

**MINISTÉRIO DA DEFESA
EXÉRCITO BRASILEIRO
DEPARTAMENTO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA E
DE ARMAMENTO
PROJETO DE FIM DE CURSO**

CAP NEWTON JOSÉ FERRO JÚNIOR (MB)

TEN JULIA FELDHAUS

**FABRICAÇÃO DO MOTOR PROPULSOR DE UM FOGUETE
DE CURTO ALCANCE E ANÁLISE DO TESTE ESTÁTICO
EM PONTO FIXO**

RIO DE JANEIRO

2016

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

Cap NEWTON JOSÉ FERRO JÚNIOR (MB)

Ten JULIA FELDHAUS

FABRICAÇÃO DO MOTOR PROPULSOR DE UM FOGUETE DE CURTO ALCANCE E ANÁLISE DO TESTE EM PONTO FIXO

Projeto Final de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Mecânica e de Armamento do Instituto Militar de Engenharia, como requisito final para a obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica e de Armamento.

Orientador: TC Rfmd Julio Cesar Soares de Oliveira, M.C.

Rio de Janeiro

2016

2

c2016

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

Praça General Tibúrcio, 80 – Praia Vermelha

Rio de Janeiro – RJ CEP: 22290-270

Este exemplar é de propriedade do Instituto Militar de Engenharia, que poderá incluí-lo em base de dados, armazenar em computador, microfilmар ou adotar qualquer forma de arquivamento.

É permitida a menção, reprodução parcial ou integral e a transmissão entre bibliotecas deste trabalho, sem modificação de seu texto, em qualquer meio que esteja ou venha a ser fixado, para pesquisa acadêmica, comentários e citações, desde que sem finalidade comercial e que seja feita a referência bibliográfica completa.

Os conceitos expressos neste trabalho são de responsabilidade do(s) autor(es) e do(s) orientador(es).

620.1 Ferro Junior, Newton

F395f Fabricação do motor propulsor de um foguete de curto alcance e análise do teste estático em ponto fixo / Newton Ferro Junior, Julia Feldhaus; orientados por Julio Cesar Soares de Oliveira – Rio de Janeiro: Instituto Militar de Engenharia, 2016.

48p. : il.

Projeto de Fim de Curso (PROFIC) – Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, 2016.

1. Curso de Engenharia Mecânica e de Armamento – Projeto de Fim de Curso. 2. Foguete. 3. Propulsão. I. Feldhaus, Julia. II. Oliveira, Julio Cesar Soares de. III. Título. IV. Instituto Militar de Engenharia.

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

Cap NEWTON JOSÉ FERRO JÚNIOR (MB)

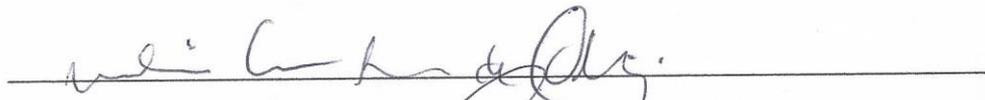
Ten JULIA FELDHAUS

FABRICAÇÃO DO MOTOR PROPULSOR DE UM FOGUETE DE CURTO ALCANCE E ANÁLISE DO TESTE ESTÁTICO EM PONTO FIXO

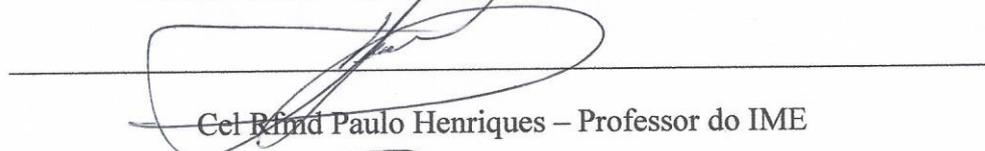
Projeto de Final de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Mecânica e de Armamento do Instituto Militar de Engenharia, como requisito parcial para a obtenção do título de Engenheiro Mecânico e de Armamento.

Orientador: TC Rfmd Julio Cesar Soares de Oliveira, M.C.

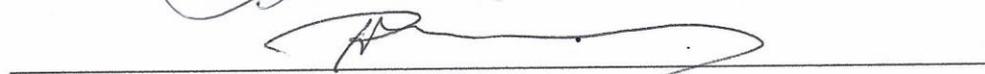
Aprovada em 29 de setembro de 2016 pela seguinte Banca Examinadora:



TC Rfmd Julio Cesar Soares de Oliveira – M.C. do IME



Cel Rfmd Paulo Henriques – Professor do IME



Cel Rfmd Rubenildo Pithon-de Barros – M.C. do IME

Rio de Janeiro

2016

AGRADECIMENTOS

Gostaríamos, primeiramente, de agradecer à nossa família e amigos, por todo o apoio e força que nos foi dada, toda a compreensão durante todos os cinco anos de curso e a força dada para não desistirmos de nosso objetivo.

A Deus por nos mostrar o melhor caminho e estar sempre presente em nossas vidas, permitindo nossas realizações e afastando o que não estava a favor de nosso sucesso.

Ao nosso orientador TC Rfmd Julio, por acreditar em nosso trabalho e fazer tudo o que estava ao seu alcance para concretizarmos nosso projeto.

Aos orientadores Cel Rfmd Henriques e Cel Rfmd Barros pelas críticas construtivas sem as quais não poderíamos realizar um trabalho tão completo.

Ao professor Maj Letivan, por não medir esforços ao nos ajudar quanto ao propelente, sem o qual não seria possível realizar os testes.

Ao Arsenal de Guerra do Rio, por ceder material e ferramentas para confecção dos conjuntos do projeto, na medida em que não haviam recursos financeiros e essa ajuda foi fundamental para todos nós.

Ao Centro Tecnológico do Exército, por ceder seu espaço para realização de testes e obtenção de resultados.

Aos colegas, pelo apoio e aos professores pelo conhecimento.

SUMÁRIO

RESUMO	13
ABSTRACT	14
1 INTRODUÇÃO.....	15
1.1 Objetivos.....	16
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
3 INTRODUÇÃO TEÓRICA	18
4 DESENVOLVIMENTO	21
4.1 Propelente	23
4.2 Dimensionamento do Tubo-motor.....	27
4.3 Dimensionamento da Tubeira.....	28
4.4 Dimensionamento da Rosca.....	31
4.5 Fabricação.....	33
4.6 Montagem (JULIA vc pode descrever aquilo que fizemos com MAj letivan).....	35
4.7 Ensaio estático	37
5 SUGESTÕES.....	43
6 CONCLUSÃO.....	44
7 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	44
8 ANEXOS.....	46
8.1 ANEXO 1 – Desenho técnico da tubeira	46
8.2 ANEXO 2 – Tubo do motor	47
8.3 ANEXO 3 – Tampa do motor.....	48

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

FIGURA 1.1 - PERSPECTIVA ISOMÉTRICA DO TUBO	15
FIGURA 1.2 - PERSPECTIVA ISOMÉTRICA DA TUBEIRA.....	16
FIGURA 3.1- ESQUEMA DO MOTOR PROPULSOR E SUAS PARTES [1].....	18
FIGURA 3.2 – PARTES DA TUBEIRA CONVERGENTE-DIVERGENTE.....	19
FIGURA 3.3 - TIPOS DE ESCOAMENTO DOS GASES DA TUBEIRA.....	20
FIGURA 3.4 - PADRÃO DE QUEIMA DE DIFERENTES PROPELENTES [1].....	21
FIGURA 4.1 - PRESSÃO NA CÂMARA X TEMPO.....	22
FIGURA 4.2 – MISTURA DE RESINA EPÓXI E PÓ DE ALUMÍNIO.....	25
FIGURA 4.3 - ADIÇÃO DE ÓXIDO DE FERRO PARA EVIDENCIAR OS AGLOMERADOS BRANCOS	25
FIGURA 4.4 - JUNÇÃO DAS MISTURAS E RESULTADO FINAL AINDA NÃO ENDURECIDO	26
FIGURA 4.5 - CARGA DE INICIAÇÃO COM PÓLVORA NEGRA	26
FIGURA 4.6 - TESTE DE ACIONAMENTO DA CARGA DE INICIAÇÃO	26
FIGURA 4.7 - TESTE DE ACIONAMENTO DA CARGA DE INICIAÇÃO COM “SKIB”	27
FIGURA 4.8 - CONJUNTO COMPLETO APÓS FABRICAÇÃO	34
FIGURA 4.9 - PONTO DE SOLDA ENTRE A TAMPA E O TUBO MOTOR.....	35
FIGURA 4.10 - ESQUEMA MONTADO DE ACIONAMENTO DO MOTOR.....	35
FIGURA 4.11- ISOLANTE DE PAPELÃO	36
FIGURA 4.12 - CARGA DE INICIAÇÃO	36
FIGURA 4.13 - FIO DE ACIONAMENTO DO “SKIB”	37
FIGURA 4.14 - SAÍDA DO FIO PELA TUBEIRA E LIGADO À FONTE EXTERNA	37
FIGURA 4.15 – TORRE DE CONTROLE DA LINHA DE FOGO.....	38
FIGURA 4.16 – COMPUTADORES UTILIZANDO O SOFTWARE “LAB VIEW”	38
FIGURA 4.17 - ARANHA	39
FIGURA 4.18 – CÉLULA DE CARGA.....	39
FIGURA 4.19 - DISPOSITIVO MONTADO PARA O TESTE.....	40
FIGURA 4.20 - VERIFICAÇÃO DA RESISTÊNCIA DO “SKIB”	40
FIGURA 4.21 - ACIONAMENTO DO CONJUNTO PROPULSOR E DETALHES DO ESCOAMENTO DOS GASES	41
FIGURA 4.22 – ESTILHAÇOS RECOLHIDOS APÓS TESTE.....	42

