o efeito da perda de pressão atinge diretamente o posicionamento da onda de choque no difusor e, em consequência, a estabilidade dinâmica da planta de simulação. Uma das sugestões para continuidade deste trabalho é realizar um estudo de análise linear da planta levando em consideração o parâmetro de perda η na formulação. A partir deste estudo será possível definir um intervalo de valores que representam o envelope operacional do túnel no que diz respeito à estabilidade dinâmica do posicionamento da onda de choque no difusor.



a. Posição do choque ao longo do difusor



b. Número de Mach em que ocorre o choque no difusor

Figura 5. 6 – Análise comparativa: Desempenho do difusor – $Mach = 3,0$; $\eta = 0,98$

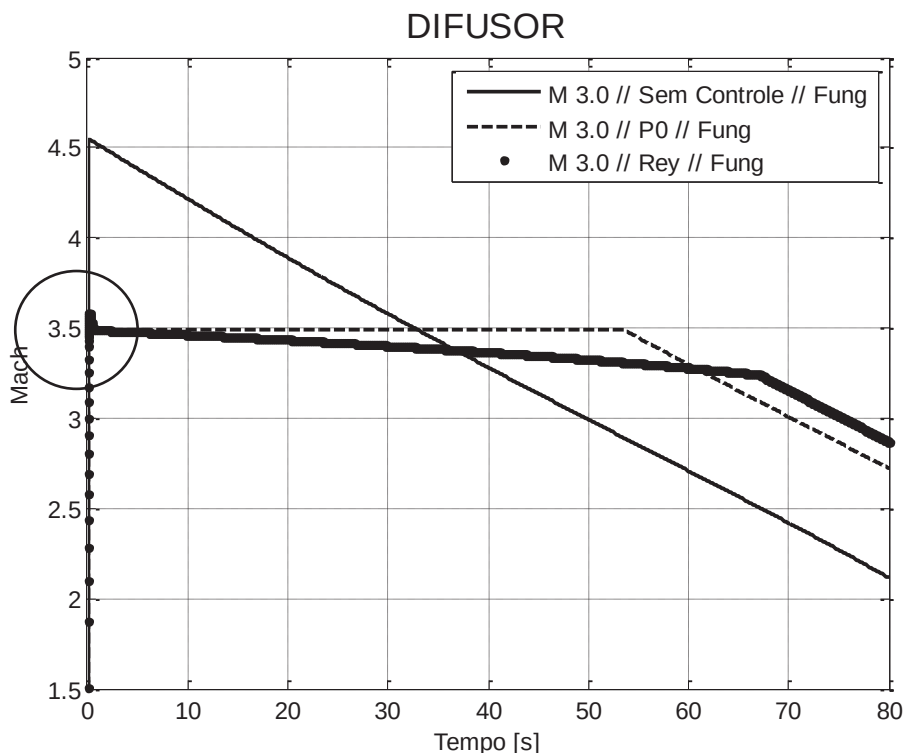


Figura 5. 7 – Análise comparativa: Desempenho do difusor – Mach = 3,0 ; $\eta = 0,68$

5.4 Análise do Anteprojeto de um TVS

Neste tópico são apresentados os resultados das simulações realizadas com a geometria do túnel projetado no capítulo 4, item 4.7. Nesta fase de desenvolvimento da tese, foi gerado o código computacional WINDT o qual torna possível a execução de simulações em diversas condições de geometria, condições iniciais, condições de projeto e de controle. Este código permite também se realizar a análise comparativa de resultados, explorando todas as combinações possíveis necessárias para o estudo de um anteprojeto de túnel de sopro. A Figura 5.8 exibe um dos resultados obtidos para a simulação com diferentes números de Mach especificados para a seção de testes. Na legenda da respectiva figura, usada inclusive até a figura 5.11, a linha mais espessa está associada ao “ponto” que sempre aparece na última linha da respectiva legenda. É instrutivo ressaltar que as condições de projeto são baseadas na Figura 4.1, a qual estabelece a relação de pressão λ necessária para o ensaio (e simulação) das condições de projeto definidas pelo projetista. Pode-se observar que, em todos os

casos, o conjunto de ganhos selecionados ($K_p=2,0$ e $K_i=0,08$) foi robusto o suficiente para o controle em todos os regimes de velocidades especificados para a simulação. A Figura 5.9 exibe as estratégias adotadas para a válvula de controle durante a simulação. Está claro que o controle da planta em todos os casos é bastante efetivo, com ausência de sobressinal e atraso de resposta. Finalmente, a Figura 5.10 exibe o número de Reynolds obtido para a seção de testes. Nota-se que quanto maior for o tempo útil de simulação, maior será a variação do número de Reynolds estabelecido para a seção de testes. Segundo os resultados apresentados na Figura 5.10, ter-se-á variações acima de 80% em Reynolds quando o número de Mach projetado para a seção de testes for 2(dois). Estes resultados são os principais motivadores para a implementação de um controlador baseado no número de Reynolds da seção de testes.

