

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

**PROJETO CONCEITUAL DE UM MÍSSIL AR-AR COM
ESTATORREATOR A PARAFINA SÓLIDA**

IVO DE PAULA MOREIRA ALVES

ORIENTADOR: CARLOS ALBERTO GURGEL VERAS
DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM CIÊNCIAS MECÂNICAS

PUBLICAÇÃO ENM-DM 293/2018

BRASÍLIA/DF:

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA
FACULDADE DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

PROJETO CONCEITUAL DE UM MÍSSIL AR-AR COM
ESTATORREATOR A PARAFINA SÓLIDA

IVO DE PAULA MOREIRA ALVES

DISSERTAÇÃO SUBMETIDA AO DEPARTAMENTO DE
ENGENHARIA MECÂNICA DA FACULDADE DE TECNOLOGIA DA
UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA COMO PARTE DOS REQUISITOS
NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE EM
CIÊNCIAS MECÂNICAS.

APROVADA POR:

Prof. Carlos Alberto Gurgel Veras, Dr. (ENM-UnB) (Orientador)

Prof. Mário Benjamim Baptista de Siqueira, Dr. (ENM-UnB) (Examinador Interno)

Prof. Olexiy Shynkarenko, Dr. (FGA-UnB) (Examinador Externo)

BRASÍLIA/DF, 30 DE JULHO 2018

FICHA CATALOGRÁFICA

ALVES, IVO DE PAULA MOREIRA

Projeto Conceitual de um Míssil Ar-Ar com Estatorreator a Parafina Sólida [Distrito Federal] 2018.

xxii, 103p., 210 x 297 mm (ENM/FT/UnB, Mestre, Ciências Mecânicas, 2018).

Dissertação de Mestrado – Universidade de Brasília. Faculdade de Tecnologia.

Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Projeto Conceitual

2. Míssil tático

3. Estatorreator

4. Taxa de regressão

I. ENM/FT/UnB

II. Título (série)

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

ALVES., I. P. M. (2018). Projeto Conceitual de um Míssil Ar-Ar com Estatorreator a Parafina Sólida. Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Publicação, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 103p.

CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Ivo de Paula Moreira Alves

TÍTULO: Projeto Conceitual de um Míssil Ar-Ar com Estatorreator a Parafina Sólida

GRAU: Mestre

ANO: 2018

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias desta dissertação de mestrado e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte dessa dissertação de mestrado pode ser reproduzida sem autorização por escrito do autor.

Ivo de Paula Moreira Alves

ivoalvesaero@gmail.com

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço a Deus, nosso criador.

Aos meus pais, Edevaldo e Ângela, e minhas irmãs, Lis e Isis, que sempre me apoiaram nos meus objetivos;

A minha companheira, esposa e amiga, Andina, por todo apoio, incentivo e que por muitas vezes se privou de seu tempo para me auxiliar nessa jornada, até em momentos mais intensos como o nascimento de nosso filho, Benjamin;

Ao professor Cosme, que me apresentou ao professor Carlos Alberto Gurgel Veras, que se tornou meu mestre e orientador e possibilitou a realização deste trabalho;

Ao professor Carlos Alberto Gurgel Veras, pela confiança em mim depositada, acreditando que este viria a ser um trabalho importante para a comunidade científica;

Ao apoio fundamental do professor Olexiy que em todos os momentos quando foi solicitado, deu seu apoio;

Ao trabalho e apoio estimável do amigo Vitor, graduando em engenharia mecânica, que foi essencial para o sucesso do trabalho;

Aos técnicos do Laboratório de Energia e Ambiente que auxiliaram na realização deste e a todos os amigos que contribuíram de alguma forma neste trabalho.

RESUMO

PROJETO CONCEITUAL DE UM MÍSSIL AR-AR COM ESTATORREATOR A PARAFINA SÓLIDA

Este trabalho apresenta uma metodologia que permite realizar o projeto básico (preliminar) de um míssil tático. Especificamente, o projeto aborda mísseis táticos cujo sistema propulsivo é baseado em estatorreatores a combustível sólido. A parafina sólida tem se mostrado uma alternativa importante para motores foguete a propelentes híbridos. Os parâmetros relevantes da equação da taxa de regressão da parafina em motores a propelente híbridos foram determinados com diversos tipos de oxidante. Inúmeros estudos indicam que a parafina tem se mostrado um combustível de alto desempenho para motores foguete. Não se tem notícia, contudo, do estudo da parafina como combustível para estatorreatores. Desta forma, neste trabalho, construiu-se uma bancada experimental para avaliar combustíveis sólidos operando com ar viciado (oxidante). Um conjunto de ensaios permitiu definir uma equação para a taxa de regressão da parafina operando com ar viciado que simula um míssil operando a 10000 m de altitude a velocidade de Mach 2,5. Com base nesta equação, projetou-se um míssil da classe ar-ar cujo sistema propulsivo é baseado em estatorreataor a combustível sólido com parafina. Os resultados indicaram que a metodologia proposta permite definir as dimensões preliminares de um míssil tático, propulsado por um estatorreator com combustível totalmente a base de parafina sólida.

ABSTRACT

CONCEPTUAL DESIGN OF AN AIR-AIR MISSILE BASED ON A RAMJET POWERED BY SOLID PARAFFIN

This work presents a methodology, which allows conducting preliminary design of tactical missiles. Specifically, the research addresses tactical missiles whose propulsive system was based on solid fuel ramjet. Solid paraffin has been one important alternative for hybrid rocket engines. The relevant parameters of the solid-fuel regression rate had been determined for a diversity of oxidizers. Many studies show that paraffin gives good engine performance in hybrid rocket engines. A literature survey indicated an absence of work on paraffin as an alternative fuel for ramjets. In this work, a test bench was constructed in order to evaluate solid fuels combustion with vitiated air (oxidizer). A set of firings allowed the definition of a regression equation for the paraffin and vitiated air that simulates a missile operating at 10000 m altitude and at Mach 2.5 velocity. Based on the proposed equation for the solid fuel regression rate, it was designed an air to air missile, relying on a solid fuel ramjet operating with paraffin. The results showed that the proposed methodology allows defining the preliminary dimensions of an air to air tactical missile whose propulsive system is entirely based on solid fuel paraffin.

SUMÁRIO

AGRADECIMENTOS	iii
Resumo	iv
Abstract	v
Sumário	vi
Índice de Figuras	viii
Lista de Tabelas	ix
Lista de símbolos	x
1. INTRODUÇÃO	- 1 -
1.1. JUSTIFICATIVA E OBJETIVOS	- 1 -
1.1.1. Objetivo geral	- 4 -
1.1.2. Objetivos específicos	- 6 -
1.2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	- 6 -
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	- 10 -
2.1. AERODINÂMICA	- 11 -
2.1.1. Arrasto parasita no corpo do míssil	- 12 -
2.1.2. Arrasto Parasita nas asas	- 14 -
2.2. FORÇA NORMAL EM MÍSSEIS	- 15 -
2.2.1. Relação entre coeficiente de arrasto e sustentação	- 16 -
2.2.2. Coeficiente de Força normal Total	- 17 -
2.2.3. Centro aerodinâmico do míssil	- 17 -
2.2.4. Centro aerodinâmico de superfícies do míssil	- 17 -
2.3. PROPULSÃO	- 18 -
2.3.1. Sistema Propulsivo	- 18 -
2.3.2. Motor foguete	- 18 -
2.3.3. Relações Fundamentais	- 19 -
2.3.3.1. Impulso Total	- 19 -
2.3.3.2. Impulso específico	- 19 -
2.3.3.3. Velocidade de escape efetiva	- 19 -
2.3.3.4. Empuxo	- 20 -
2.3.3.5. Velocidade característica	- 21 -
2.3.4. Volume da câmara de combustão	- 22 -
2.3.4.1. Coeficiente de Empuxo	- 22 -
2.3.5. Tubeira	- 23 -
2.3.5.1. Velocidade de exaustão	- 23 -
2.3.5.2. Razão de expansão ideal do bocal	- 24 -
2.3.5.3. Bocais reais	- 24 -
2.4. ESTATORREATOR	- 25 -
2.4.1. Estatorreator ideal – Análise do ciclo termodinâmico	- 26 -
2.4.1.1. Temperatura e pressão de Estagnação	- 27 -
2.4.1.2. Empuxo no motor Estatorreator	- 29 -
2.4.1.3. Ciclo Real	- 30 -
3. BANCADA EXPERIMENTAL E METODOLOGIA	- 34 -
3.1. BANCADA DE TESTES	- 34 -
3.1.1. Commissionamento da bancada	- 41 -
3.2. METODOLOGIA EXPERIMENTAL	- 41 -
3.2.1. Fabricação do Combustível Sólido	- 41 -
3.2.2. Preparação e Operação da Bancada	- 43 -
4. RESULTADOS	- 45 -
4.1. TAXA DE REGRESSÃO	- 45 -
4.2. PROJETO DO MÍSSIL TÁTICO COM MOTOR ESTATORREATOR	- 51 -
4.2.1. Definição do cenário e requisitos da missão	- 51 -
4.2.2. Sistema de Guiamento	- 53 -
4.2.3. Cabeça de guerra	- 55 -

4.2.4.	Propulsão	- 55 -
4.2.5.	Motor de Aceleração	- 56 -
4.2.6.	Aerodinâmica e cálculo força de arrasto	- 58 -
5.	CONCLUSÕES E SUGESTÕES	- 63 -
6.	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	- 64 -
	ANEXOS	- 68 -
A-	CÓDIGO EES	- 69 -
B-	BANCADA DE TESTES -ESTATORREATOR	- 76 -
C-	RELATÓRIO RPA PARA PROJETO DO MÍSSIL.....	- 85 -
D-	ATMOSFERA PADRÃO	- 88 -

INDICE DE FÍGURAS

Figura 1.1: Sistemas propulsivos típicos para mísseis táticos (adaptado de Billig, 1983).....	3 -
Figura 1.2: Estatorreator a combustível sólido.....	4 -
Figura 2.1: Fluxograma típico de projeto conceitual de míssil tático baseado em um míssil de referência (Fleeman 2006, modificado)	10 -
Figura 2.2: Míssil ar-ar Meteor, com estatorreator a combustível sólido.	11 -
Figura 2.3: Pressão agindo sobre as superfícies externas de uma câmara de foguete.	20 -
Figura 2.4: Motor Estatorreator	25 -
Figura 2.5: Ciclo Ideal de um Estatorreator	26 -
Figura 2.6: Ciclo Real de um estatorreator	30 -
Figura 3.1: Sistema de ignição para foguetes com metano e oxigênio gasoso	36 -
Figura 3.2: Esquema geral da bancada de ensaios de estatorreatores.....	36 -
Figura 3.3: Fotografia da bancada experimental.	37 -
Figura 3.4: Estatorreator e câmara de mistura integrados.....	38 -
Figura 3.5: Zonas principais no interior da porta de combustão de um estatorreator a combustível sólido.	39 -
Figura 3.6: Vista 3D da concepção final do motor.....	40 -
Figura 3.7: Onda de choque tipo diamante caracterizando escoamento compressível (sônico). -	41 -
Figura 3.8: Molde de parafina em processo de secagem num torno mecânico.	43 -
Figura 3.9: Grão combustível pronto para ser utilizado.....	43 -
Figura 4.1: Início da chama no ensaio	46 -
Figura 4.2: a) Final da chama e b) Ejeção de parafina vaporizada	46 -
Figura 4.3: Taxa de regressão da parafina e o ar.	48 -
Figura 4.4 Comparação entre os valores obtidos nos ensaios e valores encontrados pela equação da taxa de regressão.....	48 -
Figura 4.5: Variação do comprimento do grão com a taxa de regressão.	50 -
Figura 4.6: Comparação da taxa de regressão da parafina com ar com outros pares propelentes.....	51 -
Figura 4.7: Partes de um míssil tático para o projeto conceitual	53 -
Figura 4.8: Propulsor do míssil projetado (dimensões estão em mm)	57 -
Figura 4.9 Processo iterativo modificado pelo autor	60 -
Figura 4.10 Motor projetado na configuração final	62 -

LISTA DE TABELAS

Tabela 1.1: Nível de maturidade tecnológico (NMT) e critérios de sucesso.	- 5 -
Tabela 4.1: Dados principais após os testes	- 46 -
Tabela 4.2: Taxa de regressão calculada em função do fluxo mássico de oxidante.....	- 47 -
Tabela 4.3: Constantes da taxa de regressão da parafina com outros pares propelentes	- 49 -
Tabela 4.4: Dados de mísseis táticos	- 52 -
Tabela 4.5: Dados do sistema de guiamento do míssil projetado.....	- 54 -
Tabela 4.6: Dados para cabeça de guerra do míssil conceitual.	- 55 -
Tabela 4.7: Dados do Motor Estatorreator	- 55 -
Tabela 4. 8: Dados de desempenho do estatorreator.....	- 56 -
Tabela 4.9: Dados para o <i>booster</i> com <i>perclorato de amônia e polibutadieno</i>	- 57 -
Tabela 4.10: Dados referentes a controle cauda de mísseis ar-ar.	- 58 -
Tabela 4.11: Dados usados para superfície da cauda.....	- 58 -
Tabela 4.12: Dados aerodinâmicos para cálculo do arrasto	- 59 -
Tabela 4.13: Míssil projetado	- 61 -
Tabela 4. 14 –Dados aerodinâmicos do míssil projetado.....	- 62 -

LISTA DE SÍMBOLOS

Letras Latinas

A_t	Área da garganta da tubeira	[m ²]
A_1	Área da câmara de combustão do foguete	[m ²]
A_e	Área de exaustão da tubeira	[m ²]
A_g	Área da porta de combustão, grão de combustível	[m ²]
A_R	Razão de aspecto da superfície	-
A_6	Área de exaustão do estatorreator	[m ²]
a_s	Velocidade do som	[m/s]
a_e	Velocidade do som nos gases de exaustão do motor	[m/s]
a/b	Razão entre os semieixos maior e menor do míssil	-
b_e	Envergadura da superfície exposta	[m]
c	Velocidade de escape efetiva	[m/s]
C_D	Coefficiente de Arrasto	-
C_{D_0}	Coefficiente de Arrasto Parasita Total	-
C_F	Coefficiente de empuxo da tubeira	-
C_L	Coefficiente de sustentação	-
C_N	Coefficiente de força normal	-
c_{mac}	Corda aerodinâmica média	[m]
c_p	Calor específico a pressão constante	[J/Kg.K]
c^*	Velocidade característica	[m/s]
D	Arrasto	[N]
d	Diâmetro do míssil	[mm]
d_i	Diâmetro inicial do grão combustível	[mm]
d_f	Diâmetro final do grão combustível	[mm]
$dens_{TNT}$	densidade de TNT	[g/cm ³]
f	Relação combustível/ar	-
F	Empuxo do foguete	[N]
F_R	Empuxo do Estatorreator	[N]
$GClenP_{ft}$	Peso do sistema de guiamento	[Kg]
$GCWP$	Comprimento do sistema de guiamento	[mm]
g_e	Aceleração da gravidade	[m/s ²]
G_{OX}	Fluxo de mássico de oxidante	[g/cm ² s]
h	Degrau de ancoragem da chama	[mm]
I_{sp}	Impulso específico	[N.s]
I_t	Impulso total devido ao sistema de propulsão	[s]
L	Sustentação	[N]
L_1	Comprimento do cilindro da câmara de combustão	[m]

L_c	Comprimento do tronco convergente cônico da câmara	[m]
L_g	Comprimento do grão de combustível	[mm]
L_{TNT}	Comprimento de TNT	[mm]
l	Comprimento do míssil	[mm]
l_N	Comprimento do nariz	[mm]
L^*	Comprimento característico da câmara	[m]
M	Número de Mach	-
M_{NLE}	Número de Mach perpendicular ao bordo de ataque	-
M_e	Número de Mach de exaustão do estatorreator	-
M_{ol}	Massa Molar	mol
m_i	Massa inicial de combustível	[g]
m_f	Massa final de combustível	[g]
m_{TNT}	Massa de TNT	[Kg]
\dot{m}	Taxa de fluxo mássico	[Kg/s]
\dot{m}_a	Fluxo mássico de ar	[Kg/s]
\dot{m}_f	Fluxo mássico de combustível	[Kg/s]
n_w	Número de superfícies planas (painéis)	-
P_a	Pressão do ar ambiente	[bar]
P_e	Pressão de exaustão do motor foguete	[bar]
P_1	Pressão na câmara do foguete	[bar]
P_0, P_{0a}, P_{06}	Pressão de estagnação	[bar]
Q_R	Poder calorífico do combustível (base mássica)	[J/Kg]
q	Pressão dinâmica do ar	[Pa]
R'	Constante Universal dos gases	[J/Kg.K]
R_{ange}	Alcance de voo balístico	[Km]
R	Constante do gás	[J/Kg.K]
r_c	Razão de pressão de estagnação da câmara do estatorreator	-
r_d	Razão de pressão de estagnação do difusor do estatorreator	-
r_n	Razão de pressão de estagnação do bocal do estatorreator	-
\dot{r}	Taxa de regressão	[mm/s]
S_{Ref}	Área de referência (seção transversal do míssil)	[m ²]
S_w	Área planiforme da superfície	[m ²]
T_a	Temperatura do ar ambiente	[K]
T_1	Temperatura da câmara de combustão	[K]
T_0, T_{0a}, T_{0e}	Temperatura de estagnação	[K]
T_e	Temperatura de exaustão	[K]
t_{MAC}	Espessura máxima da corda aerodinâmica média	[m]
t_b	Tempo de queima da parafina	[s]
u	Velocidade de voo	[m/s]

u_e	Velocidade de exaustão do estatorreator	[m/s]
V_c	Volume da câmara de combustão	[m ³]
Vol_{TNT}	Volume de TNT	[m ³]
v_e	Velocidade de exaustão da tubeira do foguete	[m/s]
v_t	Velocidade na garganta do bocal	[m/s]
W_i	Massa inicial do míssil	[Kg]
W_f	Massa final do míssil	[Kg]
x_{AC}	Localização do centro aerodinâmico	[m/s]

Letras Gregas

α	Ângulo de ataque	Graus
Λ_{LE}	Ângulo de enflechamento das superfícies aerodinâmicas	Graus
ε	Razão de área de expansão	-
γ	Razão de calores específicos	-
γ_e	Razão de calores específicos no bocal do estatorreator	-
δ_{LE}	Ângulo total da seção do bordo de ataque	Graus
ρ_f	Massa específica de combustível	[Kg/m ³]
ρ_a	Massa específica de ar	[Kg/m ³]
φ	Ângulo de rolagem do corpo	Graus

Siglas

SFRJ	Estatorreator a combustível sólido (<i>Solid Fuel Ramjet</i>)
TSFC	Consumo específico de combustível (thrust specific fuel consumption)
TNT	Trinitrotolueno

1. INTRODUÇÃO

1.1. JUSTIFICATIVA E OBJETIVOS

Segundo Nielsen (1988), um míssil tático é uma arma de curto, médio ou longo alcance, de tamanho relativamente pequeno que transporta uma cabeça explosiva (cabeça de guerra) ou uma carga útil para um alvo pré-determinado. Mísseis táticos podem ser classificados de acordo com vários critérios a saber;

- I. Forma: cruciforme ou não,
- II. Sistema de propulsão: motor foguete, turbojato ou estatorreator;
- III. Sistema de controle: superfícies aerodinâmicas, jatos controlados;
- IV. Condições de disparo e interceptação,
- V. Alvo;
 - a. Superfície- superfície
 - b. Superfície-Ar
 - c. Ar-ar
 - d. Ar-Superfície
 - e. Anti-navio
 - f. Antissubmarino
 - g. Antitanque

Este trabalho dedica mais atenção aos aspectos fundamentais de projeto de mísseis táticos, projeto conceitual, e ao sistema propulsivo com foco em estatoresatores a combustível sólido. Num projeto básico (conceitual) de um míssil tático as seguintes disciplinas principais estão envolvidas (Nielsen ,1988):

- i. - Aerodinâmica,
- ii. - Propulsão,
- iii. - Estrutura,

- iv. - Orientação e controle
- v. - Tecnologias complementares.

O projeto conceitual de um míssil é um processo iterativo, que objetiva alcançar um equilíbrio entre requisitos e restrições (limitações) dos quais destacam-se:

- i. Definição do cenário da missão;
- ii. Requisitos de armas, estudo e análise de sensibilidade;
- iii. Integração física do míssil com a plataforma de lançamento.

O projeto básico começa com uma definição geral do cenário da missão. Alguns requisitos e subsistemas de apoio na escolha de uma tecnologia para um míssil tático são, via de regra:

- *Lançamento* - A escolha do sistema de lançamento restringe o peso, comprimento e extensão do míssil. A limitação da extensão para um dado sistema de lançamento (aeronave, tubo de lançamento) pode exigir que as superfícies de sustentação e controle sejam retrateis.

- *Propulsão* - A escolha de um sistema de propulsão com turbojato ou estatorreator definem uma forma particular de mísseis. A posição das entradas de ar é um compromisso entre propulsão e aerodinâmica e seu número depende do tipo de guiagem.

- *Cabeça de guerra* - Em geral, a ogiva determina o diâmetro do míssil.

- *Orientação* - A escolha do sistema de orientação afetará a manobrabilidade e o tempo de resposta que, por sua vez, afetam a escolha das asas e superfícies de controle (Fleeman, 2006).

Dependendo da aplicação do míssil, a definição do sistema propulsivo torna-se preponderante no sucesso operacional do artefato (Figura 1.1). Via de regra, os mísseis de longo alcance que operam com estatorreator (Fig 1.1b) e turbojato (Fig. 1.1c) necessitam de um sistema propulsivo auxiliar de aceleração dos mesmos. Mísseis que operam com propelentes sólidos dispensam motores auxiliares na medida em que o motor possui oxidante e combustível previamente misturado (Fig. 1.1a) e armazenado no interior do motor. Em situações em que o sistema propulsivo deve operar por longos períodos de tempo é aconselhável que o oxidante do motor seja extraído da atmosfera (ar) e o míssil, portanto, armazena somente o combustível. A aceleração é fornecida por um propulsor sólido descartável ou por sistema integrado ou ainda um único propulsor com dois níveis de empuxo, um para a fase de aceleração e outro para a fase de cruzeiro. Um estatorreator é um sistema propulsivo de aspiração a ar relativamente simples e um dos mais confiáveis que se tem no

campo da propulsão supersônica. Como única desvantagem tem-se que tal sistema propulsivo necessita de um motor de aceleração para elevar a velocidade do míssil ao nível operacional do estatorreator, em regime supersônico. Há dois tipos básicos de estatorreatores, a combustível líquido (Fig 1.1b) e a combustível sólido (Figura 1.2). O estatorreator a combustível sólido é bem menos complexo que o correspondente que emprega combustível líquido uma vez que este último necessita de tanques de propelente, gás pressurizado, válvulas, sistemas de ancoragem de chamas, injetores e outros dispositivos auxiliares.

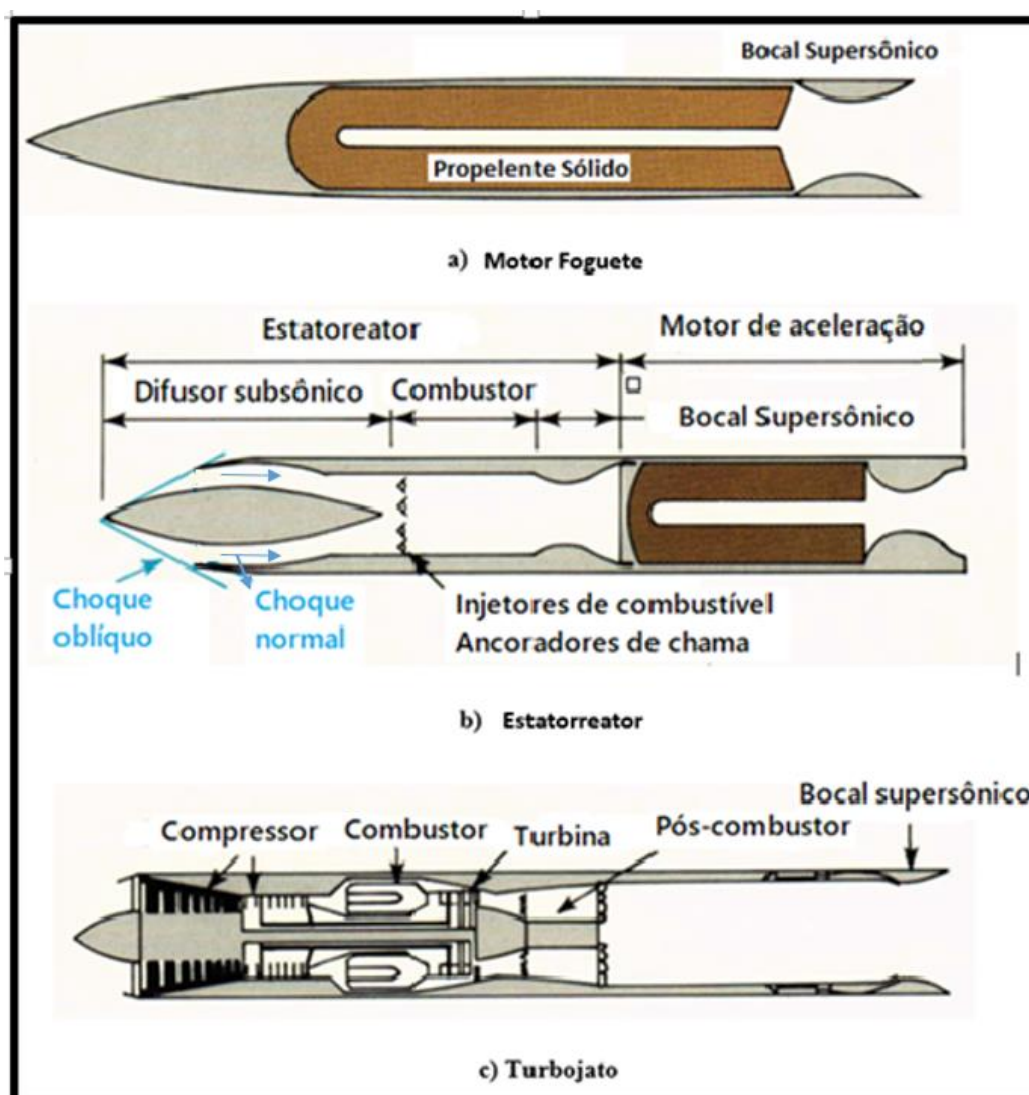


Figura 1.1: Sistemas propulsivos típicos para mísseis táticos (adaptado de Billig, 1983).

Conforme ilustrado na Figura 1.2 um estatorreator a combustível sólido necessita, basicamente, de um sistema auxiliar de ignição, de duas placas de orifício na entrada e saída da região onde está alojado o combustível sólido.

