



Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA  
Engenharia Aeroespacial

# **Análise experimental de combustíveis mesclados para motores Ramjet de combustível sólido**

**Autor: Nicholas Barros Lucas Rodrigues**  
**Orientador: Prof. PhD. Olexiy Shynkarenko**

Brasília, DF  
2022



Nicholas Barros Lucas Rodrigues

## **Análise experimental de combustíveis mesclados para motores Ramjet de combustível sólido**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. PhD. Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF

2022

---

Nicholas Barros Lucas Rodrigues

Análise experimental de combustíveis mesclados para motores Ramjet de combustível sólido/ Nicholas Barros Lucas Rodrigues. – Brasília, DF, 2022-  
85 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. PhD. Olexiy Shynkarenko

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA , 2022.

1. Ramjet. 2. Combustível sólido. I. Prof. PhD. Olexiy Shynkarenko. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise experimental de combustíveis mesclados para motores Ramjet de combustível sólido

CDU 02:141:005.6

---

Nicholas Barros Lucas Rodrigues

## **Análise experimental de combustíveis mesclados para motores Ramjet de combustível sólido**

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 26 de setembro de 2022:

---

**Prof. PhD. Olexiy Shynkarenko**  
Orientador

---

**Prof. PhD. Jungpyo Lee**  
Convidado 1

---

**Prof. PhD. Rafael Castilho Faria  
Mendes**  
Convidado 2

Brasília, DF  
2022

*A todas as pessoas que, durante a graduação, estenderam a mão para mim. E principalmente àqueles que jamais me abandonaram.*

# Agradecimentos

Em primeiro lugar, agradeço a minha família que sempre me amou de forma incondicional. Sobretudo, aos meus pais Afonso e Alba, obrigado por todo apoio e pelos ensinamentos sobre os valores da vida.

À Jenyfer Gomes, obrigado por ser motivo do meu sorriso e por manter minha saúde mental e emocional durante minha graduação.

Aos amigos de longa data: Moraes, Pará, Caldas, Vitin e Lucas, obrigado por serem uma verdadeira família pra mim, e por sempre permanecerem ao meu lado nos momentos bons e ruins da vida.

Aos amigos do SAMU: Varley, Willis, Tonhão, Porto, Gustavinho, Gerardinho e todos os outros, obrigado por serem um símbolo de união e companheirismo, e por proporcionarem boas risadas durante todos esses anos.

À Zenit Aerospace por ter contribuído tanto para o meu crescimento pessoal e profissional. Sem contar os grandes amigos, os quais tenho um carinho especial: Caio, Lídia, Marcelo, Kelvin, Fefão, Yan e todos os outros que passaram pela empresa durante meus tempos de contribuição.

Ao IEEE e à AESS por terem me apresentado novos horizontes em relação à Engenharia.

A todos os professores da UnB, em especial aos que me ensinaram coisas que iam além dos conteúdos das disciplinas. Obrigado por acreditarem na educação no Brasil e por formar, todos os dias, novos formadores de opinião. Ao Prof. Olexiy Shynkarenko e ao Prof. Rhander Viana, agradeço imensamente por toda disposição, ajuda e dedicação para a realização dos experimentos e desenvolvimento deste trabalho.

Finalmente, em especial a: Caio Franco, Antônio Prado e William Thalisson. Por terem sido verdadeiros amigos durante essa jornada. O apoio de vocês durante a graduação foi essencial para eu me manter de pé durante todos esses anos. Muito obrigado.

— *Quem está nas trincheiras ao teu lado?*

— *E isso importa?*

— *Mais do que a própria guerra.*

*(Ernest Hemingway)*

# Resumo

As vantagens são muitas quando se trata de um motor ramjet. Seja por conta de simplicidade, confiabilidade ou por sua capacidade de percorrer grandes distâncias, os motores ramjet se mostram notórios candidatos a equiparem projéteis do tipo míssil. Com o intuito de desenvolver conhecimentos, aprimorar os desenvolvimentos brasileiros sobre ramjets de combustível sólido e apresentar justificativas para a implementação desse tipo de sistema nas Forças Armadas do Brasil, o presente trabalho aborda as principais características e o ciclo de funcionamento de um motor ramjet, bem como a execução e análise de testes feitos em bancada. Para os estudos com relação às características e o ciclo de funcionamento do ramjet, foi feita uma pesquisa bibliográfica baseada em contribuições científicas provenientes de artigos, teses e livros. O referencial teórico evidenciou as características e o funcionamento do ramjet, assim como também foram notórios os problemas e limitações que envolvem este tipo de sistema. Para as análises experimentais e de dados, foram realizados testes na bancada para ensaios de estatorreatores a combustível sólido localizada no *Chemical Propulsion Laboratory (CPL)*, a qual foi submetida à alterações para melhor se ajustar aos novos ensaios. Parafina pura, HDPE e misturas desses dois combustíveis foram testados e os testes se mostraram satisfatórios, uma vez que bons resultados foram obtidos.

**Palavras-chaves:** Ramjet a Propelente Sólido. Ondas de choque. Polietileno. Teste Experimental. Blended Fuel.

# Abstract

The advantages are many when it comes to a ramjet engine. Whether for simplicity, reliability or their ability to travel long distances, ramjet engines are notorious candidates for equipping war devices. In order to provide justifications for the implementation of this type of system in the Armed Forces of Brazil, this paper addresses the main characteristics and operating cycle of a ramjet engine, as well as the execution and analysis of bench tests. For the studies regarding ramjet characteristics and operation cycle, a bibliographic research based on scientific contributions from articles, theses and books was made. The theoretical framework highlighted the characteristics and operation of the ramjet, as well as the problems and limitations involving this type of system. For experimental and data analysis, tests were performed on the Chemical Propulsion Laboratory (CPL) solid fuel ramjet testing bench, which was subjected to changes to better fit the new tests. Pure paraffin, HDPE and mixtures of these two fuels were tested and the tests proved to be satisfactory, since good results were obtained..

**Key-words:** Solid Fuel Ramjet. Shockwaves. Polyethylene. Experimental Testing. Blended Fuel.

# Lista de ilustrações

Figura 1 – Representação das forças no interior de um motor foguete. Adaptado de (TURNER, 2006) . . . . .	26
Figura 2 – Míssil Meteor <sup>1</sup> equipado em um Dassault Rafale. Fonte: MBDA - Site, 2022 . . . . .	27
Figura 3 – Esquemático de um motor Ramjet. Adaptado de (ZHU et al., 2018) . . . . .	28
Figura 4 – Gráfico $I_{sp}$ x $M_0$ . Adaptado de (SFORZA, 2017) . . . . .	29
Figura 5 – Esquemático de um motor Ramjet. Adaptado de (EL-SAYED, 2016) . . . . .	30
Figura 6 – Câmara de combustão em um SFRJ. Adaptado de (EL-SAYED, 2016) . . . . .	30
Figura 7 – Exemplo de bocal convergente-divergente de um SFRJ. (AZEVEDO, 2018) . . . . .	31
Figura 8 – Diagrama esquemático de um motor ramjet supersônico Adaptado de (EL-SAYED, 2016) . . . . .	32
Figura 9 – Diagrama de temperatura-entropia do ciclo ideal para ramjet. Adaptado de (EL-SAYED, 2016) . . . . .	34
Figura 10 – Diagrama de temperatura-entropia do ciclo real para ramjet. Adaptado de (EL-SAYED, 2016) . . . . .	37
Figura 11 – Exaustão de parafina vaporizada durante um ensaio. (AZEVEDO, 2018) . . . . .	38
Figura 12 – Comportamento da parafina durante a combustão em um foguete híbrido. (KARABEYOGLU et al., 2004) . . . . .	38
Figura 13 – Comportamento do HTPB durante a combustão em um foguete híbrido. (LARSON; HENRY; HUMBLE, 1995) . . . . .	39
Figura 14 – Esquemático da bancada proposta por (AZEVEDO, 2018) . . . . .	41
Figura 15 – Proposta preliminar do motor de testes (AZEVEDO, 2018) . . . . .	41
Figura 16 – Design atualizado do motor de testes . . . . .	42
Figura 17 – Tanque de ar . . . . .	43
Figura 18 – Compressor de ar . . . . .	43
Figura 19 – Gráfico da temperatura e pressão de estagnação do ar para diferentes altitudes e velocidades de voo. Em preto, Temperatura e pressão absoluta em função da altitude de voo (km); Em azul, número de Mach (SHYNKARENKO et al., 2019a) . . . . .	44
Figura 20 – Esquemático da bancada atualizada. (SHYNKARENKO et al., 2019a) . . . . .	45
Figura 21 – Regime das curvas de Ar e CH <sub>4</sub> . (SHYNKARENKO et al., 2019a) . . . . .	45
Figura 22 – Monitoramento da temperatura com o auxílio do termômetro . . . . .	48
Figura 23 – Adição de parafina ao recipiente e, depois de atingir os 200°C, adição do polietileno. . . . .	49

Figura 24 – Ponto de fio que comprova a homogeneidade da mistura . . . . .	49
Figura 25 – Configuração do torno para a usinagem dos grãos . . . . .	50
Figura 26 – Grão 4 sendo usinado . . . . .	51
Figura 27 – Amostra 1 com trinca devido ao resfriamento e Amostra 2 . . . . .	52
Figura 28 – Grão 1 . . . . .	52
Figura 29 – Grão 2 com deformidade interna. . . . .	53
Figura 30 – Grão 3 . . . . .	53
Figura 31 – Vistas superior e lateral do Grão 4 antes da usinagem . . . . .	54
Figura 32 – Vistas superior e lateral do Grão 4 depois da usinagem . . . . .	54
Figura 33 – Grão 5 ainda no molde . . . . .	54
Figura 34 – Grãos 10, 11 e 12 após processo de usinagem e prontos para os ensaios	55
Figura 35 – Regime de funcionamento dos testes para o grão de polietileno . . . . .	56
Figura 36 – Regime de funcionamento dos testes para os grãos mesclados . . . . .	56
Figura 37 – Gráfico da queda de pressão no tanque . . . . .	61
Figura 38 – Gráfico com as temperaturas obtidas através dos sensores . . . . .	62
Figura 39 – Gráfico da variação da pressão no aquecedor . . . . .	63
Figura 40 – Ignição da tocha . . . . .	63
Figura 41 – Ignição do combustível . . . . .	64
Figura 42 – Propulsão principal . . . . .	64
Figura 43 – Extinção da chama . . . . .	65
Figura 44 – Queda de pressão no tanque principal durante os ensaios do primeiro grão 90/10 . . . . .	67
Figura 45 – Temperatura no aquecedor durante os ensaios do primeiro grão 90/10 .	67
Figura 46 – Pressão no aquecedor durante os ensaios do primeiro grão 90/10 . . . .	68
Figura 47 – Pressão na linha de oxigênio durante os ensaios do primeiro grão 90/10	68
Figura 48 – Pressão na linha de metano durante os ensaios do primeiro grão 90/10	69
Figura 49 – Queda de pressão no tanque principal durante os ensaios do segundo grão 90/10 . . . . .	69
Figura 50 – Temperatura no aquecedor durante os ensaios do segundo grão 90/10 .	70
Figura 51 – Pressão no aquecedor durante os ensaios do segundo grão 90/10 . . . .	70
Figura 52 – Pressão na linha de Oxigênio durante os ensaios do segundo grão 90/10	71
Figura 53 – Pressão na linha de Metano durante os ensaios do segundo grão 90/10	71
Figura 54 – Queda de pressão no tanque principal durante os ensaios do primeiro grão 95/05 . . . . .	72
Figura 55 – Temperatura no aquecedor durante os ensaios do primeiro grão 95/05 .	72
Figura 56 – Pressão no aquecedor durante os ensaios do primeiro grão 95/05 . . . .	73
Figura 57 – Pressão na linha de Oxigênio durante os ensaios do primeiro grão 95/05	73
Figura 58 – Pressão na linha de Metano durante os ensaios do primeiro grão 95/05	74

Figura 59 – Queda de pressão no tanque principal durante os ensaios do segundo grão 95/05 . . . . .	74
Figura 60 – Temperatura no aquecedor durante os ensaios do segundo grão 95/05 . . . . .	75
Figura 61 – Pressão no aquecedor durante os ensaios do segundo grão 95/05 . . . . .	75
Figura 62 – Pressão na linha de Oxigênio durante os ensaios do segundo grão 95/05 . . . . .	76
Figura 63 – Pressão na linha de Metano durante os ensaios do segundo grão 95/05 . . . . .	76

# Lista de tabelas

Tabela 1 – Relação de grãos mesclados fabricados . . . . .	51
Tabela 2 – Relação de grãos mesclados adequados para os ensaios . . . . .	55
Tabela 3 – Resultados obtidos através dos testes no grão de polietileno . . . . .	60
Tabela 4 – Pressões nas linhas em cada teste . . . . .	61
Tabela 5 – Resultados obtidos através dos testes nos grãos mesclados . . . . .	65
Tabela 6 – Propriedades aproximadas de densidade e taxa de regressão dos grãos mesclados . . . . .	66

# Lista de abreviaturas e siglas

AIAB	Associação Das Indústrias Aeroespaciais Do Brasil
CPL	<i>Chemical Propulsion Laboratory</i>
FGA	Faculdade do Gama
HC	Hidrocarboneto
HDPE	Polietileno de alta densidade
HTPB	Polibutadieno hidroxilado
O/F	Relação oxidante/combustível
PE	Polietileno
PR	Parafina
SFRJ	<i>Solid Fuel Ramjet</i>
TCC	Trabalho de conclusão de curso
UnB	Universidade de Brasília

# Lista de símbolos

$A$	Área	$[m^2]$
$a$	Velocidade do Som	$[\frac{m}{s}]$
$E$	Empuxo	$[N]$
$f$	Razão combustível - ar	$[-]$
$C_p$	Calor específico a Pressão Constante	$[\frac{J}{kg*K}]$
$C_v$	Calor específico a Volume Constante	$[\frac{J}{kg*K}]$
$M$	Número de Mach	$[-]$
$m$	Massa	$[kg]$
$m_a$	Massa de Ar	$[kg]$
$m_f$	Massa de Combustível	$[kg]$
$O/F$	Razão oxidante - combustível	$[-]$
$P$	Pressão	$[Pa]$
$p$	Pressão	$[Pa]$
$Q$	Calor	$[J]$
$Q_R$	Capacidade calorífica do combustível	$[\frac{J}{kg*K}]$
$r$	Pressão de estagnação	$[Pa]$
$R$	Constante Universal dos Gases	$[\frac{J}{kg*K}]$
$\dot{r}$	Taxa de regressão	$[\frac{mm}{s}]$
$T$	Temperatura	$[K]$
$t$	Tempo	$[s]$
$u$	Velocidade	$[\frac{m}{s}]$
$V$	Velocidade	$[\frac{m}{s}]$
<b>Símbolos Gregos</b>		
$\gamma$	Razão de Calores específicos	$[-]$

$\Delta$	Variação	[-]
	<b>Subscritos</b>	
0	Propriedade de estagnação	
2	Estação 2	
4	Estação 4	
6	Estação 6	
<i>a</i>	Condição do ambiente	
<i>f</i>	Combustível	
<i>d</i>	Difusor	
<i>c</i>	Câmara de combustão	
<i>n</i>	Bocal	

# Sumário

<b>I</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>18</b>
<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>19</b>
<b>1.1</b>	<b>Apresentação do trabalho</b>	<b>19</b>
1.1.1	Contextualização	19
1.1.2	Motivação	19
<b>1.2</b>	<b>Objetivos</b>	<b>20</b>
1.2.1	Objetivos específicos	20
<b>1.3</b>	<b>Estrutura do trabalho</b>	<b>20</b>
<b>II</b>	<b>REFERENCIAL TEÓRICO</b>	<b>21</b>
<b>2</b>	<b>ESTADO DA ARTE</b>	<b>22</b>
<b>3</b>	<b>MOTORES A REAÇÃO</b>	<b>26</b>
<b>4</b>	<b>MOTOR RAMJET</b>	<b>28</b>
<b>4.1</b>	<b>Módulos do Ramjet</b>	<b>29</b>
4.1.1	Admissão	29
4.1.2	Câmara de combustão	30
4.1.3	Bocal de exaustão	31
<b>4.2</b>	<b>Ciclo Ramjet</b>	<b>31</b>
4.2.1	Ciclo ideal	32
4.2.2	Ciclo real	34
<b>5</b>	<b>EXPERIMENTOS COM RAMJET NO CPL</b>	<b>38</b>
<b>III</b>	<b>METODOLOGIA</b>	<b>40</b>
<b>6</b>	<b>CARACTERIZAÇÃO PARA O ENSAIO EXPERIMENTAL</b>	<b>41</b>
<b>6.1</b>	<b>BANCADA DE TESTES</b>	<b>41</b>
6.1.1	Fluxo de ar	42
6.1.2	Sistema de aquecimento de ar e ignição	44
6.1.3	Ajustes na bancada experimental	45
<b>6.2</b>	<b>FABRICAÇÃO DO GRÃO DE POLIETILENO</b>	<b>46</b>
<b>6.3</b>	<b>FABRICAÇÃO DOS GRÃOS MESCLADOS DE PARAFINA-POLIETILENO</b>	<b>46</b>
6.3.1	Materiais	46

6.3.2	Etapa 1: Fusão dos combustíveis . . . . .	46
6.3.3	Etapa 2: Usinagem do grão . . . . .	50
<b>6.4</b>	<b>CONTROLE DA BANCADA E AQUISIÇÃO DE DADOS</b> . . . . .	<b>56</b>
<b>6.5</b>	<b>Procedimento experimental</b> . . . . .	<b>57</b>
<b>IV</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO</b>	<b>59</b>
<b>7</b>	<b>RESULTADOS E DISCUSSÃO</b> . . . . .	<b>60</b>
<b>7.1</b>	<b>GRÃO DE POLIETILENO</b> . . . . .	<b>60</b>
7.1.1	Parâmetros do Grão . . . . .	60
7.1.2	Representações Gráficas . . . . .	61
7.1.3	Imagens dos Testes . . . . .	63
<b>7.2</b>	<b>GRÃO MESCLADO</b> . . . . .	<b>64</b>
7.2.1	Parâmetros do Grão . . . . .	64
7.2.2	Cálculo do Empuxo e Impulso Específico . . . . .	66
7.2.3	Representações Gráficas . . . . .	67
<b>V</b>	<b>CONCLUSÃO</b>	<b>77</b>
<b>8</b>	<b>CONCLUSÃO</b> . . . . .	<b>78</b>
	<b>REFERÊNCIAS</b> . . . . .	<b>79</b>
	<b>APÊNDICES</b>	<b>82</b>
	<b>APÊNDICE A – MEDIÇÕES DO GRÃO DE POLIETILENO</b> . . . . .	<b>83</b>
	<b>APÊNDICE B – DADOS TÉCNICOS DO POLIETILENO DE ALTA DENSIDADE</b> . . . . .	<b>84</b>
	<b>APÊNDICE C – DESIGN NO GRÃO MESCLADO</b> . . . . .	<b>85</b>

Parte I

INTRODUÇÃO

# 1 INTRODUÇÃO

## 1.1 Apresentação do trabalho

Motores ramjet de combustível sólido são um tipo de sistema de propulsão por respiração a ar que é confiável e competitivo para voos supersônicos, principalmente para aplicações militares envolvendo mísseis táticos. (AZEVEDO et al., 2019) Além disso, os SFRJ são uma opção de propulsão muito atraente para estender a gama de projéteis lançados por peças de artilharia, principalmente devido à combinação de alto impulso específico, inerente à propulsão da respiração aérea, e às propriedades mecânicas do combustível sólido, capaz de suportar as cargas de lançamento muito altas provenientes dos lançadores. (VERAAR; WIELING, 2018)

O presente trabalho, além de ser baseado nos recentes estudos realizados por (SHYNKARENKO et al., 2019a), será uma continuação do mesmo, fornecendo uma visão mais abrangente do objeto de estudo, bem como análises do ciclo termodinâmico e representações visuais do comportamento do motor em funcionamento.

