



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

# **Estudo sobre o aumento da eficiência de combustão de um motor foguete híbrido utilizando parafina como combustível**

Autor: Caio Henrique Franco Levi Domingos  
Orientador: Prof. PhD. Jungpyo Lee

Brasília, DF  
2019





Caio Henrique Franco Levi Domingos

**Estudo sobre o aumento da eficiência de combustão de  
um motor foguete híbrido utilizando parafina como  
combustível**

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. Jungpyo Lee

Brasília, DF

2019

---

Caio Henrique Franco Levi Domingos

Estudo sobre o aumento da eficiência de combustão de um motor foguete híbrido utilizando parafina como combustível/ Caio Henrique Franco Levi Domingos.

– Brasília, DF, 2019-

80 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. PhD. Jungpyo Lee

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA , 2019.

1. Propulsão híbrida. 2. Parafina. I. Prof. PhD. Jungpyo Lee. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Estudo sobre o aumento da eficiência de combustão de um motor foguete híbrido utilizando parafina como combustível

CDU 02:141:005.6

---

Caio Henrique Franco Levi Domingos

# **Estudo sobre o aumento da eficiência de combustão de um motor foguete híbrido utilizando parafina como combustível**

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, 08 de julho de 2019:

---

**Prof. PhD. Jungpyo Lee**  
Orientador

---

**Prof. PhD. Artur Bertoldi**  
Convidado 1

---

**Prof. PhD. Artem Andrianov**  
Convidado 2

Brasília, DF  
2019



### **Dedicatória.**

*Este trabalho é dedicado aos meus amigos e familiares, que sempre me apoiaram durante esses anos de graduação e tornaram essa jornada possível.*





# Agradecimentos

Primeiramente gostaria de agradecer a minha família, que sempre me apoiou durante os momentos mais difíceis e nunca deixaram de comemorar minhas conquistas. Em especial, gostaria de agradecer minha mãe, Elaine Franco, que nunca mediu esforços para meus sonhos se tornassem realidade. Mãe, sem sua confiança e amor incondicional, este trabalho nunca seria possível.

Aos amigos de infância: Faustinho, Yuri, Arthur, Pedro Vítor, Gabriel Araújo, Júnior, Pâmela, Giovaninha, Vitória, Letícia e vários outros amigos de Araguari que, mesmo com a distância, a amizade se manteve forte.

Aos amigos que dividi república no último ano: Gabriel Falcão, David Ferreira e Jéssica Souza (Benjamim e Benedito), obrigado por serem minha família em Brasília e fazerem a rotina de faculdade mais leve e divertida. Levarei sempre comigo todas as histórias que passamos juntos.

Ao meu irmão de outra mãe, Gabriel Falcão, pela honra de não só dividir república durante os últimos 5 anos, mas por todas as conversas filosóficas, conselhos difíceis, madrugada viradas estudando, finais de semana insanos e por todo o crescimento que essas experiências me proporcionaram. Não poderia ter escolhido pessoa melhor para dividir os anos mais intensos da vida.

À Zenit Aerospace, por ter me dado a honra de ser um de seus fundadores e, alguns anos depois, um de seus presidentes. Meu crescimento pessoal e profissional durante os anos de MEJ foi absurdo. Mas principalmente, obrigado por me proporcionar os melhores amigos que eu poderia ter. Brunão, Fernanda, Iohana, Kleiton, Barcelos, Beghelli, Titi, Yan, Fidelis, Telles, Thiago, Nicholas, Rapha e todos os outros que fizeram parte dos momentos mais divertidos e inesquecíveis da minha graduação. Além disso, obrigado a todos os amigos que fiz no MEJ, sem vocês os meus 3 anos de movimento não teriam sido os mesmos.

À Capital Rocket Team, por me proporcionar a oportunidade de trabalhar com propulsão híbrida durante a graduação, certamente minha formação não seria tão rica sem a experiência prática que a equipe me proporcionou. Mais importante que isso, obrigado por todas as amizades que construí ao longo da minha passagem pela equipe: Carlos, Renato, Isla, Maurício, Bruna, Mateus, Priscila, Rafael, Matão, Portilho, Erika e todos os outros que fizeram minha adaptação à equipe mais fácil e me ensinam cada dia mais. Agradeço à equipe pela disponibilização de material e espaço físico, além de enorme suporte técnico para o desenvolvimento dessa pesquisa.

À todos que dedicaram parte de seu tempo para a execução deste trabalho ou com apoio em momentos críticos. Maurício, Mateus, Renato, Isla, Matão, Diogo, Rafael, Anieli, Malu, Bruno, sou imensamente grato por todo apoio prestado e saibam que este trabalho só se tornou realidade graças a vocês. Espero um dia poder retribuir de alguma forma.

Finalmente, gostaria de agradecer a todos os professores com os quais tive oportunidade de aprender durante minha graduação e, em particular, aos professores do curso de Engenharia Aeroespacial. Seus esforços dedicados ao crescimento do curso são inspiração para os alunos e nos fazem admirá-los cada vez mais.

Em particular, gostaria de agradecer a todos os professores do Chemical Propulsion Laboratory (CPL): Olexiy Shynkarenko, Artem Andrianov, Jungpyo Lee, Domenico Simone e Artur Bertoldi. Graças ao trabalho, incentivo, suporte, paciência e dedicação dos senhores que este e muitos outros trabalhos puderam ser concluídos em nossa universidade. Obrigado pelo suporte com materiais, infraestrutura e conhecimento que vocês proporcionaram a esta pesquisa, sou imensamente grato pela oportunidade de trabalhar com os senhores e espero poder retribuir de alguma forma. Ao meu orientador, Jungpyo Lee, obrigado pelo seu tempo, paciência, inspiração e ensinamentos ao longo desse ano de trabalho. Sem sua disposição e paixão pelo que faz, este trabalho não seria possível.

# Resumo

Este trabalho tem como objetivo apresentar uma solução que aumente a eficiência de sistemas híbridos que utilizam parafina como combustível. Com o uso da tecnologia de impressão 3-D foi possível produzir diferentes designs de grãos utilizando o material Polietileno tereftalato de etileno glicol (PETG). A geometria desses grãos conta com células ocas em seu interior onde a parafina é alocada, produzindo assim um grão híbrido. Testes estáticos foram realizados em uma bancada apropriada a fim de coletar dados como pressão, temperatura e vazão mássica, que são necessários para se calcular a eficiência da solução. Modificações na configuração dos grãos e no sistema de injeção de oxidante produziram resultados satisfatórios, com até 89% de eficiência para o par propelente parafina - óxido nítrico. A quantidade de testes realizadas nesta pesquisa ainda não é suficiente para validar a solução, mas já há uma indicativa de possíveis estratégias para aumentar a eficiência de queima da parafina como combustível híbrido.

**Palavras-chaves:** propulsão híbrida. parafina. taxa de regressão.



# Abstract

This work aims to present a solution that increases the efficiency of hybrid systems that use paraffin as fuel. Applying 3-D printing technology, it was possible to produce different grain designs using paraffin in structures of polyethylene terephthalate glycol (PETG), in order to increase the combustion efficiency of propellants. The geometry of these grains have hollow cells where the paraffin is allocated, thus producing a hybrid grain. Firing tests were performed on an appropriate bench in order to collect data such as pressure, temperature and mass flow rate, which are required to calculate the efficiency of the solution. Modifications in grain configuration and injection schem produced 89% of efficiency for the paraffin-nitrous oxide pair. The number of tests performed for this paper is not enough to validate the solution, but there is already an indicative of some ways to increase the efficiency of hybrid motors using paraffin as fuel.

