



UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
CENTRO DE CIÊNCIAS TECNOLÓGICAS
Curso de Engenharia Mecânica

CARLOS AUGUSTO GONÇALVES MORAIS

**ANÁLISE DA GEOMETRIA E PROTOTIPAÇÃO
DE UMA TUBEIRA CÔNICA DE FOGUETES
EXPERIMENTAIS A PROPELENTE SÓLIDO
PARA ESTUDOS EM LABORATÓRIO**

SÃO LUÍS/MA
2018

CARLOS AUGUSTO GONÇALVES MORAIS

ANÁLISE DA GEOMETRIA E PROTOTIPAÇÃO DE UMA TUBEIRA CÔNICA DE FOGUETES EXPERIMENTAIS A PROPELENTE SÓLIDO PARA ESTUDOS EM LABORATÓRIO

Monografia de graduação apresentada ao Curso de Engenharia Mecânica da Universidade Estadual do Maranhão como parte dos requisitos exigidos para obtenção do título Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Esp. Carlos Ronyhelton Santana de Oliveira

ESTE EXEMPLAR CORRESPONDE À VERSÃO FINAL DA MONOGRAFIA DEFENDIDA PELO ALUNO CARLOS AUGUSTO GONÇALVES MORAIS, E ORIENTADA PELO PROF. CARLOS RONYHELTON SANTANA DE OLIVEIRA.

ASSINATURA DO ORIENTADOR

SÃO LUÍS/MA
2018

FICHA CATALOGRÁFICA
BIBLIOTECA CENTRAL-UEMA

UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO
CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA E PRODUÇÃO

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**ANÁLISE DA GEOMETRIA E PROTOTIPAÇÃO
DE UMA TUBEIRA CÔNICA DE FOGUETES
EXPERIMENTAIS A PROPELENTE SÓLIDO
PARA ESTUDOS EM LABORATÓRIO**

Autor: Carlos Augusto Gonçalves Morais

Orientador: Prof. Esp. Carlos Ronyhelton Santana de Oliveira

A Banca Examinadora composta pelos membros abaixo aprovou esta Monografia:

Prof.º Esp. Carlos Ronyhelton Santana de Oliveira (Orientador)
Universidade Estadual do Maranhão

Prof.º Dr. Lourival Matos de Sousa Filho
Doutor em Engenharia Mecânica
Universidade Estadual do Maranhão

Prof.º Msc. Flávio Nunes Pereira
Mestre em Engenharia Mecânica
Universidade Estadual do Maranhão

A Ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no processo de vida acadêmica do aluno.

São Luís/MA, 27 de junho de 2018

Dedicatória

*Dedico este trabalho a todos os
Meus familiares que muito contribuíram
Para que este momento pudesse acontecer.*

Agradecimentos

Deus obrigado...

Obrigado pela saúde e sabedoria que o Senhor me dá todos os dias de minha vida.

Obrigado pela força e pela coragem dadas para conseguir realizar este trabalho.

Agradeço especialmente a minha família pelo apoio incondicional e por acreditar em mim sempre. Agradeço aos meus pais Maria Izabel e Mouzaniel Moraes, por proporcionarem a mim a possibilidade de estudar e seguir a profissão que sempre quis. Agradeço as minhas irmãs Marilene Moraes e Maria Luiza por todo o apoio e suporte dado nestes anos de estudo e principalmente durante a realização deste trabalho de conclusão de curso, suportando pacientemente minhas variações de humor e sempre me apoiando no que eu precisasse. Agradeço também as minhas irmãs Maria de Jesus e Maria das Mercedes pelas conversas, pela moral e confiança depositadas em mim. Ao meu irmão Maílson Moraes que mesmo longe sempre acreditou em minha capacidade de alcançar os objetivos de minha vida. Agradeço ao meu irmão Mouzaniel Filho que muito ajudou minha família e hoje devemos muito a ele, onde quer que esteja, Niel, obrigado por ter existido.

Agradeço ao meu orientador professor Carlos Ronyhelton Santana de Oliveira, pela coragem de aceitar este desafio junto comigo, por sua paciência e compromisso de estar sempre disponível nas horas que eu necessitava, pelo conhecimento repassado nas horas em que as dúvidas surgiam e claro por ter me indicado um tema de grande relevância científica e que eu tanto gostei de realizar.

Agradeço ao engenheiro mecânico Antonio Josiel Silva, pela disponibilidade e pelo tempo dedicado a me ajudar, Josiel sem você este trabalho não poderia ter sido realizado.

Agradeço aos componentes da equipe de foguetes da UEMA, “Carcará Rocket Design”, especialmente a Patrícia por todos os materiais e conhecimentos repassados, Alberth Ferreira por sua ajuda na parte estrutural e todas as suas contribuições, Gerson Almeida por sua ajuda fundamental na parte de propulsão, por sua disponibilidade, paciência, conversas e dicas durante a fase de testes. A João Naves e Tomaz pela ajuda na parte de coleta de dados. Agradeço a Gabi e ao Nogueira por sua ajuda fundamental no dia do teste. A Edmundo por sua prestatividade e coragem. E a todos os demais componentes da equipe agradeço por todo o auxílio prestado.

Quero agradecer ao formando Thalyson Costa, que mesmo ocupado se dispôs a me ajudar nas simulações computacionais deste trabalho. Aos meus amigos Marcos Rodrigues, Marcos Cosse e André que me estenderam a mão para ajudar no momento em que eu precisava.

Ao professor Flávio Nunes que se dispôs a me ajudar no dia do teste, prestando todo o auxílio necessário. A todas estas pessoas o meu mais sincero obrigado.

Epígrafe

“A vida é combate,
Que os fracos abate,
Que os fortes, os bravos
Só pode exaltar.”

Canção do Tamoio – Antonio Gonçalves Dias

Resumo

O presente trabalho consiste no estudo dos parâmetros necessários para o dimensionamento e construção de uma tubeira cônica de motores-foguete, para verificar se a quantidade de empuxo gerado pela tubeira é próxima ao apresentado pela teoria. Para isso é feita uma pesquisa com a intenção de buscar as teorias e hipóteses que validam o estudo, após essa etapa foi desenvolvido um algoritmo simples que calcula as dimensões da tubeira. Com todas as dimensões disponíveis os componentes do corpo do motor foram usinados em aço para a realização do teste estático. O processo de validação do estudo é dado em duas etapas: na primeira são feitas simulações computacionais com a intenção verificar a validade das hipóteses adotadas e de estimar o comportamento que a tubeira irá apresentar em condição de teste. Na segunda consiste no teste estático onde o motor-foguete é colocado em funcionamento, na parte da realização do teste estático houve a explosão do motor do foguete. Os campos de velocidade e pressão obtidos nas simulações foram interpretados e discutidos e logo em seguida as causas da explosão são mostradas.

Palavras-chave: Tubeira cônica; Empuxo; Teste estático.

Abstract

The present work consists in the study of the parameters necessary for the design and construction of a conical nozzle of rocket motors, to verify if the amount of thrust generated by the nozzle is close to that presented by the theory. To do this, a research is carried out with the intention of searching for the theories and hypotheses that validate the study, after this stage a simple algorithm was developed that calculates the dimensions of the nozzle. With all available dimensions the engine body components were machined in steel to perform the static test. The process of validation of the study is given in two stages: first, computational simulations are performed with the intention of verifying the validity of the hypotheses adopted and of estimating the behavior that the nozzle will present in the test condition. In the second consists of the static test where the rocket motor is put into operation, in the part of performing the static test there was the explosion of the rocket motor. The velocity and pressure fields obtained in the simulations were interpreted and discussed, and soon afterwards the two main causes of the explosion are pointed out.

Keywords: Conical nozzle; Thrust; Static test.

Lista de Figuras

Figura 2.1 – Tubeira típica.....	29
Figura 2.2 – Partes de uma Tubeira.....	30
Figura 2.3 – Razão de expansão com a variação do número de Mach.....	33
Figura 2.4 – Tubeira em regime superexpandido.....	36
Figura 2.5 – Tubeira em regime subexpandido.....	37
Figura 2.6 – Tubeira em regime de expansão ótima.....	37
Figura 2.7 – Tipos de tubeiras.....	38
Figura 2.8 – Perda na tubeira cônica devido sua geometria.....	41
Figura 4.1 – Parâmetros do convergente.....	51
Figura 4.2 – Tarugo de aço utilizado.....	61
Figura 4.3 – Tarugo no torno pronto para usinagem.....	61
Figura 4.4 – Cabeçote pré-finalizado.....	61
Figura 4.5 – Cabeçote separado do tarugo.....	61
Figura 4.6 – Cabeçote fixado para acabamento.....	62
Figura 4.7 – Cabeçote finalizado.....	62
Figura 4.8 – Usinagem da tubeira.....	62
Figura 4.9 – Usinagem da seção convergente da tubeira.....	62
Figura 4.10 – Usinagem da seção divergente da tubeira.....	63
Figura 4.11 – Tubeira finalizada.....	63
Figura 4.12 – Corpo do motor finalizado.....	62
Figura 4.13 – Furo no corpo do motor finalizado.....	63
Figura 4.14 – Materiais utilizados para a construção da base estática.....	64
Figura 4.15 – Base estática finalizada (vista lateral)	64
Figura 4.16 – Carrinho da base estática.....	65
Figura 4.17 – Hastes de fixação.....	65
Figura 4.18 – Circuito eletrônico montado.....	65
Figura 4.19 – Broca 1 quebrada no interior da seção convergente.....	66
Figura 4.20 – Broca 2 quebrada no mandril de furação.....	66
Figura 4.21 – Broca 3 quebrada durante a furação final.....	67
Figura 4.22 – As três ferramentas de corte quebradas durante a usinagem.....	67
Figura 4.23 – Secagem do propelente.....	67

Figura 5.1 – Malha gerada para a simulação.....	68
Figura 5.3 – Resultados da simulação numérica para o número de Mach.....	69
Figura 5.4 – Variação número de Mach durante o escoamento.....	69
Figura 5.2 – Contornos de Mach.....	69
Figura 5.5 – Contornos de Temperatura.....	70
Figura 5.6 – Queda de temperatura ao longo da tubeira.....	71
Figura 5.7 – Contornos de Pressão.....	71
Figura 5.8 – Ignitores após o primeiro dia de tentativa.....	73
Figura 5.9 – Tipo de ignitor utilizado.....	73
Figura 5.10 – Motor na base instantes antes do teste.....	74
Figura 5.11 – Motor logo após a ignição.....	74
Figura 5.12 – Tubeira em regime subexpandido.....	75
Figura 5.13 – Motor imediatamente antes da explosão.....	76
Figura 5.14 – Momento logo após a explosão.....	76
Figura 5.15 – Deformação sofrida pela mola.....	76
Figura 5.16 – Sensor ultrassônico após a explosão.....	76
Figura 5.17 – Vista da garganta a partir da seção convergente.....	78
Figura 5.18 – Detalhe da garganta reta.....	78
Figura 5.19 – Vazamento de gases no cabeçote.....	78
Figura 5.20 – Parafusos do cabeçote cisalhados.....	78

Lista de Tabelas

Tabela 2.1 – Características do propelente KNSU (65/35)	43
Tabela 4.1 – Características da Tubeira projetada.....	58
Tabela 4.2 – Propriedades do parafuso M8.....	59
Tabela 4.3 – Propriedades do aço SAE 1045.....	60

Lista de Abreviaturas

CAE – Computer Aided Engineering
CFD – Computational Fluid Dynamics
CTA – Centro Técnico Aeroespacial
FVM – Finite Volume Method
ITA – Instituto Tecnológico da Aeronáutica
MOC – Method of Characteristics
NASA – National Aeronautics and Space Administration
ODE – One Dimensional Equilibrium
ODK – One Dimensional Kinetics
SAE – Society of Automotive Engineers
TOC – Thrust Optimized Contour
TOP – Thrust Optimized Parabola
UEMA – Universidade Estadual do Maranhão

Lista de Símbolos

A – Área [m^2]
 a – Velocidade do som no ar [m/s]
 A^* - Área da garganta [m^2]
 A_s – Área da saída [m^2]
 c_f – Coeficiente de empuxo
 C_p – Calor específico a pressão constante [$\text{J}/(\text{kg K})$]
 C_v – Calor específico a volume constante [$\text{J}/(\text{kg K})$]
 dA – Diferencial de área
 D_g – Diâmetro da garganta [m]
 D_{ic} – Diâmetro interno do corpo [m]
 D_p – Diâmetro dos parafusos [m]
 du – Diferencial de velocidade
 F – Empuxo [N]
 F_c – Força de pressão no cabeçote [N]
 g – Aceleração da gravidade [m/s^2]
 I_{sp} – Impulso específico [s]
 I_t – Impulso total [N s]
 k – razão dos calores específicos
 L – Comprimento [m]
 L_{conver} – Comprimento do convergente [m]
 L_{diver} – Comprimento do divergente [m]
 M – Massa total do propelente [kg]
 M – número de Mach
 m – Vazão mássica [kg/s]
 P_a – Pressão do ambiente [N/m^2]
 P_c – Pressão na câmara [N/m^2]
 P_d – Pressão dinâmica [N/m^2]
 P_s – Pressão na saída [N/m^2]
 R – Constante dos gases [$\text{J}/(\text{kg K})$]
 R_{ac} – raio de concordância câmara-convergente [m]
 R_{ag} – raio de concordância convergente-garganta [m]

Re – Numero de Reynolds
Rg – Raio da garganta [m]
Rs – Raio de saída [m]
T – Temperatura termodinâmica [K]
u – Velocidade na direção x [m/s]
V – Velocidade do gás [m/s]
Vef – Velocidade média de exaustão [m/s]
Vs – Velocidade de saída [m/s]
 ε – Taxa de expansão
 η – Rendimento
 μ – Viscosidade Dinâmica [kg/(m/s)]
 ρ – Densidade [kg/m³]

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	19
1.1 Contexto histórico	20
1.2 Justificativa.....	21
1.3 Objetivos	22
1.3.1 Objetivo Geral	22
1.3.2 Objetivos Específicos	22
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	23
2.1 Definições físicas fundamentais	23
2.1.1 Empuxo	23
2.1.2 Impulso específico.....	24
2.1.2 Fluido	25
2.1.3 Fluido viscoso e fluido não viscoso ou invíscido.....	25
2.1.4 Número de Reynolds.....	26
2.1.5 Número de Mach.....	26
2.1.6 Escoamento compressível e escoamento incompressível.	27
2.1.7 Ondas de choque	28
2.2 Tubeira.....	28
2.2.1 Definição de tubeira	28
2.2.2 Efeitos da pressão na operação da tubeira.....	34
2.2.3 Tipos de tubeiras	37
2.3 Perdas na tubeira	40
2.4 Motores foguete movidos por propelente sólido	42
3 METODOLOGIA.....	44
3.1 Utilização do software MatLab®	44
3.2 Explicação básica sobre o software de simulação e métodos de solução	44
3.3 Procedimento para o dimensionamento da tubeira	46
3.4 Realização do teste estático	46
4 ESTUDO E OBTENÇÃO DOS PARÂMETROS GEOMÉTRICOS CONSTRUTIVOS DA TUBEIRA	47
4.1 Hipóteses consideradas para a realização do estudo	47
4.2 Dimensionamento da tubeira	49
4.2.1 Obtenção dos valores dos parâmetros geométricos através do software MatLab®.	49
4.2.2 Seção convergente.....	50

4.2.3 Garganta	55
4.2.4 Seção divergente	55
4.3 Dimensionamento do corpo do motor	58
4.4 Dimensionamento do cabeçote.....	59
4.5 Construção dos componentes do motor foguete.....	60
4.5.1 Construção do cabeçote.....	61
4.5.2 Construção da tubeira.....	62
4.5.3 Construção do corpo do motor	63
4.5.4 Construção da base estática para o teste.....	64
4.6 Preparação da eletrônica.....	65
4.7 Dificuldades encontradas	66
5 RESULTADOS E DISCUSSÕES	68
5.1 Simulações no software ANSYS Fluent 15.0	68
5.2 Teste estático	73
5.3 Possíveis causas para a explosão.....	77
5.3.1 Primeiro fator: O propelente	77
5.3.2 Segundo fator: A garganta da tubeira.....	77
6 CONCLUSÃO.....	79
6.1 Conclusão Geral.....	79
6.2 Sugestões para trabalhos futuros	80
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	81
APÊNDICE A - Código computacional para calcular as medidas da tubeira.....	86
APÊNDICE B – Sequência de fotos do trabalho em ordem cronológica	88

1 INTRODUÇÃO

A tecnologia transforma. Transforma a forma como a espécie humana vive e se relaciona entre si e também com o ambiente. Cada época possui seu exemplo de tecnologia, desde a fundição de metais, utensílios utilizados na agricultura, máquinas a vapor, aviação, desenvolvimento de foguetes, desenvolvimento da internet e a evolução da automação robótica.