### 1.1.1 Contextualização

A indústria aeroespacial brasileira é hoje, sem sobra de dúvidas, a maior do Hemisfério Sul, de acordo com a Associação Das Indústrias Aeroespaciais Do Brasil (AIAB). Seja no segmento aeronáutico, espacial ou de defesa, diversos produtos e serviços de qualidade são oferecidos a clientes do mundo todo.

Por estar sempre crescendo, essa indústria apresenta novos desenvolvimentos tecnológicos que contribuem para o mercado nacional, bem como para o internacional. Dentre esses, o desenvolvimento e a produção de motores a reação possuem significativa importância, tendo em vista sua versatilidade e aplicações em todos os segmentos anteriormente citados.

### 1.1.2 Motivação

É essencial que o Brasil mantenha sua soberania. Por isso, a defesa de seu espaço aéreo é algo fundamental para que isso aconteça. Dito isso, o desenvolvimento de novas tecnologias de defesa e a implementação desses sistemas nas forças armadas se faz necessário. Com isso, pode-se dizer que mísseis com motores do tipo ramjet seriam extremamente interessantes para compor o arsenal bélico do país. Esses mísseis, por sua vez, são difíceis de serem interceptados pois atingem velocidades supersônicas - Mach 2.5-5, além de

conseguirem percorrer grandes distâncias. Sua simplicidade e eficiência são notórias e extremamente interessantes para aplicações militares pois, no meio militar, é essencial que não haja falha nos sistemas para que o objetivo final seja realizado.

## 1.2 Objetivos

O principal objetivo do presente trabalho é analisar a eficiência de combustíveis mesclados de parafina e polietileno de alta densidade em um motor ramjet a combustível sólido por meio de modelos analíticos e ensaios experimentais.

### 1.2.1 Objetivos específicos

- Revisão bibliográfica sobre o objeto de estudo;
- Modelo analítico de funcionamento do motor ramjet e do ciclo termodinâmico;
- Análise de dados de experimentos com ramjet anteriormente realizados no CPL;
- Modificação da bancada de testes;
- Fabricação do grão de polietileno;
- Fabricação dos grãos de combustíveis mesclados;
- Execução dos testes preliminares do motor e análise de dados.

## 1.3 Estrutura do trabalho

- Referencial teórico
  - Modelo analítico de funcionamento do motor ramjet
  - Ciclo termodinâmico
  - Análise de dados experimentais anteriores;
- Metodologia
  - Caracterização para o ensaio experimental;
  - Fabricação dos grãos que serão testados;
  - Execução dos testes principais do motor
- Resultados
- Conclusão

Parte II

REFERENCIAL TEÓRICO

## 2 ESTADO DA ARTE

(SCHULTE, 1986) elaborou uma investigação experimental em SFRJ para determinar o comportamento da taxa de regressão de combustíveis sólidos e dos limites da estabilidade de chama. Para este estudo, foram utilizados o polietileno (PE) e o polibutadieno hidroxilado (HTPB), sendo o PE o principal objeto de estudo. A taxa de regressão nada mais é que a velocidade radial de queima do grão combustível.

Os resultados obtidos a partir das análises experimentais mostraram que a taxa de regressão para o PE apresentou dependência com relação à temperatura de entrada do ar, com a pressão da câmara e o com o fluxo de ar, sendo a temperatura de entrada do ar a que mais influenciou na taxa de regressão. Quando se trata do diâmetro da porta de combustão, tendo em vista que os outros parâmetros se mantêm constantes, seu aumento resultou na diminuição da taxa de regressão devido a maior distância entre a chama e a parede do grão. A respeito da zona de recirculação, identificou-se que a mesma cresce linearmente com o degrau de entrada da câmara de combustão.

(GANY; NETZER, 1986) e (NATAN; GANY, 1991) fizeram estudos relacionados a combustíveis metalizados em SFRJ. Mais especificamente, utilizaram-se do boro a fim de se aditivar o combustível que é composto geralmente por hidrocarbonetos (HCs). Em tais estudos, mostra-se que, embora necessite de altas temperaturas, o boro e compostos de boro apresentaram uma alta energia e alta densidade energética quando comparados aos HCs geralmente empregados. Em comparação com os combustíveis a base de HC comumente usados, o boro exibe notável calor teórico de combustão por unidade de massa (cerca de 30 % maior que os HCs) e por unidade de volume (quase três vezes a do HC). Geralmente, esse aditivos metálicos são inseridos na matriz de combustível em forma de pó.

(BEN-AROSH; GANY, 1992) ressaltam os recursos que diferem fundamentalmente os SFRJ dos outros combustores que usam ar, principalmente a utilização de combustível sólido, que é geralmente apresentado em forma cilíndrica e com um furo central. Destaca-se ainda, que esse arranjo especial resulta em uma chama de difusão da fase gasosa entre os vapores de combustível e o ar, desenvolvendo-se sobre a superfície condensada.

Por pertencerem a uma instituição ligada à Marinha dos Estados Unidos, (CAMPBELL et al., 1992) fizeram uma análise da taxa de regressão em SFRJ, destacando suas aplicações para mísseis táticos de médio a longo alcance. Para este caso o SFRJ oferece vantagens de simplicidade de projeto e custos de ciclo de vida mais baixos do que os ramjets de combustível líquido. Nesse estudo resalta-se também uma desvantagem do SFRJ: seu envelope operacional limitado que é devido a alta eficiência de combustão e empuxo.

(GOBBO-FERREIRA et al., 1999) realizaram uma investigação experimental a respeito das características de combustão do Polietileno em um SFRJ.

A bancada de testes na qual os experimentos foram realizados fornecia um fluxo de oxidante com as mesmas características do ar em um voo real. Concluiu-se, então, que a taxa de regressão para o polietileno apresentava dependência com relação à pressão na câmara de combustão, à temperatura do ar de admissão, ao fluxo de ar na admissão e ao tamanho da porta de combustão. Com isso, uma fórmula empírica para a taxa de regressão com a pressão na câmara, temperatura do ar e fluxo de ar como parâmetros foi derivada baseada nos resultados obtidos. Apesar disso, a mudança no diâmetro do furo do grão, implicando em diferentes tamanhos da câmara de combustão, parece não ter afetado a fórmula.

(TAN et al., 2001) mostram que o SFRJ parece ser um promissor propulsor devido ao seu alto impulso específico e maior alcance em comparação com motores foguete tradicionais, e por conta de sua relativa simplicidade quando comparado com outros motores que respiram ar. Além disso, evidenciam que, em contraste com o motor de foguete sólido (SRM), ele pode funcionar bem em alto número de mach.

(FRY, 2004) fez um estudo que relatava a evolução da propulsão por ramjet ao longo de um século.

Este estudo mostrou o quanto a tecnologia relacionada a ramjets evoluiu, mas também mostra que ainda há muitas oportunidades na área para serem exploradas no futuro.

(KAIBIN et al., 2006) fizeram um estudo sobre um Ramjet de combustível sólido com admissão de ar central. Este estudo é demasiado interessante pois a ideia do motor com admissão de ar central se assemelha bastante com o motor presente no Chemical Propulsion Laboratory (CPL) que será o objeto de estudo deste trabalho e será melhor descrito posteriormente.

Além de evidenciar que este tipo de configuração de Ramjet é possível, este estudo mostrou que quando a vazão mássica de ar aumenta, a temperatura da chama na saída do motor diminui e sua eficiência de combustão aumenta. Além disso, a vazão mássica do gás do propelente sólido, rico em combustível, mostrou uma certa capacidade de auto-ajuste adaptável.

(LEE et al., 2011) realizaram estudos relacionados às características de fluxo na admissão supersônica de tamanho pequeno. Foram feitas análises em dois tipos de admissão supersônica: retangular e axissimétrico. O modelo retangular é mais utilizado em motores do tipo Scramjet, já o modelo axissimétrico é o que é mais comumente visto nos motores Ramjet.

Este artigo oferece uma investigação aprofundada de todos os fenômenos de fluxo

da entrada, incluindo o sistema de choque, a interação choque com camada limite e o ruído supersônico da entrada. Semelhante a uma entrada supersônica convencional, o principal recurso de fluxo da entrada de tamanho pequeno também era a existência de ondas de choque durante a operação estável. As características das ondas de choque assimétricas foram determinadas principalmente pela camada limite que se desenvolveu dentro do difusor, e as ondas de choque normal e oblíqua dependiam do tamanho do difusor e do número de Mach a montante do choque terminal. Os resultados mostraram que as ondas de choque podem ser geradas de forma diferente a partir das condições operacionais, incluindo o tamanho do difusor.

([HEDMAN, 2016](#)) executou ensaios experimentais utilizando  $CO_2$  como fonte de energia para investigar a pirólise em Polibutadienos Hidroxilados (HTPB).

Neste estudo, várias amostras de HTPB foram utilizadas. Tais amostras possuíam diferentes configurações proporcionadas através de aditivos tais como o boro, alumínio e negro de carbono. Apesar das notáveis diferenças entre o ambiente de combustão de um SFRJ e o experimento com  $CO_2$  relatado no estudo, o ambiente de combustão do SFRJ depende da gaseificação do combustível para formar uma chama de difusão acima da superfície. Quando uma camada limite está presente, a radiação da zona da chama é um mecanismo crítico para a regressão da superfície em um SFRJ resultando em uma grande distância de afastamento para o retorno de calor da chama de difusão. Portanto, o experimento mostrou-se válido para o estudo de combustíveis de ramjet em pequena escala.

([HEDMAN et al., 2017](#)) fizeram um experimento em pequena escala da ignição do combustível de um Ramjet. Neste experimento vários combustíveis a base de Polibutadieno Hidroxilado (HTPB) foram utilizados. Neste estudo, além dos níveis energéticos do combustível, ressalta-se o comportamento da ignição de tal combustível. Uma ignição robusta é essencial pois ela garante a transição da fase de boost para a operação ramjet.

Concluiu-se que os combustíveis carregados de boro sofreram os efeitos da baixa temperatura de fusão do óxido de boro porque uma casca dura se formou na superfície, impedindo a chama. Com isso, adições de magnésio e politetrafluoretileno promoveram a combustão do no SFRJ. Além disso, foi demonstrado que muito pode ser dito sobre o comportamento da combustão e a composição da superfície antes que os combustíveis sólidos sejam dimensionados para um fator de forma relevante.

([MCDONALD; RICE, 2018](#)) executaram um estudo com o intuito de otimizar o combustível de um SFRJ para melhorar a taxa empuxo/arrasto em mísseis.

Ressaltou-se neste estudo o potencial desempenho dos ramjets e por isso o desenvolvimento de combustíveis de alta densidade energética para SFRJ tem sido objeto de extensas pesquisas. O foco de tais pesquisas ao longo dos anos convergiu para compostos

de polibutadieno hidroxilado altamente carregados com pó de boro.

(ZHUO et al., 2019) a fim de pesquisar as características de auto-ignição de um ramjet de alta velocidade no processo de lançamento, fizeram o uso da tecnologia de grade dinâmica para analisar esse processo aplicado em polietileno através de simulações numéricas.

Um fato interessante relatado nesse estudo mostrava que a ocorrência de auto-ignição não está relacionada apenas à pressão, temperatura e velocidade do fluxo na câmara de combustão, mas também ao conteúdo de polietileno e seu grau de mistura com o ar.

(KIM et al., 2010) apresentaram um interessante estudo onde era sugerido um combustível sólido eficaz misturando cera de parafina pura e LDPE. O estudo apresentou que combustíveis mesclados de parafina e LDPE podem ter muitas vantagens em comparação com os típicos combustíveis à base de parafina metalizada. A sedimentação do material adicionado durante o processo de fabricação faz com que a queima do grão final apresente uma menor ocorrência de instabilidade de combustão. Além disso, o estudo citou também sobre as propriedades mecânicas dessa mistura, uma vez que os combustíveis mesclados de parafina e LDPE apresentam uma maior resistência mecânica e uma maior eficiência de combustão quando comparados aos combustíveis que usam parafina pura.

(SOTOMAYOR et al., 2014) investigaram as propriedades térmicas e mecânicas de misturas à base de polietileno de alta densidade e cera de parafina. Os resultados do estudo mostraram um deslocamento da temperatura de fusão do polietileno como consequência do efeito plastificante da cera. Uma diminuição do módulo de Young com o aumento da porcentagem de parafina indica que o módulo de Young parafina é menor do que o módulo do polietileno de alta densidade. Como consequência deste estudo, as misturas de parafina e polietileno de alta densidade indicam a possibilidade de usinagem desse material, uma vez que o polietileno melhora as propriedades mecânicas da mistura.

Na Universidade de Brasília, (AZEVEDO et al., 2019) realizaram um inovador estudo no qual o SFRJ fazia o uso de parafina como combustível.

Através deste estudo, mostrou-se que é possível ter a parafina como combustível quando aplicada a um SFRJ. Contudo, uma combustão que não usufruía de todo seu potencial foi apresentada, uma vez que era notável a grande quantidade de parafina expelida do motor em forma de vapor, evidenciando, assim, uma queima incompleta.

### 3 MOTORES A REAÇÃO

Um motor a reação é um tipo de sistema propulsivo que, para alterar o estado inercial de um corpo em relação a um sistema de referência, expelle uma massa acelerada no sentido contrário ao seu movimento. Essa alteração do estado inercial é uma força denominada empuxo e é descrita pela 3ª Lei de Newton.

Tradicionalmente se ouve falar mais sobre propulsão a jato, que é designada majoritariamente a naves espaciais. A maioria das naves espaciais atuais têm sua propulsão devido a liberação de gases submetidos à elevadas velocidades através de um Bocal de Laval, situado na parte posterior do veículo, formando o que é designado motor foguete.

Por conta de sua elevada potência e pelo fato de seu funcionamento também ocorrer no vácuo, os motores foguete vêm sendo amplamente utilizados em voos espaciais, mas também são utilizados para movimentar mísseis e aeronaves.

O empuxo que atua sobre um foguete é produzido pela combustão do par propelente em seu interior exercendo uma enorme pressão sobre as paredes da câmara de combustão, exceto na abertura por onde os gases são ejetados, situada em uma porção posterior. Com isso, tem-se uma força resultante não equilibrada que exerce principal influência sobre as paredes frontais da câmara de combustão. É essa força não equilibrada que faz o foguete se mover, além disso, a amplitude do empuxo dependerá da velocidade e da massa desses gases ejetados.



Figura 1 – Representação das forças no interior de um motor foguete. Adaptado de (TURNER, 2006)

Existem diversos tipos de motores a reação, cada um com inúmeras aplicações. Dentre essas inúmeras aplicações, destaca-se o uso desses motores em aeronaves, veículos lançadores e mísseis. Quando se trata de mísseis, muitas limitações envolvem os motores deste dispositivo.

Os mísseis possuem sempre uma demanda por alcances cada vez maiores. Isso se mostra um problema pois o combustível representa apenas cerca de 20% do peso total do equipamento, limitando assim o alcance. Quando o motor desse dispositivo é um motor foguete, desses 20% de massa anteriormente citado é comum que aproximadamente 80% dessa parcela seja oxidante e 20% seja combustível. Isso implica em uma enorme limitação em termos de alcance, velocidade e área de cobertura. Tendo em vista todas essas limitações, um tipo de motor se mostra mais interessante para este tipo de aplicação. Capaz de usar o ar atmosférico como oxidante, o Motor Ramjet se mostra um notório artefato pelo fato de justamente não precisar carregar o oxidante em seu envelope, resultando em um aumento no alcance, velocidade e área de cobertura.



Figura 2 – Míssil Meteor<sup>1</sup> equipado em um Dassault Rafale. Fonte: MBDA - Site, 2022

<sup>1</sup> Fabricado pela multinacional Europeia MBDA, o Meteor é classificado como um míssil Beyond Visual Range Air-to-Air Missile (BVRAAM) e é equipado com um motor Ramjet.

## 4 MOTOR RAMJET

Um Ramjet é um tipo de motor a reação que não possui partes móveis e é interessante em aplicações que requeiram motores simples e pequenos mas com grande velocidade. Num motor Ramjet, a pressão do ar na entrada do dispositivo chega a ser suficiente a ponto de dispensar o conjunto turbina-compressor comumente utilizado em motores a reação, dessa forma o Ramjet é considerado um dispositivo simples, sendo composto apenas de uma entrada de ar, uma câmara de combustão e um bocal. Uma de suas vantagens em relação a outros motores a reação é que, embora empregue a reação química entre combustível e oxidante assim como os demais propulsores químicos, o Ramjet faz o uso do ar atmosférico como oxidante, dispensando também o peso adicional necessário devido ao transporte desse oxidante junto ao dispositivo.

Sendo assim, ramjets não produzem empuxo estático, e necessitam se encontrar em altas velocidades para dar início a sua operação, podendo ser lançados de aviões, com o auxílio de foguetes ou motores boosters. No entanto, esse tipo de motor é adequado para aplicações que necessitem de altas velocidades e simplicidade operacional. (AZEVEDO, 2018)

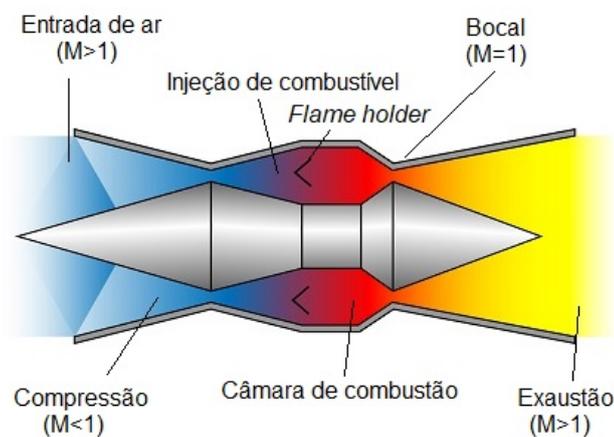


Figura 3 – Esquemático de um motor Ramjet. Adaptado de (ZHU et al., 2018)

Além disso, os motores ramjet podem ser subdivididos em duas categorias:

- Motores ramjet de combustível líquido;
- Motores ramjet de combustível sólido.

Este trabalho dará ênfase nos motores ramjet de combustível sólido.

A Figura 4 mostra a relação do impulso específico com o número de Mach para ramjets em voo estratosférico. É possível notar, a partir da imagem, que o envelope operacional ótimo dos ramjets se encontra em velocidades entre  $M=3/3,5$ , pois antes e depois desse intervalo, há uma diminuição no seu impulso específico.

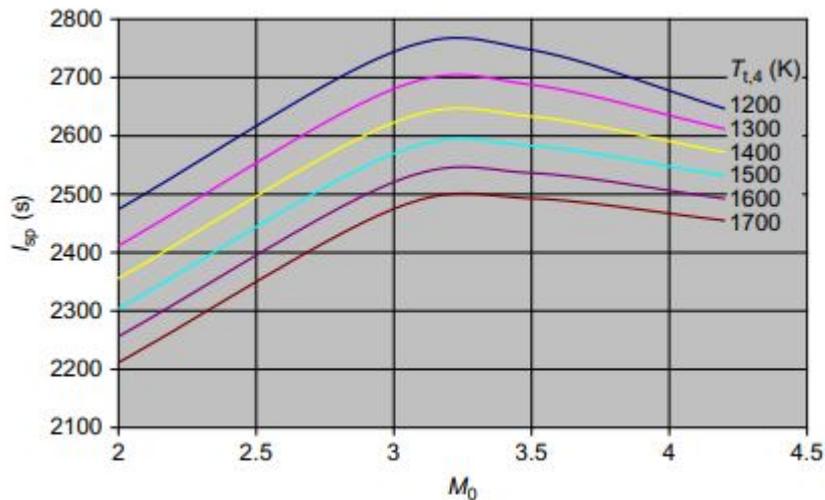


Figura 4 – Gráfico  $I_{sp}$  x  $M_0$ . Adaptado de (SFORZA, 2017)

## 4.1 Módulos do Ramjet

Nesta seção, serão descritas as partes(módulos) que compõem um motor ramjet. Em geral, os motores ramjet possuem 3 módulos:

- Admissão;
- Câmara de combustão;
- Bocal de exaustão.