LISTA DE TABELAS

Tabela 5.1 - Sugestões de melhoria.....	41
---	----

LISTA DE SÍMBOLOS

σ_{adm}	Tensão admissível
σ_{γ}	Tensão limite de escoamento
P	Pressão
P_{proj}	Pressão de projeto
P_{atm}	Pressão atmosférica
P_{max}	Pressão máxima de queima do propelente
T	Temperatura real de combustão
T_0	Temperatura adiabática da chama
η_c	Eficiência na combustão
W_0	Razão de parede
D_0	Diâmetro inicial
D_i	Diâmetro interno
e_0	Espessura inicial
e	Espessura
e_{proj}	Espessura de projeto
σ_t	Tensão transversal
σ_l	Tensão longitudinal
\dot{M}_p	Vazão mássica do propelente
M_p	Massa do propelente
T_b	Tempo de queima
A_g	Área da garganta
k	Razão de calores específicos (cp/cv)
R	Constante universal dos gases
g	Aceleração da gravidade
D_g	Diâmetro da garganta

P_s	Pressão na saída
M_s	Número de Mach na saída
A_s	Área de saída
M_g	Número de Mach na garganta
D_s	Diâmetro de saída
D_c	Diâmetro interno da câmara de combustão
L_d	Comprimento do cone divergente
L_c	Comprimento do cone convergente
T_s	Temperatura de saída
V_s	Velocidade de saída dos gases
F	Empuxo médio
I_t	Impulso total
I_s	Impulso específico
d_1	Diâmetro do núcleo
d	Diâmetro nominal
p	Passo
d_2	Diâmetro médio ou efetivo do parafuso
f	Folga entre a raiz e a crista do filete do parafuso
D	Diâmetro maior da rosca
D_1	Diâmetro menor da rosca
h_e	Altura do filete
r_{re}	Raio de arredondamento da raiz do parafuso
r_{r1}	Raio de arredondamento do diâmetro maior da porca
F_a	Forças aplicadas na tampa e na tubeira
σ_c	Tensão de compressão em cada filete
H	Espessura do filete no diâmetro médio
σ_z	Tensão cisalhante em cada filete
σ_n	Tensão normal média devida à flexão

σ_{eq} Tensão equivalente
 n Número de filetes
 c Comprimento da rosca

LISTA DE SIGLAS

AGR	Arsenal de Guerra do Rio de Janeiro
AMCP	<i>Army Material Command Pamphlet</i>
CTEx	Centro Tecnológico do Exército
DIEx	Documento Interno do Exército
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
IME	Instituto Militar de Engenharia
IREC	<i>Intercollegiate Rocket Engineering Competition</i>
KNDX	Propelente constituído de KNO_3 com dextrose
KNSB	Propelente constituído de KNO_3 com sorbitol
KNSU	Propelente constituído de KNO_3 com sucrose
PVC	<i>Polyvinyl Chloride</i>

RESUMO

O presente trabalho destina-se à fabricação e posterior análise de testes executados de um tubo e uma tubeira que, juntos, desempenham a função de um motor propulsor. O objetivo do projeto é avaliar o desempenho do motor, por meio da instrumentação e teste em ponto fixo realizado no Centro Tecnológico do Exército (CTEx), obtendo-se assim a curva de empuxo e verificação do material do qual é feito o conjunto propulsor e do propelente utilizado.

Para isso, a geometria escolhida para o motor foi retirada do site desenvolvido por Richard Nakka, cujo objetivo é compartilhar experiência e resultados na área da construção de foguetes. Os cálculos baseados nesta literatura disponível justificam as dimensões adotadas. Sua fabricação foi apoiada pelo Arsenal de Guerra do Rio de Janeiro (AGR).

Inicialmente foi feito um desenho técnico das peças, tubo motor, tampa e tubeira, e entregue no AGR. O propelente utilizado foi preparado no próprio Instituto Militar de Engenharia (IME), por meio do contato com professores da seção de Engenharia Química e os testes realizados junto ao CTEx.

Palavras-chave: fabricação, foguete, tubo motor, tubeira.

ABSTRACT

This work aims to fabricate, and later, test analyses of an engine tube and a nozzle that, together, work like a rocket engine. The project's objective is to study the engine's performance, due to instrumentation and tests made in CTEEx's fixed point, and then plotting the pressure and thrust force curves such as the powertrain's material and propellant's verification.

For that, the chosen geometry was taken from Richard Nakka's site and reproduced to realize the project. The calculus based on the available literature to justify the dimensions. Its fabrication was supported by AGR.

Initially a technical drawing of the engine tube and nozzle was made and taken to AGR. The propellant is given by IME, thanks to the contact with Chemistry professors from IME and the tests were made at CTEEx.

Keywords: fabrication, rocket, engine tube, nozzle.

1 INTRODUÇÃO

Para o projeto de um motor de foguete existem duas questões fundamentais a serem abordadas: a simplicidade e a segurança.

O procedimento do projeto deve seguir normas de segurança desde a escolha do propelente até os ensaios a serem realizados, de forma a garantir que não ocorram riscos aos operadores e ao material utilizado nos pontos de teste. Por isso, são adotados fatores de segurança elevados para que, em caso de falha, não cause danos a qualquer pessoa. Mas estes valores devem ser coerentes, para que não tornem o projeto inviável devido ao super dimensionamento.

Além disso, deve-se ter um projeto simples, principalmente no que diz respeito ao manuseio e à operação. Deve ser simples para que iniciantes possam desenvolver suas habilidades sem riscos de danos e operá-los com destreza e rapidez. Por outro lado, a simplicidade exige níveis científico-tecnológicos avançados para que possam ser utilizados equipamentos cada vez mais autônomos e eficazes.

Sob estas ideias, as partes a serem fabricadas e testadas no motor de propulsor deste projeto serão o tubo motor, a tubeira e a tampa.

O tubo motor é o local onde fica acondicionado o propelente e executada a sua combustão, figura 1.1, portanto deve suportar as altas temperaturas e pressões provenientes da queima e expansão dos gases.

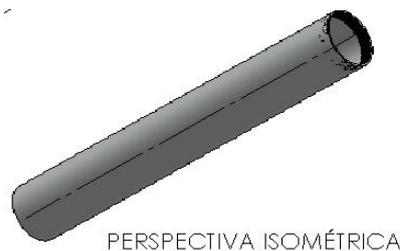


Figura 1.1 - Perspectiva isométrica do tubo

A tubeira tem a função de acelerar os gases provenientes da queima do propelente para fora do motor, impulsionando o foguete, figura 1.2.



Figura 1.2 - Perspectiva isométrica da tubeira

A tampa destina-se a fechar a extremidade do tubo que é oposta à do bocal. Novamente, o material deve ser resistente o suficiente para suportar as altas temperaturas e pressões, e a erosão decorrente dos gases da queima.

Este projeto foi baseado na geometria já pronta, encontrada no site desenvolvido por Richard Nakka, que trata de um modelo idealizado para competição de foguetes. Foram confeccionados os desenhos técnicos das partes do tubo motor, da tampa e da tubeira, em anexo, para que fossem produzidos três conjuntos junto ao AGR.

Paralelamente, a seção de Engenharia Química do IME forneceu o propelente para o projeto, que continha a seguinte composição: nitrato de potássio, perclorato de potássio, alumínio em pó, óxido de ferro e resina epóxi.

Por fim, foi realizado apenas um teste, no ponto fixo do CTEx, com a intenção de levantar a curva de empuxo, uma vez que para a tomada da pressão seria necessária a usinagem de um furo rosqueado na tampa e não havia tempo disponível. Sendo assim, os dois conjuntos remanescentes ficam de sugestão para continuação do trabalho.

1.1 Objetivos

Como primeiro passo, foram confeccionados os desenhos técnicos do tubo motor, tampa e tubeira e os mesmos foram entregues ao AGR para sua fabricação utilizando-se o aço 4340 para todas as partes.

Posteriormente, o propelente foi confeccionado no próprio IME, no laboratório da Seção de Engenharia Química e acondicionado já em um dos três conjuntos. A ideia inicial era de se

realizar um primeiro teste no banco de areia, a fim de verificar se o material resiste às elevadas pressões e temperaturas da queima. No entanto, em contato com o CTE_x, ficou acertado que este teste não seria necessário pois o ponto fixo tem condições de atender ao primeiro teste, porém, sem estar instrumentado, sendo possível apenas a medição do empuxo. A instrumentação seria feita nos testes seguintes.

Por questão de tempo, apenas um teste foi realizado, pois a fabricação de outro grão de propelente demandaria a disponibilidade novamente do espaço no laboratório de química. Além disso, para a instrumentação mais completa que seria feita nos testes seguintes, para medida de pressão, seria necessária uma rosca no centro da tampa do motor, cujas dimensões só poderiam ser obtidas mediante uma visita ao CTE_x para coletar os dados, e para a usinagem seria preciso o desenho técnico e disponibilidade do AGR. Por isso, apenas um teste foi realizado e com ele, a curva do empuxo medido.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Ao se projetar um conjunto propulsor, devem ser levados em consideração vários parâmetros, sendo alguns escolhidos pelo projetista e outros definidos automaticamente em função das escolhas anteriores. Sendo assim, essa escolha é dada de acordo com alguns pré-requisitos, os quais se deseja que o protótipo alcance, conforme será mostrado na introdução teórica.