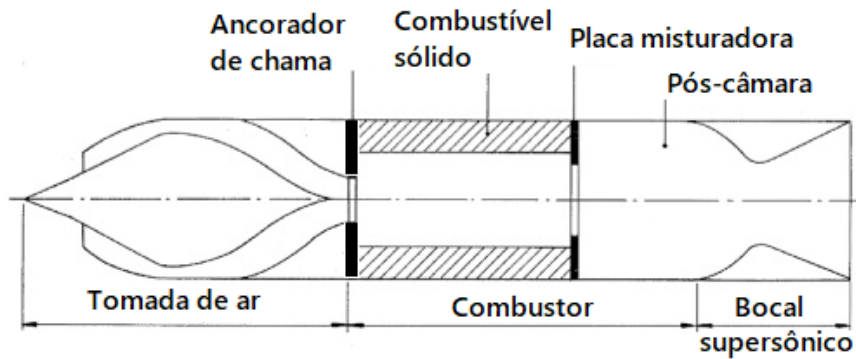


Figura 1.2: Estatorreator a combustível sólido.(adaptado de Krishnan, 1998)

A primeira placa funciona como ancorador de chama e a segunda como misturador dos gases de combustão, na entrada da pós-câmara, e objetiva completar o processo reativo misturando e aumentando o tempo de residência dos produtos da combustão antes que estes sejam expandidos o bocal convergente/divergente.

1.1.1. Objetivo geral

Dada a baixa complexidade deste sistema propulsivo e a necessidade do Brasil em desenvolver mísseis táticos supersônicos, este trabalho tem por objetivo geral desenvolver uma metodologia de projeto para estes artefatos com base em estatorreatores a combustível sólido.

No contexto do desenvolvimento tecnológico, as universidades têm um papel estratégico na maturação das tecnologias conforme ilustra a métrica do TRL – *Technology Readiness Level* (NASA) apresentado na Tabela 1.1. Neste contexto, profissionais do departamento de engenharia mecânica e do curso de engenharia aeroespacial da UnB pretendem elevar a tecnologia de estatorreatores ao nível de maturidade tecnológica NMT=4, até o final de 2019.

Tabela 1.1: Nível de maturidade tecnológico (NMT) e critérios de sucesso.

Critério de Sucesso no desenvolvimento tecnológico	Lócus Ideal
Fase cognitiva da criação – idealização e registro das ideias (estabelecimento das propriedades tecnológicas fundamentais). Desempenho requerido: em elaboração. Observado e relatado o princípio básico: NMT = 1.	Laboratório de Pesquisa (Universidades)
Fase cognitiva da investigação científica – equacionamento das ideias (início do processo inventivo). Desempenho requerido: em elaboração. Formulado o conceito e/ou aplicação do dispositivo tecnológico: NMT = 2.	
Fase fundamental da investigação científica – ensaios funcionais e simulações. Desempenho requerido: parcialmente definido. Provado o conceito analítica ou experimentalmente: NMT = 3.	
Fase da investigação experimental em laboratório. Desempenho requerido: parcialmente definido. Protótipo (“breadboard”). Validado o dispositivo tecnológico: NMT = 4.	
Fase da investigação experimental no ambiente relevante ou simulado. Desempenho requerido: totalmente definido. Modelo de Engenharia em escala, para as funções críticas. Validado o dispositivo tecnológico em ambiente relevante: NMT = 5.	Ambiente Simulado (Institutos)
Fase demonstrativa do dispositivo em ambiente relevante ou simulado. Desempenho requerido: totalmente definido. Modelo de Engenharia Real, representativo das funções críticas. Demonstrado o protótipo (sistema/subsistema) em ambiente relevante: NMT = 6.	
Fase de demonstração do protótipo no ambiente operacional. Desempenho requerido: totalmente definido. Modelo de Qualificação. Demonstrada a operação do protótipo em ambiente espacial: NMT = 7.	Mundo Real (Empresas)
Fase de qualificação do produto (sistema real) em testes e demonstrações. Desempenho requerido: totalmente definido. Modelo de Voo integrado no sistema final. Qualificado o sistema completo: NMT = 8.	
Fase de operação do sistema já qualificado. Desempenho requerido: totalmente definido. Modelo de Voo comprovado em voo. Operado, o sistema real, em ambiente espacial: NMT = 9.	

Os recentes avanços no uso de parafina como combustível sólido de motores foguete (Karabeyoglu et al., 2001; Li et al., 2014; Ziliac e Karabeyoglu, 2006), despertam interesse na aplicação deste combustível em estatorreatores a combustível sólido (SFRJ – *Solid Fuel Ramjet*). O grupo de propulsão aeroespacial da UnB possui uma larga experiência no emprego de parafina como combustível sólido em motor foguete a propelentes híbridos (Andrianov et al, 2015; Bertoldi, 2007; Santos et al., 2005; Veras et al, 2010). Ao longo dos anos, duas classes de oxidante foram empregadas nos experimentos com motores a propelentes híbridos, oxigênio gasoso e óxido nitroso, com ênfase para este último. Em um motor foguete, por definição, tanto o oxidante quanto o combustível são armazenados no veículo. Em um míssil tático, o oxidante empregado na queima do combustível é extraído do ar atmosférico, similar as turbinas aeronáuticas. Desta forma, o veículo pode viajar a longas distâncias, comparativamente aquele que usa foguete como sistema propulsivo. O projeto balístico de um motor foguete híbrido ou de um estatorreator a combustível sólido depende, dentre outros parâmetros, da taxa de regressão do combustível sólido (Krishnan e George, 1998). Neste trabalho, apresenta-se uma metodologia de cálculo e definição de projeto básico de um míssil

tático cujo sistema de propulsão se baseia na tecnologia de combustível sólido. Para o correto dimensionamento do motor, é imprescindível obter os parâmetros que definem a taxa de regressão média do combustível sólido (mm/s), dado pela equação (Sutton, 2017);

$$\dot{r} = a.G_{ox}^n \quad (1.1)$$

Na Eq.(1.1) , G_{ox} é o fluxo de oxidante na câmara de combustão em g/(cm²s), a e n são parâmetros obtidos empiricamente. Tais parâmetros não estão disponíveis na literatura quando se trata do par propelente ar-parafina. Este trabalho tem por objetivo geral apresentar uma metodologia de cálculo para o projeto básico de mísseis táticos (supersônicos) operando com combustível sólido (estatorreator a combustível sólido).

1.1.2. Objetivos específicos

Para tal, tem-se os seguintes objetivos específicos:

- Projetar um míssil tático supersônico com requisitos típicos destes artefatos;
- Projetar, construir e operar uma bancada para testes de estatorreatores a combustível sólido até 250 N de empuxo;
- Realizar um conjunto de ensaios que permita determinar os parâmetros a e n na equação $\dot{r} = a.G_{ox}^n$ para um motor de até 250 N operando com ar viciado e parafina.
- Refinar o projeto básico, caracterizando geometricamente o sistema propulsivo com base na equação da taxa de regressão média obtida no item anterior;

1.2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Esta revisão bibliográfica apresenta algumas referências que abordam projeto conceitual de mísseis táticos e, principalmente, no emprego de alguns materiais plásticos e hidrocarbonetos como combustíveis sólidos em estatorreatores. Mais especificamente, apresenta-se o estado da arte no uso e desempenho da parafina como propelente de foguetes híbridos que servem de base para o estudo deste combustível neste tipo de propulsor. Cabe destacar que não foi possível encontrar trabalhos técnico-científicos do uso da parafina em

estatorreatores a combustível sólido. Este fato, portanto, garante um elevado grau de ineditismo para o presente trabalho.

A teoria de projeto conceitual de mísseis táticos é abordada em alguns poucos artigos científicos, teses, dissertações, relatórios e, mais recentemente em livros didáticos como Redmon, 1980; Frits et al., 2002; Fleeman, 2012; Neiva, 2016;

A taxa de regressão é um dos principais parâmetros de performance de um motor híbrido. Há uma série de estudos na literatura científica a respeito da taxa de regressão principalmente em foguetes deste tipo. Dados experimentais indicam que o combustível à base de parafina oferece a oportunidade de satisfazer uma ampla gama de requisitos de missão para a próxima geração de foguetes híbridos (Lee et al, 2009).

Estudos do mesmo assunto em motores estatorreatores já são mais recentes e vem demonstrando uma significativa importância pelas conclusões que os autores apresentam.

Cohen Zhur et al (1998) estudaram a combustão supersônica de um combustível sólido em uma configuração de motor estatorreator e propuseram correlações empíricas do funcionamento e comportamento do motor relacionadas com a geometria do grão de combustível sólido, as condições de fluxo de entrada da câmara de combustão, o desempenho geral da câmara de combustão.

Früge (1991) investigou a viabilidade do uso de combustível sólido em foguete integrado com motor a jato (IRSFRJ)¹ para alimentar um míssil ar-terra capaz de ser lançado de um veículo pilotado remotamente ou de um helicóptero, capaz de dobrar o alcance e a velocidade dos sistemas de mísseis operacionais, sem exceder o tamanho e o peso destes sistemas.

Levy et al (1989) estudaram o desempenho do polimetilmetacrilato (PMMA) como combustível sólido de um estatorreator simulando as condições de voo, pressão e temperatura do ar, de um míssil voando a Mach 3 ao nível do mar. Para tal, usaram um aquecedor elétrico de 25 kW e desenvolveram uma extensa base de dados para a taxa de regressão do combustível, em várias condições de fluxo e relação global combustível-ar, entre outros dados.

Moura et al (2007) simularam, em bancada de testes, o desempenho de um estatorreator a combustível sólido utilizando polibutadieno (HTPB) como combustível e ar viciado como oxidante que emulava as condições de voo real de um míssil. Os autores estudaram, entre

¹ Tradução literal da sigla em inglês *solid-fuel integral-rocket ramjet*

outros parâmetros, as propriedades da combustão de polímeros, associando a taxa de regressão as características de pirólise do combustível.

Schulte et al (1986) avaliaram o uso potencial de combustíveis a base de hidrocarbonetos dopados com partículas metálicas em estatorreatores a combustível sólido. Em outro estudo, Schulte (1986), determinou o comportamento da taxa de regressão e limites de estabilidade de combustíveis, como o polietileno (PE) e o polibutadieno (HTPB).

Mady et al (1978) avaliaram, experimentalmente, a queima de combustível sólido a base de polimetilmetacrilato (PMMA) em um estatorreator, a fim de determinar, principalmente, o efeito da razão de *by-pass* no desempenho do combustor.

Krishnan e George (1998) revisaram os aspectos relevantes da combustão em estatorreatores a combustível sólido evidenciando os fatores principais que permitiriam tal tecnologia de operar satisfatoriamente fora das condições de projeto.

A literatura apresenta diversas tabelas que estudam a lei da taxa de regressão em motor foguete a propelente híbrido, que permitiram definir uma metodologia e um banco de provas para determinar a taxa de regressão da parafina operando com ar no desenvolvimento do presente trabalho.

Karabeyoglu et al. (2004) apresentaram, detalhadamente, uma classe de combustíveis sólidos, aplicáveis a foguetes e estatorreatores, capazes de formar uma camada líquida fina e hidrodinamicamente instável na superfície de fusão do combustível, que produzem elevada taxa de regressão. Em outro artigo, Karabeyoglu et al. (2001) demonstraram, teoricamente, o mecanismo que permite altas taxas de regressão observadas em pentano sólido criogênico e, notadamente, no uso de parafina a temperatura ambiente.

Zilliac et al (2006) revisaram a lei da taxa de regressão proposta por Marxman et al (1963) e derivaram um modelo de taxa de regressão de maior fidelidade para combustíveis a base de hidrocarbonetos que sofrem sublimação.

Lee et al (2009) apresentaram resultados de desempenho de foguetes híbrido com par propelente a base de óxido nítrico e parafina 50P, produzindo informações importantes para se projetar sistemas de propulsivos que empregam tais propelentes.

Greatrix (2009) prevê com boa precisão as taxas de regressão de combustível do motor de foguete híbrido sob condições de fluxo padrão. Fatores como transpiração, diâmetro da porta hidráulica e rugosidade efetiva da superfície do combustível foram incorporados a um modelo

fenomenológico de taxa de regressão ilustrando a eficácia da presente abordagem para um motor típico.

Chelaru et al (2011) propuseram um modelo teórico para motor foguete híbrido validado por resultados experimentais, abordando os principais problemas desta tecnologia como a escalabilidade, estabilidade e controlabilidade dos parâmetros operacionais e o aumento da taxa de regressão do combustível sólido.

Bertoldi (2007) estimou os coeficientes da equação que caracterizam a lei da taxa de regressão do par propelente parafina-N₂O (Parafina e Óxido Nitroso), utilizando um sistema de injeção vortical (*pressure-swirl atomizer*), Buchara (2012) estudou o par propelente HTTB e óxido nitroso em motor foguete a propelentes híbridos, comparando os resultados de desempenho deste par com outras combinações clássicas.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A Figura 2.1 apresenta um fluxograma típico de projeto conceitual de um míssil tático. De interesse neste trabalho destacam-se os efeitos aerodinâmicos, a propulsão e a estimativa de massa do artefato no projeto conceitual de mísseis. Optou-se por um projeto de um míssil ar-ar onde se antecipa a aplicação da parafina dada a capacidade da mesma em produzir elevadas potências térmicas. Estatorreatores estão se tornando uma opção importante na propulsão de mísseis ar-ar, sendo o Meteor (Fig 2.2) um exemplo.

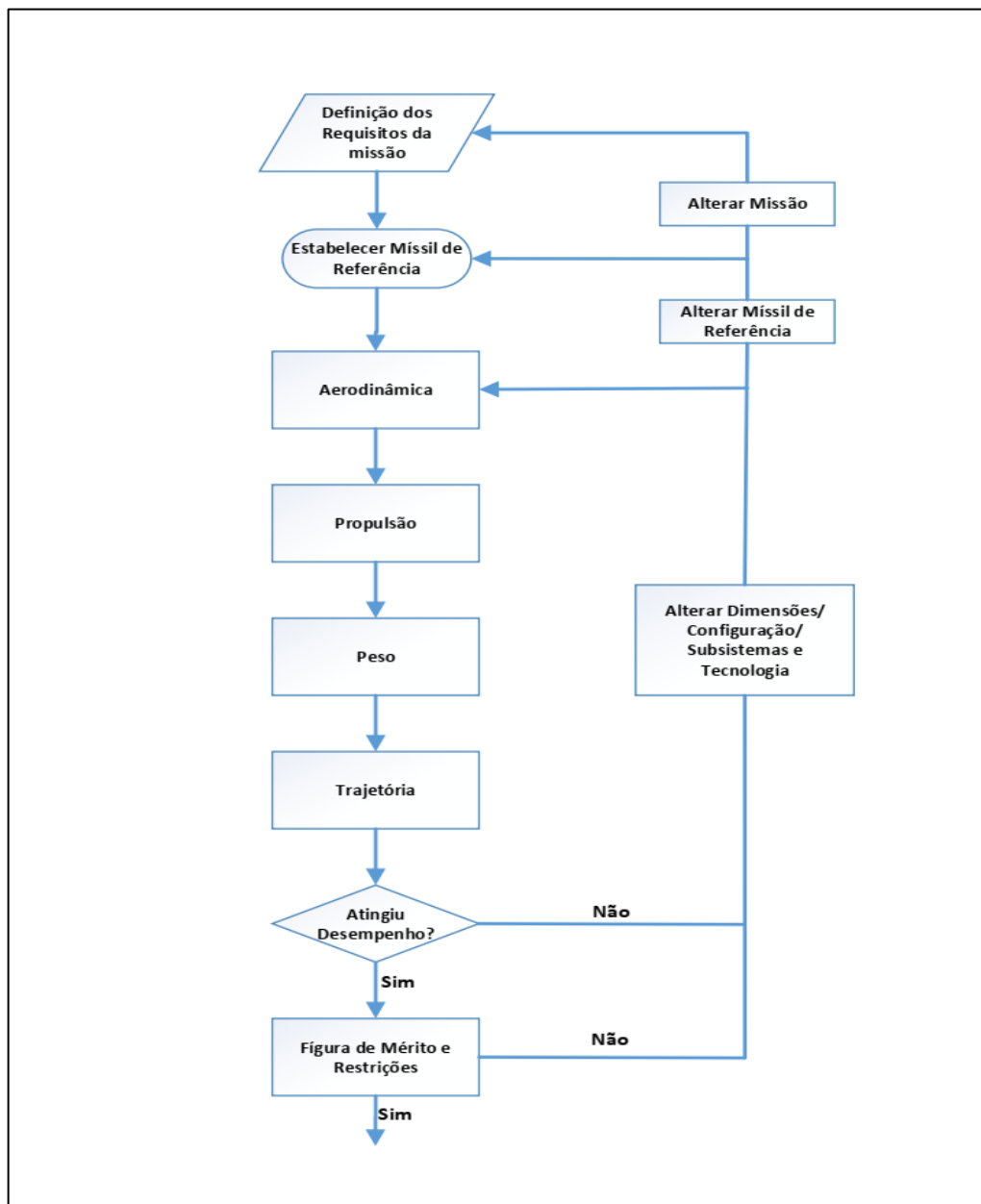


Figura 2.1: Fluxograma típico de projeto conceitual de míssil tático baseado em um míssil de referência (Fleeman 2006, modificado)



Figura 2.2: Míssil ar-ar Meteor, com estatorreator a combustível sólido.

Mísseis ar-ar são projetados para operar em curto espaço de tempo e seu alcance é limitado a algo em torno dos 100 km. Neste cenário, considerando-se uma velocidade da ordem de $Mach=3$, o motor necessita operar por menos de 60 segundos para o míssil percorrer 100 km de distância sob efeito propulsivo. Este tempo de operação é compatível com estatorreatores a combustível sólido de elevada taxa de regressão. O míssil Meteor, por exemplo, opera com um combustível sólido que queima pela adição de oxidante em uma matriz com baixa razão O/F. Nesta configuração, a matriz sólida opera como gerador de gás combustível cuja oxidação é finalizada pelo ar atmosférico.

2.1. AERODINÂMICA

No projeto aerodinâmico, define-se a geometria do míssil considerando, entre outros parâmetros, o comprimento, o diâmetro, o número de asas, a relação de aspecto da asa, a área de asa. A partir desses dados calcula-se a sustentação, o arrasto e o centro de pressão para o míssil em diferentes números Mach. O arrasto é calculado pela soma de contribuições específicas como: arrasto parasita de onda que é denominado arrasto de forma ou arrasto de pressão, fricção superficial e arrasto base. Estes componentes de arrasto são então adicionados para se inferir o coeficiente de arrasto completo do míssil.

Além dos cálculos de sustentação e arrasto, a parte aerodinâmica também inclui o dimensionamento da cauda. As entradas dos dados como a relação de aspecto da cauda, a distância do nariz e outras geometrias são usadas para calcular a área de cauda necessária para a estabilidade estática neutra em um número de Mach específico (Fleeman, 2006).

Nielsen (1998) diz que para a análise aerodinâmica, as qualidades desejadas são essencialmente uma função da missão necessária do míssil que resultam dos estudos de:

- i. Manobrabilidade,
- ii. Estabilidade,
- iii. Arrasto.

Deve-se ter em consideração as restrições dimensionais devido ao transporte o comprimento do corpo e a extensão das superfícies de sustentação e controle. Tais limitações podem exigir que as superfícies de sustentação e controle sejam dobráveis ou retrateis. Segundo Fleeman (2006), mísseis com pequeno diâmetro possuem menor arrasto e dimensões laterais menores que melhoram a compatibilidade destes com a plataforma de lançamento.

2.1.1. Arrasto parasita no corpo do míssil

Uma das formas mais prática de se calcular o arrasto de um míssil é subdividir o arrasto por áreas de influência e somar cada componente para contabilizar o arrasto total. Segundo o mesmo autor, o arrasto é um parâmetro de projeto importante para satisfazer a exigência da faixa de voo de mísseis táticos, especialmente mísseis supersônicos. O arrasto parasita é uma função do coeficiente de arrasto², da pressão dinâmica³ e da área de referência da seção transversal do corpo S_{Ref} , e pode ser estimado pela equação (Nielsen, 1988):

$$D = \frac{C_D \rho v^2 S_{Ref}}{2} \quad (2.1)$$

Nessa mesma perspectiva, Fleeman (2006), diz que o coeficiente de arrasto parasita no corpo do míssil é a soma dos coeficientes de arrasto de fricção, arrasto de base e arrasto de forma que o míssil produz sendo:

$$(C_{D_0})_{corpo} = (C_{D_0})_{corpo,forma} + (C_{D_0})_{base} + (C_{D_0})_{corpo,fricção} \quad (2.2)$$

Sendo que o arrasto devido a onda de choque $(C_{D_0})_{corpo,forma}$ é governado pelo arrasto devido à onda de choque nas partes frontais do objeto em voo supersônico. Bonney et al. (1956) define tal arrasto como:

² Para alguns autores C_{D_0} é chamado de arrasto *zero-lift* ou arrasto zero sustentação. No presente trabalho preferiu chamar por arrasto parasita.

³ O mesmo autor define o termo $\frac{\rho v^2}{2}$ como q denominando com pressão dinâmica sendo a unidade em PSI.

$$((C_{D_0})_{Corpo,forma} = \left(1,586 + \frac{1,834}{M^2}\right) \left\{ \tan^{-1} \left[\frac{0,5}{\left(\frac{l_N}{d}\right)} \right] \right\}^{1,69} \quad (2.3)$$

Sendo o valor da tangente dado em radianos. Na equação acima, $(C_{D_0})_{Corpo,forma}$ decresce com o aumento da espessura do nariz l_N .

O arrasto da base do corpo pode ser um grande contribuinte para o arrasto total durante o voo, devido à baixa pressão formada na base do míssil podendo ser subdividido em arrasto de voo sem propulsão (*base, coasting*) e arrasto com propulsão.

Fleeman (2006) afirma também que para mísseis supersônicos⁴ o arrasto de base para voo não propelido é dado por:

$$(C_{D_0})_{Base} = (C_{D_0})_{Base,coast} = \frac{0,25}{M} \quad (2.4)$$

Observa-se na Equação (2.4) que quanto maior a velocidade do míssil em termos de número Mach menor será esse arrasto (Fleeman, 2006). Durante o voo propelido⁵, o arrasto base em voo supersônico é reduzido pelo fator $\left(1 - \frac{A_e}{S_{Ref}}\right)$, de forma que a equação se torna;

$$(C_{D_0})_{Base,Powered} = \left(1 - \frac{A_e}{S_{Ref}}\right) \left(\frac{0,25}{M}\right) \quad (2.5)$$

⁴ No presente trabalho, o estudo está direcionado a um míssil supersônico, logo será apresentado as equações pertinentes a voos supersônicos.

⁵ O autor define voo propelido sendo o voo com propulsores.

Onde A_e é a área de exaustão do motor do míssil e S_{Ref} a área de referência do míssil. Comparativamente aos outros, o arrasto base pode ser desprezado durante o voo propelido. O último fator da parcela de arrasto do corpo considera a camada limite turbulenta sendo (Jerger et al. , 1970):

$$(C_{D_0})_{corpo, fricção} = (0,053) \left(\frac{l}{d} \right) \left[\frac{M}{\frac{\rho v^2}{2} l} \right]^{0,2} \quad (2.6)$$

Para cada tipo de geometria da ogiva, tem-se um coeficiente de arrasto específico, como por exemplo, para ogiva cônica, hemisférica ou curva (*sharp nose, hemispherical nose, blunt nose*).

2.1.2. Arrasto Parasita nas asas

O arrasto parasita de superfície é observado também na asa, cauda e *canard* sendo subdividido em arrasto *superfície-fricção* e arrasto *superfície-forma*. Segundo Fleeman (2006) o arrasto de fricção pode ser calculado por:

$$(C_{D0})_{Superfície, fricção} = n_w \left[\frac{0,0133}{(qc_{MAC})^{0,2}} \right] \left(\frac{2S_w}{S_{Ref}} \right) \quad (2.7)$$

A teoria newtoniana é modificada para permitir o cálculo da pressão através da onda de choque normal como função do número de Mach. Os principais contribuintes para o coeficiente de arrasto de fricção são o número de asas n_w e a área plana da asa S_w . A região de expansão na parte traseira da asa e a menor pressão sobre a base da asa normalmente têm contribuições insignificantes para o arrasto nas asas, especialmente para asas finas (Fleeman, 2006).

O arrasto de forma na superfície baseia-se na teoria newtoniana modificada e pode ser calculado pela equação Jorgensen (1973):

$$(C_{D0})_{Superfície, forma} = n_w \left[\frac{2}{(\gamma M_{\Lambda LE}^2)} \right] \left\{ \left[\frac{[(\gamma+1)M_{\Lambda LE}^2]}{2} \right]^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)}} \left\{ \frac{(\gamma+1)}{[2\gamma M_{\Lambda LE}^2 - (\gamma-1)]} \right\}^{\frac{1}{(\gamma-1)}} - 1 \right\} \quad (2.8)$$

$$\sin^2 \delta_{LE} \cos \Lambda_{LE} t_{MAC} \frac{b_e}{S_{Ref}}$$

Onde:

n_w = Número de asas

γ = Razão de calores específicos

δ_{LE} = Ângulo total da seção do bordo de ataque

q = Pressão dinâmica do ar

$M_{\Lambda LE}$ = Número de Mach perpendicular ao bordo de ataque

t_{MAC} = Espessura máxima da corda aerodinâmica média

b = Envergadura da superfície exposta

Λ_{LE} = Ângulo de flechamento das superfícies aerodinâmicas

O arrasto total da superfície de asas é dado por:

$$(C_{D0})_{Superfície} = (C_{D0})_{Superfície, fricção} + (C_{D0})_{Superfície, forma} \quad (2.9)$$

2.2. FORÇA NORMAL EM MÍSSEIS

O coeficiente de força normal de um corpo é uma função do ângulo de ataque e geometria do corpo, sendo independente do número de Mach. A força normal é calculada com base na Teoria de Corpo Esbelto de Pitts, Nielsen, Kaatari, (1957) e da teoria de escoamento cruzado de Jorgensen (1973) e é válido para corpos finos com uma razão de $l/d > 5$. A equação do coeficiente da força normal de um corpo é dada por:

$$|C_N| = \left[(a/b) \cos \varphi + (b/a) \sin \varphi \right] \left[\sin(2a) \cos(a/2) + 2(l/d) \sin^2 a \right] \quad (2.10)$$

Sendo a relação a/b a razão entre os semieixos maior e menor, φ o ângulo de rolagem do corpo, a o ângulo de ataque do corpo e l/d a relação entre o comprimento e o diâmetro do míssil. A inclinação da curva da força normal do corpo devido ao ângulo de ataque a é usada no dimensionamento da cauda para cumprir o requisito de estabilidade estática. O coeficiente $(C_N)_{corpo}$ do corpo é o derivado da equação para o coeficiente de força normal (Fleeman, 2006).