### 4.1.1 Admissão

A admissão é o primeiro módulo de qualquer motor que respira ar. São as características deste módulo no motor ramjet que o faz tão especial. Por funcionar em velocidades supersônicas, há a ocorrência de ondas de choque neste módulo, e são essas ondas de choque que realizam o efeito RAM. A seção de admissão pode ter uma entrada circular/oval ou retangular. Também pode ter uma entrada de área com geometria constante ou variável. Ramjets supersônicos podem conter cones de admissão (às vezes chamados de cones de choque ou corpos centrais de entrada) ou rampas de compressão

para captura de choques durante velocidades de voo supersônicas. Nesses casos, a entrada de compressão externa/interna (mista) é selecionada. Essas ondas de choque oblíquas devem ser eliminadas por uma forte onda de choque normal, a fim de diminuir o fluxo de ar para uma velocidade subsônica antes da câmara de combustão. (EL-SAYED, 2016)

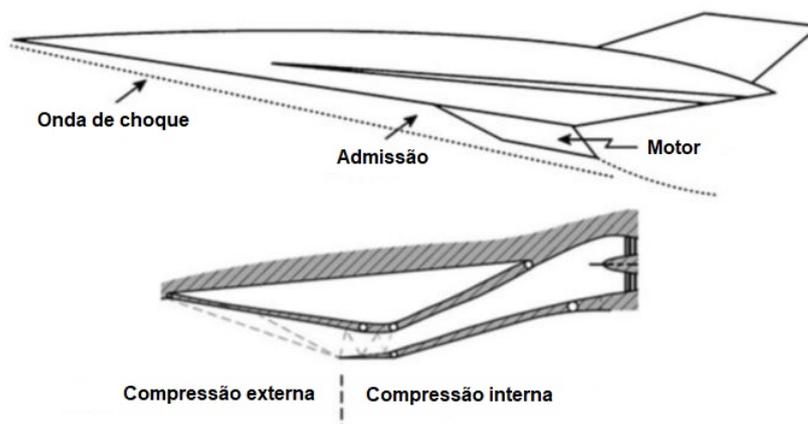


Figura 5 – Esquemático de um motor Ramjet. Adaptado de (EL-SAYED, 2016)

#### 4.1.2 Câmara de combustão

A câmara de combustão é o local no qual a energia é gerada por reação química. Como não há turbina à jusante, um combustor ramjet pode operar com segurança nas relações estequiométricas de ar/combustível, o que implica uma temperatura de estagnação na saída do combustor da ordem de 2400K para o querosene. Dentro da câmara de combustão é adicionado combustível, misturado com uma parte do ar e depois queimado por um ou mais ignitores. A quantidade restante de ar é usada para resfriamento. O processo de combustão ocorre a pressão quase constante. No entanto, devido ao atrito e à mistura combustível-ar, ocorrerá uma pequena queda na pressão total dentro do queimador. (EL-SAYED, 2016)

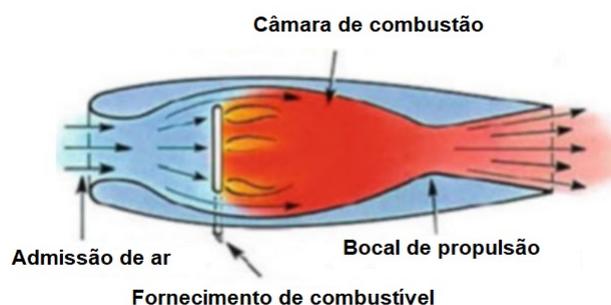


Figura 6 – Câmara de combustão em um SFRJ. Adaptado de (EL-SAYED, 2016)

### 4.1.3 Bocal de exaustão

O bocal é o último e o mais importante componente em todos os motores a jato. Ele converte a pressão e a energia térmica em energia cinética através de um jato de gases à elevadas temperaturas, o que gera o impulso. Os bocais podem ser de geometria fixa ou variável. Também pode apresentar seções convergentes ou convergentes-divergentes. Por fim, os bocais também podem ser estrangulados ou não. (EL-SAYED, 2016)



Figura 7 – Exemplo de bocal convergente-divergente de um SFRJ. (AZEVEDO, 2018)

Tendo conhecimento das partes que compõem um ramjet, pode-se, agora, descrever seu ciclo.

## 4.2 Ciclo Ramjet

Uma máquina térmica é um dispositivo que transforma a energia interna de um combustível em energia mecânica. Também pode ser definida como o dispositivo capaz de converter calor em trabalho. Toda máquina térmica necessita de um fluido de trabalho. O fluido de trabalho de um ciclo termodinâmico é o que permite efetuar trocas de energia entre o sistema e o exterior. Assim, o fluido de trabalho, nesse contexto, tem como função o objetivo principal da máquina térmica, que é permitir a conversão de energia térmica em energia mecânica. Existem inúmeros fluidos de trabalho, os quais são classificados de acordo com as suas características termodinâmicas e físicas. Estas características são definidas pelas propriedades mais frequentemente requeridas na análise e projeto de sistemas termodinâmicos. (CENGEL; BOLES, 2013)

Assim como qualquer outra máquina térmica, o Ramjet possui um ciclo termodinâmico que descreve seu comportamento quando em funcionamento. Este capítulo tem como objetivo descrever o ciclo do motor ramjet, bem como apresentar brevemente as equações fundamentais que o regem. Além disso, o presente capítulo terá como embasamento teórico principal o livro (EL-SAYED, 2016). Contudo, como trata-se de uma breve explicação a respeito do ciclo, explicações mais aprofundadas podem ser encontradas em outros livros da área, como (CANTWELL, 2019), (TURNER, 2006) e outros.

A Figura 8 ilustra um motor ramjet com indicações de suas partes para associação com a descrição das propriedades de seu ciclo.

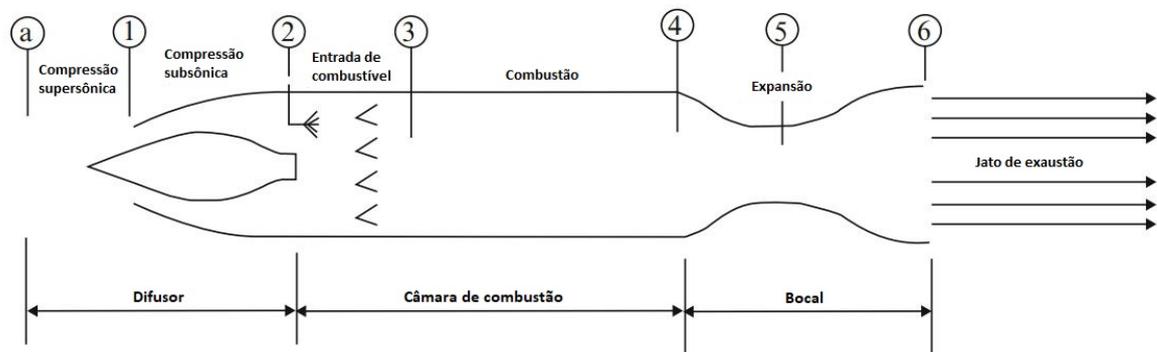


Figura 8 – Diagrama esquemático de um motor ramjet supersônico Adaptado de (EL-SAYED, 2016)

- $a \rightarrow 2$ : Difusão isentrópica (desaceleração) e compressão, com diminuição do número de Mach;
- $3 \rightarrow 4$ : Combustão a pressão constante;
- $5 \rightarrow 6$ : Expansão isentrópica no bocal.

A admissão diminui a velocidade do fluxo em relação ao motor a partir de uma determinada velocidade de voo. Com isso, o fluxo que era anteriormente supersônico (estação a) passa a ser subsônico (estações 1-2). Em paralelo, a pressão aumenta através destas estações.

O combustível é misturado com o ar e essa mistura é queimada no combustor. Caso a velocidade do fluxo na estação 3 seja menor do que a velocidade do som local, ou seja  $M_3 \ll 1$ , a combustão ocorrerá a pressão quase constante. O resultado obtido a partir disso, é um aumento da energia térmica do fluido e uma diminuição de sua densidade.

No bocal, o fluxo é expandido geralmente à pressão original, com isso ocorre uma queda na temperatura. Além disso, ocorre um aumento na energia cinética. Como  $T_3$  é maior que  $T_2$ , a diferença de as energias térmicas entre as estações 3 e 4 são maiores que as entre as estações 2 e a. Portanto, a mudança na energia cinética no bocal é maior do que na admissão.

#### 4.2.1 Ciclo ideal

Ao analisar o ciclo ideal, é possível observar que a pressão não varia ao longo do ciclo ( $P_2 \approx P_{02} = P_{0a}$ ;  $P_4 = P_2$ ;  $P_4 \approx P_{04} = P_{06}$ ), uma vez que a pressão varia apenas

por compressão ou expansão isentrópica. Com isso, obtém-se a temperatura na saída da admissão através da Eq. (4.1)

$$T_2 \approx T_{02} = T_{0a} = T_a \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (4.1)$$

A relação entre as condições totais e estáticas de temperatura na entrada e saída do motor, são dadas pelas Eqs. (4.2) e (4.3)

$$\frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2 = \frac{T_{02}}{T_a} \quad (4.2)$$

$$\frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_6^2 = \frac{T_{04}}{T_6} \quad (4.3)$$

E a relação entre as condições totais e estáticas de pressão na entrada e saída do motor, são representadas pelas Eqs. (4.4) e (4.5)

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left( 1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \quad (4.4)$$

$$\frac{P_{06}}{P_6} = \left( 1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_6^2 \right)^{\frac{\gamma_6}{\gamma_6 - 1}} \quad (4.5)$$

Assumindo que os calores específicos do ar e dos gases de exaustão são iguais e constantes, obtém-se a relação representada pela Eq. (4.7)

$$\frac{P_{06}}{P_6} = \frac{P_{0a}}{P_a} \quad (4.6)$$

Com isso tem-se que os números de Mach e Mach de exaustão são iguais.

$$M_6 = M \quad (4.7)$$

A partir dos Machs iguais, tem-se a velocidade de exaustão ideal, que é representada pela Eq. (4.8)

$$u_{6(ideal)} = u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{0a}}} = u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{02}}} \quad (4.8)$$

A razão combustível- ar é derivada da equação do balanço energético para o processo de combustão.

$$\dot{m}_a h_{02} + \dot{m}_f Q_R = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) h_{04} \quad (4.9)$$

Sendo  $Q_R$  a capacidade calorífica do combustível.

Tem-se então a relação combustível - ar, representada pela Eq. (4.10)

$$f = \frac{C_p(T_{04} - T_{0a})}{Q_R - C_p T_{04}} \quad (4.10)$$

Como é assumida a expansão total no bocal, a força de empuxo é expressada pela Eq. (4.11)

$$\frac{E}{\dot{m}_a} = M \sqrt{\gamma R T_a} \left[ (1 + f) \sqrt{\frac{T_{04}}{T_a}} \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2}} - 1 \right] \quad (4.11)$$

A Figura 9 mostra a representação gráfica do diagrama temperatura-entropia no ciclo Ramjet ideal.

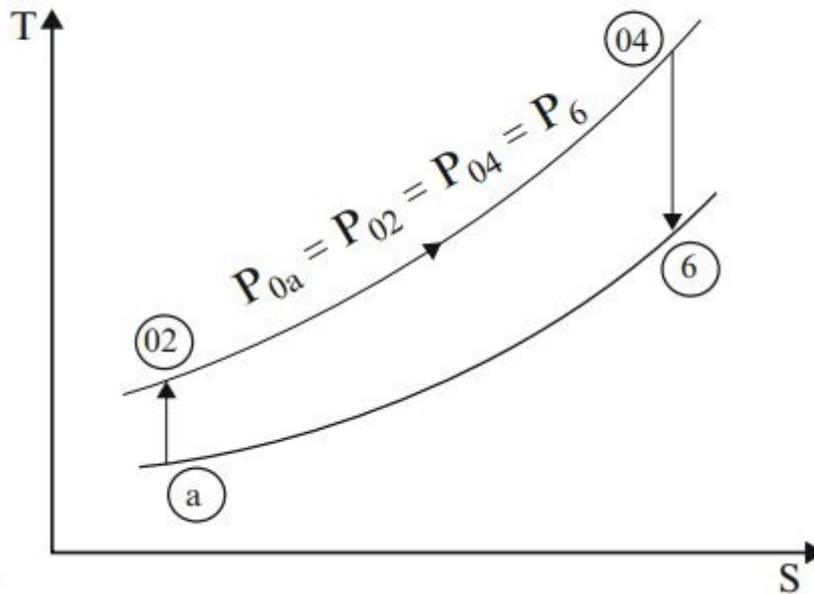


Figura 9 – Diagrama de temperatura-entropia do ciclo ideal para ramjet. Adaptado de (EL-SAYED, 2016)

#### 4.2.2 Ciclo real

Para o ciclo real, a queda de pressão de estagnação é encontrada em todos os módulos do motor. Assim, as taxas de pressão de estagnação no difusor, câmara de combustão e bocal ( $r_d, r_c, r_n$ ) são representadas pelas Eqs. (4.12), (4.13) e (4.14)

$$r_d = \frac{P_{02}}{P_{0a}} \quad (4.12)$$

$$r_c = \frac{P_{04}}{P_{02}} \quad (4.13)$$

$$r_n = \frac{P_{06}}{P_{04}} \quad (4.14)$$

A partir dessas relações mostradas nas Eqs. (4.12), (4.13) e (4.14), o número de Mach de exaustão se torna a relação apresentada na Eq.(4.15)

$$M_{6(real)}^2 = \left( \frac{2}{\gamma - 1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \left( r_d r_c r_n \frac{P_a}{P_6} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (4.15)$$

Tomando a definição de  $m$  como:

$$m = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \left( r_d r_c r_n \frac{P_a}{P_6} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (4.16)$$

O número de Mach de exaustão se torna:

$$M_{6(real)}^2 = \left( \frac{2}{\gamma - 1} \right) (m - 1) \quad (4.17)$$

Com isso, a velocidade de exaustão é representada pela Eq. (4.18)

$$u_{6(real)} = \sqrt{\frac{2\gamma RT_{04}(m - 1)}{(\gamma - 1)m}} \quad (4.18)$$

Como as irreversibilidades não tem efeito nas temperaturas totais através do motor, a relação combustível/ar é dada pela Eq. (4.19)

$$f_{real} = \frac{C_{p4}T_{04} - C_{p2}T_{0a}}{\eta_b Q_r - C_{p4}T_{04}} \quad (4.19)$$

Finalmente, tem-se o impulso específico dado pela Eq. (4.20)

$$\frac{T_{real}}{\dot{m}_a} = (1 + f) \sqrt{\frac{2\gamma_6 RT_{04}(m - 1)}{(\gamma - 1)m}} - M \sqrt{\gamma RT_a} + \frac{P_6 A_6}{\dot{m}_a} \left( 1 - \frac{P_a}{P_6} \right) \quad (4.20)$$

Outra representação do Impulso Específico, desde que conhecidos o empuxo e a vazão mássica de combustível, pode ser dada por:

$$E = I_{sp}\dot{m}_f \quad (4.21)$$

A Figura 10 mostra a representação gráfica do diagrama temperatura-entropia no ciclo Ramjet real.

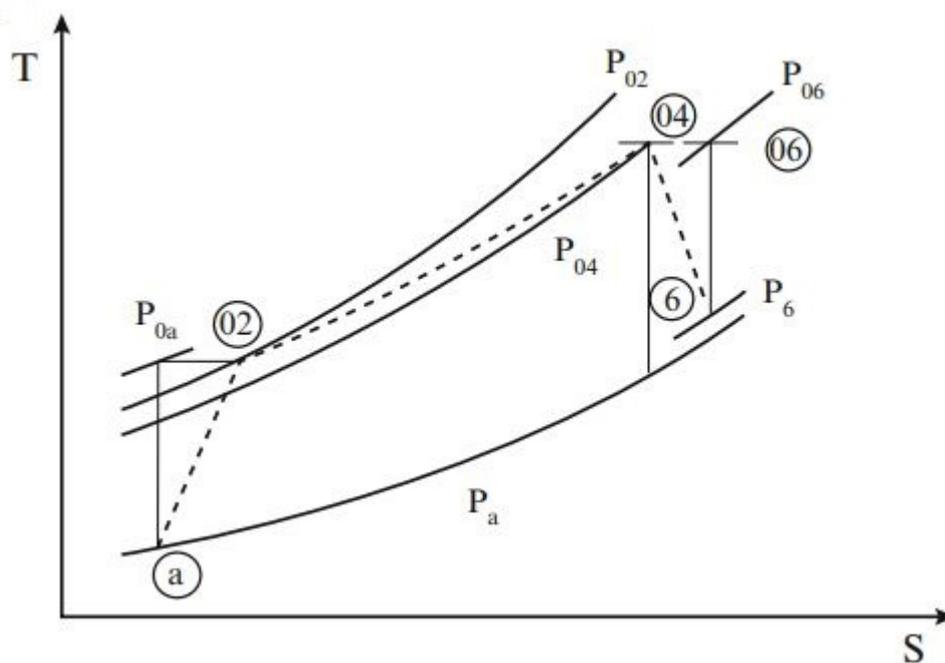


Figura 10 – Diagrama de temperatura-entropia do ciclo real para ramjet. Adaptado de (EL-SAYED, 2016)

## 5 EXPERIMENTOS COM RAMJET NO CPL

O trabalho de (AZEVEDO, 2018) foi projetar a bancada de testes que existe atualmente no CPL e, além disso, realizar ensaios experimentais utilizando parafina como combustível. Este era um estudo inovador pois, até o momento da publicação de seu trabalho, não se tinha conhecimento de trabalhos científicos que apresentavam o uso da parafina como combustível em um SFRJ.

Os resultados de seus testes foram promissores, embora o motor tenha apresentado uma combustão de baixa eficiência. Isso foi evidenciado pela vaporização da parafina apresentada na Fig. 11



Figura 11 – Exaustão de parafina vaporizada durante um ensaio. (AZEVEDO, 2018)

Essa vaporização é justificada por dois fatores principais: a alta taxa de regressão da parafina, quando comparada a outros combustíveis a base de HC; o curto tempo de residência da chama de combustão, fazendo com que a camada liquefeita descrita por (KARABEYOGLU et al., 2004) seja expelida pelo bocal.

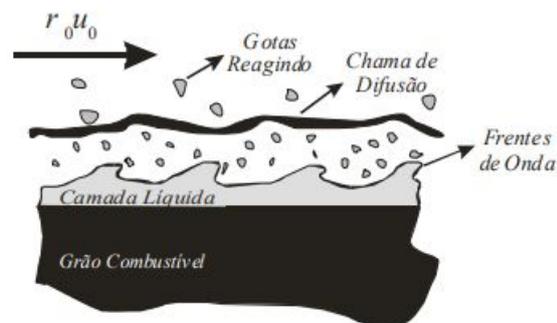


Figura 12 – Comportamento da parafina durante a combustão em um foguete híbrido. (KARABEYOGLU et al., 2004)

Os combustíveis de alta densidade como o HDPE possuem um comportamento diferente da Fig. 12 e se assemelham mais com a Fig. 13.