**Key-words:** hybrid propulsion. paraffin. regression rate.



# Lista de ilustrações

Figura 1 – Conservação do momento aplicado a foguetes. Adaptado de (TAJMAR, 2012) . . . . .	25
Figura 2 – Esquemático clássico de um motor de foguete híbrido. Adaptado de (GREATRIX, 2014) . . . . .	26
Figura 3 – Camada líquida na superfície do grão. Adaptado de (GALFETTI, 2012)	28
Figura 4 – Temperatura de fusão a partir do número de carbonos na cadeia da parafina. Adaptado de (SPEIGHT, 2015) . . . . .	29
Figura 5 – Combustão clássica de um motor de foguete híbrido. Adaptado de (EL-SAYED, 2016) . . . . .	32
Figura 6 – Combustível sólido que se liquefaz durante a queima. Adaptado de (KARABEYOGLU et al., 2002) . . . . .	35
Figura 7 – Vista em corte do motor foguete híbrido utilizado neste trabalho . . . . .	36
Figura 8 – Esquemático do teste de visualização . . . . .	42
Figura 9 – Comportamento do mel sob um escoamento a 1 bar de pressão . . . . .	42
Figura 10 – Formação de gotículas durante o teste com água . . . . .	43
Figura 11 – Vista isométrica de uma das metades de um grão de 4 células axiais e 4 radiais . . . . .	44
Figura 12 – Comparativo da seção transversal de grãos com e sem a camada divisória	45
Figura 13 – Esquemático do sistema de medição de dados (OIVANE, 2019) . . . . .	48
Figura 14 – Motor instalado na bancada de testes . . . . .	49
Figura 15 – Curva teórica da velocidade característica em função da razão O/F . . . . .	50
Figura 16 – Indicação dos pontos críticos para o cálculo da vazão mássica de oxidante	51
Figura 17 – Indicação dos pontos de início e fim de queima do motor . . . . .	52
Figura 18 – Grãos híbridos deformados após os testes . . . . .	54
Figura 19 – Placa injetora com furos externos bloqueados . . . . .	55
Figura 20 – Comparação do raio da porta de combustão com a distância entre os furos do injetor. Medidas em milímetros. . . . .	56
Figura 21 – Casos 5.2 e 6.2 antes do abastecimento com parafina . . . . .	56
Figura 22 – Caso 5.1 à esquerda e Caso 5.2 à direita . . . . .	58
Figura 23 – $C_{exp}^*$ em função da taxa de regressão do combustível . . . . .	58
Figura 24 – $C_{exp}^*$ em função da razão O/F . . . . .	59
Figura 25 – Comparação entre os gráficos de pressão na câmara de combustão . . . . .	60
Figura 26 – Variação da viscosidade dinâmica da parafina pura e com aditivos, em relação a temperatura (HO; GAO, 2009) . . . . .	61
Figura 27 – Entrada da câmara injetora . . . . .	71
Figura 28 – Região interna da câmara injetora . . . . .	71

Figura 29 – Placa injetora . . . . .	72
Figura 30 – Câmara de combustão . . . . .	72
Figura 31 – Região divergente da tubeira . . . . .	73
Figura 32 – Região convergente da tubeira . . . . .	73
Figura 33 – Motor completo frontal . . . . .	74
Figura 34 – Motor completo posterior . . . . .	74
Figura 35 – Caso 1.1 . . . . .	75
Figura 36 – Caso 2.1 . . . . .	75
Figura 37 – Caso 3.1 . . . . .	76
Figura 38 – Caso 1.2 . . . . .	76
Figura 39 – Caso 2.2 . . . . .	77
Figura 40 – Caso 1.2 . . . . .	77
Figura 41 – Caso 2.2 . . . . .	78
Figura 42 – Caso 4.0 . . . . .	78
Figura 43 – Caso 5.1 . . . . .	79
Figura 44 – Caso 5.2 . . . . .	79
Figura 45 – Caso 6.2 . . . . .	80



# Lista de tabelas

Tabela 1 – Viscosidade dinâmica das substâncias analisadas . . . . .	41
Tabela 2 – Propriedades térmicas dos materiais analisados . . . . .	44
Tabela 3 – Descrição das características geométricas dos grãos testados . . . . .	45
Tabela 4 – Parâmetros de operação teóricos do motor . . . . .	46
Tabela 5 – Características do injetor utilizado nos experimentos . . . . .	53
Tabela 6 – Dados medidos nos testes com injetor completo . . . . .	53
Tabela 7 – Dados calculados a partir dos testes com injetor completo . . . . .	54
Tabela 8 – Dados medidos dos testes com injetor adaptado. . . . .	57
Tabela 9 – Dados calculados a partir dos testes com injetor adaptado . . . . .	57



# Lista de abreviaturas e siglas

ABS	Acrilonitrila butadieno estireno
CAD	<i>Computer-aided design</i>
CEA	<i>Chemical Equilibrium with Applications</i>
CPL	<i>Chemical Propulsion Laboratory</i>
LDPE	Polietileno de baixa densidade
PETG	Polietileno tereftalato de etileno glicol
PLA	Poliácido láctico



# Lista de símbolos

$\beta$	Coefficiente de insuflamento
$\gamma$	Razão entre os calores específicos a pressão e volume constantes
$\eta$	Razão entre a velocidade característica experimental e a velocidade característica teórica
$\mu$	Viscosidade do vapor de combustível [ $mPa \cdot s$ ]
$\rho_c$	Massa específica do combustível [ $\frac{Kg}{m^3}$ ]
$a$	Coefficiente da taxa de regressão [ $mm/s$ ]
$A_{bc}$	Área da base do combustível [ $m^2$ ]
$A_g$	Área da seção crítica da tubeira (garganta)
$A_{porta}$	Área da porta de combustão [ $m^2$ ]
$A_s$	Área de saída da tubeira [ $m^2$ ]
$c$	Velocidade efetiva de exaustão [ $m/s$ ]
$C_{18}H_{38}$	Fórmula química de um tipo de parafina
$C_{28}H_{58}$	Fórmula química da parafina adotada neste trabalho
$C_nH_{2n+2}$	Fórmula química geral da parafina
$C_F$	Coefficiente de empuxo
$C^*$	Velocidade característica [ $m/s$ ]
$C_{exp}^*$	Velocidade característica experimental [ $m/s$ ]
$C_{teo}^*$	Velocidade característica teórica [ $m/s$ ]
$D_{cf}$	Diâmetro final do combustível [ $m$ ]
$D_{gf}$	Diâmetro da garganta da tubeira após a realização do teste [ $m$ ]
$D_{gi}$	Diâmetro da garganta da tubeira antes da realização do teste [ $m$ ]
$F$	Empuxo produzido pelo motor [ $N$ ]
$g$	Aceleração da gravidade [ $m/s^2$ ]

$G_{ox}$	Velocidade do fluxo mássico de oxidante [ $\frac{kg}{m^2 \cdot s}$ ]
$h_v$	Calor total de gaseificação [ $\frac{J}{kg}$ ]
$I_{sp}$	Impulso específico [s]
$I_t$	Impulso total [Ns]
$L/D$	Razão de aspecto da câmara de combustão
$LiAlH_4$	Hidreto de alumínio e lítio
$k$	Número de medidas feitas do diâmetro garganta da tubeira após o teste
$L_c$	Comprimento do combustível [m]
$\dot{M}_c$	Taxa de fluxo de massa de combustível vaporizado [ $\frac{kg}{m^2 \cdot s}$ ]
$\dot{m}_c$	Vazão mássica de combustível [kg/s]
$\dot{m}_p$	Vazão mássica de propelentes [kg/s]
$\dot{m}_{ox}$	Vazão mássica de oxidante [kg/s]
$m$	Número de medidas feitas do diâmetro garganta da tubeira antes do teste
$MgH_2$	Hidreto de magnésio
$m_c$	Massa de combustível [kg]
$m_{cf}$	Massa do combustível após a queima [kg]
$m_{ci}$	Massa do combustível antes da queima [kg]
$m_{ox}$	Massa de oxidante [kg]
N	Número de portas de combustão
n	Expoente do fluxo mássico de oxidante
$N_2O$	Óxido nítrico
$O/F$	Razão de massas entre o oxidante e o combustível
$P_a$	Pressão atmosférica [Pa]
$P_{ac}$	Pressão absoluta na câmara de combustão [Pa]
$P_c$	Pressão na câmara de combustão [Pa]

$P_S$	Pressão na saída do motor [ $Pa$ ]
$\dot{Q}_c$	Taxa de calor de convecção transmitido para a superfície [ $\frac{kJ}{m^2 \cdot s}$ ]
$\dot{Q}_r$	Taxa de calor de radiação transmitido para a superfície [ $\frac{kJ}{m^2 \cdot s}$ ]
$\dot{Q}_w$	Taxa de fluxo de calor transferida da chama para a superfície do grão [ $\frac{J}{m^2 \cdot s}$ ]
$R_0$	Constante universal dos gases [ $\frac{J}{mol \cdot K}$ ]
$R_{p_i}$	Raio inicial da porta de combustão [ $m$ ]
$R(t)$	Raio da porta de combustão em função do tempo [ $m$ ]
$\dot{r}$	Taxa de regressão do combustível [ $mm/s$ ]
$T_c$	Temperatura de combustão [ $K$ ]
$t_q$	Tempo de queima do motor [ $s$ ]
$V_c$	Volume do combustível [ $m^3$ ]
$v_s$	Velocidade de saída dos gases do motor [ $m/s$ ]
$x$	Variável de posição [ $m$ ]