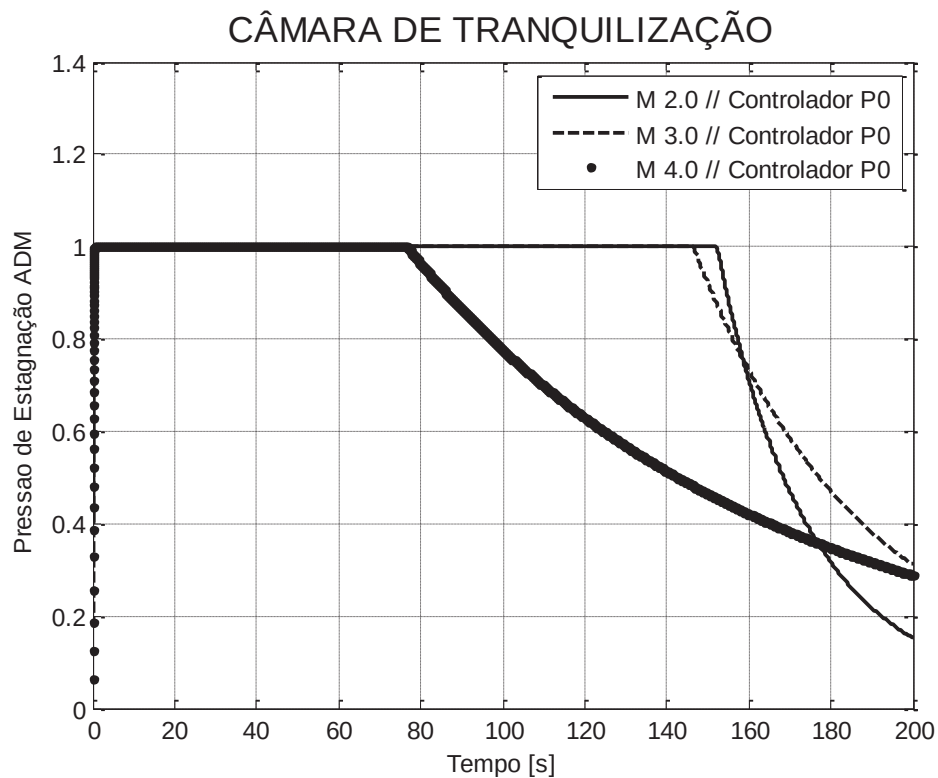


Figura 5. 8 – Túnel de vento projetado: controle de P_0

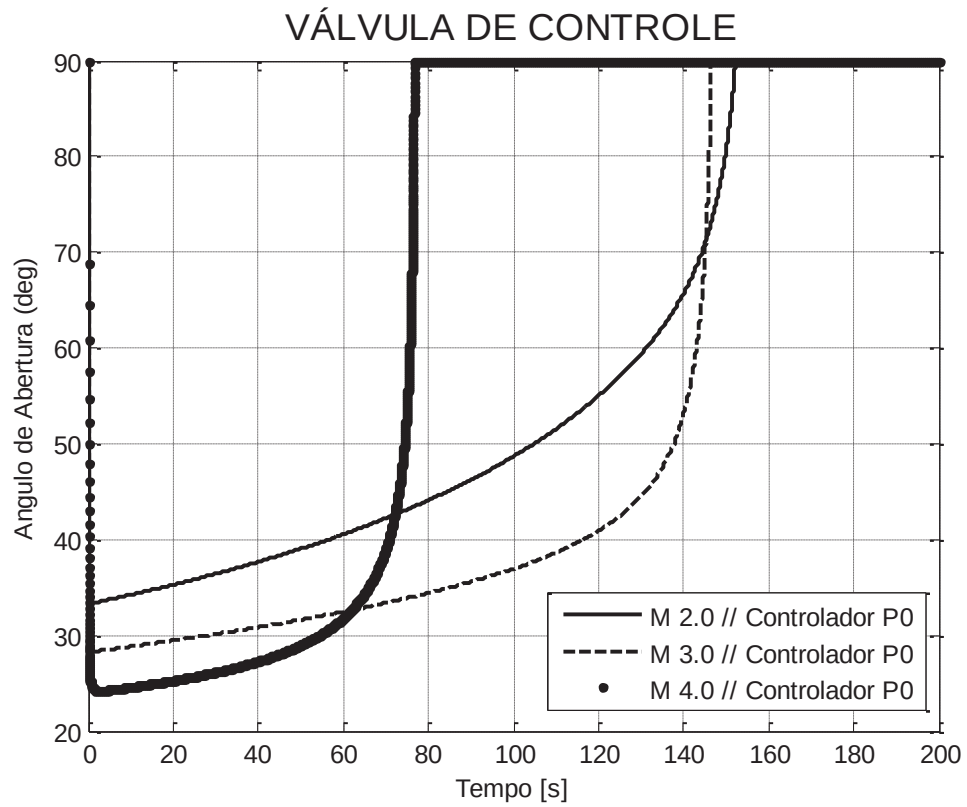


Figura 5. 9 – Túnel de vento projetado: variação do ângulo de abertura

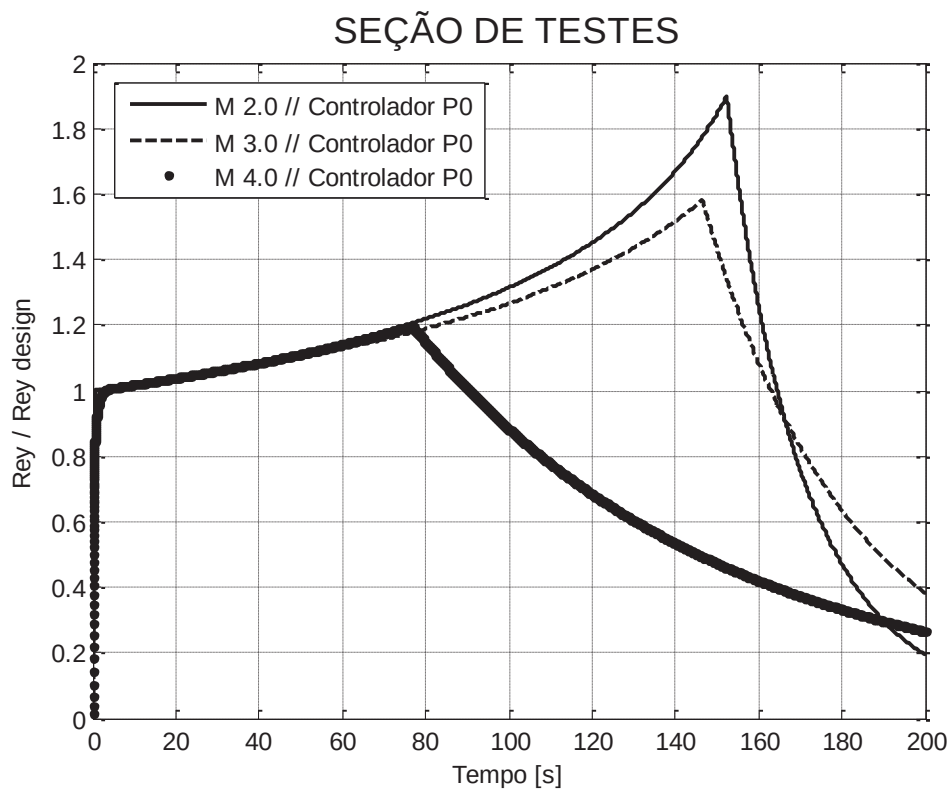
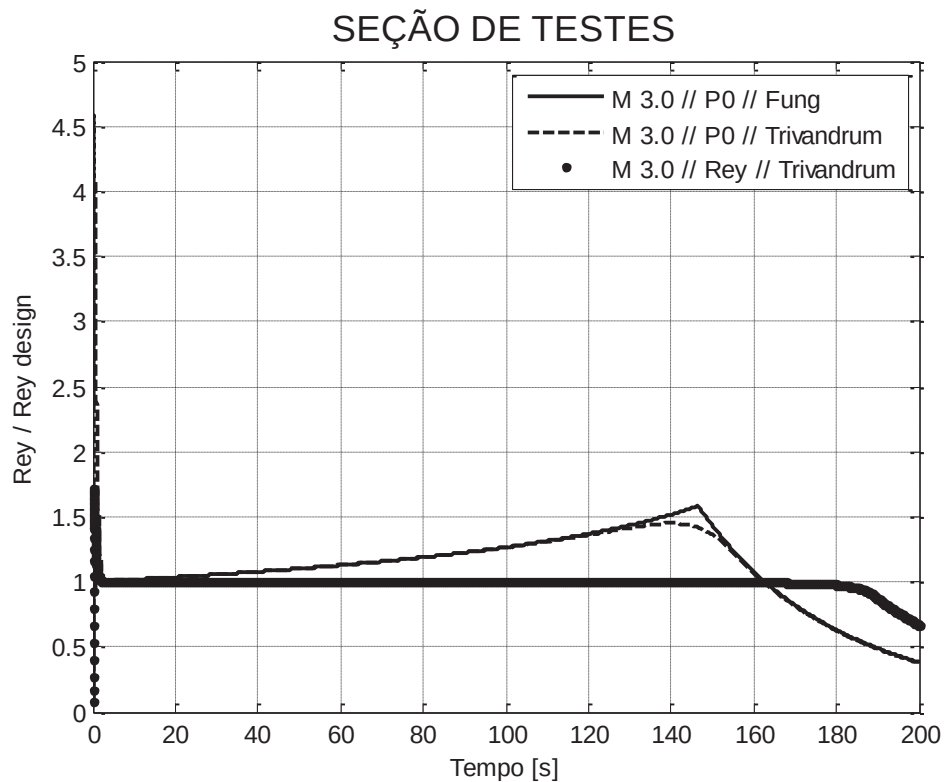


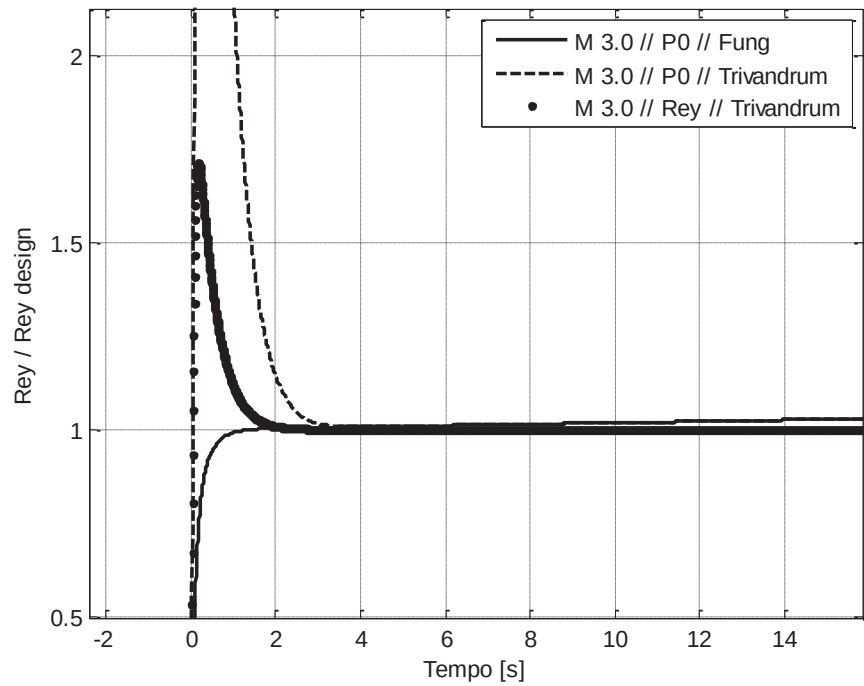
Figura 5. 10 – Túnel de vento projetado: número de Reynolds na seção de testes

Conforme dito anteriormente, este código trabalha com dois controladores. Em uma dada corrida pode ser usado ou o modo de controle da pressão de estagnação ou do número de Reynolds na câmara de tranquilização, assim como a opção “sem controlador”, mas nunca com simultaneidade entre os modos de controle. A Figura 5.11 exibe o quadro comparativo entre os resultados obtidos por 3(três) controladores, quais sejam: controlador de p_0 , devido a FUNG(1987), $K_p=2,0$ e $K_i=0,08$, controlador de p_0 devido a VARGHESE e BINU (2009), $K_p=2,27 \cdot 10^{-05}$ e $K_i=0,40$, e controlador de Reynolds utilizando-se os ganhos de VARGHESE e BINU (2009), $K_p=2,27 \cdot 10^{-05}$ e $K_i=0,40$. O objetivo desta simulação é avaliar a robustez da metodologia quando no uso de diferentes ganhos para os respectivos controladores. É plenamente conclusivo que os controladores funcionam a contento, muito embora, os ganhos estabelecidos por VARGHESE e BINU (Trivandrum, 2009) apresentem um sobressinal considerável nos primeiros segundo da simulação.



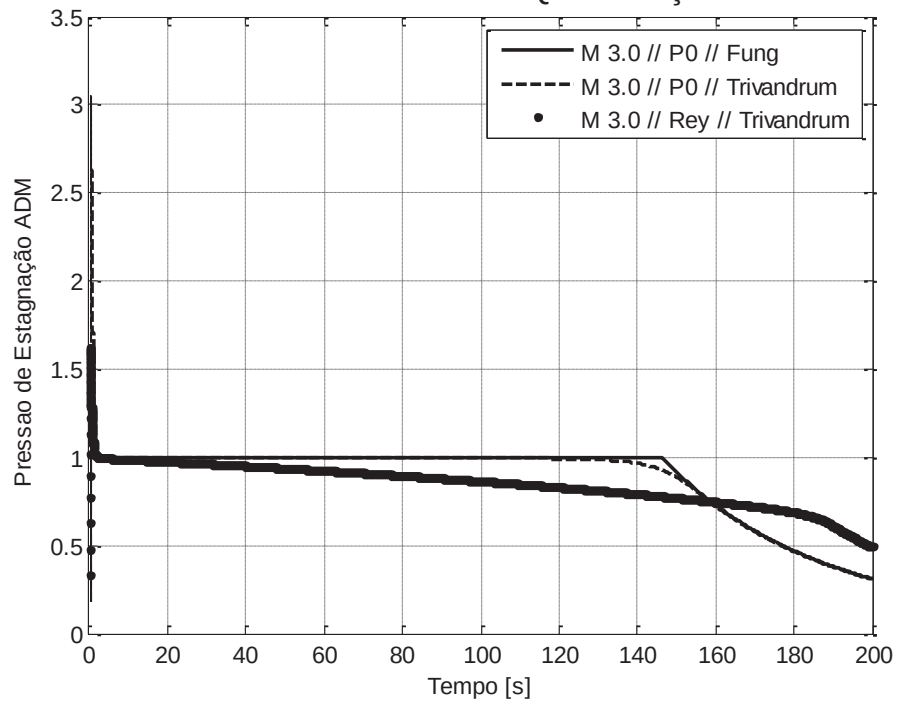
(a) Número de Reynolds

SEÇÃO DE TESTES

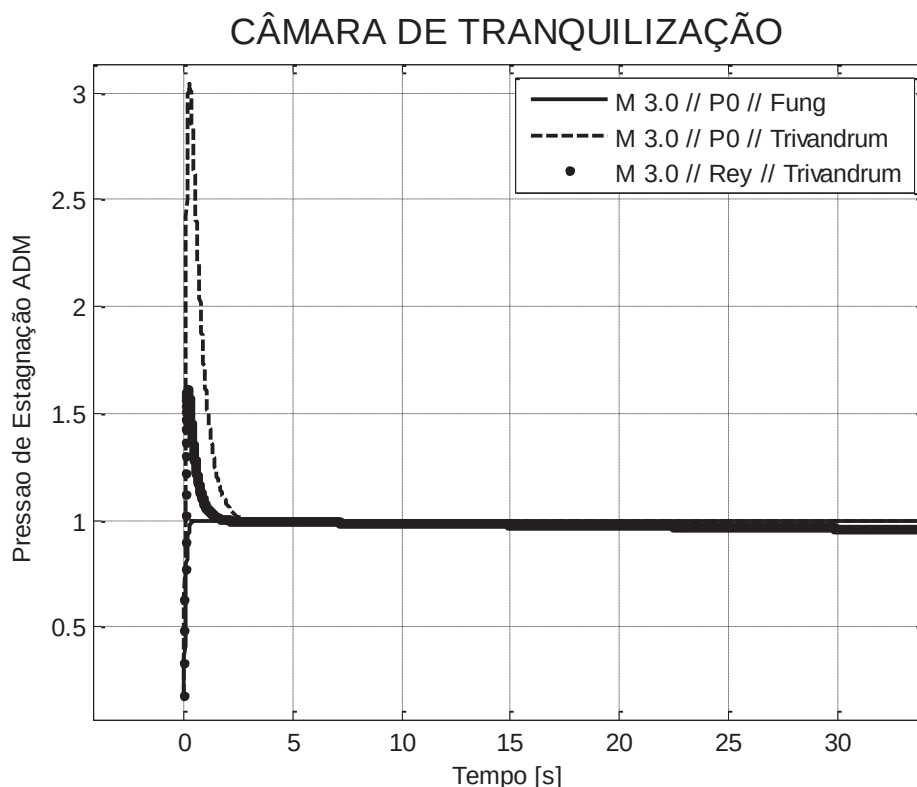


(b) Número de Reynolds - Detalhe do sobressinal

CÂMARA DE TRANQUILIZAÇÃO



(c) Pressão de estagnação



(d) Pressão de estagnação - Detalhe do sobressinal

Figura 5. 11 – Túnel de vento projetado: análise de controladores

5.5 Estimativa de onda de choque na seção de testes

Neste tópico são apresentados alguns resultados obtidos a partir da metodologia de estimativa de forma e posição de uma onda de choque em um modelo localizado na seção de testes de um túnel de vento supersônico. É analisado um modelo com nariz ogival, tendo em vista a grande aplicabilidade na indústria bélica mundial. É importante enfatizar que a metodologia foi desenvolvida para tratar apenas campos de escoamentos simétricos (zero grau de ângulo de ataque).