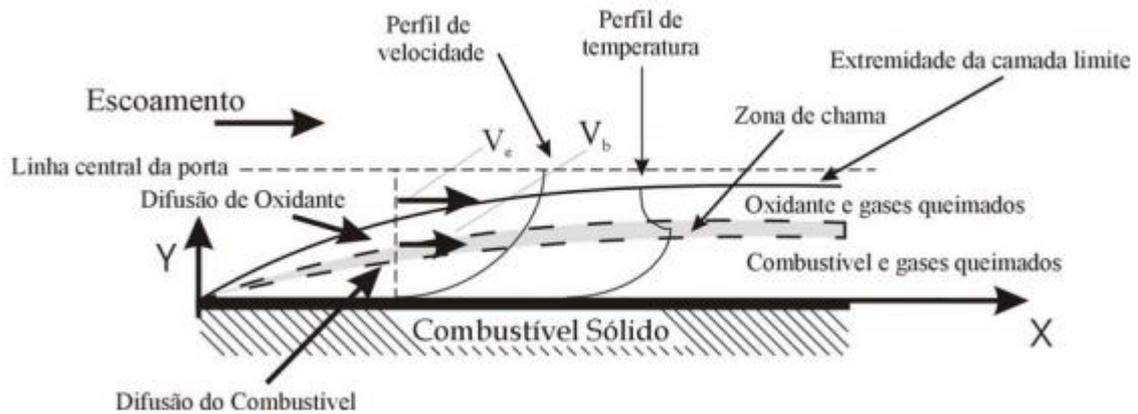


Figura 13 – Comportamento do HTPB durante a combustão em um foguete híbrido. (LARSON; HENRY; HUMBLE, 1995)

Através disso, foi pensado em se fazer modificações na bancada de testes para que ela pudesse se adequar a ensaios utilizando um combustível com maior densidade. O objetivo seria promover ensaios nos quais a combustão obtivesse uma melhor eficiência.

Parte III

Metodologia

## 6 CARACTERIZAÇÃO PARA O ENSAIO EXPERIMENTAL

### 6.1 BANCADA DE TESTES

Este trabalho fez o uso da bancada de testes experimentais para estatores a combustível sólido situado no Laboratório de Propulsão Química (CPL) da Faculdade do Gama (FGA) da Universidade de Brasília (UnB). Esta bancada é uma contribuição deixada pelo ex-aluno do curso de Engenharia Mecânica, Victor Araujo Azevedo, que teve como tema de seu Projeto de Graduação o desenvolvimento da mesma. (AZEVEDO, 2018)

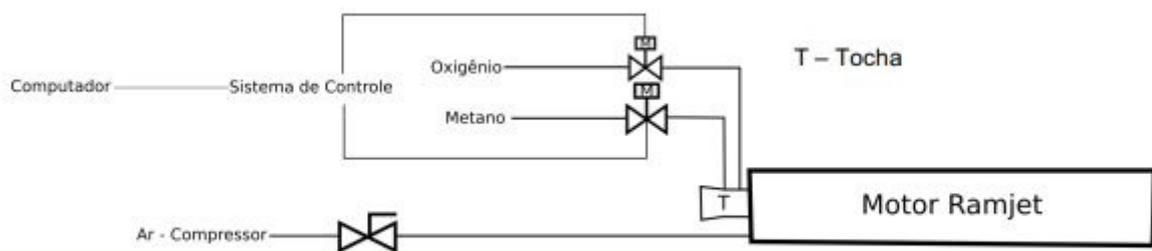


Figura 14 – Esquemático da bancada proposta por (AZEVEDO, 2018)

O motor de testes projetado, possuía a seguinte configuração:

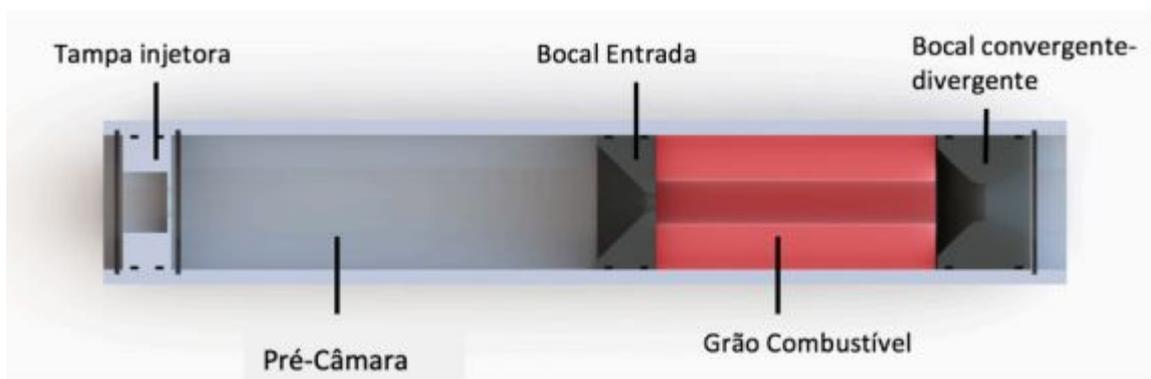


Figura 15 – Proposta preliminar do motor de testes (AZEVEDO, 2018)

A tampa injetora e a pré-câmara desempenhariam o papel de simular o módulo de admissão de um ramjet, o que seria alcançado modulando as condições estagnação

calculadas a partir dos parâmetros de voo de um míssil real. O bocal de entrada e o grão combustível constituiriam o módulo da câmara de combustão de um SFRJ e por último o bocal convergente-divergente como módulo de exaustão. (AZEVEDO, 2018)

O design de (AZEVEDO, 2018) foi utilizado com sucesso nos testes com HDPE, contudo um novo design foi precisava ser implementado para os testes com os combustíveis mesclados visto que os novos grãos possuiriam 50mm de comprimento, o que fazia necessário o uso de uma pré e pós câmara de combustão para o desenvolvimento adequado da chama. A figura 16 mostra o novo design para comportar os grãos mesclados de parafina e polietileno.

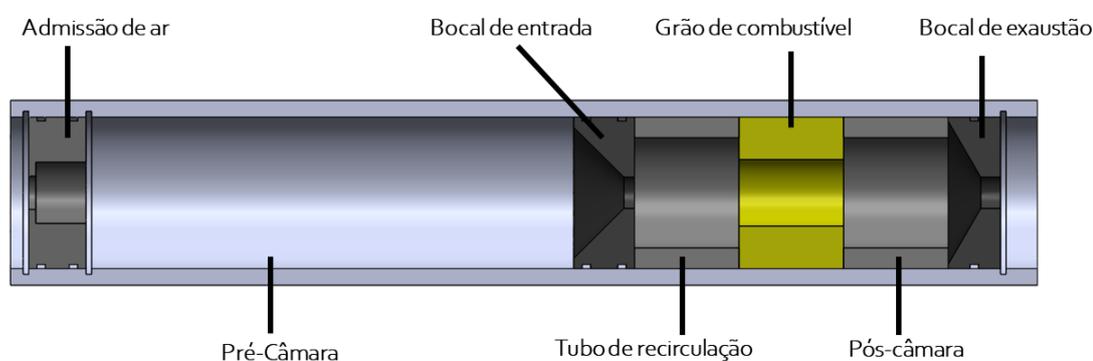


Figura 16 – Design atualizado do motor de testes

### 6.1.1 Fluxo de ar

Para simular o escoamento de ar atmosférico, foi feito o uso de um tanque com capacidade de 10 bar. Devido a essa capacidade máxima do tanque, estabeleceu-se uma restrição relacionada à máxima pressão no interior do motor.

Esse tanque foi então conectado por meio de uma mangueira de 1/2" ao sistema de tubulação da bancada, apresentado abaixo. Esse conjunto apresentava uma válvula pressurizada por nitrogênio modelo AT10IU da Lupatech Valmicro, duas válvulas de esferas manuais, e duas tomadas de pressão e temperatura (antes e depois de uma das válvulas manuais) e um sistema de by-pass, também com uma válvula pressurizada modelo AT10IU da Lupatech Valmicro, que foi conectado com nitrogênio caso houvesse a necessidade de uma purga. (AZEVEDO, 2018)



Figura 17 – Tanque de ar



Figura 18 – Compressor de ar

As válvulas que não eram manuais, eram controladas remotamente por um computador através de um software desenvolvido no CPL por (SHYNKARENKO et al., 2019a) que está melhor explicado na Seção 6.3. Para o fluxo de ar, era possível não só controlar a abertura e fechamento das válvulas, mas também a máxima pressão fornecida pelo tanque.

Além disso, a metodologia ideal de design do difusor apresentada por (HERMANN, 1957) foi empregada para estimar o estado termodinâmico do ar na entrada da câmara de combustão como em função da altitude de voo e do número Mach.

Como a vazão mássica do ar neste caso é uma função da temperatura, da pressão do tanque de ar e da queda de pressão ao longo da linha de alimentação. Pode-se aplicar, a relação termodinâmica utilizada por (SHYNKARENKO et al., 2019a) para estimar a vazão mássica do ar.

$$\dot{m}_{ar} = V \frac{\Delta \rho}{\Delta t} = C_1 \frac{(p_1 - p_2 / (p_2 / p_1)^{C_2})}{\Delta t T_0} \quad (6.1)$$

Onde,  $C_1 = 1742,16$  e  $C_2 = 1/\gamma - 1 = 0,2857$

Contudo, essa queda de pressão que é útil para a obtenção da vazão mássica de ar, é também um problema pois faz com que ocorra uma perturbação na válvula de controle, sendo necessário implementar métodos para a estabilização da mesma. Através de um algoritmo de controle de pressão efetiva foi possível estabilizar a válvula. Esse algoritmo de controle era do tipo *Proporcional Integral Derivativo* (PID) e é representado pela Eq. 6.2. (SHYNKARENKO et al., 2019a)

$$u(t) = K_p \left( e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t') dt' + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (6.2)$$

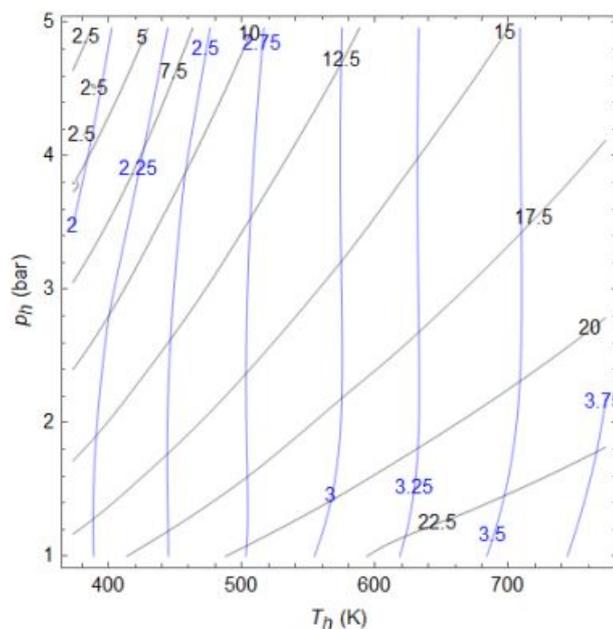


Figura 19 – Gráfico da temperatura e pressão de estagnação do ar para diferentes altitudes e velocidades de voo. Em preto, Temperatura e pressão absoluta em função da altitude de voo (km); Em azul, número de Mach (SHYNKARENKO et al., 2019a)

### 6.1.2 Sistema de aquecimento de ar e ignição

O sistema de ignição utilizado foi o sistema de tocha por metano-oxigênio desenvolvido no CPL por (SHYNKARENKO et al., 2019b), com algumas modificações para melhor se ajustar ao ensaio. O fluxo de metano-oxigênio é ajustado para gerar o calor e levar o ar da temperatura ambiente para a condição de estagnação do regime de voo correspondente. (Fig. 19) Além de aquecer o ar, a mesma tocha é empregada para realizar a ignição do combustível sólido. Isso é feito definindo a relação O/F e a potência necessária para a ignição de combustível sólido. Uma pequena quantidade de ar é misturada com os produtos de combustão da chama do metano/oxigênio para ajudar a inflamar o combustível sólido. Essa condição é mantida até que o grão seja inflamado, após o qual o fluxo principal de ar é fornecido para a seção de pré-aquecimento. A relação O/F da tocha é configurada para recuperar o conteúdo de oxigênio no ar para o nível de 21% na base molar. O sistema de aquecimento do ar é controlado automaticamente, fornecendo as condições prescritas de estagnação da pressão e temperatura do gás, bem como o conteúdo de oxigênio durante o processo de queima. Após o tempo decorrido, a injeção de ar e a tocha são desligadas, seguida pela injeção de nitrogênio para extinguir a chama. (SHYNKARENKO et al., 2019a)

### 6.1.3 Ajustes na bancada experimental

Apesar de já possuir a bancada de testes pronta e funcional, alguns ajustes foram feitos a fim de se adequar melhor ao combustível a ser utilizado. Os testes realizados no passado foram feitos utilizando parafina como combustível, já os testes relacionados a este estudo foram feitos utilizando polietileno de alta densidade (HDPE) e grãos mesclados de parafina e HDPE.

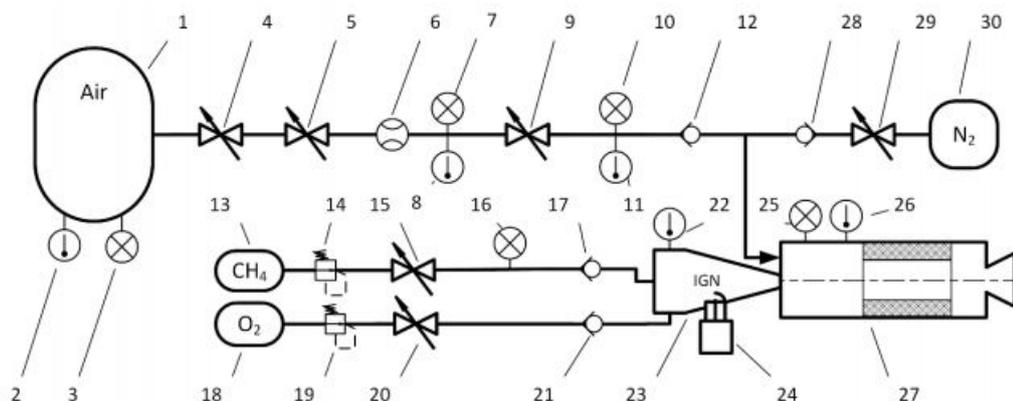


Figura 20 – Esquemático da bancada atualizada. (SHYNKARENKO et al., 2019a)

Onde: 1 - Tanque de ar; 2,8,11,22,26 - Sensores de temperatura; 3,7,10,16,25 - Sensores de pressão; 4,5,29 - Válvulas solenoide; 6 - Medidor de vazão; 9,15,20 - Válvulas de controle de fluxo; 12,17,21,28 - Válvulas de retenção; 13 - Tanque de metano; 14,19 - Reguladores de pressão; 18 - Tanque de oxigênio; 23 - Dispositivo de ignição e aquecedor de fluxo; 24 - Vela de ignição; 27 - Motor ramjet; 30 - Tanque de nitrogênio

Além disso, o padrão de curva esperado para vazões mássicas e temperatura de ar e Metano é representado pela figura 21

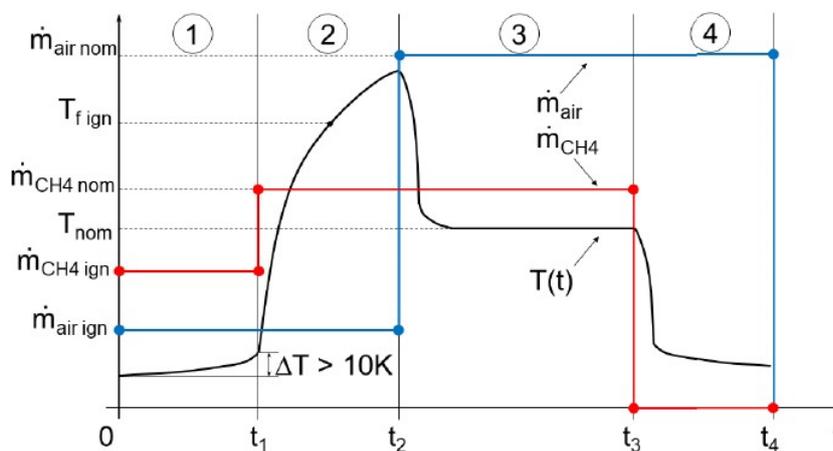


Figura 21 – Regime das curvas de Ar e CH4. (SHYNKARENKO et al., 2019a)

## 6.2 FABRICAÇÃO DO GRÃO DE POLIETILENO

Foi utilizado um tarugo de polietileno de alta densidade (HDPE) com 140mm de diâmetro e 1,5m de comprimento para a confecção do grão. Devido à dimensão do motor, esse tarugo precisou ser cortado e usinado para se adequar a tal dimensão. O grão possuía 232 mm de comprimento, 72,5 mm de diâmetro externo e a porta de combustão possuía inicialmente 32 mm. Essas dimensões se justificam devido a ideia de se comparar os resultados obtidos com o polietileno com os resultados obtidos com a parafina executados no trabalho realizado por (AZEVEDO, 2018). Com isso os grãos dos dois estudos ficaram semelhantes.

## 6.3 FABRICAÇÃO DOS GRÃOS MESCLADOS DE PARAFINA-POLIETILENO

Para a fabricação dos grãos de parafina-polietileno, o procedimento foi separado em duas etapas. Em um primeiro momento, foram feitas as misturas dos combustíveis através do processo de fusão. Posteriormente o grão foi usinado a fim de possuir as dimensões desejadas para os testes adequados no motor.

### 6.3.1 Materiais

Para deixar o processo mais célere e menos burocrático, materiais de fácil aquisição no mercado foram utilizados. A parafina utilizada foi a 140/145 em escamas da Petrobras. Ela possui um ponto de fusão de 50 °C, ponto de fulgor de 180 °C e o ponto de ebulição de 320 °C (BASILE, 2016). Já o polietileno utilizado foi o polietileno de alta densidade SM250S da LG Chem Ltd. em formato de peletes, com um ponto de fusão de 131 °C (LG, 2017).

### 6.3.2 Etapa 1: Fusão dos combustíveis

Os equipamentos necessários para esta etapa foram os seguintes:

1. Jaleco;
2. Óculos de proteção;
3. Máscara N95;
4. Luvas nitrílicas;
5. Fogão elétrico de 1500W de potência;

6. Termômetro digital culinário;
7. Panela de alumínio;
8. Espátula de silicone;
9. Balança Digital;
10. Molde metálico;

Para a fusão dos combustíveis, foram executados os seguintes procedimentos experimentais:

1. Organização dos equipamentos necessários;
2. Cálculo das quantidades de parafina e polietileno necessários;
3. Separação dos combustíveis;
4. Disposição da parafina no recipiente para derreter;
5. Ativação do forno elétrico;
6. Monitoramento da temperatura;
7. Adição periódica do polietileno em pequenas quantidades;
8. Monitoramento da temperatura;
9. Homogeneização da mistura;
10. Desativação do forno elétrico;
11. Verificação da viscosidade;
12. Disposição da mistura no molde;
13. Arrefecimento;
14. Remoção do molde;
15. Repetir os procedimentos anteriores;

A partir do item 5. descrito anteriormente, o monitoramento da temperatura deve ser feito durante todo o processo de fusão pois o controle de temperatura é extremamente importante. O principal motivo está relacionado à segurança pois a parafina ao atingir o ponto de fulgor (180 °C) começa a liberar vapores inflamáveis e ao atingir 230 °C esses vapores são liberados em grande quantidade, tornando o processo perigoso. Ao atingir

o ponto de fulgor, o combustível passa a liberar uma certa quantidade de vapores que possuem capacidade de entrar em ignição quando em contato com um agente ígneo. Por esse motivo, também, é justificada a utilização de um forno elétrico, pois a utilização de chama direta para aquecimento do sistema aumentaria a chance de acidentes.