Desde sua origem, o homem emprega sua crescente capacidade intelectual como instrumento de realização de ideias e de impulsos, que o levam a explorar aspectos da vida em todas as escalas. Como resultado dessa atitude fundamental, valiosas conquistas práticas se revelaram e serviram de degraus para novas descobertas (PALMERIO, 2017).

Com o passar dos anos o homem virou seu olhar para o céu e começou a querer aumentar seus horizontes explorando o espaço. Neste contexto, com a necessidade de superar os obstáculos impostos, algumas tecnologias foram especialmente desenvolvidas para superar essas barreiras, no caso da exploração espacial desenvolveu-se o foguete.

Considera-se como foguete qualquer veículo que tenha sua força motriz gerada pela exaustão de gases resultando em troca de quantidade de movimento entre esses e o veículo. A essa força motriz denominou-se empuxo (GERMER, 2014).

Um foguete é composto de uma série de componentes e partes. No entanto, neste trabalho será tratado uma parte construtiva muito importante em um foguete: A Tubeira.

Existem diversos tipos de tubeiras, este componente, basicamente, é formado por convergente, garganta e divergente. A função da tubeira é acelerar o escoamento dos gases gerados de modo que sua velocidade seja elevada na área da saída da tubeira (divergente) (PALMERIO, 2017).

O aprimoramento no desempenho de tubeiras pode auxiliar na superação dos custos operacionais do setor aeroespacial. A tubeira tem uma fundamental importância no desempenho do foguete, pois considerando que a propulsão de foguetes tem alto consumo de propelente, aproximadamente 90% do peso de um veículo lançador é desse material, sendo assim, melhorias no sistema de propulsão podem trazer melhores resultados e reduzir custos.

1.1 Contexto histórico

O maior propulsor da exploração espacial deve-se ao período da história conhecido como Guerra fria. Os Estados Unidos da América (EUA) de um lado e a Rússia, antiga União Soviética do outro, entraram em uma corrida armamentista, onde acreditava-se que para garantir a segurança nacional, era necessário possuir uma indústria bélica mais desenvolvida e preparada. Essa disputa também ocorreu na busca pela supremacia na exploração e tecnologia espacial.

Esse período foi o terreno fértil para o aprimoramento da tecnologia dos foguetes, pois o estudo de foguetes já era desenvolvido antes da Guerra fria. Por exemplo, nos EUA em 1915 Robert Hutchings Goddard (1882-1945), verificou que todas as configurações de foguetes tinham baixa eficiência. Somente 2% da energia do propelente era transformada em energia cinética (GERMER, 2014).

Na Alemanha Wernher Von Braun (1912-1977) se torna personagem muito relevante no desenvolvimento de atividades de propulsão e em 1932, fazendo parte da equipe de Walter Dornberger (1895-1980), lança o primeiro foguete a propelente líquido do exército alemão. Na sequência vem o A-2 (Aggregat-2) e o A-3, finalmente, em 1942, o A-4, que seria rebatizado V-2 (Vergeltungswaffe) (GERMER, 2014).

Enquanto isso na União Soviética os personagens mais importantes no desenvolvimento aeroespacial são Valentin Glushko (1908-1989), responsável pelo desenvolvimento dos motores-foguetes, Sergei Pavlovich Korolev (1906-1966) responsável pelo foguete e que foi o mentor do programa espacial soviético até pouco tempo depois do lançamento do Sputnik (GERMER, 2014).

Ao longo dos anos diversos países, inclusive o Brasil, tem buscado dominar de maneira geral a tecnologia de desenvolvimento e lançamento de foguetes para a realização de suas missões espaciais, tendo o Programa Espacial Brasileiro papel muito importante para o desenvolvimento do país (OLIVEIRA, 2016).

No entanto, as atividades aeroespaciais no Brasil iniciam-se apenas na década de 1960, no então Centro Técnico Aeroespacial (CTA), em São José dos Campos, São Paulo. Foi criado também o Instituto Tecnológico da Aeronáutica (ITA) que é responsável pela formação de engenheiros, intelectuais e dirigentes (PALMERIO, 2017).

O Brasil desenvolveu duas famílias de lançadores suborbitais, as sondas SONDA e VS, sendo que somente a última se mantém operacional. Ambas foram desenvolvidas com base em propulsão sólida (GERMER, 2014).

Mesmo sabendo dos desafios e obstáculos o Brasil tem mostrado sua capacidade para criar tecnologia espacial no mesmo nível de outras nações. Falta apenas a visão de que é preciso fomentá-la internamente, mantê-la gerando independência tecnológica e política, além de usá-la para elevar o nível educacional da sociedade.

1.2 Justificativa

O mercado de foguetes é um mercado bilionário que desperta o interesse de vários países e empresas que tentam desenvolver tecnologias para que seja viável seu lançamento e garantam assim uma maior margem de lucro, além de disso o desenvolvimento tecnológico garante ao país desenvolvedor uma hegemonia no cenário internacional.

Neste contexto este trabalho é importante, visto que busca entender e estudar o funcionamento, apresentar os passos necessários para a construção de uma parte tão importante de qualquer foguete: A tubeira. Estimulando assim a busca por conhecimentos cada vez mais aprofundados neste assunto, ajudando no desenvolvimento tecnológico do Brasil. Apesar de este tema não ser do conhecimento de grande parte da sociedade brasileira, este trabalho tenta despertar o interesse das pessoas no assunto e demonstrar que é possível desenvolver tecnologia nacional na área de foguetes, para que a sociedade brasileira seja beneficiada com os avanços que o desenvolvimento tecnológico dessa área possa gerar.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo Geral

Dimensionar, prototipar e simular computacionalmente uma tubeira do tipo cônica, para validar principalmente a quantidade de empuxo gerada devido a sua geometria além de produzir um material didático sobre fabricação de tubeiras de motores experimentais a propelente sólido.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Estudar a influência da geometria no desempenho da tubeira;
- Dimensionar baseado na teoria uma tubeira cônica de motor a propelente sólido;
- Realizar simulações do escoamento no interior da tubeira;
- Comparar os resultados teóricos com os resultados obtidos em simulação computacional com o software Ansys®;
- Encontrar através das simulações os campos de pressão e velocidade;

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

O estudo do empuxo que pode ser gerado por uma tubeira cônica é o foco principal deste trabalho. No entanto, antes da apresentação do tópico principal é necessário a apresentação de algumas definições que antecedem o desenvolvimento desta pesquisa experimental, visto que, são de fundamental importância para o entendimento e a clareza do assunto abordado. Posteriormente, o assunto principal é abordado em profundidade.

2.1 Definições físicas fundamentais

2.1.1 Empuxo

Denomina-se empuxo a força desenvolvida pela queima do propelente nos motores do foguete. Trata-se de uma grandeza vetorial definida por magnitude, direção e sentido. O empuxo é a força de maior magnitude atuante no foguete (PALMERIO, 2017).

O empuxo pode ser tratado como a troca da quantidade de movimento linear entre os gases e o veículo. No entanto, isso só ocorre quando a pressão de saída (P_s) é igual a pressão ambiente (P_a), quando isto ocorre temos uma expansão ótima (GERMER, 2014).

A principal dificuldade de obtenção da tubeira ideal, é que, se a pressão ambiente for relativamente baixa, a tubeira deve ser excessivamente longa e conseqüentemente muito pesada (RADTKE, 2014). Para a definição acima a expressão do empuxo é dada pela equação (1):

$$F = \dot{m} v_{ef} \quad (1)$$

Onde:

F = Empuxo [N];

$\dot{m}$ = Vazão mássica [kg/s];

v_{ef} = Velocidade média de exaustão [m/s];

A equação (1) deve ser empregada quando a pressão na saída é igual a pressão ambiente, quando essa situação ocorre, a expansão dos gases resultantes é denominada expansão ótima. No entanto, quando há um desbalanceamento de pressões, este desbalanceamento causa uma influência no empuxo devido a resultante do equilíbrio das pressões que agem no motor. A equação (1) se modifica para a equação (2):

$$F = \dot{m} v_{ef} + (P_s - P_a) A_s \quad (2)$$

Onde:

P_s = Pressão na saída [N/m²];

P_a = Pressão do ambiente [N/m²];

A_s = Área de saída [m²];

A equação (2) demonstra que o empuxo é composto de duas parcelas: A primeira decorre da alta vazão de massa dos gases associada a sua velocidade de escape, que produz a principal parcela de empuxo. A segunda parcela deve-se ao desequilíbrio entre a pressão estática dos gases de combustão na saída da tubeira e a pressão do ambiente. Essa parcela tem pequena magnitude, se comparada a primeira, mas é importante porque pode significar uma redução significativa do empuxo.

2.1.2 Impulso específico

O impulso específico (I_{sp}) traduz a eficiência do motor-foguete em produzir empuxo, sendo a velocidade final diretamente proporcional a esse parâmetro e sendo o foguete de qualquer natureza. Quanto maior o impulso específico para um dado empuxo, menor é a vazão de massa e mais eficiente é o motor (PALMERIO, 2017).

O impulso está relacionado com a velocidade dos gases pelas equações (3) e (4):

$$I_{sp} = v_{ef} \quad g \quad (3)$$

$$I_{sp} = \frac{I_t}{M g} \quad (4)$$

Onde:

I_{sp} = Impulso específico [s];

I_t = Impulso total [N s];

v_{ef} = Velocidade média de exaustão [m/s];

g = aceleração da gravidade, valor aproximado de 9,81 [m/s²];

M = Massa total do propelente [kg];

2.1.2 Fluido

Um fluido é uma substância que se deforma continuamente sob a aplicação de uma tensão de cisalhamento (força tangencial sobre uma área), não importando o quão pequeno seja o seu valor (FOX; McDONALD; PRITCHARD, 2011). Isso significa que líquidos e gases (ou vapores) são as formas ou fases, em que os fluidos podem se apresentar.

Para entender o comportamento de um fluido, propriedades como temperatura, pressão, velocidade, densidade, energia interna, entalpia e entropia são necessárias para descrever o escoamento de um fluido.

2.1.3 Fluido viscoso e fluido não viscoso ou invíscido

O fluido viscoso quando entra em contato com a superfície de um corpo, gera atrito causando três principais efeitos: a tensão de cisalhamento τ , o gradiente adverso de pressão e efeitos de condução térmica. Já em fluido não viscoso ou invíscido essas características não são apresentadas (SILVA, 2017).

2.1.4 Número de Reynolds

Uma forma de identificar a importância da viscosidade em um escoamento é através da determinação do número de Reynolds. Esse número adimensional indica se as forças viscosas são ou não desprezíveis em comparação com as forças de pressão ((FOX; McDONALD; PRITCHARD, 2011). De forma simplificada, esse número exprime a relação entre as forças de inércia e de atrito (ou viscosas) no escoamento. A expressão do número de Reynolds é dada pela equação (5):

$$Re = \rho \frac{V L}{\mu} \quad (5)$$

Onde:

Re = Número de Reynolds;

ρ = Massa específica do fluido [kg/m³];

V = Velocidade do gás [m/s];

L = Comprimento do escoamento [m];

μ = Viscosidade dinâmica ou absoluta do fluido [kg/ (m s)];

2.1.5 Número de Mach

Esse número exprime a relação entre as forças de inércia e das forças oriundas da compressibilidade do fluido. A expressão do número de Mach é dada pela equação (6):

$$M = \sqrt{\frac{\rho V^2 / L}{\rho a^2 / L}} = \frac{V}{a} \quad (6)$$

Onde:

M = Numero de Mach;

ρ = Massa especifica do ar [kg/m^3];

V = Velocidade do deslocamento do corpo no ar [m/s];

a = Velocidade do som no ar [m/s];

L = Dimensão característica do objeto em movimento [m];

O número de Mach se torna importante, pois através dele pode-se determinar os regimes de voo de um veículo, que são mostrados a seguir:

- *Regime subsônico*: Estado de voo onde o veículo se desloca com velocidade abaixo da velocidade do som. Por exemplo, a maioria dos aviões civis voa neste regime.
- *Regime transônico*: Neste regime o veículo se desloca com velocidade próxima a velocidade do som, ou seja, entre Mach 0,9 e 1,1. Como este regime é turbulento, o ideal é ultrapassar esse regime rapidamente para se evitar danos aos equipamentos embarcados.
- *Regime supersônico*: Este regime de voo está compreendido entre Mach 1,1 e Mach 1,5. A maioria dos lançadores de foguetes trabalha nessa região. Quando a velocidade do veículo ultrapassa esse valor, a atmosfera é rarefeita, portanto, não faz mais sentido medir a velocidade pelo número de Mach.
- *Regime hipersônico*: Este regime está acima do supersônico ($\text{Mach} > 5$) e é atingido por corpos durante a reentrada na atmosfera.

2.1.6 Escoamento compressível e escoamento incompressível

Nos escoamentos em que as variações na massa específica são desprezíveis denominam-se incompressíveis; quando as variações de massa específica não são desprezíveis, o escoamento é denominado compressível (FOX; McDONALD; PRITCHARD, 2011).

Para um fluido incompressível a massa específica deveria se manter constante ao longo do escoamento, mas na realidade isso não ocorre, pois para fluidos reais, conforme a velocidade aumenta a massa específica do fluido varia (SILVA, 2017).

Como exemplo de escoamento compressível tem-se o escoamento de gases, enquanto o escoamento de líquidos, geralmente, pode ser tratado como escoamento incompressível.

2.1.7 Ondas de choque

Uma onda de choque é uma região estreita do escoamento em que há rápidas mudanças de parâmetros, como o aumento de pressão e queda de velocidade do fluido e forma descontínua e com irreversibilidade (BERTIN; CUMMINGS, 2014).

Existem dois tipos de ondas de choque: normal e oblíqua.

A principal diferença entre elas está na queda de velocidade. Na onda de choque normal a queda é maior que na oblíqua, após uma onda de choque normal o escoamento passa a ser subsônico e após uma onda oblíqua a velocidade é reduzida, mas às vezes se mantém supersônica (ANDERSON JR, 2007).

Uma onda de choque é marcada por descontinuidades e rápidas mudanças nas características do fluido, propriedades como pressão e temperatura mudam ao passar pela onda e o escoamento não pode mais ser considerado isentrópico (SILVA, 2017).

Uma importante consideração para o desenvolvimento deste trabalho corresponde ao comportamento do escoamento de uma tubeira para foguetes. De acordo com Beans (1992 Apud RADTKE, 2014) o fluxo em uma tubeira de propulsão é multidimensional, compressível, com fricção e transferência de calor.

No entanto, Hill; Peterson (1992) afirma que assumir o escoamento em uma tubeira como sendo unidimensional e isentrópico, a geometria da tubeira ganha uma relevância maior, mesmo assumindo que um escoamento real não é verdadeiramente unidimensional.

2.2 Tubeira

2.2.1 Definição de tubeira

Com o objetivo de aumentar a eficiência das turbinas a vapor, no ano de 1888, o inventor sueco Gustaf de Laval desenvolveu um bocal contendo uma seção convergente seguida

de uma seção divergente. Estes bocais são conhecidos como convergente-divergente ou bocais de Laval (RADTKE, 2014).

Com o avanço da tecnologia esse conceito de aceleração de gases gerado pelos bocais convergente-divergente foi amplamente usado e difundido, assim esse conhecimento começou a ser usado em outras áreas da ciência. Na área espacial esse tipo de bocal é conhecido com tubeira.

Portanto, a tubeira é essencial para que o escoamento dos gases oriundos da queima do propelente seja eficiente. Não basta que a alta vazão de gases seja produzida e liberada. Para que seja possível proporcionar alta velocidade ao foguete, é preciso acelerar os gases produzidos de modo que estes atinjam altas velocidades (PALMERIO, 2017).

Sendo assim, é possível definir uma tubeira como um bocal convergente-divergente usado para a geração de empuxo nos motores foguetes (GERMER, 2014).



Figura 2.1 – Tubeira típica
Fonte: NASA, (2014).

Existem vários tipos de tubeiras, como será explicado adiante, no entanto uma tubeira é constituída basicamente por três partes essenciais:

- *Convergente*: região onde os gases gerados na câmara de combustão são acelerados até a velocidade sônica, devido à grande diminuição da área de passagem;
- *Garganta*: região onde a seção é mais estrangulada (menor diâmetro), onde os gases atingem Mach 1;

- **Divergente:** região onde os gases são expandidos e ainda mais acelerados, atingindo a velocidade supersônica.

Anteriormente muitas tubeias eram apenas convergentes e desperdiçavam grande parte de sua energia térmica para a atmosfera. Sem a seção divergente os gases nunca serão supersônicos (PORTO, 2007).

A função de uma tubeira é direcionar e acelerar os gases da combustão, de forma que maximize a velocidade no plano de saída, a tubeira faz isso apenas com sua geometria. No entanto, para a construção de uma tubeira deve ser considerado também a natureza do escoamento, que por questões de simplificação é considerado unidimensional e isentrópico, logo, a tubeira deve ser projetada para ser teoricamente isentrópica (PORTO, 2007).