5.5.1 Forma e posição da onda de choque

A Figura 5.12 exibe a geometria do nariz do modelo utilizada nas simulações. Ressalta-se que esta figura é dado de saída do código computacional Missile

Datcom®. A Tabela 5.5 exibe as condições de simulação adotadas. Para estas condições de escoamento foram obtidas as distribuições de número de Mach na parede do modelo ilustradas na Figura 5.13. É importante notar que em todos os casos foi encontrado em algum ponto do nariz do modelo o valor de Mach 1 (um) na parede. É instrutivo ressaltar que esta condição é pré-requisito para o uso do algoritmo numérico apresentado no capítulo 3.

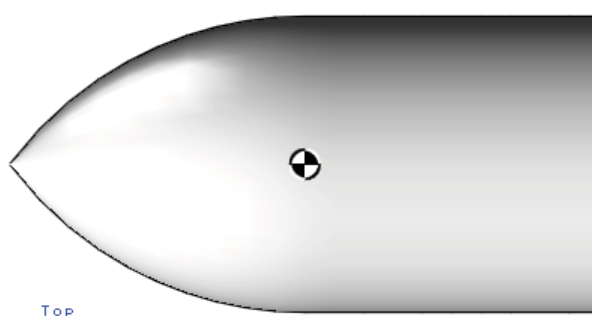


Figura 5. 12 – Geometria do modelo em estudo

Tabela 5. 5 – Condições de simulação

PARÂMETRO	VALOR
Mach	1,5 e 3,5
Diâmetro (D)	1 unidade de comprimento
Comprimento do nariz	2D

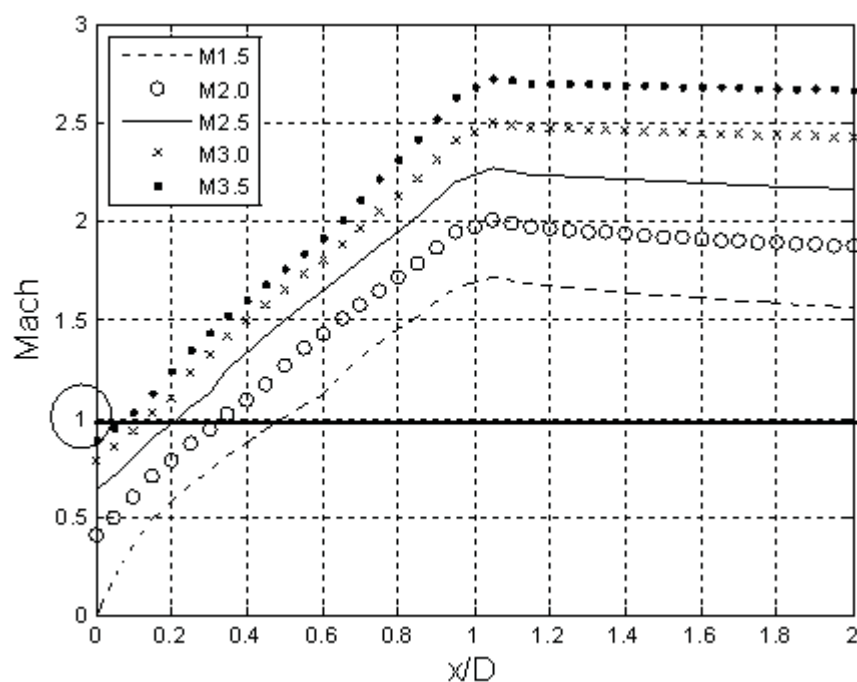


Figura 5. 13 – Distribuição de número de Mach na parede do modelo

A Figura 5.14 exibe o quadro comparativo entre os resultados teóricos e experimentais (MOEKEL, 1949) obtidos para as condições de simulação supracitadas. Nesta figura estão disponibilizados o ponto sônico (teóricos) no corpo e onda de choque e os resultados experimentais associados ao ponto sônico e forma da onda de choque. A Figura 5.15 exibe o erro relativo calculado a partir do algoritmo de busca. Nota-se que o valor de $k=1,5$ (Equação 3.19) é o que melhor representa a concordância entre os resultados experimentais e teóricos.

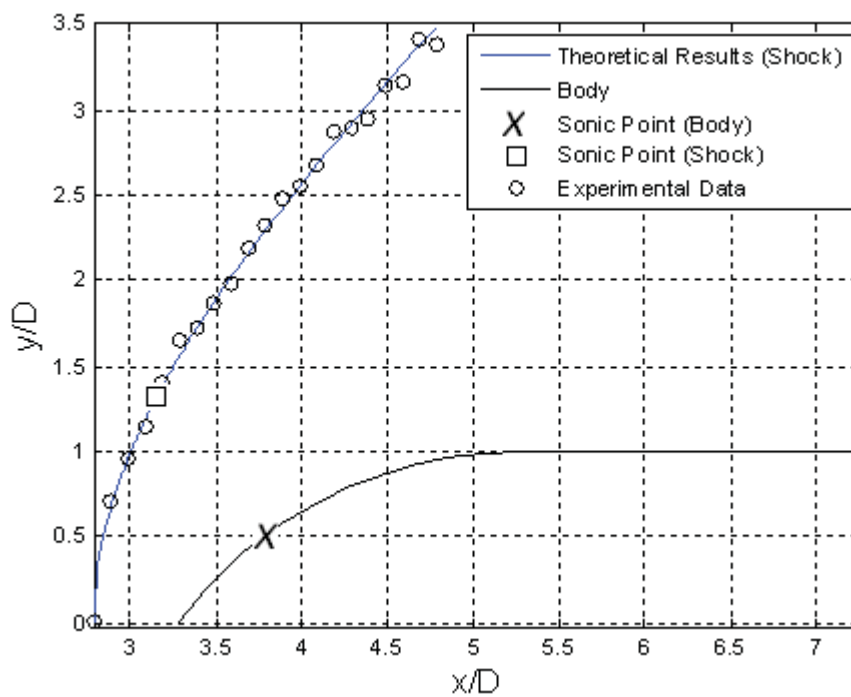


Figura 5. 14 – Análise comparativa: forma e posição da onda de choque ($Mach = 1,5$)

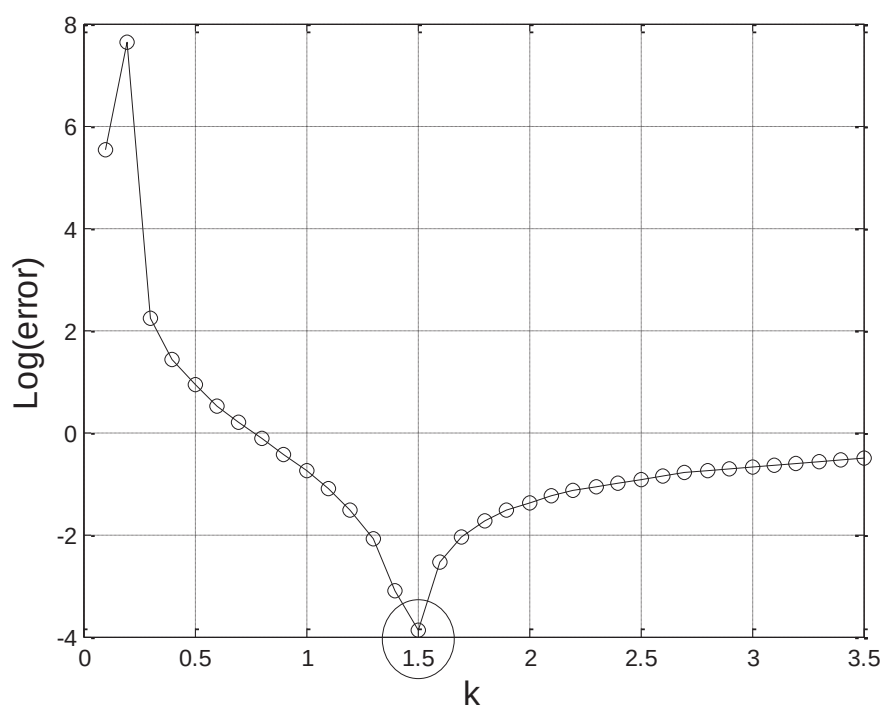


Figura 5. 15 – Erro relativo verificado no algoritmo de busca ($Mach = 1,5$)

5.5.2 Influência de ruído na estimativa da forma e posição da onda de choque

As Figuras 5.16 e 5.17 exibem os resultados associados à forma da onda de choque quando é introduzido, artificialmente, um erro (máxima dispersão de $\sigma_{15}=15\%$) na distância entre a onda de choque e o nariz do corpo (L). O objetivo desta análise é avaliar a flexibilidade do algoritmo numérico quanto ao erro normalmente verificado nas medidas experimentais. Pode-se concluir que uma dispersão artificial de 10% não apresenta um efeito significativo na estimativa da forma e posição da onda de choque. Já, uma dispersão de 15% no valor de L inviabiliza o uso do algoritmo de identificação de parâmetros descrito no capítulo 3. Constatou-se também que esta sensibilidade aumenta com o aumento do regime de velocidades.

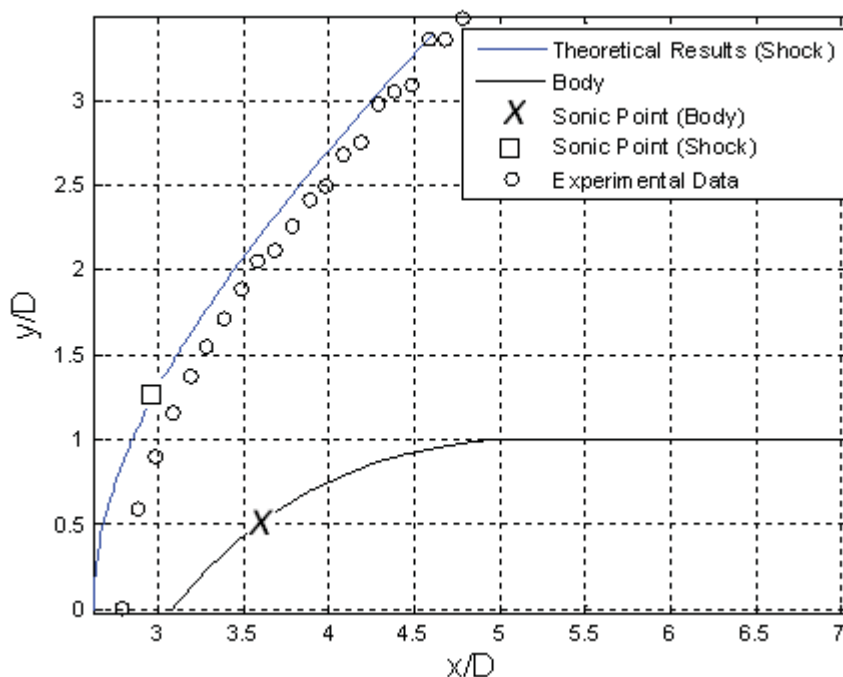


Figura 5. 16 – Forma da onda de choque ($Mach=1,5$; $\sigma_{15}=15\%$)