O primeiro passo para realizar a mistura é separar os ingredientes nas devidas proporções. Utilizando a balança, a parafina e o polietileno são separados em dois recipientes. Com a quantidade de mistura desejada separada, a panela deve ser limpa. Esse processo é feito com água quente assim sendo possível retirar a resquícios de parafina e polietileno de misturas anteriores usando a espátula. É importante retirar toda a parafina do interior principalmente do exterior da panela. A parafina no exterior da panela, caso não seja removida, entrará em contato direto com a fonte de calor, fazendo com que ocorra combustão devido o atingimento do ponto de fulgor.

Com os equipamentos limpos a parafina pode ser adicionada na panela e aquecida. Após inúmeros experimentos notou-se que é ideal atingir a temperatura de 200 °C para começar a adicionar o polietileno. Sabe-se que o ponto de fulgor da parafina é de 180 °C, porém a quantidade de gases liberadas é pouca e essa temperatura de 200 °C é necessária para começar a derreter o polietileno.



Figura 22 – Monitoramento da temperatura com o auxílio do termômetro

Ao adicionar o polietileno a temperatura da mistura irá cair, portanto os movimentos de mistura feitos com a espátula são de suma importância. Para evitar a formação de bolhas é necessário que sejam feitos movimentos circulares de forma devagar (SINHA; SRIDHAR; KISHNAKUMAR, 2016). A figura 24 apresenta o processo de mistura dos componentes, nessa figura é possível observar a uniformidade do líquido.

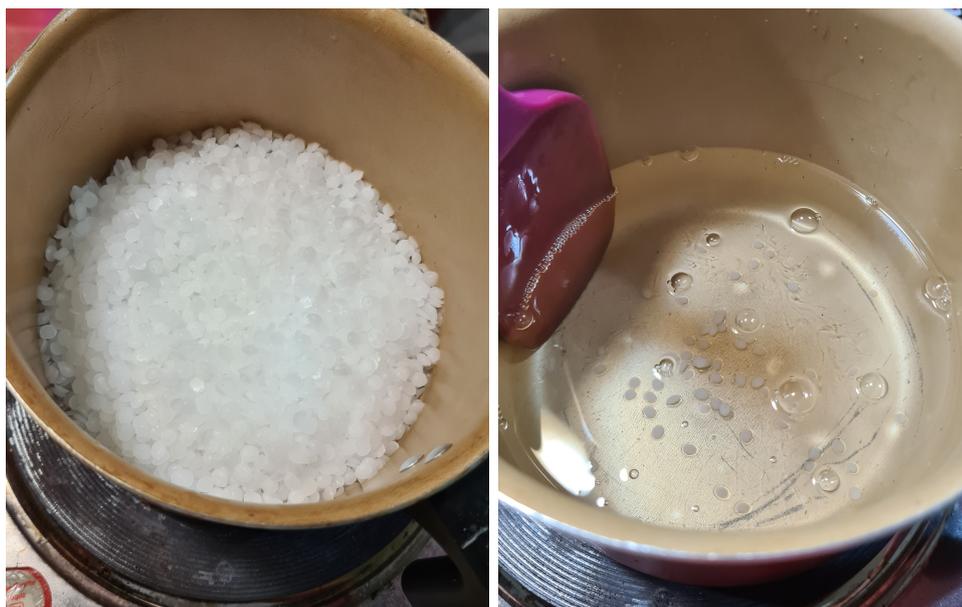


Figura 23 – Adição de parafina ao recipiente e, depois de atingir os 200°C, adição do polietileno.

A mistura estará finalizada quando todo o polietileno estiver derretido e o líquido resultante estiver uniforme. Quando o polietileno não está completamente derretido é possível observar uma mistura de duas fases. Com a mistura feita, o líquido pode ser colocado no molde desejado.



Figura 24 – Ponto de fio que comprova a homogeneidade da mistura

Vale ressaltar que esse processo de aquecimento e mistura dos combustíveis demorava em torno de 50 minutos desde o momento em que a parafina começava a ser aquecida até o momento de despejamento da mistura resultante no molde. A questão é que esse aquecimento relativamente longo e o alto ponto de fusão do polietileno fazem com que uma quantidade considerável de parafina evapore para que sejam atingidas as circunstâncias requeridas. Essa evaporação prolongada da parafina acaba por mudar a proporção de Parafina/Polietileno da mistura. Após alguns testes comparando a massa inicial somada de cada substância separada e a massa da mistura final após o resfriamento, estimou-se uma perda de massa de aproximadamente 0,5g de parafina por minuto, após os 200°C. Dadas as circunstâncias, foi adicionado em cada preparação a quantidade adequada de parafina para que as proporções fossem mantidas.

Por fim, e não menos importante, o processo de resfriamento deve ser realizado com cuidado. Foram testados dois tipos de arrefecimento, um utilizando simplesmente o ar a temperatura ambiente e outro utilizando um recipiente contendo água e dispondo o molde em seu centro. O arrefecimento utilizando o recipiente com água de forma suplementar se mostrou mais eficiente quanto à prevenção da formação de trincas.

### 6.3.3 Etapa 2: Usinagem do grão

Após a remoção do grão pronto de dentro dos moldes cilíndricos, sua geometria apresentava-se bastante irregular. A fim de estabelecer as dimensões adequadas para alocação no motor e execução dos testes, os grãos foram usinados no Laboratório de Usinagem da Universidade de Brasília.

O equipamento utilizado foi um torno Mascote MS-205X1000 da Marca Nardini, um excelente equipamento de fabricação nacional.



Figura 25 – Configuração do torno para a usinagem dos grãos

Vale ressaltar que todo o processo de fabricação de cada grão demorava em torno de dois dias. O resfriamento do grão fundido demorava cerca de 12 horas e o processo de usinagem demorava por volta de 6 horas, pois devido a baixa rigidez estrutural dos grãos, a força de compressão aplicada pelas castanhas do torno era relativamente baixa. Por isso, a velocidade de rotação do torno precisava ser baixa para evitar a expulsão do grão por força centrífuga.



Figura 26 – Grão 4 sendo usinado

A tabela 1 reúne as informações referentes ao sucesso nas etapas de fusão e usinagem para cada um dos grãos fabricados.

Grão	PR/HDPE (%)	Fusão	Usinagem	Fabricação bem sucedida?
A1	90/10	Problema	Não realizada	Não
A2	90/10	Ok	Não realizada	Não
1	90/10	Problema	Não realizada	Não
2	90/10	Ok	Problema	Não
3	90/10	Problema	Não realizada	Não
4	90/10	Ok	Ok	<b>Sim</b>
5	90/10	Ok	Problema	Não
6	95/05	Ok	Problema	Não
7	95/05	Ok	Problema	Não
8	95/05	Ok	Problema	Não
9	95/05	Ok	Problema	Não
10	95/05	Ok	Ok	<b>Sim</b>
11	90/10	Ok	Ok	<b>Sim</b>
12	95/05	Ok	Ok	<b>Sim</b>

Tabela 1 – Relação de grãos mesclados fabricados

Ao todo, foram fabricados 12 grãos e duas amostras preliminares para verificação do processo de fabricação. A amostra 1 (Grão A1) apresentou um problema de trincas por

conta de um resfriamento inadequado. Já a amostra 2 (Grão A2) se mostrou razoável pois apresentava uma boa homogeneidade e não apresentava defeitos exceto por uma pequena parte de polietileno que decantou e acabou ficando depositada na parte inferior do grão. A figura 27 apresenta as amostras 1 e 2.



Figura 27 – Amostra 1 com trinca devido ao resfriamento e Amostra 2

O primeiro grão fabricado (Grão 1) apresentou uma deformidade em sua extremidade lateral externa. Por conta de suas imperfeições, optou-se por não dar seguimento na usinagem. A Figura 28 mostra a imperfeição presente no grão.



Figura 28 – Grão 1

O segundo grão fabricado (Grão 2) se mostrou inadequado para usinagem pois apresentava determinada ausência de material na parte interna. A figura 29 mostra o Grão 2. O grão foi considerado oco e descartado.

O terceiro grão (Grão 3) teve um comportamento semelhante a amostra 2, o grão apresentou uma certa quantidade de polietileno decantada que ficou depositada na parte



Figura 29 – Grão 2 com deformidade interna.

inferior do grão. A figura 30 mostra o Grão 3. Por não ter uma homogeneidade adequada, o grão foi descartado.



Figura 30 – Grão 3

O quarto grão (Grão 4) foi o primeiro a apresentar resultados satisfatórios em ambas as etapas de fabricação. Ele apresentou uma boa homogeneidade e sua usinagem foi adequada. A imagem 32 mostra o Grão 4 após ser removido do molde e no desenvolvimento das etapas de usinagem.

Para a fabricação dos grãos 5,6,7,8 e 9 um molde diferente foi utilizado. Menor e mais largo, o molde prometia oferecer uma maior facilidade na extração das peças. Isso de fato ocorreu, as peças saíam com muito mais facilidade e a remoção dos grãos tornou-se algo menos trabalhoso. O problema em questão para esses grãos, foi o fato de que ao terminarem o processo de resfriamento, os mesmos não apresentavam um comprimento mínimo de 50mm, necessário para a execução de bons testes no motor. Os grãos foram

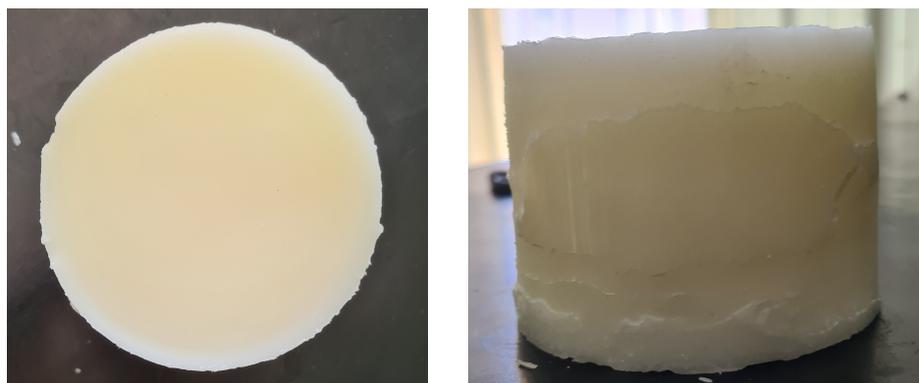


Figura 31 – Vistas superior e lateral do Grão 4 antes da usinagem



Figura 32 – Vistas superior e lateral do Grão 4 depois da usinagem

usinados a fim de validação da qualidade da mistura e procedimentos de usinagem. Apesar disso, todos os referidos grãos foram descartados.



Figura 33 – Grão 5 ainda no molde

O grão 10 teve um processo de fabricação adequado e mostrou uma boa qualidade final. Contudo, esse ainda foi um grão onde a perda de parafina por evaporação ainda

não estava sendo considerada, o que acabou por modificar um pouco as porcentagens da mistura final.

Os grãos 11 e 12 experimentaram o processo de fabricação mais otimizado possível. Ao longo da preparação dos grãos anteriores, as falhas foram consertadas e os procedimentos imperfeitos foram melhorados. Isso fez com que tais grãos apresentassem uma qualidade excepcional tanto na parte de fusão quanto na parte de usinagem.



Figura 34 – Grãos 10, 11 e 12 após processo de usinagem e prontos para os ensaios

Por fim 4 grãos foram submetidos ao teste no motor: Grãos 4, 10, 11 e 12. Dois de cada proporção estudadas no presente trabalho. Estes foram os melhores grãos fabricados durante os processos de fabricação. Todos apresentavam as dimensões adequadas exigidas pelo motor e formalizadas pelo desenho técnico.

Grão	PR/HDPE (%)	Comprimento ( <i>mm</i> )	Diâmetro da porta ( <i>mm</i> )	Massa (g)
4	90/10	56,93	29,98	176
10	95/05	50,19	31,97	150,5
11	90/10	50,09	32,30	147
12	95/05	50,09	32,19	146

Tabela 2 – Relação de grãos mesclados adequados para os ensaios

## 6.4 CONTROLE DA BANCADA E AQUISIÇÃO DE DADOS

Para o controle e aquisição de dados da bancada, por questões de segurança, foi utilizado um computador equipado com o software capaz de realizar tal tarefa remotamente. Ambos já haviam sido previamente preparados e ajustados pela equipe do CPL do Curso de Engenharia Aeroespacial. Além do controle e aquisição de dados, esse sistema também é capaz de monitorar a bancada em tempo real.

Além disso, a bancada possuía o regime de funcionamento para o grão de polietileno representado pela figura 35 e para os grãos mesclados representado pela figura 36.

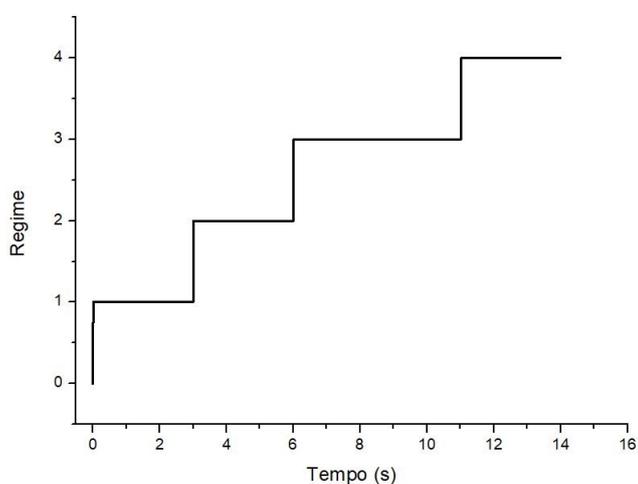


Figura 35 – Regime de funcionamento dos testes para o grão de polietileno

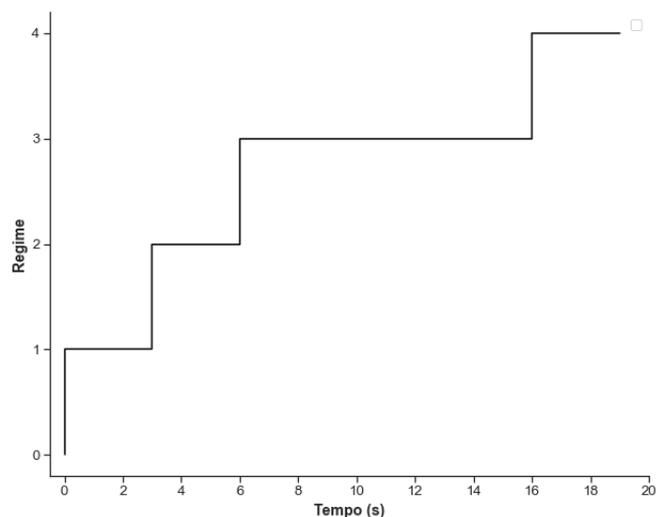


Figura 36 – Regime de funcionamento dos testes para os grãos mesclados

Onde:

- 1 – Ignição do sistema tocha;
- 2 – Ignição do combustível ;
- 3 – Propulsão principal;
- 4 – Extinção da chama e resfriamento.

## 6.5 Procedimento experimental

Para a realização dos testes, um procedimento experimental foi pré-estabelecido a fim de se manter um padrão de testes. Para isso eram feitos os seguintes procedimentos na respectiva ordem:

1. Inspeção visual do sistema como um todo;
2. Verificação da fixação das mangueiras e do aperto dos parafusos;
3. Partida no compressor;
4. Abertura das válvulas de controle de ar e solenóide;
5. Verificação do sistema de controle através de testes de liberação do ar e testes de ignição;
6. Fechamento das válvulas de controle;
7. Medição das características do grão(massa, diâmetro externo, diâmetro da porta e comprimento);
8. Inserção do grão de combustível e das partes posteriores(bocal de exaustão e anel de retenção);
9. Posicionamento e inicialização do sistema de aquisição de imagens;
10. Verificação dos parâmetros de entrada inseridos no software de aquisição de dados;
11. Verificação do perímetro de segurança em torno do Laboratório;
12. Abertura das válvulas de controle;
13. Realização dos testes;
14. Espera de aproximadamente 45 segundos para resfriamento parcial do sistema;
15. Fechamento das válvulas de controle de ar e solenóide;

16. Interrupção do sistema de aquisição de imagens;
17. Remoção do anel de retenção, bocal de exaustão e grão de combustível;
18. Medição das características do grão (massa, diâmetro externo, diâmetro da porta e comprimento);
19. Repetir os procedimentos anteriores.

Parte IV

RESULTADOS E DISCUSSÃO

# 7 RESULTADOS E DISCUSSÃO

## 7.1 GRÃO DE POLIETILENO

### 7.1.1 Parâmetros do Grão

Ao todo 15 testes foram realizados com HDPE como combustível, e seus resultados se encontram nesta seção. Vale ressaltar que, pelo grande número de ensaios realizados, se torna inviável a apresentação de todos os gráficos e imagens dos testes. Por isso, foram escolhidos os gráficos e imagens mais representativas do ensaio, com o intuito de uma melhor visualização.

A Tabela 3 mostra os resultados respectivos ao grão, obtidos através dos testes executados.

Teste	$\Delta m$ (g)	$\dot{m}_a$ (g/s)	$\dot{m}_f$ (g/s)	$D_i$ (mm)	$t_b$ (s)	Status
1	9	32,77	1,00	32,39	8	Ignição bem sucedida
2	2,5	30,34	2,78	32,54	0,9	Ignição bem sucedida
3	3,5	29,76	3,50	32,90	1	Ignição bem sucedida
4	1	30,23	1,00	33,21	1	Ignição bem sucedida
5	6	17,40	1,20	33,43	5	Ignição bem sucedida
6	3	20,44	4,29	33,61	0,7	Ignição bem sucedida
7	4	22,51	1,33	33,98	3	Ignição bem sucedida
8	3	23,49	3,00	34,40	1	Ignição bem sucedida
9	5	23,23	5,00	34,72	1	Ignição bem sucedida
10	2	38,68	2,00	34,86	1	Ignição bem sucedida
11	13	31,86	1,86	35,18	7	Ignição bem sucedida
12	6	31,94	3,20	36,31	5	Ignição bem sucedida
13	18	25,41	3,60	37,75	5	Ignição bem sucedida
14	21	20,98	2,63	39,03	8	Ignição bem sucedida
15	22	19,92	2,75	40,00	8	Ignição bem sucedida

Tabela 3 – Resultados obtidos através dos testes no grão de polietileno

Devido a alguns testes iniciais mal sucedidos, foram feitas modificações nas pressões das linhas de metano e oxigênio. Essa mudanças tinham o intuito de aumentar o fluxo e, conseqüentemente, diminuir o acúmulo de gases inflamáveis dentro da câmara de combustão no momento da ignição. Por conta desse acúmulo de gases, quando o sistema era ignitado, ocorria uma explosão dentro da câmara de combustão. Essa explosão, por sua vez, criava uma onda de choque que extinguiu a chama de combustão.

A Tabela 4 mostra o como se deram as alterações nas pressões das linhas de metano

e oxigênio.