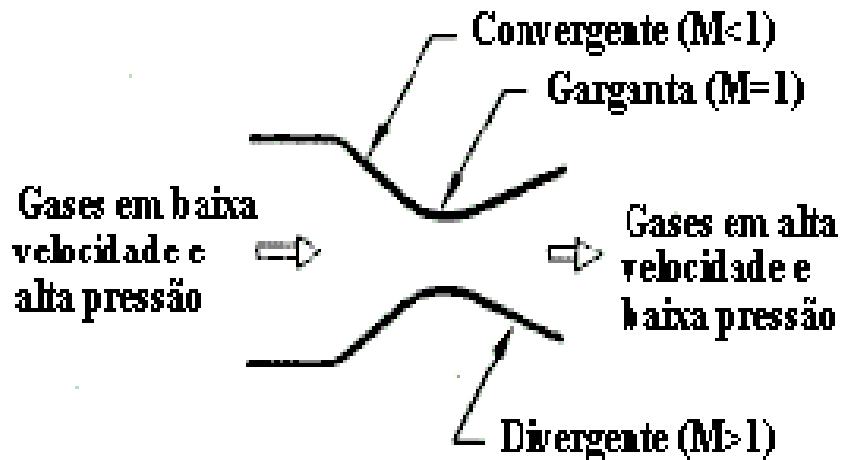


Figura 2.2 – Partes de uma tubeira
Fonte: BOCAL... (2016).

Processos isentrópicos estão relacionados a propriedades de um gás ideal quando os calores específicos são constantes (MORAN; SHAPIRO, 2009). Assim tem se:

$$k = \frac{c_p}{c_v} \quad (7)$$

$$c_p = \frac{k R}{k - 1} \quad (8)$$

$$c_v = \frac{R}{k - 1} \quad (9)$$

Onde:

k = Razão de calores específicos;

R = constante do gás;

C_p = Calor específico a pressão constante;

C_v = Calor específico a volume constante;

Considerando o modelo de gás ideal, para processos isentrópicos ($s_0 = s_2$, k constante) ao combinar as equações (7) a (9) tem-se:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{(k-1)/k} \quad (10)$$

Onde:

T_2 = Temperatura no estado 2;

T_1 = Temperatura no estado 1;

P_2 = Pressão no estado 2;

P_1 = Pressão no estado 1;

Ao combinar a equação (10) com o número de Mach equação (6) tem-se:

$$\frac{T_2}{T_1} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \quad (11)$$

É necessário combinar as equações (10) e (11), então tem-se:

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (12)$$

A vazão mássica é limitada na garganta da tubeira, onde atinge o regime sônico ($Mach = 1$), a velocidade do gás aumenta nesta região devido ao convergente da tubeira e não aumenta mais, mesmo que a área fosse mais reduzida, devido as ondas de choque. Este fenômeno é conhecido como entupimento (PORTO, 2007).

O princípio de conservação da massa relaciona a área de entrada e a área crítica da garganta, marcado com asterisco (*), conforme apresentado pela equação (13).

$$\rho A V = \rho^* A^* V^* = \text{constante} \quad (13)$$

Onde:

ρ = Massa específica [kg/m³];

A = Área [m²];

V = Velocidade [m/s];

As equações de (10) a (12) foram necessárias para junto com a equação da continuidade, equação (13) e assumindo que ($P_s = P_2$) ser possível determinar a velocidade no plano de saída de uma tubeira supersônica. Dada pela equação (14).

$$V_s = \sqrt{2 T_1 R \frac{k}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (14)$$

Onde:

P_s = Pressão na saída da tubeira [N/m²];

P_c = Pressão na câmara de combustão [N/m²];

V_s = Velocidade na saída [m/s];

De acordo com Nakka (1984 Apud PORTO, 2007) através da equação (14) é possível tirar as seguintes conclusões:

- a) A máxima velocidade que pode ser obtida, é para o caso do ambiente externo ser o vácuo, pois a relação (P_s/P_c) tende ao infinito.
- b) Uma temperatura mais alta de combustão e um peso molecular baixo são benéficos.

É possível expressar a relação entre a área da seção de saída e a área crítica da garganta conhecido como razão de expansão (ϵ).

$$\varepsilon = \frac{A_s}{A^*} = \frac{1}{M} \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M^2}{1 + \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (15)$$

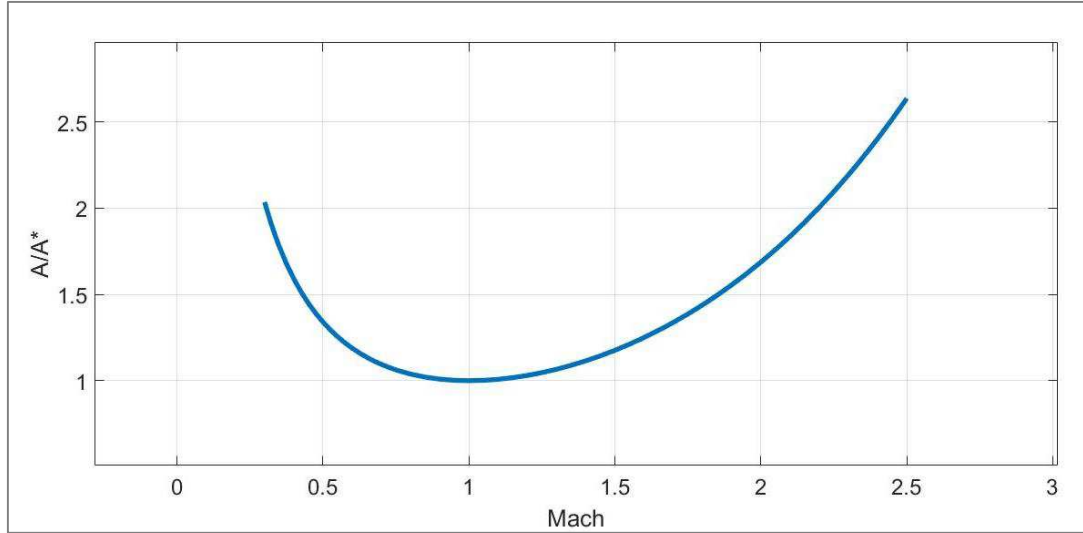


Figura 2.3 - Razão de expansão com a variação do número de Mach
Fonte: Autor (2018).

Na Figura 2.3 é possível concluir que na área da garganta onde a relação A/A^* é igual a um, obtém-se o escoamento sônico onde número de Mach = 1. Outra conclusão bem evidente mostrado na figura 2.3 é o perfil geométrico que a tubeira deve assumir para que seja alcançado o número de Mach para velocidades supersônicas, este perfil é conhecido como convergente-divergente que é o perfil que define a geometria de uma tubeira.

A aceleração ótima dos gases é dada quando a pressão na seção de saída é igual a pressão ambiente, desta forma a relação entre a área da garganta da tubeira e a área do plano de saída, é dada por:

$$\frac{A^*}{A_s} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{P_s}{P_c} \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (16)$$

Quando a situação de igualdade das pressões não é satisfeita, ocorre perdas de rendimento na tubeira. A perda de rendimento deve-se a dois regimes de expansão dos gases na tubeira. Estes regimes são: *subexpandido* ($P_s > P_a$), onde os gases terminam de se expandir no ambiente desperdiçando energia e *superexpandido* ($P_s < P_a$) onde ocorre ondas de choque que desacelerarão o fluxo, tendo como resultado perda de desempenho, ambos serão tratados adiante.

2.2.2 Efeitos da pressão na operação da tubeira

Sob certas condições, o empuxo pode sofrer uma significativa redução em seu valor devido a forma como a pressão se comporta na região de saída da tubeira em relação a pressão ambiente. Quando a pressão ambiente é menor que a pressão na área de saída da tubeira, o escoamento dentro da tubeira se mantém inalterado.

Ao avaliar o escoamento compressível de gases em um tubo de área variável assumindo um escoamento quase unidimensional, é possível obter uma relação área-velocidade dada pela equação (17):

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{du}{u} \quad (17)$$

De acordo com Germer (2014) a equação (17) pode ser entendida de modo que nas regiões subsônicas ($M < 1$) o incremento da velocidade ($du > 0$) ocorre no sentido da redução de área ($dA < 0$). Já na região supersônica ($M > 1$) o incremento da velocidade ocorre no sentido do aumento da área ($dA > 0$).

Essa característica do comportamento do escoamento compressível explica o uso de bocais convergente-divergente para a aceleração do escoamento de gases a velocidades supersônicas. A pressão atingida na garganta deve atingir um valor crítico, garantindo a velocidade sônica na garganta, o escoamento só continuará sendo acelerado no bocal divergente se essa condição for satisfeita, do contrário o escoamento irá desacelerar na região do divergente.

É necessário fazer uma observação de um problema recorrente no lançamento de foguetes. Embora as tubeiras sejam projetadas para trabalhar no regime de expansão ótima ($P_s = P_a$) a maioria das tubeiras são construídas com sua razão de área fixa, mas devido a pressão ambiente variável devido a altitude, as condições de expansão ótima ocorrem somente em um determinado intervalo de tempo de sua trajetória durante o voo, ou seja, essa variação de pressão com a altitude causa perdas consideráveis na eficiência e na quantidade de empuxo gerado pela expansão dos gases em uma tubeira.

Geralmente operações com foguetes são executadas ao nível do mar e a pressão atmosférica padrão, nestas condições as tubeiras operam em condição superexpandido (overexpanded), no entanto durante a subida a pressão ambiente diminui, fazendo o escoamento atingir a expansão ótima e à medida que, continua a subida o escoamento entra no regime subexpandido (underexpanded) (OSTLUND, 2002).

Os dois modos de operação da tubeira são o *superexpandido* (overexpanded) e *subexpandido* (underexpanded), ambos serão explicados a seguir.

a) *Superexpandido* (overexpanded) ($P_s < P_a$)

Este regime de operação é caracterizado por uma pressão na área de saída menor que a pressão ambiente ($P_s < P_a$), para uma fácil assimilação do conceito é como se a pressão ambiente “apertasse” o diâmetro do jato de gases fazendo ele assumir a forma da Figura 2.4.

De acordo com Germer (2014) no regime superexpandido quando a pressão ambiente é muito maior que a pressão na saída, ocorre o descolamento do escoamento na parte divergente, assim o diâmetro do jato de gases torna-se menor que o diâmetro do bocal. Na região central o escoamento ainda é supersônico, mas rodeado de uma região de escoamento subsônico.

Este fenômeno ocorre com maior frequência a baixas altitudes, causando perda significativa de empuxo.

Neste caso há formação de ondas de choque normal que aparecem na seção divergente em uma posição específica a fim de que a pressão de saída se ajuste e ela alcance o valor da pressão ambiente (SILVA, 2017).

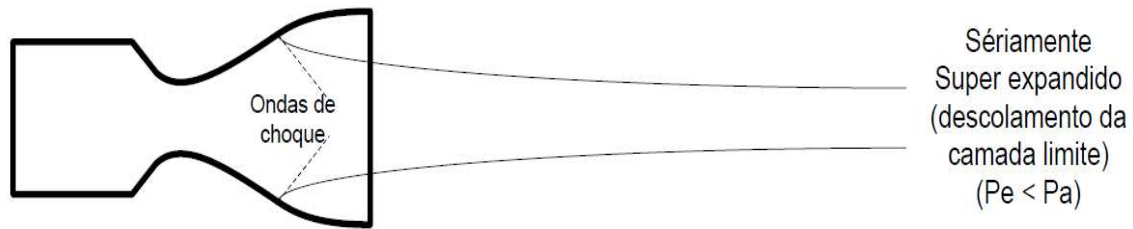


Figura 2.4 – Tubeira em regime superexpandido
 Fonte: Adaptado (PORTO, 2007).

Neste regime, a razão de áreas da tubeira se torna maior que a ideal para a dada pressão ambiente, assim o escoamento não precisa de toda a extensão do bocal divergente para se expandir.

b) *Subexpandido* (underexpanded) ($P_s > P_a$)

Neste regime a característica de pressão é que a pressão na saída da tubeira é maior que a pressão ambiente ($P_s > P_a$). Neste caso a razão de áreas da tubeira é menor que o ideal para uma expansão ótima. Há formação de ondas de choques oblíquas, pois o restante da expansão se dá fora do bocal (GERMER, 2014).

Se o jato for subexpandido, este se comporta como um corpo sólido aumentando o arrasto do foguete. Se o choque entre os dois fluxos for suficientemente intenso, pode haver descolamento do escoamento aerodinâmico em relação a superfície externa do foguete. Quando o jato está subexpandido ocorre também uma dificuldade na comunicação fora da atmosfera, devido à expansão do gás que assume uma forma chamada pluma. A pluma pode abranger uma área com 5 km de diâmetro e além de dificultar a comunicação pode irradiar calor para os equipamentos vizinhos e danificá-los (PALMERIO, 2017).

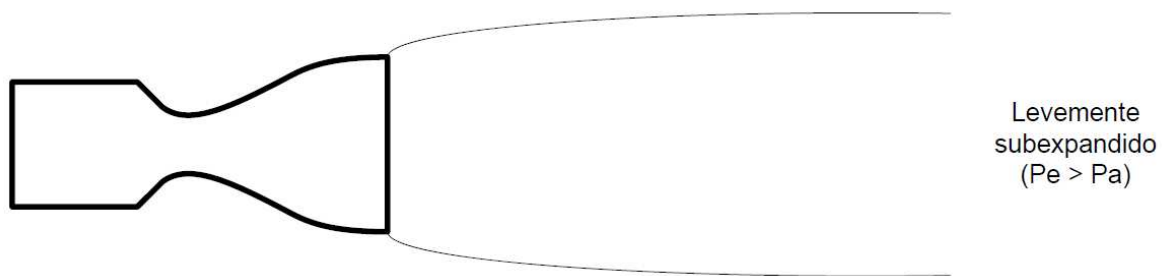


Figura 2.5 – Tubeira em regime subexpandido
Fonte: Adaptado (PORTO, 2007).

Após a discussão dos regimes de operação que uma tubeira pode assumir, a Figura 2.6 mostra a condição de operação para a qual a geometria da tubeira é projetada.

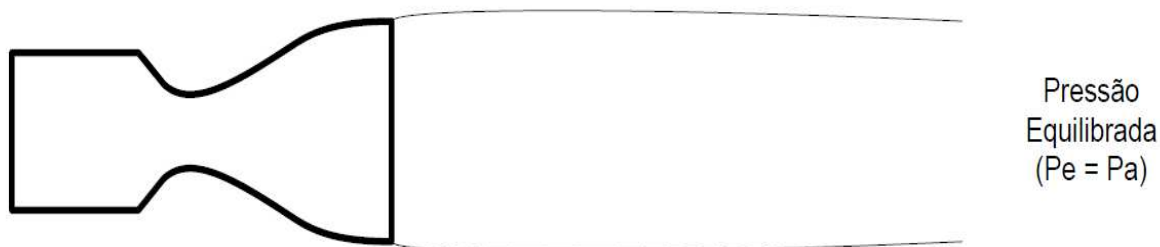


Figura 2.6 – Tubeira em regime de expansão ótima
Fonte: Adaptado (PORTO, 2007).

2.2.3 Tipos de tubeiras

Estudos sobre a geometria ideal para tubeiras, modelos multidimensionais, teste estáticos em bancadas foram realizados nas últimas décadas. Muitos destes estudos foram desenvolvidos com o objetivo de aprimorar o conhecimento sobre o fenômeno do escoamento em motores-foguete (ARAKI, 2007).

Simplificadamente, os bocais ou tubeiras, podem ser classificados de acordo com a forma de parede da seção divergente como mostrado na Figura 2.7, em três principais tipos a saber: (a) Cônico, (b) Sino e (c) Parabólico.

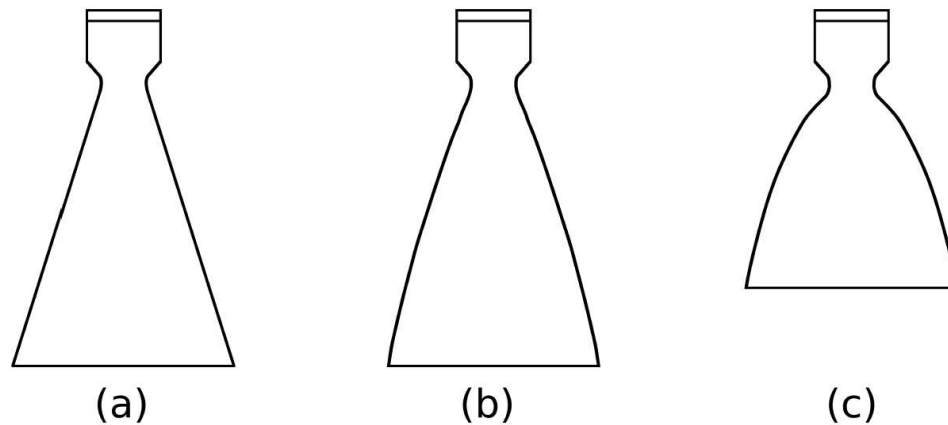


Figura 2.7 – Tipos de Tubeiras
Fonte: Adaptado (RADTKE, 2014).

a) Tubeira de perfil cônico

Historicamente o perfil mais comum para tubeiras de foguetes é o perfil cônico devido sua simplicidade e sua facilidade de construção (OSTLUND, 2002).

