

VINICIUS DAHER

**PROJETO DE ADAPTAÇÃO DO SISTEMA DE INJEÇÃO DO TÚNEL
TRANSÔNICO PARA ENSAIOS EM BOCAIS DE FOGUETE**

VINICIUS DAHER

PROJETO DE ADAPTAÇÃO DO SISTEMA DE INJEÇÃO DO TÚNEL TRANSÔNICO
PARA ENSAIOS EM BOCAIS DE FOGUETE

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Mauricio Araujo Zanardi
Orientador: Dr. Cayo Prado Fernandes Francisco

Guaratinguetá
2015

D129p	<p>Daher, Vinicius</p> <p>Projeto de Adaptação do Sistema de Injeção do Túnel Transônico para Ensaios em Bocais de Foguete./ Vinicius Daher – Guaratinguetá, 2015. 81 f. : il.</p> <p>Bibliografia : f. 76-79</p> <p>Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2015.</p> <p>Orientador: Prof. Dr. Mauricio Araujo Zanardi Coorientador: Prof. Dr. Cayo Prado Fernandes Francisco</p> <p>1. Tunes aerodinâmicos 2. Motores de foguetes 3. Injetores I. Título</p> <p>CDU 629.764</p>
-------	--

VINICIUS DAHER

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
“GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA”

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. MARCELO SAMPAIO MARTINS
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. MAURICIO ARAUJO ZANARDI
Orientador/UNESP-FEG


Dr. CAYO PRADO FERNANDES FRANCISCO
Orientador/Membro Externo


Prof. Dr. ALEX MENDONÇA BIMBATO
UNESP-FEG


Prof. Dr. CARLOS MANUEL ROMERO LUNA
UNESP-FEG

Dezembro de 2015

de modo especial, à minha namorada Tauana, que esteve ao meu lado nos momentos mais difíceis, sempre me apoiando e dando força para que eu não desistisse, e aos meus pais pela ajuda e paciência que tiveram por mim.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço a Deus, que me deu formas de motivação, e mostrou-me um caminho de sabedoria.

A minha família e amigos, em especial meus pais *José e Patrícia*, que estiveram comigo durante essa fase tão importante e pela participação essencial na minha formação pessoal e profissional.

Ao meu orientador, *Dr. Cayo Prado Fernandes Francisco*, que me deu todo suporte e conhecimento para o desenvolvimento desse trabalho, além de toda paciência e dedicação para que pudesse desenvolver esse projeto.

Ao professor e orientador, *Mauricio Araújo Zanardi*, que teve papel fundamental para mudanças de perspectivas e meu desenvolvimento pessoal durante a graduação, também por ter aceitado me orientar e reservar seu tempo para momentos de dúvidas.

Aos amigos *Miguel e Welington* que contribuíram e compartilharam de seus conhecimentos técnicos para que o trabalho fosse desenvolvido com mais qualidade.

Ao *Dr. João Batista Pessoa Falcão Filho*, que colaborou e participou desse projeto sempre visando o meu aprendizado dispondo do seu tempo e conhecimento.

Agradeço aos membros da banca examinadora, *Prof. Dr. Alex Mendonça Bimbato e Prof. Dr. Carlos Manuel Romero Luna*, pelo tempo dispensado à leitura do trabalho e pelas sugestões apresentadas.

A minha namorada *Tauana*, que buscou sempre me apoiar e motivar para que eu pudesse cursar minha graduação, mesmo com vários fatores que tornaram o curso mais difícil, além da paciência e do tempo que se empenhou para que eu pudesse viver tudo isso da forma mais saudável e harmônica possível.

“Não é o mais forte que sobrevive, nem o mais inteligente, mas o que melhor se adapta às mudanças”

Charles Darwin

DAHER, V. **Projeto de Adaptação do Sistema de Injeção do Túnel Transônico para Ensaios em Bocais de Foguete**. 2015. 81 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2015.

RESUMO

Neste trabalho, o projeto da nova unidade experimental a ser instalada na Divisão Aerodinâmica do Instituto de Aeronáutica e Espaço é apresentado. A nova instalação irá fornecer meios para executar campanhas experimentais com o objetivo de analisar o comportamento do escoamento em diferentes modelos de bocais de foguetes utilizando gás frio. O fluxo de gás frio será obtido a partir de uma modificação do sistema de ar do túnel de vento transônico piloto. A nova instalação permitirá a execução de experimentos e testes em um ambiente mais seguro e com custos reduzidos, uma vez que estes procedimentos experimentais não exigem armazenamento de combustível e sua queima, o que torna as medidas de segurança a serem adotadas menos rígidas. Além disso, os experimentos podem ser realizados com diferentes tipos de sensores comumente utilizados em testes em túnel de vento. Também o acesso óptico é facilitado, o que permitirá a utilização de técnicas ópticas para a caracterização de propriedades do escoamento no interior dos bocais, tais como tintas sensíveis à pressão e à temperatura. Todo dimensionamento do projeto e suas condições de operação, incluindo algumas considerações técnicas para os escoamentos a serem estudados serão apresentadas.

PALAVRAS-CHAVE: Escoamento em bocais, túnel de vento transônico, gás frio.

DAHHER, V. **Project of adaptation system of injection supersonic wind tunnel for tests in nozzles of rockets.** 2015. 81 f. Graduate Work (Graduate in Mechanical Engineering) - Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2015.

ABSTRACT

In this work, the project of a new experimental facility to be installed at the Aerodynamics Division of the Institute of Aeronautics and Space is presented. This new facility will provide means to perform experimental campaigns to analyze the flow behavior at different rocket nozzle concepts using cold gas that will be obtained from a modification of the Pilot Transonic Wind Tunnel air system. The new installation will enable less expensive experiments in a more secure environment, since the cold gas experimental procedures do not demand fuel storage and burn and security procedures are much less severe. Furthermore, experiments can be carried with different types of sensors, commonly used in wind tunnel tests. Also, the optical access is facilitated enabling the use of optical techniques for the characterization of flow properties inside the nozzles, such as pressure and temperature sensitive painting. The full project design and the operation conditions will be showed, as also some technical considerations about the flow behavior in the facility.

KEYWORDS: Nozzle flows, transonic wind tunnel, cold gas.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Organograma resumido do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial.	19
Figura 2 - Organograma do Instituto de Aeronáutica e Espaço.	19
Figura 3 - Programas de microgravidade da ESA.	21
Figura 4 - Foguetes utilizados pelo MORABA para os seus programas de microgravidade	21
Figura 5 - Foguete VSB-30 com carga útil MAIUS-1 para experimentos de física quântica em ambiente de microgravidade.	22
Figura 6 - Desenvolvimento estratégico do SHEFEX pelo DLR.	22
Figura 7 - Roadmap da estratégia nacional de acesso ao espaço.	23
Figura 8 - Escala dos veículos lançadores ao redor do mundo.	24
Figura 9 - Divisão dos estudos para o desenvolvimento do VLM-1.	24
Figura 10 - Divisão da construção das partes do VLM-1.	25
Figura 11 - Volume de controle para escoamento de área variável.	28
Figura 12 - Bocal convergente-divergente.	32
Figura 13 - Distribuição de pressão ao longo do eixo do bocal.	32
Figura 14 - Volume de controle para escoamento com choque.	33
Figura 15 - Bocal convergente-divergente com choque.	34
Figura 16 – Esquema de uma tubeira.	35
Figura 17 – Condições de operação da tubeira.	37
Figura 18 – Circuito aerodinâmico do TTP (17 metros de comprimento).	42
Figura 19 – Esquema ilustrativo da instalação do TTP com seus subsistemas.	44
Figura 20 - Vista especial da atual configuração do TTP (a) e a adaptação proposta para a instalação experimental de bocais. (b)	48
Figura 21 - Trecho em destaque será removido para instalação do projeto (a) Vista tridimensional da estrutura do sistema de tubulação e instalação do bocal (b) e vista da instalação do bocal e do sistema de fixação, mostrando as conexões de flange e um bocal. (c)	49
Figura 22 - Montagem esquemática do método <i>Schlieren</i> .	52
Figura 23 - Exemplos de imagens obtidas com o <i>Schlieren</i> : (a) Ondas de choque de um projétil em vôo; (b) Fluxo de calor em ferros de solda, e (c) Processo TIG.	52
Figura 24 - Elementos necessários para o funcionamento do método PSP.	53
Figura 25 - Diferentes tipos de extensômetros.	54
Figura 26 - Esquematização simplificada de uma célula de carga.	54

Figura 27 – Valores e parâmetros geométricos de um bocal cônico e seu equivalente em formato parabólico.....	60
Figura 28 – Gráfico de relação entre os ângulos do perfil parabólico com taxa de expansão e comprimento do bocal parabólico Lf.....	60
Figura 29 – Face da aplicação da carga: Pressão Interna.	62
Figura 30 – Face da aplicação da carga: Empuxo.	63
Figura 31 – Condição de contorno: Face engastada.	63
Figura 32 - Valores de perda de carga do projeto para diferentes diâmetros de garganta do bocal.	65
Figura 33 - Condições teóricas para escoamento isentrópico. Número de Mach atingidos na saída e tempo de experimento aproximado para uma pressão disponível de 3,9 MPa, e para diferentes diâmetros de garganta do bocal.	66
Figura 34 - Relação entre número Mach, razão de área e razão de pressão para escoamento de um gás isentrópico e caloricamente perfeito.	67
Figura 35 - Parâmetros de projeto para um bocal parabólico otimizado com diâmetro de garganta de 0,04m, coeficiente de expansão de 4,23 e um comprimento relativo de 90%. Escala do gráfico em centímetros.	68
Figura 36 - Parâmetros de projeto para um bocal parabólico otimizado com diâmetro de garganta de 0,07m, coeficiente de expansão de 10 e um comprimento relativo de 90%. Escala do gráfico em centímetros.	68
Figura 37 – Modelo 3D de um bocal parabólico otimizado feito no Autodesk Inventor 2016, com diâmetro de garganta de 0,07 m, coeficiente de expansão de 10 e um comprimento relativo de 90%.	69
Figura 38 – Tensões (critério de Von Mises) para carregamentos combinados.....	70
Figura 39 – Valores de deslocamento.	70
Figura 40 – Coeficiente de segurança.....	71
Figura 41 – Condições para escoamento com perda de carga estimada em 100 kPa e para perda de carga calculada ou real para diâmetros de garganta de 0,03m, 0,04m e 0,05m.....	72
Figura 42 – Condições para escoamento com perda de carga estimada em 100 kPa e para perda de carga calculada ou real para diâmetros de garganta de 0,06m e 0,07m.....	73

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Comprimento retilíneo e comprimento equivalente dos acessórios.	56
Tabela 2 – Coeficientes de perda de carga localizada.	59
Tabela 3 – Materiais utilizados para análise estática.....	61
Tabela 4 – Materiais dimensionados para o projeto.....	64

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ACS	Alcântara Cyclone Space
AEB	Agência Espacial Brasileira
ALA	Divisão de Aerodinâmica
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
CNPq	Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DLR	Centro Aeroespacial Alemão
FAB	Força Aérea Brasileira
FAPESP	Fundação de Amparo à Pesquisa do Estado de São Paulo
FEA	Análise por Elementos Finitos
FINEP	Financiadora de Estudos e Projetos
FSS	<i>Free Shock Separation</i>
GETEPE	Grupo Executivo e de Trabalhos e Estudos de Projetos Espaciais
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
MECB	Missão Espacial Completa Brasileira
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
PEB	Programa Espacial Brasileiro
PMM	Plataforma Multimissão
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais
PNDAB	Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais
PSP	<i>Pressure Sensitive Paint</i>
RSS	<i>Restricted Shock Separation</i>
SINDAB	Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais
TTP	Túnel Transônico Piloto

LISTA DE SÍMBOLOS

ρ	Massa específica do ar	[kg.m ⁻³]
V	Velocidade	[m.s ⁻¹]
A	Área	[m ²]
\dot{m}	Vazão mássica	[kg.s ⁻¹]
p	Pressão	[Pa]
R	Constante universal dos gases	[J.kg ⁻¹ .K ⁻¹]
T	Temperatura	[K]
c_p	Calor específico a pressão constante	[J.kg ⁻¹ .K ⁻¹]
M	Número de Mach	[1 ¹]
γ	Razão dos calores específicos dos gases	[1]
A*	Área crítica	[m ²]
u	Componente axial do vetor velocidade	[m.s ⁻¹]
F	Empuxo	[N]
Q	Vazão	[m ³ .h ⁻¹]
L _t	Comprimento total da rede	[m]
L ₁	Comprimento linear da rede	[m]
L ₂	Comprimento equivalente dos pontos de estrangulamento	[m]
ΔP	Queda de pressão admissível	[kgf.cm ⁻²]
P _t	Pressão de trabalho	[kgf.cm ⁻²]
d _i	Diâmetro mínimo da rede	[mm]
t	Tempo	[s]
m	Massa	[kg]
R _e	Número de Reynolds	[1]
D	Diâmetro interno	[m]
μ	Viscosidade dinâmica	[Pa.s]
h _d	Perda de carga distribuída	[Pa]
f	Coefficiente de atrito	[1]
ε	Coefficiente de rugosidade (equação 3.6)	[m]
h _l	Perda de carga localizada	[Pa]
K	Coefficiente de perda de carga	[1]
Φ	Indicação de medida de diâmetro	
α	Ângulo do perfil cônico	[°]
θ_i	Ângulo inicial da parábola do perfil em sino	[°]
θ_e	Ângulo final da parábola do perfil em sino	[°]
ε	Coefficiente de expansão (item 3.8)	[1]
L _f	Percentual do comprimento do bocal comparado ao bocal cônico de 15°	[1]

Subscrito

0	Condição de estagnação
1	Entrada da tubeira
2	Saída da tubeira
3	Ambiente
1D	Unidimensional
ef	Efetiva
t	Garganta

¹ Representação de adimensionalidade pela unidade SI coerente 1 (INMETRO, 2007, p. 30)

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO	18
1.1.1	Contexto da Parceria IAE e DLR	18
1.1.1.1	O Instituto de Aeronáutica e Espaço	18
1.1.1.2	40 anos de Cooperação	20
1.1.3	Desenvolvimento do Projeto Conceitual	23
1.2	MOTIVAÇÃO	25
1.3	OBJETIVO	26
2	CONSIDERAÇÕES TEÓRICAS	28
2.1	ANÁLISE DO ESCOAMENTO COMPRESSÍVEL UNIDIMENSIONAL DE UM GÁS IDEAL	28
2.2	BICAL CONVERGENTE-DIVERGENTE	31
2.3	CHOQUES	33
2.4	TUBEIRA	34
2.4.1	Condições de operação da tubeira	36
2.4.2	Empuxo	38
2.4.3	Condições de análise para o foguete ideal	38
2.4.4	Escoamento isentrópico através do bocal	39
2.4.5	Condições de Garganta	39
2.4.6	Vazão mássica	40
3	METODOLOGIA.....	41
3.1	TÚNEL TRANSÔNICO PILOTO (TTP)	41
3.1.1	Introdução	41
3.1.2	Breve Histórico	42
3.1.3	A Instalação do TTP – visão geral	43
3.1.4	Modos de Operação do TTP	46
3.1.5	Sistema de Injeção	47
3.2	PROJETO DA NOVA INSTALAÇÃO	47
3.3	MEDIÇÕES EXPERIMENTAIS	51
3.3.1	<i>Schlieren</i>	51
3.3.2	<i>Pressure Sensitive Paint</i> – PSP	52
3.3.3	Medição de Empuxo	53

3.4	DIMENSIONAMENTO DA REDE	55
3.5	CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO	57
3.6	PERDA DE CARGA.....	58
3.7	PROJETO INICIAL DO BOCAL.....	59
3.8	ESTRUTURA DE FIXAÇÃO	61
4	RESULTADOS	64
4.1	DIMENSIONAMENTO DA REDE	64
4.2	PERDA DE CARGA.....	64
4.3	CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO	65
4.4	PROJETO DO BOCAL.....	67
4.5	ANÁLISE ESTÁTICA.....	69
4.6	DISCUSSÃO DE RESULTADOS.....	71
5	CONCLUSÃO.....	74
	REFERÊNCIAS	76
	ANEXO A – DIÂMETROS COMERCIAIS DE TUBOS (DIN 2440).....	80
	ANEXO B – COEFICIENTES DE PERDA DE CARGA LOCALIZADA K	81

1 INTRODUÇÃO

Desde a década de 60 o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) vem trabalhando no desenvolvimento de veículos lançadores e de sondagem nacionais, até que o Grupo Executivo e de Trabalhos e Estudos de Projetos Espaciais (GETEPE) lançou o Sonda I, o primeiro foguete de sondagem brasileiro. Em 1979 foi iniciado o desenvolvimento do primeiro veículo lançador, o VLS-1, com os parâmetros indicados pela Missão Espacial Completa Brasileira (MECB). O projeto do VLS-1 apresentou uma grande mudança de paradigma quando comparado aos veículos de sondagem até então desenvolvidos.

Um veículo de sondagem tem como característica o fato de não possuir a capacidade de colocar sua carga útil em órbita, diferentemente de um veículo lançador. Assim, ele retorna ao solo logo após atingir o seu ponto de elevação máxima em um voo balístico. Hoje, é utilizado principalmente no estudo de algumas aplicações em ambiente de microgravidade.

Os veículos de sondagem podem ser considerados, hoje, laboratórios baratos e confiáveis para pesquisas em microgravidade. Em seu compartimento de carga, os experimentos ficam, durante alguns segundos, em ambiente similar àquele encontrado em órbita. Após a queima do propelente e a saída da atmosfera ele fica durante alguns minutos, sob ação apenas da gravidade.

O desenvolvimento destes veículos está intimamente ligado à capacidade do sistema propulsor de superar as forças da gravidade e da resistência do ar e conseqüentemente o estudo da dinâmica do escoamento no interior de bocais para motores-foguete torna-se essencial para o desenvolvimento das novas tecnologias em veículos lançadores.

O estudo do escoamento gerado em bocais de motores foguete é ainda hoje um tema central na engenharia aeroespacial, permitindo projetar tubeiras com performances satisfatórias em diferentes altitudes.

Alguns parâmetros são fundamentais no projeto de um bocal como a relação peso-resistência, sua facilidade de fabricação e sua capacidade de atingir um valor de impulso com boa eficiência na maior parte da trajetória do foguete. Esses bocais convergente-divergente aceleram o escoamento gerado pela combustão e permitem, com uma geometria bem projetada, atingir valores mais elevados de empuxo.

O empuxo gerado pelos bocais é essencial para a definição da performance do foguete para que sejam atendidos os requisitos de operação com a maior eficiência possível e sejam evitados problemas decorrentes de fenômenos transientes.

Estudos recentes sobre o comportamento do escoamento transiente em bocais de motores foguetes têm sido realizados por todas as grandes agências espaciais, como pode ser observado em (VERMA; STARK; HAIDN, 2006; CAISSO *et al.*, 2009; SHIMIZU; KODERA; TSUBOI, 2008).

Particularmente, fenômenos transientes em bocais têm sido uma fonte constante de preocupação entre os engenheiros aeroespaciais, pois embora de curta duração, tais fenômenos dão origem a vibrações aleatórias e cargas imprevisíveis tanto no bocal quanto na estrutura do veículo.

O aparecimento destas cargas laterais tem sido reportado em diferentes propulsores, como, por exemplo, o Vulcain (WINTERFIELD *et al.*, 2005), o LE-7A (WATANABE; SAKAZUME; TSUBOI, 2002, 2003) e o propulsor principal do ônibus espacial.

Este fenômeno ocorre porque os bocais de motores foguetes são projetados para operar em altitudes elevadas em regime estacionário, o que faz com que durante os processos de ignição e corte do motor ocorram separações no regime superexpandido. Os dois regimes de separação geralmente observados são conhecidos como separação de choque livre (*Free Shock Separation*, FSS) e separação de choque restrita (*Restricted Shock Separation*, RSS) (NAVE; COFFEY, 1973).

No regime FSS o escoamento separa-se totalmente da parede do bocal devido à incidência de um choque oblíquo na linha central do bocal, enquanto no regime RSS a separação é restrita a uma pequena distância axial e a região separada acaba por recolar-se à parede do bocal originando ondas de choque e expansão.

Simulações numéricas implícitas por volumes finitos utilizando equações médias de Reynolds para modelagem de turbulência realizadas por (LIJO *et al.*, 2010) mostraram que a transição entre os regimes pode provocar intensas oscilações de pressão na parede para altas razões de pressão no bocal.

Experimentos (KWAN; STARK, 2002) (NGUYE *et al.*, 2002) (TERHARDT; HAGEMANN; FREY, 2001) também apontam a ocorrência de processos de ajustamento do escoamento devido às diferenças de pressão e condições assimétricas de escoamento. Estudos realizados no motor RD-0120 mostram que as causas do aparecimento de cargas laterais no bocal em regimes transientes podem ser separadas em um componente médio permanente e outro não estacionário. Experimentos recentes realizados no Centro Aeroespacial Alemão (DLR) (VERMA; STARK; HAIDN, 2006) também apontam que a origem das cargas laterais durante o regime transiente é devida à natureza não estacionária dos choques que podem provocar separação e recolamento do escoamento na parede.

Laboratórios com a capacidade de realizar tais experimentos já existem em diversos lugares como, por exemplo, em Lampoldshausen (ALEMANHA) (VERMA; STARK; HAIDN, 2006) pertencente ao DLR e Huntsville (EUA) (KEANINI; BROWN, 2006) pertencente à NASA. Facilidades experimentais deste tipo, que utilizam gases frios para experimentos envolvendo sistemas propulsivos têm como clara vantagem a minimização dos custos envolvidos e das medidas de segurança a serem adotadas durante os ensaios.

Apesar dos gradientes de densidade envolvidos serem menos intensos e de processos relativos aos fenômenos de combustão não poderem ser analisados, experimentos envolvendo gases frios podem ser utilizados a fim de entender a dinâmica do escoamento no interior do bocal em regime transiente e permanente e estabelecer ferramentas preditivas que podem ser aplicadas a modelos em escala real utilizando gases quentes.

Os estudos desses fenômenos são muito importantes para o futuro do Programa Espacial Brasileiro (PEB). Hoje o IAE dispõe de algumas tecnologias e divisões que estudam esses bocais, no entanto, esses estudos são realizados utilizando queima de propelente.

A divisão de aerodinâmica do IAE possui um túnel de vento transônico piloto (TTP) no qual realiza diversos ensaios aerodinâmicos em modelos dos veículos aeroespaciais. A instalação do túnel possui sistema de injeção de massa de ar para compensar perdas no sistema e para acelerar o escoamento.

O projeto de adequação das instalações do TTP, utilizando seu sistema de injeção, permitirá analisar experimentalmente bocais com geometrias similares as utilizadas nos projetos do IAE. Será estabelecida uma diferença de pressão que acelerará o escoamento criando um padrão similar ao observado no escoamento de motores foguetes, sem a necessidade, porém, de realizar qualquer processo de combustão para inicializar o escoamento.

Com os ensaios experimentais pretende-se caracterizar o escoamento em diferentes bocais a partir de medições de pressão através de medidores de pressão estática utilizando diferentes taxas de aquisição. Tais medições permitirão conhecer a distribuição de pressão ao longo das paredes dos bocais durante os regimes transiente e estacionário, possibilitando a localização e caracterização de choques nos bocais, assim como a assinatura temporal dos sinais de pressão.

O desenvolvimento destas ferramentas poderá ser de grande valia para o projeto de futuros bocais do tipo tubeira e também para formação de pesquisadores e engenheiros com qualificação técnica adequada para atuar no desenvolvimento de sistemas propulsores de veículos espaciais.

1.1 PROGRAMA ESPACIAL BRASILEIRO

Hoje o setor espacial brasileiro é regido pela Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (PNDAE). Esta política coloca objetivos e diretrizes para os programas e projetos nacionais relativos à área espacial, tendo como projeto principal o Programa Nacional de Atividades Espaciais (PNAE). Sua execução ocorre de forma descentralizada no âmbito do Sistema Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (Sindae).

A Agência Espacial Brasileira (AEB) é o órgão central do Sindae, e responsável por executar e acompanhar as ações do Programa, coordenar a formulação de propostas de atualização do PNAE, bem como de revisão da PNDAE.

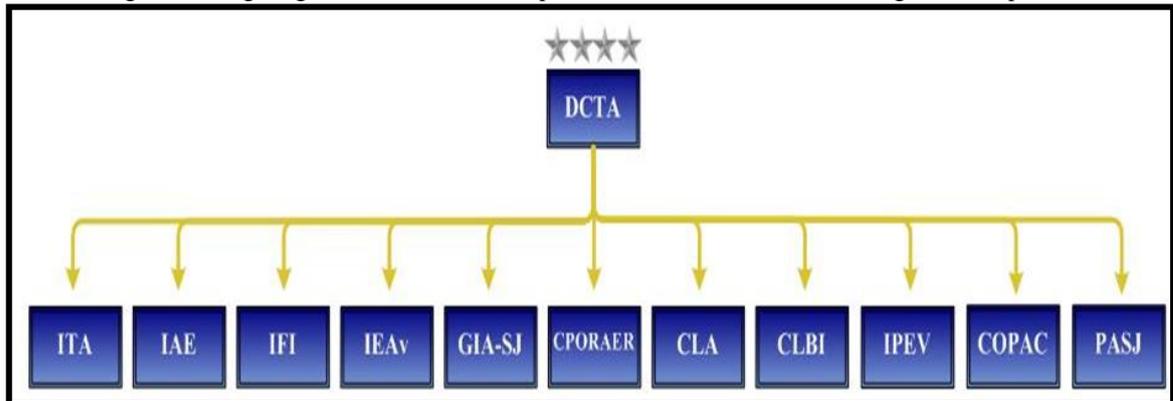
1.1.1 Contexto da Parceria IAE e DLR

Pode-se observar pela figura anterior que o DCTA é peça fundamental na política espacial brasileira. Dentre os institutos pertencentes ao DCTA, destaca-se o papel do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) a quem cabe o desenvolvimento dos veículos lançadores nacionais.

1.1.1.1 O Instituto de Aeronáutica e Espaço

O IAE trabalha no desenvolvimento de veículos espaciais (sondagem e lançadores) e é um dos institutos que integram o Sindae. Mas, de acordo com o organograma apresentado na Figura 2, ele está inserido no Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), e conta com diversas instituições e divisões que, entre outras atividades próprias, dão suporte ao desenvolvimento de veículos espaciais. Esta organização desenvolve, entre outras atividades, além das relacionadas às atividades de pesquisa e desenvolvimento.