Foi utilizado um modelo já antes idealizado por Richard Nakka, um idealizador de projeto de foguetes para competições amadoras nos Estados Unidos, e disponível em seu site, <http://www.nakka-rocketry.net/kappa.html>, [8]. Essa escolha foi feita com o intuito de verificar se a teoria se aplica à prática, realizar testes e comparar com os resultados obtidos previamente, instrumentar a área de teste e analisar o desempenho do motor, bem como verificar as dificuldades encontradas no projeto.

3 INTRODUÇÃO TEÓRICA

Um motor de propelente sólido é constituído basicamente das seguintes partes, conforme figura 3.1:

- Grão propelente: trata-se do propelente endurecido e moldado em sua forma final, é onde se concentra a maior massa do motor;
- Ignitor: provê a energia para que se inicie a combustão. Em geral, é um dispositivo simples, composto por uma resistência acionada eletricamente;
- Tubeira: responsável por acelerar o escoamento até velocidades supersônicas, impulsionando o foguete. O material deve ser resistente o suficiente para suportar as altas temperaturas e a erosão proveniente dos gases da queima. É a tubeira que transforma a energia da câmara em energia cinética; e
- Câmara de combustão: também chamada de “casing”, é nela que ocorre a combustão do propelente, portanto é responsável por suportar as altas temperaturas e pressões provenientes da queima e expansão dos gases, além de prover as condições de armazenagem necessárias para que o propelente mantenha suas propriedades.

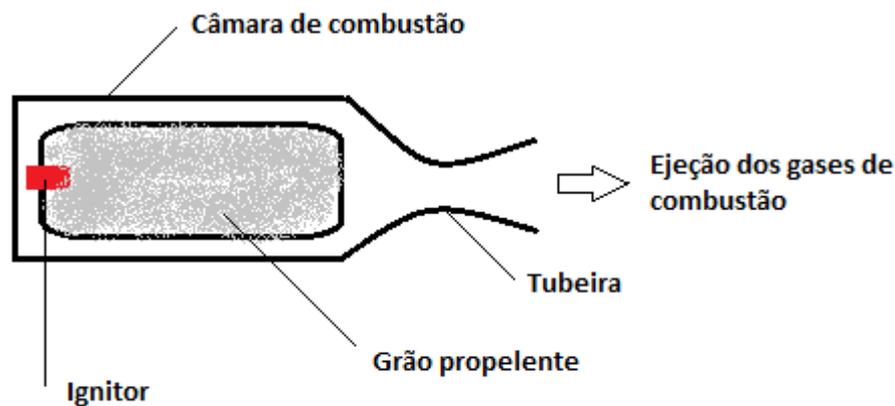


Figura 3.1- Esquema do motor propulsor e suas partes [1]

Um foguete trabalha com elevada relação entre a pressão da câmara de combustão e a pressão atmosférica, devido a isso se utiliza uma tubeira convergente-divergente, ou seja, um bocal de De Laval, figura 3.2.

Esta configuração garante a aceleração máxima dentro da tubeira e um fluxo sônico na garganta para posteriormente expandir a fluxos supersônicos e evita a geração de ondas transversais ou de contração dentro do fluxo.

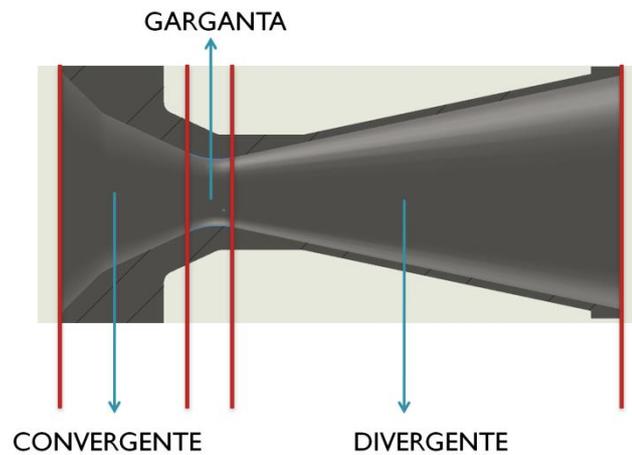


Figura 3.2 – Partes da tubeira convergente-divergente

As equações que governam a expansão dos gases baseadas na teoria de bocal de De Laval se fundamentam nas Teorias Termodinâmicas e da Mecânica dos Fluidos. O escoamento na tubeira é considerado ideal, não há troca de calor com o meio externo e perdas por atrito, logo, se trata de um escoamento adiabático e reversível, ou seja, isentrópico. Na garganta, o escoamento é considerado sônico, apresenta número de Mach igual a um. O princípio de funcionamento é então dado pelas seguintes regras, figura 3.3.

Na região convergente, pressupõe-se um escoamento subsônico, número Mach menor que um, e a velocidade aumenta com a diminuição da área transversal.

Na região da garganta, o escoamento é sônico, número de Mach igual a um. Se a área do cone convergente continuasse a diminuir, a velocidade tenderia a diminuir, visto que em regiões com Mach maior que um, uma diminuição da área provoca uma correspondente diminuição da velocidade.

Na região divergente, os gases podem desenvolver velocidades supersônicas, logo o número de Mach é superior a um, sendo assim, o aumento da área transversal permite o aumento da velocidade.

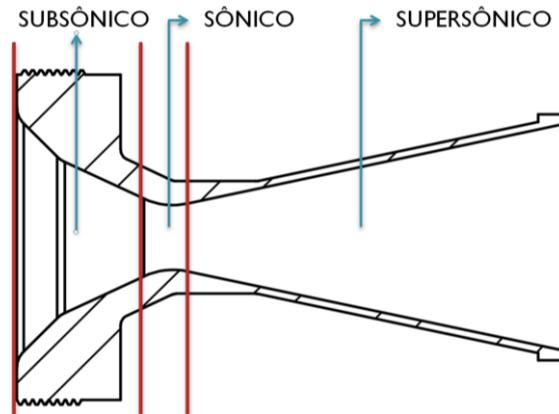


Figura 3.3 - Tipos de escoamento dos gases da tubeira

Ainda na parte divergente, é dito que o escoamento está na sua condição ótima quando a pressão de saída é igual à pressão atmosférica, logo toda a energia dos gases é transformada em energia cinética. Caso a igualdade entre as pressões não seja obtida, há um subaproveitamento da energia de expansão, com formação de ondas de choque no interior ou exterior do cone da seção o que dificulta o escoamento dos gases, acarretando problemas de estabilidade e velocidade de voo.

Em se tratando dos propelentes, pode-se dizer que os sólidos vêm sendo utilizados há bastante tempo, mostrando suas vantagens e desvantagens. Ao se comparar com os líquidos, os motores sólidos são mais simples, de mais fácil aplicabilidade e também requerem menor esforço de manutenção [1]. Entretanto, em geral, não se pode checar completamente seu funcionamento antes do lançamento e o empuxo não é facilmente variado durante o voo.

Além disso, outra vantagem bastante interessante é o que fato de não haver movimento faz com que as forças de atrito inerentes às partes móveis sejam eliminadas e não há risco de vazamento.

Para tornar viável o uso do propelente sólido, os seguintes requisitos devem ser verificados:

- Toxicidade do combustível, oxidante e gases de exaustão;
- Risco de ignição espontânea durante, e após, o preparo do propelente;
- Falhas e rachaduras devido a problemas na integridade do grão; e

- Requisitos de segurança para a fabricação, armazenagem e manuseio do grão propelente.

O formato do grão também interfere no desempenho do projeto, influenciando no padrão de queima do propelente [1], figura 3.4.

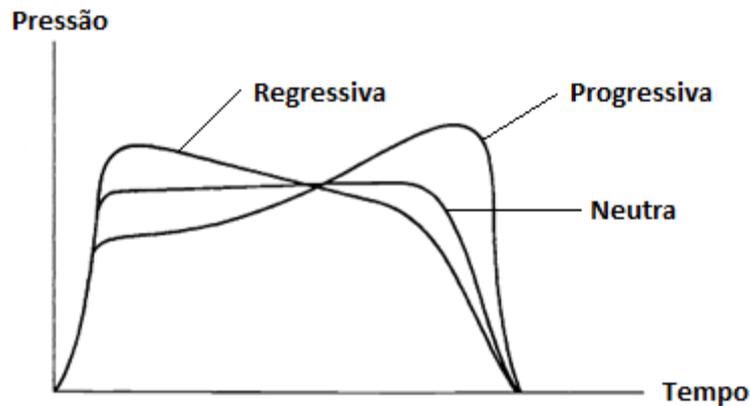


Figura 3.4 - Padrão de queima de diferentes propelentes [1]

No caso do padrão progressivo, ocorre um aumento da pressão em função do tempo; no regressivo, um decréscimo e no padrão neutro, a pressão se mantém constante por praticamente todo o tempo de queima, que é requisito necessário para balística externa do foguete. Para competições amadoras, o padrão progressivo satisfaz a necessidade, sendo o grão normalmente monopercurado e inibido externamente.

4 DESENVOLVIMENTO

O projeto do motor do foguete necessita de alguns parâmetros estimados e escolhidos a critério dos projetistas, baseados nas características do propelente a ser usado, nas propriedades mecânicas e físicas do material utilizado como invólucro, nas condições ambientais a qual será aplicado, entre outros.