Este tipo de tubeira apresenta dois inconvenientes principais: o primeiro de poder ser muito longa e pesada para as razões de área necessárias, o segundo as perdas por divergência, ou seja, não produz exaustão diretamente axial (RAO, 1959 Apud GERMER, 2014). Isto pode ser observado de forma mais intensa em tubeiras com grande semi-ângulo de divergente.

As tubeiras cônicas geralmente têm perdas de desempenho inaceitáveis devido à grande divergência de fluxo. Estas perdas podem ser reduzidas pelo uso de seções divergentes com contornos que redirecionam o fluxo de volta para a direção axial, aliado a isso as tubeiras com este perfil apresentam um semi-ângulo de 15° na parede da seção divergente o que garante um melhor desempenho (HOFFMAN, 1987 Apud RADTKE, 2014).

De acordo com Radtke (2014), os estudos realizados revelam que para tubeiras de mesmo comprimento, as com semi-ângulo de 20° e 25° possuem desempenho superior em condições de vácuo. Tal vantagem pode chegar a 1% no coeficiente de empuxo. Tais resultado merecem estudos mais aprofundados sobre qual seria o melhor ângulo para a seção divergente da tubeira cônica, no entanto é prática comum adotar o semi-ângulo igual a 15° .

Para o ângulo da seção convergente (Φ) assume valores na faixa de 20° a 45° sendo o de 45° o mais utilizado (OLIVEIRA, 2016).

Para este tipo de tubeira, a velocidade de exaustão é essencialmente unidimensional correspondendo ao raio de expansão, mas a direção do escoamento não é completamente axial, isso gera uma perda de performance devido a divergência no escoamento (OSTLUND, 2002).

b) Tubeira de perfil sino

Devido as perdas existentes nas tubeiras cônicas, existem alternativas que produzem uma rápida expansão dos gases logo após a garganta e mais lenta perto da saída. A definição desse perfil é bastante elaborada e se baseia no método das características (MOC – Method of Characteristics) resultando em um divergente mais curto que o cônico, resultando na forma de sino (PALMERIO, 2017).

A denominação (TOC – Thrust Optimized Contour) é outra forma como é chamada a tubeira de perfil sino. Esse perfil foi proposto por Rao em 1958, buscando aumento do desempenho em relação ao perfil cônico, podendo ser chamada ainda de tubeira Rao.

Este mesmo método de otimização foi obtido na Rússia de forma independente por Shmyglevsky, sendo usual chamar a tubeira tipo sino por tubeira Rao-Shmyglevsky (OSTLUND, 2002).

Uma outra característica importante nas tubeiras tipo sino é que o ângulo de saída é inferior ao das cônicas, por volta de 8° , isso diminui a divergência dos gases na saída, tornando o escoamento mais paralelo ao eixo da tubeira, aumentando a eficiência da tubeira (PALMERIO, 2017).

A maioria dos pesquisadores consideram que a tubeira sino é superior em termos de desempenho as tubeiras cônicas, alguns trabalhos, no entanto, contestam esta afirmação (GERMER, 2014).

c) Tubeira de perfil parabólico

Com o desenvolvimento da mecânica computacional devido a evolução da capacidade de processamento dos computadores, a dinâmica dos fluidos computacional obteve uma relevância cada vez maior no campo do estudo do escoamento dos gases em uma tubeira.

Neste contexto, em 1960 Rao propôs uma modificação no perfil sino da tubeira, aproximando este perfil para uma parábola, surgindo assim o perfil parabólico com empuxo otimizado (TOP – Thrust Optimized Parabola) (GERMER, 2014).

Para esta tubeira o perfil de construção é aproximado por uma parábola e é definido por pelo menos cinco variáveis independentes, este grande número de variáveis permite um infinito número de contornos que pode ser gerado (OSTLUND, 2002).

É importante destacar que o perfil parabólico é uma derivação do perfil sino. O perfil parabólico tem cerca de 80% do comprimento do perfil sino tradicional, essa modificação é utilizada objetivando a redução do peso e buscando uma maior eficiência no desempenho do motor foguete.

2.3 Perdas na tubeira

Uma tubeira de um foguete real está sujeita a diferentes tipos de perdas. De acordo com Ostlund (2002) o mecanismo de perdas pode ser dividido em três categorias: Perda por geometria ou divergência, perda por arrasto viscoso e perda por cinética química.

a) *Perda por geometria ou divergência*: perdas por geometria aumentam quando uma porção do escoamento na saída da tubeira é direcionado para longe do eixo da tubeira, resultando em um componente radial de momento. Perdas ocorrem também devido ao perfil de velocidade não uniforme na saída da tubeira. A eficiência é dada pela equação (18):

$$\eta_{geo} = \frac{1 + \cos \alpha}{2} \quad (18)$$

Onde:

η_{geo} = Rendimento geométrico;

α = Ângulo do divergente da tubeira;

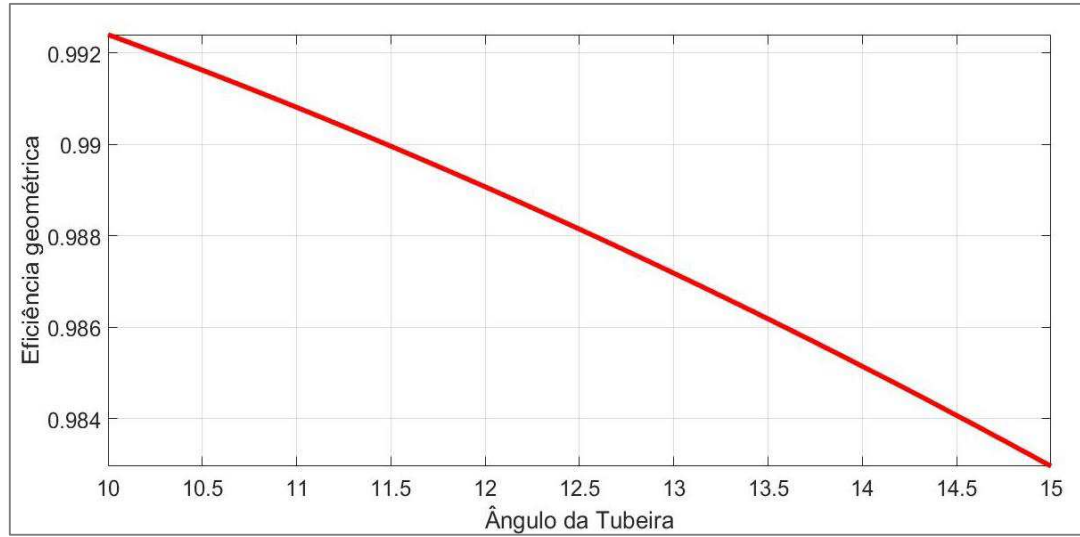


Figura 2.8 – Perda na Tubeira cônica devido sua geometria
Fonte: Autor (2018).

A Figura 2.8 mostra a perda de eficiência devido unicamente a geometria da própria tubeira cônica. Como discutido anteriormente um ângulo grande na seção divergente da tubeira causa uma perda devido ao fluxo de gases se afastar da direção axial do escoamento. É usual as tubeiras cônicas apresentarem o ângulo de saída no divergente de cerca de 15°. Graficamente as perdas parecem pequenas, mas isso em condições de operação significam uma grande perda de empuxo para o foguete.

b) *Perda por arrasto viscoso*: a força de arrasto produzida pelo efeito viscoso na parede da tubeira, atua na direção oposta do empuxo, portanto resulta em uma diminuição da eficiência da tubeira. A eficiência nesse caso é dada pela equação (19):

$$\eta_{drag} = 1 - \frac{\Delta C_{F\ drag}}{\Delta C_{F\ ideal}} \quad (19)$$

Onde:

η_{drag} = Rendimento de arrasto viscoso;

C_F = Coeficiente de empuxo;

ΔC_F = Diferença entre o coeficiente de empuxo devido a viscosidade.

c) O terceiro mecanismo de perda em uma tubeira é *cinético químico*. Idealmente falando o motor foguete expelle os gases em equilíbrio químico em qualquer ponto do campo de escoamento, se ajustando instantaneamente para cada nova condição de temperatura e pressão. No entanto, em termos reais a rápida aceleração do escoamento em uma tubeira não permite que o gás alcance o equilíbrio químico resultando nas perdas. A eficiência cinética química é dada pela equação (20):

$$\eta_{Kin} = \frac{C_{F\ ODK}}{C_{F\ ODE}} \quad (20)$$

Onde:

η_{Kin} = Rendimento cinético químico;

CF ODK = Coeficiente de empuxo do inglês (ODK – One Dimensional Kinetics);

CF ODE = Coeficiente de empuxo do inglês (ODE – One Dimensional Equilibrium);

Para se obter o rendimento total da tubeira os rendimentos devem ser combinados da seguinte forma:

$$\eta_{noz} = \eta_{geo}\eta_{Kin} - (1 - \eta_{drag}) \quad (21)$$

A otimização do contorno da tubeira visa a máxima eficiência. A experiência mostra que para melhorar a eficiência geométrica deve-se aumentar o tamanho da tubeira, aumentando o peso, mas por outro lado diminuindo a tubeira aumenta a eficiência de arrasto (OSTLUND, 2002).

2.4 Motores foguete movidos por propelente sólido

Os propelentes sólidos são combinações de substâncias químicas que na reação de combustão liberam uma grande quantidade de energia na forma térmica e com isso sofrem uma variação no volume, como consequência tem sua pressão aumentada em um sistema fechado (OLIVEIRA, 2016).

O propelente está colocado dentro da câmara de combustão, é simples, facilmente manipulável e armazenável sendo sua taxa de falha muito baixa. No entanto, este tipo de propelente possui um baixo impulso específico comparado aos propelentes líquidos e em algumas condições específicas pode apresentar risco de explosão.

Como o foco deste trabalho não é o estudo da combustão do propelente ou de suas características, será adotado um propelente específico, exaustivamente utilizado e testado em lançamentos de foguetes experimentais, desta forma a discussão sobre o propelente não será estendida. Para informações mais detalhadas acerca de propelentes devem ser consultadas as referências.

O propelente que será utilizado é composto por nitrato de potássio (KNO_3) e sacarose ($\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$) conhecido por (KNSU) na proporção 65/35 respectivamente.

A Tabela 2.1 apresenta os dados referentes ao propelente que será usado neste trabalho.

Tabela 2.1 – Características do propelente KNSU (65/35)

Fonte: Adaptado NAKKA (2017).

Parâmetro do propelente	Valor	Unidade
Impulso específico entregue	130,0	s
Velocidade de escape teórica	924,6	m/s
Temperatura de auto ignição	>300,0	C°
Pressão na câmara de combustão	7,0	MPa

3 METODOLOGIA

Neste capítulo é descrito a metodologia utilizada para a realização deste trabalho. Serão apresentadas as etapas que foram desenvolvidas e os recursos utilizados para a execução deste trabalho.

O trabalho foi dividido em duas etapas: A primeira consiste na investigação da teoria científica que baseia o assunto apresentado como visto na revisão bibliográfica e na elaboração do projeto de uma tubeira cônica, a segunda etapa consiste na simulação computacional e a construção de uma tubeira cônica com a finalidade de estudos em laboratório, posteriormente, foi feito um teste estático para investigar o valor do empuxo gerado pela tubeira cônica projetada e construída.

Após a realização do teste estático os valores obtidos gerados em forma de gráficos e os resultados foram interpretados e discutidos.

3.1 Utilização do software MatLab®

Após a revisão bibliográfica, para se obter os valores dos parâmetros que são necessários para a construção da tubeira, foi utilizado o software MatLab®, este software é uma poderosa ferramenta computacional de cálculos e geradora de gráficos. Para a obtenção destes valores será escrito um código no programa que foi alimentado com os dados de entrada e que baseado na teoria já apresentada, gerou os resultados das medidas da tubeira como forma de dados de saída.

3.2 Explicação básica sobre o software de simulação e métodos de solução

O programa Ansys ® é um dos vários programas de análises pelo método de elementos finitos existentes no mundo. Por exemplo: Visual Nastran, Adina, Lisa Algor etc. O Ansys ® se

enquadra na categoria de programas de Engenharia Auxiliada por Computador (CAE) (AZEVEDO, 2016).

Neste trabalho, ele foi utilizado para apresentar o comportamento do escoamento dos gases na tubeira, bem como campos de pressão e velocidade.

Seu princípio de operação se baseia na divisão da geometria da peça que é originalmente contínua, a peça é então subdividida pelo programa em pequenos elementos de uma quantidade finita, mantendo estes elementos interligados por nós formando aquilo que é denominado de malha, este processo chama-se Discretização. Desta divisão em elementos que surgiu o termo “análise pelo método de elementos finitos” (AZEVEDO, 2016).

As equações utilizadas para resolver os problemas envolvendo escoamento em um determinado volume, são não lineares. Após passarem pelo processo de discretização as equações se tornam algébricas e podem ser resolvidas utilizando algoritmos conhecidos (REZENDE, 2009).

Assim, o software Ansys ® resolve as equações de Navier-Stokes, conservação de massa e equação da energia, as equações são resolvidas baseadas na equação de Navier-Stokes com médias de Reynolds (RANS) que decompõe as variáveis em uma parte devido a média temporal e outra devido a flutuações (BLAZEK, 2001 Apud SILVA, 2017).

O software Ansys ® disponibiliza dois tipos de solucionadores das equações o Pressure-Based e o Density-Based. Os dois métodos utilizam a equação do momento para determinar a velocidade do escoamento.

Para o primeiro método de solução (Pressure – Based) são utilizadas equações de continuidade e de momento para derivar uma equação de correção de pressão, para encontrar a conservação de massa a partir do valor do campo de velocidade corrigida com o valor da pressão calculado. Existem dois algoritmos para a resolução dessas equações: o Segregado e o Acoplado. No segregado as equações são resolvidas para cada variável uma por vez e o acoplado as equações para cada variável são resolvidas ao mesmo tempo, ou seja, de maneira acoplada (SILVA, 2017).

Na solução (Density – Based) as equações de continuidade, momento e energia são resolvidas simultaneamente, as equações adicionais (como para a turbulência) são resolvidas em sequência utilizando os valores obtidos das equações anteriores. As equações são não lineares e devem ser linearizadas para serem resolvidas, há dois algoritmos para a linearização: Implícito e Explícito. O Implícito calcula o valor da incógnita utilizando uma relação que inclui valores conhecidos e desconhecidos das células vizinhas, assim as equações devem ser resolvidas

simultaneamente pois as incógnitas aparecem em mais de uma equação. No Explícito são utilizados apenas os valores conhecidos das células vizinhas nas equações para encontrar a incógnita do sistema, assim cada equação é resolvida em sequência (SILVA, 2017).

3.3 Procedimento para o dimensionamento da tubeira

Apesar do foco do estudo ser avaliar a capacidade de geração de empuxo por uma tubeira cônica, para a realização do teste estático é necessário a construção de um motor foguete completo. Um motor foguete é constituído basicamente de cabeçote do motor, corpo do motor e tubeira

Todas as essas três partes foram usinadas em aço SAE 1045, com as dimensões calculadas pelo código gerado no software MatLab®, levando em conta a teoria estudada e a aplicação na qual esta tubeira será utilizada.

3.4 Realização do teste estático

Para a realização do teste estático foi necessário a construção de uma base estática onde o foguete foi fixado. Nesta base estática foi colocado o sensor ultrassônico HC-SR04, este sensor é o responsável por registrar os valores do deslocamento gerado pelo empuxo da tubeira na mola. A mola em questão tem sua constante de rigidez k conhecida, assim é possível calcular o valor do empuxo gerado pela tubeira. Após isso os resultados obtidos foram discutidos e apresentados. O resultado do teste é mostrado na sequência de figuras no apêndice B.

4 ESTUDO E OBTENÇÃO DOS PARÂMETROS GEOMÉTRICOS CONSTRUTIVOS DA TUBEIRA

Este capítulo é dedicado a discussão da influência dos parâmetros geométricos do contorno da tubeira em seu desempenho global e a obtenção das medidas necessárias para a construção de uma tubeira cônica para fins didáticos de ensino em laboratório. Como discutido na revisão bibliográfica, na execução deste trabalho foi considerado para a construção da tubeira a natureza do escoamento, que por questões de simplificação foi considerado unidimensional e isentrópico, logo, a tubeira dever ser projetada para ser teoricamente isentrópica e nessas condições a geometria da tubeira ganha uma maior importância no aspecto de desempenho.