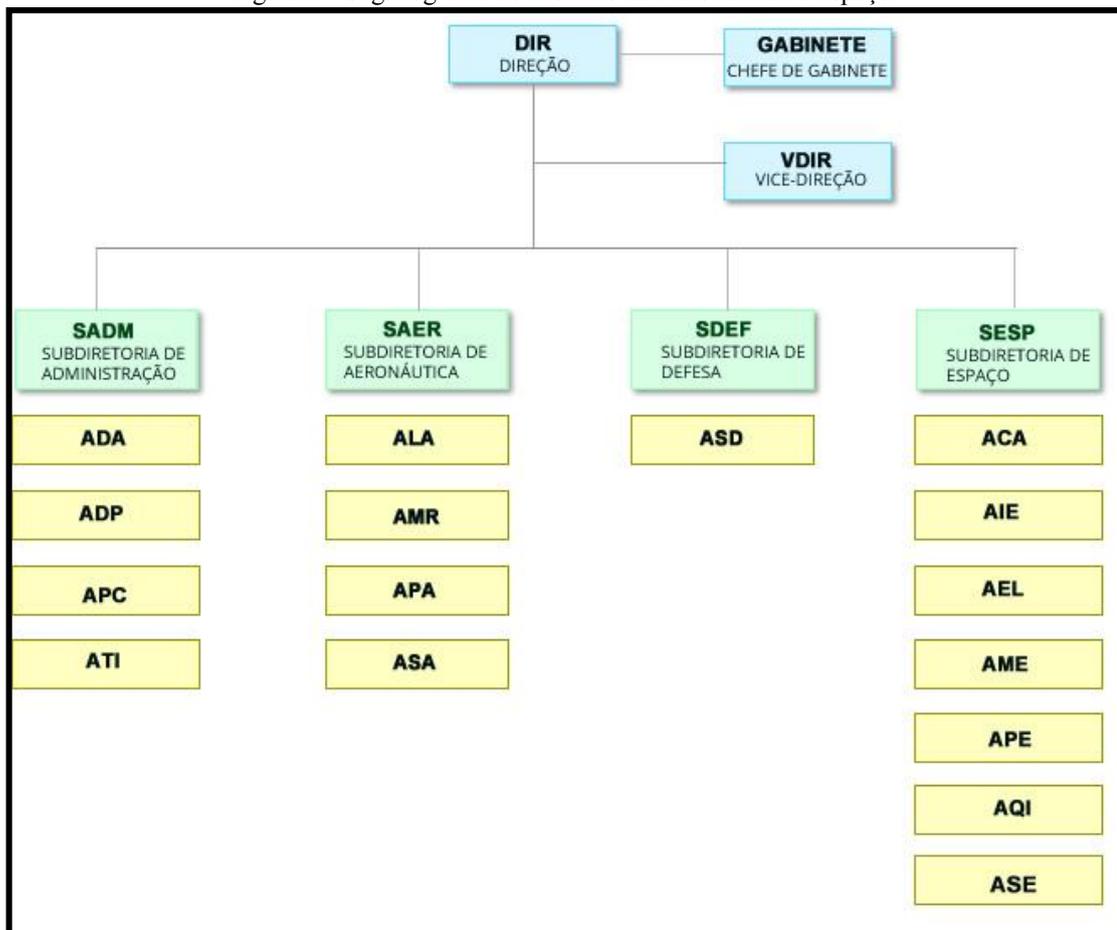
Figura 1 - Organograma resumido do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial.



Fonte: (AEROESPACIAL, 2015)

Ao analisar a estrutura do IAE, resumidamente apresentada na Figura 2, nota-se que ela é majoritariamente vertical, fazendo que suas Subdiretorias trabalhem com pouco intercâmbio. Porém, para o desenvolvimento de um projeto como o do VLM-1 é fundamental que o instituto atue de forma lateral, coordenando os esforços das diversas divisões existentes.

Figura 2 - Organograma do Instituto de Aeronáutica e Espaço.



Fonte: (ESPAÇO, 2015)

1.1.1.2 40 anos de Cooperação

Em 1969 deu-se início a cooperação espacial teuto-brasileira, com a utilização do Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI). Em 1971, esta cooperação foi acordada formalmente por meio do “Acordo único entre o DFVLR (precursor do DLR) e o CTA (precursor do DCTA)” (CIÊNCIA, 2011).

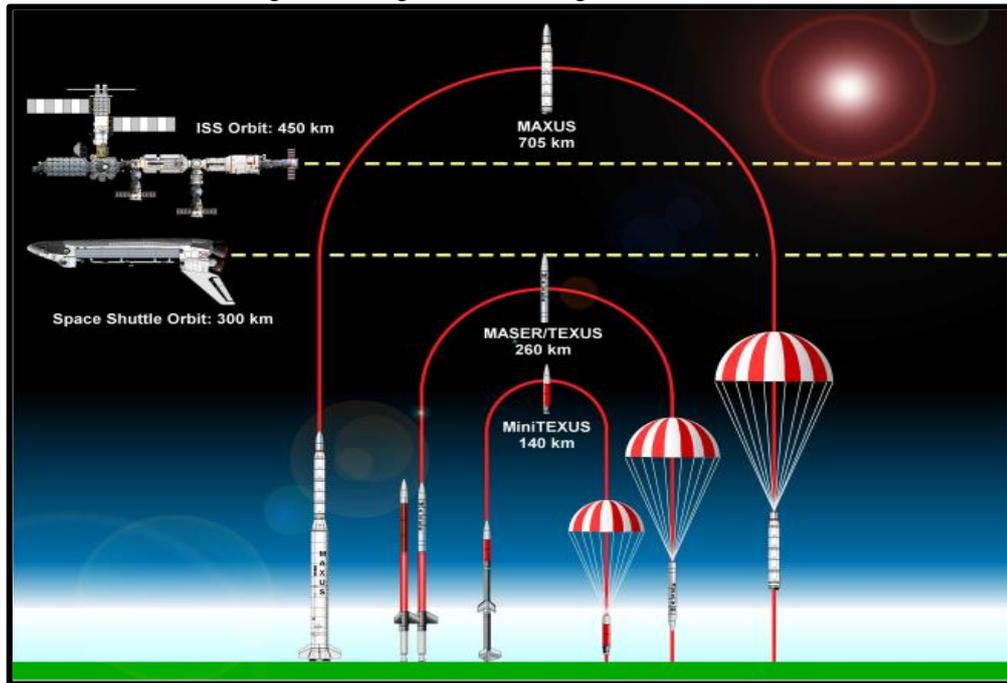
A partir daí, foram realizados diversos trabalhos em conjunto, conforme descrito no documento (CIÊNCIA, 2011), estes trabalhos não abrangem apenas temas no âmbito aeronáutico e espacial, mas também tecnologia de materiais, tráfego aéreo e energia. Alguns projetos de sucesso são:

- controle do vetor empuxo para o foguete de sondagem SONDA IV e para o veículo lançador de Satélites VLS-1;
- tecnologia de bobinagem de material composto;
- desenvolvimento de geradores eólicos etc.

Além desses, um projeto de grande sucesso fruto da parceria é o VSB-30. A produção do foguete de sondagem britânico Skylark 7 foi descontinuada pela Matra Marconi Space em 1999, assim, fez-se necessário um veículo substitutivo adequado para satisfazer os bem-sucedidos programas de microgravidade europeu “TEXUS” e “MASER”. Finalmente em 2000, o CTA/IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço) e a DLR/Mobile Raketenbasis (MORABA) fizeram um acordo para o desenvolvimento comum de um foguete de sondagem de dois estágios com base no motor S30 existente no Brasil.

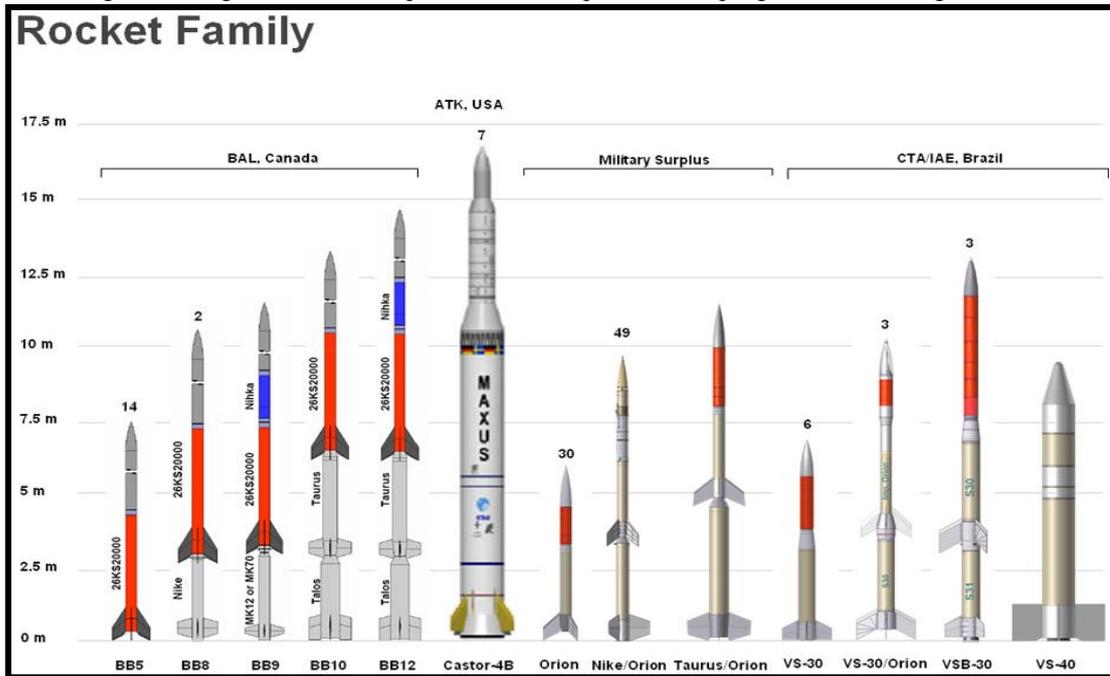
Dessa maneira, os veículos de sondagem brasileiros VSB-30 e VS-30 dominaram o atual mercado europeu de veículos de sondagem. Constituído por quatro programas, conforme Figura 3, o VSB-30 é hoje o foguete principal para as missões TEXUS e MASER. Mesmo sem ter havido lançamento da Mini-TEXUS desde 1998, de acordo com a ESA (AGENCY, 2004) o lançador oficial para esta carga é o VS-30.

Figura 3 - Programas de microgravidade da ESA.



Fonte: (AGENCY, 2004)

Figura 4 - Foguetes utilizados pelo MORABA para os seus programas de microgravidade



Fonte: (DLR, 2015)

O DLR além de participar dos programas de microgravidade, possui campanhas próprias de lançamento como o REXUS, MAIUS e MAPHEUS. A divisão possui uma série de veículos, conforme Figura 4, utilizados para realizar seus lançamentos.

Dos três programas mostrados na Figura 4, apenas o primeiro não utiliza foguetes de sondagem brasileiros, confiando ainda no motor *Improved Orion*. Para o lançamento do

MAIUS será utilizado o VSB-30, Figura 5, que levará um experimento inovador relativo à mecânica quântica (o primeiro condensado de Bose-Einstein gerado no espaço).

O DLR/MORABA passou a utilizar no dia 15 de julho de 2013 o veículo de sondagem brasileiro VS-30 para o programa MAPHEUS, mirando estudos na área de materiais.

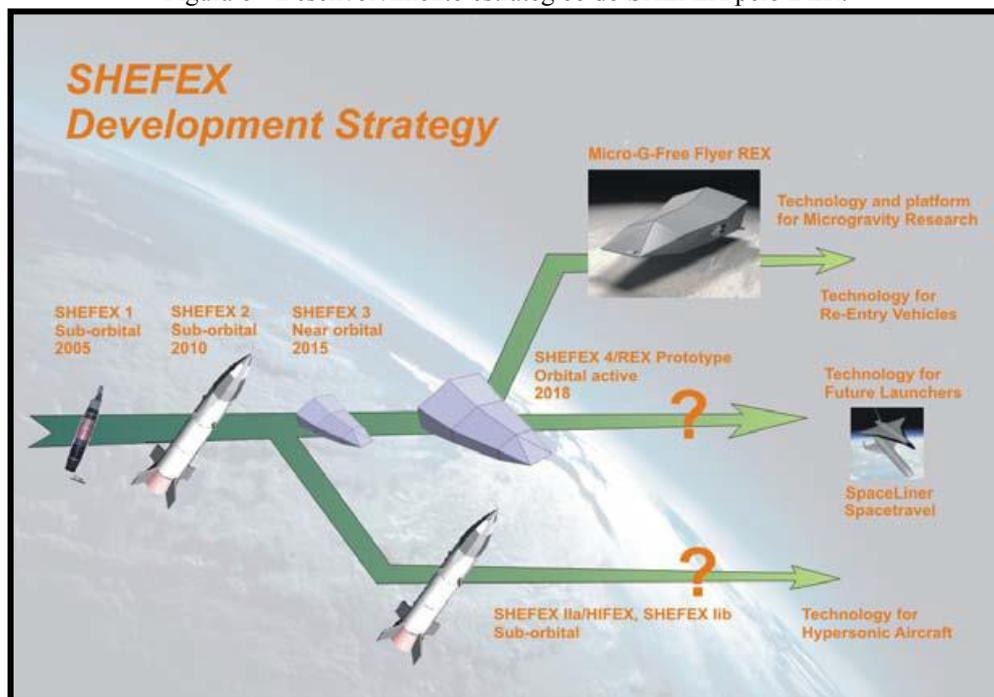
Figura 5 - Foguete VSB-30 com carga útil MAIUS-1 para experimentos de física quântica em ambiente de microgravidade.



Fonte: (DLR, 2015)

A parceria com o DLR ganhou força com o envolvimento e participação do IAE no desenvolvimento dos foguetes que levariam cargas úteis alemãs de pesquisas hipersônicas. O experimento chamado de *Sharp Edge Flight Experiment*, ou SHEFEX, é parte de um importante programa alemão de tecnologia para voos hipersônicos e de reentrada atmosférica Figura 6.

Figura 6 - Desenvolvimento estratégico do SHEFEX pelo DLR.



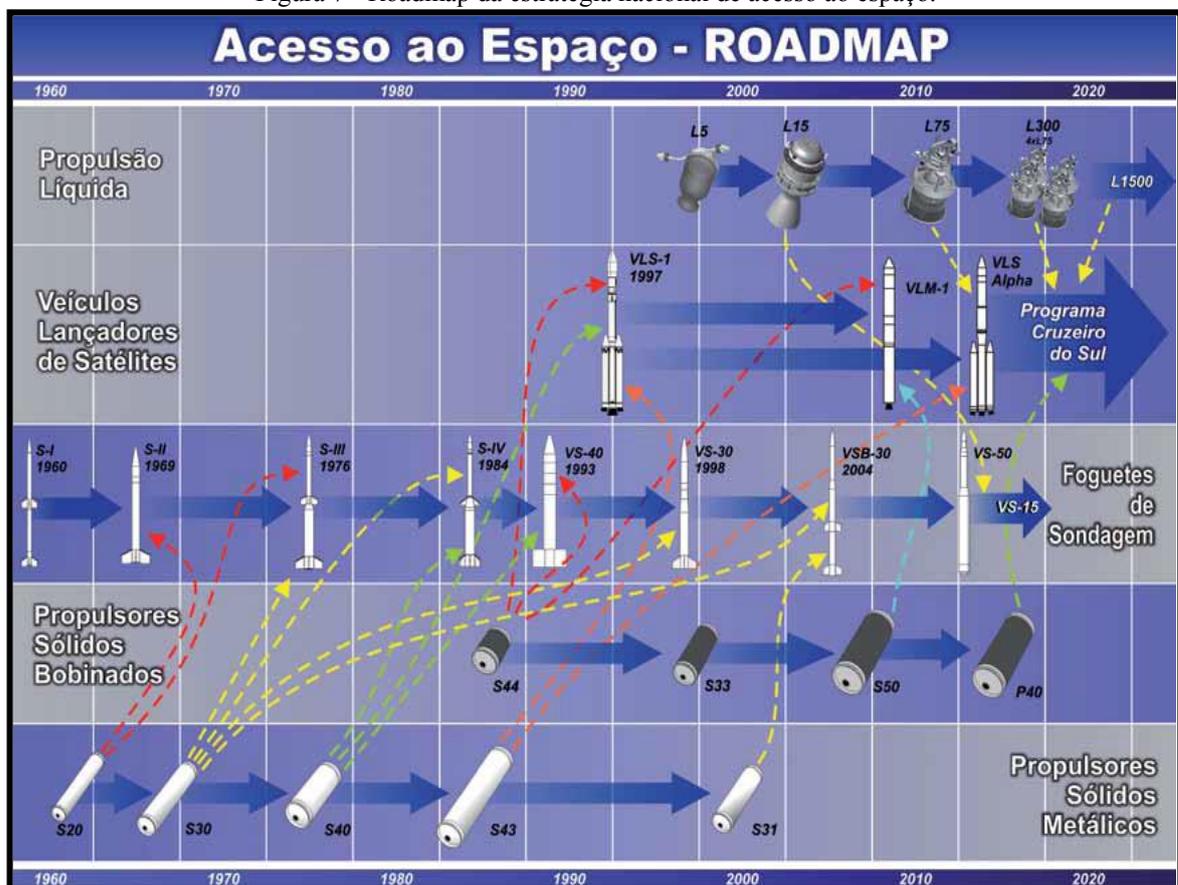
Fonte: (DLR, 2015)

Em 2005 foi realizado o lançamento do Shefex 1, por meio do foguete brasileiro VS-30/Orion. Já o Shefex 2 foi lançado com sucesso pelo veículo suborbital brasileiro VS-40M a partir do Centro de Lançamento de Andoya (Noruega). O DLR financiou integralmente esse projeto, no qual a operação teve um significado importante no avanço para o alcance da

autonomia brasileira de acesso ao Espaço, pois o VS-40M consiste da parte superior do VLS-1, com os motores S40 e S44.

O IAE, em parceria com o MORABA, vem desenvolvendo o VLM-1, o qual será capaz de lançar o Shefex 3 em uma órbita quase orbital. O experimento será separado da baía de carga útil na heterosfera e reentrará autonomamente na atmosfera. Com o desenvolvimento do novo motor do VLM-1, o S50, também pretende-se desenvolver um outro veículo de sondagem chamado VS-50, conforme mostrado na Figura 7. Com isso, o IAE conseguirá fornecer veículos de sondagens para atender a todos os principais programas suborbitais europeus.

Figura 7 - Roadmap da estratégia nacional de acesso ao espaço.



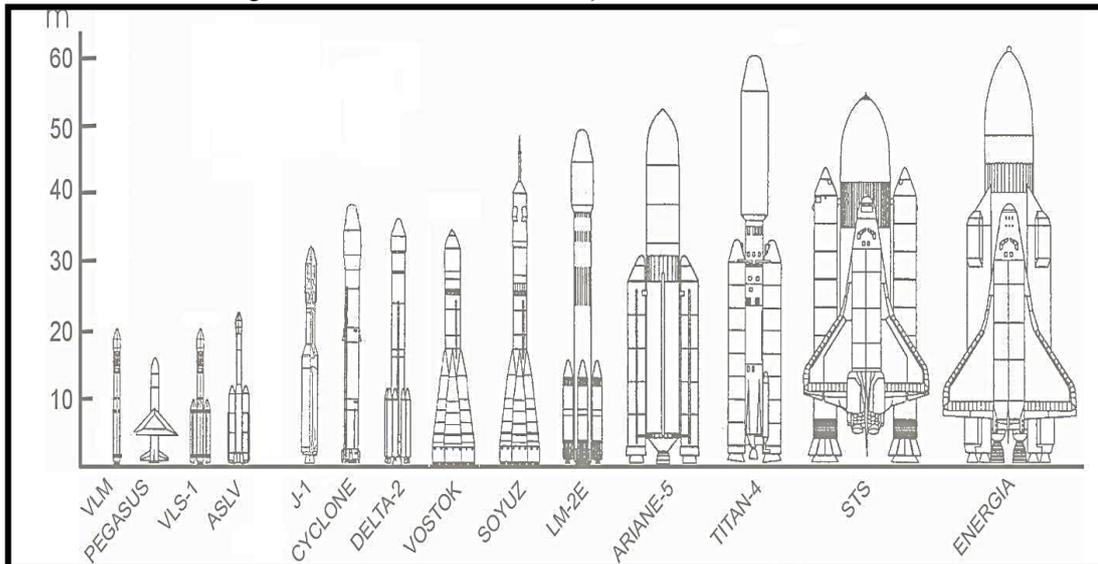
Fonte: (BRASIL, 2011)

1.1.2 Desenvolvimento do Projeto Conceitual

De acordo com as informações disponíveis sobre o VLM (LOURES, 2011), o desenvolvimento foca na simplicidade, nas parcerias internacionais e no mercado.

Observa-se na Figura 8 que o VLM-1, por focar em pequenas cargas pagas, será o melhor habilitado para a operação com microssatélites.

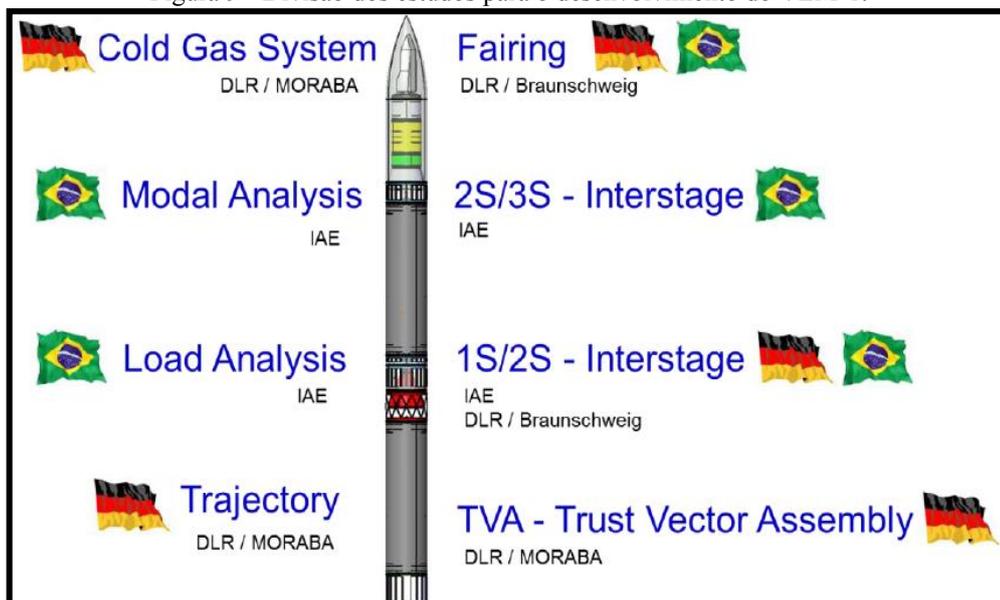
Figura 8 - Escala dos veículos lançadores ao redor do mundo.



Fonte: (LOURES, 2011)

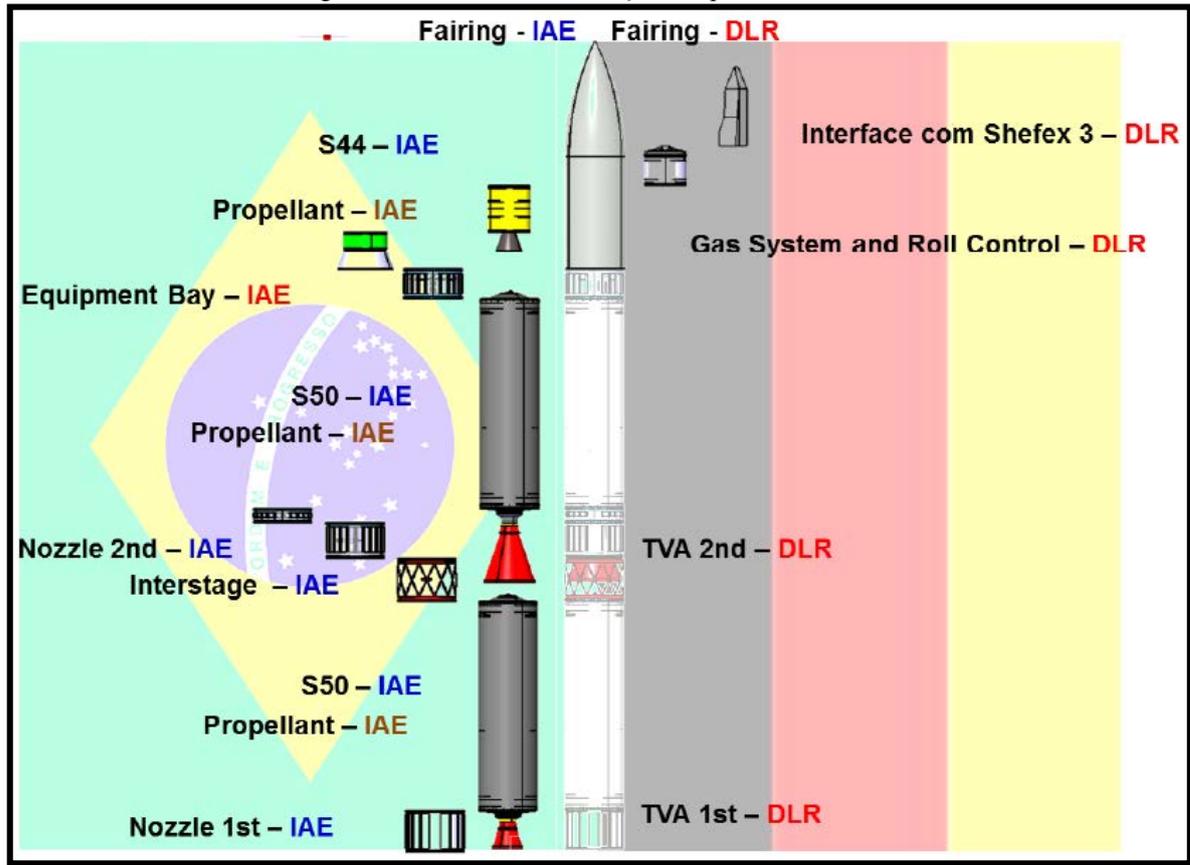
Com diâmetro maior do que qualquer outro motor nacional o S50, apesar de ser o subsistema mais crítico para o desenvolvimento deste veículo, reflete uma vantagem competitiva e um desafio tecnológico. Por se tratar de um projeto futuro de uma cooperação com a Alemanha, o seu projeto é dividido entre as organizações do Brasil e da Alemanha. Esta divisão pode ser vista com mais detalhes na Figura 9, onde tem-se a divisão dos estudos e por fim na Figura 10 tem-se a divisão da construção das partes do VLM-1. Dentre as partes destinadas para estudos brasileiros, estão os bocais do projeto, que são fundamentais na melhora da performance do veículo.