# Sumário

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>25</b>
<b>1.1</b>	<b>Contextualização</b>	<b>25</b>
<b>1.2</b>	<b>Propulsão híbrida</b>	<b>25</b>
<b>1.3</b>	<b>Parafina como combustível sólido</b>	<b>26</b>
1.3.1	Classificação da parafina	28
<b>1.4</b>	<b>Objetivos</b>	<b>29</b>
1.4.1	Objetivos gerais	29
1.4.2	Objetivos específicos	29
<b>1.5</b>	<b>Metodologia</b>	<b>30</b>
<b>2</b>	<b>REFERENCIAL TEÓRICO</b>	<b>31</b>
<b>2.1</b>	<b>Aditivos para a parafina</b>	<b>31</b>
2.1.1	Alumínio	31
2.1.2	Hidretos de metais	31
2.1.3	Magnésio	31
2.1.4	Polímeros	32
<b>2.2</b>	<b>Balística interna de foguetes híbridos</b>	<b>32</b>
2.2.1	Teoria clássica da combustão híbrida	33
2.2.2	Teoria não-clássica da combustão híbrida	34
2.2.3	Teoria estendida da combustão híbrida	36
<b>2.3</b>	<b>Componentes de um motor de foguete híbrido</b>	<b>36</b>
2.3.1	Sistema de injeção	37
2.3.2	Câmara de combustão	37
2.3.3	Tubeira	37
<b>2.4</b>	<b>Equacionamento da balística interna</b>	<b>38</b>
2.4.1	Parâmetros de desempenho do motor	38
2.4.2	Dimensionamento do grão combustível	40
<b>3</b>	<b>METODOLOGIA EXPERIMENTAL</b>	<b>41</b>
<b>3.1</b>	<b>Experimentos de visualização</b>	<b>41</b>
<b>3.2</b>	<b>Design da solução</b>	<b>43</b>
3.2.1	Grão híbrido utilizando impressão 3-D	43
3.2.2	Escolha do material	44
3.2.3	Configurações do grão	45
<b>3.3</b>	<b>Design do motor</b>	<b>46</b>
<b>3.4</b>	<b>Fabricação do grão híbrido</b>	<b>46</b>

3.5	Bancada de testes . . . . .	47
3.6	Determinação da eficiência do motor . . . . .	49
4	<b>RESULTADOS E DISCUSSÕES . . . . .</b>	<b>53</b>
4.1	<b>Testes estáticos com o injetor completo . . . . .</b>	<b>53</b>
4.1.1	Nova configuração de injetor . . . . .	55
4.1.2	Nova configuração de grão . . . . .	56
4.2	<b>Testes estáticos com o injetor adaptado . . . . .</b>	<b>57</b>
4.3	<b>Anormalidades durante os testes . . . . .</b>	<b>60</b>
4.4	<b>Generalização dos resultados . . . . .</b>	<b>61</b>
5	<b>CONCLUSÃO . . . . .</b>	<b>63</b>
5.1	Trabalhos futuros . . . . .	63
	<b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>	<b>65</b>
	<b>APÊNDICES . . . . .</b>	<b>69</b>
	<b>APÊNDICE A – DESENHOS EM CAD DOS COMPONENTES DO MOTOR . . . . .</b>	<b>71</b>
	<b>APÊNDICE B – DESENHOS EM CAD DOS CASOS DE TESTES . . . . .</b>	<b>75</b>

# 1 Introdução

## 1.1 Contextualização

Sistemas propulsivos clássicos dependem simplesmente da mecânica de newtoniana. Pelo princípio da ação-reação, 3ª Lei de Newton, sabe-se que toda força atuando em um corpo causará uma força de reação de mesma intensidade na direção oposta. Um foguete expelle parte de sua massa para produzir o empuxo. Essa é a base da conservação do momento, representado pela Fig. 1.

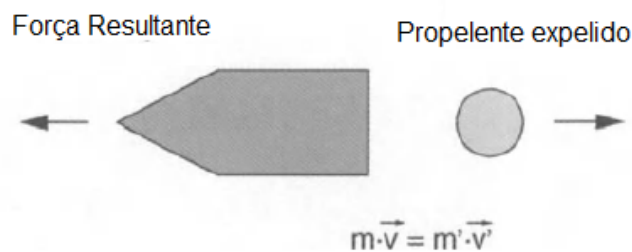


Figura 1 – Conservação do momento aplicado a foguetes. Adaptado de (TAJMAR, 2012)

Os foguetes podem ser classificados essencialmente em duas grandes categorias, químicos e não-químicos. Foguetes químicos podem ser caracterizados de diversas formas, a mais comum é em relação a fase de seus propelentes, assim temos veículos sólidos, líquidos e híbridos. Já os foguetes não-químicos pode ser subdividido entre veículos que são movidos a motores elétricos, térmicos, solares e nucleares (EL-SAYED, 2016).

## 1.2 Propulsão híbrida

De acordo com (SUTTON; BIBLARZ, 2010), motores de foguetes híbridos são sistemas propulsivos que operam com o par propelente em fases distintas, sendo a combinação mais usual o combustível na fase sólida e o oxidante na fase líquida. Essa tecnologia pode ser aplicada em *boosters* e estágios superiores de veículos lançadores, além de turismo espacial e manobras orbitais de satélites. Todas essas missões tem requisitos em comum, como controle de empuxo, múltiplas ignições e propelentes não-tóxicos que precisam ser armazenados por muito tempo.

As principais vantagem de sistemas propulsivos híbridos envolvem seu design simples e a segurança de operação desses motores. Além disso, é possível obter impulsos específicos maiores do que em sistemas sólidos e realizar o controle de ignição e empuxo, caso seja necessário. Entretanto, a grande variação da razão de mistura dos propelentes

durante a operação do motor, a baixa taxa de regressão do grão combustível sólido e instabilidades de combustão são desvantagens que caracterizam um motor foguete híbrido (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

A Fig. 2 representa um modelo genérico de motor de foguete híbrido. O tanque pressurizante contém um gás inerte, geralmente nitrogênio ou hélio, que é liberado para o tanque de oxidante a uma certa pressão, determinada pela válvula reguladora, a fim de garantir que o oxidante estocado no tanque principal seja injetado na câmara de combustão. Com a válvula de oxidante aberta, o comburente escoar até o injetor e é atomizado, sendo assim possível reagir com o combustível que já se encontra parte na fase gasosa devido ao processo de ignição. A combustão ocorre na câmara de combustão, região onde se encontram a pré câmara de combustão, o combustível sólido e a pós câmara de combustão. Os gases quentes gerados pela reação química são acelerados e expelidos pela tubeira em alta velocidade, promovendo o empuxo necessário para movimentar o foguete.

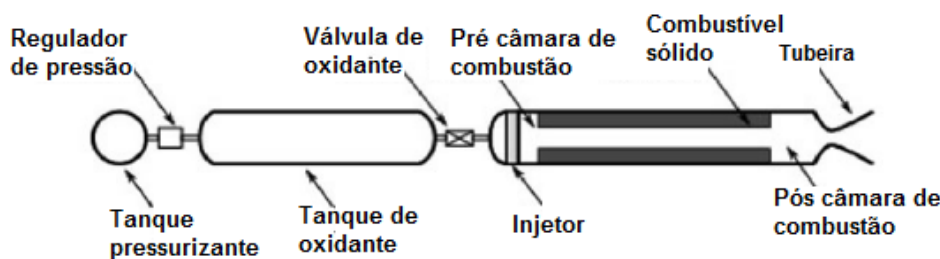


Figura 2 – Esquemático clássico de um motor de foguete híbrido. Adaptado de (GREATRIX, 2014)

Os tanques de pressurização geralmente são um contratempo em sistemas propulsores híbridos, pois ocupam bastante espaço dentro do veículo, adicionam mais peso ao sistema, além de haver certa complexidade para controlar a pressão e o escoamento dos gases inertes. Em sistemas de pequena escala, como foguetes de sondagem ou propulsores orbitais, essas problemáticas se tornam ainda mais críticas. Entretanto, existe uma classe de oxidantes, como o óxido nitroso ( $N_2O$ ) que se encontram em estado de saturação a temperatura ambiente e possuem altas pressões de vapor saturado, isto é, maior que  $6000 \text{ kPa}$  a  $300 \text{ K}$ . Essas características permitem que o sistema de alimentação seja auto pressurizante e evite as complexidades de sistemas eletromecânicos de injeção, como controle de válvulas e massas excedentes (WHITMORE; CHANDLER, 2010).