2.2.1. Relação entre coeficiente de arrasto e sustentação.

De acordo com Handbook Ballistic Missile (1965), os coeficientes de sustentação e arrasto são calculados por :

$$\begin{aligned} C_L &= (C_N \cos a - C_{D0} \sin a) \\ C_D &= (C_N \sin a - C_{D0} \cos a) \end{aligned} \quad (2.11)$$

Segundo Fleeman (2006), a eficiência aerodinâmica do míssil é dado por :

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \frac{(C_N \cos a - C_{D0} \sin a)}{(C_N \sin a - C_{D0} \cos a)} \quad (2.12)$$

Sendo L/D é uma função principalmente do ângulo de ataque para a sustentação do corpo do míssil que também é chamado de relação sustentação/arrasto. Mísseis supersônicos normalmente voam com uma alta pressão dinâmica, cerca de 7,0 MPa e possuem uma relação L/D em torno de 0,41.

As superfícies da asa, cauda e o canard podem ser caracterizadas por suas posições relativas ao centro de gravidade do míssil. Os painéis da asa, as superfícies de cauda e do canard podem ser fixos ou móveis (superfícies de controle). O coeficiente de força normal da superfície é função do número Mach, ângulo de ataque local e da área da superfície do elemento. A equação para a estimativa da força normal é baseada no método de Hoak (1978). A teoria linear da asa juntamente com a teoria de impacto Newtoniana são aplicadas para Mach supersônico, e vale quando $M > \left[1 + \left[8/\pi A_r\right]^2\right]^{1/2}$. O coeficiente de força normal na superfície é dado por:

$$(C_N)_{Superfície} = \left[\frac{4 |\sin a' \cos a'|}{(M^2 - 1)^{1/2} + 2 \sin^2 a'} \right] \left(\frac{S_{Superfície}}{S_{Ref}} \right) \quad (2.13)$$

2.2.2. Coeficiente de Força normal Total

Segundo Fleeman (2006) o coeficiente de força normal total em um projeto conceitual é dado pela soma da força normal do corpo, da asa e da cauda. Os efeitos da interferência da asa-corpo, corpo-asa, cauda-corpo, corpo-cauda e asa-cauda assume-se que são muito pequenas comparada a contribuição da configuração isolada de cada geometria. Considerando essa configuração corpo-asa-cauda tem:

$$C_{NTotal} \cong (C_N)_{Corpo} + (C_N)_{Asa} + (C_N)_{cauda} \quad (2.14)$$

2.2.3. Centro aerodinâmico do míssil.

O centro aerodinâmico do míssil x_{AC} é definido como a localização que promove margem de estabilidade estática neutra. O centro aerodinâmico depende principalmente de três parâmetros: ângulo de ataque, diâmetro da ogiva e comprimento do corpo do míssil l_N . No projeto conceitual, o número de Mach pode ser desprezado. Fleeman (2006) sugere a seguinte equação para o cálculo do centro aerodinâmico como sendo:

$$\frac{(x_{AC})_{Corpo}}{l_N} = 0,63(1 - \sin^2 a) + 0,5 \left(\frac{l}{l_N} \right) \sin^2 a \quad (2.15)$$

2.2.4. Centro aerodinâmico de superfícies do míssil

$$\frac{(x_{AC})_{Superfície}}{c_{MAC}} = \frac{[A_R (M^2 - 1)^{1/2} - 0,67]}{2A_R (M^2 - 1)^{1/2} - 1} \quad (2.16)$$

Com baixo número de Mach, o x_{AC} das asas estão localizadas perto de 25% da corda média. A previsão do número Mach supersônico e baixo ângulo de ataque é baseado na Teoria Linear da Asa.

2.3. PROPULSÃO

2.3.1. Sistema Propulsivo

A seleção do tipo de propulsor para uma determinada aplicação é uma tarefa não trivial. Geralmente, alguns propulsores candidatos podem ser eliminados num exame mais superficial, porém, a seleção final requer um projeto detalhado. Uma equação relativamente simples, proposta por Breguet, auxilia na seleção preliminar do propulsor. A equação de Breguet é válida para o caso simples de voo de cruzeiro, velocidade constante e com a sustentação L igual ao peso W (Illig e Frederick, 1983). O alcance que o propulsor pode fornecer ao míssil pode ser estimado por:

$$R_{ange} = uI_{sp} (L / D) \ln \frac{W_i}{W_f} \quad (2.17)$$

Onde D é o arrasto e W_i e W_f são as massas, inicial e final do míssil, respectivamente, da fase de cruzeiro. A seguir, apresentam-se alguns tipos de propulsão que podem ser empregados em um míssil tático.

2.3.2. Motor foguete

Segundo Sutton (2016) a propulsão de foguete é uma classe de propulsão a jato que produz impulso por ejeção através de um fluido de trabalho ou propelente, armazenado inteiramente no foguete. Hill e Peterson (1992) definem que foguetes químicos podem ser considerados um desenvolvimento de propulsão a jato. Assim como um avião a jato, o empuxo gerado é devido ao fluxo de gás quente produzido pela queima rápida de uma mistura de combustível e oxidante.

A análise de sistemas de foguetes químicos requer ferramentas matemáticas complexas para o cálculo do desempenho do foguete. Com o intuito de simplificar a análise, que engloba a câmara de combustão, a tubeira e dispositivos para montagem utiliza-se o conceito de foguete ideal. Este conceito é útil porque os princípios termodinâmicos básicos relevantes podem ser expressos como relações matemáticas simples. Estas equações descrevem teoricamente o escoamento quase-unidimensional na tubeira, que corresponde a uma idealização das equações bi e tridimensionais e do comportamento aerotermoquímico real. Com isso, essas equações se tornam adequadas para se obter dimensionamento para vários parâmetros de projeto preliminar de sistemas de propulsão.

2.3.3. Relações Fundamentais

2.3.3.1. Impulso Total

Sutton (2016) define o impulso total a partir da força do empuxo F^6 (que pode variar com o tempo) integrado ao longo de um tempo t :

$$I_t = \int_0^t F dt \quad (2.18)$$

Para um Impulso constante desprezando transientes de início e parada, reduz para:

$$I_t = Ft \quad (2.19)$$

Impulso total é proporcional à energia total liberada por todos propelentes utilizados pelo sistema de propulsão.

2.3.3.2. Impulso específico

O impulso específico é o impulso total por unidade de peso do propelente. É uma variável importante cuja figura de mérito antecipa a performance de qualquer sistema de propulsão. Elevado impulso específico implica em melhor desempenho do sistema propulsivo. A equação para o cálculo do impulso específico é dada por:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g_e} = \frac{F}{\dot{w}} \quad (2.20)$$

O valor de impulso específico é calculado em "segundos".

2.3.3.3. Velocidade de escape efetiva.

Nas tubeiras de foguete reais, a velocidade de exaustão não é realmente uniforme ao longo de toda a seção transversal de saída e esses perfis de velocidade são difíceis de medir com

⁶ Foi adotado como nomenclatura a letra F para Empuxo . Em algumas literaturas do ramo de foguetes variam a letra designativa para empuxo.

relativa precisão. Assumindo-se escoamento unidimensional, tem-se que velocidade axial será uniforme em qualquer seção da tubeira. Esta velocidade de escape efetiva (m/s) representa, então, uma velocidade média ou equivalente em massa na qual o propelente está sendo ejetado e, matematicamente, é definida como:

$$c = I_{sp} g_e \quad (2.21)$$

2.3.3.4. Empuxo

O empuxo pode ser definido pela força produzida pelo sistema de propulsão do foguete, que atua no centro de massa veículo, multiplicada pela vazão mássica de gases. É uma força de reação da estrutura do veículo a partir da ejeção do propelente em altas velocidades. A velocidade do gás de saída é assumida constante, uniforme e puramente axial. A Figura 2.3 ilustra o campo de pressão que atua em um motor foguete.

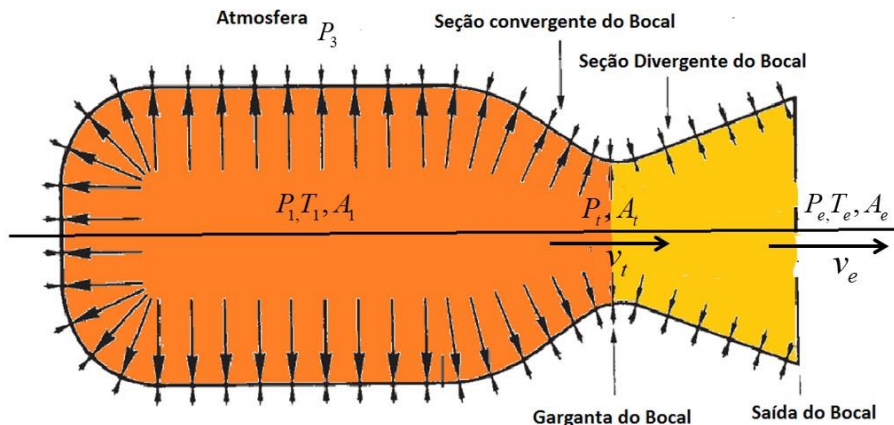


Figura 2.3: Pressão agindo sobre as superfícies externas de uma câmara de foguete.

Na Figura 2.3, mostra a pressão agindo sobre as superfícies externas de uma câmara de foguete, bem como a mudança de pressões de gás dentro de um sistema típico de propulsão de foguete térmico. A direção e o comprimento das setas indicam a magnitude relativa das forças de pressão. O Empuxo pode ser determinado integrando todas as pressões que atuam em áreas que possuem uma projeção no plano normal ao eixo do bocal. Neste sentido, o empuxo é dado por:

$$F = \dot{m} v_e + (P_e - P_a) A_e \quad (2.22)$$

O primeiro termo é função do fluxo mássico e da velocidade de escape na saída do tubo, enquanto o segundo termo representa o empuxo devido a diferença de pressão entre o gás em velocidade supersônica e a pressão ambiente atuando na área de saída do tubo. Os bocais de expansão devem ter relação de área A_e / A_t projetada de forma que a pressão de exaustão seja igual à pressão do ar ambiente (ou seja, $P_e = P_a$). Para uma configuração fixa do tubo isso ocorre apenas em uma determinada altitude, e, neste caso, considera-se que o sistema opera com taxa de expansão ideal. A velocidade de escape efetiva, conforme definido pela Eq. (2.21) aplica-se a todos os propulsores. Da Eq. 2.22, considerando o fluxo de massa de propelente constante, obtém-se a seguinte expressão para a velocidade efetiva:

$$c = v_e + (P_e - P_a) \frac{A_e}{\dot{m}} = I_{sp} g_e \quad (2.23)$$

A partir dessa definição, pode escrever o empuxo como:

$$F = \dot{m} c \quad (2.24)$$

2.3.3.5. Velocidade característica

A velocidade característica c^* , é um termo frequentemente usado em propulsão foguete, sendo definido como:

$$c^* = P_1 A_1 / \dot{m} \quad (2.25)$$

A velocidade característica é usada para comparar o desempenho relativo de diferentes sistemas de propulsão de foguete. Trata-se de uma figura de mérito para se avaliar a qualidade do projeto do propulsor sendo função direta da pressão no interior da câmara de combustão, da área da garganta e inversa do fluxo mássico de produtos da combustão.

A velocidade característica em termos dos parâmetros interno da câmara de combustão, pode ser calculada por:

$$c^* = \frac{P_1 A_1}{\dot{m}} = \frac{I_{sp} g_e}{C_F} = \frac{c}{C_F} = \frac{\sqrt{\gamma R T_1}}{\gamma \sqrt{\left[\frac{2}{(\gamma+1)} \right]^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}}}} \quad (2.26)$$

A velocidade característica na expressão anterior é função, portanto, da temperatura de chama adiabática, da razão entre os calores específicos, da massa molar da mistura de gases e coeficiente de empuxo C_F . Como exemplo, considerando-se, para os produtos da combustão, faixas de razão de calores específicos entre 1,15 e 1,35; peso molecular na faixa de 16 a 35 g/mol; temperatura dos gases entre 2000 e 4000 K, ter-se-ia velocidades características entre 1000 e 2000 m/s.

2.3.4. Volume da câmara de combustão

O volume da câmara combustão de geometria cilíndrica deve ser estimado por:

$$V_c = A_1 L_1 + A_1 L_c \left(1 + \sqrt{\frac{A_t}{A_1}} + \frac{A_t}{A_1} \right) \quad (2.27)$$

Onde, L_1 é o comprimento do cilindro, $\frac{A_t}{A_1}$ é a relação recíproca da área de contração da câmara, e L_c é o comprimento do tronco convergente cônico (Sutton,2016). O comprimento característico da câmara é definido como o comprimento que uma câmara do mesmo volume teria se fosse um tubo reto cujo diâmetro fosse o diâmetro da garganta do bocal, isto é, se não tivesse uma seção de bocal convergente (Sutton,2016) sendo definido;

$$L^* \equiv \frac{V_c}{A_t} \quad (2.28)$$

2.3.4.1. Coeficiente de Empuxo

O coeficiente de Empuxo é definido como:

$$C_F = \frac{F}{P_1 A_t}$$

$$\therefore$$

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{(\gamma+1)}{(\gamma-1)}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_1}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}\right] + \frac{P_e - P_a}{P_1} \frac{A_e}{A_t}} \quad (2.29)$$

Segundo Hill e Peterson (1992), o coeficiente de empuxo é função apenas da geometria do bocal, não dependente da temperatura da câmara de combustão e é um parâmetro adimensional. É um importante parâmetro no projeto do bocal que relaciona a razão de área, razão de pressões e a taxa de calor específico. Relacionando c^* e C_F temos:

$$F = C_F A_t P_1 \quad (2.30)$$

Para um foguete real, a comparação entre c^* e C_F , calculados a partir das equações acima, indica a eficiência de cada componente da câmara de combustão real.

2.3.5. Tubeira

Em um motor foguete, a tubeira, ou bocal de expansão dos gases, é responsável por converter a energia térmica dos produtos da combustão (entalpia) em energia cinética (velocidade de exaustão). Idealmente, este processo é considerado isentrópico.

2.3.5.1. Velocidade de exaustão.

Considerando um fluido um processo isentrópico a velocidade de exaustão no bocal pode ser escrita como:

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_1}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}\right]}$$

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R T_0}{M_{ol}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_1}\right)^{\frac{(\gamma-1)}{\gamma}}\right]}$$
(2.31)

Como pode se observar, a velocidade de exaustão da tubeira é função da razão de pressões, $\frac{P_e}{P_1}$ da razão dos calores específicos e da temperatura absoluta da entrada.

2.3.5.2. Razão de expansão ideal do bocal

A razão entre a área da saída A_e com a área da garganta A_t chamada de razão de área de expansão e é dada por :

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} \quad (2.32)$$

A garganta do bocal corresponde à mínima área onde passa o fluxo mássico. Nesta localização, tem-se a pressão crítica e a velocidade crítica, que é dada por:

$$v_t = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma+1} RT_1} = \sqrt{\gamma RT_1} = a_t \quad (2.33)$$

2.3.5.3. Bocais reais

Bocais reais levam em consideração as irreversibilidades do processo de expansão. Sutton (2016) lista os principais desvios associados ao processo de expansão ideal:

1. Perdas associadas à área divergente de saída do bocal que podem ser reduzidas adotando-se uma configuração em forma de sino.
2. Baixa relação de contração do bocal A_1/A_t causa perda de pressão na câmara e reduz ligeiramente a velocidade de exaustão e o empuxo.
3. Baixas velocidades na camada limite reduzem a velocidade média efetiva de exaustão em 0,5 a 1,5%.
4. Partículas sólidas ou gotículas de líquido no gás podem causar perdas de até 5% ;
5. Instabilidade de combustão e oscilações no fluxo podem resultar em pequenas perdas.
6. Reações químicas no interior do bocal mudam as propriedades e a temperatura do gás resultando em perdas de cerca de 0,5%.
7. Baixo desempenho do bocal ocorre durante as operações transitórias, por exemplo, durante o início, a partida ou pulsação.

8. Bocais ablativos tem diâmetro de garganta aumentado de 1 a 6% durante a operação, reduzindo a pressão na câmara no mesmo patamar, reduzindo o impulso específico em até 0,7%.
9. Composição não uniforme dos gases pode reduzir o desempenho (devido a mistura incompleta ou combustão incompleta).
10. Uso de propriedades de determinados gases (razão dos calores específicos e peso molecular) causa pequena perda de desempenho, cerca de 0,2 a 0,7%.
11. A operação fora da condição *ótima* reduz o empuxo e o impulso específico e sistemas de área fixa, como em altitudes mais elevadas ou mais baixas, pode representar perdas de até 10%.

2.4. ESTATORREATOR

Segundo El-Sayed (2008), um estatorreator não possui partes móveis, como um pulsojato ou turbojato. A Figura 2.4: Motor Estatorreator ilustra um estatorreator supersônico com propulsão líquida. Um estatorreator possui uma entrada de ar (difusor) que comprime o mesmo até próximo da pressão de estagnação, uma câmara de combustão e um bocal de expansão. Embora o veículo opere em regime supersônico, a combustão se dá em regime subsônico.

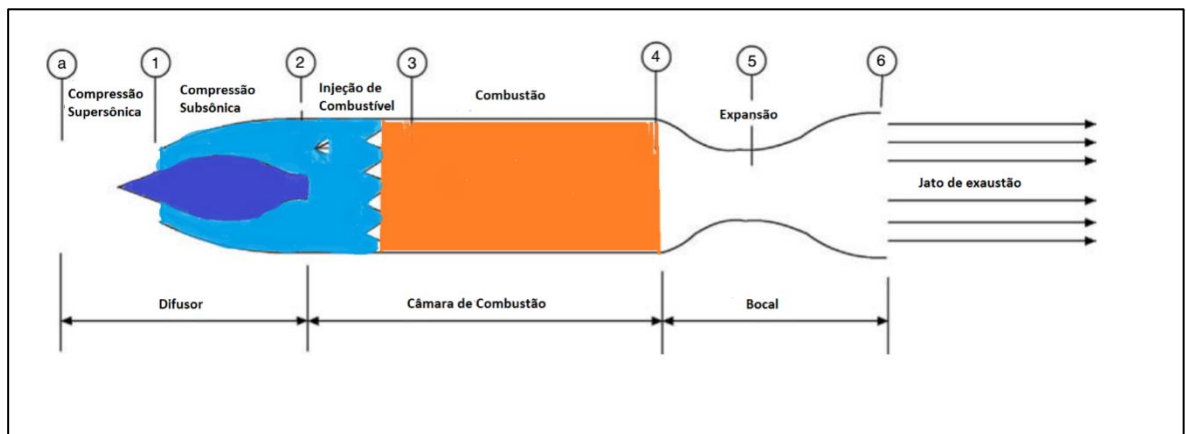


Figura 2.4: Motor Estatorreator

Os estatorreatores operam mais eficientemente em velocidades no intervalo de Mach 1 a 4. O difusor tem grande relevância no desempenho de um estatorreator. Hill e Peterson (1992)

alertam que difusores supersônicos projetados para um dado número de Mach tem baixa eficiência em outros números de Mach, ao menos que sua geometria seja variável. Uma desvantagem dos estatorreatores diz respeito a pressão de operação, pois a mesma depende do número Mach do veículo. Adicionalmente, um estatorreator não pode desenvolver empuxo na decolagem caso a velocidade do mesmo seja muito inferior a velocidade de operação do mesmo. Assim algum sistema propulsivo auxiliar deve ser integrado ao míssil para garantir que o estatorreator alcance o regime de operação desejado em termos de velocidade.

2.4.1. Estatorreator ideal – Análise do ciclo termodinâmico

Segundo El Sayed (2008), um motor tipo estatorreator, conforme descrito, é composto por três subsistemas, isto é, uma entrada de ar ou um difusor, uma câmara de combustão e um bocal de expansão. Para analisar o desempenho termodinâmico de um estatorreator, os diferentes processos, nos três subsistemas, podem ser plotados num diagrama temperatura/entropia.

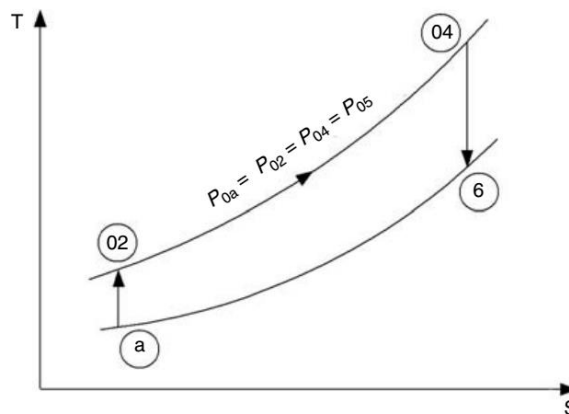


Figura 2.5: Ciclo Ideal de um Estatorreator

De acordo com a Figura 2.5 tem a seguinte análise:

Estado (a): temperatura e pressão do ar ambiente, a estacionado a frente do míssil, correspondente a altitude de voo do mesmo. O processo de difusão ocorre parcialmente fora do motor e se completa dentro do mesmo. A primeira parte da difusão ocorre desde o extremo a montante, estado (a), até a entrada do motor. Estado (1): A segunda parte da difusão, idealizada como isentrópica, ocorre dentro do motor, iniciando no estado (a) e finalizando ao estado (2). Isto é conseguido por uma onda de choque normal ou múltiplas ondas de choque

oblíquas seguido de uma onda de choque normal fraca. O ar então entra na câmara de combustão a velocidades subsônicas. Na câmara de combustão o processo de adição de calor ocorre, idealmente, num processo isobárico. O fim da câmara de combustão é identificado pelo estado (4). A combustão em geral eleva a temperatura da mistura para aproximadamente 3000 K antes que os produtos da combustão se expandam no bocal. O processo de expansão ocorre no terceiro módulo do motor, ou seja, no bocal convergente-divergente. A expansão é idealmente considerada isentrópica.

2.4.1.1. Temperatura e pressão de Estagnação

A temperatura total ou de estagnação T_{0a} é definida como a temperatura máxima alcançada por um gás, escoando em altas velocidades, quando o mesmo é desacelerado, em um processo adiabático, até a condição de velocidade nula. A pressão total ou de estagnação P_{0a} é definida como a pressão máxima alcançada por um gás, escoando em altas velocidades, quando o mesmo é desacelerado, num processo adiabático, até a condição de velocidade nula.

Considerando as relações de estagnação nas condições totais e estáticas (temperatura e pressão) na entrada e saída do motor, os estados (a) e (6 ou e) são:

$$\frac{T_{0a}}{T_a} = \frac{T_{02}}{T_a} \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2 \right)$$

$$\frac{T_{0e}}{T_e} = \frac{T_{06}}{T_e} \left(1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M^2 \right)$$
(2.34)

e

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2 \right)^{\gamma / (\gamma - 1)}$$

$$\frac{P_{06}}{P_e} = \left(1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M^2 \right)^{\gamma / (\gamma - 1)}$$
(2.35)

Nas Equações (2.34) e (2.35), (γ_a, γ_6) são as razões dos calores específicos para o ar e gás de escape, respectivamente. Se ignorarmos as variações nas propriedades do fluido, (R, γ) , tem-se:

$$\frac{P_{06}}{P_e} = \frac{P_{0a}}{P_a} \quad (2.36)$$

Da Eq. (2.35) tem-se:

$$Me = Ma$$

Ou

$$u_e = \frac{a_e}{a} u = \sqrt{\frac{\gamma_6 RT_e}{\gamma_a RT_a}} \quad (2.37)$$

Os números Mach de voo e escape são iguais, mas as velocidades de voo e escape não são. Esta diferença gera força de empuxo. Assumindo novamente, que (R, γ) são constantes dentro do motor, tem-se:

$$u_e = \sqrt{\frac{T_e}{T_a}} u \quad (2.38)$$

Da Eq (2.38) tem:

$$\therefore u_e = \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{0a}}} u = u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{02}}} \quad (2.39)$$

Para obter a relação combustível-ar f , em termos de propriedades termodinâmicas pode se aplicar a equação de energia ao processo de combustão.

$$\dot{m}_a h_{02} + \dot{m}_f Q_R = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{04} \quad (2.40)$$

Sendo Q_R o poder calorífico do combustível:

$$\begin{aligned} h_{02} + fQ_R &= (1+f)h_{04} \\ C_{p2}T_{02} + fQ_R &= (1+f)C_{p4}T_{04} \end{aligned} \quad (2.41)$$

Como $T_{0a} = T_{02}$ tem-se:

$$\therefore f = \frac{(C_{p4}T_{04}/C_{p2}T_{0a}) - 1}{(Q_R / C_{p2}T_{0a}) - (C_{p4}T_{04}/C_{p2}T_{0a})} \quad (2.42)$$

A razão combustível ar na zona de chama é dada por:

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} \quad (2.43)$$

2.4.1.2. Empuxo no motor Estatorreator

Uma vez que é assumida a expansão total no bocal como por exemplo, $P_e = P_a$. Então a força de empuxo é expressa como:

$$\begin{aligned} F_R &= \dot{m}_a(1+f)u_e - \dot{m}_a u \\ \frac{F_R}{\dot{m}_a} &= (1+f)u_e - u = u \left[(1+f)\frac{u_e}{u} - 1 \right] \end{aligned} \quad (2.44)$$

Com isso, a velocidade do voo u e a velocidade de escape u_e podem ser escritas como

$$\begin{aligned} u &= Ma_s = M\sqrt{\gamma RT_a} \\ u_e &= u\sqrt{\frac{T_{04}}{T_{0a}}} = u\sqrt{\frac{T_{04}}{T_{02}}\frac{T_a}{T_{02}}} = u\sqrt{\frac{T_{04}}{T_a}}\sqrt{\frac{1}{1+\frac{\gamma-1}{2}M^2}} \end{aligned} \quad (2.45)$$

Da Eq. (2.42) a expressão final para força de empuxo é dada por:

$$\frac{F_R}{\dot{m}_a} = M \sqrt{\gamma R T_a} \left[(1+f) \sqrt{T_{04}/T_a} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1/2} - 1 \right] \quad (2.46)$$

Hill & Peterson (1992) definem o *consumo específico de combustível* com relação ao empuxo como:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{f}{F / \dot{m}_a} \quad (2.47)$$

2.4.1.3. Ciclo Real

Na avaliação de desempenho de um estatorreator real, devem-se considerar as irreversibilidades no difusor, na câmara de combustão e no bocal, que produzem diminuição na pressão de estagnação. Além disso, ocorrem ineficiências no processo de combustão. A Figura 2.6 ilustra o efeito de irreversibilidades nos diferentes processos do ciclo. Nem o processo de compressão no difusor nem o processo de expansão no bocal são isentrópicos. Além disso, a combustão não ocorre a uma pressão constante.