O tipo de propelente a ser utilizado deve levar em consideração as características de empuxo, impulso específico, composição, temperatura e pressão de combustão, além das dificuldades de fabricação e matéria-prima disponível.

Para este projeto utilizou-se o propelente KNDX, baseado nos foguetes desenvolvidos em competições amadoras e na possibilidade de fabricação pela Seção de Engenharia Química, que presta suporte a este projeto. Os dados do propelente e o gráfico de pressão foram retirados do site de referência, figura 4.1:



Figura 4.1 - Pressão na câmara x Tempo

De acordo com as considerações expostas acima, foram obtidos os seguintes dados do propelente:

- Pressão máxima do propelente: 6,5 MPa
- Razão de calores específicos: 1,13
- Temperatura adiabática da chama: 1710 K
- Pressão atmosférica ao nível do mar: 0,1013 MPa
- Massa do propelente: 2,0 Kg
- Tempo de queima do propelente: 1,44 s
- Diâmetro externo do tubo: 64 mm

O metal utilizado na fabricação das peças foi o aço 4340. Primeiramente porque estava disponível no AGR, depois por ser um aço de alta resistência mecânica, cujo limite de escoamento varia de 800 a 1400 MPa, [11]. No caso do utilizado no projeto, não houve qualquer tipo de tratamento térmico, por isso, o limite de escoamento utilizado foi o menor, em favor da segurança do projeto. Além disso, este aço é o mais indicado para projeto de motores de foguetes [1].

Antes de iniciar o dimensionamento, foram realizados cálculos referentes aos fatores de segurança para estabelecer alguns parâmetros de projeto.

A tensão admissível, que relaciona o fator de segurança com a tensão limite de escoamento do aço 4340, foi obtida conforme [3]:

$$\sigma_{adm} = \frac{2}{3} \sigma_Y = \frac{2}{3} \times 800 = 533,33 \text{ MPa} \quad (1)$$

Para obter a pressão de projeto, utilizou-se fator de segurança de 1,5 para a pressão máxima de queima do propelente, [2]:

$$P = P_{proj} = 1,5 \times P_{max} = 1,5 \times 6,5 = 9,75 \text{ MPa} \quad (2)$$

A temperatura real de combustão utilizada nos cálculos é a temperatura adiabática da chama multiplicada por uma eficiência, η_c , de 95% para contabilizar as perdas, [8]:

$$T = T_0 \times \eta_c = 1710 \times 0,95 = 1625 \text{ K} \quad (3)$$

4.1 Propelente

Para iniciar o projeto de um foguete são necessários os dados do propelente, principalmente: curva de pressão, pressão e temperatura máximas e tempo de queima. Como o objetivo é produzir um propelente de baixo custo, simples fabricação, com matéria prima de fácil acesso, que possa ser transportado em transportes públicos sem restrições e, principalmente, que desenvolva uma pressão de queima capaz de impulsionar o foguete a elevadas altitudes com um padrão de queima regular; optou-se em usar um propelente a base de nitrato de potássio e dextrose, o KNDX.

Este propelente foi inicialmente escolhido porque, além de apresentar as características mencionadas anteriormente, é capaz de desenvolver uma menor temperatura de chama do propelente durante a combustão se comparado ao KNSU e KNSB.

O KNDX tem em sua composição 65% de nitrato de potássio e 35% de dextrose. É bastante utilizado por amadores, devido à sua praticidade de fabricação, de transporte e de

armazenagem, além de não ser explosivo e possuir baixa toxicidade. Os seus valores característicos [2] foram utilizados para o dimensionamento do motor.

Durante o processo de fabricação do grão propelente, constatou-se que as características não eram condizentes com a literatura, principalmente, pela dificuldade de manter uma queima constante, pois a mesma cessava rapidamente após a ignição. O suposto motivo para isso foi a utilização de métodos artesanais foram utilizados, sem que pudesse ser verificada a homogeneidade do grão, por exemplo.

Por este motivo, o propelente foi alterado para outro com a seguinte composição: 31,5 % de nitrato de potássio, 31,5% de perclorato de potássio, 15% de alumínio em pó, 2% de óxido de ferro e 20% de resina epóxi. A escolha desta composição foi baseada no material disponível no laboratório de química e por apresentar características similares ao KNDX. Na literatura [2], consta que a pressão máxima é 8,5 MPa e o tempo de queima de 1,5s e tais valores encontram-se dentro dos parâmetros de segurança.

O nitrato de potássio é um componente químico com elevado poder oxidante, porém vulnerável a umidade do ar, o que pode interferir no desempenho. Por este motivo, mistura-se o perclorato de potássio, que é menos influenciado pela água e tem poder oxidante superior ao nitrato, ou seja, acelera a velocidade de queima e não explode. A resina epóxi foi adicionada como matriz polimérica, permitindo a união dos outros componentes de forma homogênea.

O propelente ainda contém alumínio, na forma de metal em pó, que serve de combustível disperso na matriz para se obter uma queima regular e o óxido de ferro que atua como catalisador e sensibilizante na reação, aumentando a eficiência do combustível.

O processo de fabricação começou com a mistura do alumínio e da resina epóxi, em um recipiente, figura 4.2, donde foi obtida uma massa homogênea por meio de movimentos circulares.



Figura 4.2 – Mistura de resina epóxi e pó de alumínio

Em outro recipiente, foram adicionados o nitrato de potássio e o perclorato de potássio, ambos de coloração branca, e em seguida, foi acrescentado o óxido de ferro, de coloração avermelhada, que serviu para destacar os aglomerados brancos remanescentes, figura 4.3, que devem ser dissociados pressionando-os com as mãos a fim de tornar a mistura a mais homogênea possível.



Figura 4.3 - Adição de óxido de ferro para evidenciar os aglomerados brancos

Feito isso, foram misturados os materiais dos dois recipientes e colocados em dois moldes de PVC com 20 cm de comprimento cada um, figura 4.4 e o próprio molde funcionou como inibidor. Em seguida, foi realizado um furo interno na massa dentro do PVC para tornar o grão monoperfurado e permitir a passagem dos fios de acionamento.



Figura 4.4 - Junção das misturas e resultado final ainda não endurecido

Ao que sobrou da massa do propelente, foi adicionada pólvora negra e a mistura inserida em quatro tubos plásticos para confecção da carga de iniciação, figura 4.5.



Figura 4.5 - Carga de iniciação com pólvora negra

Depois deste procedimento, foi realizado um teste na carga de iniciação na capela do Laboratório de Química e esta foi ignitada por meio de um isqueiro, figura 4.6.



Figura 4.6 - Teste de acionamento da carga de iniciação

Em seguida, realizou-se outro teste na carga de iniciação, deste vez utilizando o “skib” para o acionamento, figura 4.7.



Figura 4.7 - Teste de acionamento da carga de iniciação com “skib”

4.2 Dimensionamento do Tubo-motor

Dado que o tubo motor pode ser considerado um vaso de pressão de paredes finas, fazem-se os cálculos de dimensão baseados em um vaso fechado com pressão interna uniforme. Sendo esta cerca de 100 vezes maior que a externa. No caso estático, a pressão aerodinâmica é desconsiderada, restando apenas a atmosférica, conforme pode ser visto a seguir:

$$\frac{P}{P_{atm}} = \frac{9,75}{0,1013} = 96 \approx 100 \quad (4)$$

O cálculo da razão de parede será dado da seguinte forma, [6]:

$$\frac{P}{\sigma_{adm}} = \frac{(W_0^2 - 1)}{\sqrt{(3W_0^4 + 1)}} \Rightarrow \frac{9,75}{533,33} = \frac{(W_0^2 - 1)}{\sqrt{(3W_0^4 + 1)}} \Rightarrow W_0 = 1,0183 \text{ mm} \quad (5)$$

Então, pode-se calcular um valor inicial para o diâmetro interno, [6]:

$$W_0 = \frac{D_o}{D_i} \Rightarrow 1,0183 = \frac{64}{D_i} \Rightarrow D_i = 62,85 \text{ mm} \quad (6)$$

Com este valor calcula-se a espessura inicial, que será, [6]:

$$e_0 = \frac{D_o - D_i}{2} = \frac{64 - 62,85}{2} = 0,55 \text{ mm} \quad (7)$$

Por questões de projeto, adotou-se um fator de segurança de 4 para a espessura para motor de foguete [2]:

$$e = e_{proj} = 4e_0 = 4 \times 0,55 = 2,1 \text{ mm} \quad (8)$$

Com isso obtém-se o novo valor do diâmetro interno, segundo a geometria da peça:

$$D_i = D_o - 2e = 64 - 2 \times 2,1 = 59,8 \approx 60 \text{ mm} \quad (9)$$

A tensão transversal, para estas condições, é, [10]:

$$\sigma_t = P \frac{D_i}{e} = 9,75 \times \frac{60}{2,1} = 278,6 \text{ MPa} \quad (10)$$

E a tensão longitudinal é, [10]:

$$\sigma_l = P \frac{D_i}{2e} = 9,75 \times \frac{60}{2 \times 2,1} = 139,3 \text{ MPa} \quad (11)$$

Com os parâmetros estabelecidos, os tubos motor são equivalentes a vasos de pressão de parede fina, ou seja, $\frac{D_i}{e} > 10$, [3]. Para o projeto esta relação vale 28,6, então os valores estão coerentes com o esperado. Além disso, os valores de tensão calculados são inferiores a tensão admissível, o que garante a segurança do projeto.