Teste	$P_{dv}$ (bar)	$P_{CH_4}$ (bar)	$P_{O_2}$ (bar)
1	8	4	4
2	7,5	4	4
3	7,5	4	4
4	7,5	4	4
5	5	4	4
6	5,5	4	4
7	6	4	4
8	6,5	4	4
9	7	4	4
10	8,9	4	4
11	8	5	6
12	8	6	7
13	7	6	7
14	6,5	6	7
15	6	6	7

Tabela 4 – Pressões nas linhas em cada teste

### 7.1.2 Representações Gráficas

Através de curvas como a mostrada na Fig. 37, foi possível determinar a vazão mássica de ar apresentada na Eq. 6.1

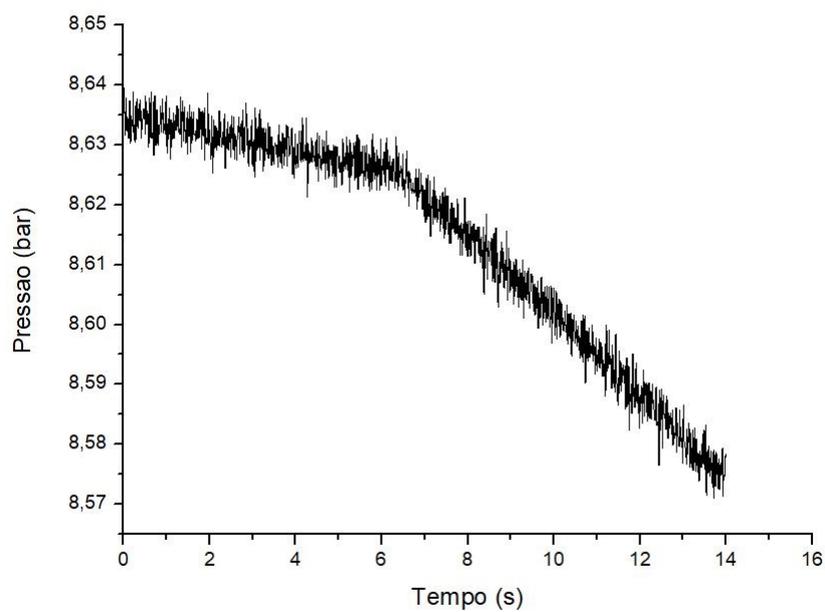


Figura 37 – Gráfico da queda de pressão no tanque

Através dos gráficos de temperatura, é possível avaliar o sucesso da ignição, uma vez que eles mostram a magnitude da temperatura e suas variações ao longo do tempo. A ignição terá sido bem sucedida, quando a variação da temperatura no aquecedor for maior do que 10° Celsius.

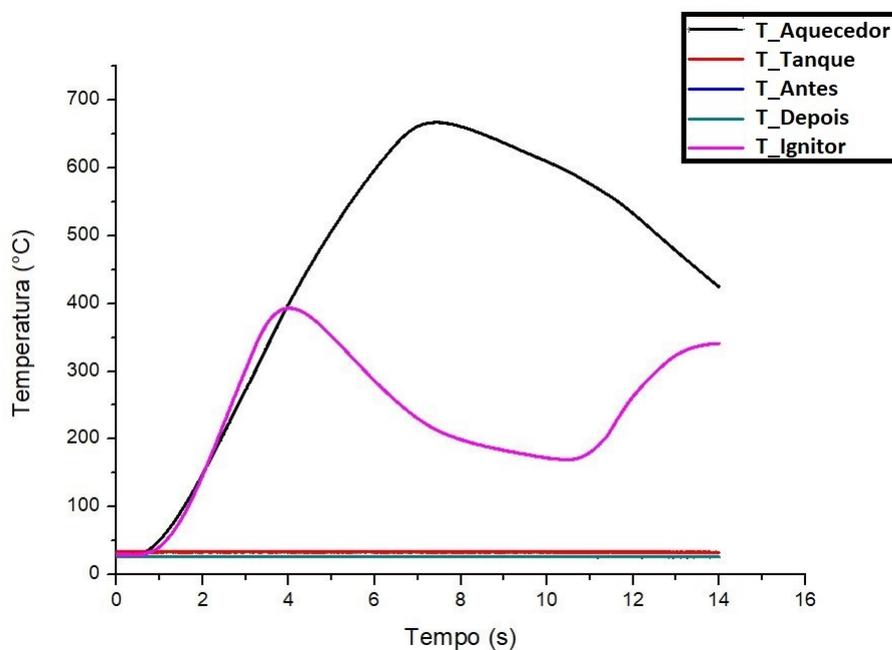


Figura 38 – Gráfico com as temperaturas obtidas através dos sensores

A partir do gráfico da pressão no aquecedor (Fig. 39), é possível ver o tempo total da combustão que ocorreu no motor, incluindo o tempo de arrefecimento, que no caso do gráfico abaixo, está situado por volta do segundo 12 e 14.

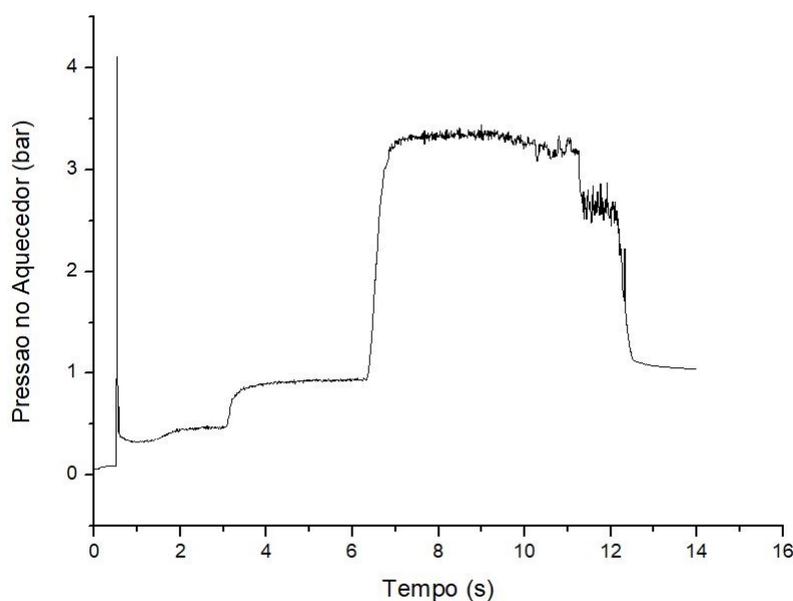


Figura 39 – Gráfico da variação da pressão no aquecedor

### 7.1.3 Imagens dos Testes

As Figuras 40, 41, 42 e 43 são imagens de um teste com ignição bem sucedida, nas quais é possível ver cada etapa do regime de funcionamento do Ramjet.

Em primeiro lugar, tem-se a ignição do sistema de tocha (Fig. 40); Em seguida, ocorre a ignição do grão de combustível, (Fig. 41); Posteriormente, acontece a propulsão principal (Fig. 42); E por último, ocorre a extinção da chama e arrefecimento do sistema (Fig. 43).



Figura 40 – Ignição da tocha



Figura 41 – Ignição do combustível



Figura 42 – Propulsão principal

## 7.2 GRÃO MESCLADO

### 7.2.1 Parâmetros do Grão

Ao todo, 25 testes foram realizados com os grãos de combustível mesclado, 10 testes com os grãos 95/05 e 15 testes com os grãos 90/10. Novamente, vale ressaltar que, pelo



Figura 43 – Extinção da chama

grande número de ensaios realizados, se torna inviável a apresentação de todos os gráficos e imagens dos testes. Por isso, foram escolhidos os gráficos e imagens mais representativas dos ensaios, com o intuito de uma melhor visualização.

A Tabela 5 mostra os resultados respectivos ao grão, obtidos através dos testes executados.

Teste	Grão	PR/HDPE (%)	$\Delta m$ (g)	$\dot{m}_a$ (g/s)	$\dot{m}_f$ (g/s)	$D_i$ (mm)	$t_b$ (s)
1	4	90/10	15	44,588	0,3	34,75	50
2	10	95/05	6	44,874	0,12	34,44	50
3	11	90/10	8	44,588	0,16	36,25	50
4	12	95/05	15,5	44,874	0,31	39,66	50

Tabela 5 – Resultados obtidos através dos testes nos grãos mesclados

Taxa de regressão média para grãos cilíndricos. Este método fornece a taxa média de regressão com um precisão bastante boa para o combustível para porta de grãos circular simples.

$$\dot{r} = \frac{D_f - D_i}{2t_b} \quad (7.1)$$

A tabela 6 mostra as propriedades aproximadas de densidade e taxa de regressão dos grãos mesclados. Nota-se que, quando comparados à parafina pura, os grãos mesclados apresentam a tendência esperada: maiores densidades e menores taxas de regressão. Ao olhar a tabela em um primeiro momento, algumas inconsistências são percebidas nos valores apresentados, como por exemplo as densidades dos grãos 4, 10 e 11 serem muito

Grão	PR/HDPE (%)	Densidade ( $g/cm^3$ )	$\dot{r}$ (mm/s)
Parafina	100/0	0,8643000	0,1250
4	90/10	0,9033358	0,0477
10	95/05	0,9021071	0,0245
11	90/10	0,9024052	0,0393
12	95/05	0,8908099	0,0750

Tabela 6 – Propriedades aproximadas de densidade e taxa de regressão dos grãos mesclados

semelhantes entre si, e as taxas de regressão dos grãos 4 e 10 irem contra a literatura. Apesar disso, os valores estão coesos e aqui está a explicação:

- Grão 4 – O grão 4, apresenta um comprimento consideravelmente maior que os demais grãos. Cerca de 7mm, aproximadamente. O maior comprimento do grão faz com que o tempo de residência da chama na câmara de combustão aumente, aumentando assim, sua taxa de regressão. ;
- Grão 10 – O grão 10 apresenta inconsistência na sua densidade. Isso se dá pelo fato de que durante o processo de fusão dos materiais combustíveis para o referido grão, ainda não havia sido percebido, considerado e corrigido o problema relacionado à perda de massa de parafina por vaporização demasiada.;

Como os grãos 11 e 12 experimentaram o processo de fabricação extremamente otimizado, eles são os que melhor representam o método científico apresentado e são os que reúnem dados mais fidedignos.

## 7.2.2 Cálculo do Empuxo e Impulso Específico

Para fins de validação da informação e comparação da performance dos dois combustíveis uma breve estimativa do empuxo e impulso específico foi feita com o auxílio do software CEA (Chemical Equilibrium Application) concebido pela agência espacial americana, NASA.

Ao introduzir no CEA as informações obtidas experimentalmente, estimou-se um valor aproximado do impulso específico de 388,4 s para os grãos com a proporção 90/10 e 440,6 m/s para os grãos com proporção 95/05.

Por meio dos valores de impulso específico obtidos, é possível utilizar a Eq.4.21 para encontrar o empuxo.

Os empuxos obtidos foram: 62,03N para os grãos com a proporção 90/10 e 136,586 N para os grãos com proporção 95/05

### 7.2.3 Representações Gráficas

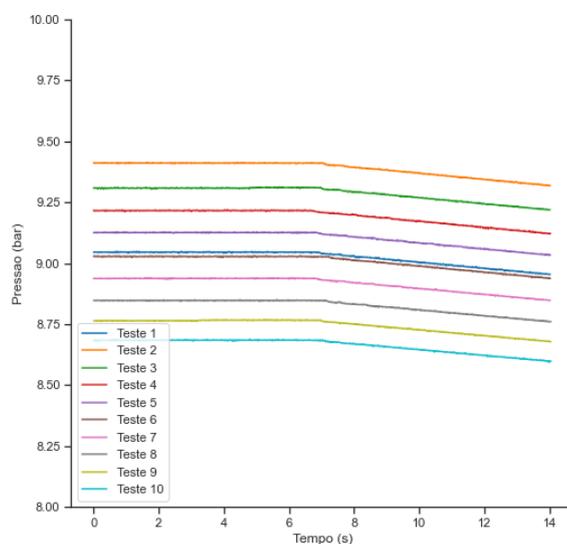


Figura 44 – Queda de pressão no tanque principal durante os ensaios do primeiro grão 90/10

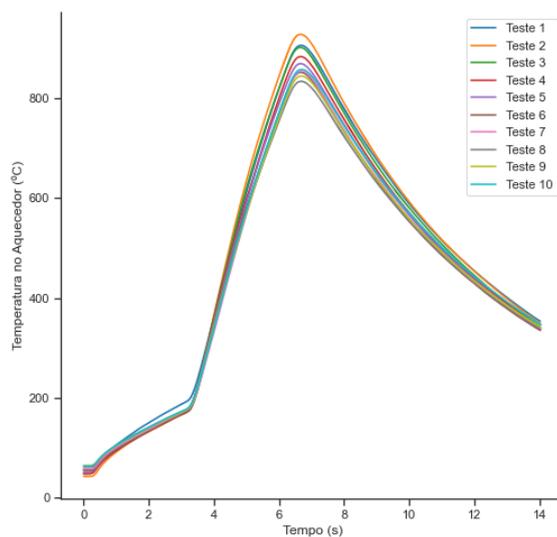


Figura 45 – Temperatura no aquecedor durante os ensaios do primeiro grão 90/10

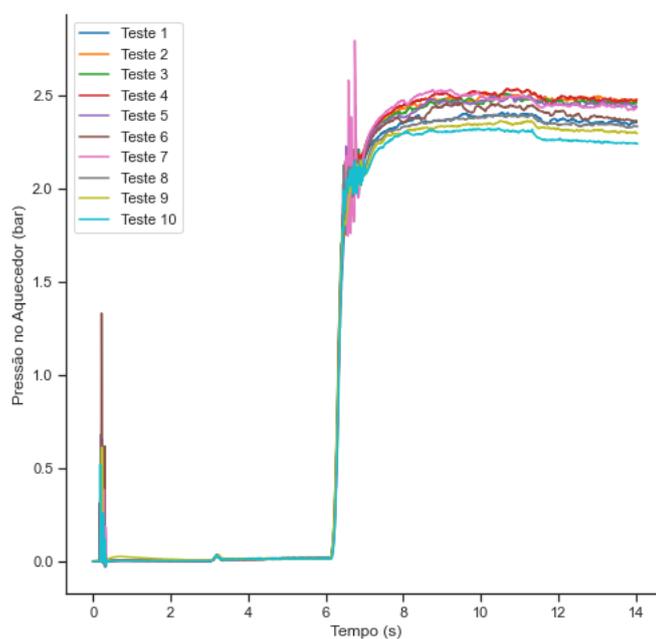


Figura 46 – Pressão no aquecedor durante os ensaios do primeiro grão 90/10

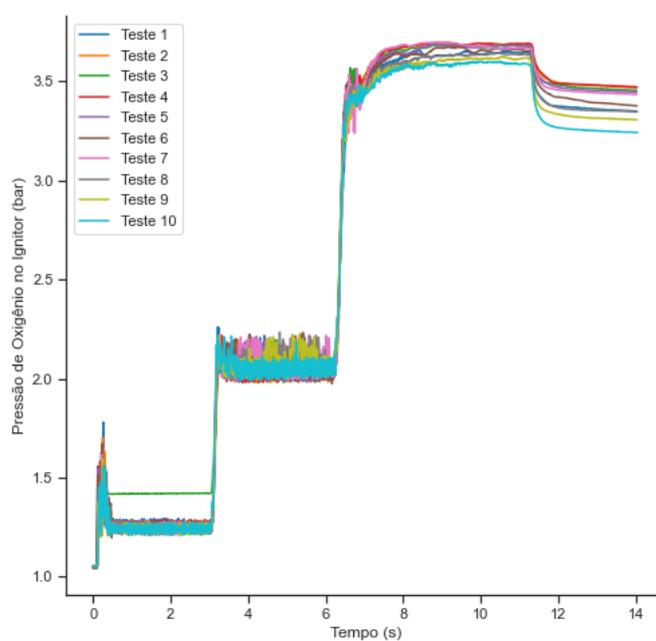


Figura 47 – Pressão na linha de oxigênio durante os ensaios do primeiro grão 90/10

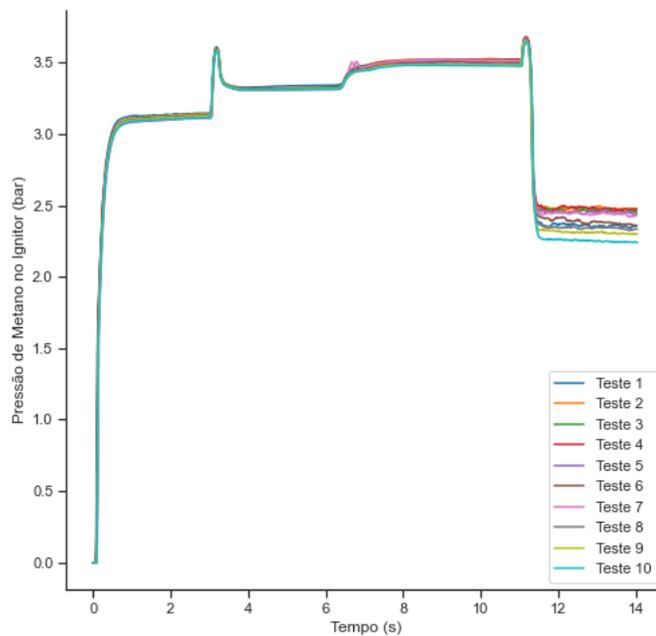


Figura 48 – Pressão na linha de metano durante os ensaios do primeiro grão 90/10

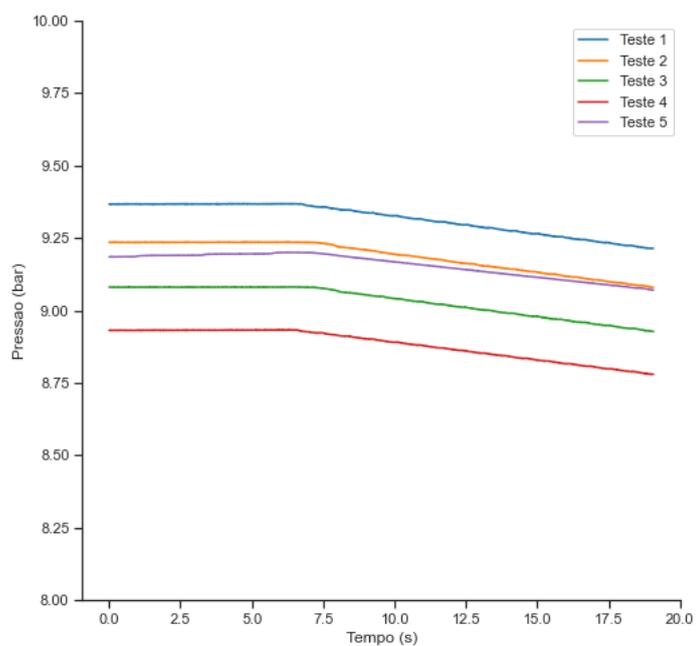


Figura 49 – Queda de pressão no tanque principal durante os ensaios do segundo grão 90/10