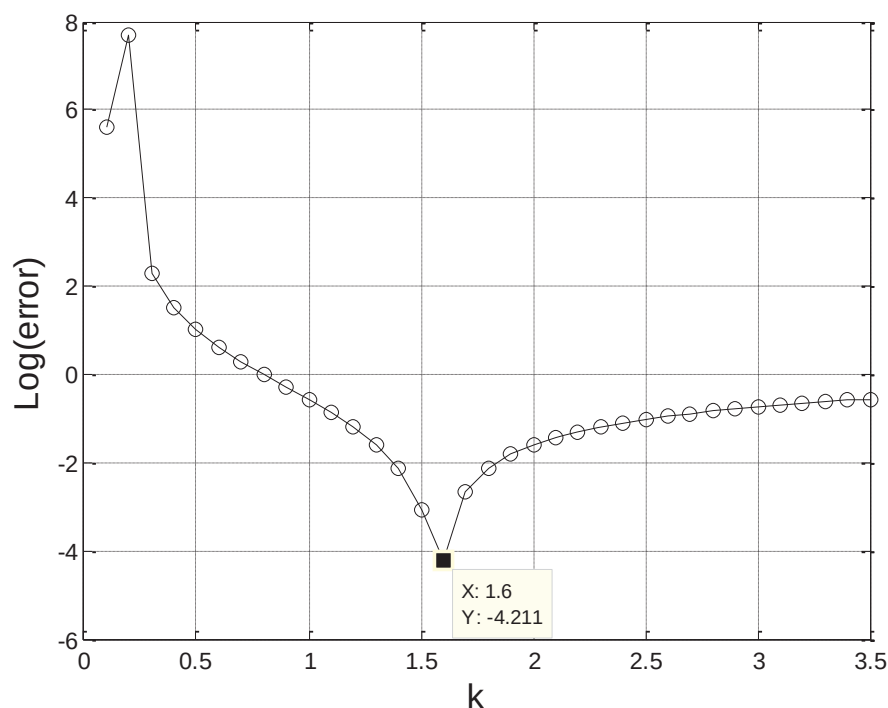


Figura 5. 17 – Identificação de k ($Mach = 1,5$; $\sigma_{15} = 15\%$)

A mesma análise foi conduzida para o caso de número de Mach 3(três). Neste caso, é de se esperar uma onda de choque mais próxima ao corpo, o que proporciona um excelente caso para o teste do algoritmo implementado. As Figuras 5.18 e 5.19 exibem os resultados encontrados. Pode-se constatar que, para este caso, mesmo uma dispersão σ_{10} permite a obtenção de bons resultados para a estimativa da forma e localização da onda de choque. Para este caso foi estimado um valor de 1,7 para k , enquanto que o valor experimental é dado por $k= 1,5$.

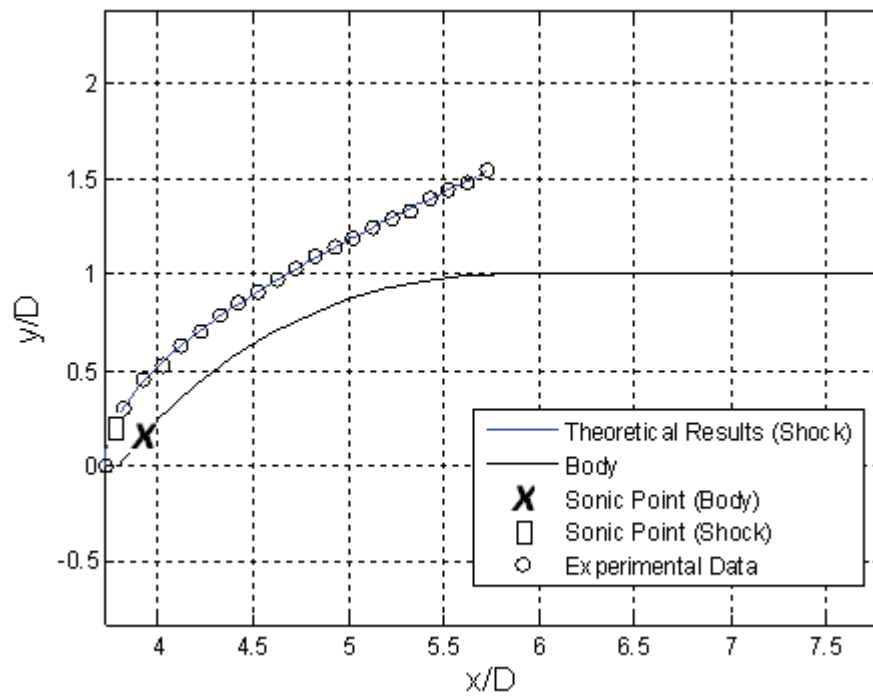


Figura 5. 18 – Forma da onda de choque ($Mach=3,0$; $\sigma_{10}=10\%$)

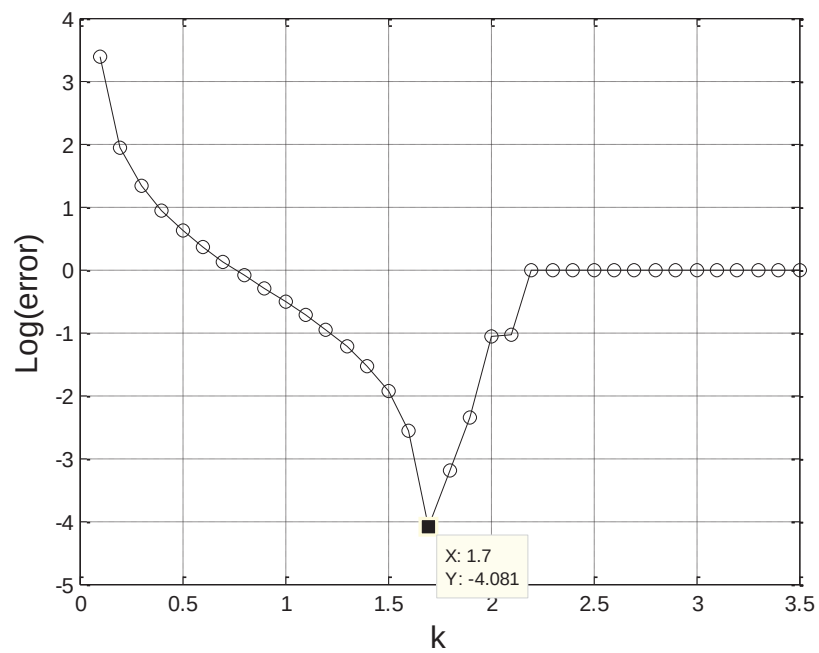


Figura 5. 19 – Identificação de k ($Mach = 3,0$; $\sigma_{10}=10\%$)

6 CONCLUSÃO

6.1 Conclusões e Sugestões

Este trabalho disponibiliza um modelo matemático para túneis de vento de sopro, incluindo os seguintes subsistemas: reservatório de ar comprimido, válvula de controle de pressão de estagnação, câmara de tranquilização, primeira garganta, seção de testes, segunda garganta/difusor. Esta planta apresenta duas opções de sistema de controle independentes, quais sejam: controle da pressão de estagnação da câmara de tranquilização e controle baseado no número de Reynolds na seção de testes. Embora os desempenhos dos dois sistemas de controle tenham sido diferentes, foram encontrados resultados satisfatórios para ambas as opções de controle. Algumas das principais conclusões obtidas são ressaltadas nos parágrafos subsequentes:

- i. A aproximação isentrópica pode ser usada no projeto preliminar de TVS instrumentados tanto com sistemas de controle baseados em P_0 com também em Re_{ST} . Deve-se salientar que para a planta em estudo, definida em FUNG (1987), o sistema de controle baseado em Re_{ST} alcançou melhores desempenhos. Contudo, deve-se ater ao fato de que a metodologia proposta não foi otimizada em termos do tempo útil de corrida. O principal objetivo foi obter qualidade, em termos de número de Mach e número de Reynolds, no campo de escoamento na seção de testes.
- ii. Uma contribuição relevante apresentada por este trabalho é a implementação do módulo seção de testes na formulação matemática adotada para a planta. A inclusão deste módulo viabiliza a implementação de uma série de análises, tais como: estimativa de erros de medidas em termos de número de Mach; inclusão de modelo de perda de carga por influência da viscosidade; inclusão de modelos matemáticos de escoamentos em torno de configurações aeronáuticas simples como, por exemplo, aerofólios, cujos parâmetros de entrada correspondam às saídas geradas pelo código desenvolvido.

- iii. A formulação matemática aplicada ao posicionamento da onda de choque na região divergente do difusor demonstrou ser uma excelente ferramenta quando da análise do tempo de corrida do TVS. Pode-se utilizar esta formulação no estudo da fase inicial (“*start up*”) do funcionamento de TVS bastando, para tanto, a inclusão da formulação subsônica nos diversos subsistemas que constituem a planta, mantendo-se os mesmos moldes de análise demonstrados no capítulo 2 desta tese.
- iv. A escolha do tipo de controlador, empregado na formulação matemática (controlador Proporcional-Integral, PI), foi baseada em dados reais bem sucedidos de instalações semelhantes. Para os objetivos pretendidos aqui, esta opção revelou ser robusta o suficiente visto que, mesmo não sendo implementada uma metodologia de estimativa de ganhos associada a cada simulação, os resultados foram considerados satisfatórios. Não obstante, ressalta-se a necessidade de implementar-se a técnica de escalonamento de ganhos a fim de se obter uma ferramenta computacional que atenda de forma generalizada diferentes configurações de TVS.
- v. Esta linha de pesquisa carece de informações relacionadas aos dados de controle do TVS. É relativamente fácil encontrar, na literatura técnica, dados associados a características aerodinâmicas de modelos ensaiados em túnel. Contudo, é extremamente difícil encontrar dados associados ao controle adotado na obtenção daqueles resultados de ensaio. Neste contexto, este trabalho se insere como um importante (“*benchmark*”) para pesquisadores desta área de atuação.
- vi. A principal referência utilizada neste trabalho foi aquela devido a FUNG (1987). Nesta referência foram disponibilizados dados associados às pressões de estagnação no reservatório de ar comprimido e câmara de tranquilização obtidos durante a execução de uma série de ensaios e simulações numéricas. Todo o processo de validação do código foi baseado nestes dados. Neste processo de validação foi possível identificar alguns dos principais parâmetros que

influenciam diretamente no desempenho do TVS (tais como a estimativa do melhor valor da intensidade da onda de choque que deve ser posicionada no difusor). Sugere-se, como tema de pesquisa, o uso da técnica de “identificação de parâmetros” para se estimar, de forma racional, as características geométricas de bocais e volumes de câmaras de tranquilização que atendam a requisitos mais restritivos em termos de projeto conceitual de TVS.

- vii. Neste trabalho foi implementado um algoritmo baseado na Técnica de Identificação de Parâmetros (PSI) que permite estimar, de forma simples e rápida, a forma e localização de ondas de choque em um modelo quando submetido a escoamento supersônico. Uma das aplicações desta metodologia é o estudo de reflexões de ondas de choque que possam ocorrer em modelos na seção de testes. Outra aplicação de grande uso acadêmico e comercial é a calibração de códigos baseados em Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) quando no estudo de corpos submetidos a escoamentos supersônicos. Uma estimativa preliminar da forma e posição da onda de choque permite a redução significativa do tamanho da malha de cálculo.
- viii. A partir dos resultados obtidos para a localização e forma de ondas de choque foi possível concluir que o parâmetro k (Equação 3.19) é decisivo no sucesso algoritmo de busca. A experiência adquirida no desenvolvimento desta tese sugere que existe uma função que relaciona o valor de k com o regime de velocidades. A busca por este padrão de comportamento fenomenológico constitui um importante alvo de pesquisas futuras, desta vez, incluindo a aplicação de CFD neste desenvolvimento.