4.3 Dimensionamento da Tubeira

De acordo com o Relatório Técnico do IAE, [7], os valores indicados para o ângulo da seção divergente devem estar na faixa de 10° a 15° e para a seção convergente, entre 30° e 45°. Com isso, adotou-se o valor de 12° para a primeira por ser um valor intermediário entre os extremos e, para a segunda, o valor de 45° conforme recomendado nesta referência.

A vazão mássica do propelente é dada por, [7]:

$$\dot{M}_p = M_p/T_b = 2,0/1,44 = 1,39 \text{ Kg/s} \quad (12)$$

A área da garganta é dada por, [7]:

$$A_g = \frac{\dot{M}_p \sqrt{kRT_g}}{Pk \sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} = \frac{1,39 \sqrt{1,13 \times 22,78 \times 1625 \times 9,81}}{9,75 \times 1,13 \sqrt{\left(\frac{2}{1,13+1}\right)^{\frac{1,13+1}{1,13-1}}}} = 135,61 \text{ mm}^2 \quad (13)$$

Então o diâmetro da garganta será:

$$D_g = 13,14 \text{ mm}$$

O número de Mach na saída é calculado, baseado na condição de escoamento ótimo, quando pressão de saída iguala-se à pressão atmosférica, [7]:

$$\frac{P}{P_s} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_s^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \Rightarrow \frac{9,75}{0,1013} = \left(1 + \frac{1,13-1}{2} M_s^2\right)^{\frac{1,13}{1,13-1}} \Rightarrow M_s = 3,26 \quad (14)$$

A área da saída é dada considerando o número de Mach na garganta igual a um, de acordo com os conceitos de escoamento ótimo, [7]:

$$\frac{A_s}{A_g} = \frac{M_g}{M_s} \sqrt{\frac{\left(1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_s^2\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}{1 + \left(\frac{k-1}{2}\right) M_s^2}} = \frac{1}{3,26} \sqrt{\frac{\left(1 + \left(\frac{1,13-1}{2}\right) \times 3,26^2\right)^{\frac{1,13+1}{1,13-1}}}{1 + \left(\frac{1,13-1}{2}\right) \times 1^2}} \Rightarrow \Rightarrow A_s = 1256 \text{ mm}^2 \quad (15)$$

Então o diâmetro de saída do divergente será:

$$D_s = 40,2 \text{ mm}$$

O diâmetro inicial do cone convergente é dado pelo diâmetro interno da câmara de combustão, [1]:

$$D_c = 60,2 \text{ mm}$$

O comprimento do cone divergente é dado por, [1]:

$$L_d = \frac{D_s - D_g}{2 \operatorname{tg} \alpha} = \frac{40,2 - 13,14}{2 \times \operatorname{tg} 12^\circ} = 64,0 \text{ mm} \quad (16)$$

O comprimento do cone divergente é dado por, [1]:

$$L_c = \frac{D_c - D_g}{2 \operatorname{tg} \beta} = \frac{60,4 - 13,14}{2 \times \operatorname{tg} 45^\circ} = 23,6 \text{ mm} \quad (17)$$

Calculadas as dimensões da tubeira, é possível definir alguns parâmetros de desempenho importantes:

A temperatura de ejeção, [1]:

$$\frac{T}{T_s} = \left(\frac{P}{P_s}\right)^{\frac{k-1}{k}} \Rightarrow \frac{1625}{T_s} = \left(\frac{9,75}{0,1013}\right)^{\frac{1,13-1}{1,13}} \Rightarrow T_s = 960,90 \text{ K} \quad (18)$$

A velocidade de ejeção dos gases, [1]:

$$V_s = M_s \sqrt{kRT_s g} = 3,26 \sqrt{1,13 \times 22,78 \times 960,90 \times 9,81} = 1605,86 \text{ m/s} \quad (19)$$

O valor do empuxo médio, [1]:

$$F = \dot{M}_p \times V_s = 1,39 \times 1605,86 = 2232,14 \text{ N} \quad (20)$$

O impulso total é igual a, [1]:

$$I_t = \int_0^{T_b} F dt = F \times T_b = 2232,15 \times 1,44 = 3214,30 \text{ N.s} \quad (21)$$

E o impulso específico será, [1]:

$$I_s = \frac{I_t}{\dot{M}_p g} = \frac{3214,30}{1,39 \times 9,81} = 235,72 \text{ s} \quad (22)$$

O valor do impulso específico para um propelente de sólido é na faixa de 200 a 468 segundos, [1], logo o valor encontrado acima é coerente.

4.4 Dimensionamento da Rosca

Para o cálculo e dimensionamento da rosca fez-se o uso da rosca M62x1,5, visto que era a única disponível no AGR e estava de acordo com os padrões exigidos para a correta junção entre tubo e tubeira, considerando os esforços apresentados até o momento. Com isso, dimensiona-se a rosca da seguinte forma

O diâmetro do núcleo é, [10]:

$$d_1 = d - 1,2268 \times p = 62 - 1,2268 \times 1,5 = 60,16 \text{ mm} \quad (23)$$

O diâmetro médio ou efetivo do parafuso será, [10]:

$$d_2 = d - 0,6495 \times p = 62 - 0,6495 \times 1,5 = 61,03 \text{ mm} \quad (24)$$

A folga entre a raiz do filete e a crista do filete do parafuso, [10]:

$$f = 0,045 \times p = 0,045 \times 1,5 = 0,0675 \text{ mm} \quad (25)$$

O diâmetro maior da rosca é, [10]:

$$D = d + 2 \times f = 62 + 2 \times 0,0675 = 62,135 \text{ mm} \quad (26)$$

O diâmetro menor da rosca será, [10]:

$$D_1 = d - 1,0825 \times p = 62 - 1,0825 \times 1,5 = 60,38 \text{ mm} \quad (27)$$

A altura do filete é dada por, [10]:

$$h_e = 0,61343 \times p = 0,61343 \times 1,5 = 0,920 \text{ mm} \quad (28)$$

O raio de arredondamento da raiz do parafuso será, [10]:

$$r_{re} = 1,4434 \times 1,5 = 0,21651 \text{ mm} \quad (29)$$

O raio de arredondamento do diâmetro maior da porca, [10]:

$$r_{r1} = 0,063 \times 1,5 = 0,0945 \text{ mm} \quad (30)$$

As forças aplicadas na tampa e na tubeira são dadas pela pressão da câmara multiplicada pela respectiva área projetada na direção do escoamento dos gases. Como a tampa possui uma área projetada maior, será utilizada sua área, visto que desta forma trabalha-se a favor da segurança, [10].

$$F_a = \frac{P\pi d_1^2}{4} = \frac{9,75 \times \pi \times 60,16^2}{4} = 27714,70 \text{ N} \quad (31)$$

Para o cálculo das tensões utiliza-se um fator de segurança de 1,25, [2]. A tensão de compressão em cada filete é dada por:

$$\sigma_c = 1,25 \frac{F_a}{\pi d_2 h_e} = 1,25 \frac{27714,70}{\pi \times 61,03 \times 0,920} = 196,40 \text{ MPa} \quad (32)$$

Sendo a espessura do filete no diâmetro médio (h) dado por:

$$h = \frac{p}{2} = \frac{1,5}{2} = 0,75 \text{ mm} \quad (33)$$

A tensão cisalhante em cada filete será, [4]:

$$\sigma_z = 1,25 \frac{F_a}{\pi d_1 h} = 1,25 \frac{27714,70}{\pi \times 60,16 \times 0,75} = 244,40 \text{ MPa} \quad (34)$$

A tensão normal média devida à flexão é, [4]:

$$\sigma_n = 1,25 \frac{3F_a(d_2 - d_1)}{\pi d_1 h^2} = 1,25 \frac{3 \times 27714,70 \times (61,03 - 60,16)}{\pi \times 60,16 \times (0,75)^2} = 850,51 \text{ MPa} \quad (35)$$

Calcula-se a tensão equivalente, [4]:

$$\sigma_{eq} = 904,9 \text{ MPa} \quad (36)$$

Com isso, calcula-se o número de filetes com um fator de segurança igual a 4, [2], para que não ocorra o desprendimento entre o tubo e a tubeira:

$$n = 4 \frac{\sigma_{eq}}{\sigma_{adm}} = 4 \times \frac{904,9}{533,3} \approx 7 \text{ filetes} \quad (37)$$

Com isso o comprimento de rosca será:

$$c = n \times p = 7 \times 1,5 \approx 11 \text{ mm} \quad (38)$$

4.5 Fabricação

A fabricação foi iniciada com a confecção dos desenhos técnicos a partir dos dados do propelente com o auxílio do programa “SolidWorks”, conforme os anexos, sendo as dimensões aquelas previstas em foguetes usados em competições, como citado anteriormente, que estão justificadas na memória de cálculo.

Por questões de segurança, a junção das partes foi realizada por meio de roscas, diferente do previsto na literatura que utiliza parafusos. Esta solução foi concebida ao analisar o projeto de foguetes em uso militar.

De posse dos desenhos, o AGR prestou apoio ao projeto e deu início a fabricação das peças, figura 4.8.