Figura 9 - Divisão dos estudos para o desenvolvimento do VLM-1.



Fonte: (LOURES, 2011)

Figura 10 - Divisão da construção das partes do VLM-1.



Fonte: (LOURES, 2011)

1.2 MOTIVAÇÃO

O desenvolvimento de pesquisas relacionadas à dinâmica do escoamento no interior de bocais para motores-foguete é essencial para o estudo das novas tecnologias em veículos lançadores que vêm sendo desenvolvidos pelo IAE nos últimos anos.

Neste âmbito, a caracterização e análise do escoamento no interior destes bocais é de suma importância. Apesar da maior parte da operação destes propulsores ocorrer a grandes altitudes e baixas pressões atmosféricas, nas operações a baixas altitudes a taxa de expansão dos bocais torna-se limitada, em função da maior pressão ambiente, tendo impacto direto nos requisitos de projeto. Em alguns casos, as altas pressões atmosféricas durante a ignição dos propulsores podem causar separação do escoamento na parede levando ao aparecimento de cargas laterais intensas em função das variações aleatórias de pressão no jato de saída devido a não estacionariedade do ponto de separação. Atualmente, a melhor forma de evitar estes fenômenos é a utilização de bocais com baixa razão de áreas, o que, inevitavelmente, traz uma perda de performance.

Assim, o estudo e caracterização do escoamento no interior de bocais de foguetes é essencial para evitar ou prevenir falhas, especialmente durante a fase transiente ao nível do mar.

Adicionalmente, o desenvolvimento e calibração de modelos numéricos capazes de simular as interações transientes e o comportamento estacionário e não estacionário em altitudes mais elevadas não é simples e a sinergia entre experimentos laboratoriais e numéricos é de grande valia para a correta avaliação das capacidades das diferentes modelagens de transição e turbulência e também para a escolha de métodos de discretização adequados.

A utilização das instalações de ar comprimido do TTP para realização dos ensaios propostos possibilitará a expansão das capacidades de utilização deste laboratório pelo IAE tendo como vantagem um alto fator de segurança, em função da ausência de necessidade da queima e estocagem de combustível e oxidantes, e baixo custo de ensaios.

1.3 OBJETIVO

Este trabalho tem o objetivo de desenvolver um projeto para adaptação do Túnel Transônico Piloto (TTP), para realizar estudos sobre o escoamento em bocais com geometria similar àquela utilizada nos veículos lançadores desenvolvidos pelo IAE. Isso possibilitará caracterizar o escoamento nos regimes estacionário e em projetos futuros em regime transiente no interior destes bocais.

A caracterização destes regimes de escoamento permitirá o conhecimento dos fenômenos de interação entre a camada-limite e ondas de choque formadas no bocal, assim como a determinação de cargas laterais geradas no bocal por meio da separação e reolamento do escoamento. Também será possível observar e calcular a distribuição de pressão no interior dos bocais em regime estacionário e analisar alguns parâmetros relativos à performance do bocal.

Como objetivo adicional tem-se, ainda, a capacitação do TTP para ensaios de escoamentos em bocais utilizando as instalações do sistema de armazenamento de ar comprimido do sistema de injeção do TTP.

De forma resumida os principais benefícios advindos da execução do projeto seriam:

- Implantação de nova instalação laboratorial com capacidade para realização de pesquisa de soluções de bocais de tubeiras para apoio aos desenvolvimentos do IAE;
- Instalação de laboratório visando ao treinamento em escoamentos em bocais de tubeiras;

- Apoiar a pós-graduação do IAE na formação de recursos humanos na área de propulsão, para realização de práticas de laboratório, de desenvolvimento de trabalhos científico/tecnológicos de Iniciação Científica, Mestrado e Doutorado;
- Possibilitar a análise de projeto de bocais em regime estacionário com determinação de distribuição de pressão no interior por meio de técnicas diversas (tomadas de pressão convencionais, PSP – Tinta Sensível à Pressão, visualização por método *Schlieren*, medidas de esforços estruturais para avaliação de empuxo etc.);
- Calibração de modelos numéricos com uso de programa já desenvolvido no Instituto, tendo como resultado: elaboração de malha otimizada, ajuste de condições de contorno e adaptações de parâmetros dos métodos numéricos, visando à utilização futura de simulações numéricas para análise de geometrias de bocais de tubeiras a serem desenvolvidas pelo IAE.

2 CONSIDERAÇÕES TEÓRICAS

Bocais supersônicos têm uma vasta gama de aplicações na engenharia mecânica, uma delas na área de propulsão. Alguns meios de transporte requerem maiores velocidades, sendo alguns deles utilizados com velocidade bem maiores que a do som. Por isso torna-se fundamental estudar o escoamento compressível nestes sistemas.

Esse capítulo apresenta uma revisão bibliográfica que aborda temas da literatura relacionados ao trabalho. Tratam-se de questões relativas as modelagens físicas de escoamentos em tuberias que, para fins de estudo, podem ser avaliados, inicialmente, por uma aproximação quase unidimensional. Alguns conceitos básicos da área de propulsão também serão abordados.

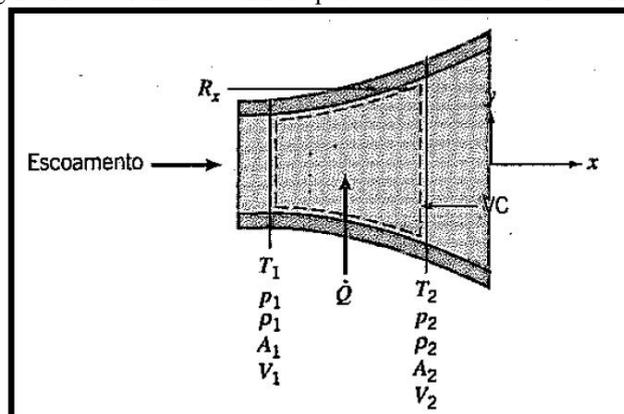
2.1 ANÁLISE DO ESCOAMENTO COMPRESSÍVEL UNIDIMENSIONAL DE UM GÁS IDEAL

Para se estudar o escoamento de um gás ideal deve-se inicialmente compreender o seu comportamento físico. A partir das leis de conservação para escoamentos compressíveis, podem ser obtidas aproximações para a análise dos escoamentos quase unidimensionais em primeira ordem.

A Figura 11 representa um escoamento definido entre os estados 1 e 2. A força R_x é oriunda das componentes da força de atrito e da pressão na direção x nas seções 1 e 2.

Algumas considerações e idealizações podem ser usadas para simplificar o problema em estudo sendo respeitadas cinco condições básicas do escoamento: conservação da massa, quantidade de movimento, primeira e segunda leis da termodinâmica, e uma equação de estado para um gás.

Figura 11 - Volume de controle para escoamento de área variável.



Fonte: (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006)

Da equação da continuidade, admitindo que o escoamento seja permanente e quase unidimensional, pode-se mostrar que,

$$\begin{aligned} (-\rho_1 V_1 A_1) + (\rho_2 V_2 A_2) &= 0 \\ \rho_1 V_1 A_1 = \rho_2 V_2 A_2 = \rho V A = \dot{m} = \text{constante}. \end{aligned} \quad (2.1)$$

Para a quantidade de movimento, também é possível obter a lei de conservação de momento

$$F_{Sx} + F_{Bx} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} V_x \rho dV + \int_{SC} V_x \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} \quad (2.2)$$

a qual é a representação da segunda lei de Newton para escoamentos fluidos expressa pela igualdade entre a soma das forças resultantes no volume de controle e a soma da taxa de variação local da quantidade de movimento com o fluxo líquido de quantidade de movimento através da superfície de controle.

Admitindo ainda que não há forças de campo atuando na direção x e a força FSx é causada pelo atrito, pressão nas superfícies 1 e 2 e pela pressão distribuída nas paredes, temos,

$$R_x + p_1 A_1 - p_2 A_2 = V_1 (-\rho_1 V_1 A_1) + V_2 (\rho_2 V_2 A_2). \quad (2.3)$$

Aplicando a continuidade, obtemos a equação na forma

$$R_x + p_1 A_1 - p_2 A_2 = \dot{m} V_2 - \dot{m} V_1 \quad (2.4)$$

que é a representação da segunda lei de Newton aplicada a um escoamento compressível unidimensional.

A primeira lei da termodinâmica pode ser expressa por:

$$\dot{Q} - \dot{W}_s - \dot{W}_{\text{cisalhamento}} - \dot{W}_{\text{outros}} = \frac{\partial}{\partial t} \int_{VC} e \rho dV + \int_{SC} (e + pv) \rho \vec{V} \cdot d\vec{A} \quad (2.5)$$

sendo que e representa a energia específica do fluido e é mostrada na equação (2.6):

$$e = u + \frac{v^2}{2} + gz \quad (2.6)$$

Como não há trabalho de cisalhamento, eixo e outros, além serem desprezíveis os efeitos da gravidade e considerando $h \equiv u + pv$, temos,

$$\dot{Q} = \dot{m} \left[\left(h_2 + \frac{v_2^2}{2} \right) - \left(h_1 + \frac{v_1^2}{2} \right) \right] \quad (2.7)$$

A equação (2.7) pode ser transformada para unidade de massa e não de tempo,

$$\frac{\partial Q}{\partial m} + h_1 + \frac{v_1^2}{2} = h_2 + \frac{v_2^2}{2} \quad (2.8)$$

Já a segunda lei da termodinâmica para o escoamento permanente especifica a variável termodinâmica, s , necessária ao fechamento das equações, tal que, para um sistema isolado

$$s_1(-\rho_1 V_1 A_1) + s_2(\rho_2 V_2 A_2) \geq \int_{SC} \frac{1}{T} \left(\frac{\dot{Q}}{A} \right) dA \quad (2.9)$$

E usando a continuidade:

$$\dot{m}(s_2 - s_1) = \int_{SC} \frac{1}{T} \left(\frac{\dot{Q}}{A} \right) dA \quad (2.10)$$

Para o estudo analítico, o escoamento é considerado caloricamente perfeito. Serão utilizadas as equações dos gases perfeitos e a equação de entalpia para um gás perfeito:

$$p = \rho RT \quad (2.11)$$

$$\Delta h = h_2 - h_1 = c_p \Delta T = c_p (T_2 - T_1) \quad (2.12)$$

$$\Delta s = s_2 - s_1 = c_p \ln \frac{T_2}{T_1} - R \ln \frac{p_2}{p_1} \quad (2.13)$$

Como mostrado, por exemplo em (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006), as equações (2.1), (2.4), (2.8), (2.9), (2.11), (2.12) e (2.13) podem ser usadas para descrever o escoamento compressível.

Essas equações precisam ser resolvidas simultaneamente, e como nem todas são lineares, a dificuldade se torna grande. No entanto, devido à aproximação para um escoamento quase unidimensional, é possível calcular as condições de entrada e saída do volume de controle. Para realizar a transformação de estados, as equações (2.14) a (2.17) (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006) são usadas:

$$\frac{p_0}{p} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.14)$$

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (2.15)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (2.16)$$

A partir da equação (2.1) e na condição de Mach=1 na garganta, para uma área de garganta A^* obtém-se a variação do número de Mach que é dada pela razão entre as áreas de um dado ponto (A) e a área da garganta (A^*) mostrada na equação (2.17):

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2.17)$$

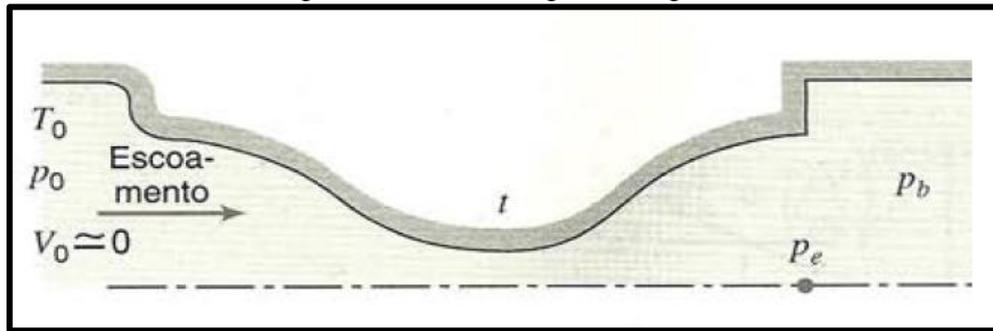
Com essas expressões, podemos detalhar o escoamento compressível para inúmeras geometrias. A simulação para um escoamento em regime supersônico deve apresentar um decaimento na pressão e um aumento do número de Mach ao longo de seu comprimento.

2.2 BOCAL CONVERGENTE-DIVERGENTE

Um bocal convergente-divergente, ou apenas bocal CD, é um componente utilizado para acelerar um gás pressurizado de velocidades subsônicas a supersônicas, sendo muito utilizado na área de propulsão de aeronaves e turbinas a gás.

O escoamento em um bocal CD, é determinado pela pressão da região de saída do bocal, P_b , conforme Figura 12. Considerando as condições de estagnação a montante como P_o , T_o , V_o e que $V_o \approx 0$, temos um problema como mostrado na Figura 17:

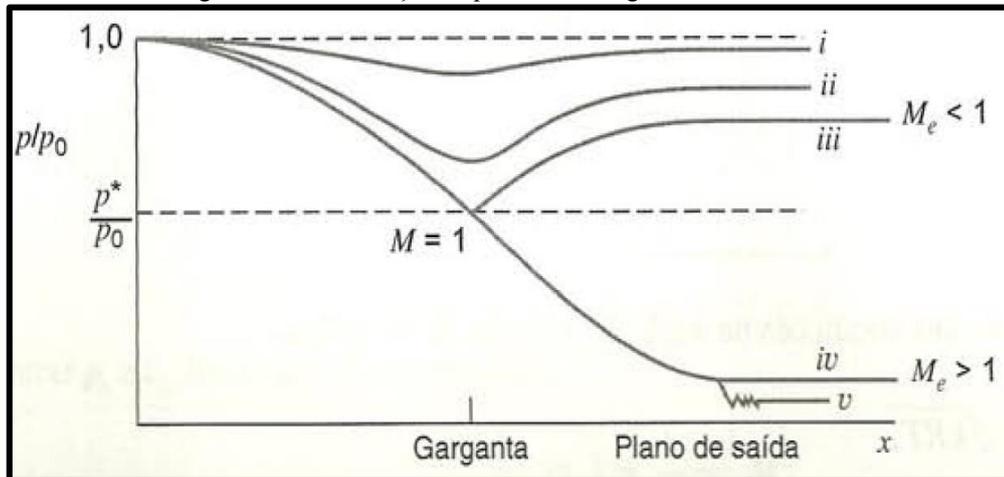
Figura 12 - Bocal convergente-divergente.



Fonte: (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006)

Na Figura 13 temos a variação da pressão ao longo do eixo do bocal para diferentes condições da pressão P_b .

Figura 13 - Distribuição de pressão ao longo do eixo do bocal.



Fonte: (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006)

No regime (i) o escoamento é totalmente isentrópico e subsônico e o bocal funciona praticamente como um tubo Venturi. O escoamento dentro do bocal é totalmente controlado pela pressão P_b . Quando atingimos a condição correspondente a curva (ii), o escoamento passa a ser sônico na garganta; a vazão nesse caso é máxima (mantidas as condições de estagnação) e a configuração do escoamento na parte convergente não muda mais. O bocal está entupido.

Para acelerarmos o escoamento é necessária uma diminuição da pressão (como visto na curva (iv)). Quando a pressão P_b é reduzida abaixo da pressão da curva (iv) teremos o caso de um escoamento subexpandido, ou seja, o escoamento sofre uma expansão até atingir a pressão mais baixa na saída. Quando temos P_b igual à pressão da curva (iv) temos o bocal operando nas condições de projeto.

Quando P_b está na pressão de projeto ou abaixo dela, com Mach fixo na saída, temos um escoamento supersônico. Dessa maneira, todas as propriedades no plano de saída estarão relacionadas com as propriedades de estagnação e com o Mach que se deseja atingir.

Na região entre as curvas (iii) e (iv) o escoamento não pode expandir isentropicamente, tem-se então um bocal sobre-expandido (pois a pressão em algum ponto é menor que P_b).

Os choques podem ser tratados como uma descontinuidade irreversível. Será dada uma breve descrição desse choque no próximo tópico.

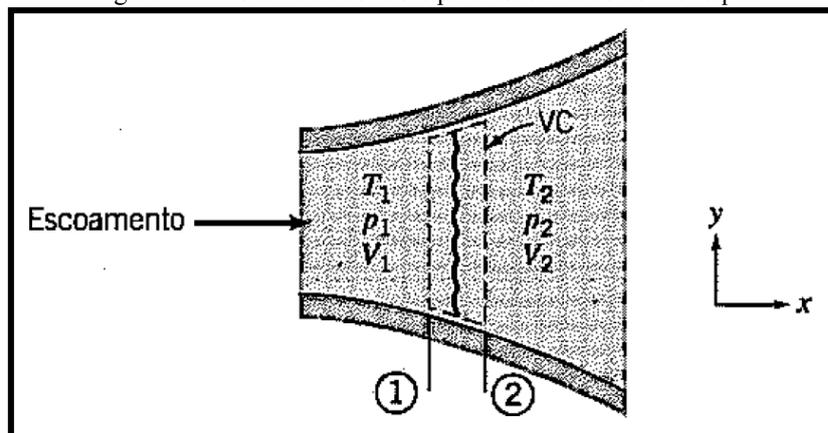
2.3 CHOQUES

Quando a velocidade de um escoamento ultrapassa 30% da velocidade do som no meio, ou seja, para números de Mach, $M \geq 0,3$, efeitos de compressibilidade começam a tornar-se importantes e o escoamento não pode mais ser tratado como incompressível.

Para um bocal convergente, o escoamento irá acelerar, caso esteja em velocidades subsônicas ($M < 1$), e desacelerará caso esteja a velocidades supersônicas ($M > 1$), o oposto ocorrendo em um bocal divergente.

Tomando-se um bocal convergente ou convergente-divergente, e reduzindo a pressão de um dos dois lados, temos o início do escoamento estabelecido pelo gradiente de pressão. Quando a velocidade do escoamento chega a $M=1$ e quando há um obstáculo no escoamento ou um determinado valor de razões de pressão, forma-se o choque.

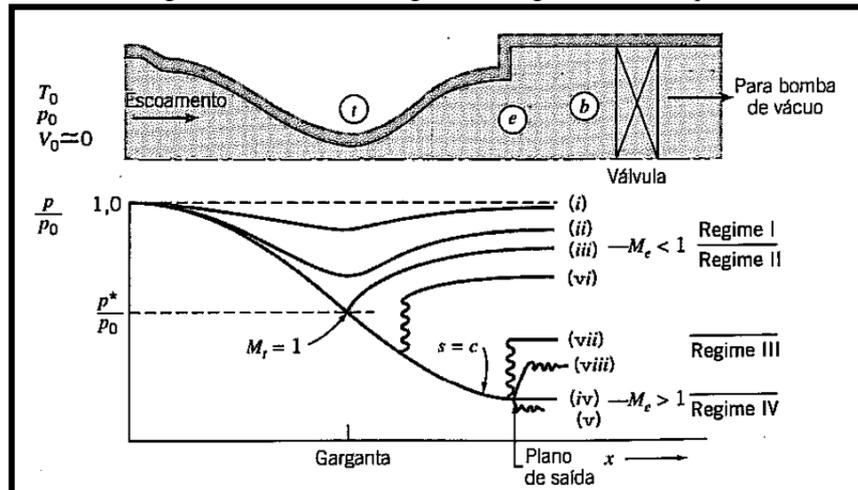
Figura 14 - Volume de controle para escoamento com choque.



Fonte: (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006)

A análise para bocal convergente-divergente com choque é semelhante à de escoamento sem choque, é importante observar que ele ocorre nos regimes II, III e IV, conforme Figura 15.

Figura 15 - Bocal convergente-divergente com choque.



Fonte: (FOX *et al.*, 2006)

No Regime I, quando a contrapressão é reduzida abaixo de (iii), o choque aparece à jusante da garganta, mostrado por (vi).

Atrás do choque o escoamento é subsônico, causando aceleração e aumento da pressão no canal divergente. Com isso, o choque desloca-se para o plano de saída.

No Regime II, o escoamento também é subsônico atrás do choque e supersônico à frente do choque. Como as propriedades em qualquer condição ficam constantes, não há variação da vazão mássica.

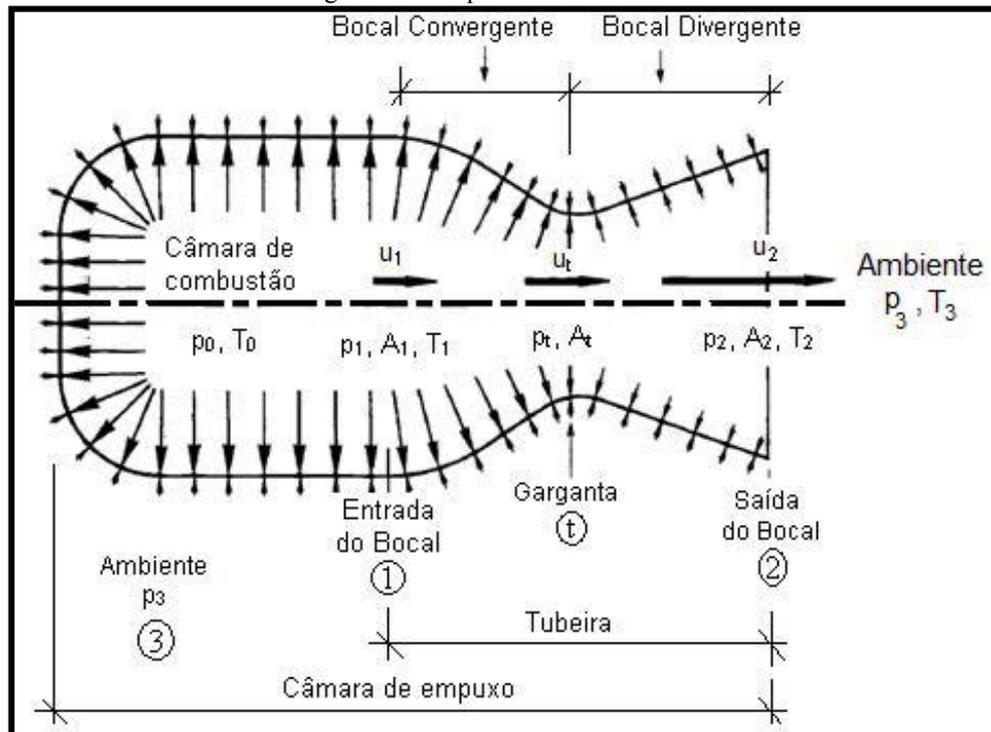
Se diminuirmos a pressão P_b ainda mais, não haverá mais variações na configuração do escoamento dentro do bocal e os ajustes de pressão se fazem fora do mesmo através de um sistema de choque oblíquos, isso acontece no regime III.

Para pressões abaixo de (iv) o ajuste se dá fora do bocal, porém, através de um sistema de ondas de expansão, é o caso do regime IV. A condição (iv) é chamada de condição de projeto.

2.4 TUBEIRA

Uma tubeira nada mais é que um bocal convergente-divergente (bocal C-D) usado para geração de empuxo, Figura 16. É um dos componentes principais dos motores foguetes, composto por uma seção convergente, a garganta (região de menor seção de área) e o divergente.

Figura 16 – Esquema de uma tubeira.



Fonte: (adaptado de SUTTON; BIBLARZ, 2010)

Os gases são acelerados da câmara de combustão para a garganta por um bocal convergente, Figura 16, onde as velocidades são subsônicas. De acordo com estudos realizados por Sutton e Biblarz (2010) esta seção não tem sido crítica na obtenção de alto desempenho.

O escoamento se desenvolve com pequena queda de pressão. Qualquer raio, semiângulo de cone, curva de contorno de parede ou forma de entrada do bocal é satisfatória. Alguns dispositivos de direcionamento têm sido feitos com bocal de 90° a partir do eixo da câmara de combustão sem perda de desempenho.

A menor área de seção na tubeira é a garganta, nessa região o escoamento atinge a velocidade sônica. Ainda de acordo com Sutton e Biblarz (2010) sua geometria também não é crítica na obtenção de desempenho, sendo aceitável qualquer raio ou curva.

A região divergente do bocal é a responsável pela expansão dos gases, que atingem nessa região velocidades supersônicas.

O perfil geométrico desta região é o que caracteriza e denomina as diferentes tubeiras, podendo ser elas: cônicas, parabólicas, sino, duplo sino, etc. A tubeira cônica é a configuração mais antiga e de mais simples confecção, além de apresentar grande versatilidade para alterações de desenho/projeto.

2.4.1 Condições de operação da tubeira

Se avaliarmos o escoamento compressível dos gases em um tubo de área (A) variável usando a abordagem quase unidimensional, é possível obter uma relação entre a variação geométrica da área e a variação da velocidade do escoamento, em função do número de Mach, dada por (ANDERSON JUNIOR, 2007),

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{du}{u} \quad (2.18)$$

A equação (2.18) mostra que em regiões subsônicas ($M < 1$) o incremento da velocidade ($du > 0$) ocorre no sentido da redução de área ($dA < 0$). Já na região supersônica ($M > 1$) este incremento ocorre no sentido do aumento da área ($dA > 0$).

Para velocidade sônica ($M=1$) a área atinge seu mínimo ($dA/A=0$) e $M^2=1$, reflexo da não-linearidade do escoamento no regime transônico. Esse comportamento do escoamento compressível explica o uso de bocais convergentes divergentes para aceleração do escoamento de gases a velocidades supersônicas.