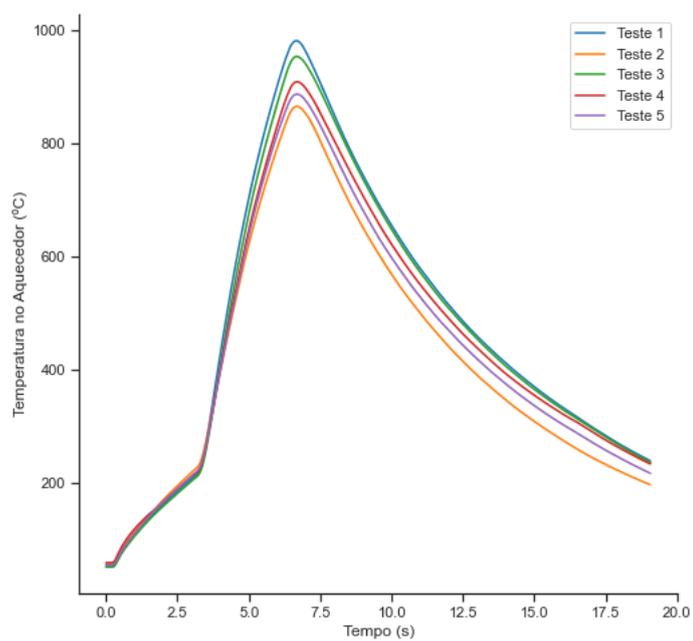


Figura 50 – Temperatura no aquecedor durante os ensaios do segundo grão 90/10

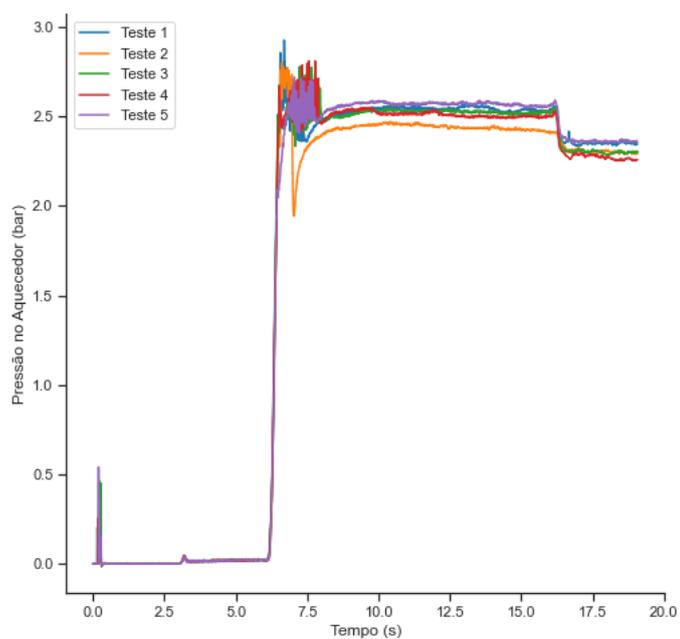


Figura 51 – Pressão no aquecedor durante os ensaios do segundo grão 90/10

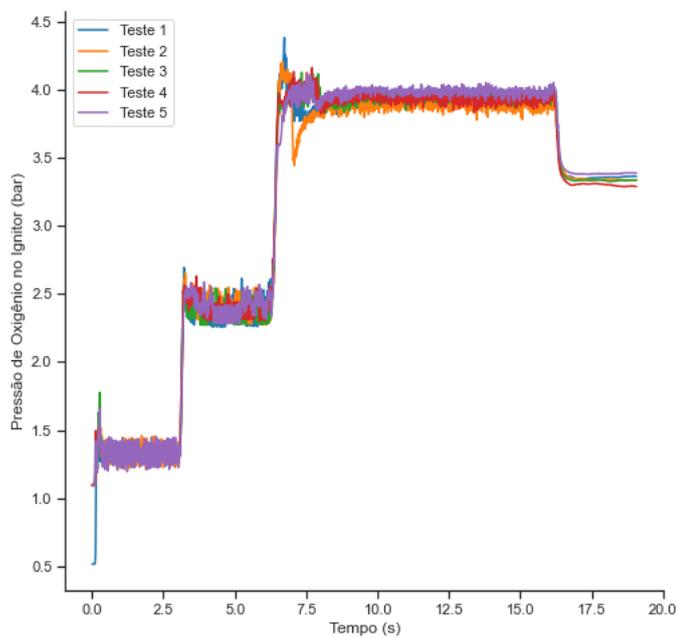


Figura 52 – Pressão na linha de Oxigênio durante os ensaios do segundo grão 90/10

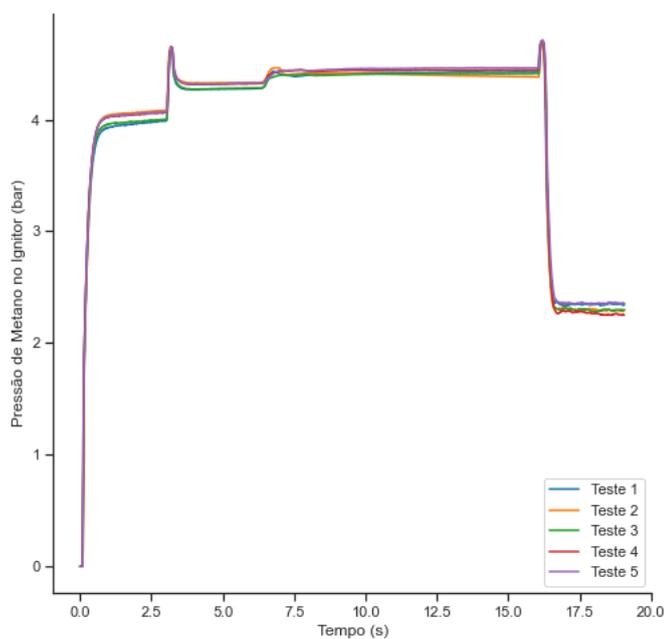


Figura 53 – Pressão na linha de Metano durante os ensaios do segundo grão 90/10

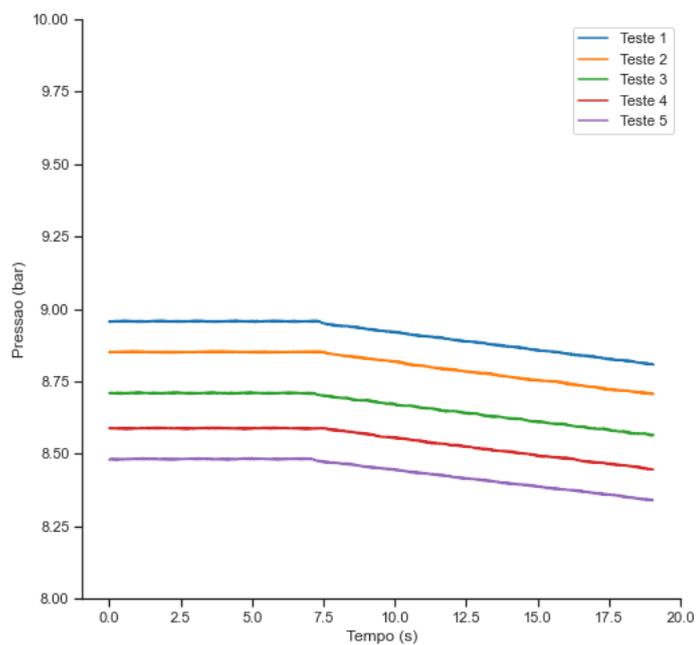


Figura 54 – Queda de pressão no tanque principal durante os ensaios do primeiro grão 95/05

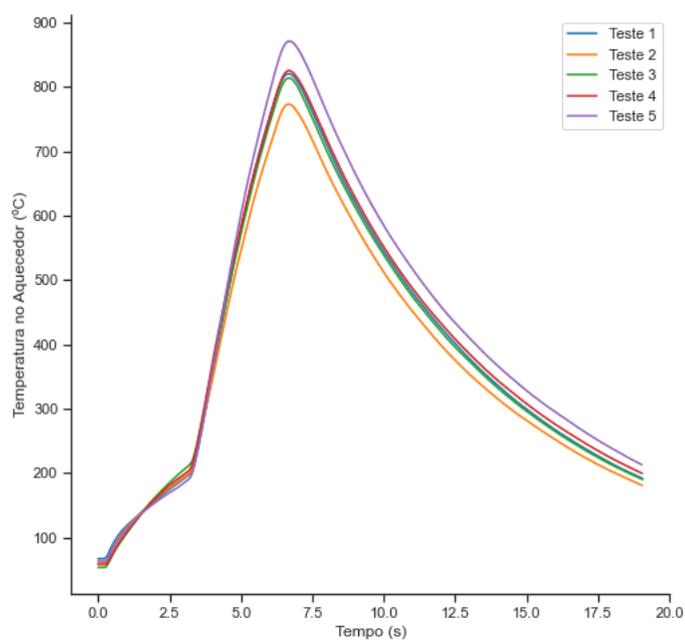


Figura 55 – Temperatura no aquecedor durante os ensaios do primeiro grão 95/05

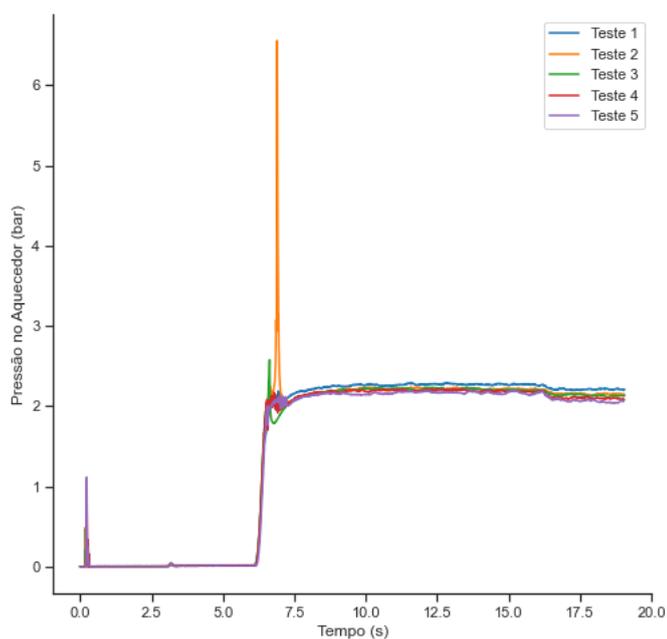


Figura 56 – Pressão no aquecedor durante os ensaios do primeiro grão 95/05

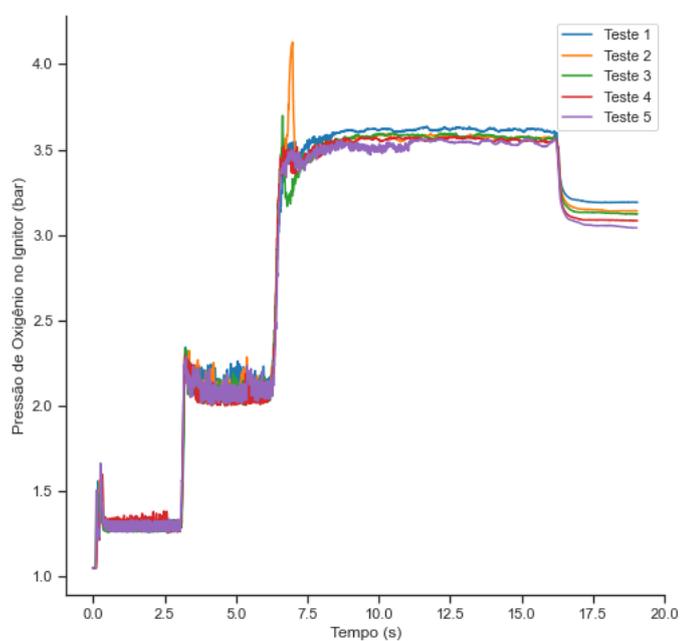


Figura 57 – Pressão na linha de Oxigênio durante os ensaios do primeiro grão 95/05

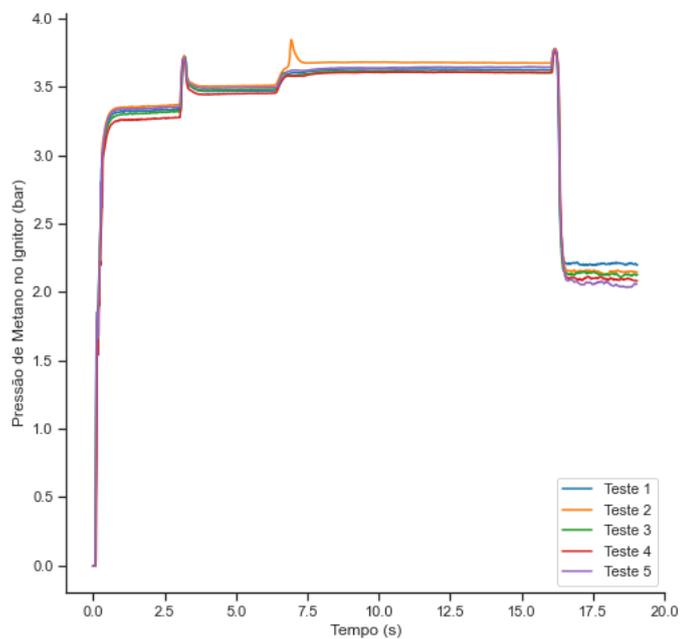


Figura 58 – Pressão na linha de Metano durante os ensaios do primeiro grão 95/05

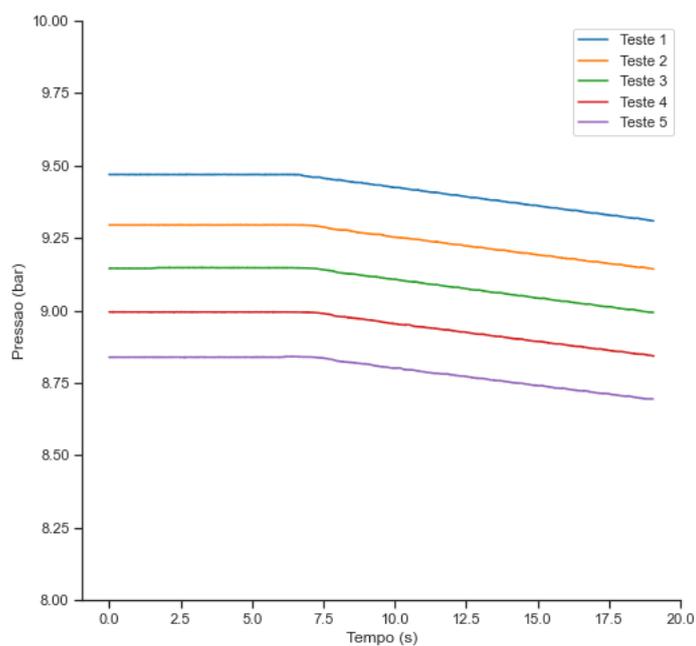


Figura 59 – Queda de pressão no tanque principal durante os ensaios do segundo grão 95/05

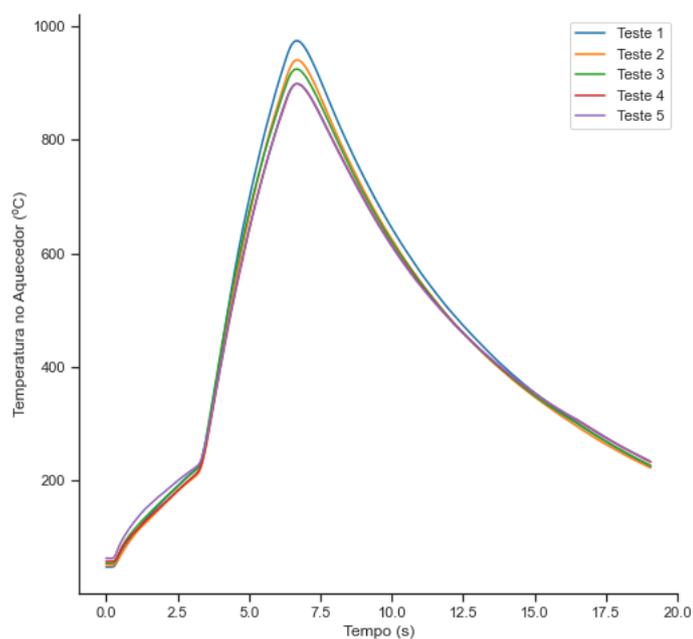


Figura 60 – Temperatura no aquecedor durante os ensaios do segundo grão 95/05

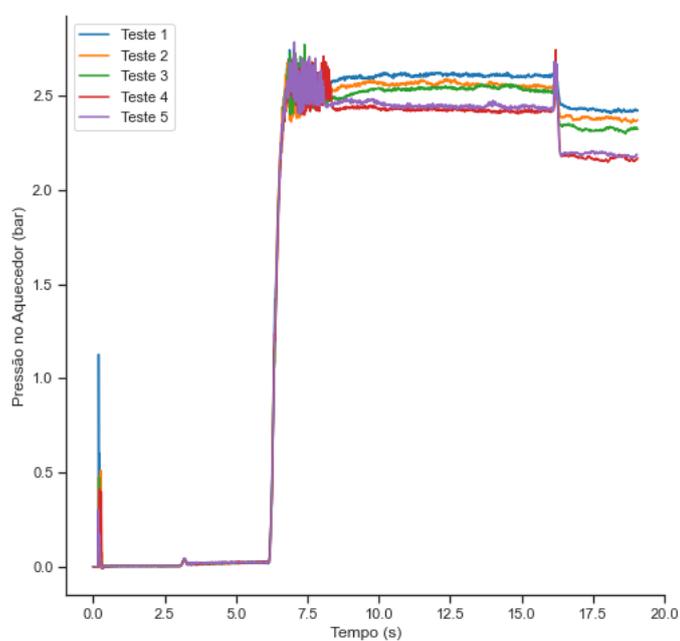


Figura 61 – Pressão no aquecedor durante os ensaios do segundo grão 95/05

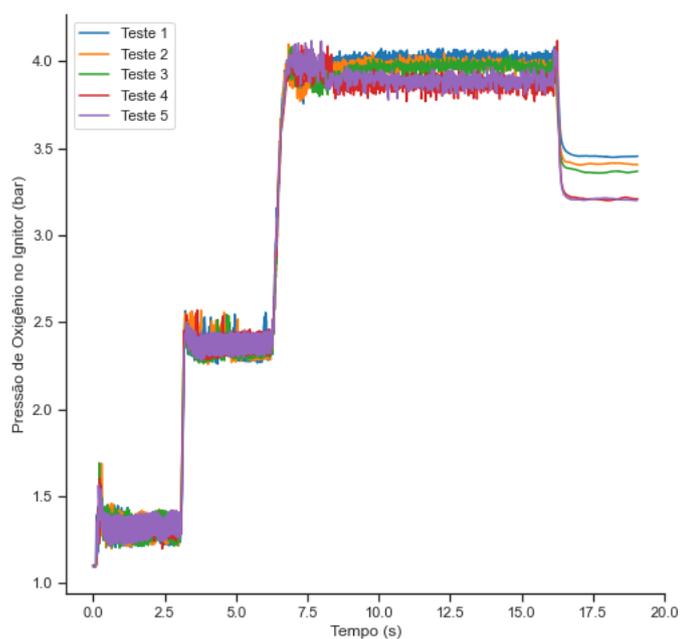


Figura 62 – Pressão na linha de Oxigênio durante os ensaios do segundo grão 95/05

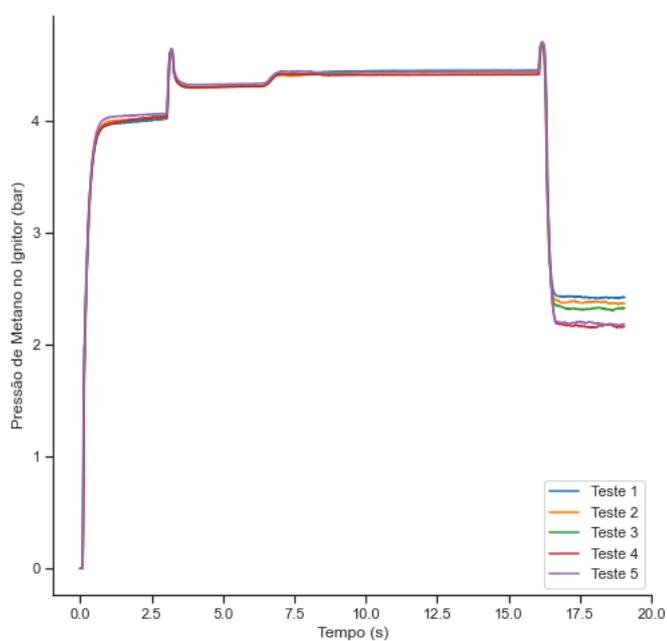


Figura 63 – Pressão na linha de Metano durante os ensaios do segundo grão 95/05

Parte V

CONCLUSÃO

## 8 CONCLUSÃO

Por meio da revisão bibliográfica realizada foi possível concluir que os motores ramjet de combustível sólido possuem diversos atributos vantajosos os quais os diferenciam de outros tipos de motores a reação, embora sua presença em sistemas brasileiros ainda seja baixa.