6.2 Proposta para Continuação da Pesquisa

Conforme apresentado no item anterior, existe uma série de opções de trabalho para a continuação desta pesquisa. Entre as várias frentes de estudo abertas, sugere-se:

➤ Desenvolvimento de uma metodologia de estimativa inicial de erros de medidas nos coeficientes aerodinâmicos de um dado modelo decorrentes da variação do número de Mach e Reynolds na seção de testes. Este estudo, embora realizado em um nível conceitual, auxilia na definição de tolerâncias quando na definição da matriz de testes para ensaios em túnel de vento. Apenas para ressaltar a importância desta abordagem, salienta-se que alguns dos projetos desenvolvidos no túnel transônico piloto (TTP) do Instituto de Aeronáutica e Espaço estão focados no desenvolvimento de metodologias de correção dos dados obtidos a partir dos experimentos. Ou seja, o objetivo é capacitar o TTP de forma a atender os exigentes requisitos da indústria nacional. Tanto a metodologia como também a implementação numérica são alvos de pesquisa de um dos co-orientadores deste trabalho;

➤ Uso da técnica de dinâmica dos fluidos computacional na caracterização final dos contornos geométricos dos bocais que constituem um TVS (simulação axissimétrica) e no estudo da partida do TVS (formulação 1D). O trabalho desenvolvido até o presente momento servirá como base de comparação entre os resultados obtidos nos principais módulos do TVS;

➤ Estimativa do parâmetro k a partir de técnicas de CFD. A experiência indica que deve existir uma relação matemática entre o regime de velocidades e o valor do ângulo

$\eta = k \frac{\theta_S + \theta_{SB}}{2}$ descrito no capítulo 3 deste trabalho;

➤ Atualizar o algoritmo de cálculo da forma e posição de ondas de choque para os casos de ângulos de ataque diferentes de zero.

REFERÊNCIAS

ANDERSON Jr.; JOHN, D. **Modern compressible flow with historical perspective**. 2.ed. London: McGraw-Hill, 1990.

BHOI, S.R.; SURYANARAYANA, G. K. **Prediction of pressure characteristics in settling chamber of 0.6m wind tunnel for supersonic testing**. Bangalore, India: National Aerospace Laboratories, 2008. (NT 0809).

BLAKE, W.B., **The USAF Stability and Control Digital DATCOM Vol. 1, User's Manual**, updated in 1999.

BOYER, K. M. **An improved streamline curvature approach for off-Design analysis of transonic compression systems**, Thesis (Doctoral), Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.

CHANG, W., **Design and development of a rectangular supersonic wind tunnel facility for the study of shock/boundary layer interactions**, Thesis (Master of Science in Aerospace Engineering) , University of Illinois at Urbana-Champaign, 2011

CHAU, P.C. **Chemical Process Control: a first course with MATLAB®** . San Diego: University of California, 2001.

FALCÃO, J.B.P.F. **Modelo transiente do circuito aerodinâmico de túnel de vento transônico**. 126p. 1996. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 1996.

FUNG, Y.T. **Microprocessor control of high speed wind tunnel stagnation pressure**. 1987. Thesis (Master in Mechanical Engineering) - Pennsylvania State University, 1987.

GROTH J.; JOHANSSON A. V. Turbulence reduction by screens. **J. Fluid Mech.** v. 197, p. 139-155, 1988.

JOHL, G., PASSMORE M., RENDER P. Design methodology and performance of an indraft wind tunnel. **The Aeronautical Journal**, UK, Paper No. 2881, September, 2004.

JOHN, E.J.; KEITH, T.G. **Gas dynamics**. New Jersey: Prentice Hall, 2006.

JOHNSON III, J.A. et al. **Pressure recovery in supersonic diffusers**: a review. New Haven: Yale University, 1974. (AD – A017 631).

KRAUSE, M., REINARTZ, B., BALLMANN; J., **Numerical Computations for Designing a Scramjet Intake**, Department of Mechanics, RWTH Aachen University, 2006.

LESIEUTRE, D. J. MISL3 Aerodynamic analysis for finned vehicles with asymmetrical Bodies. **NEAR TR-654**, 2010.

LIU, G.P.; DALEY, S. Optimal-tuning PID control for industrial systems. **Control Engineering Practice**, v.9, n.11, p.1185–1194. 2001.

LOEHRKE R.I.; NAGIB H.M. Experiments on management of free-stream turbulence; **AGARD REPORT No. 598**, 1972.

LOVE E. S. A reexamination of the use of simple concepts for predicting the shape and location of detached shock waves, **NACA TN 4170**, Langley Field, Va, 1957.

LUKASIEWICZ, J. Some problems in design and operation of blowdown wind tunnels. Ottawa: **National Aeronautical Establishment**, 1958.

MARVIN, J.G. Wind tunnel requirements for computational fluid dynamics code verification. Washington: **NASA Technical Memorandum 100001**, NASA, 1987.

MATSUMOTO, J. **Design and testing of a subscale supersonic aeropropulsion wind tunnel**. 56p. 2000. Thesis (Master in Aerospace Engineering) - The University of Texas at Arlington, Arlington, 2000.

MOECKEL W. E. Approximate method for predicting form and location of detached shock waves ahead of plane or axially symmetric bodies, **NACA TN 1921**, Ohio, 1949.

NEUMANN, E.P., LUSTWERK, F., Supersonic diffuser for wind tunnels, **Journal of Applied Mechanics**, June, 1949, pp.195-202

OGATA, K. **Modern control engineering**. 3.ed. Upper Saddle River: Prentice-Hall, 1997.

PAGLIONE, P. **Túneis aerodinâmicos de sopro: problemas de controle e de qualidade do escoamento**. 1978. 115 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 1978.

POPE, A.; GOIN, K.L. **High speed wind tunnel testing**. New York: John Wiley, 1965.

PRANDT, L., BUSEMANN, A.: Näherungsverfahren zur Zeichnerischen Ermittlung von Ebenen Strömungen mit Überschallgeschwindigkeit. **Stodola Festschrift**. Zurich:, 1929, s. 499-509.

SCHUBAUER G. B.; SPANGENBERG W. G.; KLEBANOFF P. S. **Aerodynamic characteristics of damping screens**, National Advisory Committee for Aeronautics – NACA, Technical Note 2001, 1950.

SILVA, M.G.; FALCÃO, J.B.P.F.; MELLO, O.A.F. **Control of high speed wind tunnel stagnation pressure**. BRAZILIAN CONGRESS OF THERMAL SCIENCES AND ENGINEERING, 11. Curitiba, 2006. **Proceedings...** Curitiba: ABCM, 2006.

SILVA, M.G.; GAMARRA, V.O.R.; KOLDAEV, V. Control of Reynolds number in a high speed wind tunnel. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v.1, n.1, p.69-77, 2009.

SPIEGEL, E.V. **Method of calculation for heat-generators of blowdown windtunnels**. Netherlands: National Aeronautical Institute in Amsterdam, 1956.

VARGHESE, J.; BINU, L.S. Adaptive fuzzy PI controller for hypersonic wind tunnel pressure regulation. In: NATIONAL CONFERENCE ON TECHNOLOGICAL TRENDS, 10., India, 2009. **Proceedings... India: College of Engineering Trivandrum**, 2009. p.184-187.

VON ZUBEN, F., J. EA932 – **Sistemas de Controle II – Turma U, Tópico 3: Sistemas Dinâmicos e o Conceito de Estado**, UNICAMP, 2003.

WHITE, F., M., **Fluid mechanics**. 4th ed. Boston: WCB-McGRAW-HILL, 1999.

XUE, D.; CHEN, Y.; ATHERTON, D.P. **Linear feedback control: analysis and design with MATLAB®**. Philadelphia: SIAM, 2007.

APÊNDICE A

A.1 – TVS - Controle

A.1.1 Linearização das equações do TVS

Equação de vazão da válvula de controle:

Para esta finalidade, é usada a equação (2.4), aqui renumerada como (A.1.1):

$$\dot{m}_v = \frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} C_g P_t \sin \left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_t}} \right)_{rad} \quad (A.1.1)$$

Esta equação pode ser colocada sob a seguinte forma:

$$\begin{aligned} \dot{m}_v &= Coef1 * C_g(\theta) * f(P_t) = \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} \right) * C_g(\theta) * f(P_t) = \\ \dot{m}_v|_{\theta_s, P_{ts}} &+ \left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial C_g} \right) \left(\frac{\partial C_g(\theta)}{\partial \theta} \right) * (\theta - \theta_s) + \left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial f(P_t)} \right) \left(\frac{\partial f(P_t)}{\partial P_t} \right) * (P_t - P_{ts}) \end{aligned} \quad (A.1.2)$$

O valor conhecido/usado para qualquer variável no equilíbrio dinâmico é identificado com subscrito com a letra final “s”. Por exemplo P_{ts} significa o valor de equilíbrio dinâmico assumido para P_t . Salienta-se que todos os valores das variáveis no equilíbrio dinâmico foram determinado-estimados de modo similar ao feito por Varghese, e Binu (2009) e Chau (2001).

A equação (A.1.3), apresentada a seguir, para a função do ângulo de abertura da válvula (“The Gas Sizing Coefficient of the Valve”) foi feita, via Excel (ajuste), com base em Fung (1987). Os dados de partida foram os da tabela 2.1.

$$C_g(\theta) = -0.0238 * \theta^3 + 5.0017 * \theta^2 - 1.9618 * \theta - 98.422 \quad (A.1.3)$$

$$\frac{\partial C_g(\theta)}{\partial \theta} = -0.0714 * \theta^2 + 10.0034 * \theta - 1.9618 \quad (A.1.4)$$

$$\left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial C_g}\right) = \frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} P_t \sin\left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_t}}\right)_{rad}, \text{ onde } \Delta P = P_t - P_0 \quad (\text{A.1.5})$$

$$f(P_t) = P_t \sin\left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_t}}\right)_{rad} \quad (\text{A.1.6})$$

$$\left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial f(P_t)}\right)_{P_s, \theta_s} = \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} C_g\right)_{P_s, \theta_s} \quad (\text{A.1.7})$$

$$\left(\frac{\partial f(P_t)}{\partial P_t}\right)_{P_s, \theta_s} = \left[\sin\left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}}\right) + \frac{\frac{a P_0}{P_t} \cos\left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}}\right)}{2 \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}}} \right]_{P_s, \theta_s}, \text{ onde } a = 2.71 \quad (\text{A.1.8})$$

equação da vazão de bocal sônico:

Para esta finalidade é usada, conforme WHITE, F., M., 1999, a seguinte equação :

$$\dot{m}_* = \frac{0.6847 P_0 A_*}{\sqrt{RT_0}} \quad (\text{A.1.9})$$

Na verdade esta equação já está linearizada. O que é feito a seguir é apenas uma mudança de apresentação desta mesma equação :

$$\dot{m}_* = \dot{m}_*|_{P_{0s}} + \frac{\partial}{\partial P_0} \left(\frac{0.6847 P_0 A_*}{\sqrt{RT_0}} \right)_{P_{0s}} * (P_0 - P_{0s}) \quad (\text{A.1.10})$$

$$\dot{m}_* = \left(\frac{0.6847 P_0 A_*}{\sqrt{RT_0}} \right)_{P_{0s}} + \left(\frac{0.6847 A_*}{\sqrt{RT_0}} \right)_{P_{0s}} * (P_0 - P_{0s}) \quad (\text{A.1.11})$$

Como está sendo montado um sistema de equações que “simule” apenas o comportamento da planta sem o controlador, é extremamente importante enfatizar, na

montagem das respectivas equações de espaço-estado, que embora P_0 seja um valor constante determinado conforme Fung (1987), P_0 é um valor que neste cenário varia!