Algumas medidas iniciais são adotadas, por exemplo o diâmetro da garganta e a taxa ou razão de expansão, outras são adotadas por questões de disponibilidade destas especificações no mercado não tendo como o autor alterar ou manipular as últimas.

Para a obtenção de algumas medidas foi utilizado o software de cálculo MatLab®, para isso foi desenvolvido um código computacional que calcula, baseado na teoria apresentada, as variáveis necessárias para a construção da tubeira, esse código está disponível no apêndice A.

4.1 Hipóteses consideradas para a realização do estudo

Dentre os tipos de tubeiras apresentados anteriormente (cônico, sino, parabólico), este trabalho irá focar no estudo apenas da tubeira de perfil cônico por diversos motivos, principalmente devido aos apresentados abaixo:

- Construção mais simples e barata;
- Maior ocorrência na literatura;
- Facilidade na manipulação de variáveis construtivas;
- Velocidade de exaustão essencialmente unidimensional;
- Direção do escoamento ser considerado axial;

- Escoamento isentrópico na seção;

Embora a literatura acerca do tema não seja tão abundante, a validade deste estudo está baseada em hipóteses compiladas de trabalhos anteriores na mesma área. Essas hipóteses são o ponto de partida para a execução do estudo e para a metodologia a ser seguida. Embora seja conhecido que algumas hipóteses não correspondam fielmente a realidade, elas são amplamente aceitas devido a simplicidade que elas proporcionam no estudo e também devido a estimativa qualitativa entre os resultados obtidos em testes teóricos e aqueles em condição de operação.

As considerações abaixo são as hipóteses adotadas para um escoamento idealizado em um motor foguete, de modo que as relações termodinâmicas conhecidas possam ser utilizadas para definir os parâmetros de desempenho da tubeira em estudo.

Segundo (BROWN, 1996, SUTTON E BIBLARZ, 2010, Apud, GERMER, 2014) as hipóteses levadas em consideração são:

- a) Gases de exaustão homogêneos;
- b) O fluido de trabalho são gases e não se considera as fases condensadas;
- c) Gases de exaustão seguem as leis do gás perfeito;
- d) Não há fricção nas paredes da tubeira e também não há camada limite (fluido invíscido);
- e) Não há transferência de calor pelas paredes da tubeira (escoamento adiabático);
- f) Escoamento é permanente;
- g) A velocidade, pressão, temperatura e massa específica dos gases são uniformes na seção de entrada e na seção de saída;
- h) Não há ondas de choque ou descontinuidades no escoamento;
- i) O equilíbrio químico se estabelece dentro da câmara e a composição dos gases não muda ao longo do escoamento;
- j) Pressão ambiente;

As considerações anteriores (“a” até “j”) são necessárias para o desenvolvimento da teoria que considera o escoamento quase unidimensional do escoamento compressível. Além disso,

as hipóteses “d” e “i” permitem o uso das relações de expansão isentrópicas, o que fisicamente falando significa que a conversão máxima de calor em energia cinética pode ser alcançada.

4.2 Dimensionamento da tubeira

Após adotadas as hipóteses necessárias que baseiam e validam a parte teórica deste trabalho, os aspectos geométricos de cada parte constituinte da tubeira cônica (convergente, garganta e divergente) serão apresentados e discutidos.

A consideração “j”, da seção anterior, diz respeito a condição do ambiente de operação da tubeira em estudo. Ao adotar essa condição é possível obter o rendimento máximo teórico que a tubeira pode gerar. Como foi visto na seção 2.2.1 da revisão bibliográfica, para determinação dos aspectos geométricos levamos em conta a equação 15 e suas conclusões “a” e “b”, desta forma a pressão ambiente que será utilizada para a obtenção dos valores neste trabalho será o vácuo. Essa escolha está baseada nos seguintes aspectos:

- a) É o padrão de comparação comum para esses dispositivos;
- b) O valor do empuxo ideal é obtido no vácuo;
- c) O coeficiente de empuxo (c_f) é máximo no vácuo;

4.2.1 Obtenção dos valores dos parâmetros geométricos através do software MatLab®

Para o cálculo dos valores que serão apresentados em seguida, um código computacional foi especialmente desenvolvido baseado na teoria. Esse código apresenta a vantagem de gerar automaticamente os valores do comprimento da seção convergente, da seção divergente e do comprimento total da tubeira, tendo como base os dados de entrada inseridos, esses dados de entrada são a pressão teórica gerada pelo propelente, raio da câmara de combustão, taxa de expansão e semiângulo de convergência.

4.2.2 Seção convergente

Historicamente a seção convergente nunca foi alvo de estudos muito aprofundados, pois segundo (GERMER, 2014) a forma do convergente não tem impacto significativo nos parâmetros de desempenho. No entanto, neste trabalho a influência do ângulo de convergência (Φ) será levado em consideração apenas para a determinação do comprimento do convergente e no comprimento final da tubeira bem como os outros parâmetros necessários para a construção da tubeira.

Na tentativa de justificar o baixo número de estudos aprofundados na área do convergente Germer (2014), afirma que uma possível explicação para isto é que a maioria dos projetos do perfil divergente da tubeira usam o método clássico, que não necessita da solução do escoamento na região subsônica (convergente), mas sim das características geométricas da garganta (raio da garganta e raio da curvatura). Este trabalho segue o método clássico, logo, a geometria da seção convergente tem uma importância secundária, focando assim no perfil geométrico da garganta e do divergente.

No entanto, alguns convergentes com geometrias e ângulos específicos podem ser utilizados, mas nesses casos sua aplicação visa outros aspectos como as distribuições de pressão e refrigeração e não a melhoria no desempenho total da tubeira.

Todas as referências citadas neste trabalho são enfáticas ao afirmar que o impacto da seção convergente no escoamento tem pouca relevância, ou seja, a forma ou o formato da seção convergente tem pouca influência no desempenho da tubeira, algumas delas chegam a afirmar que qualquer geometria “suave” é suficiente para a região do convergente. Diante disso, é possível concluir que em uma tubeira de perfil cônico a seção convergente (região subsônica), os aspectos geométricos construtivos tais como ângulo e comprimento, tem pouca influência no comportamento final do escoamento do fluxo dos gases de exaustão da combustão, isso significa que ao dimensionar a tubeira a seção convergente tem uma menor importância no desempenho global da tubeira.

Na Figura 4.1 são mostrados os parâmetros geométricos necessários para dimensionar o convergente de maneira adequada, onde o significado dos termos é explicado logo em seguida.

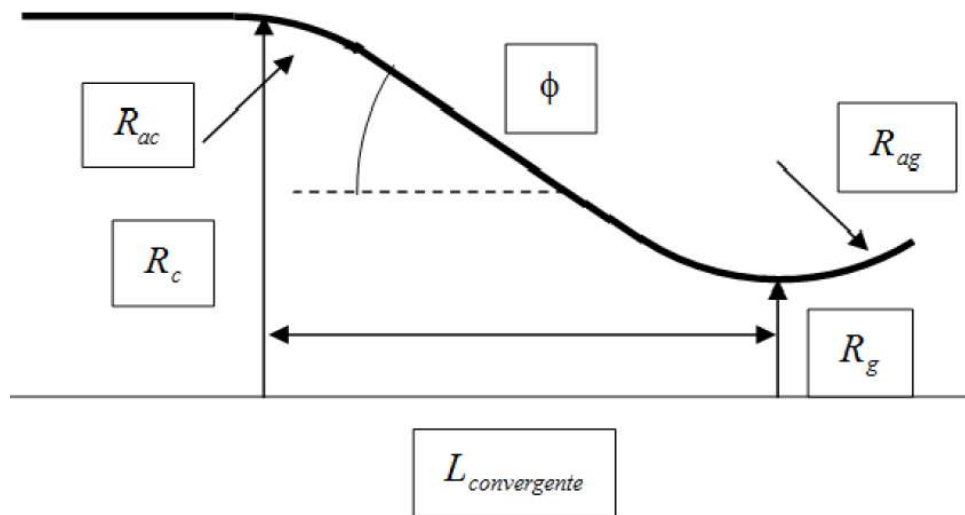


Figura 4.1 – Parâmetros do convergente
Fonte: Adaptado (CARANDE, 2011).

Onde:

R_{ac} = Raio de concordância câmara-convergente [m];

R_c = Raio da câmara [m];

R_{ag} = Raio de concordância convergente-garganta [m];

R_g = Raio da garganta [m];

Φ = Ângulo do convergente [graus];

L = Comprimento do convergente [m].

A seguir os valores dos parâmetros necessários para a construção da tubeira serão determinados:

a) Cálculo do raio da câmara

Dentre os diâmetros de tubos de aço disponíveis no mercado e visando a finalidade deste trabalho optou-se pelo raio da câmara adotado no valor de $R_c = 51$ mm. Valores superiores poderiam gerar dificuldades na usinagem e a quantidade de propelente utilizada seria consideravelmente maior. Para valores inferiores a dificuldade seria quanto a precisão da medição do valor do empuxo obtido.

b) Cálculo do raio da garganta

A garganta é a região da tubeira responsável pela aceleração do fluxo de gases. A determinação do raio da garganta é obtida levando em conta alguns aspectos que consideram a força de empuxo a ser gerada pelo motor e parâmetros do combustível a ser utilizado e é dado pelas equações (22) e (23):

$$A_g = \frac{F}{C_f \times P_c} \quad (22)$$

$$F = A_g \times C_f \times P_c \quad (23)$$

Onde:

F = empuxo [N], ver equação (1);

cf = Coeficiente de Empuxo;

Pc = Pressão na câmara [N/m²];

Ag = Área da garganta [m²];

Para a determinação da área da garganta segundo a equação (22), é necessário o empuxo que é obtido através da equação (1) ou (2), ou seja, depende da massa total do foguete e da máxima aceleração na qual o foguete é projetado para suportar. Porém, neste trabalho como não haverá lançamento de foguete a área da garganta não pode ser obtida por esse método da equação (22). Para este trabalho será adotado como diâmetro da garganta o valor de dez vezes o valor do coeficiente de empuxo (cf) do propelente utilizado, sendo assim tem-se:

$$D_g = 10 \times C_f = 10 \times 1,648 = 16,48 \text{ mm} \quad (24)$$

$$R_g = \frac{D_g}{2} = \frac{16,48}{2} = 8,24 \text{ mm} \quad (25)$$

O valor para o raio da garganta foi obtido desta forma pois não foi encontrado na literatura uma alternativa ao método da equação (22). No entanto, o valor para o raio da garganta não foi escolhido de modo aleatório, ele está baseado nos seguintes quesitos:

- 1) Obter uma tubeira com uma extensão moderada;
- 2) Controle dos custos de fabricação;
- 3) Não obter um valor do empuxo muito grande, ver equação 23;
- 4) Valor do diâmetro que não causa o fenômeno de “entupimento”;

Os quesitos “1” e “2” podem ser justificados visando o controle dos custos e a finalidade deste trabalho, que é a construção de uma tubeira para estudos em ambiente acadêmico, o quesito 3 é explicado ao analisar a equação (23), como o valor do empuxo é função da área da garganta consequentemente do diâmetro da garganta, ao aumentar o diâmetro da garganta seria obtido um valor do empuxo muito alto, isso iria gerar problemas na etapa de validação deste trabalho visto que há limitações físicas nos dispositivos disponíveis para testes de validação.

O quesito “4” é justificado na revisão bibliográfica, é recomendado que a seção 2.2.1 seja revista.

c) Cálculo do ângulo do convergente

Como foi visto na revisão bibliográfica esse ângulo pode variar na faixa entre os valores de 20° a 45° . Aqui será adotado o ângulo de 30° , pois como indica a revisão bibliográfica sua influência é pouca no resultado final.

d) Cálculo do raio de concordância câmara-convergente

Este raio de concordância (R_{ac}) é utilizando visando evitar uma quina ou canto vivo, que pode gerar problemas de recirculação e ser um ponto caracterizado por ser um ponto gerador de tensões, tensões essas que podem levar o material a sofrer uma fratura catastrófica inesperada abaixo dos parâmetros de resistência do material escolhido.

Segundo Sutton (2001) a relação entre o raio de concordância câmara-convergente (R_{ac}) e o raio da garganta (R_g) deve oscilar na faixa de valores entre 0,2 e 2. Sendo assim, o valor de 0,2 será escolhido visando não aumentar muito o tamanho do convergente. Desta forma tem-se:

$$\frac{R_{ac}}{R_g} = 0,2 \quad (26)$$

Para o valor do raio da garganta ser ($R_g = 8,2$ mm), o valor do raio de concordância câmara-convergente obtido através do código computacional assume o valor de 1,64 mm ($R_{ac} = 1,64$ mm).

e) Cálculo do raio de concordância convergente-garganta

Para a determinação raio de concordância convergente-garganta (R_{ag}) a relação a ser levada em conta é a relação entre o raio de concordância convergente-garganta (R_{ag}) e o raio da garganta (R_g) e esta relação deve assumir um valor maior que 0,8 (CARANDE, 2011). O valor adotado desta relação será o valor do coeficiente de empuxo efetivo propelente a ser utilizado $c_f = 1,648$.

$$\frac{R_{ag}}{R_g} = 1,648 \quad (27)$$

Assim o valor do raio de concordância convergente-garganta obtido pelo código computacional assume o valor de 13,51 mm será adotado ($R_{ag} = 13,5$ mm).

f) Comprimento do convergente

Com os dados obtidos anteriormente podemos determinar o comprimento do convergente pela seguinte fórmula dada por Carande (2011).

$$L_{conver} = (R_{ag} + R_{ac}) \times \cos(90 - \Phi) + \tan(90 - \Phi) \times [R_c - R_{ac} - (R_{ag} + R_{ac}) \times (1 - \sin(90 - \Phi))] \quad (28)$$

Com os valores obtidos nos passos de “a” até “e” e substituindo na equação (28) tem-se o valor de $L_{conver} = 55,6$ mm.

4.2.3 Garganta

A garganta pode ser considerada a parte mais importante da tubeira, visto que, ela é a responsável pela aceleração do fluxo, que antes da garganta (à montante) é subsônico e após a garganta (à jusante) é supersônico. A garganta é a região da tubeira que possui o menor diâmetro de seção transversal e nesse ponto atinge valor de Mach 1, atinge o regime sônico e depois o fluxo segue para a região do divergente onde se expande, reduzindo a pressão e elevando a velocidade do fluxo, que é o principal efeito desejado em uma tubeira.

Dentre os parâmetros geométricos da tubeira o raio de curvatura ou raio de concordância convergente-garganta (R_{ag}) é o fator de maior impacto no empuxo. Já o raio de concordância câmara-convergente (R_{ac}) tem o efeito pouco significativo. Durante a pesquisa para a realização deste trabalho foi verificado que estudos anteriores relacionados a região da garganta baseiam-se principalmente na avaliação da razão entre o raio da garganta e o raio de concordância convergente-garganta e sua influência no escoamento. No entanto, não foram encontrados trabalhos que tivessem como foco a relação dos parâmetros geométricos da região da garganta com o empuxo.

4.2.4 Seção divergente

A seção divergente é a região da tubeira onde os gases são expandidos e ainda mais acelerados. Nesse processo, a pressão estática dos gases cai e sua pressão dinâmica aumenta.

As tubeiras cônicas devem esse nome a sua seção divergente que consiste em um tronco-cônico na qual a seção reta forma um ângulo (β) com o eixo horizontal. A exemplo do que foi feito na seção convergente, aqui também será escolhido o ângulo indicado em trabalhos anteriores e este ângulo do divergente será de 15° .

Apesar do ângulo de 15° ser amplamente utilizado para motores foguetes de baixo desempenho, na prática, é preciso calcular a área de saída ótima, considerando a pressão ambiente de operação e conciliar o aumento da massa do divergente com o aumento do impulso específico e também do diâmetro do veículo (PALMERIO, 2017).

De acordo com Palmerio (2017) no caso de motores foguetes que vão atuar no vácuo, procura-se desenhar um divergente que anule a pressão estática dos gases na saída da tubeira. Na prática é difícil obter tal resultado, sendo uma consequência de tal consideração o grande diâmetro de saída necessário. Outro inconveniente de se atuar nesta situação é que a geometria cônica levaria a divergentes muito longos, trazendo dois inconvenientes: aumento da massa estrutural e aumento da inércia.

Pelo fato de possuir uma importância grande no desempenho da tubeira a região da seção convergente é mais estudada e abordada em estudos. Isso pode ser comprovado pelos diversos tipos de variação de formatos do perfil de seção divergente, tendo dois deles (sino e parabólico) sido tratados de maneira simplificada neste trabalho, além do cônico que é o foco principal.