### 1.3 Parafina como combustível sólido

A qualidade estrutural de combustíveis sólidos de foguetes é um tópico de grande importância dentro do estudo de sistemas propulsores. Esse fato se deve aos altos requisitos de segurança envolvendo a operação principalmente de motores sólidos, nos quais caso

haja falhas estruturais no grão, como fissuras, trincas ou descolamentos, pode ocorrer falhas catastróficas devido a superpressurização e, conseqüentemente, a perda do veículo (VEALE et al., 2018).

O fato de propelentes sólidos possuírem o combustível e o oxidante pré misturados em um único grão é o motivo que torna sua operação perigosa. No caso de propelentes híbridos, em que o combustível e o oxidante estão separados e em diferentes fases, o risco é menor, visto que apenas haverá combustão se ambos estiverem em contato e com uma certa temperatura de ativação. Entretanto, caso o grão esteja danificado ele pode ser deslocado sem ser queimado e bloquear a saída da tubeira, gerando um excesso de pressão na câmara de combustão, o que pode ser desastroso.

Dentre as desvantagens já citadas da propulsão híbrida, a principal é a baixa taxa de regressão de seus combustíveis sólidos. A vazão mássica de vapor necessária para produzir um empuxo relevante para grandes missões geralmente exige design complexos de grãos. Além disso, esses grãos necessitam ser alocados em câmaras de combustão maiores devido sua baixa eficiência volumétrica, o que é uma restrição para algumas aplicações que necessitam de dimensões reduzidas, como em estágios superiores de veículos lançadores (LEE; TSAI, 2015).

A taxa de regressão é influenciada por diversos fatores que ocorrem durante a operação do motor, como os efeitos de transferência de calor na superfície de queima, configuração do grão, pressão na câmara de combustão e método de injeção de oxidante. Todos esses fenômenos são amplamente pesquisados em prol de desenvolver técnicas para aumentar a taxa de regressão desses combustíveis (SHIN et al., 2005).

Nos anos 90, a Universidade de Stanford iniciou o desenvolvimento de pesquisas com uma nova classe de combustíveis híbridos a base de cera de parafina. Esse material possui a característica de formar uma camada líquida fina, pouco viscosa e com baixa tensão superficial durante a combustão. Esse fenômeno, conhecido como *entrainment mechanism* permite um mecanismo de transferência de massa de partículas líquidas da superfície do grão para a zona de queima, como representado na Fig. 3, o que aumenta significativamente a taxa de regressão total desses combustíveis. (GALFETTI, 2012).

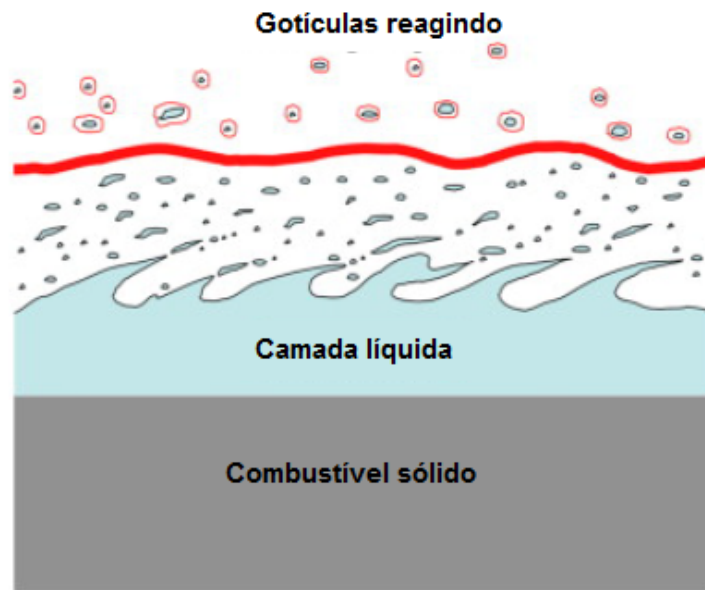


Figura 3 – Camada líquida na superfície do grão. Adaptado de (GALFETTI, 2012)

A alta taxa de regressão não é a única vantagem da parafina em relação a outros combustíveis híbridos, como por exemplo, os polímeros. Algumas características, como ser um componente não tóxico, não explosivo, de baixo custo, além de ser fácil de se transportar e possível de ser obtido por meio de processos de reciclagem tornaram a parafina um combustível viável para motores híbridos de larga escala.

Entretanto, a parafina apresenta duas grandes desvantagens: propriedades mecânicas pobres e complexidade para fabricação. O uso de aditivos como partículas de metal energizadas e misturas com polímeros são soluções que vem sendo pesquisadas em prol de melhorar as propriedades mecânicas do material. Este trabalho apresenta uma nova proposta para aumentar a eficiência de motores de foguetes híbridos que utilizam a parafina como combustível.

### 1.3.1 Classificação da parafina

A cera de parafina é uma mistura de hidrocarbonetos alifáticos saturados, tendo como fórmula geral  $C_nH_{2n+2}$ . A cera é o resíduo extraído quando óleos lubrificantes são desparafinados e tem uma estrutura cristalina com um número de carbonos superior a 12. As principais características da cera são: ausência de cor, ausência de odor, translucidez e um ponto de fusão acima de  $45^\circ C$  (SPEIGHT, 2015).

A temperatura de fusão é um dos principais parâmetros utilizados para definir a qualidade e o tipo de cera que está se trabalhando. Figura 4 mostra a relação entre o número de carbonos na cadeia atômica da parafina e a temperatura de fusão.

Número de átomos de carbono	Temperatura de fusão °C	Número de átomos de carbonos	Temperatura de fusão °C
1	-182	20	36
2	-183	21	40
3	-188	22	44
4	-138	23	47
5	-130	24	51
6	-95	25	54
7	-91	26	56
8	-57	27	59
9	-54	28	61
10	-30	29	64
11	-26	30	66
12	-10	31	68
13	-5	32	70
14	6	33	71
15	10	34	73
16	18	35	75
17	22	40	82
18	28	50	92
19	32	60	99

Figura 4 – Temperatura de fusão a partir do número de carbonos na cadeia da parafina. Adaptado de (SPEIGHT, 2015)

A parafina utilizada neste trabalho é a SOLVEN WAX 140, fornecida pela Solven Solventes e Químicos LTDA. A substância é classificada como um hidrocarboneto de cadeias lineares e ramificadas de  $C_{21}$  a  $C_{44}$ . Seu ponto de fusão está entre  $59,0^{\circ}C$  e  $62,8^{\circ}C$  (SOLVEN, 2017). De acordo com essas informações e com a Fig. 4, conclui-se que a fórmula química da parafina adotada para esta pesquisa é  $C_{28}H_{58}$ .

## 1.4 Objetivos

### 1.4.1 Objetivos gerais

O principal objetivo deste trabalho é propor uma solução que aumente a eficiência de combustão da parafina em um motor foguete híbrido utilizando parafina e óxido nitroso como par propelente.

### 1.4.2 Objetivos específicos

- Propor e validar por meio de testes experimentais uma solução para o aumento de eficiência de combustão de um motor foguete híbrido que utiliza parafina com combustível
- Comparar os resultados dos testes envolvendo a solução proposta com dados de testes de parafina pura

- Calcular a eficiência de cada caso por meio da velocidade característica e compará-los

## 1.5 Metodologia

O presente trabalho foi executado seguindo a metodologia composta pelos passos abaixo:

- Estudo sobre o mecanismo de combustão da parafina
- Experimento de visualização análogo ao processo de desprendimento de gotículas da camada líquida da parafina
- Design da solução para o aumento da eficiência de motores de foguete híbridos
- Design do motor o qual será utilizado para testar a solução
- Realização de testes estáticos em bancada de testes apropriada para a coleta de dados do experimento
- Cálculo da eficiência de cada teste e comparação do resultados



## 2 Referencial Teórico

### 2.1 Aditivos para a parafina

#### 2.1.1 Alumínio

Pal e Kumar estudaram a influência estrutural e térmica da adição de alumínio em grãos de parafina misturados com 10% de polietileno. Os testes mecânicos mostraram um aumento considerável na resistência a compressão e no módulo de elasticidade em comparação com a parafina pura. Os testes balísticos foram feitos utilizando oxigênio gasoso como oxidante e os resultados mostraram que a taxa de regressão diminuiu a medida que se aumentava a concentração de polietileno. Por outro lado, a adição de alumínio apresentou um aumento na taxa de regressão e no calor gerado pela combustão (PAL; VIJAYARAGHAVAN, 2017).