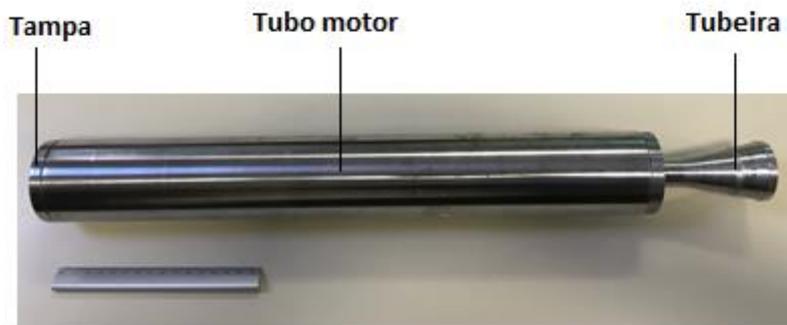


Figura 4.8 - Conjunto completo após fabricação

Por questão de custos do ferramental, no entanto, as dimensões do desenho não estão amarradas. Tanto a rosca quanto o diâmetro interno foram àqueles disponíveis de acordo com as ferramentas do AGR e apresentaram pequenas variações em relação ao desenho original. Com isso, os valores finais foram analisados e constatou-se que todos se encontram dentro das tolerâncias, sem infringir nenhum fator de segurança e sem a ocorrência de algum caso de super dimensionamento.

Ainda neste processo de fabricação, tem-se a soldagem, que visa a união de duas ou mais peças, assegurando na junta a continuidade das propriedades químicas e físicas. Um metal de adição recebe energia e é adicionado ao metal base unindo as partes.

Com o objetivo apenas de melhorar a fixação, foi feita uma soldagem oxiacetilenica com ferro cobreado por meio de uma solda elétrica, figura 4.9. Como a solda é um ponto de concentração de tensão, a região da rosca não foi inteiramente soldada, mas apenas em três pontos, igualmente espaçados, na circunferência do tubo, para que fossem garantidas as propriedades do aço nesta região.



Figura 4.9 - Ponto de solda entre a tampa e o tubo motor

4.6 Montagem

Após a fabricação de todo conjunto, foi realizada a montagem do propulsor, sendo o tubo motor o responsável pelo acondicionamento e proteção do propelente e das partes envolvidas na iniciação conforme mostra a figura 4.10.

O acionamento será feito por um fio que atravessará internamente todo o conjunto. Em uma de suas extremidades estará o skib e na outra, a fonte de energia externa que disparará uma corrente.

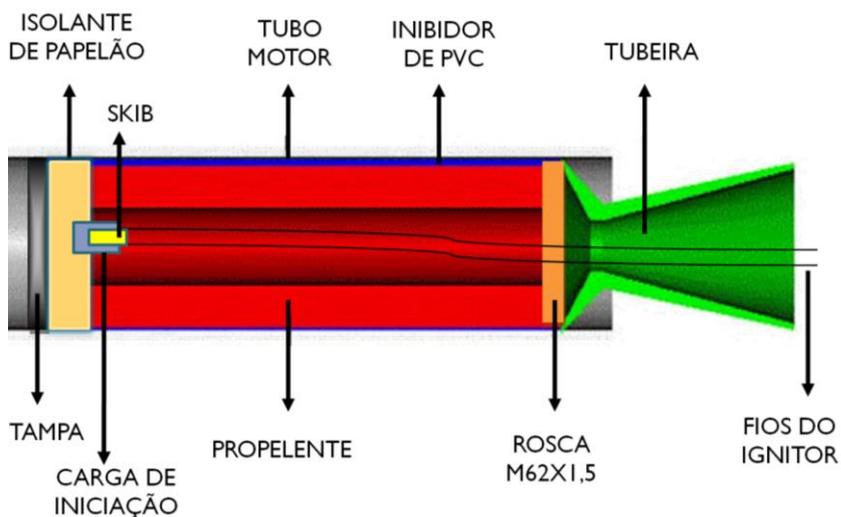


Figura 4.10 - Esquema montado de acionamento do motor

No caso do propulsor do projeto, primeiramente foi colocada uma camada de papelão junto à tampa, para impedir o superaquecimento da mesma, figura 11.



Figura 4.11- Isolante de papelão

Em seguida, a carga iniciadora foi um grão do próprio propelente, com dimensões reduzidas, colocado após o papelão e ao qual o skib fora ligado com fita adesiva, conforme se observa na figura 4.12.



Figura 4.12 - Carga de iniciação

O propelente foi feito em duas partes: dois tubos de PVC de vinte centímetros de comprimento acondicionaram o propelente e fizeram o papel do inibidor. O propelente não ocupou todo o tubo, houve uma sobra de aproximadamente dois centímetros em ambos os tubos, e, na hora da montagem, um desses espaços recebeu o papelão e o outro ficou entre um grão e outro para que o calor do primeiro grão pudesse passar ao segundo e acionar a queima. Por fim, o “skib” passou por dentro de todo o conjunto, figura 4.13, até sair pela tubeira, figura 4.14.

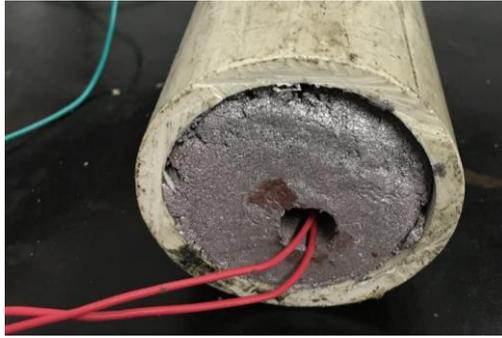


Figura 4.13 - Fio de acionamento do “skib”



Figura 4.14 - Saída do fio pela tubeira e ligado à fonte externa

4.7 Ensaio estático

O ensaio estático foi realizado em ponto fixo com o apoio do Grupo de Mísseis e Foguetes do CTEEx. Utilizou-se o Laboratório de Jato Propulsores – Ponto Fixo , que possui um acervo de programas e equipamentos capazes de analisar a dinâmica do funcionamento desses engenhos.

O laboratório é composto por uma sala de controle e uma área externa onde se realiza o teste. A sala de controle concentra todo o pessoal envolvido e de lá é realizado o monitoramento da área externa por meio de câmeras. O chefe da equipe é responsável pelo acionamento remoto do motor, que se dá por meio de chaves posicionadas na torre de controle da linha de fogo, figura 4.15, e pelas chaves de segurança.



Figura 4.15 – Torre de controle da linha de fogo

A torre é ligada a um conjunto de computadores que utilizam o software “LabView”, para realizar a leitura, a aquisição e o tratamento dos dados do teste, figura 4.16. Esta última fase tem a finalidade de remover ruídos e interferências e, assim, são realizadas modificações nos gráficos obtidos a fim de focar nas regiões de interesse da equipe. Por meio deste programa os dados são exportados em forma de tabelas e os gráficos plotados em uma tela.

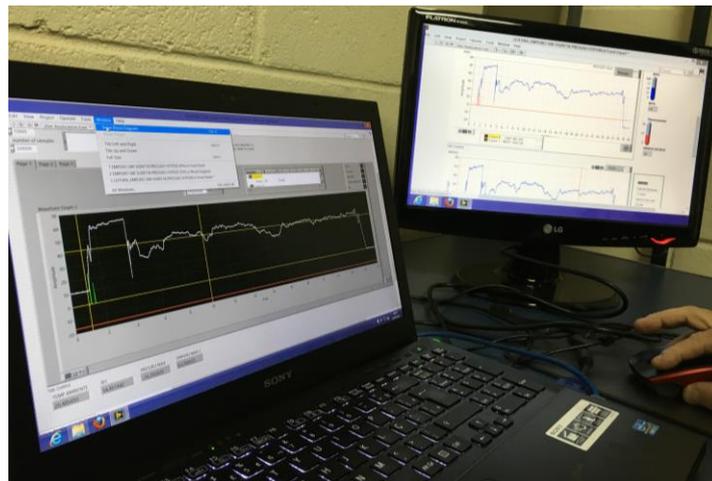


Figura 4.16 – Computadores utilizando o software “LabView”

Na área externa são fixados e acionados os motores. Há uma região de escape voltada para o mangue, no sentido oposto a localização da sala de controle.

O primeiro passo foi encaixar, por meio de parafusos, um elemento denominado aranha na tampa do motor, figura 4.17. Trata-se de uma peça metálica que irá fornecer o alinhamento entre o conjunto e a célula de carga para medição do empuxo.



Figura 4.17 - Aranha

A célula de carga é um sensor de força fixado na parede do banco de teste, que ao ser sensibilizado pelo movimento de avanço do conjunto, transforma a energia mecânica em um sinal elétrico por meio da deformação de sensores do tipo “strain gages”, figura 4.18. Estes são utilizados nos ensaios em foguetes porque são os mais adequados para medições nas quais o tempo de queima é superior a dez milisegundos.



Figura 4.18 – Célula de carga

O passo seguinte foi fixar o conjunto no berço por meio de garras e braçadeiras que deslizam sobre trilhos fixados no chão quando há o acionamento, figura 4.19.



Figura 4.19 - Dispositivo montado para o teste

Após montado o dispositivo, foi medida a resistência do “skib” e obteve-se o valor de 1,5 ohms. Isso foi feito passando-se uma corrente muito baixa pelos fios do ignitor, incapaz de iniciá-lo, figura 4.20. Este teste teve a finalidade de garantir que há passagem de corrente e que as características do “skib” foram mantidas nas condições locais e após a fixação na carga de iniciação (resistência: $1,3 \pm 0,15\Omega$ – $1,7 \pm 0,15\Omega$ dados do fornecedor).