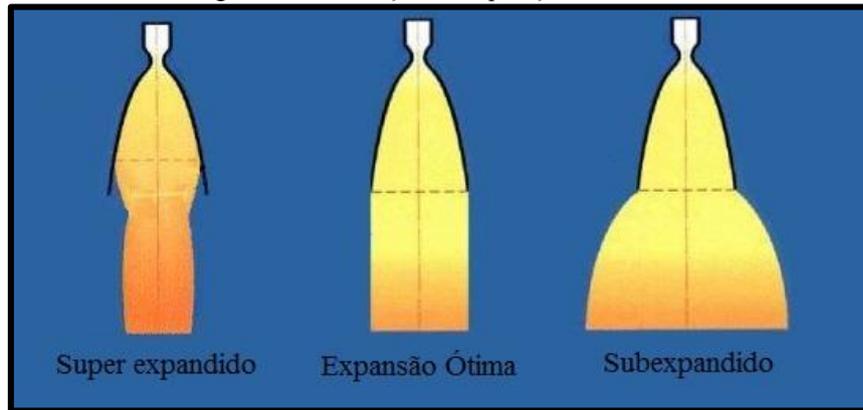
Se observarmos a Figura 16, com o escoamento indo da seção 1 até a 2, e utilizando-se a equação (2.18) conclui-se que o escoamento só continuará sendo acelerado na seção divergente se tiver sido atingida a velocidade sônica na garganta. Caso contrário o escoamento desacelera nessa região.

É necessário que além do aspecto geométrico, sejam atingidas algumas condições de pressão para que se alcance o regime supersônico ao longo da região divergente e na saída da tubeira. Para isso, a pressão na garganta deve atingir um valor crítico, que resulta em velocidade sônica na garganta. Para o caso de uma solução “quase unidimensional”, este valor é função da pressão de estagnação e da razão de calores específicos.

Quando a pressão de saída (p_2) é igual a pressão ambiente (p_3) e não há onda de choque em seu interior, a tubeira atinge um regime de operação dito de expansão ótima, Figura 17.

Essa é uma condição difícil de ser atingida, pois como o foguete opera com pressão ambiente variável, e uma razão de área fixa na tubeira, este comportamento só ocorre em determinado ponto de sua trajetória.

Figura 17 – Condições de operação da tubeira.



Fonte: (AEROSPACEWEB, 2015)

No regime superexpandido (*overexpanded*) a razão de áreas da tubeira será maior que a ideal para aquela pressão ambiente, e o escoamento não precisará de toda extensão do bocal divergente para se expandir, ele ocorre antes do ponto ótimo de operação, onde a tubeira funciona num ambiente cuja pressão é maior que a pressão de projeto na saída ($p_3 > p_2$). Neste caso podem ocorrer duas situações. A primeira quando a pressão ambiente (p_3) é muito maior que a pressão de saída (p_2), ocorrendo o descolamento do escoamento na parte divergente. Na região central, o escoamento ainda é supersônico, mas rodeado por uma região anular de escoamento subsônico. Isso acontece com maior frequência a baixas altitudes, causando perda de empuxo. Caso o escoamento volte a colar na parede do bocal, podem aparecer cargas laterais tornando a operação crítica.

Alguns critérios para previsão da separação do escoamento podem ser vistos em (SCHMUCKER, 1984). Dentre alguns o mais antigo é o de Schmucker, aplicável para razões de pressão (p_0/p_3) de 15 a 20. Neste caso, se a razão entre a pressão estática na parede e a pressão ambiente for menor que a dada pela equação (2.19) há descolamento do escoamento.

$$\frac{P_{parede}}{P_3} \leq 0,4 \quad (2.19)$$

Outro regime de operação possível é o regime subexpandido (*underexpanded*), Figura 17, que ocorre quando a pressão de saída (p_2) é maior que a pressão ambiente (p_3).

Com isso, o bocal não terá extensão suficiente para ter uma expansão ótima. O restante da expansão se dará fora do bocal e as ondas de choque normais na saída são substituídas por ondas de choque oblíquas, partindo de suas bordas.

2.4.2 Empuxo

O empuxo é um fenômeno de extrema importância no estudo da eficiência dos bocais, pois é a força exercida pelo sistema de propulsão do foguete sobre o veículo, ou seja, é a reação da estrutura do veículo à ejeção de matéria a altas velocidades (SUTTON; BIBLARZ, 2010). Considerando a vazão mássica de gases (\dot{m}) sendo expelidos a uma velocidade de exaustão efetiva (u_{ef}), pode-se representá-lo por (TIPLER; MOSCA, 2009),

$$F = \dot{m} \cdot u_{ef} \quad (2.20)$$

Na equação (2.20) o empuxo é descrito somente como uma força resultante da ejeção de gases. Isso só ocorre nos casos em que temos expansões ótimas, ou seja, quando a pressão de saída (p_2) é igual à pressão ambiente (p_3). Caso contrário há um desbalanceamento de pressões, que acaba por influenciar no empuxo final. Nesse caso, considerando a velocidade axial de exaustão média (u_2) dos gases na saída da tubeira, assim como a área de saída (A_2), o empuxo é dado por (SUTTON; BIBLARZ, 2010),

$$F = \dot{m} \cdot u_2 + (p_2 - p_3) \cdot A_2 \quad (2.21)$$

Comparando as equações (2.20) e (2.21), conclui-se que a velocidade de exaustão efetiva (u_{ef}) somente será igual à velocidade dos gases na saída da tubeira (u_2) se a pressão na saída (p_2) for igual a pressão ambiente (p_3). Isto significa que a velocidade de exaustão efetiva é a velocidade que os gases deveriam ter, para gerar o mesmo empuxo obtido através da aplicação da equação (2.21), a qual, além do empuxo dinâmico tem a parcela do empuxo gerado pelo desbalanceamento da pressão.

2.4.3 Condições de análise para o foguete ideal

Brown (1996) descreve o que seria um escoamento idealizado em um motor de foguete de modo a usar as relações termodinâmicas para definir parâmetros de desempenho.

As considerações para obtenção do desempenho teórico (BROWN, 1996; SUTTON; BIBLARZ, 2010) são:

- a. Gases de exaustão homogêneos;
- b. As espécies do fluido de trabalho são gases. Não são consideradas as fases condensadas, sejam líquidas ou sólidas;
- c. Gases de exaustão seguem as leis do gás perfeito;
- d. Não há fricção nas paredes da tubeira e também não há camada limite;
- e. Não há transferência de calor pelas paredes da tubeira (escoamento adiabático);
- f. O escoamento é permanente e constante. A expansão do fluido de trabalho é uniforme e permanente, sem vibração. Os efeitos transientes (partida e desligamento) são de curta duração e podem ser negligenciados;
- g. Gases saem da tubeira na direção axial;
- h. A velocidade, pressão, temperatura e massa específica dos gases são uniformes em qualquer seção normal ao eixo axial;
- i. Não há ondas de choque ou descontinuidades no escoamento; e
- j. O equilíbrio químico se estabelece dentro da câmara e a composição dos gases não muda ao longo do escoamento (escoamento congelado).

Essas considerações permitem o desenvolvimento da teoria quase unidimensional do escoamento compressível. Os itens “d”, “e” e “j” permitem o uso das relações de expansão isentrópicas, o que sugere a máxima eficiência na conversão de calor em energia cinética.

2.4.4 Escoamento isentrópico através do bocal

Em Brown (1996) e Sutton e Biblarz (2010) é possível encontrar as relações para a condição de escoamento ideal em qualquer seção do bocal convergente-divergente.

As relações a seguir são obtidas para o escoamento quase unidimensional. A diferença para a solução unidimensional é que a área não é mais constante, mas função de sua posição axial (x). Foi utilizado o subscrito “1D” para identificar as grandezas definidas por essa solução.

2.4.5 Condições de Garganta

É necessário um valor crítico (p_t) para atingir velocidade sônica na garganta ($Mach=1$), onde a pressão na garganta pode ser estabelecida a partir da equação (2.14) por

$$(p_t)_{1D} = p_0 \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \quad (2.22)$$

A faixa de valores da razão de calores específicos para os gases em uso atualmente varia de 1,2 a 1,67, para esse trabalho será adotado 1,4. Para essa variação de calores específicos tem-se uma faixa de pressões críticas (p_t) entre 49% a 57% da pressão de estagnação.

2.4.6 Vazão mássica

Com a vazão mássica constante e avaliando seu valor na garganta para uma condição de entupimento (Mach=1) tem-se (SUTTON; BIBLARZ, 2010; TURNER, 2006),

$$\dot{m}_{1D} = p_0 A_t \sqrt{\frac{\gamma}{RT_0} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (2.23)$$

3 METODOLOGIA

Para execução do projeto pretende-se construir bocais com geometrias pré-definidas que serão analisados experimentalmente. Estas análises serão realizadas a partir da adequação das instalações do TTP, utilizando seu sistema de injeção de ar comprimido para criar gradientes de pressão entre as seções convergente e divergente do bocal, que terá saída para atmosfera.

Atualmente o sistema tem capacidade de armazenamento de ar comprimido até 4 MPa em dois reservatórios com 10 m³ cada. A adaptação do sistema consistirá na instalação de válvulas seletoras e de tubulação apropriada para a faixa de pressão a ser utilizada para derivação da tubulação atual para a instalação do bocal.

Neste capítulo, serão apresentadas as condições atuais do túnel transônico piloto, assim como a proposta de modificação, o dimensionamento, as condições de operação do projeto proposto e o projeto inicial da geometria dos bocais.

3.1 TÚNEL TRANSÔNICO PILOTO (TTP)

3.1.1 Introdução

O TTP (Túnel Transônico Piloto do IAE) é um túnel com seção de testes com 30 cm de largura e 25 cm de altura e 81 cm de comprimento, e que possibilita ensaios desde a faixa subsônica (número de Mach 0,2) até número de Mach 1,3. A Figura 18 mostra o circuito aerodinâmico do TTP onde se destacam as tubulações que o conectam aos sistemas auxiliares.

O TTP é um túnel em escala 1:8 de um túnel industrial, e foi idealizado para:

- confirmar as ideias inovativas adotadas no projeto do túnel industrial;
- treinar pessoal para compreensão de ensaios na região transônica;
- realizar ensaios de pesquisa básica acadêmica;
- realizar ensaios com modelos de geometria simples (mísseis, veículos de sondagem, artefatos etc.);
- dar suporte acadêmico para desenvolvimento de linhas de pesquisa que motivem o desenvolvimento de trabalhos de graduação, mestrados e doutorados, possibilitando a formação de recursos humanos na área Aeroespacial.

Pela ausência de instalações transônicas no país, o TTP, representa hoje a maior instalação para ensaios transônicos da América Latina. Pelo seu porte, ele é considerado um túnel semi-industrial, no qual alguns problemas práticos de aerodinâmica podem ser abordados de forma plenamente satisfatória.

Figura 18 – Circuito aerodinâmico do TTP (17 metros de comprimento).



Fonte: (FALCÃO FILHO; MELLO, 2002)

3.1.2 Breve Histórico

O TTP (Túnel Transônico Piloto do IAE) é um túnel transônico industrial idealizado pelo Ministério da Aeronáutica na década de 1980, que seria construído na área da atual ALA (Divisão de Aerodinâmica) e que, em conjunto com a instalação de um túnel supersônico industrial “de sopro” (“*blow-down*”), serviria para dar suporte às iniciativas na área Aeronáutica no país, tendo como principais clientes a FAB e a EMBRAER.

Por dificuldades econômicas do país, uma vez que o túnel industrial seria da ordem de 10 milhões de dólares (em 1988), o Ministério da Aeronáutica financiou o projeto e a construção do TTP, com recursos próprios e também da FINEP (com participações da ordem de 90% e 10%, respectivamente). A instalação foi realizada em 1997 e o custo total em equipamentos foi da ordem de 3 milhões de dólares. A partir de 1998 o projeto do complexo de túneis industriais (supersônico e transônico) foi praticamente arquivado e o TTP necessitava atenção especial

para entrar em operação. Isto porque todos os componentes foram desenvolvidos e pré-instalados, sem a adequada integração entre os sub-sistemas.

Com mais um esforço da equipe técnica e do IAE, quatro ações foram iniciadas no sentido de operacionalizar o túnel: (1) contratação de firma para alinhamento do grupo propulsor principal (motor, caixa de ampliação e compressor) e partida técnica do conjunto, incluindo o conversor de frequências; (2) contratação de firma para alinhamento do circuito aerodinâmico do TTP para ajustá-lo ao grupo propulsor principal; (3) contratação de firma para desenvolvimento de programa de controle central com testes de integração de sistemas e calibrações; (4) contratação de firma para partida técnica do compressor de ajuste de pressão (CENTAC).

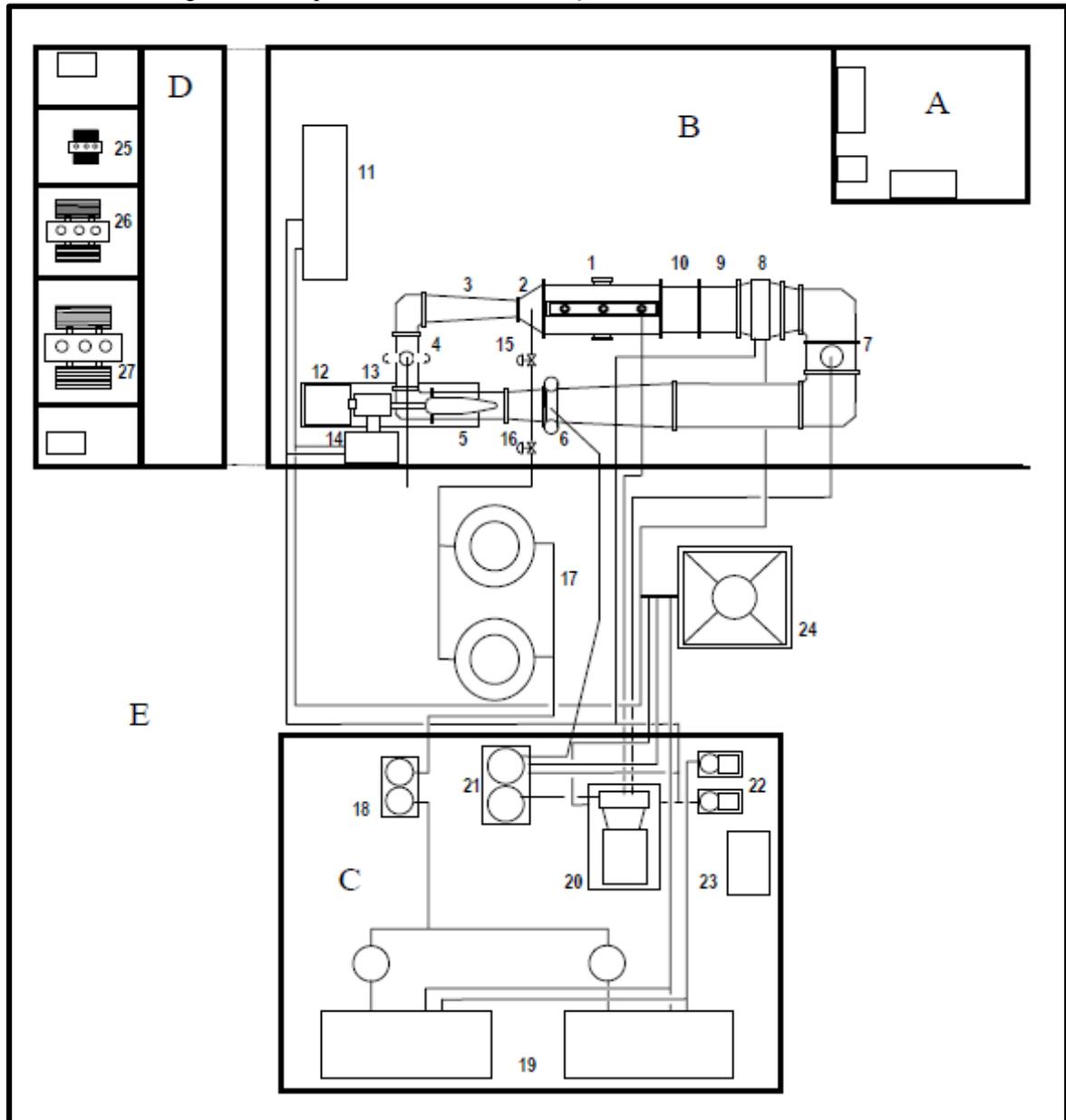
A partir de 2008 o TTP vem operando praticamente com recursos de órgãos de financiamento de projetos (Tecnologias Associadas ao VLS e CNPq e Fapesp) para realizar seus ensaios, nos quais são abertas linhas de pesquisa com grande divulgação por meio de participações em eventos de engenharia e publicações científicas.

3.1.3 A Instalação do TTP – visão geral

O TTP está instalado no galpão anexo da ALA e seus sistemas auxiliares numa sala de máquinas, preparada para abrigar os compressores auxiliares. A Figura 19 mostra o esquema da instalação do túnel e seus subsistemas e a Tabela 1 dá a nomenclatura e função de cada área e de cada item, como estão destacados na Figura 19.

As instalações do túnel foram projetadas de forma a que todos os subsistemas possam operar de forma conjunta para obtenção de condições desejadas controláveis e estáveis na seção de testes do túnel, onde são instalados os modelos para ensaios.

Figura 19 – Esquema ilustrativo da instalação do TTP com seus subsistemas.



Fonte: (FALCÃO FILHO; MELLO, 2002)

Quadro 1 – Componentes principais do TTP.

	Nomenclatura	Função/Características	Fabricante
1	Câmara Plena e perna de testes	Abriga a seção de testes e estabelece condições controláveis de pressão para controle da taxa de extração pelas paredes semiabertas da seção de testes	Innobra, CTA, Embraer
2	Seção de Injetores	Abriga 10 bicos injetores para admissão de massa para recuperação de parte da perda de carga no circuito	CTA
3	Difusor de Alta velocidade	Desacelera o escoamento para mudar sua direção e acondicioná-la à entrada do compressor principal	Innobra

4	Região de " <i>blow-off</i> "	Extrai o ar admitido pelo sistema de injeção	Innobra
5	Compressor principal	Compressor axial de 2 estágios da Voith com ajustes de RPM e IGV (" <i>inlet Guide Vane</i> "), recupera as perdas de carga do circuito.	Voith (ABB)
6	Seção de readmissão	Readmite ar no túnel pelo sistema de controle de pressão	Innobra
7	Válvula de segurança	De projeto ABLE, protege o circuito contra sobrepressão	Innobra
8	Trocador de calor	Ar/Água, retira o calor gerado pelas irreversibilidades para estabilização da temperatura na seção de testes	
9	Câmara de tranquilização	Acondiciona o escoamento através de telas e colmeia para se atingir condições mais estáveis no escoamento	Innobra
10	Seção da contração	Acelera o escoamento para entrada na seção de testes	Embraer
11	Conversor de frequência	De fabricação SAMI Megastar, altera a frequência para controlar a rotação do motor de indução	ABB
12	Motor principal	De indução (828 kW, 3585 RPM) aciona a caixa de transmissão	ABB
13	Caixa de transmissão	Amplia de 3585 RPM para 9900 RPM a rotação para acionamento do compressor principal	BHS, ABB
14	Sistema hidráulico	Lubrifica e refrigera a caixa de transmissão	Hydac, ABB
15	Válvula de controle da injeção	Controla a pressão de estagnação nos injetores que, trabalhando entupidos, mantém fluxo de massa constante	Masoneilan
16	Válvula de corte da injeção	Dispara o sistema de injeção	DCTA
17	Reservatórios de ar da injeção	Com 10m ³ cada e 4 MPa, alimenta o sistema de injeção	KMS
18	Secador de alta pressão	Seca por sílica-gel o ar para o sistema de injeção	Ingersol Rand
19	Compressor da injeção	A pistão, tipo PHE, com 92kW de potência cada, carregam os reservatórios do sistema de injeção em 45 minutos	Ingersol Rand
20	Compressor do sistema de controle de pressão	Centrífugo, tipo CENTAC, com 180kW de potência, aciona o sistema de controle de pressão	Ingersol Rand
21	Secador de baixa pressão	Seca por sílica-gel o ar para o sistema de controle de pressão para readmissão no circuito do túnel	Ingersol Rand
22	Bombas d'água	Distribuem a água para resfriamento dos diversos componentes do túnel, circulando pela torre de resfriamento	Mark

23	Compressor de ar de serviço	Fornece ar comprimido de serviço para acionamento de todas as válvulas de controle e mancal do compressor CENTAC	Schulz
24	Torre de resfriamento	Com 2000 litros na base, troca 1,3MW de calor proveniente de todos os sistemas do túnel, por ventilação forçada	Alpina
25	Transformador para os prédios	Com 50kW de potência, fornece energia para os prédios, iluminação etc.	
26	Transformador para a casa de máquinas	Com 750kW de potência, fornece energia para os compressores da casa de máquinas, bombas e secadores	
27	Transformador para o motor principal	Com 1250kW de potência, é acionado pelo conversor de frequência e fornece energia para o motor principal	Itaipu

Fonte: (FALCÃO FILHO; MELLO, 2002)

3.1.4 Modos de Operação do TTP

Todos os túneis de vento necessitam de sistema que impulse o escoamento durante a realização dos testes. Há inúmeras formas disto ocorrer e que geram os diversos tipos de túneis, quando classificados pelo seu processo de acionamento: (1) acionamento contínuo por compressores, (2) tipo de sopro (“*blow-down*”), (3) de indução, (4) tubo de choque, (5) tipo Eiffel entre outros.

O TTP é um túnel de acionamento misto, contínuo por compressor axial e indução por injetores. Foi adotado este sistema misto para se avaliar o uso do sistema de injeção para recuperar as perdas de carga ao longo do circuito aerodinâmico e evitar o emprego de um compressor com uma potência muito superior para ensaios acima de número de Mach 1,0, sendo que a demanda por estes ensaios é cerca de 10% do total dos ensaios. A redução de potência total instalada é de cerca de 50%, tendo apenas o inconveniente dos ensaios com o uso da injeção serem intermitentes.

Por esta razão o acionamento do TTP permite o uso em três modos diferentes:

- (1) Operação contínua em circuito aerodinâmico fechado por meio de compressor axial;
- (2) Operação intermitente em circuito aerodinâmico semi-aberto com compressor principal operando em ação combinada com descarga do sistema de injeção intermitente (no máximo durante 45 segundos);
- (3) Operação intermitente em circuito aerodinâmico aberto somente com o sistema de injeção intermitente (no máximo durante 45 segundos).

3.1.5 Sistema de Injeção

O sistema de injeção é constituído por dois compressores alternativos de 92 kW de potência cada que carregam de ar os dois reservatórios de alta pressão, com capacidade de 10 m³ cada, com até 4 MPa. Antes, no entanto, o ar passa por um secador de alta pressão para redução da umidade. Este processo dura cerca de 40 minutos. Depois o ar é descarregado através da válvula de bloqueio de segurança e da válvula controladora de pressão.

Essa pressão regulada impõe uma condição de entupimento aerodinâmico nos bicos injetores com geometria supersônica (número de Mach 1,9 na saída), estabelecendo regime de fluxo constante.

Para prevenir uma sobrepressão nos bicos injetores, uma válvula de alívio abre se a pressão após a válvula de controle atingir 1,6 MPa com a ruptura de um disco de metal.

3.2 PROJETO DA NOVA INSTALAÇÃO

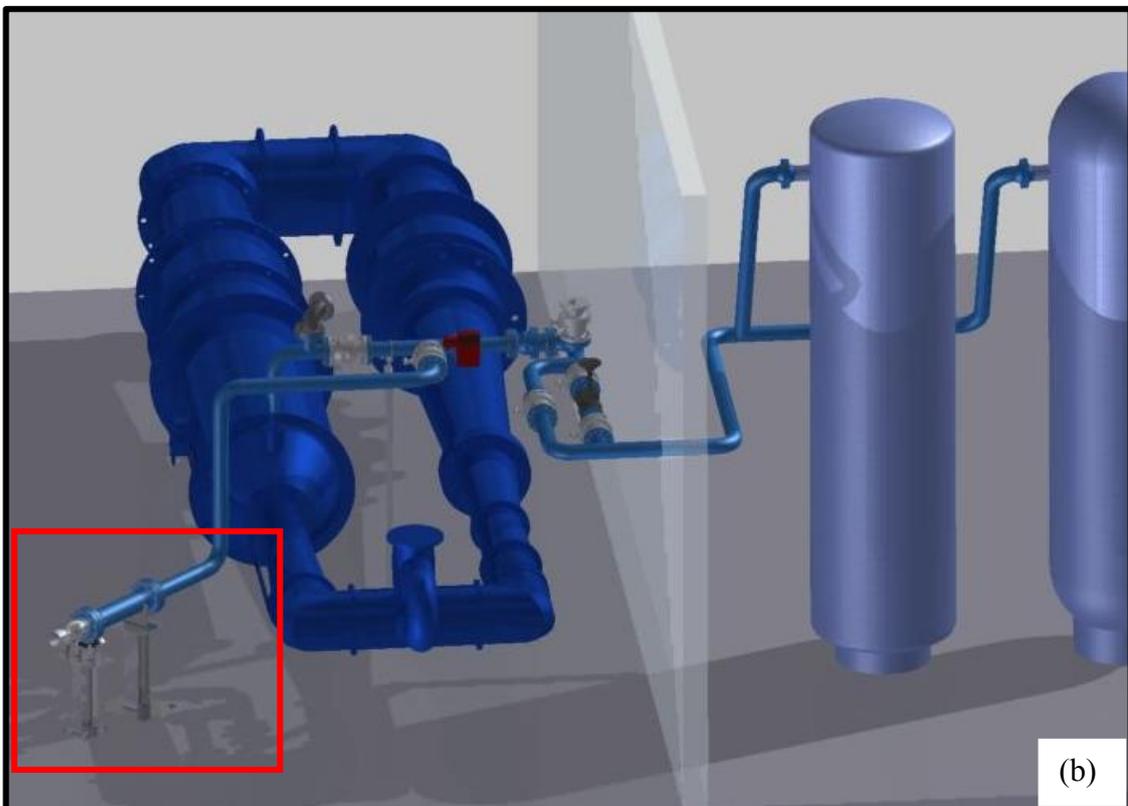
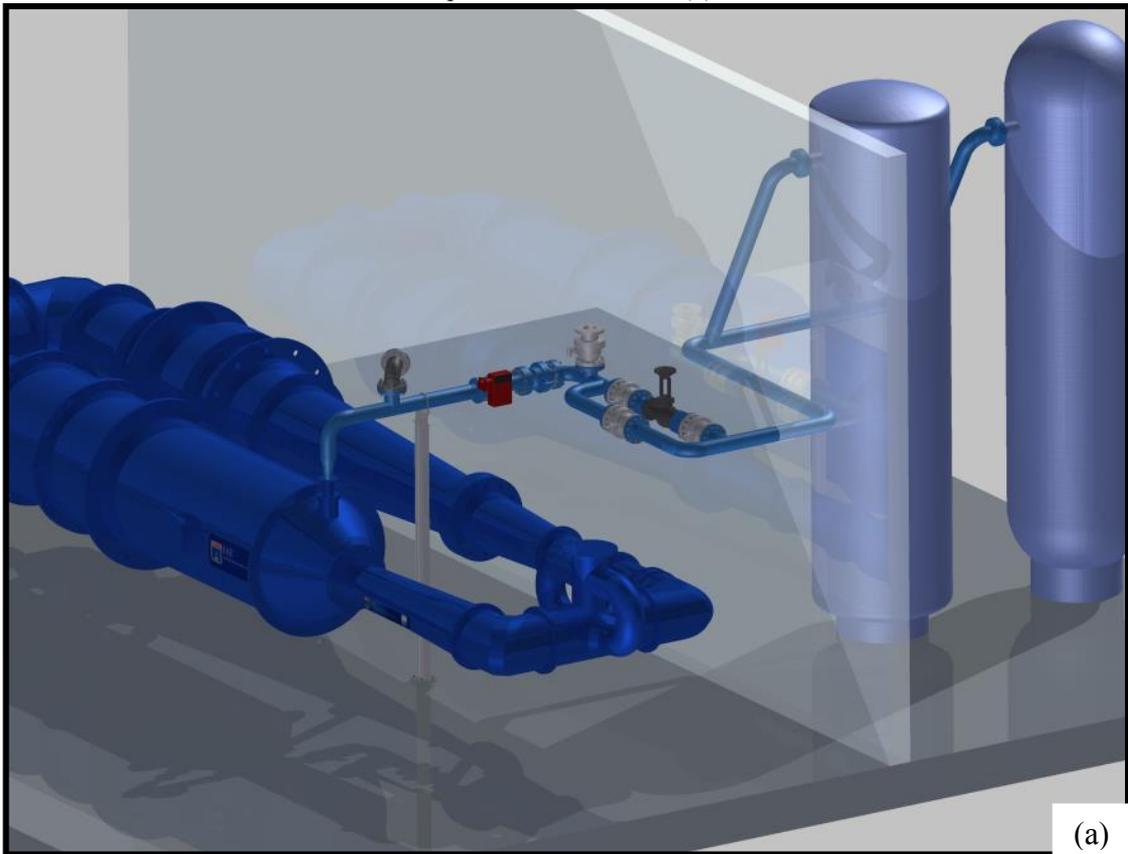
O projeto da instalação experimental é derivado de uma adaptação no sistema de injeção de ar comprimido do TTP, mostrado na Figura 26.