Resultados de ensaios de tração utilizando corpos de prova de parafina pura e com adição de 40% de alumínio energizado, em ambos os casos variando a temperatura, apresentaram resultados positivos para o aditivo. Notou-se um aumento de 10 – 20% da tensão última de tração para os casos com aditivo e em temperatura ambiente. Nos testes com aumento de temperatura, incremento de  $20^{\circ}\text{C}$ , a tensão última de tração também se mostrou maior para os casos com alumínio, além de ser relatada menor dependência da taxa de deformação com o aumento da temperatura (VEALE et al., 2018).

#### 2.1.2 Hidretos de metais

Hidretos de metais, como o hidreto de magnésio ( $MgH_2$ ) e o hidreto de alumínio e lítio ( $LiAlH_4$ ) têm apresentado bons resultados quando aplicados como aditivos da parafina (GALFETTI et al., 2013). Partículas de lítio são extremamente reativas, entretanto, o calor que esse composto libera durante a queima é menor do que o alumínio e o boro. Testes utilizando  $LiAlH_4$  como aditivo da parafina apresentaram um notável aumento na taxa de regressão do combustível (SASARITA, 2013).

#### 2.1.3 Magnésio

O magnésio é um metal acessível que possui propriedades térmicas similares ao  $LiAlH_4$ , embora seja menos reativo. Este metal é um componente fácil de se ignitar e que gera uma chama mais quente que o usual, o que contribui para a formação da camada líquida na superfície do grão. Experimentos mostraram que a taxa de regressão da parafina aumenta quando se adiciona cerca de 10% de  $MgH_2$ . Quantidades pouco menores podem

reduzir a taxa de regressão devido a superfície do combustível se tornar opaca, o que reduz a transferência de calor por radiação dentro do grão (SASARITA, 2013).

#### 2.1.4 Polímeros

Grãos mistos de parafina e polímero foram testados para verificar se há melhoras nas propriedades mecânicas quando comparado a parafina pura. Após os testes estáticos do motor foi observado que o grão manteve o formato circular de sua porta de combustão e não houve penetração de calor nas camadas mais internas do combustível, o inverso ocorre para experimentos com parafina pura. Além disso, foi obtido uma eficiência de 95% e a taxa de regressão calculada foi menor que da parafina pura, porém ainda maior que do polímero puro (LAZAREV; GANY, 2007).

## 2.2 Balística interna de foguetes híbridos

O principal fenômeno que rege o estudo da balística interna de motores de foguete a propelente híbridos é a vaporização do combustível e sua entrada na porta de combustão, assim como a velocidade que esse processo ocorre (HUMBLE, 1995).

Como o combustível sólido deve vaporizar antes da combustão ocorrer, a regressão da superfície do grão é dependente da dinâmica do escoamento na porta de combustão, em especial do fluxo de oxidante, e do calor transferido para superfície do grão. A zona de combustão é representada por uma faixa estreita de chama limitada por uma camada limite que se desenvolve e aumenta sobre o grão combustível (MARXMAN, 1965).

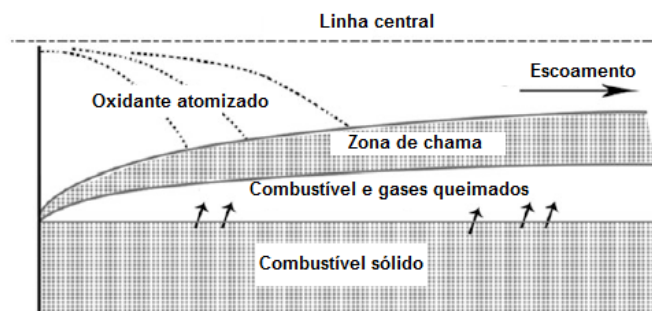


Figura 5 – Combustão clássica de um motor de foguete híbrido. Adaptado de (EL-SAYED, 2016)

Figura 5 representa o modelo simplificado do processo de combustão híbrida. O combustível é vaporizado como resultado do calor transportado da zona de chama para a superfície do grão. O combustível vaporizado sofre o processo de convecção ao longo da zona de chama enquanto o oxidante é transportado da porta de combustão para a zona de chama por meio de uma difusão turbulenta. A zona de combustão é formada quando uma razão de mistura estequiométrica é atingida (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

### 2.2.1 Teoria clássica da combustão híbrida

Combustíveis híbridos queimam por um processo de combustão que resulta nos fenômenos de sublimação, pirólise e vaporização do combustível. Esse mecanismo é lento e resulta em taxas de regressão baixas em combustíveis clássicos, como os polímeros. Uma solução adotada para resolver essa problemática é o aumento da superfície de queima por meio de múltiplas portas de combustão ou diferentes designs de porta. (THEBA, 2017)

O modelo clássico de taxa de regressão é altamente dependente da combustão difusiva limitada. Esse fenômeno é modelado como uma chama difusa turbulenta, onde as reações ocorrem em uma faixa infinitesimal da chama em que há a formação de uma camada limite. O processo de combustão ocorre predominantemente pela transferência de calor da chama para a superfície do combustível sólido. (MARXMAN, 1965)

Assumindo condições estacionárias, a transferência de calor da chama para a superfície do grão é o produto entre a vazão mássica de vapor de combustível e o calor de gaseificação (HUMBLE, 1995). A Eq. 2.1 representa essa relação:

$$\dot{Q}_w = \dot{M}_c \cdot h_v \quad (2.1)$$

Onde,

$\dot{Q}_w$ : Taxa de fluxo de calor transferida da chama para a superfície do grão [ $\frac{J}{m^2 \cdot s}$ ]

$\dot{M}_c$ : Taxa de fluxo de massa de combustível vaporizado [ $\frac{kg}{m^2 \cdot s}$ ]

$h_v$ : Calor total de gaseificação [ $\frac{J}{kg}$ ]

O termo  $h_v$  engloba três fenômenos, o calor necessário para aumentar a temperatura da superfície do grão até a vaporização, a energia de despolimerização e o calor de vaporização.

De acordo com Sutton, para combustíveis sem aditivos de partículas metálicas, sob condições normais de operação de foguetes, a transferência de calor por convecção é predominante em relação aos efeitos de radiação. Dessa forma, a regressão do combustível pode ser analisada por meio da transferência de calor por convecção em uma camada limite no regime turbulento. Portanto, a Eq. 2.2 pode ser usada para representar a taxa de regressão do combustível sólido,  $\dot{r}$ :

$$\dot{r} = 0.036 \frac{G_{ox}^{0.8}}{\rho_c} \left( \frac{\mu}{x} \right)^{0.2} \beta^{0.23} \quad (2.2)$$

Onde,  $G_{ox}$  é o fluxo mássico de oxidante em qualquer posição axial  $x$ ,  $\rho_c$  é a massa específica do combustível,  $\mu$  é a viscosidade do vapor de combustível e  $\beta$  é o coeficiente de insuflamento (*blowing coefficient*). O parâmetro  $\beta$  pode ser expressado como uma diferença de entalpia entre a superfície do grão e a zona de chama.

Considerando a fraca influência dos parâmetros  $\beta$ ,  $\mu$  e  $x$ , e assumindo que o coeficiente de insuflamento não é apenas um parâmetro aerodinâmico, mas também termoquímico, a Eq. 2.2 pode ser simplificada agrupando os efeitos dessas variáveis já citadas, além das propriedades físicas do grão, em um único parâmetro experimental (SUTTON; BIBLARZ, 2010). A Eq. 2.3 representa a formulação simplificada:

$$\dot{r} = a (G_{ox})^n \quad (2.3)$$

$G_{ox}$  é o fluxo de massa do oxidante por unidade de área, como observado na Eq. 2.4, e as constantes  $a$  e  $n$  são valores obtidos experimentalmente. Essa grandeza é definida pela vazão mássica de oxidante ( $\dot{m}_{ox}$ ), número de portas ( $N$ ) e área da porta de combustão ( $A_{porta}$ ) e demonstrada na equação 2.4.