Figura 4.20 - Verificação da resistência do “skib”

Em seguida, um dos integrantes do grupo do laboratório realizou uma verificação visual e desabilitou a primeira chave de segurança, encontrada no próprio ponto fixo. Todos os envolvidos no teste se deslocaram para sala de controle e lá, o chefe do teste desabilitou as duas últimas chaves, posicionadas na torre da linha de fogo, e o motor foguete foi lançado.

Durante o teste estático houve um incidente que culminou no rompimento do tubo. Nos dois primeiros segundos após a iniciação da queima do grão propelente, houve uma ejeção dos gases aproximadamente constante, então massas incandescentes começaram a ser ejetadas pela tubeira e, em seguida, a parede do tubo não suportou a pressão e se rompeu, figura 4.21.

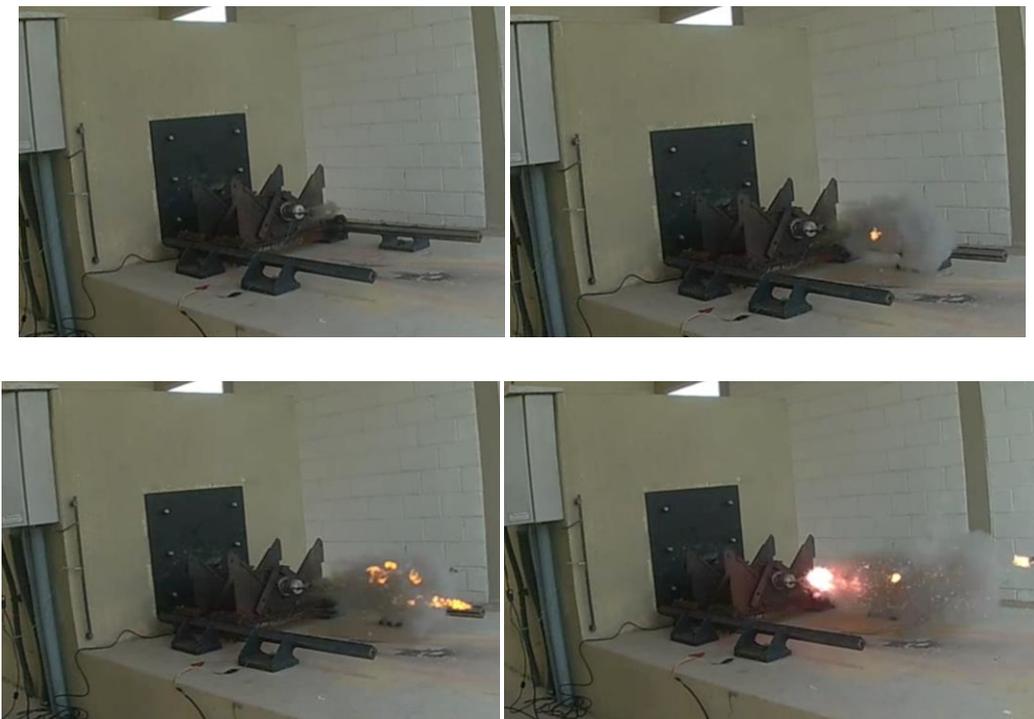


Figura 4.21 - Acionamento do conjunto propulsor e detalhes do escoamento dos gases

Os estilhaços foram recolhidos, figura 4.22, e constatou-se que os filetes das roscas utilizadas e a tampa não apresentaram alterações visuais perceptíveis, ou seja, suportaram a pressão. Porém as paredes do tubo e a garganta da tubeira romperam.



Figura 4.22 – Estilhaços recolhidos após teste

A seguir serão discutidos os motivos relacionados com o ocorrido:

Pela figura 4.21, pode-se observar que houve o escoamento dos gases nos dois segundos iniciais do teste e que a tubeira não sofreu nenhuma deformação, mas em determinado instante a saída dos gases foi interrompida pelas massas incandescentes que não queimaram completamente no interior do tubo e causaram um bloqueio na saída, o que levou a pressão interna subir além do valor especificado no projeto. Estas massas podem ser explicadas como partes do propelente ou do PVC que se desprenderam durante a queima.

A pressão atingida durante a queima foi maior que a pressão de projeto, 9,75 MPa, na câmara. Algumas causas são: a inibição do grão realizada com tubo PVC pode não ter funcionado corretamente, o que ocasionou uma maior área, e conseqüentemente maior velocidade de queima ocasionando uma detonação; as trincas e o uso de dois grãos separados podem ter gerados picos de pressão devido ao aumento da área de queima; o plástico do PVC pode ter pulverizado, formando mais gases e elevando a pressão; e o entupimento da saída por algum material (massas incandescentes) pode ter inviabilizado o escoamento dos gases.

A qualidade do material utilizado pode não estar de acordo com a prevista pelo Arsenal e a ausência do tratamento térmico no aço pode ter prejudicado as características mecânicas desejadas. Alguma microtrinca ou ponto de concentração de tensão que tenha aumentado pontualmente a tensão também pode ter ocasionado a falha.

Pelo boletim de ensaio fornecido, em anexo, constatou-se que devido aos elevados valores desenvolvidos no interior tubo, pelos motivos acima discutidos, o empuxo foi superior a 68670 kgf, aproximadamente trinta vezes a mais que o calculado no projeto, equação 20.

5 SUGESTÕES

A seguir seguem as sugestões de melhoria para os próximos projetos.

Tabela 5.1 - Sugestões de melhoria

Situação	Sugestões
Fabricação do propelente	Escolher o propelente que será utilizado no teste e fabricá-lo no início do projeto.
	Realizar testes no propelente de modo a garantir que apresente as mesmas características previstas na literatura.
	Realizar inspeção microscópica no propelente para identificar microtrincas e falha.
Fabricação do tubo motor	Fabricar dois conjuntos com a tampa sólida para teste de empuxo.
	Fabricar dois conjuntos com a tampa perfurada com a rosca cônica disponível no Laboratório do CTEEx, para acoplamento da válvula de pressão, visto que esta apresenta um formato não padronizado.
Teste em banco de areia	Enterrar o provete no mangue que existe atrás do Laboratório do CTEEx e realizar dois testes qualitativos com uma carga inferior a de projeto e, se aprovado, com a carga de projeto.
Aço	Utilizar o microscópio de varredura eletrônica para verificar se as características do material são coerentes.
	Realizar tratamento térmico no aço 4340 para aprimorar as características mecânicas.
Teste no ponto fixo	Realizar o teste com a tampa sólida e obter a curva de empuxo, com os dois tipos de células de carga disponíveis: com “strain gages” e com piezoelétricos, para comparação.
	Realizar o teste completo, ou seja, com a tampa acoplada à válvula de pressão.
	Realizar testes de temperaturas extremas, água salgada e lama.
Aulas	Ministrar aulas práticas de Mísseis e Foguetes, Instrumentação e Armamento com os dois conjuntos restantes para aprimoramento do aprendizado das turmas seguintes.

6 CONCLUSÃO

Ao se realizar um projeto, conta-se com a conexão entre várias engenharias para a execução de um único projeto e com a grande quantidade de conhecimento de diversas áreas em prol do mesmo objetivo. Juntamente com a engenharia mecânica e de armamento, fundamental quando se trata da geometria e previsão de desempenho do propulsor, tem-se a engenharia química, que comanda a parte do propelente, na busca do mais adequado para o propósito, e a engenharia de materiais, quando se trata da escolha do material do conjunto do motor utilizado na fabricação.

No que tange à segurança e a simplicidade do projeto, observa-se que a relação entre ambas faz-se necessária tanto no dimensionamento dos componentes do conjunto tubo motor quanto nos testes realizados.

Além disso, o projeto propiciou o contato e manuseio das normas de Engenharia disponíveis para facilitar o desenvolvimento de projetos e manter a segurança e o bom desempenho dos mesmos.

Também foi possível entrar em contato com outras organizações militares, no caso AGR e CTEEx, e perceber o interesse das mesmas em ajudar os alunos do IME em seus projetos, bem como conhecer, mesmo que superficialmente, como elas funcionam.