Conclui-se então que, dependendo da situação de aplicação e recursos disponíveis pode-se optar por um dos três tipos, isso não significa dizer que um novo perfil não possa ser desenvolvido para um fim específico. Sendo assim, a seção divergente tem um impacto direto na eficiência da tubeira, seu formato e comprimento são uns dos fatores que determinam sua capacidade de aceleração dos gases e de impulsionar um foguete.

a) Taxa de expansão

A taxa de expansão para este trabalho será adotada em $\varepsilon = 19,77$, esse valor corresponde a um valor típico adotado em foguetes de pequenas dimensões para testes experimentais. Outro fator que influenciou nesta escolha foi o fato de a taxa de expansão influenciar nos valores dos parâmetros geométricos e também no valor do empuxo devido sua influência na

velocidade de exaustão dos gases na seção de saída, isso significa que para valores de taxa de expansão maior a tubeira resultante teria dimensões muito grandes (sem necessariamente haver uma melhora em seu desempenho) e também no valor de empuxo muito elevado, dificultando assim a sua fabricação devido aos custos elevados e dificultando os estudos posteriores.

b) Cálculo do raio de saída do divergente

De acordo com Ostlund (2002) para tubeiras cônicas o raio da seção de saída pode ser obtido através da equação seguinte:

$$R_s = R_g \times \varepsilon^{1/2} \quad (29)$$

Onde (R_s) é o raio de saída a ser determinado em função do raio da garganta (R_g) e da taxa de expansão ε . Como esses valores já foram obtidos e substituindo-os na equação (29) obtém-se o valor de $R_s = 36,5$ mm.

c) Comprimento do divergente

Após ser obtido os valores do raio de saída do divergente (R_s) e do ângulo do divergente sendo conhecido ($\beta = 15^\circ$), é possível determinar o comprimento do divergente (CARANDE, 2011).

$$L_{diverg} = R_{ag} \times \cos(90 - \beta) + \tan(90 - \beta) \times [R_s - R_g - (R_{ag}) \times (1 - \sin(90 - \beta))] \quad (30)$$

Com os valores obtidos nos passos “a” e “b” e substituindo na equação (30) tem-se o valor de $L_{diverg} = 107,3$ mm.

Para uma melhor visualização os parâmetros geométricos para a construção da tubeira, estes valores serão agrupados na tabela 4.1 a seguir:

Tabela 4.1 – Características da Tubeira projetada
Fonte: Autor (2018).

Características da Tubeira	Valor	Unidade
Diâmetro da garganta	16,4	mm
Diâmetro de saída	73,00	mm
Taxa de expansão	19,77	[1]
Semiângulo de convergência (Φ)	30,0	Graus
Semiângulo de divergência (β)	15,0	graus
Comprimento convergente	55,6	mm
Comprimento divergente	107,3	mm
Comprimento total	162,9	mm

[1] Adimensional

4.3 Dimensionamento do corpo do motor

O corpo do motor é o responsável por armazenar o propelente e também é utilizado como câmara de combustão. Assim como na construção da tubeira, para a construção do corpo do motor será utilizado o aço SAE 1045, visto que esse aço apresenta propriedades térmicas e mecânicas compatíveis e adequadas com os esforços e tensões solicitados para esta aplicação. Para ver as propriedades do material utilizado ver a tabela 4.3.

O corpo tem o comprimento de 635 mm e diâmetro interno 102 mm, com 5 (cinco) furos equidistantes e todos a 35 mm das extremidades.

O valor do comprimento do corpo do motor foi determinado levando em conta os valores obtidos no trabalho de Oliveira (2016). Naquele trabalho a relação entre comprimento/diâmetro fica em torno de 6 (seis), este mesmo padrão foi seguido neste trabalho.

4.4 Dimensionamento do cabeçote

Para o cálculo do cabeçote é necessário conhecer a força exercida pela pressão no cabeçote F_c , que é dada por:

$$F_c = \frac{P_o \times D_{ic}^2 \times \pi}{4} \quad (31)$$

$$F_c = \frac{7 \times 10^6 \times 0,102^2 \times \pi}{4} = 57200 \text{ N} \quad (32)$$

O parafuso usado é o M8 e classe de resistência de 8.8, as propriedades do mesmo são mostradas na tabela 3.3:

Tabela 4.2 – Propriedades do parafuso M8
Fonte: Adaptado (CARMÉLIO, 2006).

Diâmetro do corpo (mm)	Resistencia a tração (N/mm²)	Classe de resistência	Limite de escoamento(N/mm²)
8	800	8.8	640

A força calculada na equação (32) é distribuída pelo número de parafusos instalados, N , conhecendo o diâmetro dos parafusos, D_p , para determinar a tensão de cisalhamento de cada parafuso através da seguinte equação:

$$\tau_p = \frac{P_c \times D_{i,c}^2}{N \times D_p^2} \quad (33)$$

Assim, ao utilizar os valores da pressão e do diâmetro da câmara de combustão, o diâmetro dos parafusos fornecidos pela tabela 4.2 e adotando um número de parafuso igual a cinco tem-se.

$$\tau_p = \frac{7 \times 10^6 \times 0.102^2}{5 \times 0.008^2} = 230 \text{ MPa} \quad (34)$$

Pelos valores obtidos das equações (31) a (34) e pelos valores da tabela 4.2, conclui-se que o parafuso selecionado atende aos requisitos pois a tensão na qual eles serão submetidos é menor que seu limite de escoamento a tração.

Contudo, é recomendado projetar o número de parafusos do cabeçote para que cisalhem antes do rompimento do corpo do motor, evitando assim o lançamento de fragmentos em caso de falha (OLIVEIRA, 2016).

Em caso de falha a tendência é que ocorra cisalhamento dos parafusos na região do cabeçote, já que esta parte está sujeita a maiores tensões que a tubeira.

4.5 Construção dos componentes do motor foguete

Para a construção das três partes do motor foguete será considerado o aço SAE 1045, este material foi escolhido por suas propriedades mecânicas e também por seu valor de comercialização. A tabela 4.3 traz as informações sobre o aço SAE 1045.

Tabela 4.3 – Propriedades do aço SAE 1045
Fonte: Adaptado (LUZ, 2017).

Resistencia a Tração	Limite de escoamento	Módulo de elasticidade
(Mpa)	(Mpa)	(Gpa)
585	450	190 a 210

Devido ao valor do diâmetro necessário, encontrar o tarugo de aço nestas dimensões foi relativamente difícil, a procura levou cerca de 15 dias até o material adequado ser encontrado.

O tarugo utilizado para a construção do cabeçote e da tubeira é mostrado na Figura 4.2.



Figura 4.2 – Tarugo de aço utilizado
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.3 – Tarugo no torno pronto para usinagem
Fonte: Autor (2018).

4.5.1 Construção do cabeçote

Por questões de maior facilidade a etapa de usinagem iniciou-se pelo cabeçote do motor. Como o cabeçote e a tubeira foram feitos do mesmo tarugo, foi necessário separá-los e essa foi a operação que mais demorou na fabricação do cabeçote do motor.



Figura 4.4 – Cabeçote pré-finalizado
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.5 – Cabeçote separado do tarugo
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.6 – Cabeçote fixado para acabamento
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.7 – Cabeçote finalizado
Fonte: Autor (2018).

4.5.2 Construção da tubeira

A segunda parte da usinagem foi a construção da tubeira. Devido sua geometria mais complexa o tempo para sua fabricação foi maior que o tempo de usinagem do cabeçote do motor gastando cerca de 30 horas.

Os valores construtivos da tubeira já foram apresentados em seções anteriores, no entanto durante a construção da tubeira não foi possível obter exatamente os valores dimensionados uma vez que foram encontradas limitações físicas no torno mecânico utilizado para a usinagem da tubeira.



Figura 4.8 – Usinagem da tubeira
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.9 – Usinagem da seção convergente da tubeira
Fonte: Autor (2018).

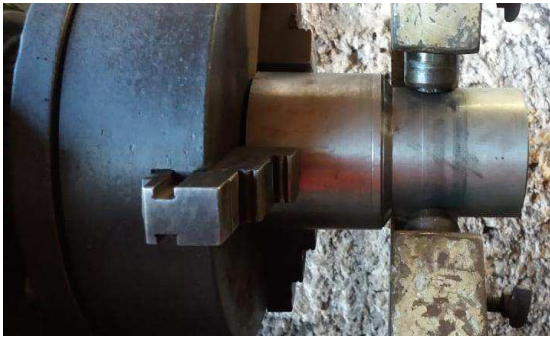


Figura 4.10 – Usinagem da seção divergente da tubeira
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.11 – Tubeira finalizada
Fonte: Autor (2018).

4.5.3 Construção do corpo do motor

O corpo do motor foi o componente mais fácil de se obter das três partes do motor, uma vez que foi comprado um tubo de aço com o diâmetro correto sendo necessário apenas o processo de fazer os furos para fixar o cabeçote e a tubeira no corpo do motor.



Figura 4.12 – Corpo do motor finalizado
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.13 – Furo no corpo do motor finalizado
Fonte: Autor (2018).

4.5.4 Construção da base estática para o teste

Para a realização do teste estático foi necessário a construção de uma base estática que sirva como apoio para que uma espécie de “carrinho” (onde o motor foguete será fixado) possa fazer um deslocamento retilíneo devido à força gerada pela tubeira e assim seja possível medi-la.



Figura 4.14 – Materiais utilizados para a construção da base estática

Fonte: Autor (2018).



Figura 4.15 – Base estática finalizada (vista lateral)

Fonte: Autor (2018).

Além da construção da base estática, também foi necessário a construção de um carrinho onde o foguete será fixado, esse carrinho é o responsável pelo deslocamento do motor foguete contra a mola. A base será fixada com o auxílio de quatro hastes que serão enfiadas, para evitar que a base se desprenda do solo.



Figura 4.16 – Carrinho da base estática
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.17 – Hastes de fixação
Fonte: Autor (2018).

4.6 Preparação da eletrônica

Para a coleta da deformação da mola, foi montando um circuito eletrônico composto de sensor, placa, arduino, cartão de memória, fios e bateria. A Figura 4.18 mostra esse circuito montado.

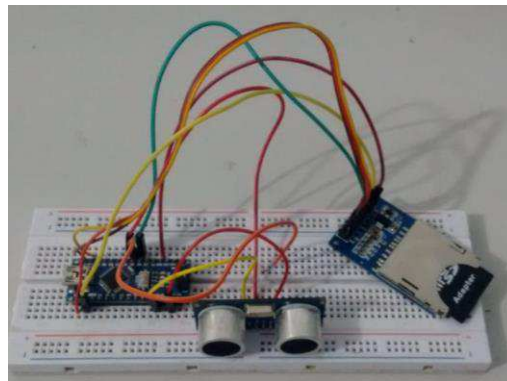


Figura 4.18 – Circuito eletrônico montado
Fonte: Autor (2018).

4.7 Dificuldades encontradas

Durante a realização deste trabalho algumas dificuldades foram encontradas e elas serão relatadas a seguir. Na parte da revisão bibliográfica não há disponível muito material sobre o assunto em português, sendo que o material disponível encontra-se boa parte em inglês e russo, por isso foi gasto um tempo considerável na tradução dos textos para a língua portuguesa.

Outro ponto que apresentou dificuldade foi encontrar o tarugo de aço no diâmetro adequado com o projeto, essa procura durou cerca de quinze dias até o material ser encontrado. A parte da usinagem foi a parte que mais apresentou dificuldades, devido ao grande diâmetro do tarugo foi difícil conseguir a centralização do tarugo na castanha do torno, isso levava ao tarugo rodar com oscilação o que dificultava a usinagem e consequentemente consumia mais tempo para a fabricação dos componentes do motor foguete.

A principal consequência dessa rotação desalinhada era a possível quebra das ferramentas utilizadas durante o processo de usinagem e isso aconteceu muitas vezes durante o processo de usinagem, como mostrado nas Figuras 4.19 a 4.22.

A base estática e o carrinho não apresentaram dificuldades durante sua construção.

A preparação do propelente apresentou dificuldade uma vez que sua quantidade era relativamente grande (cerca de 6 quilogramas de propelente no total), isso dificultou o processo de secagem já que o propelente foi feito cozido ele ficou muito úmido, e a principal consequência disso era ele não conseguir realizar a queima. Na tentativa de secar o propelente ele foi colocado no sol para diminuir a umidade como mostrado na Figura 4.23.



Figura 4.19 – Broca 1 quebrada no interior da seção convergente
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.20 – Broca 2 quebrada no mandril de furção
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.21 – Broca 3 quebrada durante a furação final
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.22 – As três ferramentas de corte quebradas durante a usinagem
Fonte: Autor (2018).



Figura 4.23 – Secagem do propelente
Fonte: Autor (2018).

5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este capítulo é dedicado a apresentar os resultados das simulações computacionais, bem como o teste estático realizado. No início serão apresentadas as simulações feitas com o software ANSYS Fluent 15.0. As simulações serviram de comparação com os resultados obtidos no teste estático.

5.1 Simulações no software ANSYS Fluent 15.0

Após os valores das dimensões da tubeira já obtidos, utilizando o *Design Modeler* do ANSYS® Fluent foi construído perfil da tubeira projetada e logo em seguida foi construída a malha, toda em células quadradas e com um refino na região da garganta para melhorar a precisão. A malha gerada pode ser vista na Figura 5.1.

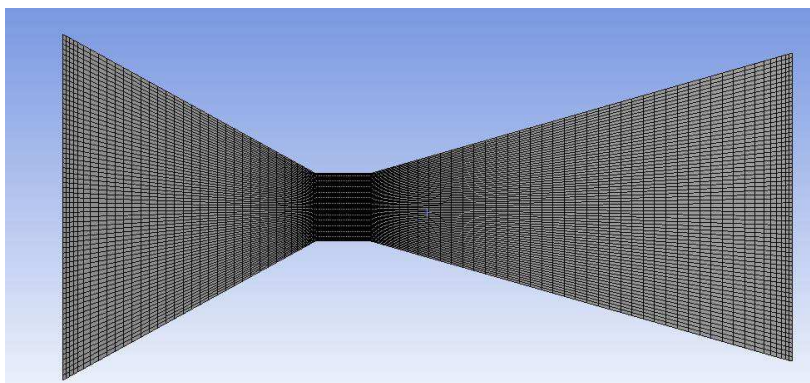


Figura 5.1 – Malha gerada para a simulação
Fonte: Autor (2018)

O método de resolução utilizado foi o *Pressure-Based* e o modelo foi o de turbulência $k-\epsilon$ com a variação RNG. O fluido escolhido foi o ar considerado como um gás ideal. Os contornos de Mach, temperatura e pressão absoluta são dados pelas Figuras 5.2, 5.5 e 5.7.

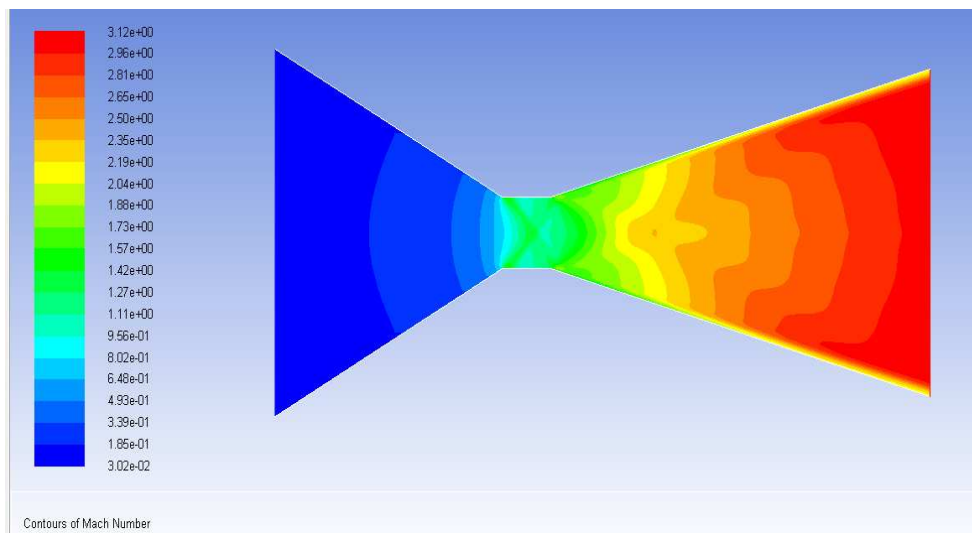


Figura 5.2 – Contornos de Mach
Fonte: Autor (2018)

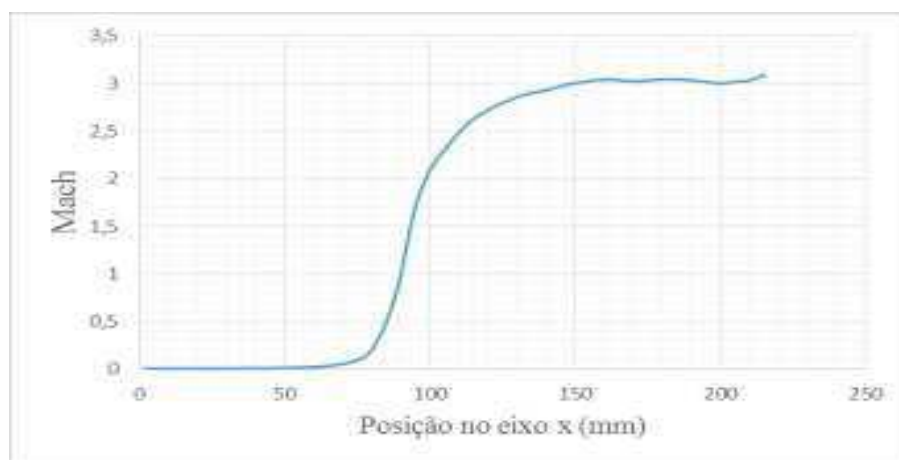


Figura 5.3 – Resultados da simulação numérica para o número de Mach
Fonte: Adaptado (SILVA, 2017).