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{N \cdot A_{porta}} \quad (2.4)$$

O modelo real de balística interna de um sistema propulsivo híbrido exige um completo entendimento da relação entre a taxa de regressão e do fluxo de massa, além de outros parâmetros importantes, como a pressão na câmara de combustão e as dimensões do grão. Essa relação funcional é chamada de "Lei da taxa de regressão" e cada par propelente possui uma fórmula própria para a taxa de regressão devido as diferenças das propriedades termofísicas e termoquímicas entre os propelentes (BERTOLDI, 2007).

A partir dos anos 90, pesquisas utilizando parafina como combustível sólido em motores híbridos apresentaram um mecanismo diferente de combustão. O grão combustível forma uma camada líquida que proporciona a entrada de gotículas na zona de queima, o que aumenta a taxa de regressão.

## 2.2.2 Teoria não-clássica da combustão híbrida

O modelo desenvolvido para propelentes que formam uma camada líquida durante a combustão é composto pela teoria clássica de gaseificação e adiciona o fenômeno de entrada de gotículas de combustível na zona de combustão que reagem com o oxidante atomizado ou gaseificado. Ambos os processos são mecanismos de transferência de massa da superfície do grão para a zona de chama e são modelados pela teoria clássica de transferência de calor.

A espessura da camada líquida é determinada pelo balanço de energia nas interfaces das fases sólida e líquida. O esquemático dos processos térmicos no grão está representado na Fig. 6

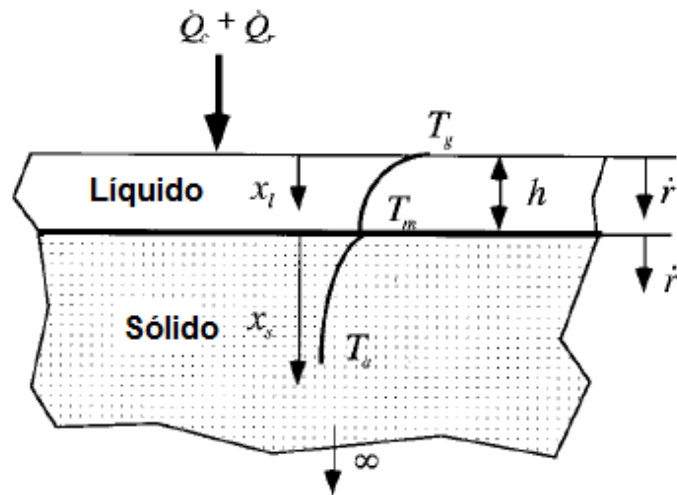


Figura 6 – Combustível sólido que se liquefaz durante a queima. Adaptado de (KARABEYOGLU et al., 2002)

Karabeyoglu explica que, em prol de simplificar o desenvolvimento da teoria, é possível assumir que as propriedades termofísicas dos materiais são uniformes tanto na fase sólida como na líquida. Além disso, a taxa de regressão é uniforme, isto é, as interfaces sólido-líquido e líquido-gás possuem a mesma velocidade e são constantes, o que faz com que a taxa de regressão seja assumida constante (KARABEYOGLU et al., 2002).

Figura 6 mostra que a transferência de calor ocorre por dois mecanismos, transferência de calor por convecção ( $\dot{Q}_c$ ) e transferência de calor por radiação ( $\dot{Q}_r$ ). O primeiro representa a convecção dos gases quentes para a superfície do combustível e o segundo é a radiação oriunda dos mesmos gases, produtos da combustão.

O balanço energético entre as interfaces líquido-gás e sólido-líquido envolvem processos de mudança de fase de propelentes, além dos efeitos da transferência de calor por condução, convecção e radiação. Os cálculos são detalhados por (KARABEYOGLU et al., 2002) e concluem que a melhor solução é estudar dois casos específicos limitantes.

Caso a absorção de radiação pela camada líquida seja muito grande, isto é, caso todo o calor de radiação seja absorvido na interface gás-líquido, a espessura da camada líquida é definida apenas pelas suas propriedades físicas (calor específico, calor total de fusão e espessura da camada térmica) e a diferença de temperatura entre os gases de combustão e a temperatura de fusão do grão.

Por outro lado, caso a absorção da radiação pela camada líquida seja desprezível, o cálculo da espessura vai depender da porcentagem da quantidade de calor trocado no sistema que a radiação representa.

Portanto, realizando o balanço de energia em ambas as fases do combustível e suas interfaces, é possível estimar a espessura da camada líquida formada durante a combustão e manipular esse parâmetro da forma que for conveniente.

### 2.2.3 Teoria estendida da combustão híbrida

Baseado na análise da combustão de propelentes que formam uma camada líquida durante a queima, é possível notar que apenas a teoria clássica não abrange esses combustíveis. O processo de vaporização não é mais o único mecanismo de transferência de massa da superfície do grão para a zona de queima, pois há a contribuição das partículas líquidas que se desprendem da superfície e reagem na zona de queima, aumentando a taxa de regressão total.

Portanto, a taxa de regressão total do combustível é composta pela taxa de regressão proveniente da vaporização do combustível somada a taxa de regressão oriunda das partículas de combustível na fase líquida. A combinação desses fenômenos explica a razão da taxa de regressão da parafina ser maior que a de polímeros, os combustíveis híbridos tradicionais.

## 2.3 Componentes de um motor de foguete híbrido

A configuração de motores a propulsão híbrida pode ser dividida em dois subsistemas, o primeiro relacionado ao tanque de armazenamento de oxidante e o outro à câmara de empuxo, ou combustão, e seus componentes associados.

A câmara de combustão, exposta na Fig. 7, é composta pelos seguintes componentes: câmara injetora, placa injetora, pré câmara de combustão, região do grão combustível, pós câmara de combustão e tubeira. Em alguns motores, a pré câmara e a pós câmara não são aplicadas.

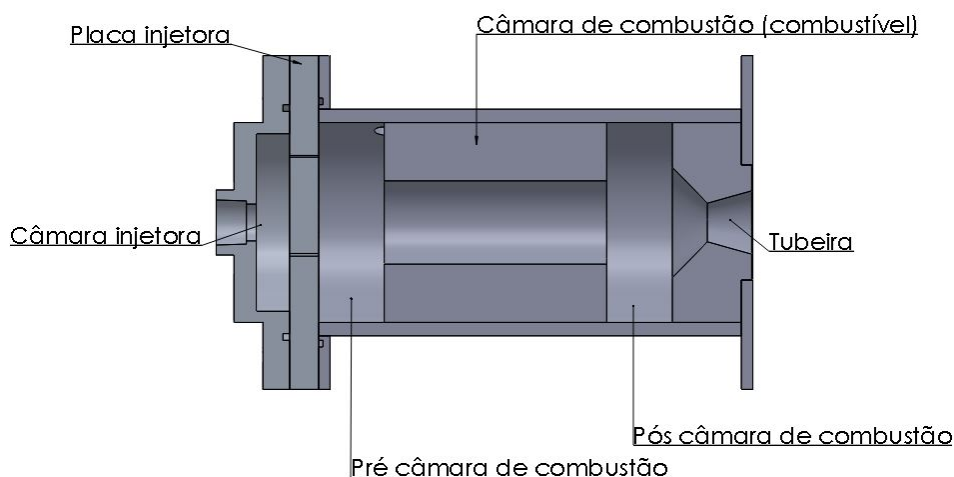


Figura 7 – Vista em corte do motor foguete híbrido utilizado neste trabalho

### 2.3.1 Sistema de injeção

O sistema de injeção de um motor de foguete híbrido é composto pela câmara de injeção e pela placa injetora. O primeiro tem como função receber o oxidante da linha de alimentação e permitir sua distribuição homogênea para a placa injetora. Esta, por sua vez, tem o objetivo de atomizar o oxidante, que a priori está bifásico (fase líquida e gasosa), para que chegue na zona de queima em condições de reagir com a parafina.

Para motores de foguete híbrido de pequena escala, os quais apenas uma porta circular é usada, a injeção direta de oxidante é a melhor alternativa, já que o oxidante entra em contato com o grão combustível pela porta de combustão mais facilmente. Para motores de grande porte, com múltiplas portas de combustão, o uso de uma pré câmara para garantir a uniformização do oxidante na entrada da região de queima é recomendada (HUMBLE, 1995).