O sistema de equações diferenciais, de balanço de massa, que descreve o funcionamento dinâmico do túnel de vento TVS, com base em Fung (1987), é expresso pelas equações (2.3) e (2.7), aqui renumeradas como (A.1.12) e (A.1.13), respectivamente:

$$\frac{dP_t}{dt} = -\left(\frac{c_p R}{c_v V_t}\right) \dot{m}_v T_t \quad (\text{A.1.12})$$

$$\frac{dP_0}{dt} = \left(\frac{c_p R}{c_v V_0}\right) (\dot{m}_v T_t - \dot{m}_* T_0) \quad (\text{A.1.13})$$

Neste sistema, as variáveis de estado são:

$$P_t, P_0 \text{ e } \theta$$

Quanto às temperaturas T_t e T_0 , por enquanto, serão consideradas como sendo os respectivos valores médios no respectivo intervalo de tempo e, desta forma, elas serão consideradas como constantes durante o atual processo.

Aplicando a “condição de equilíbrio dinâmico” na equação (A.1.13), pode-se escrever:

$$0 = \left(\frac{c_p R}{c_v V_0}\right) (\dot{m}_v |_s T_t - \dot{m}_* |_s T_0) \quad (\text{A.1.14})$$

Subtraindo (A.1.14) de (A.1.13):

$$\frac{dP_0}{dt} - 0 = \left(\frac{c_p R}{c_v V_0}\right) (\dot{m}_v T_t - \dot{m}_* T_0) - \left(\frac{c_p R}{c_v V_0}\right) (\dot{m}_v |_s T_t - \dot{m}_* |_s T_0) \quad (\text{A.1.15}),$$

∴

$$\frac{dP_0}{dt} - \frac{d(P_{0s})}{dt} = \left(\frac{c_p R}{c_v V_0} \right) T_t (\dot{m}_v - \dot{m}_v|_s) - \left(\frac{c_p R}{c_v V_0} \right) T_0 (\dot{m}_* - \dot{m}_*|_s) \quad (\text{A.1.16})$$

Na equação (A.1.16), se forem substituídos $\dot{m}_v$ e $\dot{m}_*$ por suas expressões linearizadas (A.1.2) e (A.1.11), pode-se escrever respectivamente para os termos $(\dot{m}_v - \dot{m}_v|_s)$ e $(\dot{m}_* - \dot{m}_*|_s)$:

$$(\dot{m}_v - \dot{m}_v|_s) = \left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial C_g} \right) \left(\frac{\partial C_g(\theta)}{\partial \theta} \right) * (\theta - \theta_s) + \left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial f(P_t)} \right) \left(\frac{\partial f(P_t)}{\partial P_t} \right) * (P_t - P_{ts}) \quad (\text{A.1.17})$$

$$(\dot{m}_* - \dot{m}_*|_s) = \left(\frac{0.6847 A_*}{\sqrt{RT_0}} \right) * (P_0 - P_{0s}) \quad (\text{A.1.18})$$

Observa-se nas equações (A.1.17) e (A.1.18) que os termos constantes $\dot{m}_v|_s$ e $\dot{m}_*|_s$ foram automaticamente cancelados porque têm a mesma magnitude dos termos que os cancelaram.

Substituindo as respectivas expressões (A.1.4), (A.1.5), (A.1.7) e (A.1.8) na equação (A.1.17), pode-se escrever:

$$\begin{aligned} (\dot{m}_v - \dot{m}_v|_s) = & \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} P_t \sin \left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_t}} \right)_{rad} \right)_{P_s} * (-0.0714 * \theta^2 + 10.0034 * \theta - 1.9618) * \theta_g^L + \\ & \left\{ \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} C_g \right) * \left[\sin \left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right) + \frac{\frac{a P_0}{P_t} \cos \left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right)}{2 \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}}} \right] \right\}_{P_s, \theta_s} * (P_t - P_{ts}) \quad (\text{A.1.19}) \end{aligned}$$

Fazendo-se nas equações (A.1.17) e (A.1.18), respectivamente:

$P_0 - P_{0s} = P_0^L$, onde o sobrescrito "L" significa "linearizado", pode-se escrever:

$$\frac{dP_0}{dt} - \frac{d(P_{0s})}{dt} = \frac{dP_0^L}{dt} \quad (\text{A.1.20})$$

$$(\theta - \theta_s) = \theta_g^L \quad (\text{A.1.21})$$

$$(P_t - P_{ts}) = P_t^L \quad (\text{A.1.22})$$

Utilizando as equações (A.1.17) a (A.1.22), pode-se escrever para a equação (A.1.16):

$$\begin{aligned} \frac{dP_0^L}{dt} = & \left(\frac{c_p R}{c_v V_0} \right) T_t * \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} P_t \sin \left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_t}} \right)_{rad} \right)_{P_s} * (-0.0714 * \theta^2 + 10.0034 * \theta - 1.9618) * \theta_g^L \\ & + \left(\frac{c_p R}{c_v V_0} \right) T_t * \left\{ \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} C_g \right) * \left[\sin \left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right) + \frac{\frac{a P_0}{P_t} \cos \left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right)}{2 \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}}} \right] \right\}_{P_s, \theta_s} * P_t^L \\ & - \left(\frac{c_p R}{c_v V_0} \right) T_0 \left(\frac{0.6847 A_*}{\sqrt{R T_0}} \right) * P_0^L \end{aligned} \quad (\text{A.1.23})$$

Procedendo-se de forma idêntica, ao que foi feito para a equação (A.1.13), com a equação (A.1.12):

$$\frac{dP_t}{dt} - \frac{d(P_{ts})}{dt} = - \left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) \dot{m}_v T_t - \left[- \left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) \dot{m}_v T_t \right]_{P_s} \quad (\text{A.1.24})$$

$\therefore$

$$\frac{d(P_t - P_{ts})}{dt} = - \left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) \dot{m}_v T_t + \left[\left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) \dot{m}_v T_t \right]_{P_s} \quad (\text{A.1.25})$$

Na equação (A.1.25), usando a equação (A.1.22) e rearranjando os demais termos, temos:

$$\frac{dP_t^L}{dt} = \left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) T_t \left[(\dot{m}_v)_{P_s} - \dot{m}_v \right] \quad (\text{A.1.26})$$

Na equação (A.1.26), substituindo $\dot{m}_v$ por sua expressão dada na equação (A.1.2) e respectivos componentes expandidos dados pelas equações (A.1.3) a (A.1.8), (A.1.21) e (A.1.22) pode-se escrever para o termo:

$$\left[(\dot{m}_v)_{P_s} - \dot{m}_v \right] = \left[(\dot{m}_v)_{P_s} - \dot{m}_v|_{\theta_s, P_s} - \left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial C_g} \right) \left(\frac{\partial C_g(\theta)}{\partial \theta} \right) * \theta_g^L - \left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial f(P_t)} \right) \left(\frac{\partial f(P_t)}{\partial P_t} \right) * P_t^L \right] \quad (\text{A.1.27})$$

∴

$$\left[(\dot{m}_v)_{P_s} - \dot{m}_v \right] = \left[- \left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial C_g} \right) \left(\frac{\partial C_g(\theta)}{\partial \theta} \right) * \theta_g^L - \left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial f(P_t)} \right) \left(\frac{\partial f(P_t)}{\partial P_t} \right) * P_t^L \right] \quad (\text{A.1.28})$$

Substituindo (A.1.28) em (A.1.26):

$$\frac{dP_t^L}{dt} = - \left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) T_t \left[\left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial C_g} \right) \left(\frac{\partial C_g(\theta)}{\partial \theta} \right) * \theta_g^L + \left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial f(P_t)} \right) \left(\frac{\partial f(P_t)}{\partial P_t} \right) * P_t^L \right] \quad (\text{A.1.29})$$

∴

$$\frac{dP_t^L}{dt} = - \left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) T_t \left[\left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial C_g} \right) \left(\frac{\partial C_g(\theta)}{\partial \theta} \right) * \theta_g^L - \left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) T_t \left[\left(\frac{\partial \dot{m}_v}{\partial f(P_t)} \right) \left(\frac{\partial f(P_t)}{\partial P_t} \right) * P_t^L \right] \right] \quad (\text{A.1.30})$$

Substituindo em (A.1.30) os respectivos valores expandidos das derivadas:

$$\begin{aligned} \frac{dP_t^L}{dt} = & - \left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) T_t \left\{ \left[\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} P_t \sin \left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_t}} \right)_{rad} \right] (-0.0714 * \theta^2 + 10.0034 * \theta - 1.9618) \right\}_{P_s, \theta_s} * \theta_g^L \\ & - \left(\frac{c_p R}{c_v V_t} \right) T_t \left\{ \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} C_g \right) \left[\sin \left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right) + \frac{\frac{a P_0}{P_t} \cos \left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right)}{2 \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}}} \right] \right\}_{P_s, \theta_s} * P_t^L \quad (\text{A.1.31}) \end{aligned}$$

Fazendo na equação (A.1.31):

$$k_1 = -\left(\frac{c_p R}{c_v V_t}\right) T_t \left\{ \left[\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} P_t \sin \left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_t}} \right)_{rad} \right] \left(-0.0714 * \theta^2 + 10.0034 * \theta - 1.9618 \right) \right\}_{P_s, \theta_s} \quad (A.1.32)$$

∴

$$k_1 = \left(\frac{c_p R}{c_v V_t}\right) T_t \left\{ \left[\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} P_t \sin \left(2.71 \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right)_{rad} \right] \left(0.0714 * \theta^2 - 10.0034 * \theta + 1.9618 \right) \right\}_{P_s, \theta_s} \quad (A.1.33)$$

$$k_2 = -\left(\frac{c_p R}{c_v V_t}\right) T_t \left\{ \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} C_g \right) \left[\sin \left(2.71 \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right) + \frac{\frac{a P_0}{P_t} \cos \left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right)}{2 \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}}} \right] \right\}_{P_s, \theta_s} \quad (A.1.34)$$

Fazendo na equação (A.1.23):

$$k_3 = \left(\frac{c_p R}{c_v V_0}\right) T_t * \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} P_t \sin \left(2.71 \sqrt{\frac{\Delta P}{P_t}} \right)_{rad} \right)_{P_s} * \left(-0.0714 * \theta^2 + 10.0034 * \theta - 1.9618 \right) \quad (A.1.35)$$

$$k_4 = \left(\frac{c_p R}{c_v V_0}\right) T_t * \left\{ \left(\frac{2.2958 \times 10^{-8}}{\sqrt{T_t}} C_g \right) * \left[\sin \left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right) + \frac{\frac{a P_0}{P_t} \cos \left(a \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}} \right)}{2 \sqrt{\frac{P_t - P_0}{P_t}}} \right] \right\}_{P_s, \theta_s} \quad (A.1.36)$$

$$k_5 = -\left(\frac{c_p R}{c_v V_0}\right) T_0 \left(\frac{0.6847 A^*}{\sqrt{RT_0}} \right) \quad (A.1.37)$$

A.1.2 Construção das matrizes das equações de espaço de estado

Usando as expressões de k_1 , k_2 , k_3 , k_4 e k_5 , expressas pelas equações (A.1.33) a (A.1.37) em (A.1.23) e (A.1.31):

$$\frac{dP_t^L}{dt} = k_1 * \theta_g^L + k_2 * P_t^L \quad (\text{A.1.38})$$

$$\frac{dP_0^L}{dt} = k_3 * \theta_g^L + k_4 * P_t^L + k_5 * P_0^L \quad (\text{A.1.39})$$

Fazendo:

$$\frac{dP_t^L}{dt} = \dot{x}_1; \quad P_t^L = x_1; \quad \frac{dP_0^L}{dt} = \dot{x}_2; \quad P_0^L = x_2; \quad \theta_g^L = u_1 \quad (\text{A.1.40})$$