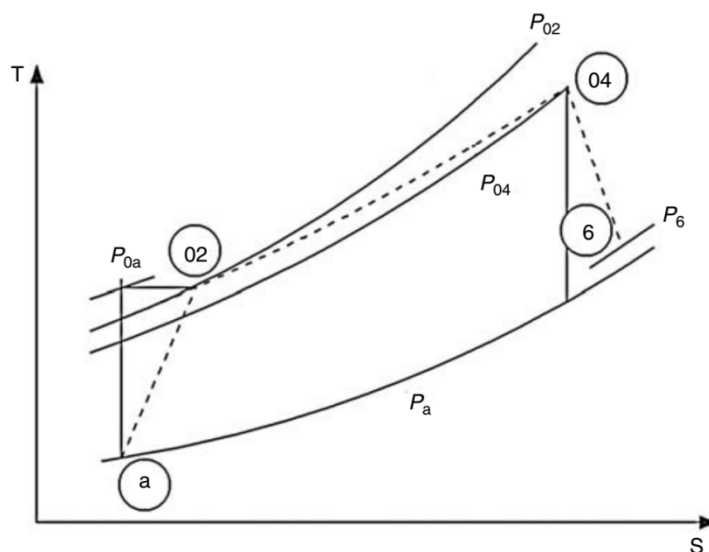


Figura 2.6: Ciclo Real de um estatorreator

O desempenho do difusor é caracterizado por uma razão de pressão de estagnação:

$$r_d = \frac{P_{02}}{P_{0a}} \quad (2.48)$$

Da mesma forma, a razão de pressão de estagnação na câmara de combustão é dada por:

$$r_c = \frac{P_{04}}{P_{02}} \quad (2.49)$$

A razão de pressão de estagnação no bocal é dada por:

$$r_n = \frac{P_{06}}{P_{04}} \quad (2.50)$$

A razão de pressão de estagnação geral é dada por:

$$\frac{P_{06}}{P_{0a}} = r_d r_c r_n \quad (2.51)$$

A pressão de estagnação de um fluxo livre é expressa como;

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.52)$$

e

$$\frac{P_{06}}{P_6} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2.53)$$

Da Eq. (2.51) o número Mach de exaustão é :

$$M_e^2 = \frac{2}{\gamma_e - 1} \left[\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \left(r_d r_c r_n \frac{P_a}{P_6} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (2.54)$$

Definindo m como:

$$m = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \left(r_d r_c r_n \frac{P_a}{P_{0a}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \quad (2.55)$$

$$\therefore M_e^2 = \frac{2}{\gamma_e - 1} (m - 1)$$

Outra notação para m é

$$m = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right) \quad (2.56)$$

Se $r_d = r_c = r_n = 1$ e $P_e = P_a$ então $M_e = M$

Se a transferência de calor do motor for considerada insignificante (por unidade de massa de fluido), então a temperatura total de exaustão $T_{06} = T_{04}$, logo:

$$\frac{T_{06}}{T_6} = \frac{T_{04}}{T_e} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)$$

$$u_e = M_e \sqrt{\gamma R T_e} = M_e \sqrt{\gamma R T_{04} \frac{T_e}{T_{04}}}$$

$$= M_e \sqrt{\frac{\gamma R T_{04}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)}} \quad (2.57)$$

$$= M_e \sqrt{\frac{\gamma R T_{04}}{m}}$$

Substituindo M_e da Eq (2.54) tem:

$$u_e = \sqrt{\frac{2\gamma RT_{04}(m-1)}{(\gamma-1)m}} \quad (2.58)$$

Uma vez que as irreversibilidades não têm efeito sobre as temperaturas totais em todo o motor, a relação combustível-ar pode ser dada pela Eq.(2.42), mas modificado para a eficiência do queimador η_b ;

$$f = \frac{(C_{p4}T_{04}/C_{p2}T_{0a})-1}{(\eta_b Q_R / C_{p2}T_{0a}) - (C_{p4}T_{04}/C_{p2}T_{0a})} \quad (2.59)$$

O empuxo específico é expresso usualmente pela relação:

$$\frac{F_R}{\dot{m}_a} = [(1+f)u_e - u_a] + \frac{1}{\dot{m}_a} (P_e - P_a) A_e \quad (2.60)$$

Uma vez que $u = M\sqrt{\gamma RT_a}$ o empuxo específico será expresso como :

$$\frac{F_R}{\dot{m}_a} = (1+f) \sqrt{\frac{2\gamma_e RT_{04}(m-1)}{(\gamma-1)m}} - M\sqrt{\gamma RT_a} + \frac{P_e A_e}{\dot{m}_a} \left(1 - \frac{P_a}{P_e}\right) \quad (2.61)$$

3. BANCADA EXPERIMENTAL E METODOLOGIA

Para a realização dos experimentos foi desenvolvida uma bancada de testes em escala de laboratório capaz de reproduzir as condições operacionais de um estatorreator a combustível sólido em voo de cruzeiro, a uma determinada altitude e velocidade. Paralelamente, foi estabelecida uma metodologia de ensaios na utilização da bancada que permita atingir alguns objetivos do presente trabalho. A bancada foi montada e operada no Laboratório de Energia e Ambiente – LEA – da Universidade de Brasília.

3.1. BANCADA DE TESTES

Como não há na literatura dados de taxa de regressão da parafina com ar (estatorreator a combustível sólido) os parâmetros iniciais foram obtidos consultando a literatura referente a foguetes híbridos com propelentes a base de parafina com oxigênio gasoso e, principalmente com óxido nítrico (N_2O).

A bancada de testes deve ser capaz de simular, em termos de balística interna, as condições do ar na entrada da câmara de combustão, isto é, pressão e temperatura do mesmo em função da velocidade e altitude de voo de um míssil tático baseado em estatorreator. Estes artefatos operam em velocidades supersônicas, com número de Mach na faixa de 1,2 a 4. As altitudes típicas de voo de cruzeiro superam os 10 km.

Com base em um míssil de referência, velocidade em torno de 2,5 Mach e altitude em torno de 10 km, foram obtidas as condições de temperatura e pressão de estagnação. Como se trata de uma bancada experimental, considerou-se um motor com empuxo inferior a 500 N, limitando-se, portanto, o fluxo mássico de ar e a conseqüente taxa de aquecimento do mesmo a valores compatíveis com os equipamentos necessários para operacionalizar a bancada. Com base nestas premissas, empregou-se, inicialmente, o programa RPA (*Rocket Propulsion Analysis*) para determinar o fluxo mássico máximo de ar para o motor. Com estes dados pode-se, em seguida, estimar a potência térmica para colocar o ar na temperatura de estagnação referente as condições do voo do motor.

A partir da velocidade e altitude de voo, e das propriedades do ar extraídas da tabela de atmosfera padrão, estimou-se a temperatura e a pressão de estagnação do ar com base nas equações elencada na fundamentação teórica (Capítulo 2). Assim, determinaram-se a pressão e temperatura na condição de estagnação, em torno de 5,0 bar e 334 °C, respectivamente. O

compressor disponível no LEA, tem capacidade para armazenar 265 L de ar na pressão máxima de 10 bar. Para um motor de 500 N, operando com ar e parafina, a potência necessária para se elevar a temperatura do ar de 25 até 334°C é da ordem de 95 kW. Para realizar tal aquecimento, optou-se por empregar um sistema de ignição de motor foguete que opera com oxigênio gasoso e metano desenvolvido pela equipe da FGA-UnB (Shinkarennko, 2017). Esse sistema pode ser adaptado para operar por alguns segundos funcionando como uma tocha de aquecimento do ar. O sistema tem potência máxima de 85 kW. Portanto, o empuxo do motor da bancada experimental deve ser limitado para atender esta limitação. Optou-se por reduzir o empuxo para 250 N. Nesta condição, a tocha deve fornecer 47,7 kW de potência para elevar 0,15 kg/s de ar, a 5,0 bar de pressão, de 25 até 334 °C. Este ignitor é comandado por um programa de computador dedicado, de tal sorte que a potência e o tempo de operação podem ser previamente estabelecidos.

A manutenção de um fluxo da ordem de 0,15 kg/s para alimentar o estatorreator na bancada de teste é garantida pela reserva de ar nos tanques na condição de 10 bar. O tempo de operação do estatorreator foi limitado em 15 segundos. Para garantir o fluxo mássico de ar, projetou-se um bocal convergente posicionado na saída da câmara de combustão cuja área de garganta, nas condições operacionais, estabelece regime de entupimento (regime sônico). Nestas condições, assumindo que a pressão na câmara de combustão é quase constante, a condição de entupimento garante a estabilização no fluxo mássico de ar do tanque para o motor.

Considerando o processo de despressurização do tanque como isotérmico, aplicou-se a equação do gás ideal para se atestar que a variação de pressão no interior do mesmo produziria o fluxo mássico de ar desejado para a bancada.

A Fig 3.1 apresenta o ignitor (tocha de aquecimento) e a Fig 3.2 apresenta esquematicamente a bancada para ensaios de estatorreatores desenvolvida neste trabalho. Detalhes do sistema de ignição podem ser vistos no anexo.

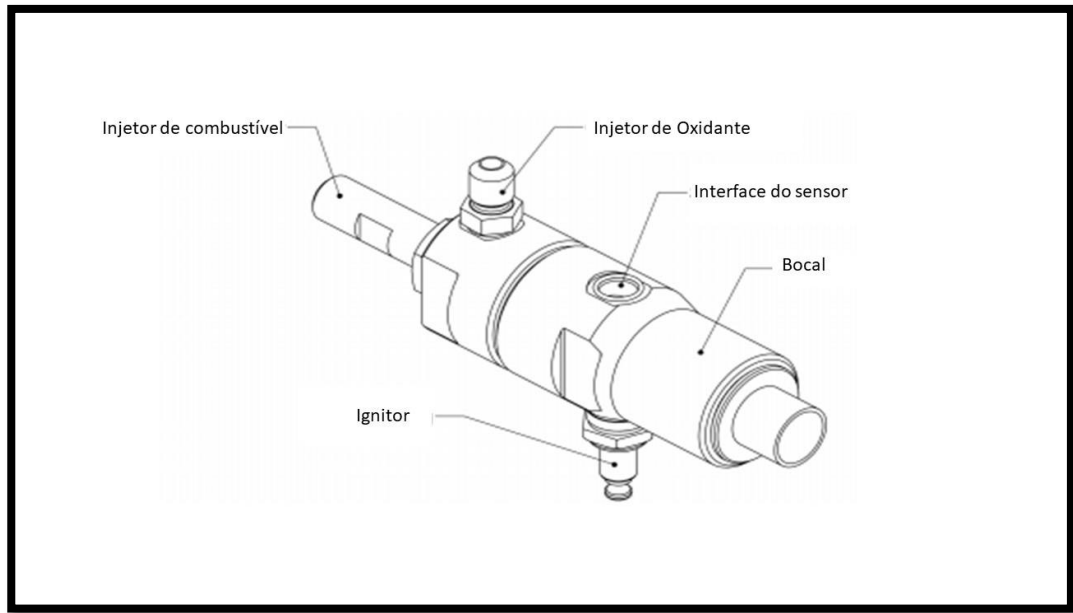


Figura 3.1: Sistema de ignição para foguetes com metano e oxigênio gasoso
(Shynkarenko, 2017)

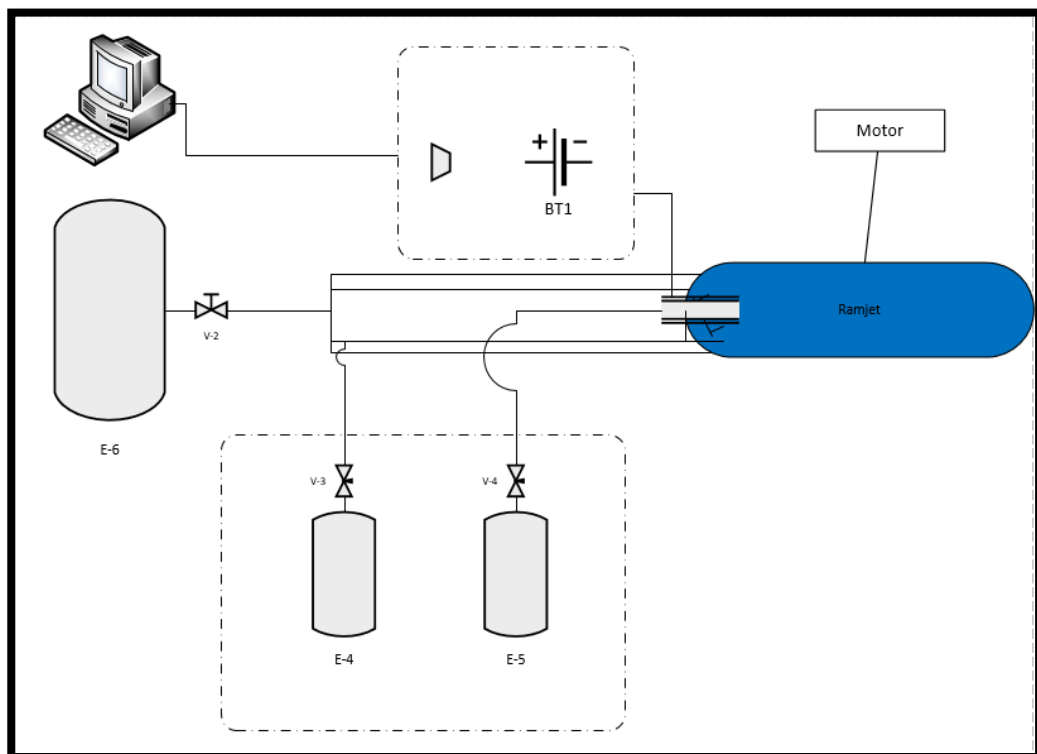


Figura 3.2: Esquema geral da bancada de ensaios de estatorreatores.

Conforme mostra a Figura 3.2, a bancada consiste de uma câmara de combustão (motor) com pré-aquecedor de ar integrado. O ar é fornecido por um tanque de armazenagem e a tocha é alimentada por uma garrafa de metano gasoso e uma de oxigênio gasoso. A tocha é comandada remotamente por um programa dedicado. A Figura 3.3 apresenta uma fotografia da bancada na sua forma final. Na imagem, não aparecem os tanques dos gases nem o sistema de controle remoto da mesma. Verifica-se na imagem o sistema de alimentação de gases, com um sistema de distribuição de ar, composto por quatro tubos flexíveis, distribuídos radialmente em torno da tocha, acoplada no centro do flange de entrada do motor. Internamente o sistema possui os seguintes dispositivos:

- Anel metálico de fixação do flange de entrada dos gases;
- Sistema de ancoragem da chama;
- Combustível sólido;
- Bocal de expansão (tubeira);
- Anel metálico de fixação do flange de saída dos gases.



Figura 3.3: Fotografia da bancada experimental.

Os elementos principais do motor podem ser vistos na Figura 3.4. Todos os elementos foram montados num tubo de alumínio aeronáutico de parede grossa com diâmetro interno de 73 mm e diâmetro externo de 90 mm. As dimensões de cada elemento foram estimadas com base na fundamentação teórica. No caso da câmara de combustão, o dimensionamento desta foi feita com dados da literatura de foguetes híbridos, mais especificamente com o par propelente N₂O-parafina. Esta aproximação é suficiente para garantir que os ensaios tenham repetibilidade e sejam efetuados num envelope operacional típico para emprego de parafina como combustível sólido.

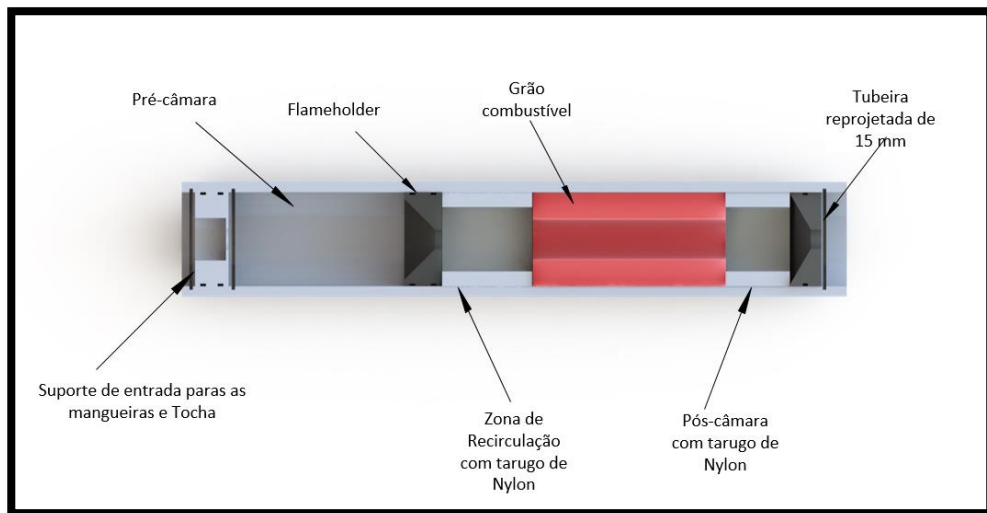


Figura 3.4: Estatorreator e câmara de mistura integrados.

Em um estatorreator de combustível sólido é necessário estabelecer uma zona de recirculação no início da porta de combustão responsável para ancorar a chama e garantir a manutenção dela em uma camada limite turbulenta com reação química, ao longo da superfície do grão. Assim, deve se estimar a altura do degrau de ancoragem que permita a queima contínua e estável dos gases que emanam da superfície do combustível sólido, conforme ilustra a Figura 3.5.

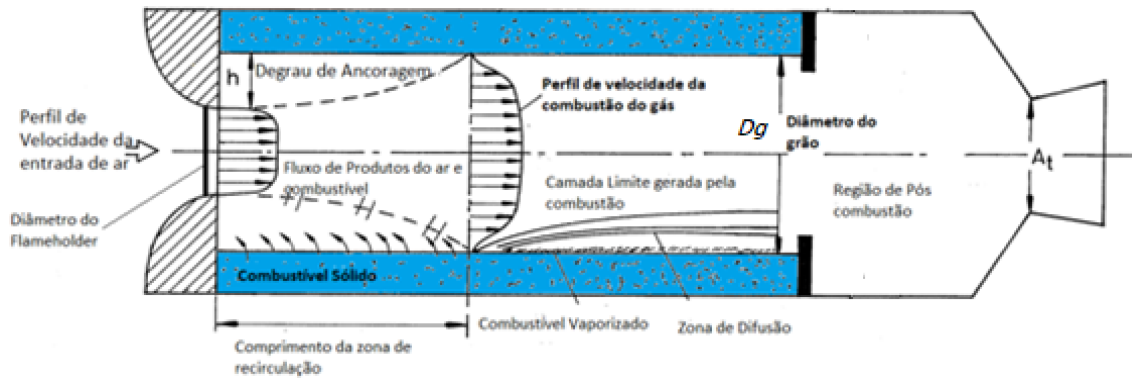


Figura 3.5: Zonas principais no interior da porta de combustão de um estatorreator a combustível sólido.

Na ancoragem da chama, Krishnan (1998) aponta alguns fatores que permitam que a relação h/Dg seja minimizada, considerando:

- Aumento da relação (A_g / A_t) acarretando menor velocidade na câmara de combustão;
- Aumento da temperatura do ar de entrada;
- Aumento no diâmetro do grão;
- Elevada taxa de regressão do combustível sólido.

Para o cálculo do degrau do sistema de ancoragem (h) tomou-se como base os resultados apresentados por Krishnan (1998). Dependendo da condição do ar de entrada, pode ser necessária uma relação h/Dg da ordem de 0,4. Foi estipulado um valor intermediário para iniciar os testes, que é de 0,2. Alterações neste valor seriam providenciadas caso o motor não operasse de forma estável. Adotou-se como diâmetro interno da porta de combustão o valor de 32 mm. Com base neste valor estipulou-se o diâmetro do furo da placa de ancoragem da chama como sendo 19,2 mm. Para facilitar a usinagem o diâmetro do furo da placa de ancoragem foi estabelecido como 20 mm.

O comprimento total do motor é em função do comprimento do grão, do comprimento do *flame holder*, tubeira traseira e pré-câmara. Krishnan et al. (1998) utiliza em seus experimentos a seguinte relação para o comprimento do grão:

$$L_g = \frac{m_f}{\pi d_i r \rho_f} \quad (3.1)$$

Com base nas referências bibliográficas, estima-se uma taxa de regressão para cálculo do comprimento do grão. Zilliac et al. (2006) compararam a taxa de regressão da parafina com oxigênio obtendo as seguintes constantes a e n para os seguintes tipos de parafina com oxigênio como oxidante conforme Eq. (1.1)

Com base naqueles dados, estimou-se uma taxa de regressão média da ordem de 1,0 mm/s no cálculo do comprimento do grão. Com a taxa de regressão estimada, diâmetro da porta de combustão e fluxo de combustível estimados para um empuxo de 250 N, obteve-se o comprimento máximo do grão combustível, 150 mm. A Figura 3.6 ilustra, tridimensionalmente a concepção do motor. Na medição da taxa de regressão da parafina, seria ideal ter o escoamento de ar mais alinhado com o eixo axial da porta de combustão. Desta forma, optou-se por empregar um tubo de nylon para a região de ancoragem de chama, cujo comprimento fosse capaz de acomodar a zona de recirculação (Fig 3.5). O mesmo raciocínio foi empregado no estabelecimento das dimensões da pós-câmara. Esta também era de nylon com diâmetro interno equivalente a 50 mm. As dimensões do motor estão em Anexo.

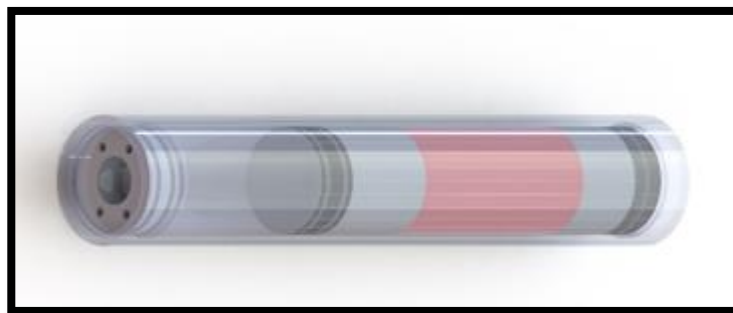


Figura 3.6: Vista 3D da concepção final do motor.

3.1.1. Comissionamento da bancada

A bancada foi montada no laboratório de Energia e Ambiente da UnB. Inicialmente, foram realizados inúmeros testes estáticos para a validação da metodologia, verificação dos subsistemas e familiarização com a mesma.

Em seguida foi realizada uma série de testes para garantir que o conjunto suporta as altas temperaturas da queima do metano com oxigênio na tocha. Foram necessários alguns ajustes na pressão da linha de propelentes da tocha para garantir que a mesma operasse de forma contínua e estável durante todo o teste.

A presença de ondas de choque do tipo diamante conforme a Figura 3.7, confirma que houve combustão sustentada e condição de entupimento (regime sônico $M=1$) na seção da garganta do bocal de expansão (tubeira).

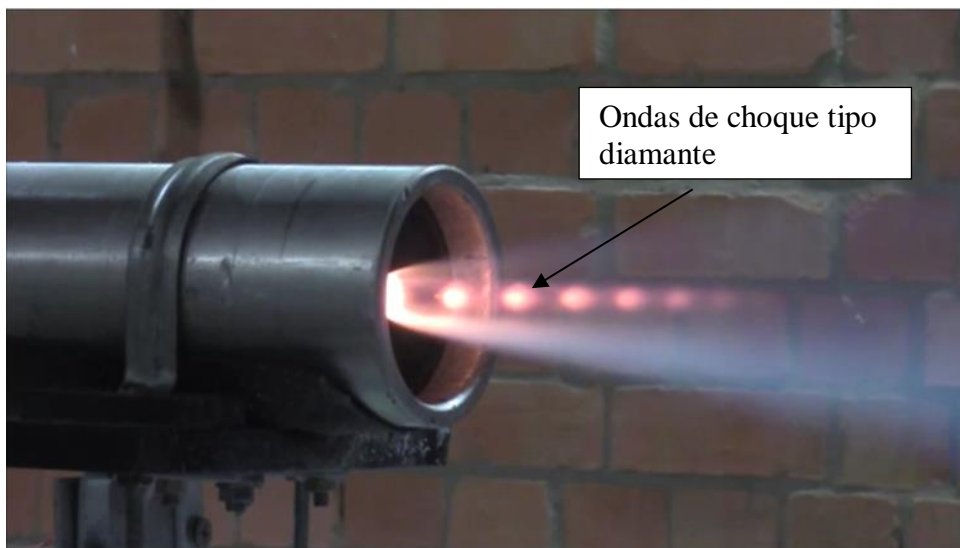


Figura 3.7: Onda de choque tipo diamante caracterizando escoamento compressível (sônico).

3.2. METODOLOGIA EXPERIMENTAL

3.2.1. Fabricação do Combustível Sólido

Para a fabricação do combustível sólido (grão) empregou-se a parafina tipo “Parafin Wax 140”, encontrada facilmente na indústria. Suas características são:

- Estado físico: Sólido
- Forma: Lentilhas/Pó/Tabletes

- Cor: Branca
- Ponto de fusão/ponto de congelamento: 59,0 – 62,8 °C (ASTM D87)
- Ponto de fulgor: > 200 °C (ASTM D-92)

O processo de fabricação é feito como segue:

1. Calcula-se o volume do tubo de PVC, que serve de molde para a grão de parafina, menos o volume do diâmetro da porta do grão e da contração da mesma e em seguida, calcula-se quanto em massa corresponde considerando a densidade de 0,9 g/cm³.
2. A quantidade calculada é aquecida até seu ponto de fusão, não deixando ultrapassar 90°C. Em estado líquido a aproximadamente 70°C, a parafina é colocada em um tubo de PVC.
3. A temperatura do processo pode ser controlada por um termômetro infravermelho *ST-60000 Santerm* fabricado pela *Infoterm*.
4. Impregnar as paredes internas do tubo de PVC com óleo anticorrosivo WD-40.
5. Colocar o tubo de PVC, com as tampas nas extremidades e a parafina líquida no interior, num torno industrial girando a pelo menos 150 rpm por pelo menos duas horas;
6. Retirar o grão do molde e ajustar as extremidades e o diâmetro interno por meio de usinagem;
7. Medir e registrar a massa inicial, o diâmetro inicial e o comprimento do grão combustível.

A Figura 3.8 mostra o molde durante o processo de solidificação da parafina e a Figura 3.9 apresenta uma fotografia de um grão pronto para ser ensaiado.



Figura 3.8: Molde de parafina em processo de secagem num torno mecânico.



Figura 3.9: Grão combustível pronto para ser utilizado

3.2.2. Preparação e Operação da Bancada

Basicamente, a operação da bancada depende da alimentação de ar e manutenção da tocha de aquecimento do mesmo. Portanto, antes do ensaio é necessário encher os tanques de ar até o nível de 10 bar. Ajustar as pressões da linha de metano e oxigênio (7 e 7,5 bar, respectivamente), ligar a alimentação elétrica da tocha, e testar a abertura e controle das válvulas de metano e oxigênio gasoso e da vela de ignição. Testar a ignição e estabilização da tocha por não mais que dois segundos, sem adição de ar. Programar o tempo de ensaio, pelo tempo de operação da tocha no programa dedicado. Montar conjunto motor, placa de ancoragem da chama, tubo de nylon da zona de recirculação, grão de parafina, tubo de nylon da pós-câmara, bocal de exaustão e anel metálico de fixação do conjunto motor. Acionar a

tocha e após dois segundos de operação abrir a válvula de ar. Fechar a válvula de ar logo após o desligamento da tocha. Abrir novamente, com fluxo reduzido, a válvula de ar para resfriamento do sistema. Registrar, antes de cada ensaio a massa inicial do grão e suas dimensões principais e a pressão do tanque de ar. Após o ensaio, registrar a massa final do grão e suas dimensões principais bem como a pressão do tanque de ar. O tempo de queima da parafina é inferido com auxílio das imagens gravadas em cada ensaio. Este tempo é função do tempo de operação da tocha.