A instalação existente será utilizada para o fornecimento de ar comprimido de até 4 MPa por meio de dois compressores alternativos de alta pressão com 92 kW cada, dois reservatórios com 10m³ cada, válvulas de controle e tubulação.

As principais modificações serão compostas de uma nova linha de pressão, seção de estagnação, seção estrutural para fixação, e a instalação dos bocais. Estas modificações estão representadas na Figura 21, onde o projeto de CAD da nova instalação é mostrado em detalhe.

A Figura 20-a mostra a configuração original da instalação de TTP, com os dois reservatórios ligados ao túnel pelo sistema de tubulação, com uma válvula, em vermelho, para controlar a pressão descarregada do reservatório. A Figura 20-b apresenta a nova configuração proposta para o TTP para permitir a investigação experimental do escoamento em tubeiras (bocais), onde se pode observar que o sistema de tubulação será modificado pela adição de uma derivação que dirige o fluxo para a estrutura do bocal, detalhadas na Figura 21.

Figura 20 - Vista especial da atual configuração do TTP (a) e a adaptação proposta para a instalação experimental de bocais. (b)

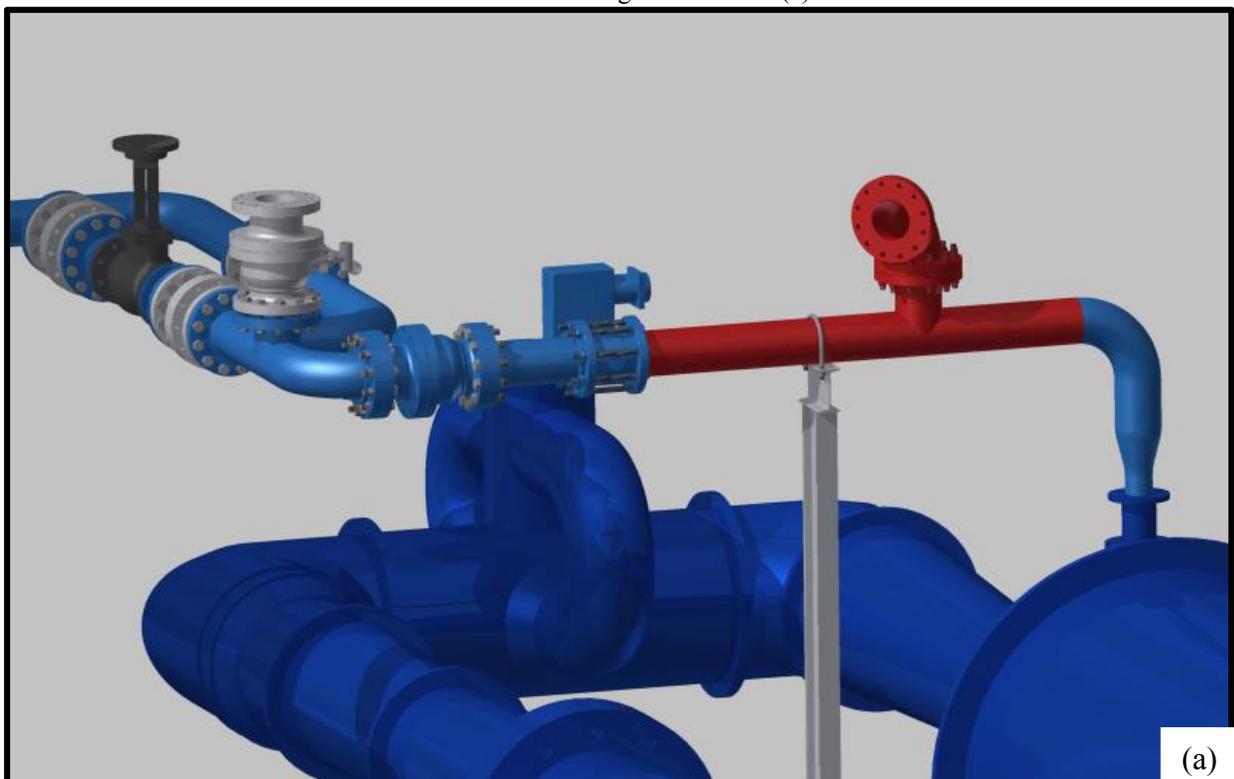


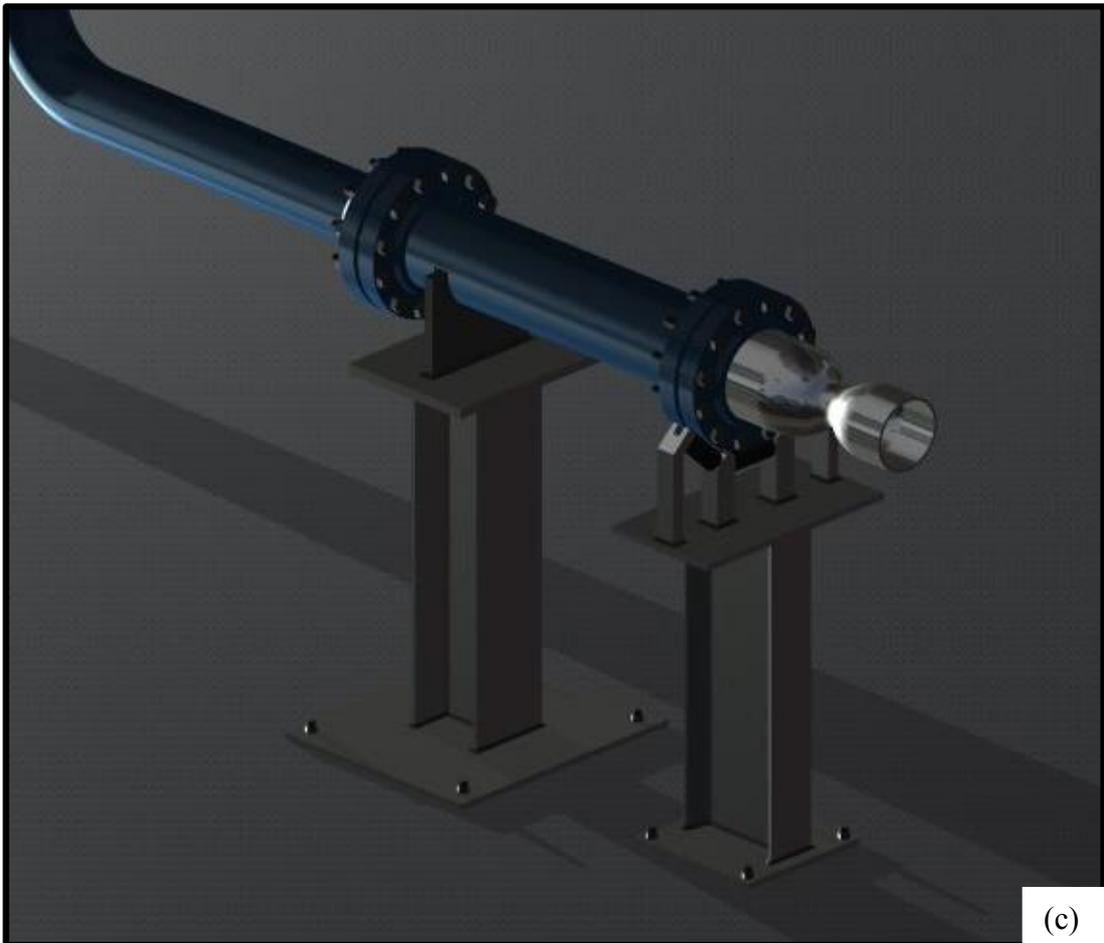
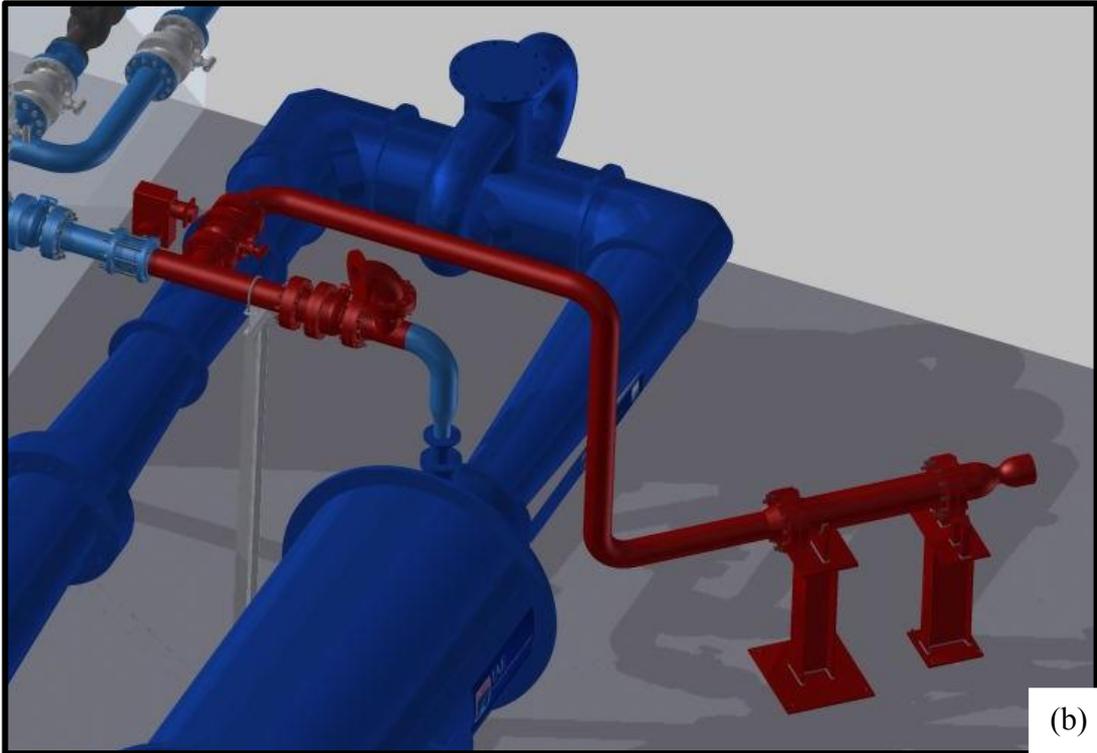
Fonte: O Autor

A Figura 21-a mostra o trecho da tubulação do sistema de injeção que deverá ser removido para instalação do novo projeto. Já a Figura 21-b apresenta a configuração detalhada do sistema para a instalação do bocal. A nova configuração é destacada em vermelho, onde o sistema de linha, a estrutura de fixação e o bocal podem ser vistos.

O escoamento sairá do reservatório e passará pela linha de distribuição, controlado por uma válvula automática e válvulas de esfera para direcionamento do escoamento, e chegará a uma câmara de estagnação que vai ser ligada ao bocal por um flange. A câmara de estagnação será equipada com transdutores de pressão e de temperatura para caracterizar as propriedades do escoamento nesta região. Na Figura 21-c um bocal genérico é mostrado montado sobre a estrutura. A câmara de estagnação e os flanges que a unem ao bocal serão montados sobre uma estrutura rígida para evitar fortes vibrações devido a variações da pressão, assim como dimensionada para resistir ao esforço do empuxo gerado pela descarga de ar no momento do ensaio.

Figura 21 - Trecho em destaque será removido para instalação do projeto (a) Vista tridimensional da estrutura do sistema de tubulação e instalação do bocal (b) e vista da instalação do bocal e do sistema de fixação, mostrando as conexões de flange e um bocal. (c)





Fonte: O Autor

A operação dos bocais vai ser intermitente, com um tempo de funcionamento em função da geometria do bocal e os parâmetros operacionais. Há um lapso na abertura da válvula de controle de pressão de cerca de 4 segundos e este tempo de atraso pode ser utilizado para analisar o comportamento do escoamento transiente ou pode ser desprezado, a fim de realizar as experiências em regime estacionário.

Outro procedimento experimental proposto, é a utilização de um disco de ruptura para investigar o comportamento do escoamento transiente em um início repentino do escoamento.

3.3 MEDIÇÕES EXPERIMENTAIS

As ferramentas experimentais para a investigação do escoamento permanente e transiente dentro dos orifícios e os seus efeitos sobre o desempenho do bocal vão incluir tomadas de pressão, tinta sensível a pressão (PSP), fotografia schlieren e *strain gauges* para possíveis medições do empuxo. Nos próximos itens, serão dadas introduções de alguns desses métodos experimentais como o *Schlieren*, o PSP e de medição de empuxo por meio de extensômetros.

3.3.1 *Schlieren*

O método *Schlieren* consiste na visualização do escoamento a partir da diferença da intensidade luminosa em função da segunda derivada da densidade local do escoamento. Desse modo, analisando as imagens resultantes, é possível observar estruturas do escoamento caracterizadas por altos gradientes de densidade, como uma onda de choque ou a pluma de uma chama.

Um feixe paralelo de luz é transmitido através do escoamento e, devido às diferenças do índice de refração, os raios são desviados da sua direção original. Assim, a imagem formada no anteparo evidencia a região com elevada variação de densidade como uma sombra ao lado de uma região mais iluminada (TROPEA; YARIN; FOSS, 2007).

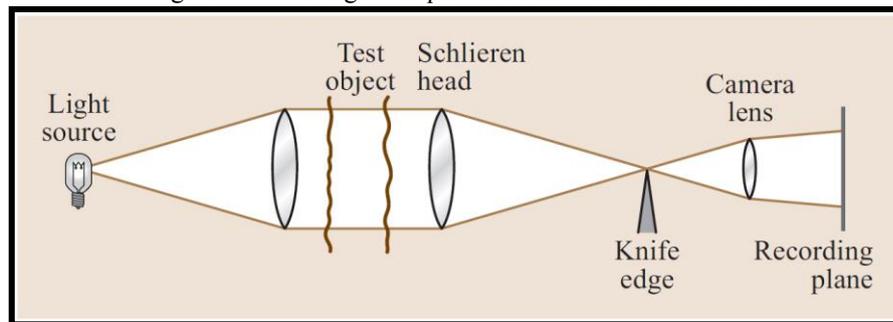
A abordagem completa do método *Schlieren* se fundamenta em sistemas nos quais a distribuição de luz na imagem é manipulada, como por exemplo por uma faca.

Esta nada mais é do que um objeto opaco com uma das arestas muito bem delimitadas. Laminas de barbear, por exemplo, cumprem suficientemente bem esta função. A faca é posicionada na distância focal de um espelho ou uma lente que converge o feixe de luz após o ponto onde será fixado o bocal, conforme mostrado na Figura 22. Os raios não desviados irão

convergir exatamente no ponto focal, enquanto os raios desviados estarão ligeiramente fora deste ponto. Posicionando a faca de modo a barrar a luz desviada, conseguirá uma imagem com maior contraste que, quanto mais próximo do foco, maior o contraste será.

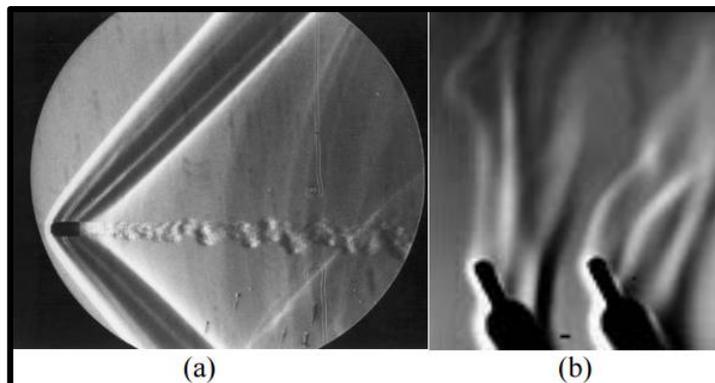
Assim, o método *Schlieren* permite não apenas visualizar as regiões de diferentes massas específicas, mas também filtrar da imagem as regiões com variações de massas específicas acima de um certo limite. Alguns exemplos podem ser observados na Figura 23.

Figura 22 - Montagem esquemática do método *Schlieren*.



Fonte: (TROPEA; YARIN; FOSS, 2007)

Figura 23 - Exemplos de imagens obtidas com o *Schlieren*: (a) Ondas de choque de um projétil em vôo; (b) Fluxo de calor em ferros de solda.



Fonte: (DAVIDHAZY, 1998)

Para utilização do método *Schlieren* nos ensaios, os bocais deverão ser fabricados com materiais translúcidos de modo a permitir a visualização do escoamento e possíveis ondas de choque.

3.3.2 *Pressure Sensitive Paint* – PSP

O método PSP permite analisar a distribuição de pressão sobre toda a superfície interna do bocal. Baseia-se na variação da luz emitida por tinta polimérica contendo luminóforos sensíveis à pressão parcial do oxigênio no escoamento. A imagem obtida permite uma avaliação

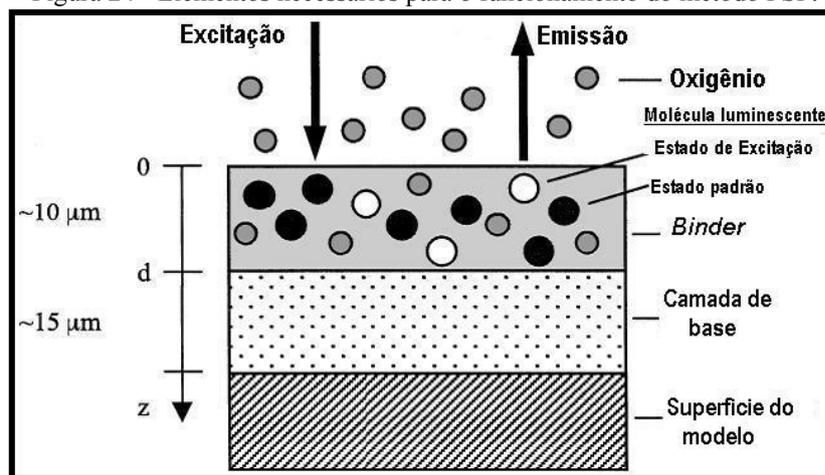
global do escoamento, sem a necessidade de tomadas de pressão, que são caras e interferem no escoamento.

Os luminóforos são as moléculas luminescentes que quando iluminadas no comprimento de onda ultravioleta apresenta uma probabilidade de decaimento por emissão fotônica ou por *quenching* térmico (MATA, 2013).

A distribuição de probabilidade destes dois decaimentos depende da pressão parcial do oxigênio no escoamento, de forma que regiões do modelo submetidas a diferentes valores de pressão apresentam luminescência diferentes. Assim, com a utilização de uma câmera de alta resolução são obtidas imagens que, após serem processadas, mostram regiões com tonalidades diferentes para diferentes valores de pressão.

A Figura 24 mostra os elementos necessários para o funcionamento do PSP, que além dos luminóforos, possui também um polímero chamado de *binder*.

Figura 24 - Elementos necessários para o funcionamento do método PSP.



Fonte: (BLAKE, 2001)

Esse método será utilizado para avaliação da distribuição de pressão nos bocais, assim como para a visualização da ocorrência e posição de uma onda de choque.

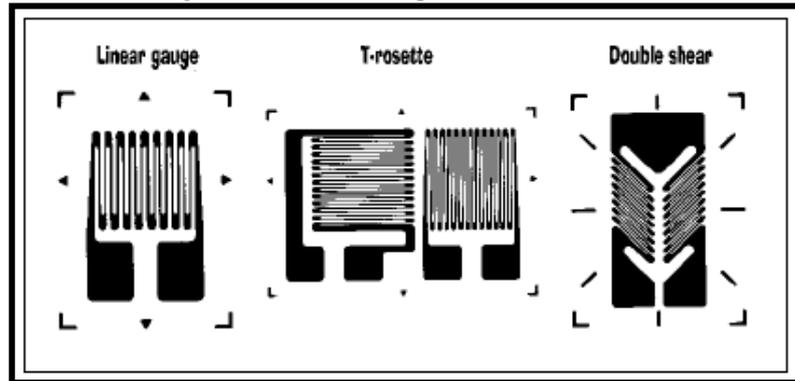
3.3.3 Medição de Empuxo

Para medição do empuxo durante a execução dos ensaios será utilizado o recurso de extensometria elétrica. O elemento sensível mais comum utilizado em medições de força é o extensômetro.

Extensômetros ou *strain gages* são resistências elétricas que sofrem grande variação de resistividade conforme sua deformação. Alguns de seus tipos são ilustrados na Figura 25. O

princípio de funcionamento de um extensômetro é bem simples e segue a lei da resistividade de fios elétricos, onde a redução da área de seção e aumento do comprimento do arame, causados pela deformação, provocam o aumento da resistividade do fio. A sensibilidade do extensômetros está relacionada com a direção de aplicação da força, já que o aumento da resistividade é maior na direção principal de seus fios.

Figura 25 - Diferentes tipos de extensômetros.

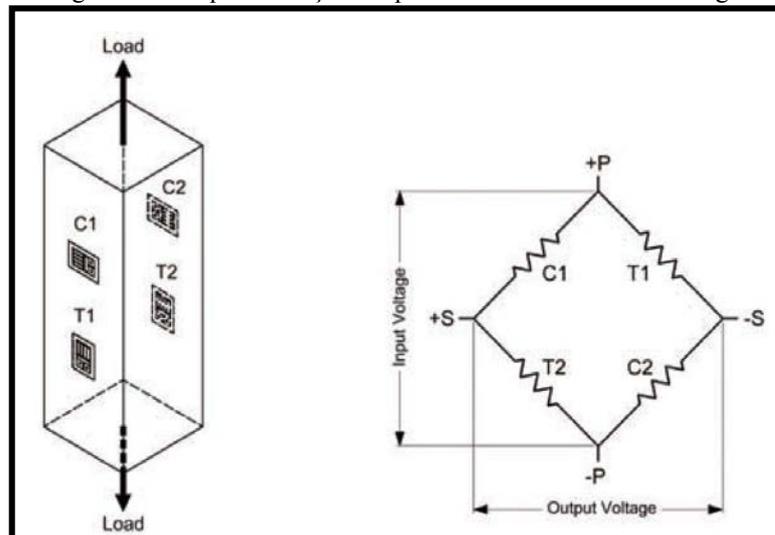


Fonte: (CONTROL, 2013).

Quando os extensômetros estão engastados no elemento elástico, a deformação sofrida pela aplicação de uma força neste elemento pode ser medida pela variação da resistividade do elemento sensível. Uma célula de carga pode possuir diversos extensômetros, porém quando se necessita de medições mais precisas, utilizam-se dispostas em uma ponte completa de *Wheatstone*.

No entanto, existem outras configurações de ponte de *Wheatstone* que podem ser usadas quando a aplicação não necessita da exatidão do uso de quatro *strain gages*.

Figura 26 - Esquemática simplificada de uma célula de carga.



Fonte: (PCB, 2015).

O princípio de funcionamento de uma célula de carga é baseado na variação da resistividade dos extensômetros em uma ponte de *Wheatstone*. A Figura 26 mostra uma célula de carga com quatro extensômetros dispostos em uma ponte completa.

Diz-se que a ponte se encontra balanceada quando a resistividade dos quatro *strain gauges* é igual, ou seja, quando não há carga aplicada. A partir do momento em que há força presente, os extensômetros se deformam e suas resistividades variam, tornando a ponte desbalanceada. O resultado é uma tensão de saída proporcional ao carregamento aplicado.

O valor de deformação medido pelos extensômetros serão previamente calibrados com aplicador de carga. Será levantada a curva de calibração dos extensômetros colados na viga, que funcionará como célula de carga.