A caracterização da bancada de testes, demonstrou-se de grande importância para definir a estrutura dos procedimentos experimentais, uma vez que é necessário conhecer as ferramentas disponíveis para se executar o trabalho. Quando analisados os dados experimentais provenientes de testes anteriormente realizados no CPL, percebeu-se que a parafina, apesar de suas diversas vantagens, apresentou uma combustão com uma altíssima taxa de regressão devido ao fato da expulsão de grande quantidade de parafina vaporizada, ainda não queimada, na saída do motor. Com isso, foram feitos ajustes e modificações na bancada a fim de atualização e da utilização de novos combustíveis para serem comparados com a parafina. Concluiu-se então que o HDPE é um promissor combustível para o motor ramjet presente na bancada de testes do CPL.

Com a fabricação dos grãos mesclados de parafina e polietileno foi possível avaliar as características físico-químicas das misturas, bem como suas propriedades termomecânicas. Notou-se que com a fusão destes dois combustíveis o processo de fabricação de grãos de combustível sólido tornou-se mais fácil, uma vez que foi viável introduzir a etapa de usinagem, o que torna a adequação de dimensões do grão, mais célere. Os resultados obtidos por meio dos testes no motor se mostraram satisfatórios, posto que os grãos testados apresentaram uma taxa de regressão intermediária entre a parafina e o polietileno, sendo o valor maior, aquele correspondente ao grão que apresentava a menor concentração de polietileno, como esperado. Com isso, os testes no motor validaram todo o processo de fabricação e apresentaram resultados que vão ao encontro do objetivo principal do trabalho.

Para trabalhos futuros, algumas sugestões podem ser feitas, tais como:

- 1 – Simulação numérica de propelentes mesclados utilizando os resultados do presente trabalho como referência;
- 2 – Aplicação dos resultados em escala maior;
- 3 – Aplicação em motores híbridos;

# Referências

- AZEVEDO, V. A. Desenvolvimento de bancada para ensaios de estatorreatores a combustível sólido. 2018. Citado 7 vezes nas páginas 9, 28, 31, 38, 41, 42 e 46.
- AZEVEDO, V. A. et al. Experimental investigation of high regression rate paraffin for solid fuel ramjet propulsion, 70th international astronomical congress (iac). 2019. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2019-3984>>. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 25.
- BEN-AROSH, R.; GANY, A. Similarity and scale effects in solid-fuel ramjet combustors. *journal of propulsion and power*, 8(3), 615–623. 1992. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/3.23523>>. Citado na página 22.
- CAMPBELL, W. H. et al. Solid-fuel ramjet fuel regression rate thrust modulation. *journal of propulsion and power*, 8(3), 624–629. 1992. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/3.23524>>. Citado na página 22.
- CANTWELL, B. J. Aircraft and rocket propulsion. 2019. Citado na página 31.
- CENGEL, Y. A.; BOLES. *Termodinâmica*. [S.l.]: McGraw Hill New York, 2013. v. 7. Citado na página 31.
- EL-SAYED, A. F. Fundamentals of aircraft and rocket propulsion. 2016. Citado 6 vezes nas páginas 9, 30, 31, 32, 34 e 37.
- FRY, R. S. A century of ramjet propulsion technology evolution. *journal of propulsion and power*, 20(1), 27–58. 2004. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/1.9178>>. Citado na página 23.
- GANY, A.; NETZER, D. W. Combustion studies of metallized fuels for solid-fuel ramjets. *journal of propulsion and power*, 2(5), 423–427. 1986. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.1985-1177>>. Citado na página 22.
- GOBBO-FERREIRA, J. et al. Performance of an experimental polyethylene solid fuel ramjet. *acta astronautica*, 45(1), 11–18. 1999. Disponível em: <[https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(99\)00053-3](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(99)00053-3)>. Citado na página 23.
- HEDMAN, T. D. Radiation-induced pyrolysis of solid fuels for ramjet application. *propulsion and power research*, 5(2), 87–96. 2016. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.jprr.2016.04.002>>. Citado na página 24.
- HEDMAN, T. D. et al. Small-scale solid ramjet fuel ignition experiment. *journal of propulsion and power*, 33(5), 1315–1319. 2017. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/1.B36338>>. Citado na página 24.
- HERMANN, R. Supersonic inlet diffusers and introduction to internal aerodynamics. 1957. Citado na página 43.

- KAIBIN, Z. et al. Experimental investigation of a solid rocket ramjet with central air-inlet mode. 57th international astronomical congress. 2006. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.IAC-06-C4.2.06>>. Citado na página 23.
- KARABEYOGLU, A. 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. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 38.
- KIM, S. et al. Effect of paraffin-ldpe blended fuel in hybrid rocket motor. 46th aiaa. In: ASME/SAE/ASEE JOINT PROPULSION CONFERENCE AND EXHIBIT, 25-28 JULY 2010. [S.l.], 2010. Citado na página 25.
- LARSON, W. J.; HENRY, G. N.; HUMBLE, R. W. *Space propulsion analysis and design*. [S.l.]: McGraw-Hill, 1995. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 39.
- LEE, H. J. et al. Flow characteristics of small-sized supersonic inlets. *journal of propulsion and power*, 27(2), 306–318. 2011. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/1.46101>>. Citado na página 23.
- MCDONALD, B.; RICE, J. Solid fuel ramjet fuel optimization for maximum impulse-density with respect to air to fuel ratio and relative fuel regression rates derived from thermogravimetric analysis. 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.01.038>>. Citado na página 24.
- NATAN, B.; GANY, A. Ignition and combustion of boron particles in the flowfield of a solid fuel ramjet. *journal of propulsion and power*, 7(1), 37–43. 1991. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/3.23291>>. Citado na página 22.
- SCHULTE, G. Fuel regression and flame stabilization studies of solid-fuel ramjets. *journal of propulsion and power*, 2(4), 301–304. 1986. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/3.22886>>. Citado na página 22.
- SFORZA, P. M. *Theory of aerospace propulsion*, 2nd edition. 2017. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 29.
- SHYMKARENKO, O. et al. Experimental investigation of hydrocarbon based fuels in solid fuel ramjet propulsion. 2019. Citado 5 vezes nas páginas 9, 19, 43, 44 e 45.
- SHYMKARENKO, O. et al. Flame initiation inside the gas torch ignition system for a hybrid rocket motor, international astronomical congress. 2019. Citado na página 44.
- SINHA, Y. K.; SRIDHAR, B.; KISHNAKUMAR, R. Study of thermo-mechanical properties of htpb–paraffin solid fuel. *Arabian Journal for Science and Engineering*, Springer, v. 41, n. 11, p. 4683–4690, 2016. Citado na página 48.
- SOTOMAYOR, M. et al. Thermal and mechanical characterization of injection moulded high density polyethylene/paraffin wax blends as phase change materials. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 68, p. 140–145, 2014. Citado na página 25.
- TAN, J. et al. Performance research on solid fuel ramjet. 37th joint propulsion conference and exhibit. 2001. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2001-3607>>. Citado na página 23.

TURNER, M. J. L. Rocket and spacecraft propulsion. 2nd edition. 2006. Citado 3 vezes nas páginas 9, 26 e 31.

VERAAR, R. G.; WIELING, W. Sustained combustion limits of a central dump solid fuel ramjet combustor at high altitude operational conditions. 2018 joint propulsion conference. 2018. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/6.2018-4449>>. Citado na página 19.

ZHU et al. Review on active thermal protection and its heat transfer for airbreathing hypersonic vehicles. chinese journal of aeronautics. 2018. Disponível em: <[https://doi:10.1016/j.cja.2018.06.011](https://doi.org/10.1016/j.cja.2018.06.011)>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 28.

ZHUO, C. et al. Self-ignition characteristics of the high-speed ramjet kinetic energy projectile in the launch process. chinese journal of aeronautics, 32(4), 851–860. 2019. Disponível em: <<https://doi.org/10.1016/j.cja.2019.01.011>>. Citado na página 25.

# Apêndices

# APÊNDICE A – Medições do grão de polietileno

SOLID RAMJET TESTS 2019/01 - CPL - Chemical Propulsion Laboratory

Test	Fuel	Test duration, s	dt flow, s	dt_b urn, s	INITIAL CONDITIONS										FINAL CONDITIONS									
					P_after _ret, bar	m_init, g	n_ nylon,	L, mm	L, mm	D1, mm	D2, mm	D3, mm	D4, mm	T0	P tank	m_fin, g	m_ nylon, g	L, mm	L, mm	D1, mm	D2, mm	D3, mm	D4, mm	P tank
1	PE	3+3+5+3 01	8	8	8	717	-	232,37	232,37	32,5	32,47	32,08	32,15	26,35	9,4080	709	-	231,94	232,03	32,74	32,98	32,09	32,15	9,3450
2	PE	3+3+5+3 02	8	0,9	7,5	708	-	231,94	232,03	32,74	32,98	32,09	32,15	29,75	9,304	705,5	-	232,16	232,17	33,34	32,94	32,01	32,04	9,245
3	PE	3+3+5+3 03-2	8	1	7,5	705,5	-	232,16	232,17	33,34	32,94	32,01	32,04	30,4	9,165	702	-	231,22	231,41	34,1	34,23	32,31	32,27	9,107
4	PE	3+3+5+3 03-3	8	1	7,5	702	177	231,22	231,41	34,1	34,23	32,31	32,27	30,83	9,083	701	176	231,11	231,12	34,34	34,27	32,16	32,04	9,024
5	PE	3+3+5+3 04	8	5	5	701	-	231,11	231,12	34,34	34,27	32,16	32,04	31,16	8,979	695	-	231,13	231,97	35,25	35,53	31,94	31,88	8,945
6	PE	3+3+5+3 05 OR 720	8	0,7	5,5	695	-	231,13	231,97	35,25	35,53	31,94	31,88	31,6	8,905	692	-	231,77	232,71	36,02	36,01	31,02	31,2	8,865
7	PE	3+3+5+3 06 OR 100C	8	3	6	692	-	231,77	232,71	36,02	36,01	31,02	31,2	31,34	8,808	688	-	231,86	233,58	36,82	36,75	32,13	31,9	8,764
8	PE	3+3+5+3 07	8	1	6,5	688	-	231,86	233,58	36,82	36,75	32,13	31,9	31,86	8,282	685	-	232,38	231,65	37,13	36,5	32,1	31,89	8,236
9	PE	3+3+5+3	8	1	7	685	-	232,38	231,65	37,13	36,5	32,1	31,89	35,26	8,514	680	-	231,78	232,76	38,13	37,87	31,72	32,43	8,468
10	PE	3+3+5+3	8	1	8,9	680	-	231,78	232,76	38,13	37,87	31,72	32,43	37,05	9,66	678	-	232,15	232,12	37,93	37,85	31,31	31,67	9,583
11	PE	3353, 4F5ox	8	7	8	678	-	232,15	232,12	37,93	37,85	31,31	31,67	34,89	9,456	665	-	232,97	232,32	39,12	38,6	32,33	32,62	9,393
12	PE	3353, 5f6ox	8	5	8	665	-	232,97	232,32	39,12	38,6	32,33	32,62	34,11	9,277	649	-	231,79	232,6	41,16	41,12	32,64	32,9	9,214
13	PE	3353, 5f6ox	8	5	7	649	-	231,79	232,6	41,16	41,12	32,64	32,9	33,34	8,625	631	-	231,55	231,36	43,54	43,93	32,96	33,73	8,575
14	PE	3353, 5f6ox	8	8	6,5	631	-	231,55	231,36	43,54	43,93	32,96	33,73	31,22	8,666	610	-	231,55	231,36	44,51	44,75	34,13	34,72	8,625
15	PE	3353, 5f6ox	8	8	6	610	-	231,55	231,36	44,51	44,75	34,13	34,72	31,74	8,436	588	-	231,36	231,36	46,01	46,28	34,53	35,09	8,397

# APÊNDICE B – Dados técnicos do Polietileno de Alta Densidade



## LUCENE™ SM250S

High Density Polyethylene

### Applications

- Cap & Closure for beverage bottles of sparkling water
- Hot-fill and Carbonated soft drinks

### Description

- LUTENE **SM250S** is mainly intended for injection molding and compression molding of bottle caps and closures.
- It has an excellent environmental stress crack resistance and organoleptic property.
- With slip agent

### Typical properties

Characteristics	Test Method	Unit	Value
<b>Physical<sup>(1)</sup></b>			
Density	ASTM D1505	g/cm <sup>3</sup>	<b>0.952</b>
MFR(190°C,2.16Kg)	ASTM D1238	g/10min	<b>1.8</b>
Softening Point (Vicat)	ASTM D1525	°C	<b>123</b>
<b>Mechanical<sup>(2)</sup></b>			
Tensile Strength at Yield point	ASTM D638 <sup>(3)</sup>	kg/cm <sup>2</sup>	<b>280</b>
Elongation at Break	ASTM D638 <sup>(3)</sup>	%	<b>&gt;600</b>
Shore hardness(Shore D)	ASTM D2240	-	<b>64</b>
Flexural Modulus 1% Secant	ASTM D790	kg/cm <sup>2</sup>	<b>8,500</b>
IZOD Impact Strength at 23°C (notched)	ASTM D256	kg·cm/cm	<b>8.0</b>
<b>Thermal</b>			
Melting Temperature	LG	°C	<b>131</b>

(1) The properties data in this table are typical values, and not guaranteed specification.

(2) Typical resin property values are measured on a standard compression molded specimens

(3) Speed of 50 mm/min.

### Processing information

- LUCENE **SM250S** may be processed on conventional equipment. It is recommended that the melt temperature be kept below 250°C as decomposition can occur at higher temperature.

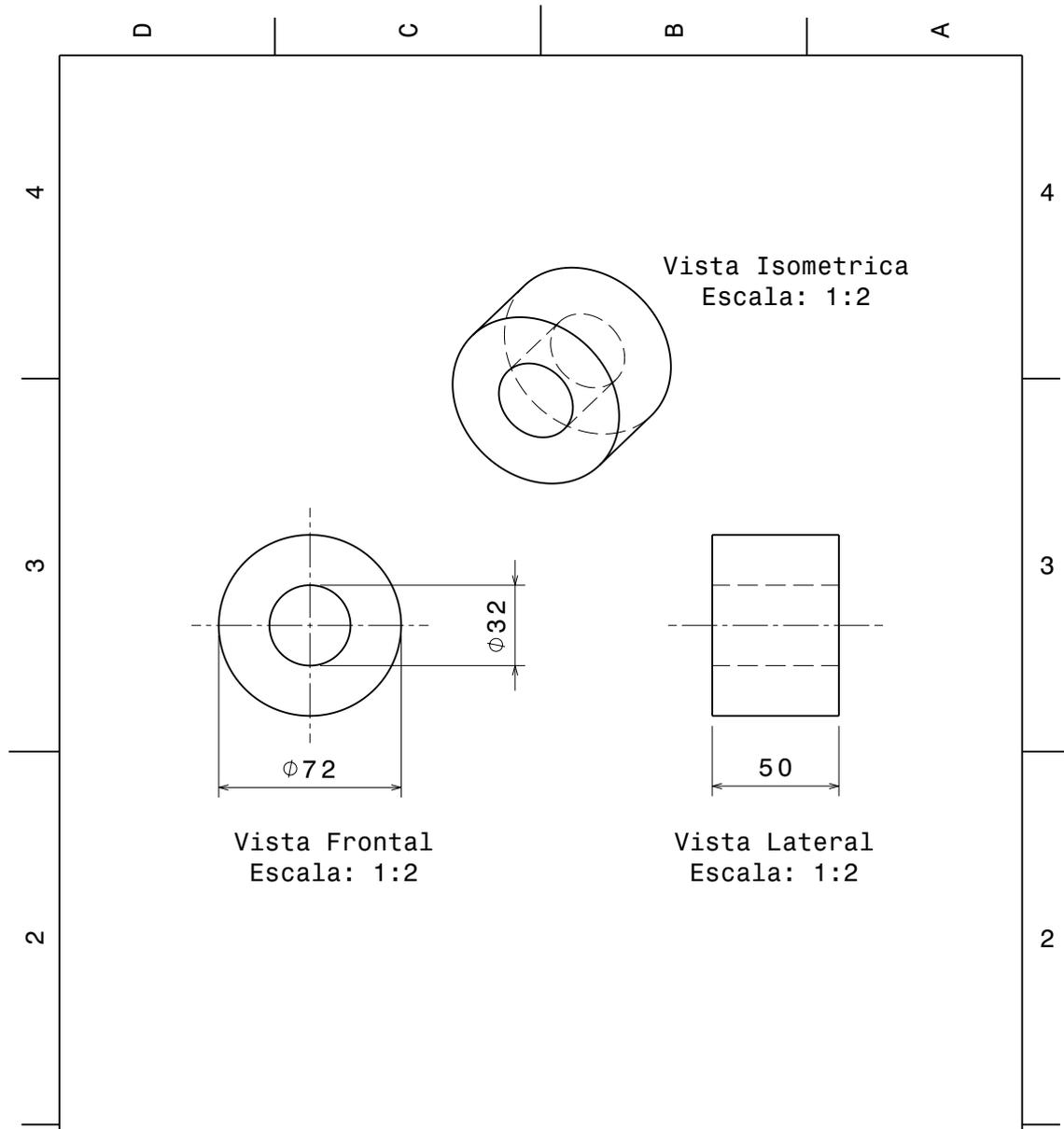
For additional sales, order and technical assistance

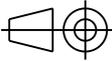
Revised : 11/05/2017

Head office	PO Division, LG Chem Ltd.	TS&D	Tech Center
	Yeouido P.O.Box 672, 21 <sup>st</sup> floor LG Twin Tower, Yeouido-daero 128, Yeongdeungpo-gu, Seoul, Korea. Tel. 82-2-3773-3538		188, Munji-ro, Yuseong-gu, Daejeon, 34122, Korea. Tel. 82-42-722-5059

The information contained herein, including, but not limited to, data, statements and typical values, are given in good faith. LG Chem makes no warranty or guarantee, expressed or implied, (i) that the result described herein will be obtained under end - use conditions, or (ii) as to the effectiveness or safety of any design incorporating LG Chem materials, products, recommendations or advice. Further, any information contained herein shall not be construed as a part of a legally binding offer. Especially, the typical values should be regarded as reference values only and not as binding minimum values. Each user bear full responsibility for making its own determination as to the suitability of LG Chem's materials, products, recommendations, or advice for its own particular use. Each user must identify and perform all tests and analyses necessary to assure that its finished parts incorporating LG Chem material or products will be safe and suitable for use under end - use conditions. The data contained herein can be changed without notice as a result of the quality improvement of the products.

# APÊNDICE C – Design no Grão Mesclado



DESENVOLVIDO POR: <b>Nicholas Barros</b>		 <b>Universidade de Brasília</b>	I	-
DATA: <b>14/07/2022</b>			H	-
CHECADO POR: <b>Nicholas Barros</b>			G	-
DATA: <b>14/07/2022</b>			F	-
TAMANHO: <b>A4</b>		<b>TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO</b>	E	-
ESCALA: <b>1:2</b>	PESO (kg): <b>0,16</b>	NOME DO COMPONENTE: <b>Design do grão mesclado</b>	D	-
		UNIDADE: <b>mm</b>	C	-
<small>Este desenho é nossa propriedade; não pode ser reproduzido ou comunicado sem o nosso acordo por escrito.</small>			B	-
			A	-

D A