### 2.3.2 Câmara de combustão

A câmara de combustão em um motor de foguete híbrido provém não apenas o local da combustão do propelente, mas também armazena o grão combustível. Seu comprimento e diâmetro são determinados pelas características geométricas e balísticas do combustível. Quanto mais longa a câmara de combustão, mais estável é a combustão, desde que haja condições para uma melhor mistura dos propelentes. Sendo assim, câmara de combustão é uma parte vital na segurança e performance de um motor de foguete híbrido (GROVER; HASIM et al., 2016).

Caso os propelentes sejam liberados do motor ao fim da porta de combustão, pode haver combustão incompleta e, por consequência, redução na eficiência experimental do motor. Para evitar perdas, é necessário que eles sejam completamente misturados e gaseificados para que a combustão completa ocorra antes da região da tubeira. A solução mais comum é adicionar a região de pós câmara de combustão que, geralmente, possui uma razão  $L/D$  de 0,5 a 1,0, isto é, razão entre seu comprimento e seu diâmetro (BERTOLDI, 2007).

### 2.3.3 Tubeira

A tubeira em motores de foguetes híbridos possui uma seção convergente-divergente. Os gases produtos da combustão são acelerados até a velocidade sônica (Número de Mach = 1) durante a parte convergente até atingirem a garganta, ou seção crítica. Em seguida, são expandidos pela parte divergente da tubeira aumentando ainda mais sua velocidade até serem expelidos para fora do motor. A função da tubeira é converter a entalpia obtida pela combustão na câmara em energia cinética, gerando assim o empuxo necessário para tirar o foguete da inércia (JR, 2010).

## 2.4 Equacionamento da balística interna

### 2.4.1 Parâmetros de desempenho do motor

Os parâmetros apresentados a seguir caracterizam um motor de foguete químico, independente de sua natureza, seja sólido, líquido ou híbrido.

O cálculo dos parâmetros balísticos e, conseqüentemente, do dimensionamento do motor, são feitos com base nas considerações de um foguete ideal. Este trabalho segue as considerações adotadas por (SUTTON; BIBLARZ, 2010), no Capítulo 3, Seção 3.1.

#### Empuxo

O empuxo é a força necessária para tirar o foguete de sua inercia, como já apresentado na contextualização deste trabalho.

O empuxo independe da velocidade do veículo. Esse parâmetro varia de acordo com a pressão atmosférica ( $P_a$ ) e com os parâmetros de exaustão: vazão mássica de propelentes ( $\dot{m}_p$ ), velocidade de saída dos gases ( $v_s$ ) e pressão na saída do motor ( $P_s$ ).

Portanto, o empuxo do foguete é calculado pela Eq.2.5:

$$F = \dot{m}_p v_e + (P_s - P_a) A_s \quad (2.5)$$

#### Impulso total

O impulso total representa a intensidade da força que um corpo recebe durante um determinado intervalo de tempo. Esse parâmetro é calculado pela integral do empuxo no tempo. Porém, se assumirmos que o empuxo é constante, essa grandeza é representada apenas pela seguinte equação:

$$I_t = Ft_q \quad (2.6)$$

Onde  $t_q$  representa o tempo de queima do motor.

#### Velocidade efetiva de exaustão

A velocidade efetiva de exaustão ( $c$ ) relaciona o empuxo gerado pelo motor com a quantidade de propelente gasta para produzir tal força. Esse parâmetro é equacionado como:

$$c = \frac{F}{\dot{m}_p} \quad (2.7)$$



## Velocidade de saída

A velocidade de saída do motor ( $v_s$ ) é calculada considerando que não há perdas ao longo do escoamento do fluido de trabalho até sua saída pela tubeira. Essa velocidade ideal pode ser calculada da seguinte forma:

$$v_s = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{R_0 T_c}{M} \left[ 1 - \left( \frac{P_s}{P_c} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right]} \quad (2.8)$$

A constante universal dos gases é representada por  $R_0$ ,  $M$  é a massa molar dos gases quentes,  $T_c$  é a temperatura de combustão,  $P_c$  é a pressão na câmara de combustão e  $\gamma$  é a razão entre os calores específicos a pressão e a volume constantes.

## Coeficiente de empuxo

O coeficiente de empuxo é uma grandeza adimensional que permite analisar a eficácia da tubeira. Essa grandeza relaciona o empuxo, a pressão na câmara de combustão e a área da garganta da tubeira ( $A_g$ ).

$$C_F = \frac{F}{P_c A_g} \quad (2.9)$$

## Impulso específico

O impulso específico é um dos principais parâmetros de performance do foguete. Essa grandeza é a razão entre o impulso total gerado pelo sistema em relação a massa de propelente. Caso o empuxo e a vazão mássica de propelentes for constante, pode-se calcular da seguinte forma:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_p g} \quad (2.10)$$

Onde  $g$  representa a aceleração da gravidade local.

## Velocidade característica

A velocidade característica é um parâmetro de eficiência do motor do foguete que valida, principalmente, a qualidade da reação dos propelentes para gerar gases quentes em altas pressões. Esse parâmetro desconsidera a influência da tubeira no cálculo de eficiência, sendo ideal para validação de testes de motores de bancada. A velocidade característica é definida como:

$$C^* = \frac{P_c A_g}{\dot{m}_p} \quad (2.11)$$

### 2.4.2 Dimensionamento do grão combustível

A partir da razão de massas entre o oxidante e o combustível, razão O/F, da vazão mássica de total de propelentes ( $\dot{m}_p$ ), da vazão mássica de combustível ( $\dot{m}_c$ ) e do tempo de queima do motor ( $t_q$ ), é possível calcular a massa do combustível ( $m_c$ ).

$$\dot{m}_c = \frac{\dot{m}_p}{\frac{O}{F} + 1} \quad (2.12)$$

$$m_c = \frac{\dot{m}_c}{t_q} \quad (2.13)$$

A partir da massa do combustível, é possível calcular seu volume ( $V_c$ ) pela relação de massa específica ( $\rho$ ) mostrada pela Eq. 2.14.

$$V_c = \frac{m_c}{\rho_c} \quad (2.14)$$

Equação 2.15 apresenta a relação entre o raio da porta de combustão em função do tempo e do fluxo de oxidante. Nesta formulação,  $R_{pi}$  é o raio inicial da porta de combustão e  $N$  é o número de portas de combustão.

$$R(t) = \left\{ a(2n + 1) \left( \frac{\dot{m}_{ox}}{\pi N} \right)^n t_q + R_{pi}^{2n+1} \right\}^{\frac{1}{2n+1}} \quad (2.15)$$

Por meio do raio final e do raio inicial do grão, é possível calcular sua área da base ( $A_{bc}$ ). Por fim, para calcular o comprimento do grão de combustível ( $L_c$ ), divide-se o volume do combustível pela área da base calculada. As Eqs. 2.16 e 2.17 estão apresentadas a seguir.

$$A_{bc} = (R(t_q)^2 - R_{pi}^2)\pi \quad (2.16)$$

$$L_c = \frac{V_c}{A_{bc}} \quad (2.17)$$

Portanto, por meio dos equacionamentos apresentados acima, é possível determinar geometricamente o grão de combustível híbrido partindo de seus parâmetros balísticos.

## 3 Metodologia Experimental

### 3.1 Experimentos de visualização

Experimentos para a visualização do processo de combustão de propelentes híbridos que seguem a teoria não-clássica são importantes para aumentar o embasamento das pesquisas, validar modelos e simulações e assim ser possível obter resultados mais precisos. O objetivo desse tipo de teste é obter informações sobre os mecanismos que contribuem para a taxa de regressão, como a formação de gotículas e ondas na camada líquida sob a superfície do grão comubstível (KARABEYOGLU; CANTWELL; ALTMAN, 2001).

O método mais apropriado e que gera resultados mais confiáveis nesse tipo de experimento é utilizando queimadores bidimensionais, conhecidos como *2-D burners*. As principais características desses sistemas são que o grão de combustível possui formato retangular e a câmara de combustão possui parte de suas paredes transparentes para ser viável a observação por meio de câmeras apropriadas. Esquemáticos, componentes e resultados detalhados sobre queimadores 2-D e os testes são apresentados por Petrarolo (PETRAROLO; KOBALD; SCHLECHTRIEM, 2018) e Chandler (CHANDLER et al., 2012) em seus trabalhos.

Um experimento simples utilizando materiais acessíveis foi realizado com o intuito de apenas visualizar o processo de formação de ondas e gotículas, sem a necessidade de coletar dados precisos.