Os extensômetros serão colados na viga posterior nas faces externas das abas e o mais próximo do ponto engasto na configuração de ponte completa (com 4 extensômetros, sendo dois em uma face e outros dois na face posterior), por ser mais precisa e menos sensível a ruídos.

Para medição de valores mais precisos, deve-se evitar qualquer transiente de pressão pois os extensômetros não conseguem ler variações muito rápidas de deformação.

3.4 DIMENSIONAMENTO DA REDE

Para o dimensionamento do diâmetro mínimo necessário à derivação proposta no projeto, capaz de fornecer a pressão e a vazão necessárias, alguns itens devem ser considerados (SANTOS; SILVA, 2009):

- Vazão Q [m³/h]

É a quantidade em m³ por hora de ar consumido na rede onde $Q = C \times \Delta \%$, C = consumo, [m³/h]; $\Delta \%$ = percentagem para futura ampliação, a qual será desprezada nesse projeto por já se tratar de uma derivação. É importante considerar valores de fuga no dimensionamento, valores esses que variam de 5 a 10%. O valor do consumo C é determinado dentro das condições possíveis de projeto, conforme item (3.5) deste trabalho, para um dado diâmetro de garganta de bocal e dividindo a equação (2.23), na qual se considera a vazão mássica constante e uma condição de entupimento (Mach=1) na garganta, pela massa específica do ar.

- Comprimento da linha [m]

É obtido pelo comprimento linear da tubulação acrescentado dos comprimentos equivalentes de todos os pontos de estrangulamento, esses pontos de estrangulamento são constituídos por todos os elementos de ligação da rede (curvas, tês, registros, etc.) necessários para a distribuição do ar na linha dimensionada. Estes estrangulamentos devem ser convertidos em comprimentos equivalentes, ver Tabela 2. Assim, o comprimento total da rede é obtido por,

$$L_t = L_1 + L_2 \quad (3.1)$$

Em que: L_t = comprimento total da rede, [m]; L_1 = comprimento linear de rede, [m]; L_2 = comprimento equivalente (pontos de estrangulamento), [m].

Com a utilização do programa CAD *Autodesk Inventor 2016*®, o levantamento dessas informações foi facilitado e é mostrado na Tabela 2:

Tabela 1 – Comprimento retilíneo e comprimento equivalente dos acessórios.

Acessórios	Comprimento Equivalente [m]	Quantidade
COTOVELOS RAIO LONGO 90°	1,8	11
T COM FLUXO EM DERIVAÇÃO	9	4
T COM FLUXO EM LINHA	3	2
VALVULA DE ESFERA N/A	1	3
COMPRIMENTO RETÍLINEO DE TUBULAÇÃO	30	

Fonte: O Autor

- Queda de pressão admissível [kgf/cm²]

A queda de pressão ao longo da tubulação está associada à rugosidade interna da mesma, aos estrangulamentos e ao tipo de escoamento do fluido. A perda de carga do projeto será calculada no próximo item desse capítulo. Para o dimensionamento será adotada a perda de carga conforme a faixa indicada por Santos e Silva (2009) na qual a perda de carga não deve exceder 0,3 kgf/cm² ou, em grandes redes, um máximo de 0,5 kgf/cm².

- Pressão de trabalho [kgf/cm²]

É a pressão à qual a tubulação está submetida. Como a pressão será variável e controlada pela válvula reguladora de pressão, será adotada a condição máxima de pressão possível que, neste caso, é de aproximadamente 40 kgf/cm².

- Cálculo do diâmetro mínimo da rede [mm]

Com os itens acima já determinados, calcula-se o diâmetro mínimo da rede necessário para satisfazer o consumo de ar através da equação abaixo (SANTOS; SILVA, 2009),

$$d_i = 10. \sqrt[5]{\frac{1,663784.10^{-3}.Q^{1,85}.L_t}{\Delta P.P_t}} \quad (3.2)$$

na qual d_i representa o diâmetro interno em mm, ΔP a queda de pressão admissível em kgf/cm², P_t a pressão de trabalho em kgf/cm², L_t o comprimento da linha em m e Q a vazão em m³/h.

O diâmetro obtido corresponde ao diâmetro interno da tubulação, porém, é necessário convertê-lo para diâmetros comerciais, ver Anexo A. Esse valor do diâmetro será necessário para especificar os flanges e a válvula de esfera.

3.5 CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO

As condições de operação do projeto, como tempo de ensaio e números de Mach que poderão ser atingidos, serão determinadas usando as relações isentrópicas para um gás caloricamente perfeito (ANDERSON, 2007).

Para se estimar o tempo de ensaio, que é o tempo de descarga do reservatório para uma dada razão de pressões constante, será utilizada a relação

$$t = \frac{m}{\dot{m}} \quad (3.3)$$

no qual t é o tempo de ensaio em s, \dot{m} é a vazão mássica em kg/m³ e m é a massa a ser descarregada do reservatório calculada pela equação (2.11).

Será determinado o envelope de operação do projeto para os seguintes tamanhos de diâmetros de garganta, em metros: 0,03; 0,04; 0,05; 0,06 e 0,07.

O valor máximo de carga útil para ensaio será estabelecido retirando-se da carga total conhecida, de 4 MPa, o valor estimado da perda de carga que é de 100 kPa.

Também serão levantadas as condições de razão de área e pressão requerida na estagnação para que um determinado bocal atinja determinados valores de Mach, considerando novamente o escoamento de um gás isentrópico caloricamente perfeito.

3.6 PERDA DE CARGA

Quando se trata de escoamentos internos, é importante conhecer algumas características geométricas e condições do escoamento para se determinar sua perda de carga. Ela é decorrente da energia dissipada devido ao atrito das paredes da tubulação, conhecida como perda de carga distribuída, ou devido a variação brusca da velocidade, em módulo ou direção, também chamada de perda de carga localizada.

Para se determinar a perda de carga distribuída é necessário conhecer o número de Reynolds que é um número adimensional usado para a estimativa do estabelecimento do regime de um escoamento podendo ser laminar ou turbulento, o número é expresso pela equação

$$R_e = \frac{\rho.V.D}{\mu} \quad (3.4)$$

na qual V é a velocidade média do fluido em m/s, D é o diâmetro interno da tubulação em m, ρ é a massa específica do fluido em kg/m³ e μ é a viscosidade dinâmica do fluido em Pa.s.

A perda de carga distribuída em um duto de seção circular, pode ser calculada pela equação de Darcy-Weisbach

$$h_d = f \frac{L}{D} \rho \frac{V^2}{2} \quad (3.5)$$

sendo h_d a perda de carga distribuída em Pa, f o fator de atrito, L o comprimento da tubulação em m, D o diâmetro da tubulação em m, V a velocidade do escoamento em m/s e ρ a massa específica em kg/m³.

Para evitar a necessidade do uso de métodos gráficos na obtenção de f para escoamentos turbulentos, diversas expressões matemáticas foram criadas por ajuste de dados experimentais. Miler (FOX; MCDONALD; PRITCHARD, 2006) sugere uma equação que apresenta um resultado com desvio dentro de 1%,

$$f = 0,25. \left[\log \left(\frac{\varepsilon/D}{3,7} + \frac{5,74}{Re^{0,9}} \right) \right]^{-2} \quad (3.6)$$

sendo ε a rugosidade do material em m, D o diâmetro interno da tubulação em m e Re o número de Reynolds. Essa equação é válida para valores de $10^{-6} < \varepsilon/D < 10^{-2}$ e $5000 < Re < 10^8$.

A perda de carga localizada é determinada por um método baseado no coeficiente de perda de cada acessório (MUNSON *et al.*, 1997)

$$h_l = K \cdot \rho \cdot \frac{V^2}{2} \quad (3.7)$$

no qual h_l é a perda de carga localizada, em Pa, K é o somatório dos coeficientes de cada acessório, conforme Tabela 3 (ver Anexo B), V é a velocidade média do fluido em m/s e ρ é a massa específica do fluido em kg/m³. O valor de k para a válvula reguladora de pressão varia de acordo com a abertura da válvula. Para o projeto está sendo estimado uma abertura média.

Tabela 2 – Coeficientes de perda de carga localizada.

Acessórios	k	Quantidade	Total
COTOVELO RAIO LONGO 90°	0,2	11	2,2
T COM FLUXO EM DERIVAÇÃO	1	4	4
T COM FLUXO EM LINHA	0,2	2	0,4
VALVULA DE ESFERA N/A	0,05	3	0,15
VALVULA REGULADORA DE PRESSAO	16	1	12

Fonte: O Autor

Para se determinar a velocidade do escoamento na tubulação serão utilizadas as equações (2.1), (2.11) e (2.23).

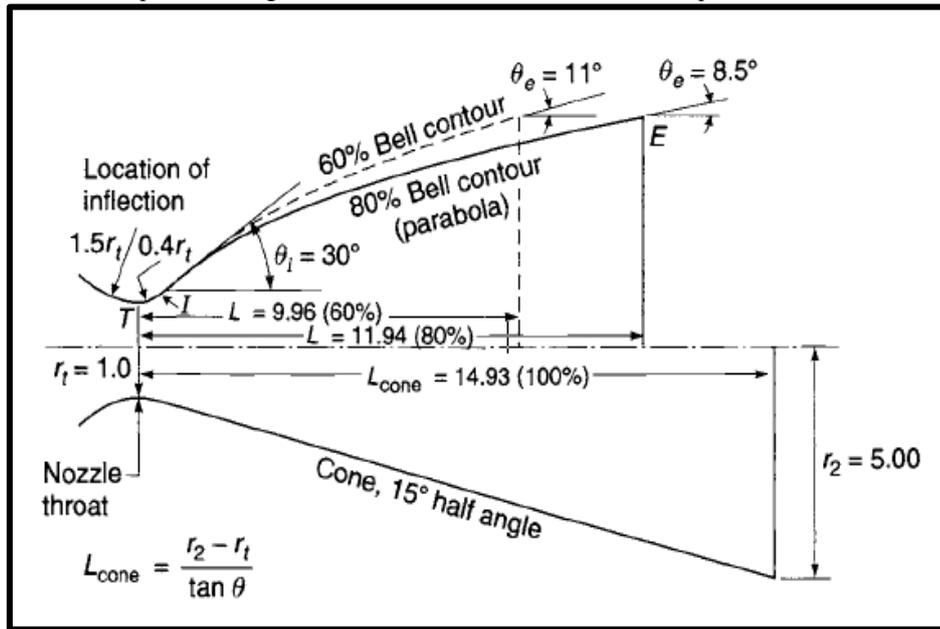
O valor da perda de carga total é a soma da perda de carga distribuída e da perda de carga localizada. Esse valor será utilizado para estabelecer parâmetros de operação mais próximos do real.

3.7 PROJETO INICIAL DO BOCAL

Rao (1958) propõe um método para definir o contorno do bocal de forma analítica. Um bocal com perfil parabólico, também chamado de “*bell*” (sino), possui uma eficiência melhor do que um perfil cônico tradicional.

O comprimento do bocal parabólico pode ser descrito por L_f , que é o percentual do comprimento do bocal quando comparado ao bocal cônico de α igual a 15°. A Figura 27 mostra um exemplo de conversão dos parâmetros entre um bocal cônico e seu equivalente em formato parabólico.

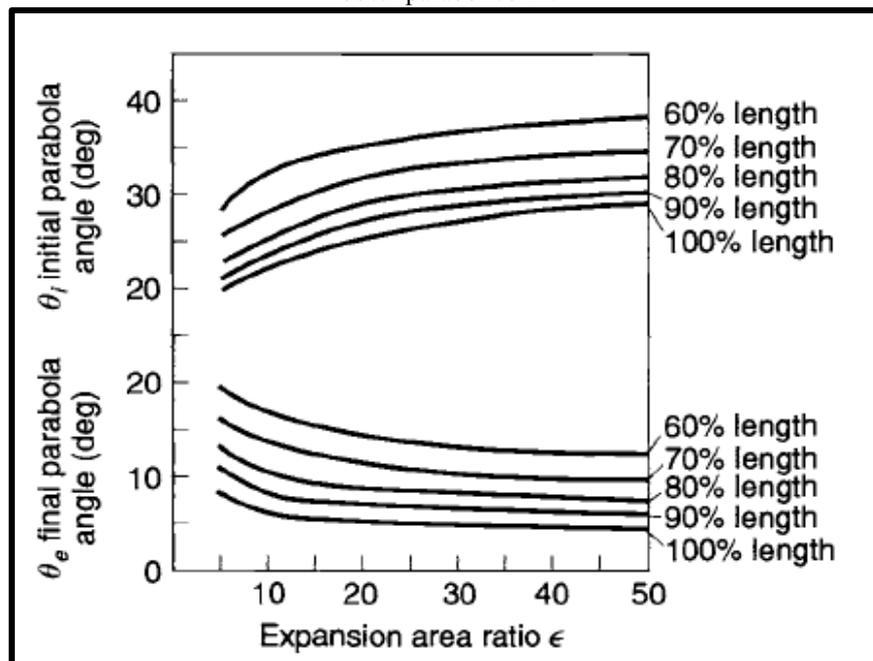
Figura 27 – Valores e parâmetros geométricos de um bocal cônico e seu equivalente em formato parabólico.



Fonte: (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

A Figura 28 mostra a relação entre os ângulos θ_i e θ_e do perfil parabólico, o coeficiente de expansão ϵ e o parâmetro L_f . Mais informações podem ser obtidas em Sutton e Biblarz (2010). Esses ângulos determinam a geometria do bocal para um escoamento isentrópico com mesmo Mach de saída que um perfil cônico de maior comprimento, sem criar descontinuidades no escoamento.

Figura 28 – Gráfico de relação entre os ângulos do perfil parabólico com taxa de expansão e comprimento do bocal parabólico L_f .



Fonte: (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

O desenho inicial para os diferentes tipos de bocais será obtido utilizando o programa desenvolvido por Hetem, Miraglia e Rafael (2012), que usaram o método de Rao, (1958). Serão obtidos os pontos que descrevem a curva dos bocais com os diâmetros de gargantas de acordo com o item 3.5 e outros parâmetros como L_f e coeficientes de expansão escolhidos para um projeto inicial.

3.8 ESTRUTURA DE FIXAÇÃO

A configuração da estrutura de fixação pode ser vista em detalhe na Figura 21-c. Ela é composta por uma coluna rígida, uma coluna de apoio, chapas, chumbadores químicos e flanges fixados por parafusos e porcas. É muito importante que a estrutura seja rígida para resistir ao empuxo gerado pela descarga de ar.

Para não super dimensionar a estrutura, mas para garantir também que ela resistirá aos esforços solicitados, foi feita uma análise de tensão utilizando o programa *CAD Autodesk Inventor 2016*. Como o tempo para uma análise com o modelo completo do túnel gerado em CAD levaria muitas horas e o intuito da análise é obter uma ordem de grandeza das tensões, foram utilizados apenas os flanges, a câmara de estagnação, a coluna fixa, a chapa soldada na câmara de estagnação e a chapa chumbada ao chão para a análise.

Em uma análise de tensão, é necessário definir os seguintes itens:

- Material: foram definidos conforme Tabela 4;

Tabela 3 – Materiais utilizados para análise estática.

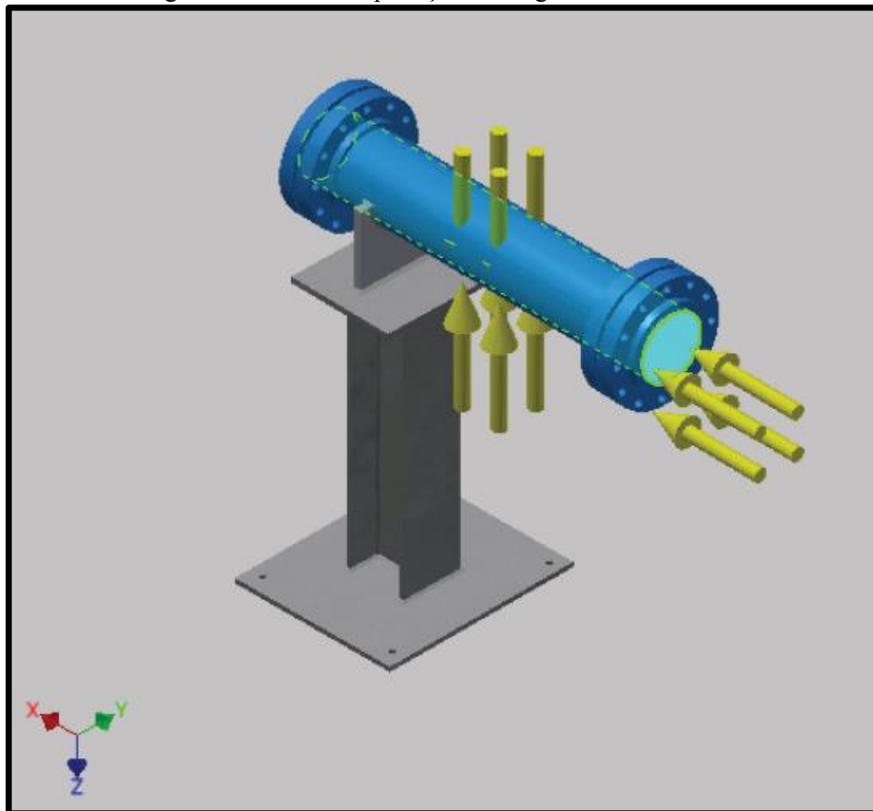
Quantidade	Nomenclatura	Material
4	FLANGE SOBREPOSTO - RF - ANSI B 16.5-#8" 300Lb	ASTM A105
1	TUBO VI - Ø8"x 1000 SCHEDULE 80	ASTM A106
1	CHAPA LISA - 650x550x5/8"	ABNT 1010/20
1	CHAPA LISA 410x320x1/2"	ABNT 1010/20
1	CHAPA LISA 350x350x5/8"	ABNT 1010/20
1	PERFIL H- W8x8 (203x203)	ASTM A36

Fonte: O Autor

- Condições de contato: foram atribuídos contatos automáticos pelo software. Sendo as chapas soldadas na coluna, os flanges fixados por parafusos e soldados no tubo, e a chapa soldada no tubo;

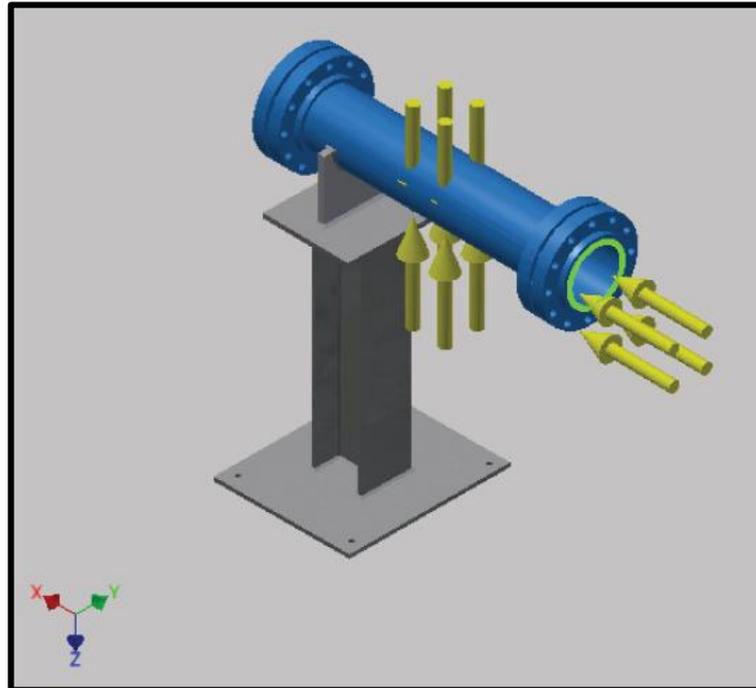
- Cargas: são consideradas duas cargas mais críticas na análise: a pressão interna na estagnação e o empuxo. Para se quantificar esse empuxo utilizaram-se as equações (2.20) e (2.23), dados o diâmetro de garganta e uma pressão de estagnação pré-estabelecidos dentro das condições de operação. A pressão interna é a pressão de estagnação considerada para o cálculo do empuxo. As faces onde foram aplicadas as cargas podem ser vistas nas Figura 29 e Figura 30. As setas referentes às cargas aplicadas são: setas verticais para a pressão interna e setas longitudinais para o empuxo.

Figura 29 – Face da aplicação da carga: Pressão Interna.



Fonte: O Autor

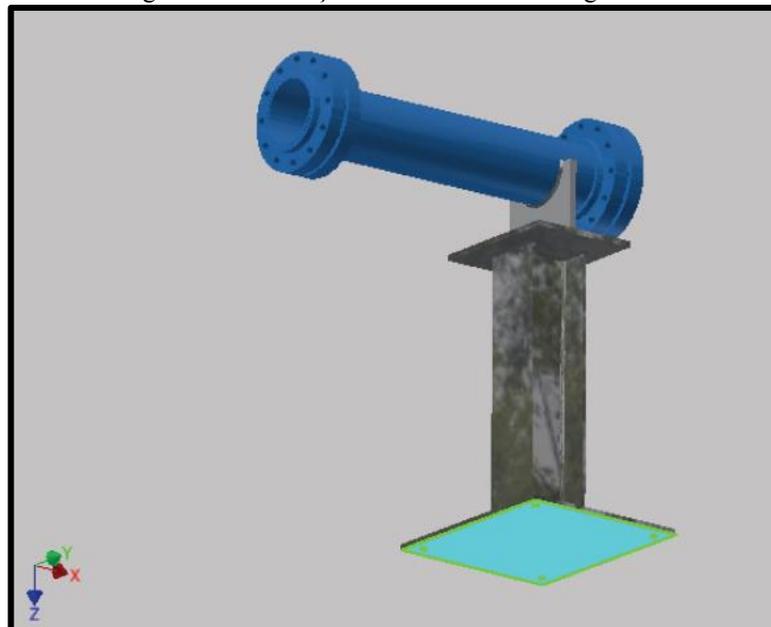
Figura 30 – Face da aplicação da carga: Empuxo.



Fonte: O Autor.

- Condições de contorno: foi considerada engastada a face inferior da chapa chumbada ao chão, conforme Figura 31.

Figura 31 – Condição de contorno: Face engastada.



Fonte: O Autor.

Foram feitas simulações para alguns perfis de coluna e para algumas espessuras da chapa soldada no tubo, com a finalidade de se determinar as menores dimensões e por consequência uma estrutura mais barata.

4 RESULTADOS

4.1 DIMENSIONAMENTO DA REDE

Seguindo os parâmetros do item 3.4, foi possível determinar o valor de 6” para o diâmetro da rede de fornecimento de ar do projeto e, com esse valor determinado, a válvula de esfera e os flanges selecionados foram com as seguintes especificações: Válvula de esfera bipartida #6"Classe 300 Passagem Plena – WCB e flange sobreposto – RF - ANSI B 16.5 - #6" 300Lb.

A Tabela 5 mostra uma lista de material completa para utilização no projeto de adaptação do TTP.

Tabela 4 – Materiais dimensionados para o projeto.

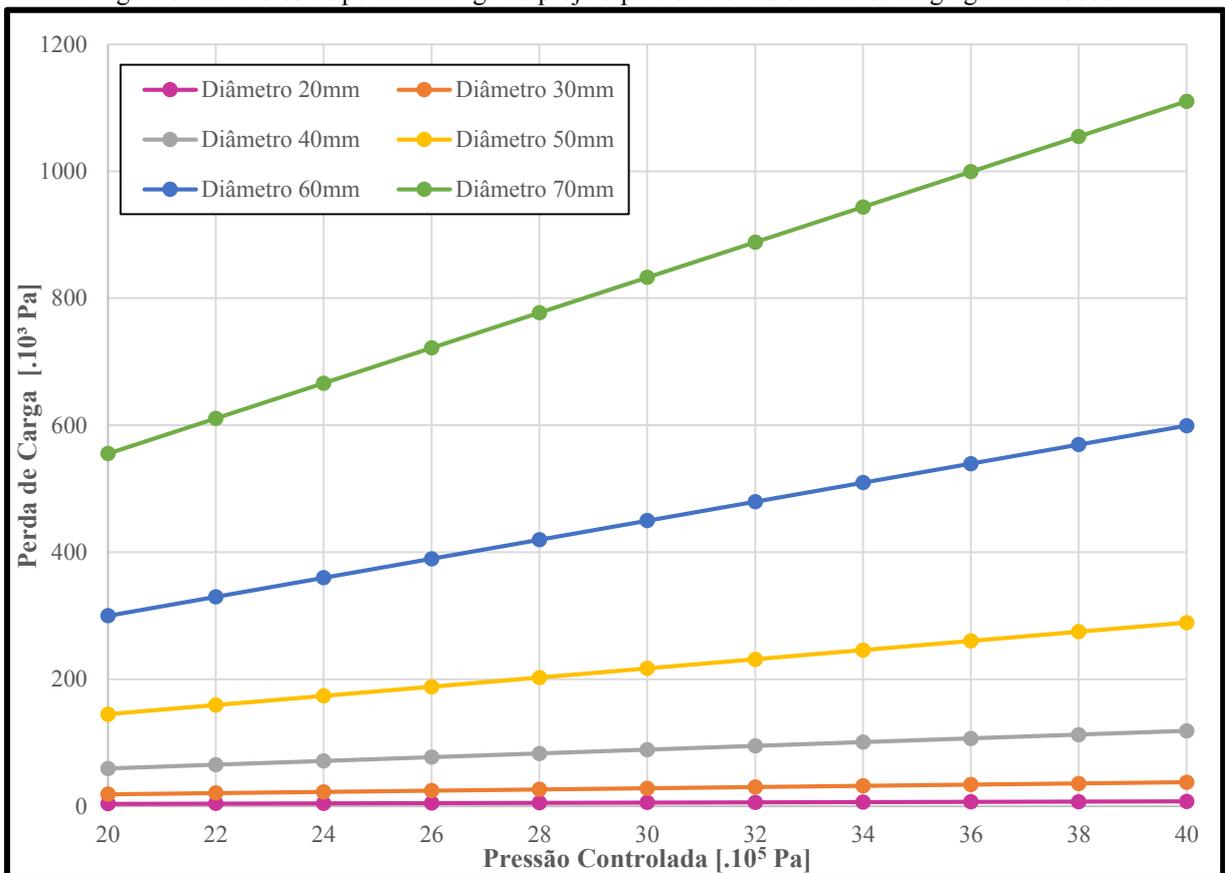
Quantidade	Nomenclatura	Material
1	TE - ANSI B 16.9 - #6" SCH80	ASTM 234 WPB
4	FLANGE SOBREPOSTO - RF - ANSI B 16.5-#6" 300Lb	ASTM A105
2	VALVULA DE ESF. BIPARTIDA #6"CLASSE 300 PP - WCB	
1	TUBO I - Ø6"x 555 SCHEDULE 80	ASTM A106
1	TUBO II - Ø6"x 200 SCHEDULE 80	ASTM A106
3	CURVA 90° - RAI0 LONGO -ANSI B 16.9-#6" SCH 80	ASTM 234 WPB
1	TUBO III - Ø6"x 1800 SCHEDULE 80	ASTM A106
1	TUBO IV - Ø6"x 1540 SCHEDULE 80	ASTM A106
1	TUBO V - Ø6"x 800 SCHEDULE 80	ASTM A106
1	REDUÇAO CONCENTRICA - ANSI B 16.9- #8"x6" SCH 80	ASTM 234 WPB
1	FLANGE SOBREPOSTO - RF - ANSI B 16.5-#8" 300Lb	ASTM A105
1	CHAPA LISA - 550x300x5/8"	ABNT 1010/20
1	PERFIL I ISSO 657_15 - SB 270x41x1150	ASTM A36
3	FLANGE SOBREPOSTO - RF - ANSI B 16.5-#8" 300Lb	ASTM A105
1	TUBO VI - Ø8"x 1000 SCHEDULE 80	ASTM A106
1	BOCAL 12° 8"x410	ALUMINIO 1065
1	CHAPA LISA - 650x550x5/8"	ABNT 1010/20
1	CHAPA LISA 410x320x1/2"	ABNT 1010/20
8	CHUMBADOR QUÍMICO 1/2" - PBA	HILT
1	CHAPA LISA 350x350x5/8"	ABNT 1010/20
2	PERFIL H- W8x8 (203x203)	ASTM A36

Fonte: O Autor

4.2 PERDA DE CARGA

As perdas de carga do projeto foram calculadas para diferentes valores de diâmetros de garganta e pressão, conforme item 3.5. A Figura 32 mostra os valores dessas perdas de carga no trajeto do ar que serão utilizadas como parâmetro para determinação da condição de projeto mais próxima do real.