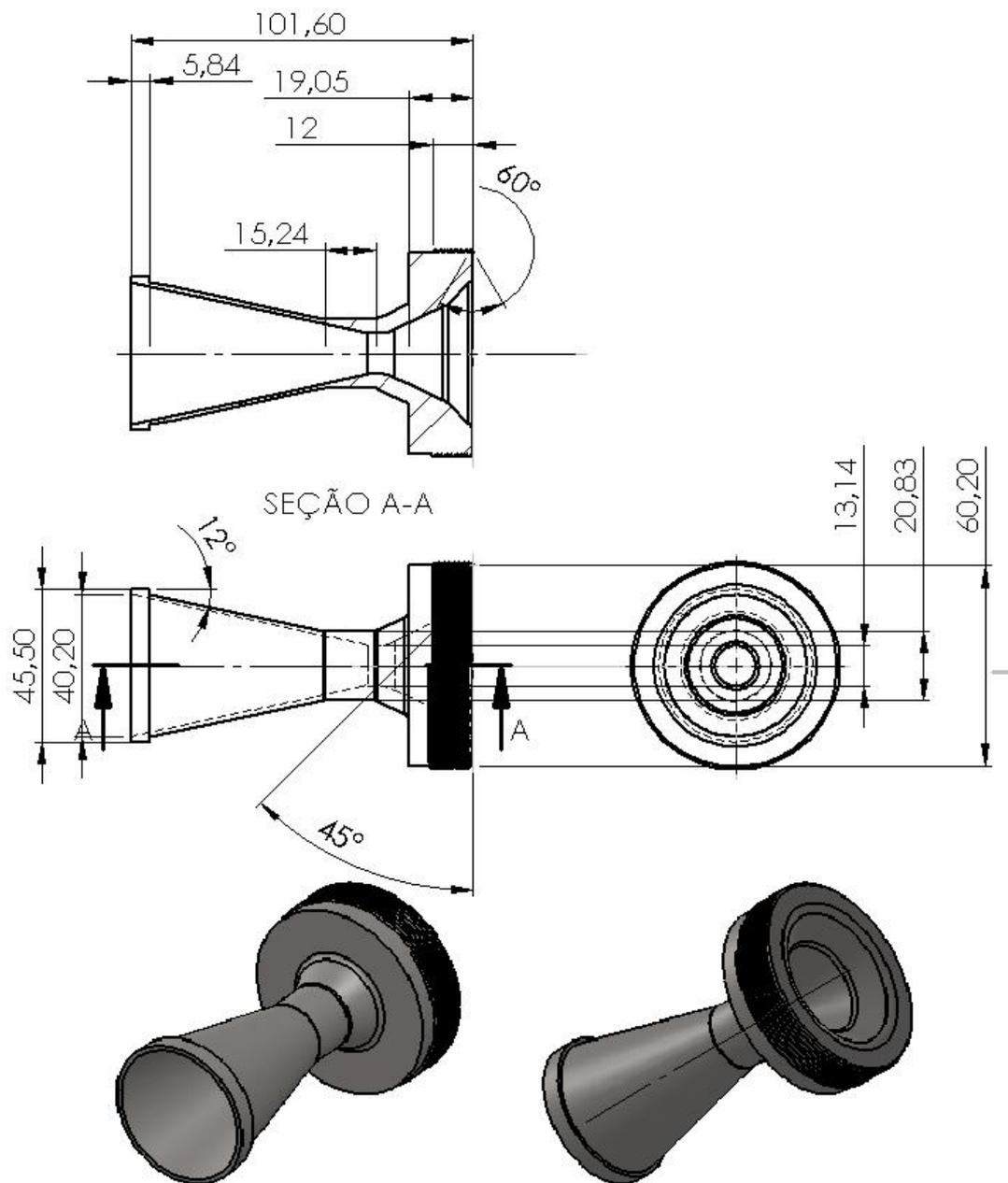
Por fim, sabe-se que o projeto deste motor de propulsor, que inclui os cálculos envolvidos e os testes realizados, tem por finalidade delinear um meio seguro para futuros trabalhos e conta com insucessos antes de se tornar um produto a ser utilizado pelas forças armadas.

7 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

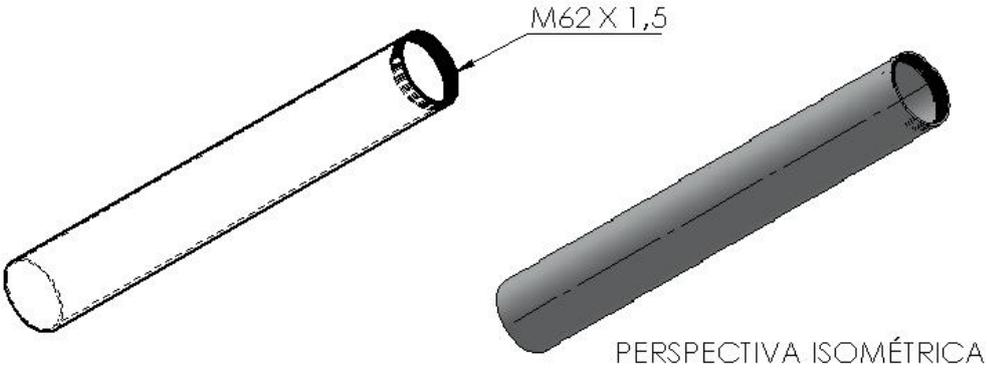
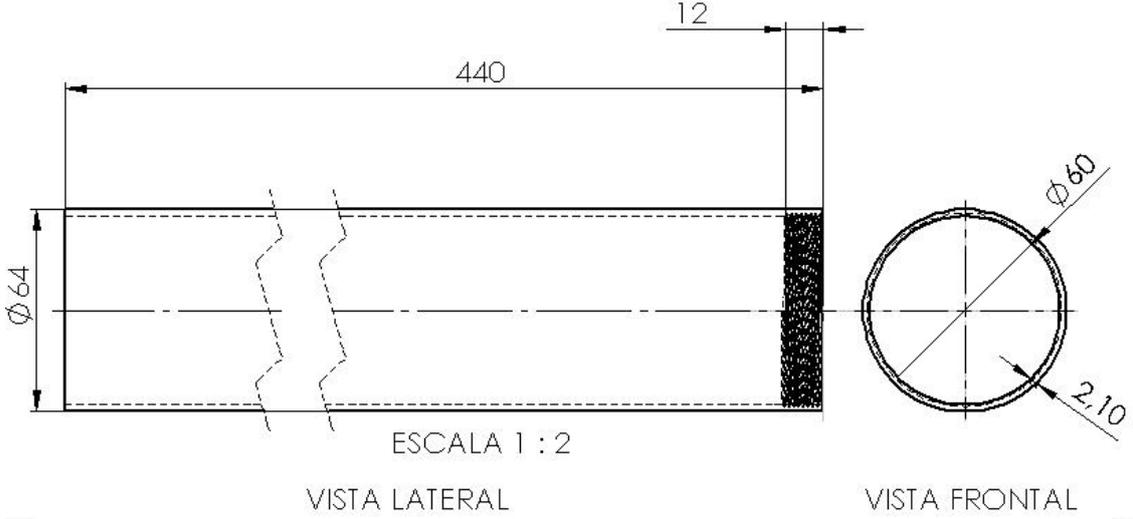
- [1] SUTTON, George P. and BIBLARZ, Oscar. 2000.**Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets.** s.l. : Wiley-Interscience, 2000.
- [2] DEPARTMENT OF DEFENSE UNITED STATES OF AMERICA. **MILITARY HANDBOOK: Design of Aerodynamically Stabilized Free Rockets.** 1990.
- [3] American Society of Mechanical Engineers. “**ASME Boiler and Pressure Vessel Code – Rules for construction of Pressure Vessels**”. Edition 2004. Section III, Division 1. Subpart 1, Section II, Part D UG-22 e UG-23.
- [4] ADERALDO, J. e FREDERICO, C. **Projeto do Tubo Provette e Norma de Morteiro 60 mm.**Instituto Militar de Engenharia. 1999.
- [5] FOX, R and MCDONALD, A. 1998.**Introdução à mecânica dos fluídos.** 1998.
- [6] MARCELINO, Antonio et. al. **Concepção de um Sistema Propulsivo para Míssil MSS 1.2.** Instituto Militar de Engenharia. 1996.
- [7] NASCIMENTO, Sérgio Haussmann do. 1977.**Tubeira.** São José dos Campos : IAE, 1977.
- [8] NAKKA, Richard.**Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site.** [Online] [Citado em: 01 de maio de 2016.] <http://www.nakka-rocketry.net>.
- [9] ORIEUX, S.; ROSSI, C.; ESTÈVE,D. **Compact model based on a lumped parameter approach for the prediction of solid propellant micro-rocket performance.** Sensors and Actuators A 101:383-391, 2002.
- [10] SHIGLEY, J. E.,**Elementos de Máquinas,** Vol. 2, 3ed., LTC, Rio de Janeiro, 1984.

8 ANEXOS

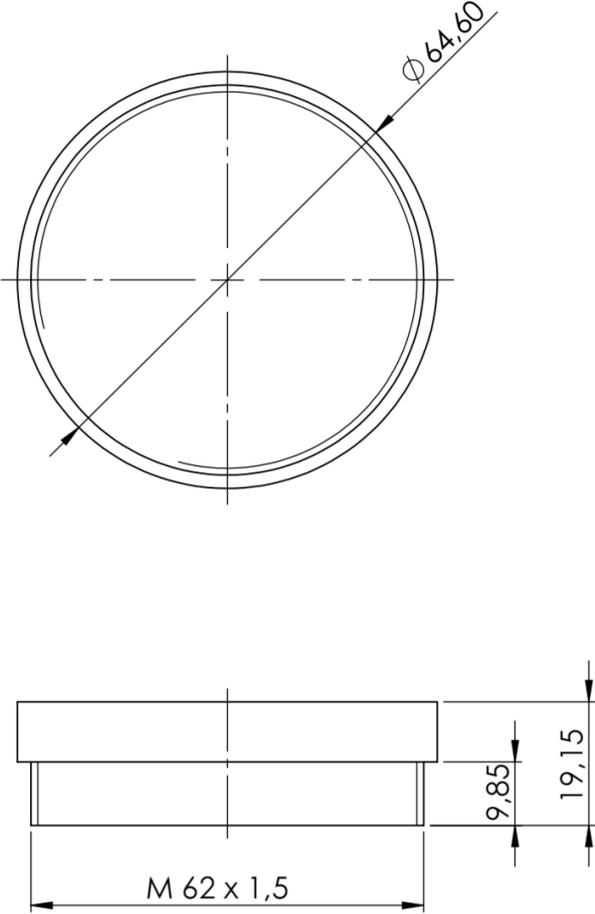
8.1 ANEXO 1 – Desenho técnico da tubeira



8.2 ANEXO 2 – Tubo do motor



8.3 ANEXO 3 – Tampa do motor



8.4 ANEXO 4 – Boletim de teste