Para cálculo da taxa de regressão foi adotado a metodologia proposta por Karabeyoglu et al. (2004).

4. RESULTADOS

Neste capítulo são apresentados os resultados principais da pesquisa em atendimento aos objetivos propostos. Cabe lembrar, tais resultados foram obtidos com base na teoria de mísseis táticos e na comprovação prática, por meio de uma bancada, da possibilidade de se usar parafina como combustível sólido em estatorreatores. Este capítulo aborda, portanto, os seguintes temas:

1. Determinação da taxa regressão da parafina com ar;
2. Projeto conceitual de um míssil supersônico ar-ar propulsado por um estatorreator a base de parafina sólida.

4.1. TAXA DE REGRESSÃO

Após os ensaios preliminares de comissionamento da bancada e verificação da metodologia proposta, realizou-se um conjunto de ensaios suficiente para estimar a taxa de regressão e definição de uma lei da taxa de regressão da parafina com ar aplicável a estatorreatores. Esta correlação é fundamental no projeto básico de estatorreator a combustível sólido.

Os tempos de cada ensaio foram definidos com base no modelo proposto por Karabeyoglu et al. (2004). Os tempos foram previamente definidos pela operação do sistema de ignição e subsequente aquecimento do ar. Para o cálculo da lei de regressão, alterou-se o diâmetro inicial da porta de combustão, mantendo-se constante o fluxo de ar e do calor adicionado a este. Cabe ressaltar que a massa de metano e oxigênio adicionado para o sistema de ignição é insignificante na massa total do ar de entrada. Cada ensaio foi devidamente filmado e através da análise das imagens verificou-se o tempo efetivo de queima da parafina.

Não foram registrados os níveis de pressão e temperatura no interior do estatorreator. Os níveis, contudo, foram estimados em função da taxa de aquecimento do ar e da pressão média no interior do tanque de ar. Cabe lembrar que a pressão não tem influência significativa na taxa de regressão da parafina. Dada a baixa temperatura de liquefação da mesma, inferior da 100 °C, a temperatura de entrada do ar na câmara de combustão também é pouco significativa, pois a combustão na camada limite ocorre em níveis de temperatura superiores a 2000 °C.

As Figuras 4.1 e 4.2 mostram o início e término da chama do primeiro teste válido para aquisição de dados. Na figura 4.2b verifica-se a ejeção de parafina vaporizada imediatamente após o desligamento do sistema de aquecimento do ar e consequente extinção da chama.

A tabela 4.1 apresenta os dados principais dos ensaios, como massa inicial e final do grão, tempo de queima, e comprimento do grão. Verifica-se na tabela as três faixas de diâmetro inicial que permite alterar o fluxo de ar no interior da câmara de combustão estabelecida pela parafina.



Figura 4.1: Início da chama no ensaio



Figura 4.2: a) Final da chama e b) Ejeção de parafina vaporizada .

Tabela 4.1: Dados principais após os testes

<i>Teste n°</i>	<i>m_i (g)</i>	<i>m_f (g)</i>	<i>L_g (mm)</i>	<i>d_i (mm)</i>	<i>t_b (s)</i>	<i>P_i (bar)</i>
1	410	318	152	34,5	4,41	8,3
2	457	300	150	27,1	7,26	7,6
3	442	207	154	26,6	8,80	7,6
4	462	251	148	28,8	8,16	7,6
5	417	215	144	27,9	9,27	7,6
6	316	223	152	45,0	4,50	8,3
7	220	144	110	47,5	5,17	7,7
8	372	254	149	38,5	4,60	8,2
9	254	163	139	49,5	4,57	6,9
10	370	279	143	39,1	4,58	8,6
11	369	279	146	40,2	4,58	7,6
12	390	249	152	38,3	6,57	8,3
13	312	178	121	37,9	7,62	7,6

Após cada teste, foi calculado o diâmetro final do grão a partir da Eq. (1.1). Com base no diâmetro final, é possível estimar a taxa de regressão da parafina, empregando-se a equação 4.1. A partir destes dados foi possível estimar a taxa de regressão da parafina para cada um dos ensaios realizados, conforme mostra a Tabela 4.2. Verifica-se que a taxa de regressão variou de 0,91 a 1,53 mm/s para uma variação do fluxo mássico de oxidante de 4,47 a 14,7 g/cm²s.

$$\dot{r} = \frac{d_f - d_i}{2t_b} \quad (4.1)$$

$$d_f = \left[d_i^2 + \frac{4\Delta M_f}{\pi\rho_f L_g} \right]^{1/2}$$

Tabela 4.2: Taxa de regressão calculada em função do fluxo mássico de oxidante

<i>Teste n°</i>	<i>ṙ (mm/s)</i>	<i>G_{ox} (g/cm²s)</i>
1	1,22	4,80
2	1,37	7,75
3	1,53	14,7
4	1,50	13,5
5	1,33	13,5
6	0,97	5,41
7	0,91	4,86
8	1,36	7,39
9	0,94	4,47
10	1,11	5,36
11	1,06	5,06
12	1,10	5,59
13	1,11	5,26

A lei da taxa de regressão sugerida para o par propelente para parafina–ar em estatorreator a combustível sólido é:

$$\dot{r} = 0,611.G_{ox}^{0,340} \quad (4.2)$$

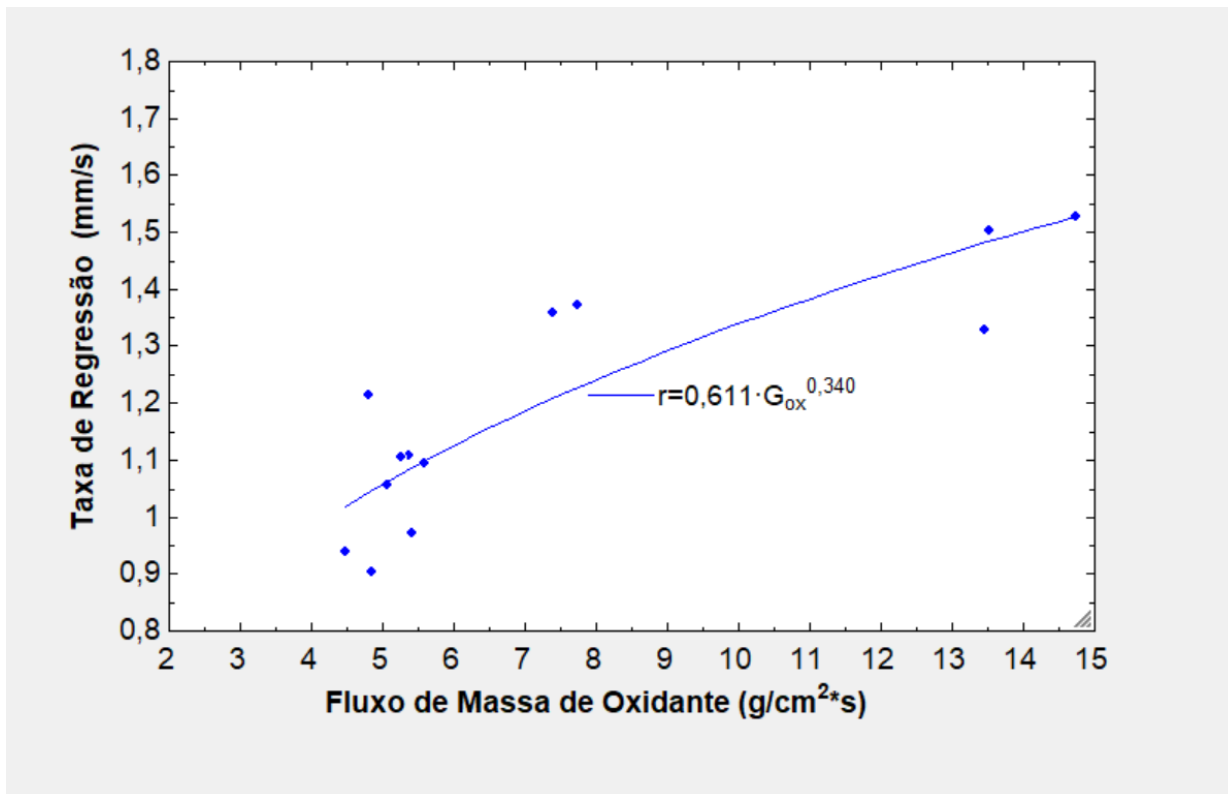


Figura 4.3: Taxa de regressão da parafina e o ar.

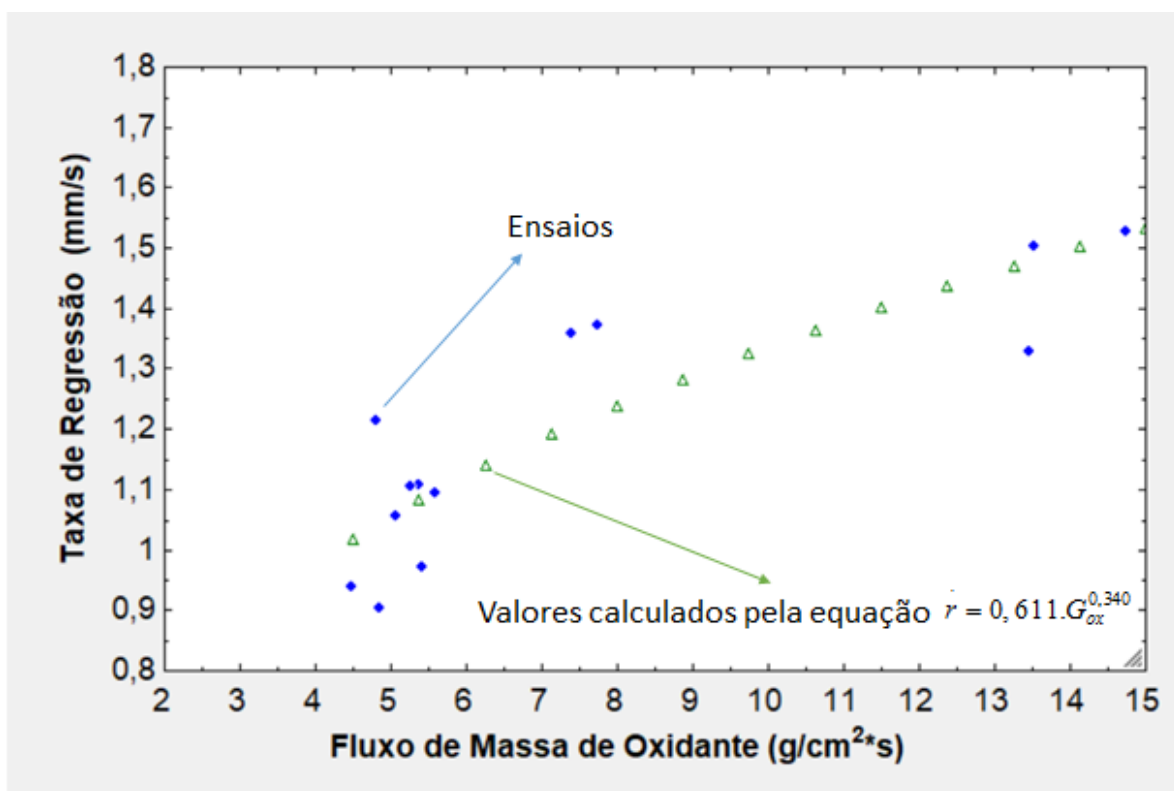


Figura 4.4 Comparação entre os valores obtidos nos ensaios e valores encontrados pela equação da taxa de regressão

Segundo os testes de Karabeyoglu et al. (2004), combustíveis à base de parafina fornecem ignição confiável e queima estável em uma ampla faixa de fluxos mássicos (2-102 g/cm²s) operando como motor foguete, tendo oxigênio ou óxido nitroso como oxidantes. Com este trabalho, fica evidente o bom desempenho da parafina em estatorreatores, pelo menos na faixa de 4 a 15 g/cm²s de ar aquecido.

Para efeito de comparação, a Tabela 4.3 e a Figura 4.6 apresenta os valores de *a* e *n* para a parafina queimando com diferentes oxidantes. O fator *a* mais próximo dos para ar-parafina foi GOx-parafina, obtido por Karabeyoglu (2004). Com relação ao expoente do fluxo mássico, o valor mais próximo do para ar-parafina foi aquele obtido por Bertoldi (2007) para o par N₂O-parafina.

Tabela 4.3: Constantes da taxa de regressão da parafina com outros pares propelentes

Par propelente	<i>a</i>	<i>n</i>
GOx-Parafina (Karabeyoglu, 2004)	0,488	0,620
N₂O-Parafina (Karabeyoglu, 2004)	0,178	0,5
N₂O-Parafina (Bertoldi.2007)	1,23	0,47
Ar-Parafina (Este trabalho)	0,611	0,34

A Figura 4.4 apresenta os resultados da taxa de regressão versus comprimento do grão para os ensaios realizados. Verifica-se uma falta de correlação do comprimento do grão com a taxa de regressão da parafina. O comprimento do grão, contudo, é fundamental na relação O/F

da queima, que por sua vez determina o desempenho do motor em termos de impulso específico. Neste caso, a taxa de regressão é fundamental para um adequado dimensionamento do motor.

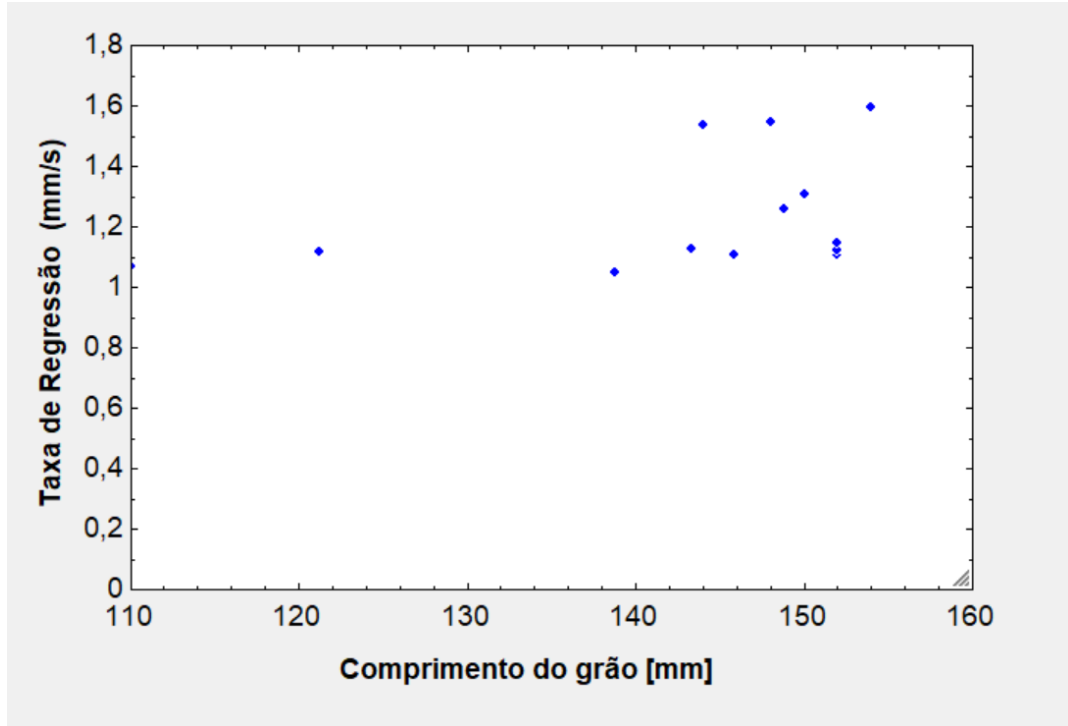


Figura 4.5: Variação do comprimento do grão com a taxa de regressão.

A Figura 4.6 apresenta curvas de taxa de regressão da parafina, em função do fluxo mássico de oxidante em motor foguete juntamente com aquela obtida neste trabalho para o par propelente ar-parafina. A relativa baixa taxa de regressão da parafina com ar se deve ao conteúdo de oxigênio no oxidante. Este teor é menor com o ar que possui apenas 21% de oxidante na mistura. O óxido nitroso, para comparação, possui 33%. No limite, tem-se o oxigênio gasoso (G_{ox}) com 100% de oxigênio no oxidante. Este valor de taxa de regressão da parafina com ar é apenas ligeiramente menor que o da parafina com óxido nitroso. Este valor, contudo, é superior aqueles apresentados por outros combustíveis típicos empregados em estatorreatores a combustível sólido. Musa et al. (2018) testaram o para ar-polietileno num estatorreator a combustível sólido com em gerador de vórtices na entrada da câmara de combustão. Nessa configuração, a máxima taxa de regressão verificada foi inferior a 0,28 mm/s. Valores de taxa de regressão da ordem de 0,24 mm/s foram obtidos por Gong et al. (2017) em estatorreator a combustível empregando diafragmas no interior da câmara com ar e etileno como propelentes. Os valores obtidos neste trabalho, para ar-parafina são até cinco vezes superiores aos combustíveis tradicionais. Esta tendência foi verificada em motores

foguete a propelentes híbridos, onde a parafina apresentou taxas de regressão pelo menos três vezes superiores aos combustíveis tradicionais como polibutadieno, polietileno e polimetilmetacrilato.

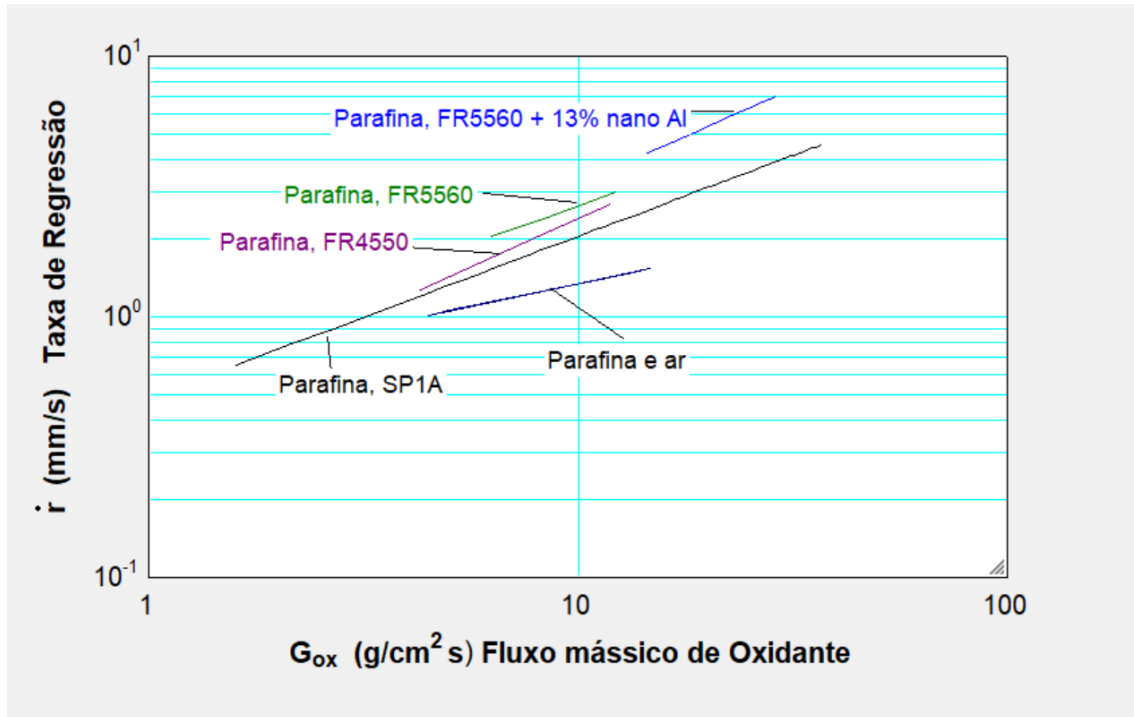


Figura 4.6: Comparação da taxa de regressão da parafina com ar com outros pares propelentes.

4.2. PROJETO DO MÍSSIL TÁTICO COM MOTOR ESTATORREATOR

Conforme fundamentação teórica, o projeto conceitual é um processo iterativo na qual estimam-se os parâmetros relevantes com base em outros mísseis com o mesmo tipo de missão contemplando os requisitos mínimos desses artefatos em determinado cenário operacional. A taxa de regressão da parafina com ar se mostrou elevada sendo, teoricamente, apropriada para um míssil ar-ar.

4.2.1. Definição do cenário e requisitos da missão

Inicialmente, definiu-se um cenário e os requisitos para um míssil ar-ar. Como requisitos principais tem-se:

- i. Alcance – mínimo de 40 km;

- ii. Tempo de operação do motor – até 50 segundos
- iii. Velocidade média de voo – Mach=2,5.

Para uma melhor definição do míssil que atenda aos requisitos estabelecidos, foram estudados alguns mísseis elencados na tabela 4.4.

Tabela 4.4: Dados de mísseis táticos

Nome	Range (Km)	País	Peso (kg)	Volume(m ³)	Densidade (kg/m ³)
SKYFLASH	50,00	UK	192,95	0,13	1473,40
PHOENIX	185,20	USA	467,62	0,45	1033,61
AMRAAM	64,82	USA	153,91	0,10	1599,72
SPARROW III	92,60	USA	230,63	0,13	1791,52
ANAB	20,37	USSR	274,67	0,24	1136,23
STINGER	5,56	USA	15,89	0,01	2697,69
SUPER 53	40,74	FRANCE	249,70	0,21	1193,23
MAA-1	9,26	BRAZIL	89,89	0,05	1754,70
SIDEWINDER	3,70	USA	85,81	0,04	2323,05
MAGIC	9,26	FRANCE	90,80	0,05	1812,33
R.530	17,96	FRANCE	192,04	0,19	985,74
KUKRI	3,70	SAFRICA	73,09	0,03	2137,34
SHAFRIR	5,00	ISRAEL	93,07	0,05	2038,07
APEX	35,19	USSR	319,62	0,10	3315,67
APHID	7,41	USSR	54,93	0,03	2170,96
PYTHON	14,82	ISRAEL	119,86	0,05	2196,57
ASH	16,67	USSR	390,44	0,38	1031,20
PL-5B	15,93	CHINA	84,90	0,03	2507,17
ASPIDE	74,08	ITALY	220,19	0,13	1668,24
ATOLL	6,48	USSR	69,92	0,03	2132,53

Fonte - Nowell, John B, Adaptado (1992)

Primeiramente, foram compilados dados de mísseis do tipo ar-ar de curto, médio e longo alcance. Foi feita uma avaliação de seus dados básicos como alcance, comprimento total, peso e volume. Nowell (1992), por exemplo, fez estimativas através dos dados básicos sugerindo curvas estatísticas para projetar um míssil de acordo com requerimentos da missão através de um método chamado “análise de regressão restrita”. A Figura 4.7 apresenta os subsistemas principais de um míssil tático baseado num estatorreator a combustível sólido, quais sejam, sistema de guiamento e controle, carga útil, estatorreator (ramjet) e motor de aceleração (*booster*).

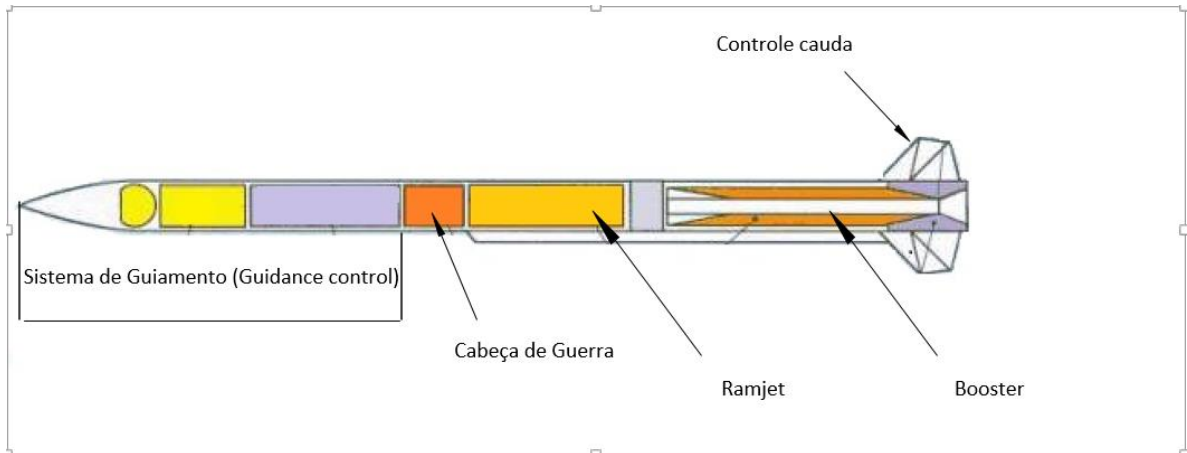


Figura 4.7: Partes de um míssil tático para o projeto conceitual

Com o valor da taxa de regressão média obtida nos testes (1,19 mm/s), estimou-se o diâmetro máximo do míssil com base no tempo de operação do motor e no diâmetro inicial da porta de combustão (~56 mm). A partir deste dado base, estimaram-se os valores de massa e comprimento do sistema de guiamento e controle e da cabeça de guerra.

4.2.2. Sistema de Guiamento

O cálculo de peso e comprimento do sistema de guiamento e controle foi feito com base em uma curva gerada pelos valores de cinco mísseis ar-ar da Tabela 4.4. Os dados possibilitaram ajustar a curva apresentada com confiabilidade de 95%:

$$GClenP = 131,2 \cdot GCWTP^{0,585} \quad (4.3)$$

Onde $GCWTP$ é o peso em Kg e $GClenP$ é o comprimento em mm respectivamente.