Figura 32 - Valores de perda de carga do projeto para diferentes diâmetros de garganta do bocal.



Fonte: O Autor

4.3 CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO

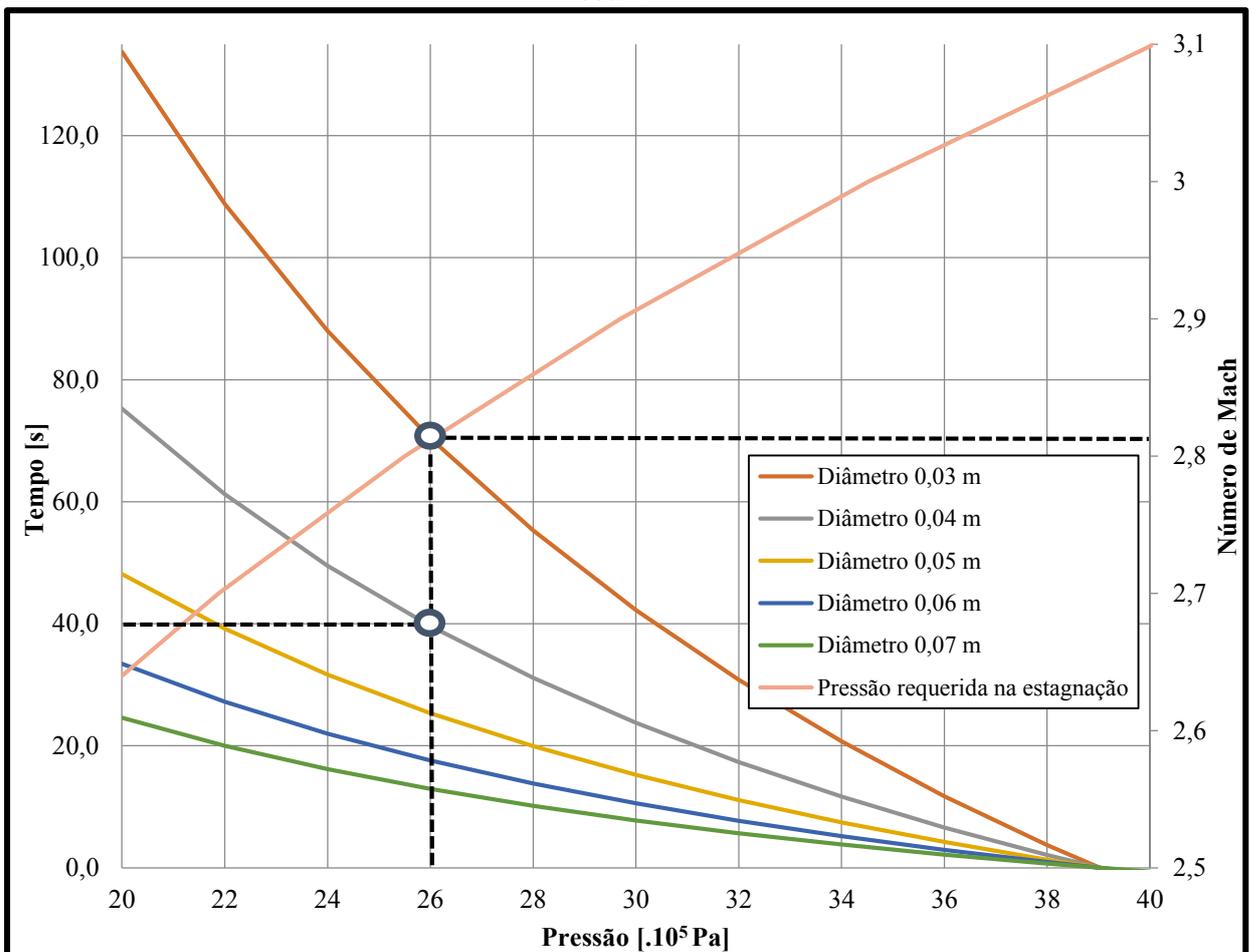
A gama de parâmetros para os ensaios experimentais é apresentada nas Figuras 33 e Figura 34. A partir da Figura 33, a pressão de estagnação necessária, o número Mach e o tempo estimado para um ensaio em regime estacionário podem ser obtidos.

Para essa gama de parâmetros foi considerado um único valor de perda de carga de 100 kPa. Por exemplo, para um diâmetro da garganta de 0,04 m, um ensaio com carga máxima de 3,9 MPa à pressão de estagnação de 2,6 MPa pode ser mantido por 40 s, com um número de Mach de saída de 2,81 aproximadamente. Na prática, estes valores irão apresentar pequenos

desvios em relação aos valores teóricos devido as perdas por vazamento no sistema e ao tempo de resposta da válvula de controle.

Em um bocal maior com um diâmetro de garganta de 0,07 m, tem-se um tempo de 12 segundos de ensaio com pressão constante controlada a 2,6 MPa, com valor de Mach de saída de 2,81.

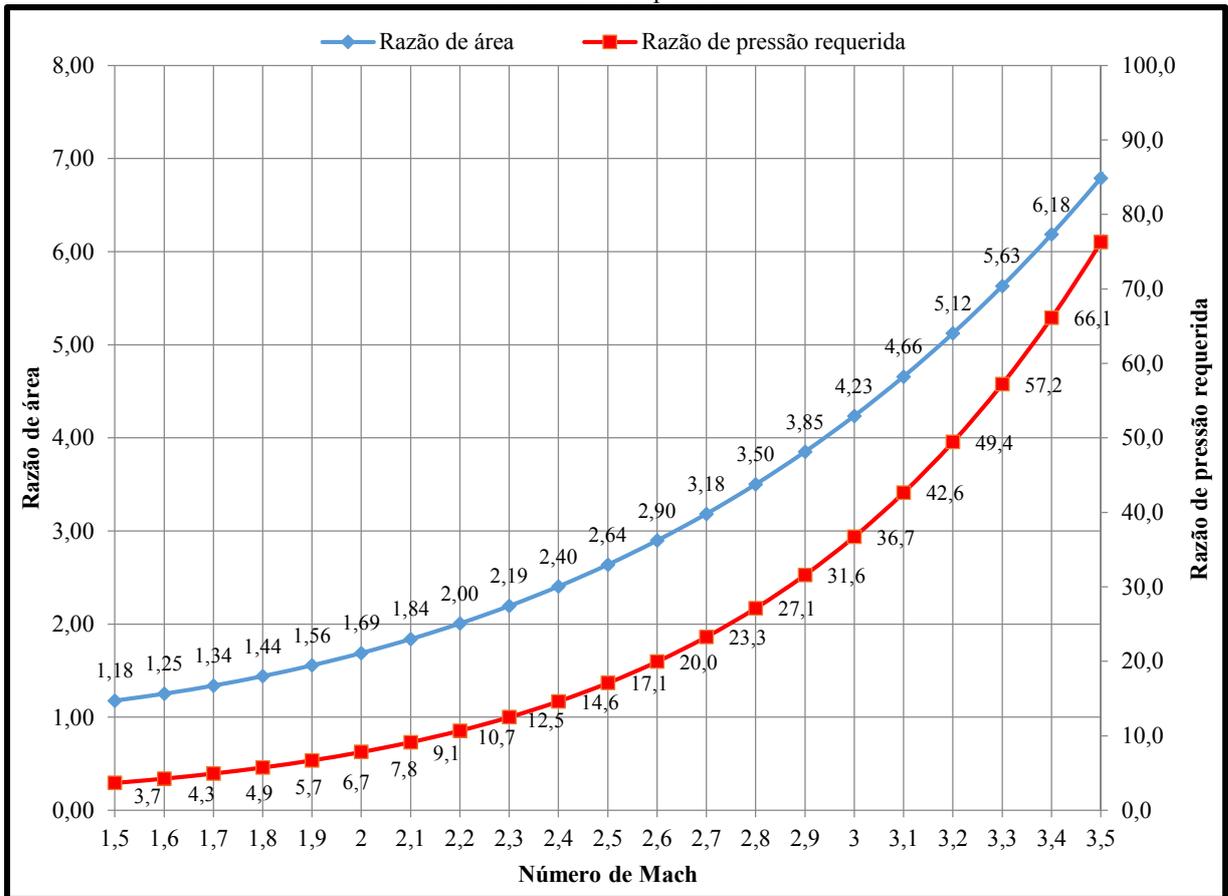
Figura 33 - Condições teóricas para escoamento isentrópico. Número de Mach atingidos na saída e tempo de experimento aproximado para uma pressão disponível de 3,9 MPa, e para diferentes diâmetros de garganta do bocal.



Fonte: O Autor

A Figura 34 apresenta a relação entre o coeficiente de expansão, ou razão de área, razão de pressão e número Mach considerando, novamente, o escoamento de um gás isentrópico caloricamente perfeito. Assim, por exemplo, para atingir um número de Mach 3,0 a razão entre as pressões na entrada (estagnação) e saída do bocal deve ser de 36,7 e é necessária uma razão de área de 4,23. A mesma análise pode ser executada diretamente para outros números de Mach.

Figura 34 - Relação entre número Mach, razão de área e razão de pressão para escoamento de um gás isentrópico e caloricamente perfeito.



Fonte: O Autor

As Figuras 33 e 34 representam o escoamento de projeto, para as condições citadas, e contém informações necessárias para projetar, utilizando o método de Rao, a curva de um bocal otimizado.

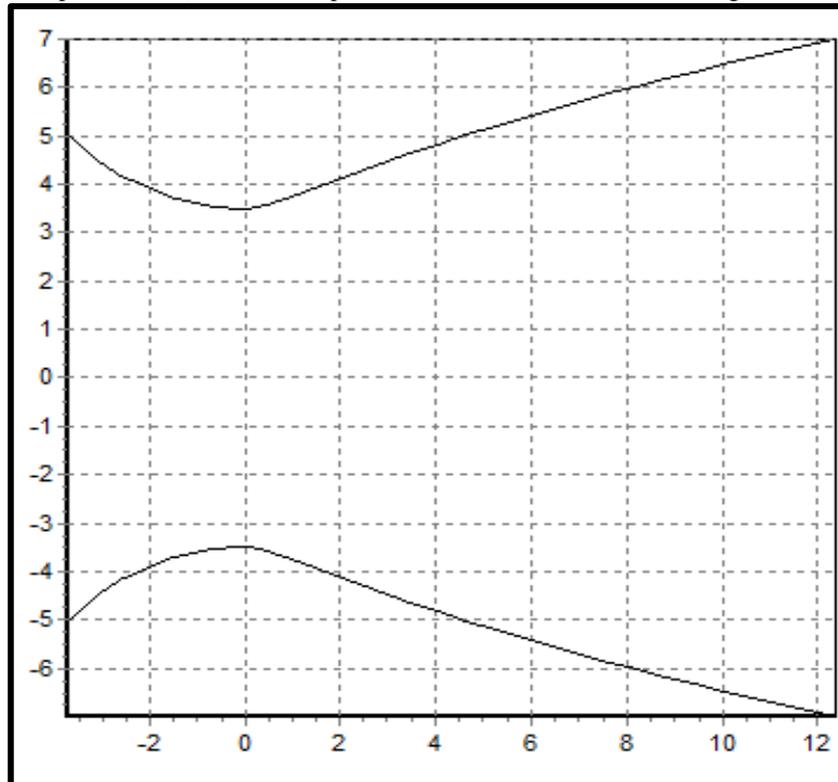
4.4 PROJETO DO BOCAL

Como um projeto inicial, o contorno de um bocal parabólico otimizado para o caso de uma garganta do bocal de 0,04 m de diâmetro, um comprimento relativo de 90% e coeficiente de expansão, ϵ , de 4,23 é mostrado na Figura 35, a partir dos parâmetros calculados nos gráficos anteriores.

Já a Figura 36 apresenta um bocal com diâmetro de garganta igual a 0,07 m de diâmetro, comprimento relativo de 90% também e um coeficiente de expansão igual a 10.

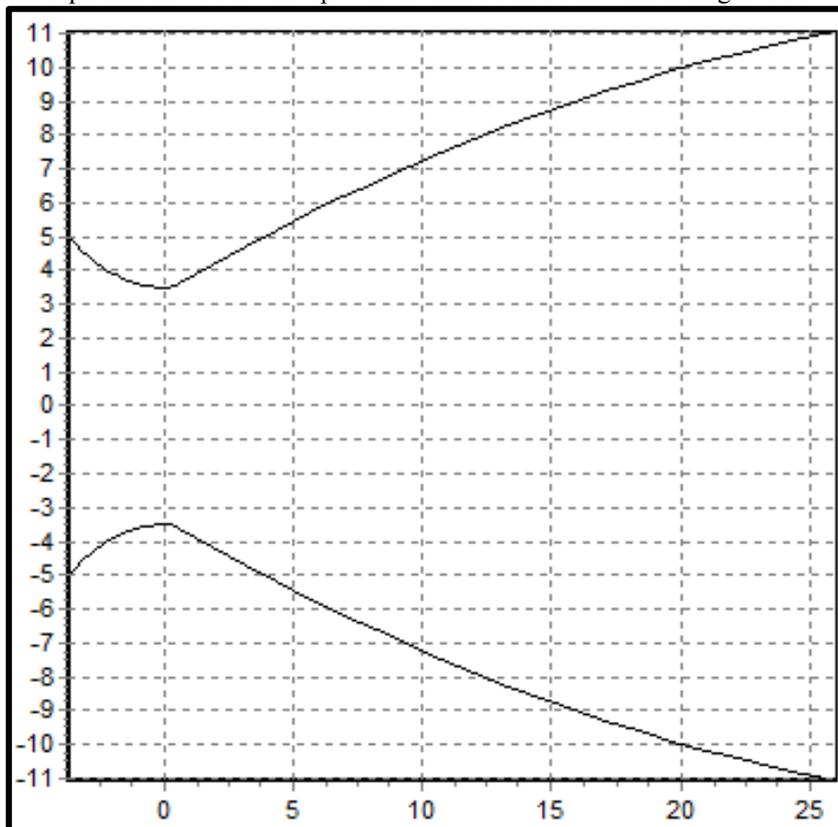
A Figura 37 mostra um modelo 3D desse mesmo bocal, Figura 36, com coeficiente de expansão igual a 10, feito no software CAD *Autodesk Inventor 2016* ®.

Figura 35 - Parâmetros de projeto para um bocal parabólico otimizado com diâmetro de garganta de 0,04m, coeficiente de expansão de 4,23 e um comprimento relativo de 90%. Escala do gráfico em centímetros.



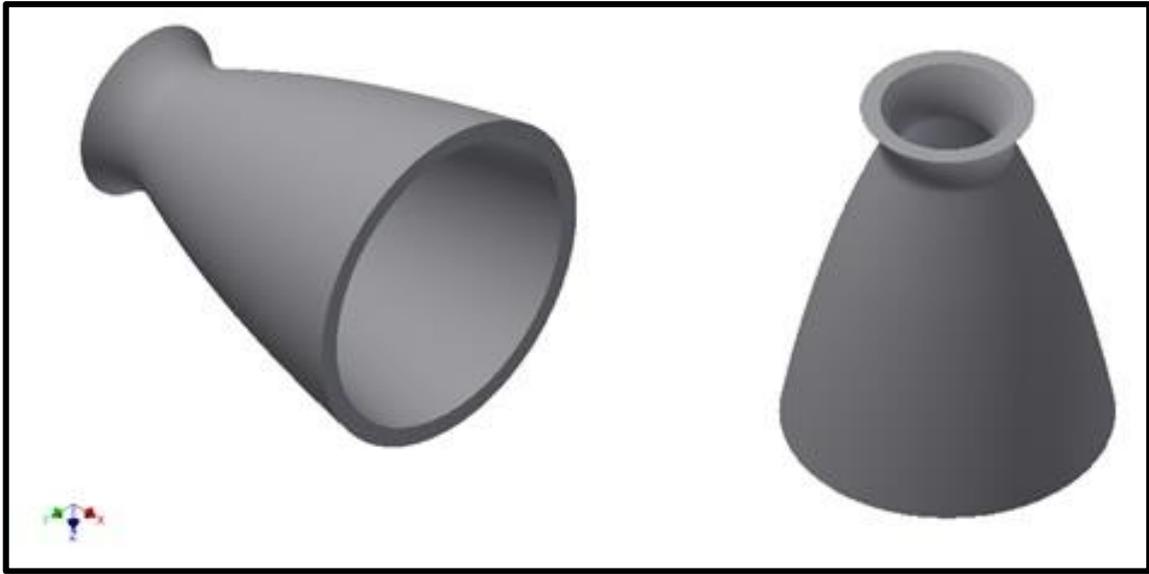
Fonte: O Autor

Figura 36 - Parâmetros de projeto para um bocal parabólico otimizado com diâmetro de garganta de 0,07m, coeficiente de expansão de 10 e um comprimento relativo de 90%. Escala do gráfico em centímetros.



Fonte: O Autor

Figura 37 – Modelo 3D de um bocal parabólico otimizado feito no Autodesk Inventor 2016, com diâmetro de garganta de 0,07 m, coeficiente de expansão de 10 e um comprimento relativo de 90%.



Fonte: O Autor

4.5 ANÁLISE ESTÁTICA

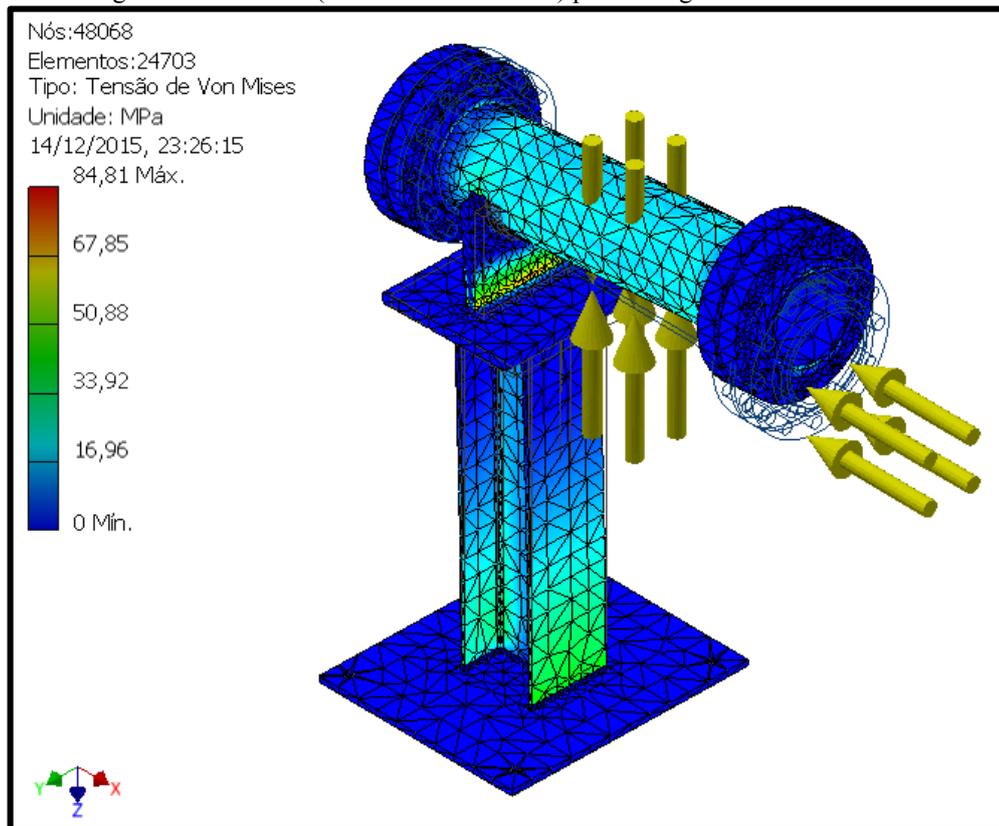
Os resultados da análise estática conforme item 3.8 são mostrados abaixo. Além das considerações citadas, o valor de empuxo aplicado foi de aproximadamente 20 kN e com uma pressão interna no tubo de 3,6 MPa. Foram empregados limites de escoamento de aproximadamente 200 MPa para materiais de aço.

Neste projeto foi utilizado o FEA (Análise por Elementos Finitos), que é o método mais comum para realizar vários tipos de análises. O termo elementos finitos referem-se a refinamento da geometria em malhas. O tamanho médio dos elementos (como fração do comprimento da caixa delimitadora) é de 0,1, o ângulo máximo de giro é de 60° e o limiar de refinamento foi de 0,75 (em uma faixa de 0 a 1).

Na Figura 38, os valores de tensões máximas obtidas pelo carregamento combinado do empuxo com a pressão interna são mostrados. O valor máximo encontrado foi de 84,81 MPa localizado na chapa que une a estrutura fixa ao tubo. Os valores de deslocamento são mostrados na Figura 39, com valor máximo de $3,65 \cdot 10^{-3}$ m.

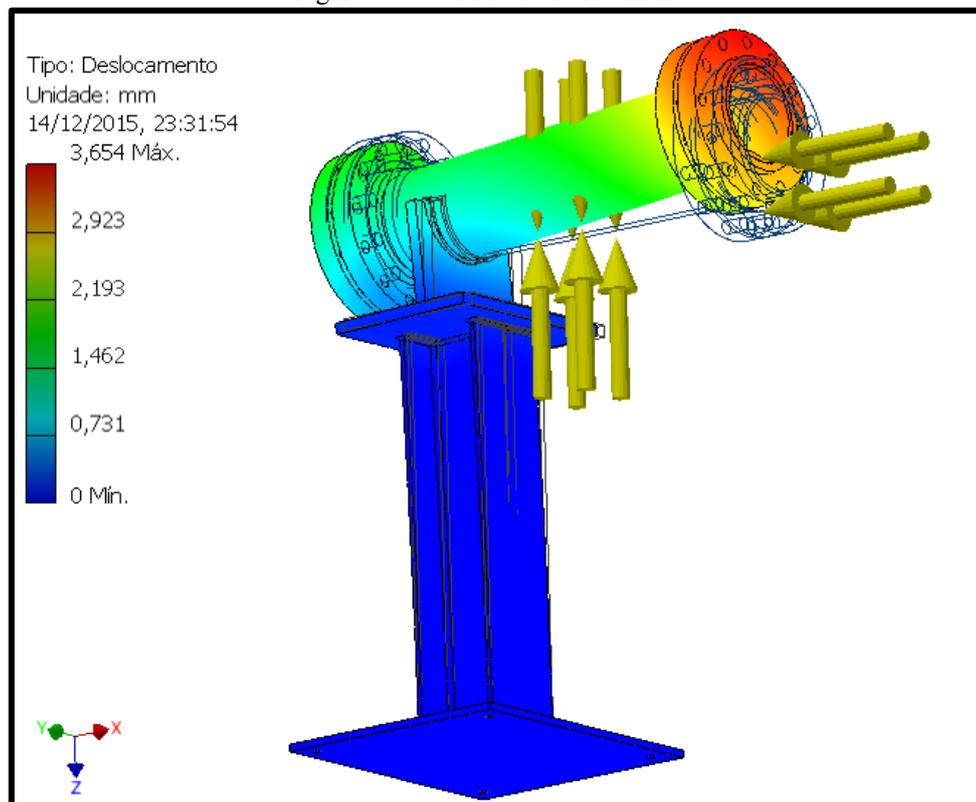
A Figura 40 apresenta os valores dos coeficientes de segurança que indicam um valor mínimo de 2,45.

Figura 38 – Tensões (critério de Von Mises) para carregamentos combinados.