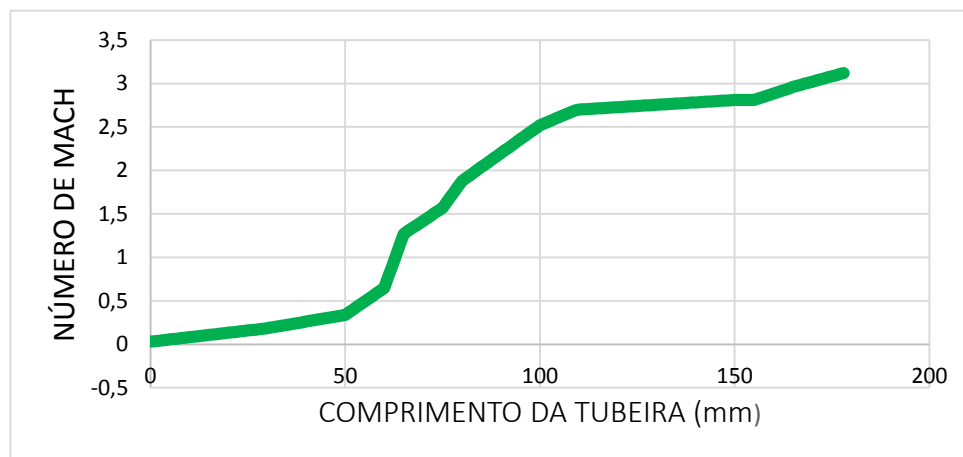


Figura 5.4 – Variação número de Mach durante o escoamento
Fonte: Autor (2018)

Como pode ser observado na Figura 5.2 na região da garganta ocorre a transição do escoamento no regime subsônico para o escoamento no regime supersônico, a região em verde é caracterizada por um regime turbulento onde a velocidade do escoamento varia ao redor de Mach 1. Essa região de transição deveria ser menor e se concentrar próxima a garganta, no entanto, devido a geometria da tubeira construída se estende para dentro da seção divergente, isso significa que há uma perda de velocidade que pode ser gerada na tubeira. Apesar disso, a tubeira consegue acelerar os gases como era esperado e o escoamento na saída é supersônico, com o número de Mach alcançando o valor de 3,12. A geometria da garganta foi construída desta maneira devido a falta de ferramentas de corte adequadas durante a usinagem, pois como a região possuía um diâmetro reduzido as ferramentas de cortes disponíveis não alcançaram a área da garganta de maneira correta.

O gráfico da Figura 5.4 tem uma inclinação menor na região da garganta em relação ao gráfico da Figura 5.3 isso indica que devido a seção reta da garganta da tubeira a velocidade supersônica do escoamento demora mais a ser alcançada.

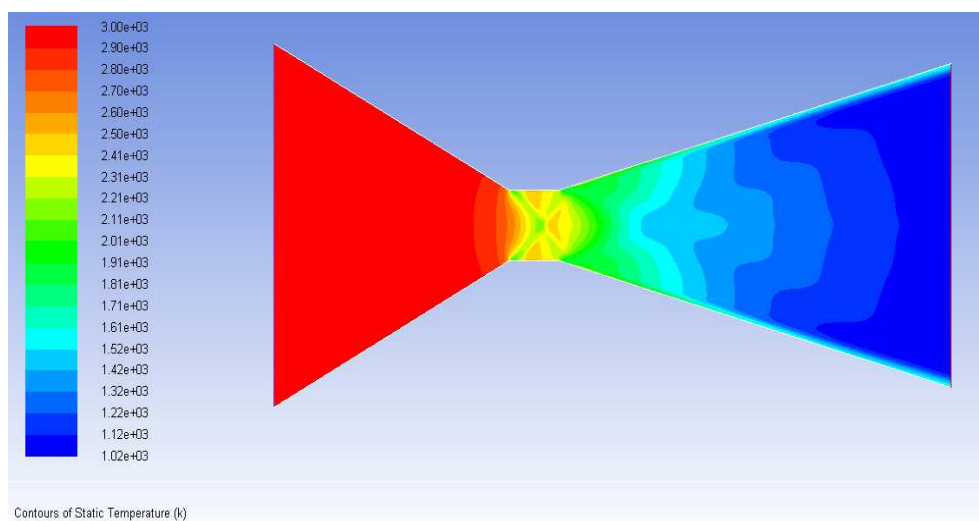


Figura 5.5 – Contornos de Temperatura
Fonte: Autor (2018).

A figura 5.5 apresenta o comportamento da temperatura ao longo da tubeira durante o escoamento. É possível observar a queda de temperatura ao longo da tubeira, de 3.000 K na seção de entrada para cerca de 1000 K na seção de saída, essa perda de temperatura deve-se a transformação de energia térmica em energia de velocidade, pois os gases são acelerados na região da garganta. Nota-se que a queda de temperatura na seção convergente não é acentuada, mas na

região da garganta a temperatura tem uma queda acentuada, justamente onde ocorre a transformação de energia.

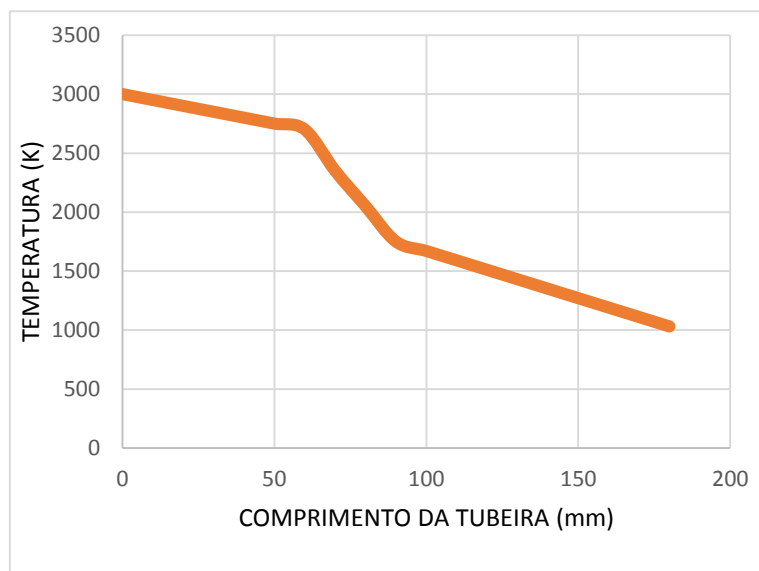


Figura 5.6 – Queda de temperatura ao longo da tubeira
Fonte: Autor (2018).

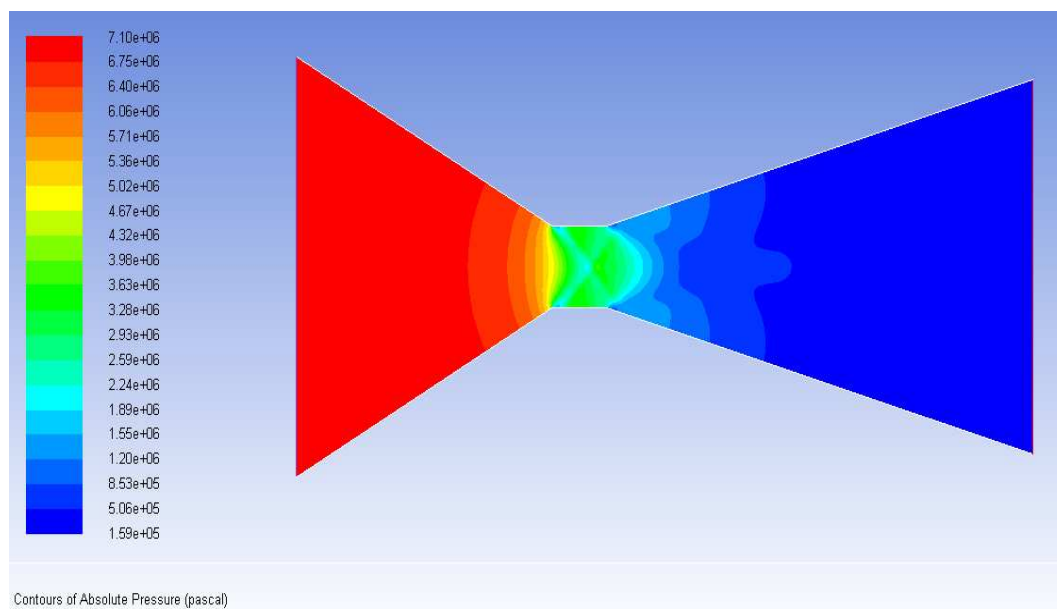


Figura 5.7 – Contornos de Pressão
Fonte: Autor (2018).

Na Figura 5.7 é mostrado o contorno de pressão obtido pela simulação para a tubeira em estudo. Na seção de entrada a pressão admitida foi a pressão teórica fornecida pelo propelente indicada pela tabela 2.1 no valor de 7,0 MPa.

Ao fazer a análise da Figura 5.7 pode-se observar que a pressão na seção de saída não sofreu uma queda tão acentuada em relação a pressão de entrada, isso deve-se principalmente à seção reta da garganta na tubeira.

Como a região da garganta foi usinada com uma parte reta que está mostrada em detalhe na Figura 5.18, a região está se comportando como um duto, na qual a pressão cai bem lentamente ao longo do escoamento mantendo-se quase constante. Essa queda lenta de pressão na garganta causa um acúmulo de pressão na câmara de combustão o que pode levar a uma falha do componente, neste caso, pode levar a uma explosão.

A pressão na saída chegou ao valor aproximado de 159 kPa, essa pressão é superior a pressão ambiente (101 kPa aproximadamente), e como foi visto na revisão bibliográfica essa condição onde a pressão na saída é maior que a pressão ambiente indica a condição *subexpandido* ($P_s > P_a$), a simulação obtida indica esse regime de operação da tubeira, no entanto a confirmação se a tubeira operou no regime *superexpandido* ou *subexpandido* será dada ao analisar as imagens obtidas no teste estático.

5.2 Teste estático

A realização do teste estático se deu nas dependências da fazenda escola da UEMA, uma região afastada de pessoas e reduzindo os riscos e os danos que uma falha poderia causar. O teste foi realizado em dois dias: no primeiro dia todo o esquema de teste foi montado, mas o motor não teve ignição. Neste dia foram feitas duas tentativas: na primeira o ignitor de pólvora não ignitou, não conseguindo assim realizar a queima do propelente, na segunda tentativa o ignitor funcionou, mas o propelente não queimou.

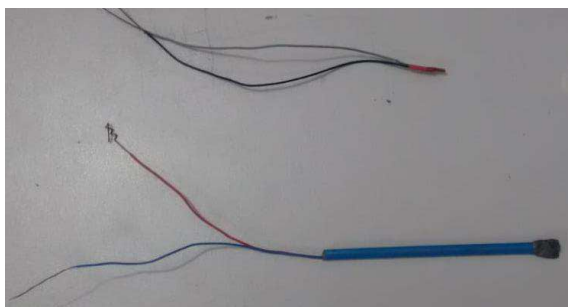


Figura 5.8 – Ignitores após o primeiro dia de tentativa

Fonte: Autor (2018).

No segundo dia para que ocorresse a queima do propelente foi necessário a mudança do tipo de ignitor para um com queima mais duradoura. O ignitor que foi utilizado é mostrada na Figura 5.9.

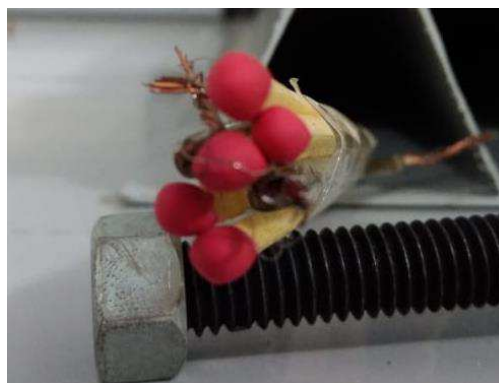


Figura 5.9 – Tipo de ignitor utilizado

Fonte: Autor (2018).

Seguindo o procedimento de segurança a base estática foi colocada em um barranco, posteriormente as hastes foram fixadas no solo, em seguida o corpo do motor foi fixado na base e a parte da eletrônica foi montada para armazenar os dados.



Figura 5.10 – Motor na base instantes antes do teste

Fonte: Autor (2018).

Logo após todas as pessoas envolvidas no teste estarem a uma distância segura de 100 metros do local do teste, o procedimento de ignição foi iniciado como mostrado na Figura 5.11.



Figura 5.11 – Motor logo após a ignição

Fonte: Autor (2018).

Após a ignição o propelente queimou por cerca de dois minutos, nesse intervalo foi acumulado a pressão dos gases na câmara de combustão. Como foi previsto na simulação computacional a região reta da tubeira fez que a pressão dos gases durante o escoamento tivesse uma dificuldade em transformar a energia de pressão em energia de velocidade, resultando assim em uma alta pressão na seção de saída.

Como foi indicado na simulação do escoamento feita, a tubeira durante o teste operou em regime subexpandido ($P_s > P_a$), como pode ser verificado pela forma do jato dos gases na seção de saída mostrado na Figura 5.12. Essa condição de operação é dada principalmente quando o diâmetro da garganta é pequeno para o fluxo de gases gerados na câmara de combustão, sendo assim os gases terminam de se expandir fora da tubeira formando uma espécie de “cauda” ou “pluma” que é a forma característica do jato dos gases gerado no regime subexpandido (*underexpanded*).



Figura 5.12 – Tubeira em regime subexpandido
Fonte: Autor (2018).

Durante a realização do teste ocorreu a explosão do motor foguete, ou seja, ocorreu uma falha que não era planejada. Os parafusos do cabeçote cisalharam, e o cabeçote foi projetado contra a base estática danificando toda a eletrônica. A base estática, o sensor ultrassônico, a placa e o arduíno foram danificados, mas foram recuperados, porém o cartão de memória com os dados do teste não foi encontrado após a explosão. A energia dissipada foi tamanha que a mola sofreu uma deformação plástica. A situação final da mola e do sensor são mostradas nas Figuras 5.15 e 5.16.

O resultado da explosão durante o teste é mostrado na sequência de figuras no apêndice B.



Figura 5.13 – Motor imediatamente antes da explosão
Fonte: Autor (2018).



Figura 5.14 – Momento logo após a explosão
Fonte: Autor (2018).



Figura 5.15 – Deformação sofrida pela mola
Fonte: Autor (2018).



Figura 5.16 – Sensor ultrassônico após a explosão
Fonte: Autor (2018).

O teste foi realizado com o objetivo de saber a deformação sofrida pela mola e sabendo a constante elástica da mola seria então calculado o empuxo gerado pela tubeira, para verificar se seu valor era aproximado ao valor indicado no código computacional que foi criado para a realização deste trabalho. No entanto, como pode ser observado pelas figuras houve uma explosão que danificou seriamente o sensor e a mola impossibilitando assim a validação do projeto da tubeira. Além disso, quaisquer dados que pudessem ter sido registrados pelo sensor durante o teste, com a perda do cartão de memória se tornaram impossíveis de serem acessados.

5.3 Possíveis causas para a explosão

Nesta seção são apontados dois fatores que podem ter contribuído como causas principais para a falha do motor foguete e tentará ser explicado como elas podem ter causado essa explosão.