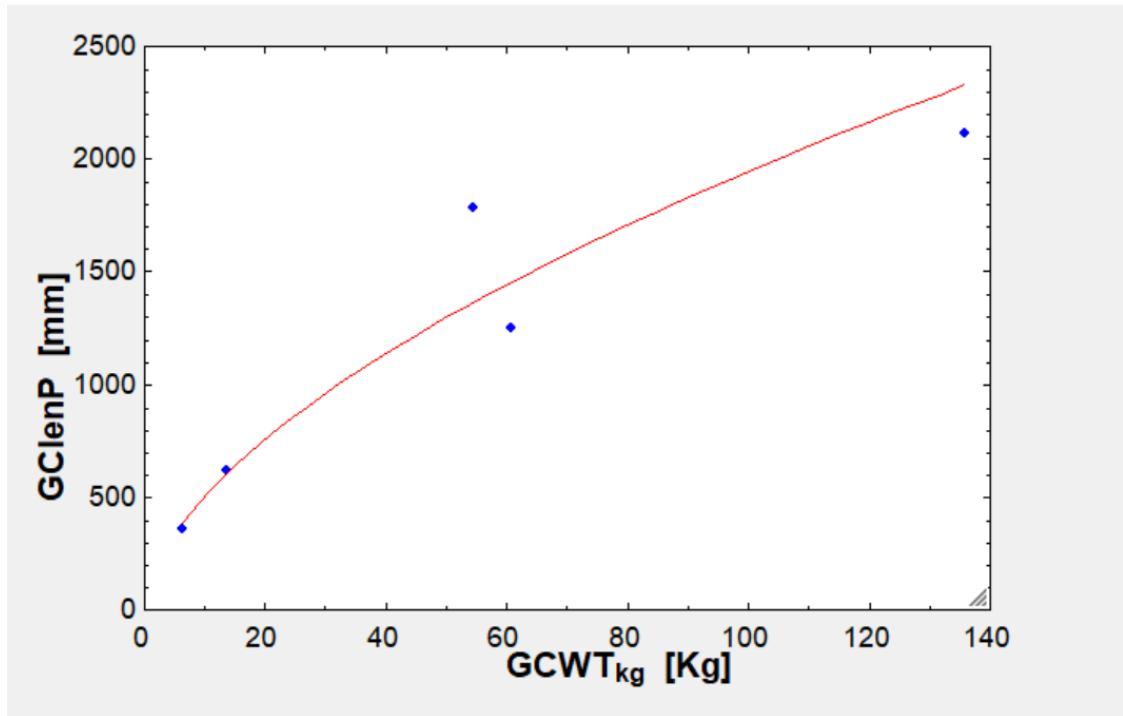


Figura 4.7 : Curva gerada entre os valores de peso x comprimento do sistema de guiamento de 5 mísseis ar-ar.

O diâmetro adotado, 180 mm, tem como base a taxa de regressão média para o ar-parafina, o tempo total de operação do motor e o diâmetro inicial da porta de combustão. Adotou-se o valor de 1067 mm para acomodar o sistema de controle e guiamento. A tabela 4.5 mostra as dimensões principais do sistema de guiamento e controle.

Tabela 4.5: Dados do sistema de guiamento do míssil projetado

Parâmetro	Valor
Diâmetro (mm)	180
Comprimento (mm)	1067
Peso (kg)	35,9

4.2.3. Cabeça de guerra

Adotou-se um valor de 20 kg de TNT⁷ para a cabeça de guerra. Através da densidade do TNT obtém-se o comprimento da cabeça de guerra. A Tabela 4.6 apresenta os dados deste segmento do míssil conceitual.

$$\begin{aligned} dens_{TNT} &= \frac{m_{TNT}}{Vol_{TNT}} \\ Vol_{TNT} &= \frac{\pi \cdot D_m^2 \cdot L_{TNT}}{4} \end{aligned} \quad (4.4)$$

Onde $dens_{TNT}$ é a densidade de TNT de 1,65 g/cm³, m_{TNT} , L_{TNT} e Vol_{TNT} é a massa, comprimento e volume de TNT respectivamente.

Tabela 4.6: Dados para cabeça de guerra do míssil conceitual.

Parâmetro	Valor
Diâmetro (mm)	180
Comprimento (mm)	476,3
Massa (kg)	20

4.2.4. Propulsão

Através da taxa de regressão média encontrada de 1,19 mm/s e com o tempo de operação, estima-se o diâmetro de referência do míssil. Com um tempo de operação de 50 segundos, voando a uma velocidade de 2,5 Mach a uma altitude aproximada de 10 Km obtiveram-se os seguintes valores para o motor (Tabela 4.7)

Tabela 4.7: Dados do Motor Estatorreator

Parâmetro	Valor
Temperatura de estagnação (K)	514,6
Pressão de estagnação (bar)	5,12
Diâmetro máximo do motor (mm)	180
Diâmetro inicial do combustível	56

⁷ TNT é a sigla para Trinitrotolueno, que é um explosivo. Possui coloração amarela pálida e sofre fusão a 81°C.

Fator h/D_g (adimensional)	0,2
Comprimento degrau ancoragem (mm)	11,5
Razão combustível / ar O/F (adimensional)	14,85
Massa de combustível (kg)	6,12
Fluxo mássico de ar (kg/s)	0,830
Fluxo mássico de combustível (kg/s)	0,055
Densidade da parafina (g/cm³)	0,9
Densidade do ar a 30000 ft (kg/m³)	0,458
Comprimento do motor (mm)	297
Diâmetro do ancorador de chama (mm)	33
Diâmetro do orifício de exaustão (mm)	51
Razão área da porta de combustão e área da tubeira (adimensional)	1,16
Razão calores específicos ar (adimensional)	1,4

Os valores de desempenho do estatorreator foram estimados (Impulso específico, Empuxo, Coeficiente de Empuxo etc) através do programa RPA (*Rocket Propulsion Analysis*) com base na altitude e velocidade de voo, conforme mostra a Tabela 4.8 empregando o par propelente ar-parafina.

Tabela 4.8: Dados de desempenho do estatorreator.

Parâmetro	Valor
Impulso específico⁸ (s)	161
Coeficiente de Empuxo (adimensional)	1,31
Empuxo (N)	1390

4.2.5. Motor de Aceleração

O dimensionamento do motor de aceleração (*booster*) foi feito com auxílio do programa RPA. Considerou-se um motor foguete sólido com propelente a base de *perclorato de amônia e polibutadieno*, típicos para esse tipo de motor. O objetivo do *booster* é fazer com que o míssil saia de uma condição de voo subsônica a uma condição supersônica quer permita a operação eficiente do estatorreator. Outra vantagem de emprego de um *booster* integrado reside na possibilidade do volume do mesmo, após a queima do combustível sólido, tornar-se uma pós-câmara de combustão do estatorreator. No caso da parafina, a pós-câmara de

⁸ Considerado Impulso específico na condição ótima

combustão é essencial para aumentar o tempo de residência dos gases (parafina e ar) no interior do motor, completando o processo de combustão.

Considerando o valor ~ 1326 N de força de arrasto, calcula-se, pelo RPA, os parâmetros geométricos do *booster* juntamente com a tubeira e a massa requerida através do fluxo mássico projetado. O tempo para o *booster* levar o míssil de uma velocidade de 0,8 a 2,5 M foi estimado em menos de seis segundos de operação. Os dados são apresentados a seguir na Tabela 4.9. O estatorreator com *booster* integrado tem a configuração apresentada na Figura 4.7.

Tabela 4.9: Dados para o *booster* com *perclorato de amônia e polibutadieno*.

Parâmetro	Valor
Impulso específico ⁹ (s)	131
Coefficiente de Empuxo (adimensional)	1,28
Velocidade de saída na tubeira (m/s)	1458
Empuxo (N)	1389
Comprimento booster (mm)	212
Diâmetro da garganta da tubeira (mm)	52
Diâmetro da saída da tubeira (mm)	180
Comprimento da tubeira (mm)	103
Fluxo mássico (kg/s)	1,08
Massa de combustível para queima em 6s (kg).	6,48

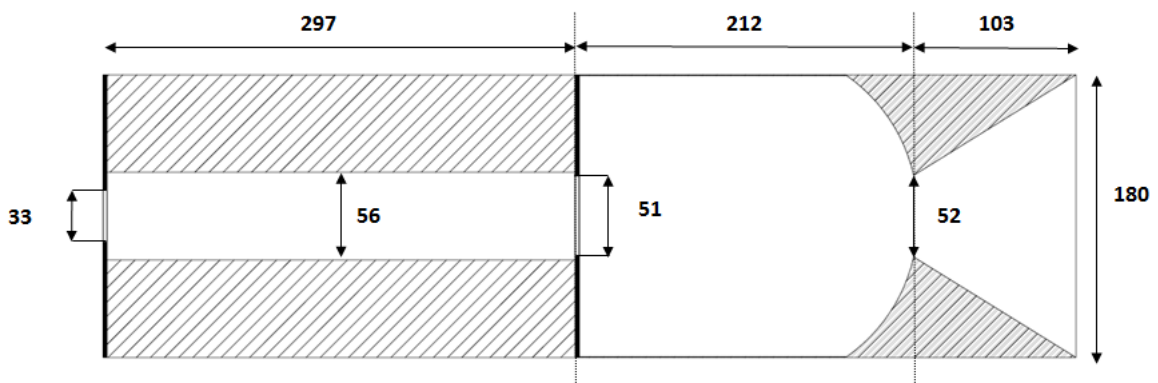


Figura 4.8: Propulsor do míssil projetado (dimensões estão em mm)

⁹ Considerado Impulso específico na condição ótima

4.2.6. Aerodinâmica e cálculo força de arrasto

Os dados aerodinâmicos como coeficiente de arrasto parasita, coeficiente da força normal e relação sustentação e arrasto incluem valores geométricos do corpo do míssil e referentes a superfície da cauda. Como há pouca referência para valores geométricos das superfícies asa/cauda, avaliaram-se os mísseis da Tabela 4.10, com base no estudo de estimativa de projeto de míssil tático de Nowell (1992). A Tabela 4.11 apresenta os dados empregados para a superfície da cauda.

Tabela 4.10: Dados referentes a controle cauda de mísseis ar-ar.

Míssil	Peso Asa/Cauda (kg)	Razão de afilamento (Tape Ratio)	Razão de aspecto	Ângulo de enflechamento (Graus)
AMRAAM	1,23	0,27	2,26	55
SPARROW III	4,49	0,19	2,5	55
PHOENIX	4,54	0	0,56	84
STINGER	3,21	0,12	2,01	55
SIDE WINDER	2,56	0,63	2,07	45

Tabela 4.11: Dados usados para superfície da cauda.

Dados da superfície de controle cauda	
Massa da superfície de controle (cauda)	2,7
Máximo ângulo de ataque da superfície de cauda (graus)	55
Ângulo total da seção do bordo de ataque	9,1
Razão de aspecto (adimensional)	2
Razão de afilamento (<i>Tape ratio</i>)	0,12
Envergadura da superfície exposta asa/cauda (mm)	438

Os dados geométricos citados e os cálculos realizados estão na Tabela 4.12. O programa desenvolvido para se calcular o arrasto do veículo, com auxílio do código EES, estão em anexo. Assume como arrasto produzido pela entrada de ar, cerca de 3%, que deve ser adicionado ao arrasto total calculado.

Tabela 4.12: Dados aerodinâmicos para cálculo do arrasto

Parâmetro	Valor
Coefficiente de arrasto (adimensional)	0,39
Coefficiente de arrasto corpo (adimensional)	0,31
Coefficiente de arrasto corpo fricção (adimensional)	0,06
Coefficiente de arrasto corpo onda (adimensional)	0,15
Coefficiente de arrasto corpo <i>coast</i> (adimensional)	0,1
Coefficiente de arrasto cauda (adimensional)	0,03
Coefficiente de arrasto cauda onda (adimensional)	0,002
Coefficiente da força normal (adimensional)	2,41
Coefficiente da força normal corpo (adimensional)	1,05
Coefficiente da força normal cauda (adimensional)	1,35
Relação sustentação/arrasto (adimensional)	3,05
Centro aerodinâmico do míssil (mm)	1501
Presença de Boottail	Não
Tipo de controle	Cauda
Perfil da cauda	Cruciforme
Entrada de ar	Estilo Chin
Corda aerodinâmica cauda (mm)	264
Envergadura da superfície exposta (mm)	438

4.2.6.1. Míssil projetado

Após as avaliações do projeto conceitual do míssil, verifica se o mesmo atende as condições de operação proposta de acordo com processo iterativo mostrado abaixo.

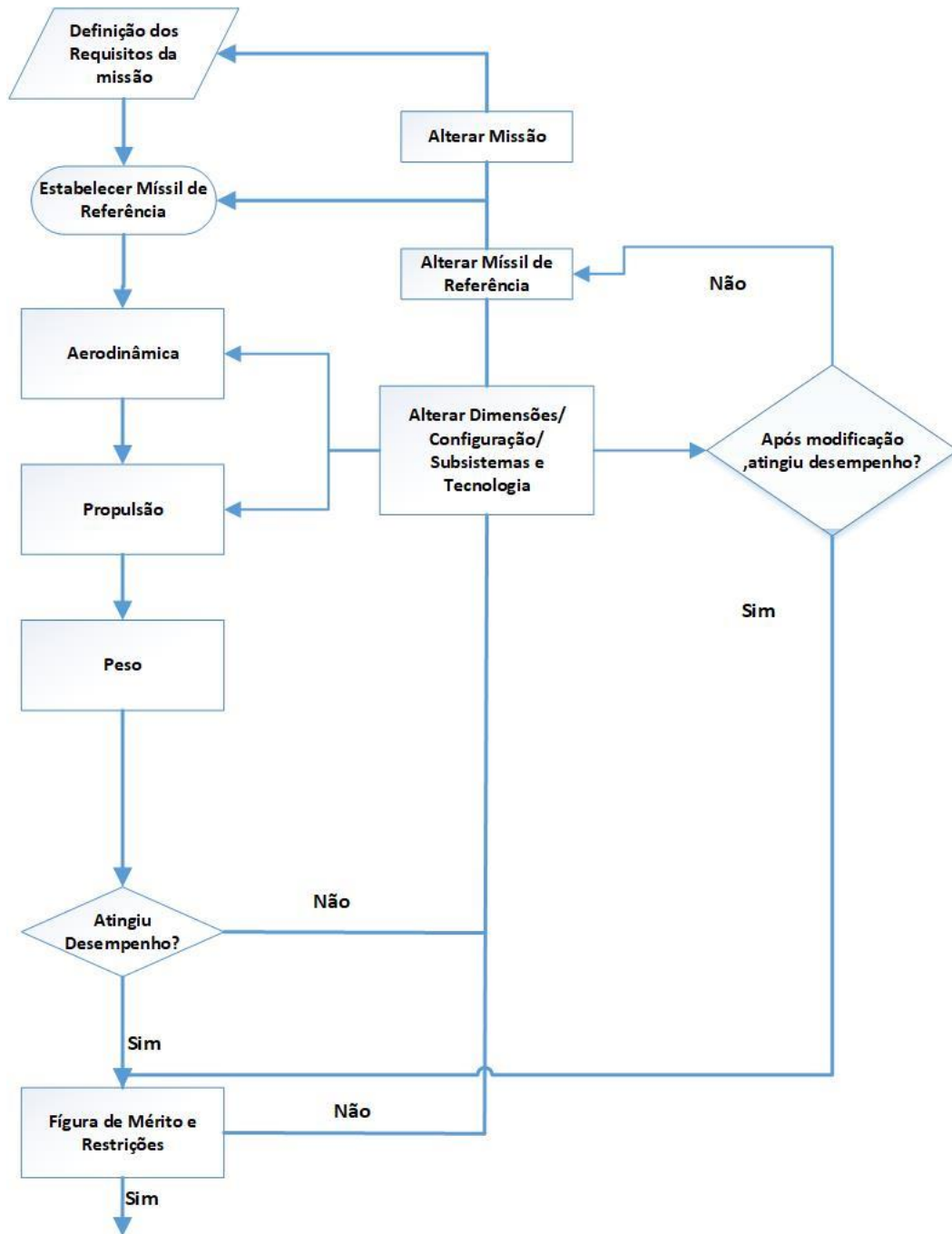


Figura 4.9 Processo iterativo modificado pelo autor

O projeto conceitual do sistema propulsivo foi reavaliado para acomodar os valores de G_{ox} em que o míssil efetivamente operaria. Os valores de G_{ox} do míssil de referência ficaram fora da região de validade da equação da taxa de regressão proposta. Assim, optou-se “alterar a missão” de forma que o motor projetado para o míssil opere no envelope de fluxo mássico compatível com os ensaios. Assim, modificou-se o míssil de referência, fazendo com que seus subsistemas principais fossem recalculados em função do novo diâmetro de referência. O míssil recalculado apresenta a configuração apresentada na Tabela 4.13 e na Figura 4.10.

Tabela 4.13: Míssil projetado na configuração final.

Parâmetro	Valor
Requisitos	
Altitude (Km)	12
Velocidade Mach	2,5
Alcance (km)	Até 30 km
Tempo de operação (s)	25
Características principais	
Massa Total (kg)	77,66
Diâmetro (mm)	270
Comprimento Total (mm)	1984
Sistema de Guiamento	
Diâmetro (mm)	270
Comprimento (mm)	1066
Peso (kg)	35,9
Cabeça de Guerra	
Comprimento (mm)	211,7
Massa (kg)	20
Motor	
Temperatura de estagnação (K)	487,5
Pressão de estagnação (bar)	3,07
Diâmetro máximo do motor (mm)	270
Diâmetro inicial do combustível (mm)	76
Fator h/D_g (adimensional)	0,2
Altura degrau ancoragem (mm)	15,2
Razão combustível / ar O/F (adimensional)	14,85
Massa de combustível (kg)	13,35
Fluxo mássico de ar (kg/s)	1,01
Fluxo mássico de combustível (kg/s)	0,06
Densidade da parafina (g/cm^3)	0,9
Densidade do ar a 12 km (kg/m^3)	0,31
Comprimento do motor (mm)	281
Diâmetro do ancorador de chama (mm)	46
Diâmetro do orifício de exaustão (mm)	72
Razão área da porta de combustão e área da tubeira (adimensional)	1,14
Razão calores específicos ar (adimensional)	1,4
Motor aceleração	
Empuxo (N)	1800
Comprimento booster (mm)	312
Diâmetro da garganta da tubeira (mm)	77
Diâmetro da saída da tubeira (mm)	270
Comprimento da tubeira (mm)	113
Fluxo mássico (kg/s)	1,4
Massa de combustível para queima em 6s (kg).	8,4

Tabela 4. 14 –Dados aerodinâmicos do míssil projetado

Parâmetro	Valor
Coefficiente de arrasto (adimensional)	0,35
Coefficiente de arrasto corpo (adimensional)	0,29
Coefficiente de arrasto corpo fricção (adimensional)	0,04
Coefficiente de arrasto corpo onda (adimensional)	0,15
Coefficiente de arrasto corpo <i>coast</i> (adimensional)	0,1
Coefficiente de arrasto cauda (adimensional)	0,03
Coefficiente de arrasto cauda onda (adimensional)	0,002
Coefficiente da força normal (adimensional)	1,38
Coefficiente da força normal corpo (adimensional)	0,78
Coefficiente da força normal cauda (adimensional)	0,60
Relação sustentação/arrasto (adimensional)	2,4
Centro aerodinâmico do míssil (mm)	1051
Presença de Boottail	Não
Tipo de controle	Cauda
Perfil da cauda	Cruciforme
Entrada de ar	Estilo Chin
Corda aerodinâmica cauda (mm)	264
Envergadura da superfície exposta (mm)	438
Força de arrasto (N)	1675

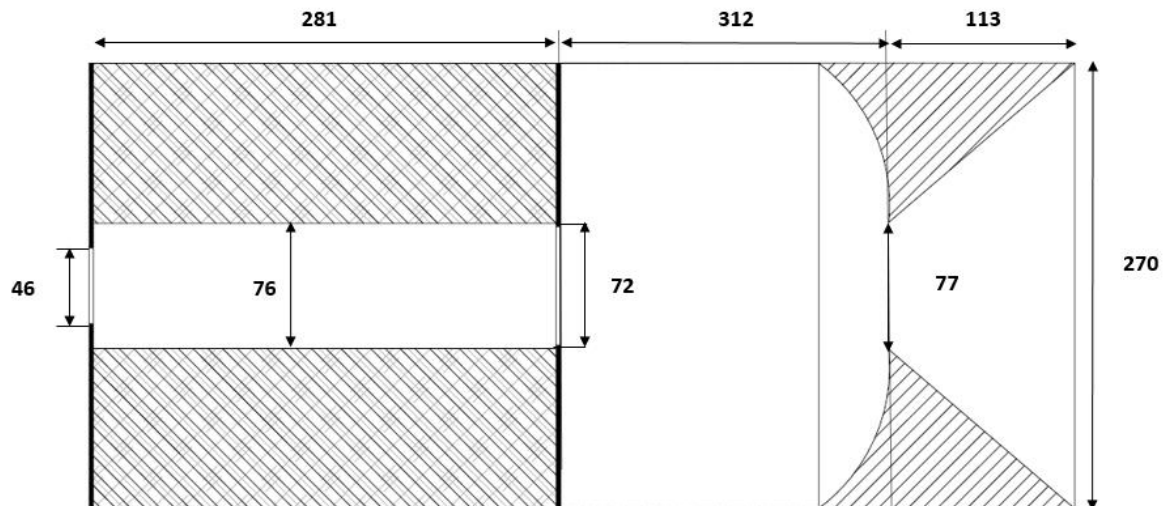


Figura 4.10 Motor projetado na configuração final

5. CONCLUSÕES E SUGESTÕES

O presente estudo teve como objetivo desenvolver uma metodologia de projeto para mísseis táticos com base em estatorreatores a combustível sólido. Para tal, foi utilizado a parafina como combustível, sendo necessário projetar, construir e operar uma bancada para testes com esse tipo de motor. Foi realizado um conjunto de ensaios que permitiu determinar os parâmetros a e n na equação da lei da taxa de regressão operando com ar viciado e parafina.

O par propelente parafina e ar apresentou alta taxa de regressão, parecendo ser promissora como combustível sólido. A equação proposta é, $\bar{r} = 0,611 G_{ox}^{0,340}$ e a partir dela foi possível projetar um míssil ar-ar movido por um estatorreator a combustível sólido.

O projeto conceitual do míssil tático foi outro desafio, devido ao grau de ineditismo pelo uso de parafina no estatorreator. Com base no projeto conceitual do estatorreator a base de parafina foi possível projetar um míssil ar-ar, cuja configuração é coerente com outros mísseis da mesma categoria em operação. As características principais do míssil ar-ar projetado foram; massa de aproximadamente 80 kg, comprimento de 1,98 metros e 270 mm de diâmetro, capaz de ser lançado de uma aeronave.

Diante desse cenário, listam-se sugestões para trabalhos futuros:

1. Medidas de empuxo;
2. Estudo de injetores de ar com gerador de vórtices (swirling flow);
3. Estudo da performance do motor (Aumento da pós câmara, bocais otimizados);
4. Estudo da influência da temperatura na equação da taxa de regressão.
5. Aperfeiçoamento da metodologia de projeto conceitual de míssil tático;
6. Teste real de um estatorreator a combustível sólido com parafina.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ADIRIM, H. et al. Overview of Suborbital Human Transportation Concept ALPHA. In: 7th Aerothermodynamics Symposium, Brugge, Belgium. 2011. p. 9-12.

ANDRIANOV, Artem et al. Concept and design of the hybrid test-motor for development of a propulsive decelerator of SARA reentry capsule. In: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2015. p. 3941.

BERTOLDI, A. E. M., 2007. Experimental Evaluation of the Paraffin – Nitrous Oxide Based Hybrid Engines (In Portuguese). Master Dissertation, Mechanical Engineering Department, University of Brasilia, DF, Brazil, 115p.

BILLIG, Frederick S. Tactical missile design concepts. Johns Hopkins APL Technical Digest, v. 4, p. 139–154, 1983.

BILLIG, F. S. Ramjet and Ramrocket Propulsion Systems for Missiles. AGARD PEP lectures Series, v. 136, 1984.

BOUGHABA, K. et al. Regression rate study in a small Hybrid Rocket Engine using N₂O/paraffin propellant. In: 9th National Congress on Theoretical and Applied Mechanics. Anais... Brussels, Belgium. 2012.

CÁS, Pedro Luiz Kaled Da et al. An optimized hybrid rocket motor for the SARA platform reentry system. Journal of Aerospace Technology and Management, v. 4, n. 3, p. 317-330, 2012.

CHIN, Sheung Sher. Missile configuration design. McGraw-Hill, 1961.

COHEN-ZUR, Abraham; NATAN, Benveniste. Experimental investigation of a supersonic combustion solid fuel ramjet. Journal of Propulsion and Power, v. 14, n. 6, p. 880-889, 1998.

COUTO, H. S.; CARVALHO, J. A.; BASTOS-NETTO, D. Theoretical formulation for Sauter mean diameter of pressure-swirl atomizers. Journal of Propulsion and power, v. 13, n. 5, p. 691-696, 1997.

DE MATTOS, CASSIANA SANTOS; VAREJÃO, TATIANA OLIVEIRA. USINAGEM DA LIGA DE INCONEL 625 PARA A INDÚSTRIA DE PETRÓLEO DO ESTADO DO ESPÍRITO SANTO.

DOS SANTOS, Lillian Maria Cozac et al. REGRESSION RATE STUDIES OF A PARAFFIN-BASED HYBRID ROCKET. 2005.

EINAV, Omry et al. Development of a lab-scale system for hybrid rocket motor testing. In: 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2009. p. 4888.

EL-SAYED, Ahmed F. Aircraft propulsion and gas turbine engines. CRC Press, 2008.

- EL-SAYED, Ahmed F. Fundamentals of aircraft and rocket propulsion. Springer, 2016.
- FLEEMAN, Eugene L. Tactical missile design. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- FRITS, Andrew P.; FLEEMAN, Eugene L.; MAVRIS, Dimitri N. Use of a Conceptual Sizing Tool for Conceptual Design of Tactical Missiles (U). 2002.
- FRUGE, Keith J. Design and testing of a caseless solid-fuel integral-rocket Ramjet engine for use in small tactical missiles. 1991. Tese de Doutorado. Monterey, California. Naval Postgraduate School.
- GIFFEN, E.; MURASZEW, A. The atomization of liquid fuels 1953. Google Scholar.
- GOUVÊA, L.H., 2007. Analysis of the Hybrid Motor Performance Using Paraffin and Hydrogen Peroxide as Propellant (In Portuguese). Masters Dissertation, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, SP, Brazil, 138p.
- HILL, Philip G.; PETERSON, Carl R. Mechanics and thermodynamics of propulsion. Reading, MA, Addison-Wesley Publishing Co., 1992, 764 p., 1992.
- KARABEYOGLU, M.; CANTWELL, Brian; ALTMAN, David. Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels. In: 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. 2001. p. 4503.
- KARABEYOGLU, Arif et al. Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels. In: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 2003. p. 1162.
- KARABEYOGLU, Arif et al. Scale-up tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels. Journal of Propulsion and Power, v. 20, n. 6, p. 1037-1045, 2004.
- KARABEYOGLU, Arif et al. Modeling of hybrid rocket low frequency instabilities. Journal of propulsion and power, v. 21, n. 6, p. 1107-1116, 2005.
- KRISHNAN, S.; GEORGE, Philmon. Solid fuel Ramjet combustor design. Progress in aerospace sciences, v. 34, n. 3-4, p. 219-256, 1998.
- LACAVAL, Pedro Teixeira; BASTOS-NETTO, Demétrio; PIMENTA, Amílcar Porto. Design procedure and experimental evaluation of pressure-swirl atomizers. In: 24th International Congress of the Aeronautical Sciences. 2004.
- LEE, Tsong-Sheng; TSAI, Hsin-Luen. Fuel regression rate in a paraffin-HTPB nitrous oxide hybrid rocket. Fuel, v. 24, p. 27, 2009.
- LEVY, Yeshayahou; GANY, Alon; ZVULONI, Roni. Investigation of a small solid fuel Ramjet combustor. Journal of propulsion and power, v. 5, n. 3, p. 269-275, 1989.
- LI, Xintian et al. Experimental investigation of fuel regression rate in a HTPB based lab-scale hybrid rocket motor. Acta Astronautica, v. 105, n. 1, p. 95-100, 2014..