Aplicando as expressões (A.1.40) nas equações (A.1.38) e (A.1.39):

$$\dot{x}_1 = k_1 * u_1 + k_2 * x_1 \quad (\text{A.1.41})$$

$$\dot{x}_2 = k_3 * u_1 + k_4 * x_1 + k_5 * x_2 \quad (\text{A.1.42})$$

Pode-se reescrever (A.1.41) e (A.1.42) como:

$$\dot{x}_1 = k_2 * x_1 + 0.0 * x_2 + k_1 * u_1 \quad (\text{A.1.43})$$

$$\dot{x}_2 = k_4 * x_1 + k_5 * x_2 + k_3 * u_1 \quad (\text{A.1.44})$$

$\therefore$

$$\begin{Bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} k_2 & 0 \\ k_4 & k_5 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} k_1 \\ k_3 \end{Bmatrix} u_1 \quad (\text{A.1.45})$$

$$\begin{Bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{Bmatrix} \quad (\text{A.1.46})$$

$$D = 0 \quad (\text{A.1.47})$$

Para um TVS com faixa operacional de Mach 2 a 4, entende-se que seria interessante verificarmos o comportamento das equações (A.1.45) à (A.1.47) para Mach 3 na seção de teste. Os respectivos valores numéricos, para dois valores de θ , foram obtidos nos resultados de saída dos programas em Matlab[®], TWT2a e TWT2b e também no arquivo Excel “Linearização das Equações”. Na tabela seguinte, o valor de $P_t = 1633164.375$ Pa, é o valor médio durante a corrida e o respectivo valor de $\theta = 25.3218$ graus, foi determinado para as condições de equilíbrio dinâmico expressas pela equação (A.1.14). Na referida tabela, o valor de $P_t = 866328.8$ Pa, é o valor de P_0 obtido no programa em Matlab[®] TWT2a, e o respectivo valor de $\theta = 31.8154$ graus, também foi determinado para as condições de equilíbrio dinâmico expressas pela equação (A.1.14). Neste desenvolvimento serão, por enquanto, usados apenas os valores de K_1 a K_5 correspondentes ao valor de θ de 25.3218.

Tabela A.1.1 – TVS - Valores de P_t , θ , K_1 à K_5 relativos à Mach 3

P_t	θ	K_1	K_2	K_3	K_4	K_5
Pa	graus	-	-	-	-	-
1633164.375	25.3218	686.5225	-0.0031985	343261.8	1.599254	-7.589148
866328.8	31.8154	526.683	-0.0104024	263341.9	5.20121	-7.589148

A.1.3 Determinação da função de transferência do TVS.

Conforme Xue, Chen e Atherton (2007, p.25), pode-se escrever:

$$\mathbf{A} = [k_2, 0; k_4, k_5]; \mathbf{B} = [k_1; k_3]; \mathbf{C} = [0, 1]; \mathbf{D} = 0; \mathbf{G} = \text{ss}(\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}); \mathbf{G1} = \text{tf}(\mathbf{G}) \quad (\text{A.1.48})$$

Usando os valores de k_1 a k_5 correspondentes a $\theta = 25.3218$ graus, é obtida, via, Matlab[®] a seguinte função de transferência correlacionando a pressão de estagnação com o valor de θ :

$$G1(s) = \frac{3.433e005s + 2196}{s^2 + 7.592s + 0.02427} \quad (\text{A.1.49})$$

Na referida bibliografia, a estrutura matemática e computacional usada é idêntica à objetivada aqui. De acordo com VARGHESE e BINU (2009), devem ser acrescentadas, em série, mais duas funções de transferência à equação (A.1.49):

$$\text{Atraso ("Delay")} \rightarrow GD(s) = \frac{-0.03s + 1}{0.03s + 1} \quad (\text{A.1.50})$$

$$\text{Válvula de Controle ("Control Valve")} \rightarrow GV(s) = \frac{1}{0.5s + 1} \quad (\text{A.1.51})$$

Com base na página 20, item 2.5 de Xue, Chen e Atherton (2007), a função de transferência resultante da associação em série das três funções de transferência expressas por (A.1.49), (A.1.50) e (A.1.51) é fornecida, usando a seguinte expressão em linguagem Matlab[®]:

$$\text{PTF} = \text{tf}([-0.03 \ 1],[0.03 \ 1]) * \text{tf}([0 \ 1],[0.5 \ 1]) * \text{tf}([3.433\text{e}005 \ 2196],[1 \ 7.592 \ 0.02427]) \quad (\text{A.1.52})$$

e obtendo:

$$\text{PTF} = \frac{-10299 s^2 + 3.432\text{e}005 s + 2196}{0.015 s^4 + 0.6439 s^3 + 5.024 s^2 + 7.605 s + 0.02427} \quad (\text{A.1.53})$$

Onde na equação (A.1.53), a sigla PTF significa “Plant Transfer Function”.

A.1.4 Determinação dos ganhos

Aqui será determinado o “Root Locus” de (A.1.53).

Para isto basta digitar em linguagem Matlab[®]:

$$\text{rlocus (PTF);} \quad (\text{A.1.54})$$

$$\text{sgrid} \quad (\text{A.1.55})$$

Em decorrência dos comandos acima, o Matlab[®] forneceu a seguinte Figura:

Comparando-se a Figura A.1 acima com as informações de VARGHESE e BINU (2009), observa-se que o ideal seria usar métodos de otimização. Além deste método existem vários outros disponíveis como, por exemplo, o da Lógica Difusa e o Controle Neural.

Devido ao cenário exposto optou-se pelo Método do Lugar das Raízes (“Root Locus Method”) no domínio do tempo para sistemas tipo SISO (“Single Input – Single Output”) para o controle da pressão de estagnação na Câmara de Tranquilização do TVS. Este método consiste basicamente em analisar o “Root Locus” da respectiva função de transferência e determinar um controlador usando a ferramenta “SISOTOOL” do Matlab®. É importante salientar aqui que o “SISOTOOL” permite também fazer a otimização do controlador. Para isto há necessidade prévia de um pré-dimensionamento do controlador.

A partir do trabalho de VARGHESE e BINU (2009), determina-se os ganhos K_p e K_i do Controlador Trivandrum:

$$Gc(s) = 7.2713e - 008 * \frac{(3.118562018 s + 1)}{s} = \left(\frac{2.2676e - 007}{3.118562018} \right) * \frac{(3.118562018 s + 1)}{s}$$

$$Gc(s) = \left(\frac{2.2676e - 007}{3.118562018} \right) * \frac{(3.118562018 s + 1)}{s} = \left(\frac{K_p}{K_i} \right) * \frac{(K_i s + 1)}{s}$$

Portanto os ganhos do Controlador Trivandrum são:

$$K_p = 2.2676e-007; K_i = 3.118562018;$$

Usando a metodologia acima para a função de transferência definida pela equação (A.1.53), como valores iniciais de partida os ganhos $K_p = 2.2676e-007$; $K_i = 3.118562018$ usados no trabalho de VARGHESE Jacob, BINU L.S., 2009 e o programa em Matlab® abaixo:

% TVS Mach = 3

% Controller TF

% In order to get Controller TF it was used SISOTOOL in time domain

%*****

```

% Plant transfer function already takes into consideration time delay TF and valve TF
nump = [-10299 3.432e005 2196];% numerator of the plant transfer function
denp = [0.015 0.6439 5.024 7.605 0.02427];% denominator of the plant transfer
function
Gp = tf(nump,denp);
%*****

% PI Controller transfer function
%*****

Ki = 0.3118562; % TRIVANDRUM REFERENCE Ki = 3.118562;
%*****

numc = [Ki 1];% numerator of the PI Controller transfer function
denc = [1 0];% denominator of the PI Controller transfer function
Gc = tf(numc,denc);
%*****

sys=tf(nump,denp)*tf(numc,denc);
%*****

Kp = 226.76e-007; % TRIVANDRUM REFERENCE Ki = 2.2676e-007;
%*****

sysCL=feedback((Kp/Ki)*sys,1);
Tfinal = 5.0;
t = 0:0.01:Tfinal;
Step(sysCL,t)

%>>Gp
%
```

% Transfer function:

$$\frac{-10299 s^2 + 343200 s + 2196}{0.015 s^4 + 0.6439 s^3 + 5.024 s^2 + 7.605 s + 0.02427}$$

% >>rlocus(Gp)

% >>zpk(Gp)

%

% Zero/pole/gain:

$$\frac{-686600 (s-33.33) (s+0.006397)}{(s+33.34) (s+7.588) (s+2) (s+0.003198)}$$

Determinou-se, os ganhos do Controlador:

$$K_p = 226.76e-007$$

$$K_i = 0.3118562$$

A função de transferência para este controlador é:

$$G_c(s) = \left(\frac{K_p}{K_i} \right) * \frac{(K_i s + 1)}{s} = \left(\frac{226.76e-007}{0.3118562} \right) * \frac{(0.3118562 s + 1)}{s} \quad (\text{A.1.56})$$

Para este controlador da pressão de estagnação, a resposta a uma excitação degrau unitário, é mostrada na figura seguinte.

Examinando-se a referida Figura, o máximo desvio encontrado entre 0 a 5 segundos foi de 2.1%, o que está perfeitamente dentro da tolerância, 2,2 à 4, 4 %, conforme PAGLIONE, P., 1978.

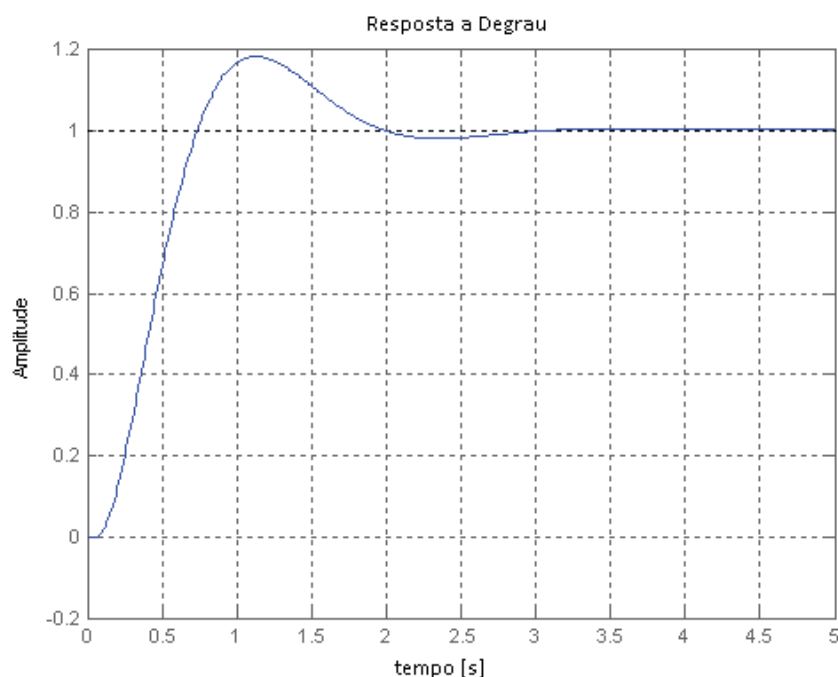


Figura A.2 – TVS – Resposta à entrada tipo degrau

Estes ganhos podem ser otimizados. Antes de partir-se para a referida otimização decidiu-se verificar o comportamento da planta (Túnel de Vento) com controlador PI com ganhos iguais aos apresentados por FUNG (1987) e observou-se que o referido comportamento melhorou. Os respectivos resultados são apresentados no capítulo 5. Diante dos resultados apresentados pelo controlador PI com ganhos FUNG (1987) percebeu-se, que o tempo e os recursos que seriam gastos no desenvolvimento de um controlador otimizado para a planta não se justificariam porque a melhoria nos resultados seria irrelevante quando fosse comparado o controlador otimizado desenvolvido a partir do trabalho de VARGHESE e BINU, 2009 com o controlador usado por FUNG (1987). Conclusão: o desempenho obtido com os ganhos FUNG (1987) já são devido ao uso de um controlador realmente adequado para TVS.