5.3.1 Primeiro fator: O propelente

O propelente é o responsável pela geração dos gases que irá acelerar o motor foguete. Neste trabalho foi utilizado o propelente KNSU, suas propriedades já foram apresentadas na tabela 2.1. Pode-se se atribuir uma baixa qualidade ao propelente visto que, devido à falta de equipamentos o nitrato de potássio não pode ser purificado, isso influencia muito na qualidade final do propelente. Além disso, durante o processo de fabricação o propelente ficou muito úmido, para tentar recupera-lo, ele foi colocado para secar ao sol e passou por um processo de secagem através de um soprador térmico. Tudo isso contribui para uma perda de qualidade do propelente.

Durante o processo de colocar o propelente no corpo do motor o propelente não apresentava uma homogeneidade em sua consistência, algumas partes se apresentavam mais úmidas que outras, isso contribui seriamente para que o regime da queima do propelente fosse irregular. Isso pode ser comprovado pela forma que a exaustão dos gases se deram na saída da tubeira, os gases saíam de uma forma não continua, isso indica que algumas partes do grão do propelente queimavam com mais facilidade que outras causando picos de pressões elevados na câmara de combustão.

5.3.2 Segundo fator: A garganta da tubeira

A garganta não pôde ser fabricada exatamente como ela foi projetada, pois houve limitações durante o processo de usinagem, assim a geometria da tubeira foi afetada apresentando uma seção reta na região da garganta. Essa região influenciou seriamente no escoamento dos gases e no comportamento da pressão na tubeira. A seção reta dificulta o escape dos gases, pois o tempo necessários que eles devem percorrer até encontrar a seção divergente é maior, basicamente a seção reta retarda o escape dos gases e ela acaba “segurando” os gases no interior da câmara de combustão, aumentando a pressão interna. As figuras mostram a seção reta na garganta da tubeira.



Figura 5.17 – Vista da garganta a partir da seção convergente

Fonte: Autor (2018).



Figura 5.18 – Detalhe da garganta reta

Fonte: Autor (2018).

Durante a realização do teste houve vazamento de gases pelo cabeçote, a causa desse vazamento indevido de gases deve-se principalmente a vedação que pode não ter sido realizada corretamente, isso levou a uma solicitação de tensão excessiva em cima dos parafusos do cabeçote levando todos eles a cislharem.



Figura 5.19 – Vazamento de gases no cabeçote

Fonte: Autor (2018).



Figura 5.20 – Parafusos do cabeçote cislhados

Fonte: Autor (2018).

6 CONCLUSÃO

6.1 Conclusão Geral

O trabalho apresentado buscou apresentar os passos necessários para a realização de um teste estático de empuxo em uma tubeira cônica. Durante o trabalho foram levantadas hipóteses que foram o ponto de partida e que basearam o estudo desenvolvido. Para obter os resultados foi seguido uma sequência de etapas: A primeira foi a pesquisa dos conhecimentos já obtidos sobre o tema, em seguida desenvolvimento de algoritmos computacionais que ajudaram na tarefa de realizar os cálculos, a parte de usinagem foi muito importante uma vez que trouxe grandes aprendizados da necessidade de se construir a tubeira corretamente, pois a construção da tubeira diferente do que ela foi dimensionada é uma possível causa da falha no teste estático. A parte final onde o teste estático foi realizado mostra a importância de todos os envolvidos seguirem as normas e os padrões de segurança.

A parte das simulações mostrou sua importância no estudo da dinâmica dos fluidos computacional, uma vez que as simulações feitas foram um indicativo de como o escoamento ocorreria na tubeira, uma vez que as simulações indicaram a tubeira operando em regime subexpandido situação essa que foi comprovada durante o teste estático. Como foi indicado nas hipóteses adotadas o escoamento foi considerado isentrópico, ou seja isso significa que foi admitido que não haveria ondas de choque no escoamento dos gases pela tubeira.

Ao adotar a simplificação do escoamento isentrópico isso pode reduzir a precisão dos resultados obtidos das simulações, porém isso não afeta diretamente este trabalho, pois o objetivo principal das simulações realizadas era prevê um possível comportamento perigoso, o que foi indicado nas simulações e foi comprovado no teste estático, resultando na explosão do motor foguete.

Apesar da falha houve uma comprovação da teoria apresentada. O cabeçote está sujeito a maiores tensões que a parte da tubeira, por isso os parafusos que o prendem no corpo do motor

são projetados para cisalharem antes que o corpo do motor se parta em pedaços, e como foi mostrado esse dispositivo de segurança funcionou como o esperado e como a teoria previa.

Embora não ter sido possível recuperar os dados coletados para a obtenção do empuxo gerado pela tubeira que era o foco principal do trabalho, o experimento apresentou conhecimentos muito relevantes para o desenvolvimento científico sobre o assunto, uma vez que mostrou a influência da geometria da tubeira na operação do motor, as práticas de segurança que devem ser seguidas, a importância das simulações para prevê certos comportamentos, como a qualidade de do propelente utilizado influencia na operação do motor e o quanto é difícil se obter o controle de todas as variáveis relacionadas ao projeto.

6.2 Sugestões para trabalhos futuros

A partir de todo o assunto abordado neste trabalho várias novas pesquisas podem ser desenvolvidas, algumas delas são apontadas abaixo:

- Otimização da geometria da tubeira;
- Estudo da influência da parte reta da garganta na pressão de operação;
- Formas de melhorar a produção do propelente;
- Método para criação do grão do propelente mais uniforme e homogêneo;
- Melhoria no sistema de vedação do cabeçote e da tubeira;
- Melhoria do algoritmo computacional utilizado;
- Desenvolvimento de ferramentas adequadas para a usinagem dos componentes do motor foguete;

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON JR; John D. **Fundamentals of aerodynamics**. 5th ed. McGraw-Hill: New York, 2007. Disponível em: <<https://avionicsengineering.files.wordpress.com/2016/11/john-d-anderson-jr-fundamentals-of-aerodynamics.pdf>>. Acesso em: 20 jan. 2018.

ARAKI, Luciano Kiyoshi. **Verificação de soluções numéricas de escoamentos reativos em motores-foguete**. Tese (Doutorado em Métodos Numéricos em Engenharia) – Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2007. Disponível em: <https://acervodigital.ufpr.br/bitstream/handle/1884/11766/Tese_Luciano_Araki.pdf?sequence=1&isAllowed=y>. Acesso em: 20 jan. 2018.

AZEVEDO, Domingos F. O. **Análise estrutural com Ansys Workbench®: Static Structural**. Mogi das Cruzes: Domingos Flávio de Oliveira Azevedo, 2016. Disponível em: <<http://www.ebah.com.br/content/ABAAAexL0AE/apostila-ansys-7-0>>. Acesso em: 4 out. 2016.

BERTIN J. J.; CUMMINGS R. M. **Aerodynamics for Engineers**. 6ª edição. Upper Saddle River: Pearson, 2014. Disponível em: <<https://edoc.site/queue/international-edition-john-j-bertin-russell-m-cummings-aerodynamics-for-engineers-pearson-2013pdf-pdf-free.html>>. Acesso em: 4 jan. 2018.

BOCAL de Laval (Tubeira). 2016. Disponível em: <<http://www.minifoguete.com.br/tubeira.htm>>. Acesso em: 12 mar. 2018.

CARANDE, Francisco Javier Fuertes. **Motor Foguete de Combustível Sólido**. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) – Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2011. Disponível em: <https://ubibliorum.ubi.pt/bitstream/10400.6/3619/1/Projecto_Mestrado_Francisco%20Javier_Fuertes_Carande_m4452.pdf>. Acesso em: 16 abr. 2018.

CARMÉLIO, A. V. S. **Elemento de Máquinas. Parafusos e roscas.** CET, 2006. Disponível em: <http://www.mundomecanico.com.br/wp-content/uploads/2011/09/01-Parafusos-e-roscas_2.pdf>. Acesso em: 10 maio 2018.

FOX, R.F; McDONALD, A.T; PRITCHARD, P.J. **Introdução à mecânica dos fluidos.** 7ª edição. Rio de Janeiro. LTC, 2011.

GERMER, E. M. **Avaliação do efeito da geometria da seção convergente em tubeiras de motor-foguete.** Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2014. Disponível em: <<https://acervodigital.ufpr.br/bitstream/handle/1884/36929/R%20-%20T%20-%20EDUARDO%20MATOS%20GERMER.pdf?sequence=1&isAllowed=y>>. Acesso em: 20 jan. 2018.

HILL, P.; PETERSON, C. **Mechanics and Thermodynamics of Propulsion.** Massachusetts: Prentice Hall, 1992. ISBN 0-201-14659-2.

LUZ, Gelson. **Aço carbono SAE 1045.** 2017. Disponível em: <<http://www.materiais.gelsonluz.com/2017/10/aco-sae-1045-propriedades-mecanicas.html>>. Acesso em: 10 maio 2018.

MICHAELIS. **Moderno Dicionário da Língua Portuguesa.** São Paulo: Editora Melhoramentos Ltda., 2007.

MORAN, Michael J; SHAPIRO, Howard N. **Princípios de Termodinâmica para Engenharias.** 6ª edição. Rio de Janeiro: LTC, 2009.

NAKKA, Richard A. KN-Sucrose (KNSU) Química Propelente e Características de Desempenho. In: **Richard Nakka Experimental Rocketry Web Site.** 2017. Disponível em: <<http://www.nakka-rocketry.net>>. Acesso em: 30 abr. 2018.

_____. Technical Notepad # 1 - KNSU Ideal Performance Calculations. In: **Richard Nakka Experimental Rocketry Web Site**. 2001. Disponível em: <<http://www.nakka-rocketry.net>>. Acesso em: 30 abr. 2018.

_____. **Solid Propellant Rocket Motor Design and Testing**. Manitoba: s.n., 1984. Disponível em: <https://updoc.tips/queue/free-pdf-ebook-vvi-solid-rocket-motor-design-and-testing?&queue_id=5b216d8e4bf1cb8b588b4576&v=1528920656&u=MTc3LjE5My4xMi4yNTA=>>. Acesso em: 20 jan. 2018.

NASA. **Peças - Bocal do Motor**. Washington, D.C., EUA, 2014. Disponível em: <https://www.nasa.gov/audience/foreducators/rocketry/imagegallery/rparts_engine.jpg.html#.Wxsv5TQvzIV>. Acesso em: 1 mar. 2018.

OLIVEIRA, C. R. S. **Proposta de desenvolvimento de um foguete de baixo empuxo**. Monografia (Graduação em Engenharia Mecânica) – Universidade Estadual do Maranhão, São Luís, 2016.

ÖSTLUND, J. **Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and sideloads**.- Tese de licenciatura / Mechanics; Royal Institute of Technology, Stockholm, 2002. Disponível em: <https://www.mech.kth.se/thesis/2002/lic/lic_2002_jan_ostlund.pdf>. Acesso em: 18 nov. 2017.

PALMERIO, A.F. **Introdução a tecnologia de foguetes**. 2ª edição. São José dos Campos, SP: SindCT, 2017. Disponível em: <<http://www.sindct.org.br/files/livrofoguetes.pdf>>. Acesso em: 29 jan. 2018.

PORTO, B. F. **Teoria, metodologia de projeto e desenvolvimento de motores foguete a propelente sólido e foguetes experimentais**. Monografia (Graduação em Engenharia Mecânica) Curitiba: PUCPR, 2007. Disponível em: <https://docgo.net/philosophy-of-money.html?utm_source=projeto-e-to-de-motores-foguete-a-propelente-solido-e-foguetes-experiment-a-is>. Acesso em: 4 jan. 2018

RADTKE, J. J. Otimização da Geometria da Seção Divergente de Tubeiras de Motores-Foguete. Tese (Doutorado em Métodos Numéricos em Engenharia) – Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2014. Disponível em: <<https://acervodigital.ufpr.br/bitstream/handle/1884/37005/R%20-%20T%20-20JONAS%20JOACIR%20RADTKE.pdf?sequence=3&isAllowed=y>>. Acesso em: 23 jan. 2018.

REZENDE A.L.T. Análise Numérica da Bolha de Separação do Escoamento Turbulento sobre Placa Plana Fina Inclinada. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) – Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2009. Disponível em: <https://www.maxwell.vrac.puc-rio.br/Busca_etds.php?strSecao=resultado&nrSeq=14607@1>. Acesso em: 6 jan. 2018.

SILVA, Márcia A. R. Análise teórica do fluxo na tubeira supersônica com ondas de choque. Brasília, DF, 2017. Disponível em: <https://fga.unb.br/articles/0001/9286/UNB_TCC1_Marcia_2017.pdf>. Acesso em: 12 abr 2018

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, Oscar. Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of Rockets. 7th ed. New York: Wiley-Interscience, 2001. Disponível em: <<https://pdfs.semanticscholar.org/6cce/fa84a00b396c5b50b66063772f4851392b8f.pdf>>. Acesso em: 6 jan. 2018.

APÊNDICES

APÊNDICE A - Código computacional para calcular as medidas da tubeira

%%%

% UNIVERSIDADE ESTADUAL DO MARANHÃO - UEMA

% CENTRO DE CIÊNCIAS TECNOLÓGICAS - CCT

% ENGENHARIA MECÂNICA

% CARLOS AUGUSTO GONÇALVES MORAIS

% ESTE CÓDIGO CALCULA OS PARÂMETROS GEOMÉTRICOS PARA A
CONSTRUÇÃO DE UMA TUBEIRA CÔNICA DE 15° NA SEÇÃO DIVERGENTE

% % ESTE COMANDO LIMPA A MEMÓRIA DE VALORES ANTERIORES

clear all

close all

% DADOS DE ENTRADA:

% PRESSÃO NA CÂMARA DE COMBUSTÃO [N/m²]

Pc = 7 e+6

% COEFICIENTE DE EMPUXO (cf)

cf=1.648

% RAZÃO OU TAXA DE EXPANSÃO ADOTADA

$$er=12*cf$$

% RAI0 DA CÂMARA [m]

$$R_c = 0.051$$

% ÁREA DA CAMARA [m²]

$$Ac = \pi \cdot R_c^2$$

% RAIO DA GARGANTA [m]

$$R_g = 8.2/1000$$

% ÁREA DA GARGANTA [m²]

$$A_g = \pi \cdot R_g^2$$

% RAZÃO DO CONVERGENTE E DA GARGANTA

```

rcg=Rg/Rc
% RAI0 DA SAÍDA [m]
Rs=Rg*er^(1/2)
% ÁREA DA SAÍDA [m²]
As=pi*Rs^2
% RAZÃO OU TAXA DE EXPANSÃO
er1=As/Ag
% RAZÃO DE CONVERGÊNCIA
rc=Ac/Ag
% RAI0 DA CÂMARA-CONVERGENTE [m]
Rac= 0.2*Rg
% RAI0 CONVERGENTE-GARGANTA [m]
Rag= cf*Rg
% ÂNGULO DO CONVERGENTE
phi=30
% Rac/Rg DEVE OSCILAR ENTRE 0.2 E 2
r1=Rac/Rg
%Rag/Rg DEVE SER SUPERIOR A 0.8
r2=Rag/Rg
% DADOS DE SAÍDA:
% COMPRIMENTO DO CONVERGENTE
Lc1=(Rag+Rac)*cos((45/180)*pi)+tan((45/180)*pi)*(Rc-Rac-((Rag+Rac)*(1-sin((45/180)*pi))))
% COMPRIMENTO DO DIVERGENTE
Ld1=Rag*cos((75/180)*pi)+tan((75/180)*pi)*(Rs-Rg-(Rag)*(1-sin((75/180)*pi)))
% COMPRIMENTO TOTAL
Lt1=(Lc1+Ld1)
% EMPUXO TEÓRICO OBTIDO
F=cf*pc*Ag
% FIM DO CÓDIGO
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

```

APÊNDICE B – Sequência de fotos do trabalho em ordem cronológica



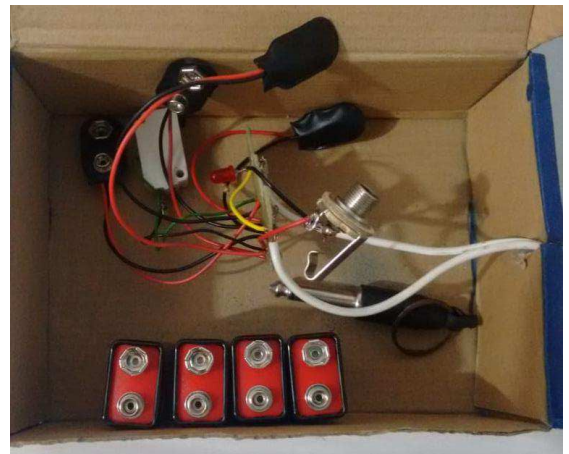
Usinagem da tubeira



Secagem do propelente



Fabricação do grão do propelente



Circuito eletrônico utilizado



Sensor ultrassônico



Motor montado na base



Local da realização do teste



Situação logo após a explosão



Carrinho da base estática



Base estática logo após a explosão



Cabeçote logo após a explosão



Corpo do motor logo após a explosão



Base estática danificada



Mola após a explosão



Corpo do motor após a explosão