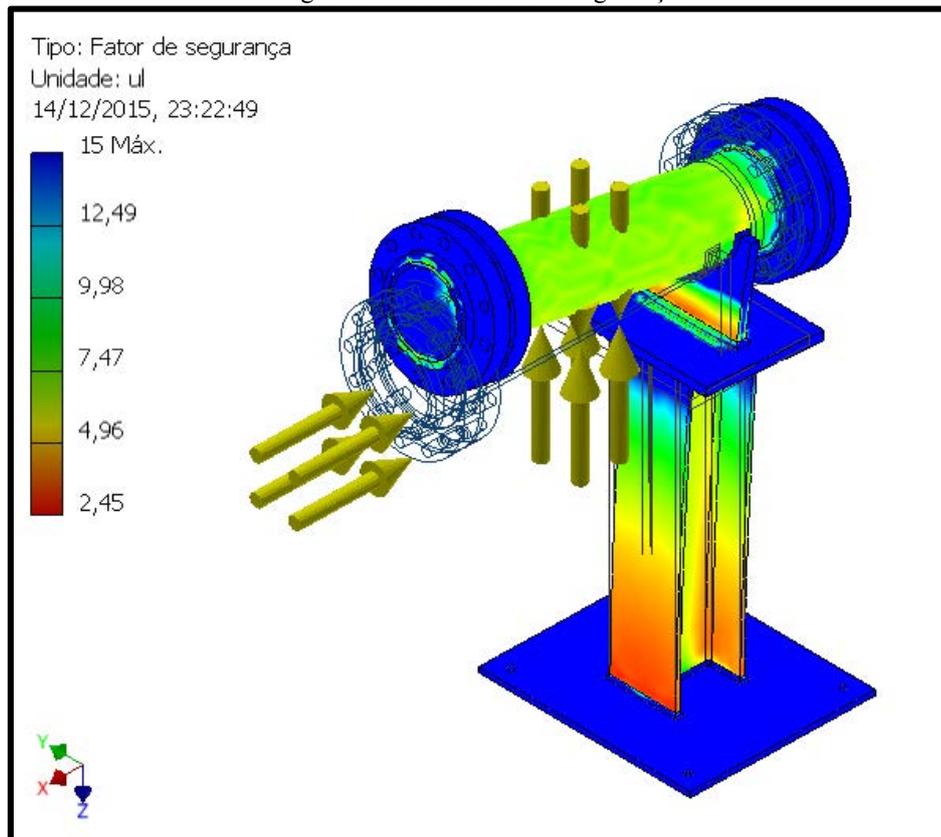
Fonte: O Autor

Figura 39 – Valores de deslocamento.



Fonte: O Autor

Figura 40 – Coeficiente de segurança.



Fonte: O Autor

4.6 DISCUSSÃO DE RESULTADOS

O cálculo do diâmetro de rede apresentou um bom resultado, pois é o mesmo diâmetro da rede do sistema de injeção do túnel, evitando assim, a necessidade de elementos de contração ou de expansão que aumentem a perda de carga no sistema.

Esse valor de diâmetro é relativamente alto quando comparado àqueles de garganta, isso indica uma baixa velocidade de escoamento na tubulação e aproxima ainda mais a consideração de estagnação do escoamento no percurso do ar pela tubulação.

Os elementos do projeto selecionados, como a válvula e os flanges, atendem às especificações de geometria e de carga.

A capacidade operacional da instalação será limitada por uma pressão de operação dos reservatórios para o estado estacionário usando o sistema de válvula de controle, pois além do lapso na abertura da válvula, ensaios em regime estacionário requerem um tempo mínimo de pelo menos 10 segundos para aquisição dos dados. Contudo, pode ser utilizada pressão de até 3,9 MPa para experiências transientes usando um disco de ruptura após a câmara de estagnação.

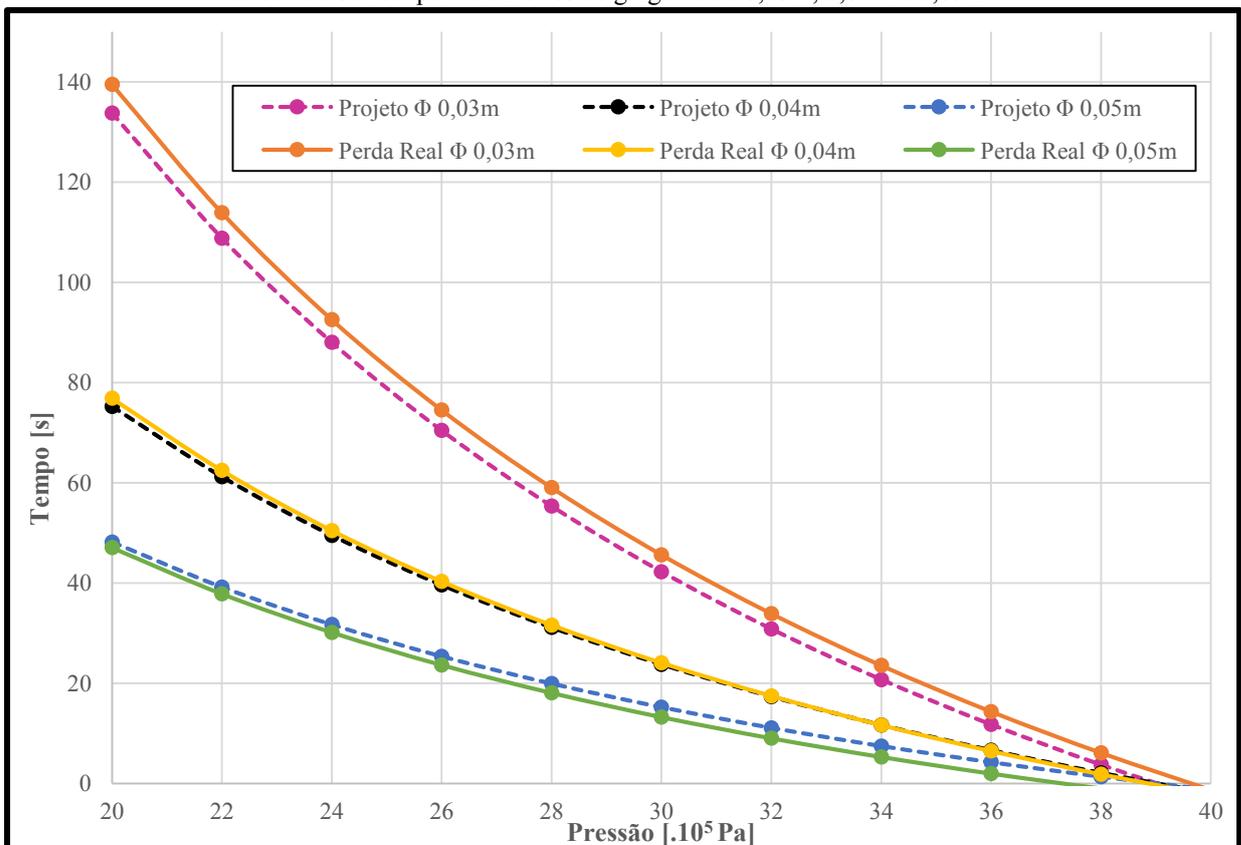
O ar expelido do bocal irá fluir diretamente para a atmosfera. Esta restrição limita a gama de razões de pressão do bocal que será possível alcançar.

O valor de perda de carga estimado para o cálculo inicial das condições de operação apresentou uma boa aproximação, comparado as das perdas de carga calculadas, para valores de diâmetro de garganta iguais a 0,03m, 0,04m e 0,05m. A Figura 41 mostra essa diferença e indica a Figura 33 com bons resultados que podem ser utilizados para operação do projeto.

A Figura 42 mostra, no entanto, que para valores de diâmetro de garganta de 0,06m e 0,07m a aproximação não é razoável e os tempos de ensaio disponíveis apresentam diferenças consideráveis.

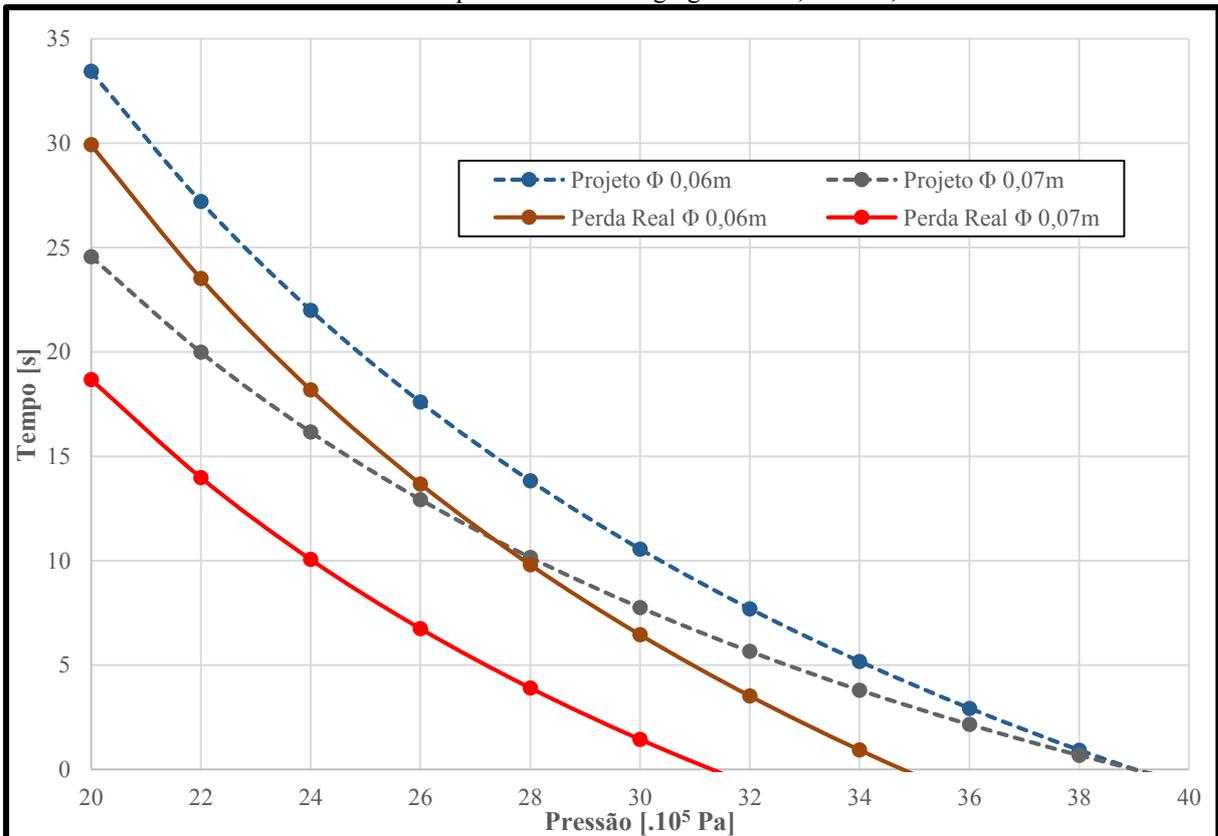
O valor estimado inicialmente e que pode ser aproximado do real para alguns diâmetros de garganta, conforme citado acima, representa uma queda de 2,5% da pressão de projeto, ou pressão nos reservatórios. Apesar de não muito significativo, diminui o tempo disponível para realização dos ensaios e a possibilidade de se atingir valores de Mach mais elevados.

Figura 41 – Condições para escoamento com perda de carga estimada em 100 kPa e para perda de carga calculada ou real para diâmetros de garganta de 0,03m, 0,04m e 0,05m.



Fonte: O Autor

Figura 42 – Condições para escoamento com perda de carga estimada em 100 kPa e para perda de carga calculada ou real para diâmetros de garganta de 0,06m e 0,07m.



Fonte: O Autor

É possível através de um investimento maior a expansão da capacidade experimental com a utilização de uma câmara de vácuo, a fim de determinar a eficiência do bocal e a dinâmica de choque instáveis em uma gama mais ampla de proporções de pressão para simular diferentes altitudes e a transição do comportamento durante as variações da pressão ambiente, o que representa um aspecto essencial de engenharia no projeto de um bocal como mostram, por exemplo, os trabalhos de Hagemann e Frey (2007) e Génin *et al.* (2013).

Embora os números de Mach e as taxas de pressão dos bocais a serem alcançados não sejam muito elevados, os ensaios permitem testes em diferentes geometrias de bocais, como, por exemplo, sino, duplo sino e cônicos operando ao nível do mar.

O projeto do bocal inicial será utilizado para o desenho de confecção dos bocais a serem ensaiados, já com geometria otimizada.

Além da segurança no ensaio devido à ausência de necessidade de queima, o projeto apresenta-se seguro quanto ao dimensionamento da estrutura de fixação onde as tensões não atingiram o limite de elasticidade do material. Portanto, é possível garantir que a estrutura de fixação é eficaz, estável e resistente o suficiente para as cargas impostas pelo projeto, apresentando ainda uma grande margem de folga com fator de segurança mínimo de 2,45.

5 CONCLUSÃO

O estudo das adequações das instalações do TTP que foram propostas para a investigação da dinâmica do gás dentro de tubeiras (bocais) de diferentes geometrias, apresentou resultados positivos quanto a viabilidade do projeto.

Em experimentos de funcionamento em regime permanente, o escoamento será controlado por um sistema de válvula de forma a manter uma condição de pressão constante durante um tempo que vai depender da geometria do bocal e das condições iniciais. Para análise de escoamento transiente, medições podem ser realizadas durante o ajuste do sistema de válvula, ou usando um disco de ruptura para simular o início repentino do escoamento.

Por não existirem processos de combustão envolvidos, a nova unidade vai permitir um ambiente experimental seguro, no qual os diagnósticos de escoamento podem ser efetuados utilizando instrumentação convencional como, por exemplo, transdutores de pressão, anemometria de fio quente, pintura sensível à pressão e temperatura, *Schlieren* e outras técnicas experimentais.

Além disso, as experiências que envolvem novas tecnologias ou concepções inovadoras dos bocais podem ser inicialmente testadas com uma redução considerável dos custos, antes de um ensaio com gás quente que é uma experiência completa e que ainda deve ser executado.

Adicionalmente, o desenvolvimento e calibração de modelos numéricos capazes de simular as interações transientes e o comportamento estacionário e não estacionário em altitudes mais elevadas não é simples e a sinergia entre experimentos laboratoriais e numéricos é de grande valia para a correta avaliação das capacidades das diferentes modelagens de transição e turbulência e também para a escolha de métodos de discretização adequados.

O estudo do envelope de operação, assim como das cargas, trouxe resultados importantes no dimensionamento da estrutura, de modo que se pode conhecer os regimes de ensaios teoricamente possíveis e não super dimensionar seus elementos de projeto. Mesmo que apenas em ordem de grandeza, o projeto possui um coeficiente de segurança relativamente alto, no valor de 2,45, o que garante a rigidez do sistema para eventuais sobrecargas ou esforços não considerados inicialmente.

Foram realizados orçamentos para fabricação do projeto, desde a compra dos elementos até a instalação e soldagem dos mesmos. O valor médio para construção deste projeto é de aproximadamente R\$ 75 mil reais, os valores para cada ensaio seriam apenas referentes à fabricação do bocal a ser estudado, do carregamento dos reservatórios de ar comprimido e do instrumental de medição.

Mesmo os números de Mach não atingindo valores tão altos quando comparados àqueles alcançados na saída das tubeiras de alguns veículos espaciais o seu regime de operação é similar ao de veículos lançadores de pequeno porte.

Em condições de escoamento compressível e regime supersônico, o comportamento do escoamento e de ondas de choque varia pouco, para números de Mach diferentes, em função das razões de pressão equivalentes, podendo ser aproveitados resultados experimentais com valores de Mach inferiores, para avaliação da eficiência de tubeiras que tenham condições operacionais superiores. Como vantagem adicional, o projeto apoiará a pós-graduação do IAE na formação de recursos humanos na área de propulsão, para realização de práticas de laboratório, e de desenvolvimento de trabalhos científico/tecnológicos.

O instituto conta também com o desenvolvimento de modelos numéricos que poderão ser calibrados com ajustes de condições de contorno, elaboração de malhas e adaptações dos métodos numéricos visando futuras simulações para análise de geometrias de bocais de tubeiras a serem desenvolvidas pelo IAE.

REFERÊNCIAS

AEROSPACEWEB. **Nozzle Overexpansion & Underexpansion**. Disponível em: <<http://www.aerospaceweb.org/question/propulsion/q0220.shtml>>. Acesso em: 20 nov. 2015.

AEROESPACIAL, Departamento de Ciência e Tecnologia. **Organizações**. Disponível em: <<http://www.cta.br/organizacoes.php>>. Acesso em: 01 out. 2015.

AGENCY, European Space. **European Users Guide to Low Gravity Platforms**. 2004. Disponível em: <http://www.esa.int/Our_Activities/Human_Spaceflight/Research/European_user_guide_to_low_gravity_platforms>. Acesso em: 06 jun. 2015.

ANDERSON Jr., J.D. **Modern compressible flow: with historical perspective**. 3. ed. New York: Mcgraw-hill, 2007.

BLAKE, W. B. et al. Surface pressure measurements using luminescent coatings. Annual Review of Fluid Mechanics, Palo Alto, v.33, p. 155-552, 2001.

BRASIL (Org.). **Desafios do programa espacial brasileiro**. Brasília: SAE, 2011. p. 276

BROWN, C. D. Spacecraft Propulsion. **AIAA**, Washington, 1996.

CAISSO, P. et al. A liquid propulsion panorama. **Acta Astronautica**, Elmsford, v. 65, p. 1723-1737, 2009.

CIÊNCIA, Jornal da. **Deutsche zentrum für luft - und raumfahrt - DLR: 40 Anos de Cooperação teuto-brasileira no Transporte Aéreo e Espacial**. 2011. Disponível em: <<http://www.jornaldaciencia.org.br/links/40AnosCooperacao.pdf>>. Acesso em: 9 mar. 2015.

CONTROL, Institute Of Measurement And. **Guide to the Measurement of Force**. 2013. Disponível em: <<http://www.npl.co.uk/upload/pdf/forceguide.pdf>>. Acesso em: 05 nov. 2015.

Davidhazy, A. **Schlieren photography principles**. Rochester Institute of Technology, 1998. Disponível em: <<http://people.rit.edu/andpph/text-schlieren.html>>. Acesso em: 01 nov. 2015.

DLR, Mobile Rocket Base - Moraba. **MORABA - Overview on DLR's Mobile Rocket Base and Projects**. Disponível em: <http://elib.dlr.de/81844/1/2012-05-15_Stamminger_-_SpaceOps.pdf>. Acesso em: 14 out. 2015.

ESPAÇO, Instituto de Aeronáutica e. **Organograma**. Disponível em: <<http://www.iae.cta.br/site/page/view/pt.organograma.html>>. Acesso em: 05 out. 2015.

FALCÃO FILHO, J. B. P.; MELLO, O. A. F. **Descrição técnica do Túnel Transônico do Centro Técnico Aeroespacial**. In: Congresso brasileiro de engenharia e ciências térmicas, 9, 2002, Caxambu, MG: Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), 2002. 12p.

FOX, R. W.; MCDONALD, A. T.; PRITCHARD, P. J. **Introdução à mecânica dos fluidos**. 6. ed. Rio de Janeiro: Ltc, 2006.

GERMER, E. M. **Avaliação do efeito da geometria da seção convergente em tuberias de motor-foguete**. 2014. 205 f. Tese (Doutorado) - Setor de Tecnologia, Programa de Pós-graduação Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2014.

GÉNIN, C. et al. Experimental and numerical study of dual bell nozzle flow. **Progress In Flight Physics**, Germany, v. 5, p. 363-376. mai 2013.

GIORGETTI, M. F. **Fundamentos de fenômenos de transporte para estudantes de engenharia**. São Carlos: P3E Produtos, Processos e Projetos Educacionais, 2008. v. 1000. 512 p.

GREGORY, J. W. et al. A review of pressure-sensitive paint for high-speed and unsteady aerodynamics. **Proceedings Of The Institution Of Mechanical Engineers, Part G: Journal Of Aerospace Engineering**. London, p. 249-290. out. 2007.

HAGEMANN, G.; FREY, M., 2007. Shock pattern in the plume of rocket nozzles: needs for design consideration. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON SHOCK WAVES, 26., 2007, Gottingen, **Proceedings**... Gottingen: [s.n], jul. 2007.

HETEM, A.; RAFAEL, C.F.; MIRAGLIA, J.. Simulation of supersonic catalytic green propellant nozzle rocket engine. **Journal of Aerospace Engineering, Sciences And Applications**, São José dos Campos, p. 112-122. out. 2012.

INMETRO. **Sistema internacional de unidades – SI**. Rio de Janeiro: 2007.114 p. Disponível em: <http://www.inmetro.gov.br/infotec/publicacoes/Si.pdf>. Acesso em: 10 out. 2015.

KEANINI, R. G.; BROWN, A. M. Scale analysis and experimental observations of shock-induced turbulent boundary layer separation in nozzles. **European Journal Of Mechanics B**, [s.l], p. 494-510. mar. 2006.

KWAN, W.; STARK, R. Flow separation phenomena in subscale rocket nozzles. **AIAA**, New York, p.4229. jun. 2002.

LIJO, V. et al. Numerical simulations of transient flows in a rocket propulsion nozzle. **International Journal Of Heat And Fluid Flow**, [s.l], p. 409-417. jun. 2010.

LOURES, L. E. V. **VLM-1 Microsatellite Launch Vehicle, The Simple Way to Get into Orbit**, São José dos Campos: [s.n.], 2011.

MATA, H. O. **Procedimento Experimental para Análise Aerodinâmica de Veículo Lançador de Microsatélites VLM-1**. 2013. 129 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Aeroespacial, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2013.

MUNSON, B. R. et al. **Fundamentos da mecânica dos fluidos**. São Paulo: E. Blucher, 1997. 2 v.

NAVE, L.H.; COFFEY, G.A. Sea level side loads in high-area-ratio rocket engines. **AIAA**, New York, p. 1273 – 1284, 1973.

NGUYEN, A.T. et al. Unsteadiness of flow separation and end-effects regime in a thrust-optimized contour rocket nozzle. **IUTAM Symposium on Unsteady Separated Flows**. Toulouse, 2002.

PCB, Load & Torque Inc.. **Load Cell Handbook - A Technical Overview and Selection Guide**. Disponível em: <<http://www.pcb.com/loadandtorque/load.aspx>>. Acesso em: 3 ago. 2015.

RAO, G.V.R.. Exhaust nozzle contour for optimum thrust. **Jet Propulsion**, New York, p. 377-382. abr. 1958.

SANTOS, A. A.; SILVA, A. F. **Automação Pneumática – Produção, Tratamento e Distribuição de Ar Comprimido, Técnicas de Comando de Circuitos Combinatórios e Sequenciais**. 2. ed. [s.l]: Publindústria, 2009.

SCHMUCKER, R.H. **Flow processes in overexpanded chemical rocket nozzles**. Part 1: Flow separation. NASA TM-77396. Washington, 1984.

SHIMIZU, T.; KODERA, M.; TSUBOI, N. Internal and external flow of rocket nozzle. **Journal of the Earth Simulator**, v. 9, p. 19-26, 2008.

SUTTON, G P; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements**. 8. ed. New York: J. Wiley, 2010.

TERHARDT, M.; HAGEMANN, G.; FREY, M. Flow separation and side-load behavior in the Vulcan engine”, **AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit**. New York, p. 99 - 2762, 1999.

TIPLER, P.A.; MOSCA, G. **Física para cientistas e engenheiros**. 6. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2009.

TROPEA, C.; YARIN, A.; FOSS, J. **Springer handbook of experimental fluid mechanics**. [S.l.]: Springer, 2007.

TURNER, M.J.L. **Rocket and spacecraft propulsion**. 2 ed. Chichester: Springer, 2006.

VERMA, S.B.; STARK, R.; HAIDN, O. Relation between shock unsteadiness and the origin of side loads inside a thrust optimized parabolic rocket nozzle. **Aerospace Science and Technology**, v. 10, p. 474-483, 2006.

WATANABE, Y.; SAKAZUME, N.; TSUBOI, M.. LE-7A engine nozzle problems during the transient operations. **AIAA**, New York, p. 2002-3841. ago. 2002.

WATANABE, Y.; SAKAZUME, N.; TSUBOI, M. LE-7A engine separation phenomenon differences of the two nozzle configurations. **AIAA**, New York, p. 2003-4763. nov. 2003.

WINTERFIELD, L. et al. Redesign of the Vulcain 2 nozzle extension. **AIAA**, New York, p. 2005-4536. out. 2005.

ANEXO A – DIÂMETROS COMERCIAIS DE TUBOS (DIN 2440)

Diâmetro nominal DN	Designação	Diâmetro exterior			Espessura (mm)	Massa do tubo negro (kg/m)	
		Teórico	Máx.	Mín.			
10	3/8 "	17,2	17,5	16,7	2,3	0,839	0,845
15	½ "	21,3	21,8	21,0	2,6	1,21	1,22
20	¾ "	26,9	27,3	26,5	2,6	1,56	1,57
25	1 "	33,7	34,2	33,3	3,2	2,41	2,43
32	1 ¼ "	42,4	42,9	42,0	3,2	3,10	3,13
40	1 ½ "	48,3	48,8	47,9	3,2	3,56	3,60
50	2 "	60,3	60,8	59,7	3,6	5,03	5,10
65	2 ½ "	76,1	76,6	75,3	3,6	6,42	6,54
80	3 "	88,9	89,5	88,0	4,0	8,36	8,53
100	4 "	114,3	115,0	113,1	4,5	12,2	12,5
125	5 "	139,7	140,8	138,5	5,0	16,6	---
150	6 "	165,1	166,5	163,9	5,0	19,8	---

Fonte: (SANTOS; SILVA, 2009)

ANEXO B – COEFICIENTES DE PERDA DE CARGA LOCALIZADA K

Elemento	Detalhes	K
Cotovelos e curvas	Regular, 90°, flangeado	0,3
	Regular, 90°, rosqueado	1,5
	Regular, 45°, rosqueado	0,4
	Raio longo, 90°, flangeado	0,2
	Raio longo, 90°, rosqueado	0,7
	Raio longo, 45°, rosqueado	0,4
	Raio longo, 180°, flangeado	0,2
	Raio longo, 180°, rosqueado	1,5
Válvulas	Globo, totalmente aberta	10
	Ângulo, totalmente aberta	2
	Gaveta, totalmente aberta	0,15
	Gaveta, fechada 1/4	0,26
	Gaveta, fechada 1/2	2,1
	Gaveta, fechada 3/4	17
Tês	Escoamento direto, flangeado	0,2
	Escoamento direto, rosqueado	0,9
	Escoamento desviado de 90°, flangeado	1,0
	Escoamento desviado de 90°, rosqueado	2,0
União	Rosqueada	0,08
Válvulas	de retenção, escoamento normal	2
	de retenção, escoamento contrário	∞
	de esfera, totalmente aberta	0,05
	de esfera, fechada 1/3	5,5
	de esfera, fechada 2/3	210

Fonte: (GIORGETTI, 2008)