Os ganhos FUNG (1987) K_p e K_i são respectivamente:

$K_p = 2,0$; $K_i = 0,08$.

Portanto são estes os ganhos para o controlador do TVS.

A.2 – TVS – Câmara de Tranquilização

Com base nas informações do item 4.4 “Câmara de Tranquilização” pode-se dimensionar a Câmara de Tranquilização da seguinte forma:

A.2.1- Determinação da área da seção transversal da Câmara de Tranquilização (CTR) do TVS

A massa específica relativa ao escoamento, na Seção de Testes, ST é dada pela equação 2:2 de Pope e Goin (1965), aqui renumerada como equação (A.2.1):

$$\rho = \frac{P_0}{\left(1 + 0,2 \cdot M^2\right)^{\frac{5}{2}} \cdot R \cdot T_0} \quad (\text{A.2.1})$$

A velocidade relativa ao escoamento, na ST é dada pela equação 2:4 de POPE, A.; GOIN, K. L., 1965, aqui renumerada como equação (A.2.2):

$$v = M \cdot (\gamma \cdot R \cdot T)^{\frac{1}{2}} \quad (\text{A.2.2})$$

Desta forma com $R = 287 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$ para o ar, e $T_0 \approx 286 \text{ K}$ (foi estimado perda de temperatura de 12 graus Celsius entre o tanque e a Câmara de Tranquilização – (CTR) e para os escoamentos extremos de Mach 2 e Mach 4, foi montada a seguinte tabela para as pressões totais e respectiva massa específicas, velocidades e vazões mássicas na Seção de Testes, ST:

Tabela A.2.1 – Massa específicas, velocidades e vazões máximas e mínimas na ST

Mach	P_0 em Pascal	ρ em kg/m ³	v em m/s	Área da ST, m²	Vazão, m³/s	Vazão, kg/s
2	253313	0,710	678	0,027	18,306	12,997
4	1570538	0,529	1356	0,027	36,612	19,368

De forma semelhante, pode-se montar uma tabela para a CTR

Tabela A.2.2 – Massa específicas, velocidades e vazões máximas e mínimas na CTR

Mach	Pressão Total em Pascal	Massa específica em kg/m³	Vazão, kg/s	Vazão, m³/s	Área da CTR, m²	v em m/s
2	253313	3,086	12,997	4,212	0,188	22,404
4	1570538	19,134	19,368	1,012	0,188	5,383

Conforme pode-se observar pela Tabela A.2.2, acima, a área da seção transversal da CTR, 0,188 m², corresponde à área transversal de um tubo comercial de aço carbono com DN 20”, SCH 20 (espessura da parede 9,53 mm). A espessura da parede foi verificada pela norma correspondente ABNT/ASME. É importante salientar aqui que a massa específica considerada na tabela A.2.2, foi determinada pela lei dos gases perfeitos desprezando a influência do número de Mach. O correto seria reiterar os cálculos acima até a estabilização dos valores dentro de uma tolerância especificada. Entretanto julga-se não haver necessidade prática disto uma vez que os números de Mach na CTR são relativamente baixos.

A.2.2 – Determinação do Agentes Modificadores de Turbulência (Telas Metálicas).

- Número de Reynolds Re_f , 15^0 C, para as velocidades mínimas e máximas da Tabela A.2.2 na CTR com base nos valores numéricos da “Table 1” de Groth e Johansson (1988), pode-se escrever:
- Reynolds mínimo na CTR: $Re_{f\text{ Mínimo}} = \left(\frac{5,383}{5}\right) \cdot 65 \cong 70$
- Reynolds máximo na CTR: $Re_{f\text{ Máximo}} = \left(\frac{22,404}{5}\right) \cdot 65 \cong 291$
- Com os valores numéricos disponíveis e equações 4.8 a 4.12, é montada a Tabela A.2.3:

Tabela A.2.3 – Fator de Redução da Turbulência Longitudinal

Reynolds	β	K_0	K_L	f_u	Teste	$\Delta \%$	f_u	f_u
				n = 1	n = 1	-	n = 2	n = 3
Col. 1	Col. 2	Col. 3	Col. 4	Col. 5	Col. 6	Col. 7	Col. 8	Col. 9
70	0,6724	0,3198	1,1084	0,759	0,8	5	0,575	0,437
291	0,6724	0,3198	0,5095	0,859	-	-	0,737	0,633

Observação:

$$01) \quad \Delta \% = Col. 7 = \frac{|Col. 6 - Col. 5|}{Col. 6} \times 100$$

02) A linha com Reynolds **291** não possui dados de teste. Os valores usados para o dimensionamento atual são os das linhas com Rey. **70** e **291**.

A tabela A.2.4 seguinte é montada de modo semelhante. Para sabermos, por exemplo, a redução de turbulência $\left(\frac{u'}{U}\right)_2$ longitudinal, usando três telas Malha 24, d

= 0,19 mm, para o caso Reynolds = 70, quando o valor $\left(\frac{u'}{U}\right)_1$ sem tela for, por

exemplo, $\left(\frac{u'}{U}\right)_1 = 0,006$ basta fazer:

$$\left(\frac{u'}{U}\right)_2 = 0,437 \cdot \left(\frac{u'}{U}\right)_1 = 0,437 \cdot 0,006 = 0,002622 \cong 0,3\%$$

O mesmo raciocínio se aplica à redução de turbulência transversal.

Tabela A.2.4 – Fator de Redução da Turbulência Transversal

Reynolds	β	K_0	K_L	f_u n = 1	Teste n = 1	Δ % -	f_u n = 2	f_u n = 3
Col. 1	Col. 2	Col. 3	Col. 4	Col. 5	Col. 6	Col. 7	Col. 8	Col. 9
70	0,6724	0,3198	1,1084	0,759	0,733	4	0,575	0,437
291	0,6724	0,3198	0,5095	0,859	-	-	0,737	0,633

Observação:

$$01) \Delta \% = Col. 7 = \frac{|Col. 6 - Col. 5|}{Col. 6} \times 100$$

02) A linha com Reynolds **291** não possui dados de teste. Os valores usados para o dimensionamento atual são os das linhas com Rey. **70** e **291**.

É importante destacar que os Δ que constam nas tabelas A.2.3 e A.2.4 estão compatíveis com Johl, Passmore e Render (2004). Observa-se pelos números apresentados que mesmo que Δ fosse, por exemplo, 20%%, tal fato ainda não comprometeria o desempenho do conjunto de três telas, pois:

$$\left(\frac{u'}{U}\right)_2 = 1,2 \cdot 0,437 \cdot \left(\frac{u'}{U}\right)_1 = 1,2 \cdot 0,437 \cdot 0,006 \cong 1,2 \cdot 0,3\% = 0,36\%$$

o que é ainda menor que os valores de requisito, conforme PAGLIONE, P.; 1978:

nível de turbulência longitudinal ou transversal x 100 → 0,5 % à 1,0 %

Com base nas Figuras 4.2 e 4.3, a distância da última tela, na direção do escoamento, até o final da parte cilíndrica da CTR é de 1270 mm (50"). A distância do início da parte cilíndrica da CTR até a primeira tela é de 508 mm (20"). Deste modo o comprimento total da CTR, lembrando que estão sendo usadas três telas espaçadas entre si de 150 mm, é:

Comprimento da CTR = 508 + 150 + 150 + 1270 = 2078 mm.

A.2.3 – Volume da CTR

O volume da CTR é:

$$V_{CTR} = 0,188 \text{ m}^2 \times 2,078 \text{ m} \cong 0,39 \text{ m}^3$$

Se for comparado este volume com o volume do tanque de ar, tem-se:

$$\frac{V_{CTR}}{V_{TQ. AR}} = \frac{0,39}{58} \approx 0,006724 \approx 0,67 \%$$

Se o volume do tanque de ar comprimido fosse, por exemplo, 30 m³, com toda a certeza o tempo de corrida seria menor e neste caso:

$$\frac{V_{CTR}}{V_{TQ. AR}} = \frac{0,39}{30} = 0,013 = 1,3 \%$$

Observa-se que neste caso, a porcentagem do volume da CTR em relação ao volume do tanque de ar comprimido, quase que dobrou. A Figura A.3 a seguir mostra a CTR de referência considerada neste trabalho.

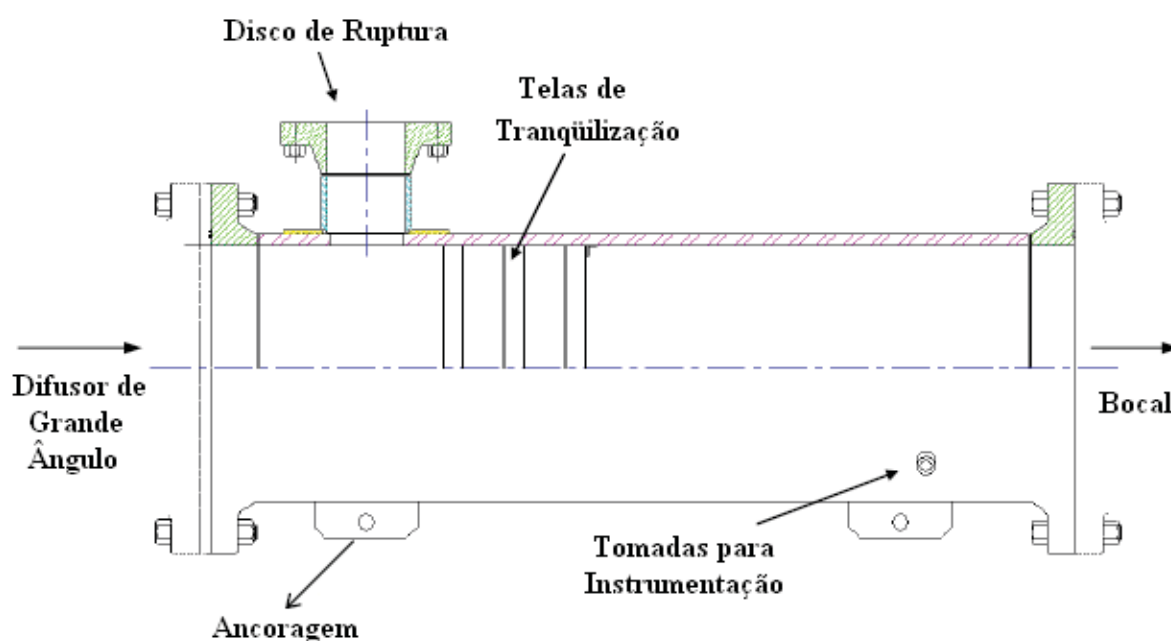


Figura A.3 – Câmara de Tranquilização de Referência

Fonte: Matsumoto (2000)

Na literatura consultada, foi observado que para a mesma faixa de números de Mach objetivados na ST do TVS foram usados volumes de tanques de ar comprimido diferentes resultando em tempos de corrida diferentes.

Devido a isto, recomenda-se não estimar o volume do CTR como uma porcentagem fixa do volume do tanque de ar.