MADY, C. J.; HICKEY, P. J.; NETZER, D. W. Combustion behavior of solid-fuel ramjets. *Journal of Spacecraft and Rockets*, v. 15, n. 3, p. 131-132, 1978.

MOURA, Gabriela Silva; FERREIRA, José Gobbo. Performance of a Ramjet Using Polybutadiene as Solid Fuel. In: 19th International Congress of Mechanical Engineering. Brasilia, Brazil: Brazilian Assoc. of Engineering and Mechanical Sciences, 2007. p. 2007-0414.

MATTINGLY, Jack D.; BOYER, Keith M.; VON OHAIN, Hans. Elements of propulsion: gas turbines and rockets. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.

NIELSEN, Jack N. Missile aerodynamics. 1988.

NOWELL JR, John B. Missile total and subsection weight and size estimation equations. 1992. Tese de Doutorado. Monterey, California. Naval Postgraduate School.

REDMON, Danny Ray. Tactical missile conceptual design. 1980. Tese de Doutorado. Monterey, California. Naval Postgraduate School.

SEYER, W. F.; INOUE, Kuramitsu. Paraffin Wax Tensile Strength and Density at Various Temperatures. *Industrial & Engineering Chemistry*, v. 27, n. 5, p. 567-570, 1935.

SHYNKARENKO, Maxima, K. Sousa ,2017. “Development Of A Measurement System Of Temperature And Pressure In The Combustion Chamber Of A Torchignition System laboratory of the university of brasilia”.

SHYNKARENKO, O., Bertoldi, A., 2014. Preliminary Research of the Hybrid Motor Properties for the Reentry Platform. *Journal of Problems of High-Temperature Engineering*, Vol. 1: 156-164.

SHYNKARENKO, Olexiy; ANDRIANOV, Artem; ELIAS DE MORAIS BERTOLDI, Artur. Low-thrust hybrid motor efficiency research for design optimization purposes. In: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. 2015. p. 3938..

SCHULTE, G. Fuel regression and flame stabilization studies of solid-fuel ramjets. *Journal of Propulsion and Power*, v. 2, n. 4, p. 301-304, 1986.

SCHULTE, G.; PEIN, R. Regression rate study for a solid fuel ramjet. In: ICAS, Congress, 15 th, London, England. 1986. p. 1331-1336.

SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. Rocket propulsion elements. John Wiley & Sons, 2016.

TAKASHI, Tamura; YUASA, Saburo; YAMAMOTO, Kengo. Effects of swirling oxidizer flow on fuel regression rate of hybrid rockets. In: 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. 1999. p. 2323.

VERAS, Carlos Alberto Gurgel et al. Thrust Modulation of a Paraffin Based Hybrid Rocket Motor. In: 13th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering. 2010.

ZILLIAC, Gregory; KARABEYOGLU, M. Hybrid rocket fuel regression rate data and modeling.
In: 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 2006. p. 4504..

ANEXOS

A- CÓDIGO EES

"1-BANCADA – POTENCIA, METANO E OXIGÊNIO , ESTIMATIVA"

"{Input date }"

T1=converttemp(C;K;25) " Temperatura do ar ambiente"
T2= 3200 [K] "Temperatura para combustão do metano com oxigênio calculada pelo RPA"
T3=converttemp(C;K;350)

P1=5*convert(bar;KPa) "Pressão do ar comprimido e de entrada no motor"

#####

"2-Potência estimada para bancada"

"2- Fluxo mássico teórico "

$(\Delta P_{tanque} \cdot V_{tanque}) / t_{total} = m_a \cdot R \cdot T1$

T_ar= converttemp(C;K;24)
 $\Delta P_{tanque} = 1,1 \cdot \text{convert}(\text{bar};\text{KPa})$
 $V_{tanque} = (2 \cdot 265) \text{ [L]} \cdot \text{convert}(\text{L};\text{m}^3)$
R=0,287 [KJ/Kg*K]
t_total=10 [s]

#####

"2- Cálculo da massa de Metano"

$h_{pc} = (y_{CO2} \cdot h_{CO2} + y_{H2O} \cdot h_{H2O})$ "entalpia de combustão "

CO2= 44 [Kg/Kmol] " {Molar Mass}"
H2O= 18,02 [Kg/Kmol] " {Molar Mass}"

$y_{CO2} = CO2 / (CO2 + 2 \cdot H2O)$ "Fração de CO2"

$y_{CO2} + y_{H2O} = 1$

$h_{CO2} = \text{enthalpy}(CO2; T=T2) \cdot (-1)$ " Entalpia de CO2"
 $h_{H2O} = \text{enthalpy}(H2O; T=T2) \cdot (-1)$ " Entalpia de H2O"

"Primeira Lei"

$m_a \cdot h_{ar} + m_{pc} \cdot h_{pc} = (m_a + m_{pc}) \cdot h_{ar2}$

$h_{ar} = \text{enthalpy}(\text{Air}_{ha}; T=T1; P=P1)$ "Entalpia ar inicial"
 $h_{ar2} = \text{enthalpy}(\text{Air}_{ha}; T=T3; P=P1)$ " Entalpia ar final "

```
{m_a=0,082 [Kg/s]}
m_ar=m_a+m_pc
"#####"
```

"1.1-TESTES REALIZADOS, MEDIÇÃO TAXA DE REGRESSÃO PARAFINA-AR "

```
{Input data}
```

```
"#####"
```

```
"Taxa de regressão"
```

```
d_i=lookup('dados';TableRun#;'d_i')
d_fmed=lookup('dados';TableRun#;'d_fmed')
L_g=lookup('dados';TableRun#;'L_g')
m_i=lookup('dados';TableRun#;'m_i')
m_final=lookup('dados';TableRun#;'m_final')
t_b=lookup('dados';TableRun#;'t_b')
t_total=lookup('dados';TableRun#;'t_total')
P_tanque=lookup('dados';TableRun#;'P_tanque')
delta_Ptanque=lookup('dados';TableRun#;'delta_Ptanque')
rho_f=0,9 [g/cm^3]*convert(g/cm^3;g/mm^3)
m_O2 = 5,06 [g/s]*convert (g/s;Kg/s)
m_CH4=0,95 [g/s] *convert (g/s;Kg/s)
```

```
d_f=((d_i^2+ (4*delta_mb)/(pi#*rho_f*L_g))^(1/2))          " Diâmetro final "
```

```
delta_mb=m_i-m_final                                     " Variação Mássica antes e após a queima da  
parafina"
```

```
r_dot=(d_f-d_i)/(2*t_b)                                  "Taxa de regresão em mm/s"
```

```
m_dot_a=m_O2 + m_CH4+m_dot_ar
```

```
"#####"
```

```
"1- Fluxo mássico teórico "
```

```
(delta_Ptanquec*V_tanque)/t_total=m_dot_ar*R*T_ar
```

```
T_ar= converttemp(C;K;25)
delta_Ptanquec=delta_Ptanque * convert (psi;Pa)
V_tanque= (2*265) [L] * convert (L;m^3)
P_tanquebar=P_tanque*convert(psi;bar)
R=287 [J/Kg*K]
```

```
"#####"
```

```
"3-Cálculo do Fluxo médio com base na literatura "
```

```
G_ox =(m_dot_a/A_g ) *convert (Kg/(mm^2*s); g/(cm^2*s))    "Fluxo de massa médio do  
oxidante"
```

```
A_g= (pi#*d_i^2)/4
```

```
" Fluxo de combustível "
```

```
f=m_dot_a/m_dot_fuel
```

```
m_dot_fuel= (delta_mb/t_b) * convert(g/s;Kg/s)
```

```
"#####"
```

" Razão Área do grão e Área da tubeira"

$$E_1 = A_g / A_t$$
$$A_t = (\pi \cdot d_t^2) / 4$$

$$d_t = 15$$

{Cálculo do fator da zona de recirculação }

$$h/d_i = \text{fator}$$

$$d_i = 2 \cdot h + d_{fh}$$

$$d_{fh} = 20 \text{ [mm]}$$

"2-MISSIL PROJETADO "

{Sistema de Guiamento}

$$GClenP_{ft} = 0,270 \cdot GCWTP^{0,585}$$

$$GCWTP_{Kg} = GCWTP \cdot \text{convert}(\text{lbm}; \text{Kg})$$
$$GClenP_{ft} = 3,5 \text{ [ft]}$$
$$GClenP_{mm} = GClenP_{ft} \cdot \text{convert}(\text{ft}; \text{mm})$$

{TNT- Cabeça de Guerra}

$$\text{dens} = 1,65 \text{ [g/cm}^3\text{]} \cdot \text{convert}(\text{g/cm}^3; \text{Kg/mm}^3)$$

$$m_{TNT} = 20 \text{ [Kg]}$$
$$\text{dens} = m_{TNT} / \text{Vol}_{TNT}$$

$$\text{Vol}_{TNT} = (\pi \cdot D_m^2 \cdot L_{TNT}) / 4$$

"Ramjet"
{M=2,5
3-Tempo de operação - 50 [s]}

$$M = 2,5 \quad (757,92 \text{ m/s})$$
$$t_b = 50 \text{ [s]}$$

$$\text{Alcance} = M \cdot v_s \cdot t_b$$
$$v_s = 303,17 \text{ [m/s]} \quad \text{"Velocidade do som a 30000 ft"}$$

{1- Pressão e Temperatura de Estagnação}

$$T_0 = T_a \cdot ((1 + (k-1)/2 \cdot M^2))$$
$$P_0 = P_a \cdot (1 + (1/2) \cdot ((k-1) \cdot M^2))^{k/(k-1)}$$
$$k = 1,4$$
$$T_a = 228,71 \text{ [K]}$$

"Temperatura de estagnação"
"Pressão de estagnação"

$P_a = 0,3$ [bar]

$D_m = 180$ [mm]

"Diametro estimado para operar em 50 segundos"

$D_g = 56$ [mm]

$A_{ref} = \pi \cdot D_m^2 / 4$

$A_e = A_{ref}$
seção transversal"

"considerando que a área de exaustão é aproximada a área da

$A_g = \pi \cdot D_g^2 / 4$

$D_{g2} = D_g + 2 \cdot r_{dot} \cdot t_b$

$r_{dot} = 1,19$ [mm/s]

{Flameholder }

fator = 0,2

"Fator médio dos testes"

$D_g = D_d + 2 \cdot h$

$h / D_g = \text{fator}$

$f = 14,85$

" Razão combustível ar estequiométrico"

$m_{fuel} = \pi / 4 \cdot (D_m^2 - D_g^2) \cdot L_g \cdot \rho_f$

" Massa de Combustível"

$f = m_{dot_a} / m_{dot_{fuel}}$

$m_{dot} = m_{dot_a} + m_{dot_{fuel}}$

"Fluxo mássico total"

$L_g = m_{dot_{fuel}} / (\pi \cdot D_g \cdot r_{dot} \cdot \rho_f)$

$\rho_f = 0,9$ [g/cm³] * convert(g/cm³;Kg/mm³)

$I_s = F_R / (m_{dot} \cdot g)$

$F_R = 1400$ [N]

$I_s = 161$ [s]

$A_{ch} = \pi \cdot ID_{ch}^2 / 4$

" Area da camara"

$ID_{ch} = D_m$

{#####}

"Tubeira RPA"

$E_c = A_{ch} / A_t$

$E_e = A_e / A_t$

$E_g = A_g / A_t$

$A_t = \pi \cdot D_t^2 / 4$

$D_t = 52$ [mm]

{Comprimento total}

$L_n = 103$ [mm]

$L_b = 212$ [mm]

$$L_p = G_{ClenP_mm} + L_{TNT} + L_g + L_b + L_n$$

{#####}
"Range estimado "

$$R = v_s * l_s * RL_D * \ln(W_i / W_f)$$

$$v_f = M * v_s$$

RL_D=3,05
W_i=79, 88 [Kg]
W_f= 67,4 [Kg]

"3-PROJETO AERODINÂMICO MÍSSIL "

"#####"
{1- Missil de referência}

{Dados do míssil}

L_p=2155 [mm]*convert (mm;m)
D_ref=180 [mm] *convert (mm;m)
A_ref=pi# *D_ref^2/4
M=2,5
A_e=A_ref "considerndo que a área de exaustão é aproximada a área da seção transversal"

"l_n/D_ref = 2" " Nariz fino moderado "
"#####"
{2- Aerodinâmica }

{2.1 Arrasto }

" Força de arrasto "

$$F_D = (C_{Dc} * q * A_{ref})$$

" Calculo do C_D "

" 2.1.1 Coeficiente de Arrasto total do míssil "

$$C_D = C_{Dcorpo} + C_{Dcauda}$$

$$C_{Dc} = C_D * 0,15 + C_D$$

"a) Arrasto do corpo "

$$C_{Dcorpo} = C_{Dco} + C_{Dbcoast} + C_{Dcorpofric}$$

$$C_{Dco} = 0,15$$

$$C_{Dbcoast} = (0,25/M)$$

$$C_{Dcorpofric} = (0,053) * (L_p / D_{ref}) * (M / (q * L_p))^{0,2}$$

$$q = (\rho_{ar} * (M * v_s)^2) / 2$$

rho_ar=density(Air_ha;T=228,71 [K];P=30090 [Pa])
v_s=303,17 [m/s]

" b) Arrasto da cauda "

"Onde"

- i. Ângulo total da seção do bordo de ataque, δ_{Le} ;
 - ii. Comprimento da corda aerodinâmica média, c_{mac} ;
 - iii. Ângulo de enflechamento do bordo de ataque, A_{Le} ;
 - iv. Espessura máxima da corda aerodinâmica media, t_{mac} ;
 - v. Envergadura da superfície exposta, b ;
 - vi. Área planiforme de superfície exposta, A_{ex} ;
 - vii. Razão de aspecto da superfície exposta, $R_{ex} = b^2/A_{ref}$ "
- " Trapézio "

{Aspectos geométricos cauda}

$$TR = c_t/c_r$$
$$c_{mac} = ((2/3) * c_r * (1 + TR + TR^2)) / (1 + TR)$$
$$AR = ((2 * h) / ((1 + TR) * c_r))$$
$$TR = 0,12$$
$$AR = 2$$

$$\delta_{Le} = 9,1 \text{ [Degrees]}$$
$$A_{Le} = 55 \text{ [Degrees]}$$
$$t_{mac} = 0,04 * c_{mac}$$
$$n_{cauda} = 2$$
$$h = 438 \text{ [mm]} * \text{convert (mm;m)}$$
$$A_{ex} = h^2 / AR$$
$$k = 1,4$$
$$M_{Ale} = M$$
$$x = \sin(\delta_{Le})$$
$$y = \cos(A_{Le})$$

$$C_{Dcauda} = C_{Dcaudaonda} + C_{Dcaudafricção}$$

$$C_{Dcaudafricção} = n_{cauda} * ((0,01333 * ((M / (q * c_{mac}))^0,2) * ((2 * A_{ex}) / A_{ref})))$$

$$C_{Dcaudaonda} = n_{cauda} * (2 / (k * M_{Ale}^2)) * (((((k+1) * M_{Ale}^2) / 2)^{k / (k-1)})) * ((k+1) / (2 * k * M_{Ale}^2 - (k-1)))^{1 / (k-1)}) * (x^2 * y * t_{mac} * (h / A_{ex}))$$

#####

"2-2 Coeficiente da Força Normal "

$$\phi = 0$$
$$\alpha = 10$$
$$\beta = 10$$

$$\text{"a) } C_N = C_{Ncorpo} + C_{Ncauda}$$

$$\text{"b) } C_{Ncorpo} = (\cos(\phi))^2 + \sin(\phi)^2 * (\sin(2 * \alpha) * \cos(\alpha/2) + 2 * (L_p / D_{ref}) * \sin(\alpha)^2)$$

{Teoria a ser aplicada em função do valor de Mach }

$$M_{teo}^2 = 1 + (8 / (\pi * AR))^2 \text{ "teoria de asa linear e a teoria de impacto newtoniana "}$$

$$\text{"c) } C_{Ncauda} = ((4 * \sin(\beta) * \cos(\beta)) / (M^2 - 1)^{1/2} + 2 * \sin(\beta)^2) * (A_{ex} / A_{ref})$$

"2-2-1 Relação sustentação arrasto $L/D = C_L/C_D$ "

$$RL_D = (C_N \cdot \cos(\alpha) - C_D \cdot \sin(\alpha)) / (C_N \cdot \sin(\alpha) + C_D \cdot \cos(\alpha))$$

"#####"

" 2-3 Corda aerodinâmica média"

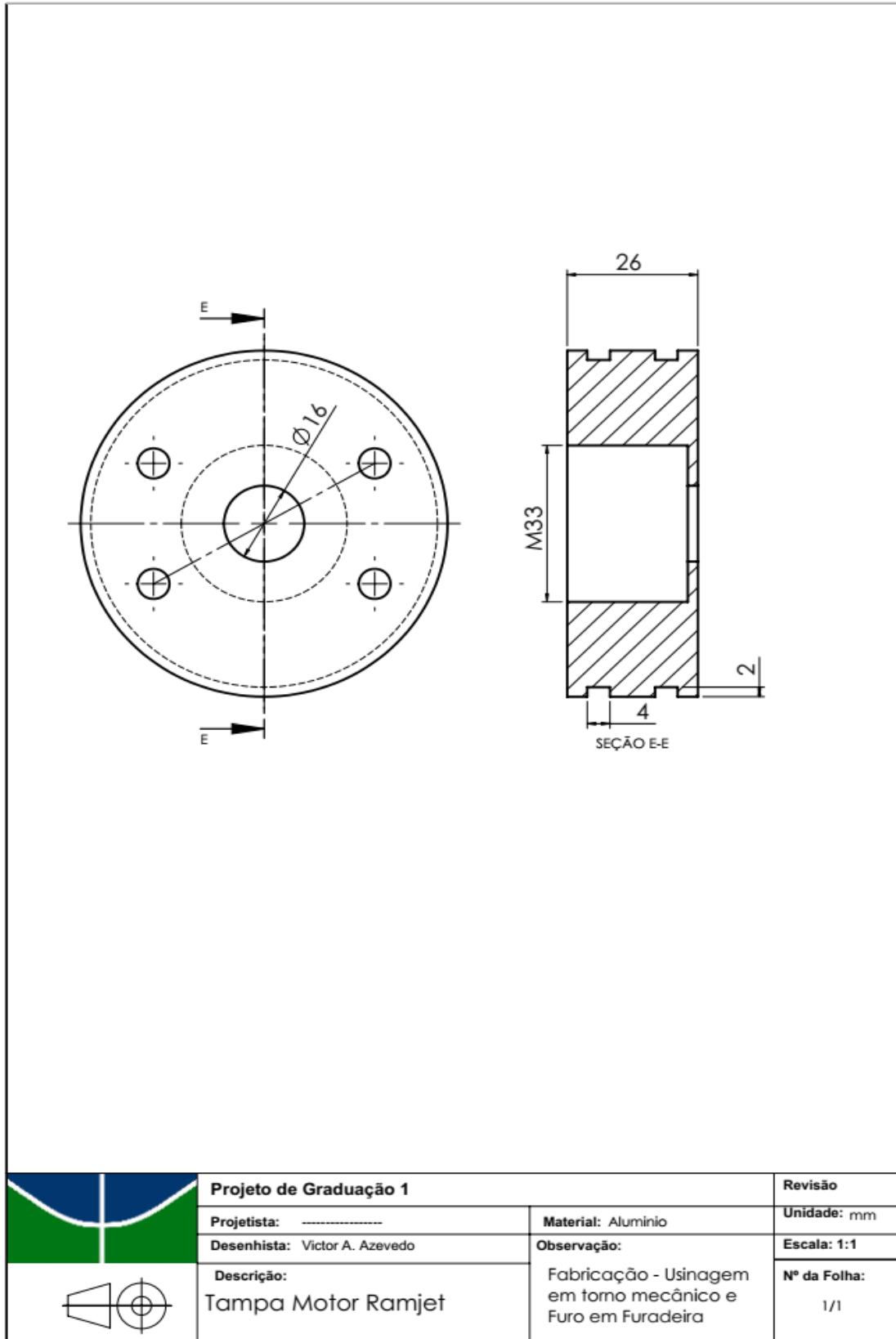
$$l_n/D_{ref} = 2$$

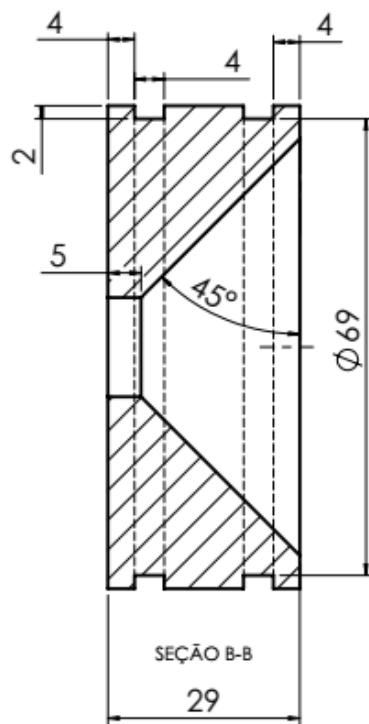
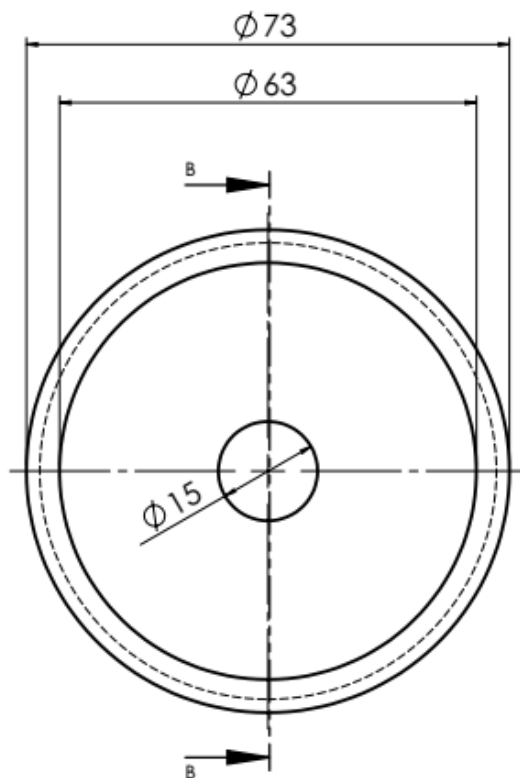
$$XAC_{corpo} = 0,63 \cdot (1 - \sin(\alpha)^2) + 0,5 \cdot (L_p/l_n) \cdot \sin(\alpha)^2$$

$$XAC_{cauda} = ((AR \cdot (M^2 - 1)^{1/2}) - 0,67) / (2 \cdot AR \cdot (M^2 - 1)^{1/2} - 1)$$

"#####"

B-BANCADA DE TESTES -ESTATORREATOR





Projeto de Graduação 1

Projetista:

Desenhista: Victor A. Azevedo

Descrição:

Bocal de Entrada

Material: Grafite

Observação:

Fabricação - Usinagem em torno mecânico

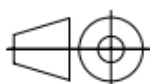
Revisão

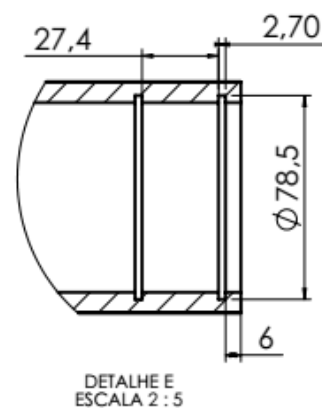
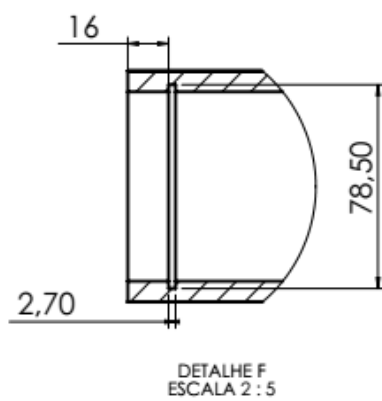
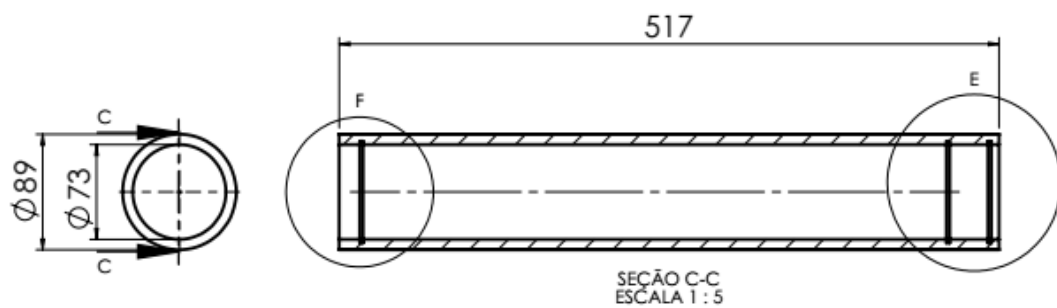
Unidade: mm

Escala: 1:1

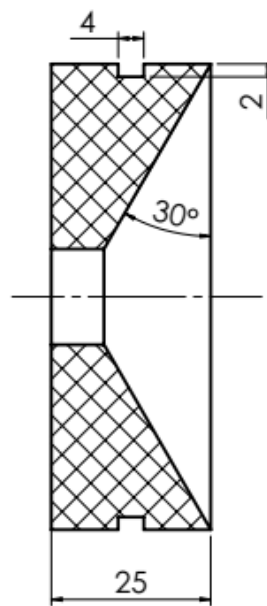
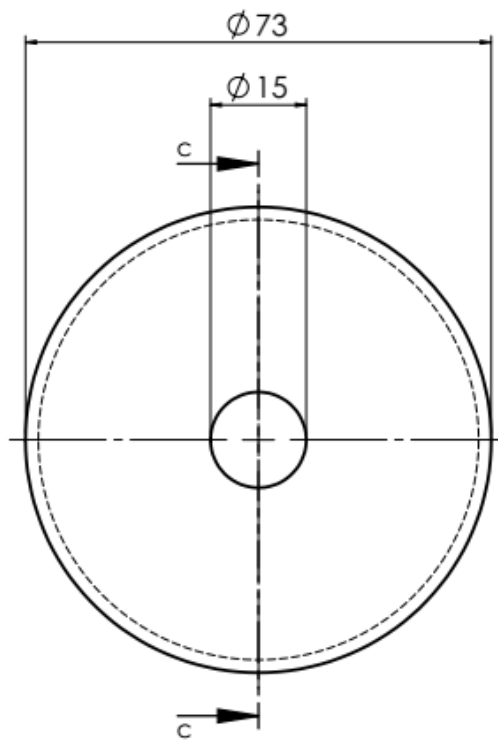
Nº da Folha:

1/3


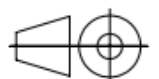


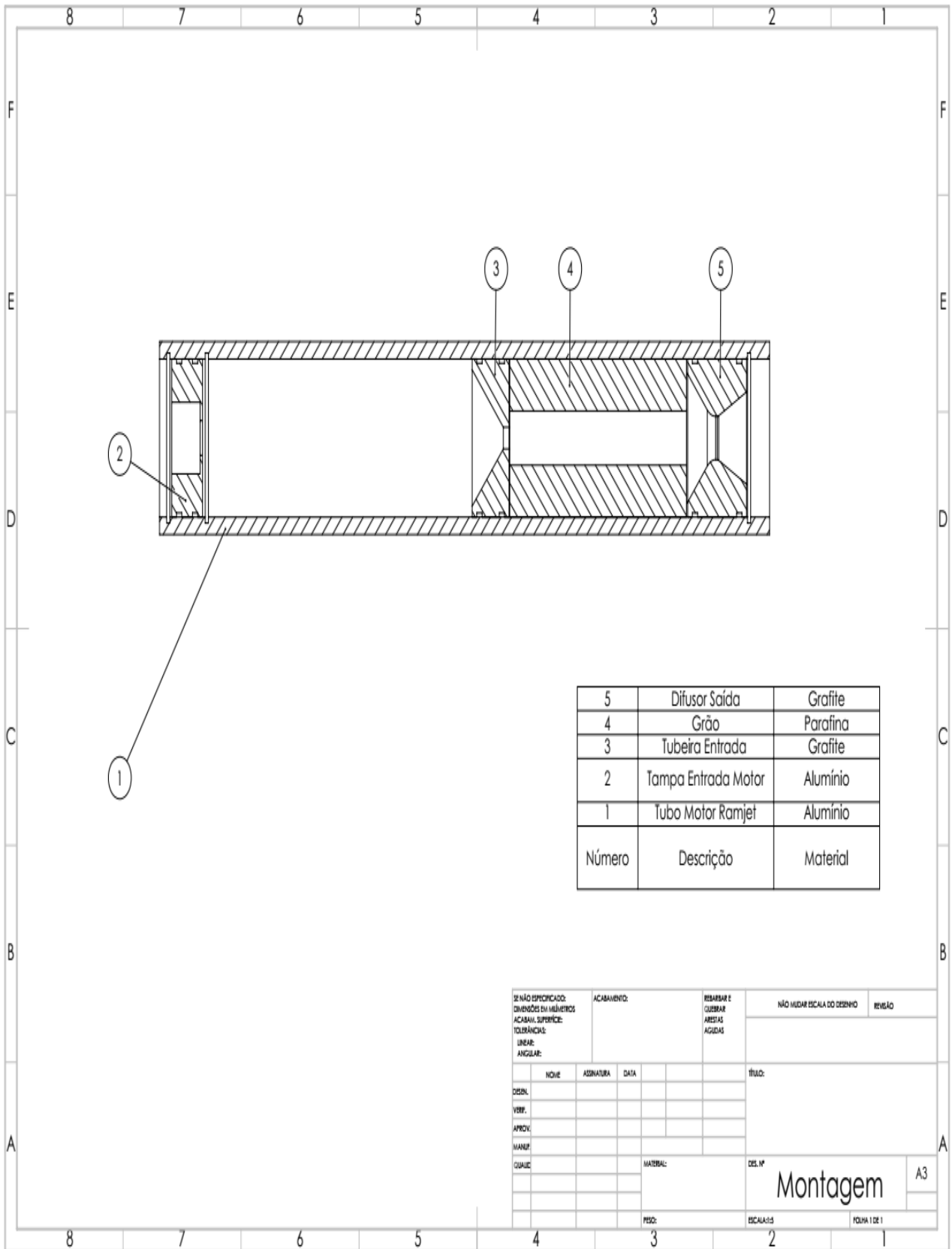


	Projeto de Graduação 1		Revisão
	Projetista: -----	Material: Alumínio	Unidade: mm
	Desenhista: Victor A. Azevedo	Observação:	Escala: 1:5
	Descrição: Tubo Motor Ramjet	Fabricação - Usinagem em torno mecânico e corte	Nº da Folha: 3/3



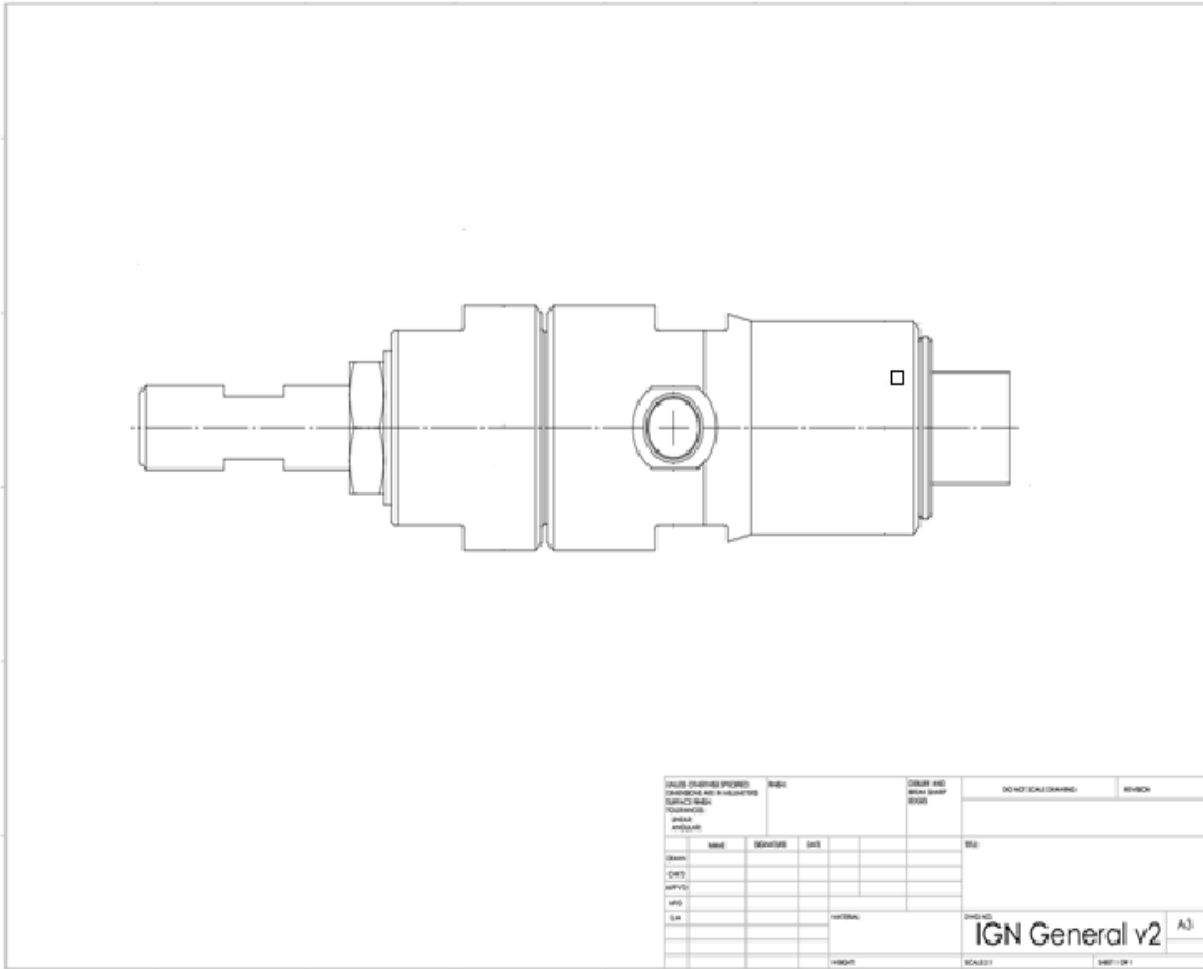
SEÇÃO C-C

	Projeto de Graduação 1		Revisão
	Projetista:	Material: Grafite	Unidade: mm
	Desenhista: Victor A. Azevedo	Observação:	Escala: 1:1
	 Descrição: Bocal Convergente Exaustão	Fabricação - Usinagem em torno mecânico	Nº da Folha: 1/1



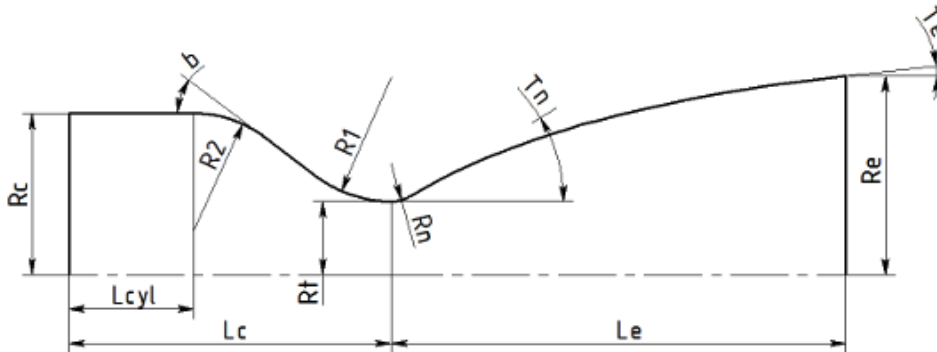
5	Difusor Saída	Grafite
4	Grão	Parafina
3	Tubeira Entrada	Grafite
2	Tampa Entrada Motor	Alumínio
1	Tubo Motor Ramjet	Alumínio
Número	Descrição	Material

SE NÃO ESPECIFICADO: DIMENSÕES EM MILÍMETROS ACABAR SUPERFÍCIE: TOLERÂNCIAS: LINEAR: ANGULAR:		ACABAMENTO:	RESBARBAR E QUEBRAR ARISTAS AGUDAS	NÃO MEDIR ESCALA DO DESENHO	REVELAÇÃO
DESIGN.	NOME	ASSINATURA	DATA	TÍTULO:	
VERIF.					
APROV.					
MANUF.					
QUANT.				MATERIAL:	DES. Nº
					Montagem
				PESO:	ESCALA: 1:1
					FOLHA 1 DE 1



Ignitor - SHYNKARENKO,2017

Simulação da Tubeira para bancada



Thrust and mass flow rates

Chamber thrust (vac): 0.25575 kN
Specific impulse (vac): 184.18258 s
Chamber thrust (opt): 0.21528 kN
Specific impulse (opt): 155.03598 s
Total mass flow rate: 0.14159 kg/s
Oxidizer mass flow rate: 0.13264 kg/s
Fuel mass flow rate: 0.00896 kg/s

Geometry of thrust chamber with parabolic nozzle

 $D_c = 72.87$ mm $b = 45.00$ deg
 $R_2 = 45.64$ mm $R_1 = 7.50$ mm
 $L^* = 5613.68$ mm
 $L_c = 260.00$ mm $L_{cyl} = 209.05$ mm
 $D_t = 15.00$ mm
 $R_n = 2.25$ mm $T_n = 65.00$ deg
 $L_e = 7.68$ mm $T_e = 20.52$ deg
 $D_e = 22.07$ mm
 $A_e/A_t = 2.16$
 $L_e/D_t = 0.51$
 $L_e/c_{15} = 57.00$ % (relative to length of cone nozzle with $T_e=15$ deg)

Engine name: Bancada Ramjet ajustada

qua 30. mai 10:10:10 2018

Propellant Specification

Component	Temperature (K)	Mass fraction	Mole fraction
C32H66(a)	298.15	0.06	0.00
Air	298.15	0.94	1.00
Total		1.00	1.00

Exploded propellant formula: $N_{1.555} O_{0.418} AR_{0.009} C_{0.139} H_{0.285}$

O/F = 14.798

O/F^o = 14.875 (stoichiometric)

α_{ox} = 0.995 (oxidizer excess coefficient)

Table 1. Thermodynamic properties

Parameter	Injector	Nozzle inlet	Nozzle throat	Nozzle exit	Unit
Pressure	0.6000	0.6000	0.3367	0.1024	MPa
Temperature	2306.6566	2306.6566	2098.2611	1673.4980	K
Enthalpy	-139.9337	-139.9337	-508.3785	-1155.8523	kJ/kg
Entropy	9.0190	9.0190	9.0190	9.0190	kJ/(kg·K)
Internal energy	-809.0744	-809.0744	-1115.0220	-1638.5651	kJ/kg
Specific heat (p=const)	1.9737	1.9737	1.7288	1.4067	kJ/(kg·K)
Specific heat (V=const)	1.6484	1.6484	1.4218	1.1175	kJ/(kg·K)
Gamma	1.1973	1.1973	1.2159	1.2588	
Isentropic exponent	1.1949	1.1949	1.2147	1.2587	
Gas constant	0.2901	0.2901	0.2891	0.2884	kJ/(kg·K)
Molecular weight (M)	28.6616	28.6616	28.7581	28.8251	
Molecular weight (MW)	0.02866	0.02866	0.02876	0.02883	
Density	0.8967	0.8967	0.5551	0.2121	kg/m ³
Sonic velocity	894.1866	894.1866	858.4241	779.4907	m/s
Velocity	0.0000	0.0000	858.4241	1425.4252	m/s
Mach number	0.0000	0.0000	1.0000	1.8287	
Area ratio	infinity	infinity	1.0000	1.5757	
Mass flux	0.0000	0.0000	476.4709	302.3818	kg/(m ² ·s)
Mass flux (relative)	0.000e-04	0.000e-04			kg/(N·s)
Viscosity	7.697e-05	7.697e-05	7.216e-05	6.188e-05	kg/(m·s)
Conductivity, frozen	0.154	0.154	0.1418	0.116	W/(m·K)
Specific heat (p=const), frozen	1.446	1.446	1.432	1.39	kJ/(kg·K)
Prandtl number, frozen	0.7229	0.7229	0.7289	0.7418	
Conductivity, effective	0.2229	0.2229	0.1565	0.1173	W/(m·K)
Specific heat (p=const), effective	1.982	1.982	1.782	1.403	kJ/(kg·K)
Prandtl number, effective	0.6842	0.6842	0.822	0.7398	

Table 2. Fractions of the combustion products

Species	Injector mass fractions	Injector mole fractions	Nozzle inlet mass fractions	Nozzle inlet mole fractions	Nozzle throat mass fractions	Nozzle throat mole fractions	Nozzle exit mass fractions	Nozzle exit mole fractions
Ar	0.0121047	0.0086848	0.0121047	0.0086848	0.0121047	0.0087140	0.0121047	0.0087343
CO	0.0097933	0.0100211	0.0097933	0.0100211	0.0049673	0.0050999	0.0015438	0.0015887
CO2	0.1827838	0.1190396	0.1827838	0.1190396	0.1903664	0.1243955	0.1957455	0.1282084

Species	Injector mass fractions	Injector mole fractions	Nozzle inlet mass fractions	Nozzle inlet mole fractions	Nozzle throat mass fractions	Nozzle throat mole fractions	Nozzle exit mass fractions	Nozzle exit mole fractions
H	0.0000063	0.0001805	0.0000063	0.0001805	0.0000020	0.0000557	0.0000001	0.0000025
H2	0.0001366	0.0019418	0.0001366	0.0019418	0.0000767	0.0010945	0.0000348	0.0004982
H2O	0.0815022	0.1296668	0.0815022	0.1296668	0.0824814	0.1316666	0.0831401	0.1330273
HO2	0.0000008	0.0000007	0.0000008	0.0000007	0.0000002	0.0000002		
N2	0.7064249	0.7227704	0.7064249	0.7227704	0.7069911	0.7257863	0.7073682	0.7278649
N2O	0.0000004	0.0000003	0.0000004	0.0000003				
NO	0.0020423	0.0019508	0.0020423	0.0019508	0.0008303	0.0007958	0.0000229	0.0000220
NO2	0.0000011	0.0000007	0.0000011	0.0000007	0.0000003	0.0000002		
O	0.0000690	0.0001236	0.0000690	0.0001236	0.0000160	0.0000287	0.0000001	0.0000001
O2	0.0038424	0.0034417	0.0038424	0.0034417	0.0016358	0.0014701	0.0000177	0.0000160
OH	0.0012920	0.0021773	0.0012920	0.0021773	0.0005278	0.0008924	0.0000222	0.0000376

Table 3. Theoretical (ideal) performance

Parameter	Sea level	Optimum expansion	Vacuum	Unit
Characteristic velocity		1259.26		m/s
Effective exhaust velocity	1428.98	1425.43	1764.07	m/s
Specific impulse (by mass)	1428.98	1425.43	1764.07	N·s/kg
Specific impulse (by weight)	145.72	145.35	179.89	s
Thrust coefficient	1.1348	1.1320	1.4009	

Table 4. Estimated delivered performance

Parameter	Sea level	Optimum expansion	Vacuum	Unit
Characteristic velocity		1199.33		m/s
Effective exhaust velocity	1312.22	1308.67	1647.31	m/s
Specific impulse (by mass)	1312.22	1308.67	1647.31	N·s/kg
Specific impulse (by weight)	133.81	133.45	167.98	s
Thrust coefficient	1.0941	1.0912	1.3735	

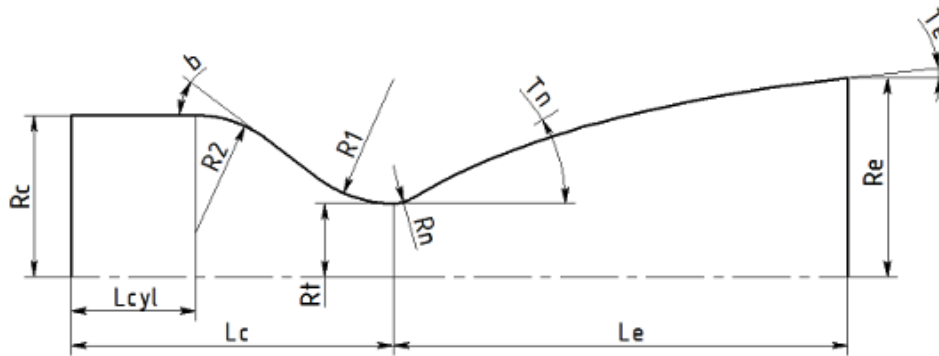
Ambient condition for optimum expansion: H=0.00 km, p=1.011 atm

Table 5. Altitude performance

Altitude, km	Pressure, atm	Effective exhaust velocity, m/s	Specific impulse (by weight), s	Thrust coefficient	Thrust, kN
0.111	0.98692	1316.605	134.256	1.0978	0.066

C-RELATÓRIO RPA PARA PROJETO DO MÍSSIL

BOOSTER



Thrust and mass flow rates

Chamber thrust (vac):	2.10050	kN
Specific impulse (vac):	151.71561	s
Chamber thrust (opt):	1.78536	kN
Specific impulse (opt):	128.95362	s
Total mass flow rate:	1.41179	kg/s
Oxidizer mass flow rate:	0.00000	kg/s
Fuel mass flow rate:	0.00000	kg/s

Geometry of thrust chamber with parabolic nozzle

$D_c =$	308.19	mm	$b =$	30.00	deg
$R_2 =$	402.43	mm	$R_1 =$	57.79	mm
$L^* =$	3986.03	mm			
$L_c =$	388.19	mm	$L_{cyl} =$	64.70	mm
$D_t =$	77.05	mm			
$R_n =$	14.72	mm	$T_n =$	16.45	deg
$L_e =$	150.59	mm	$T_e =$	8.00	deg
$D_e =$	142.85	mm			
$A_e/A_t =$	3.44				
$L_e/D_t =$	1.95				

Booster

Propellant Specification

Component	Temperature (K)	Mass fraction	Mole fraction
NH ₄ ClO ₄ (cr)	298.15	0.50	0.96
HTPB	298.15	0.50	0.04
Total		1.00	1.00

Exploded propellant formula: N_{0.965} H_{14.494} Cl_{0.965} O_{3.930} C_{8.451}

Table 1. Thermodynamic properties

Parameter	Injector	Nozzle inlet	Nozzle throat	Nozzle exit	Unit
Pressure	0.5000	0.4985	0.2883	0.0300	MPa
Temperature	1110.2819	1110.0267	1053.1183	873.5476	K
Enthalpy	-1413.6991	-1414.3744	-1649.0404	-2476.6359	kJ/kg
Entropy	10.3306	10.3312	10.3312	10.3312	kJ/(kg·K)
Internal energy	-1857.0484	-1857.6193	-2063.3077	-2800.1432	kJ/kg
Specific heat (p=const)	8.1103	8.1137	9.2211	11.6078	kJ/(kg·K)
Specific heat (V=const)	6.5774	6.5803	7.5112	9.6622	kJ/(kg·K)
Gamma	1.2331	1.2330	1.2277	1.2014	
Isentropic exponent	1.1459	1.1458	1.1362	1.1131	
Gas constant	0.3993	0.3993	0.3934	0.3703	kJ/(kg·K)
Molecular weight (M)	20.8220	20.8221	21.1364	22.4511	
Molecular weight (MW)	0.01435	0.01435	0.01433	0.0142	
Density	1.1278	1.1246	0.6958	0.0927	kg/m ³
Sonic velocity	712.7509	712.6566	686.0630	600.0675	m/s
Velocity	0.0000	36.7500	686.0630	1458.0375	m/s
Mach number	0.0000	0.0516	1.0000	2.4298	
Area ratio	11.5300	11.5300	1.0000	3.5307	
Mass flux	41.3295	41.3295	477.3773	135.2091	kg/(m ² ·s)
Mass flux (relative)	0.827e-04	0.829e-04			kg/(N·s)
Viscosity	4.265e-05	4.264e-05	4.121e-05	3.645e-05	kg/(m·s)
Conductivity, frozen	0.1958	0.1958	0.1885	0.1671	W/(m·K)
Specific heat (p=const), frozen	2.26	2.26	2.248	2.218	kJ/(kg·K)
Prandtl number, frozen	0.4922	0.4922	0.4914	0.4836	
Conductivity, effective	0.1998	0.199	nan	0.1671	W/(m·K)
Specific heat (p=const), effective	2.276	nan	nan	nan	kJ/(kg·K)
Prandtl number, effective	0.4857	nan	nan	nan	

Table 2. Fractions of the combustion products

Species	Injector mass fractions	Injector mole fractions	Nozzle inlet mass fractions	Nozzle inlet mole fractions	Nozzle throat mass fractions	Nozzle throat mole fractions	Nozzle exit mass fractions	Nozzle exit mole fractions
C(gr)	0.2599595	0.3106637	0.2599923	0.3106919	0.2700194	0.3221164	0.3109635	0.3675971
C ₂ H ₄	0.0000015	0.0000008	0.0000015	0.0000008	0.0000007	0.0000004		
C ₂ H ₆	0.0000020	0.0000009	0.0000020	0.0000009	0.0000012	0.0000006		
CH ₃ CL	0.0000011	0.0000003	0.0000011	0.0000003	0.0000006	0.0000002		
CH ₄	0.0306784	0.0274483	0.0306587	0.0274297	0.0297020	0.0265278	0.0246039	0.0217753
CO	0.3504200	0.1795673	0.3503513	0.1795258	0.3181677	0.1627525	0.1845032	0.0935234

Species	Injector mass fractions	Injector mole fractions	Nozzle inlet mass fractions	Nozzle inlet mole fractions	Nozzle throat mass fractions	Nozzle throat mole fractions	Nozzle exit mass fractions	Nozzle exit mole fractions
CO2	0.0533227	0.0173908	0.0533647	0.0174039	0.0698259	0.0227330	0.1438095	0.0463951
H2	0.0475858	0.3388172	0.0475896	0.3388328	0.0470255	0.3342370	0.0454729	0.3202720
H2O	0.0432335	0.0344455	0.0432433	0.0344521	0.0504663	0.0401372	0.0758653	0.0597907
HCHO,formaldehy	0.0000005	0.0000002	0.0000005	0.0000002	0.0000003	0.0000001		
HCL	0.1551671	0.0610836	0.1551671	0.0610815	0.1551674	0.0609760	0.1551679	0.0604234
HCN	0.0000060	0.0000032	0.0000060	0.0000032	0.0000028	0.0000015		
HNCO	0.0000003	0.0000001	0.0000003	0.0000001				
N2	0.0595320	0.0305026	0.0595321	0.0305016	0.0595486	0.0304574	0.0595863	0.0302003
NH3	0.0000894	0.0000753	0.0000892	0.0000752	0.0000712	0.0000599	0.0000271	0.0000226

Table 3. Theoretical (ideal) performance

Parameter	Sea level	Optimum expansion	Vacuum	Unit
Characteristic velocity		1045.79		m/s
Effective exhaust velocity	930.52	1458.04	1679.92	m/s
Specific impulse (by mass)	930.52	1458.04	1679.92	N·s/kg
Specific impulse (by weight)	94.89	148.68	171.30	s
Thrust coefficient	0.8898	1.3942	1.6064	

Table 4. Estimated delivered performance

Parameter	Sea level	Optimum expansion	Vacuum	Unit
Characteristic velocity		1001.72		m/s
Effective exhaust velocity	758.00	1285.52	1507.39	m/s
Specific impulse (by mass)	758.00	1285.52	1507.39	N·s/kg
Specific impulse (by weight)	77.29	131.09	153.71	s
Thrust coefficient	0.7567	1.2833	1.5048	

Ambient condition for optimum expansion: H=9.18 km, p=0.296 atm

D-ATMOSFERA PADRÃO

Altitude [m]	Temperatura [K]	Pressão [Pa]	Densidade [kg/m ³]	Velocidade som [m/s]	Viscosidade [N.s/m ²]
0.00000	288.150	101325	1.22500	340.294	0.0000181206
2000.00	275.150	79495.2	1.00649	332.529	0.0000174645
4000.00	262.150	61640.2	0.819129	324.579	0.0000167940
6000.00	249.150	47181.0	0.659697	316.428	0.0000161084
8000.00	236.150	35599.8	0.525168	308.063	0.0000154068
10000.0	223.150	26436.3	0.412707	299.463	0.0000146884
12000.0	216.650	19330.4	0.310828	295.070	0.0000143226
14000.0	216.650	14101.8	0.226753	295.070	0.0000143226
16000.0	216.650	10287.5	0.165420	295.070	0.0000143226
18000.0	216.650	7504.84	0.120676	295.070	0.0000143226
20000.0	216.650	5474.89	0.0880349	295.070	0.0000143226
22000.0	218.650	3999.79	0.0637273	296.428	0.0000144357
24000.0	220.650	2930.49	0.0462674	297.781	0.0000145483
26000.0	222.650	2153.09	0.0336882	299.128	0.0000146604
28000.0	224.650	1586.29	0.0245988	300.468	0.0000147722
30000.0	226.650	1171.87	0.0180119	301.803	0.0000148835
32000.0	228.650	868.019	0.0132250	303.131	0.0000149945
34000.0	234.250	646.122	0.00960889	306.821	0.0000153029
36000.0	239.850	484.317	0.00703441	310.467	0.0000156082
38000.0	245.450	365.455	0.00518691	314.070	0.0000159104
40000.0	251.050	277.522	0.00385101	317.633	0.0000162096