Por motivos de segurança, os fluidos utilizados não são os propelentes do caso real, mas sim substâncias com viscosidades dinâmicas semelhantes aos que estão substituindo, como mostrado na Tab. 1 (KIM, 2010) e (TOOLBOX, 2008). Água foi escolhida para simular o comportamento da parafina líquida e mel foi selecionado para substituir o polietileno de baixa densidade (LDPE). O fluxo de oxidante é gerado por um compressor de ar que opera a 1 bar.

Tabela 1 – Viscosidade dinâmica das substâncias analisadas

Substância	Viscosidade dinâmica [ $mPa \cdot s$ ]	Temperatura [ $^{\circ}C$ ]
Água	0,88	25
Parafina	2,35	149,40
LDPE	$5,27 \cdot 10^4$	264,40
Mel	$1,00 \cdot 10^4$	25

O esquemático do experimento está representado na Fig. 8. Um anteparo no centro

divide o recipiente plástico em duas regiões. A primeira, Região 1, que contém a entrada de ar comprimido, é preenchida com um dos fluidos (água ou mel) até o limite deste anteparo e a segunda, Região 2, permanece vazia.

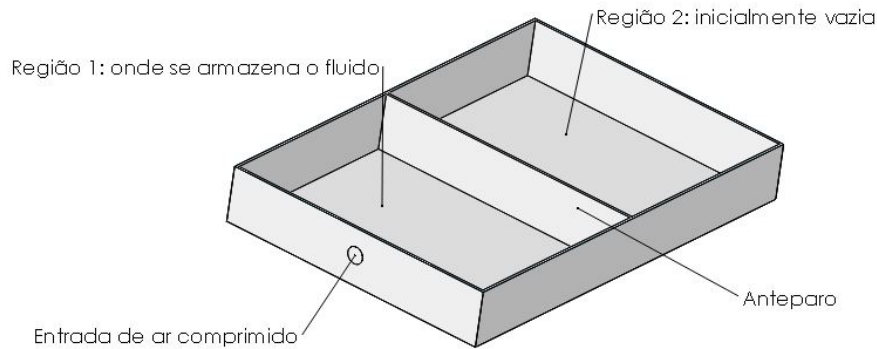


Figura 8 – Esquemático do teste de visualização

O fenômeno a ser observado é o comportamento de dois fluidos com diferentes viscosidades dinâmicas quando submetidos a um fluxo de gás axial e constante. O anteparo central ajuda a estimar a quantidade de fluido que se movimenta apenas por formação de ondas e a placa de madeira auxilia na estimativa da massa de gotículas que se desprendem do escoamento principal.

Primeiramente, foi realizado o teste utilizando mel, o fluido de maior viscosidade que pode ser comparado com alguns polímeros. Foi observado que houve transferência de massa apenas por formação de ondas na superfície do fluido, não sendo observadas formação de gotículas. A Fig. 9 mostra uma captura do experimento.



Figura 9 – Comportamento do mel sob um escoamento a 1 bar de pressão

Por outro lado, o teste com água, substância usada como comparação a parafina líquida, apresentou formação de gotículas e formação de ondas na superfície do fluido com

deslocamento mais rápido que aquelas observadas no teste com o mel. Assim, achou-se interessante estimar a quantidade de massa de água que foi transportada por cada mecanismo.



Figura 10 – Formação de gotículas durante o teste com água

Ao repetir o teste, foi medida a massa do recipiente com água antes e após o experimento. Então, foi retirada a água restante da primeira região e o sistema foi novamente pesado. Dessa forma, foi possível calcular a massa de água que se movimento por meio de ondas e se deslocou para a região adjacente ao anteparo central, além da quantidade de água que se deslocou em forma de gotículas para fora do recipiente.

Analisando os valores medidos, foi possível observar que apenas 2% da massa total de água se desprende em forma de gotículas. O restante se deslocou por meio das ondas geradas pelo fluxo de oxidante.

Considerando a teoria não clássica de combustão híbrida, é possível que parte dessa massa seja deslocada para fora do motor sem reagir, o que causa a baixa eficiência experimental de propelentes como a parafina. Dessa forma, uma solução que reduza esse fenômeno foi elaborada.

## 3.2 Design da solução

### 3.2.1 Grão híbrido utilizando impressão 3-D

A solução adotada neste trabalho é baseada na utilização de um grão de combustível misto entre parafina e plástico que é utilizado como material de impressão 3-D. A partir da tecnologia de manufatura aditiva é possível produzir grãos com um design que permita bloquear o escoamento da fase líquida da parafina para fora do motor antes da combustão.

A estrutura a ser impressa é um grão em formato cilíndrico convencional, porém seu interior é dividido em várias células ocas, onde a parafina é alocada. O grão conta com apenas uma porta de combustão. A Fig. 11 representa o design inicial dessa solução.

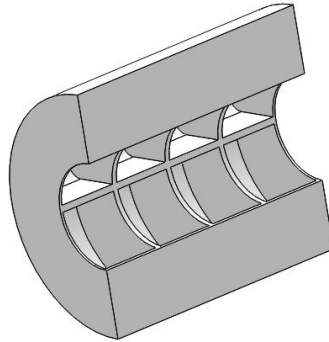


Figura 11 – Vista isométrica de uma das metades de um grão de 4 células axiais e 4 radiais

As paredes das células tem a função de bloquear o escoamento da parafina líquida. Embora tanto a parafina, como o plástico queimem durante a combustão, a parafina possui uma taxa de regressão significativamente maior, assim, para tempos de queima baixos, é possível que parte da estrutura em 3-D resista enquanto toda a parafina seja queimada.

### 3.2.2 Escolha do material

A seleção de qual plástico seria utilizado para a fabricação do grão foi feita baseada em quatro parâmetros: temperatura de fusão, temperatura de transição vítrea, preço e acessibilidade (ULTIMAKER, 2017), (ANGEL, 2008), (MATWEB, 2016).

Tabela 2 – Propriedades térmicas dos materiais analisados

Material	Temperatura de fusão [ $^{\circ}C$ ]	Temperatura de transição vítrea [ $^{\circ}C$ ]
ABS	225-245	102
PLA	145-160	60
PETG	220-290	80

O preço e acessibilidade restringiram as possibilidades para três casos: poliacido láctico (PLA), acrilonitrila butadieno estireno (ABS) e polietileno tereftalato de etileno glicol (PETG). A temperatura de transição vítrea foi levada em consideração pelo processo de abastecimento do grão com a parafina líquida, ou seja, a temperatura de transição vítrea deve estar acima da temperatura de fusão da parafina ( $60^{\circ}C$ ), o que já descarta o uso do ácido polilático (PLA).

Embora o ABS e o PETG tenham propriedades parecidas, o PETG foi escolhido por possuir uma faixa maior de temperatura de fusão, o que aumenta a possibilidade da estrutura resistir, em partes, ao final dos testes de combustão.

### 3.2.3 Configurações do grão

Foram produzidos diversas configurações de grão, variando o número de células nas direções axial e radial, espessura de parede e número de camadas circulares, isto é, uma divisória no mesmo sentido do comprimento do grão que gera duas regiões de armazenamento da parafina. O propósito é identificar qual o design mais eficiente a partir dos testes experimentais de queima.

Além dos grãos híbridos, foram testados grãos de parafina pura para realizar o comparativo de eficiência e validar a solução. Tabela 3 mostra as configurações testadas durante o desenvolvimento desse trabalho. Importante salientar que o tamanho da porta de combustão ( $0,038m$ ) e o comprimento do grão ( $0,1m$ ) foram os mesmos em todos os casos.

Tabela 3 – Descrição das características geométricas dos grãos testados

Caso de teste	Nº de células	Espessura das paredes [m]	Diâmetro externo [m]
Caso 0	Parafina pura	-	0,088
Caso 1.1	6 células axiais e 6 radiais	0,002	0,085
Caso 2.1	4 células axiais e 6 radiais	0,002	0,085
Caso 3.1	2 células axiais e 6 radiais	0,002	0,085
Caso 1.2	6 células axiais e 4 radiais	0,002	0,087
Caso 2.2	4 células axiais e 4 radiais	0,002	0,087
Caso 4.0	1 célula	0,002	0,087
Caso 5.1	6 células axiais e 4 radiais	0,002	0,087
Caso 5.2	6 células axiais e 4 radiais	0,005	0,087
Caso 6.2	4 células axiais e 4 radiais	0,005	0,087

Nos últimos três casos, foi aplicada uma camada circular que divide o grão em duas regiões distintas. A parafina é armazenada em ambas. Figura 12 mostra como é essa divisão.

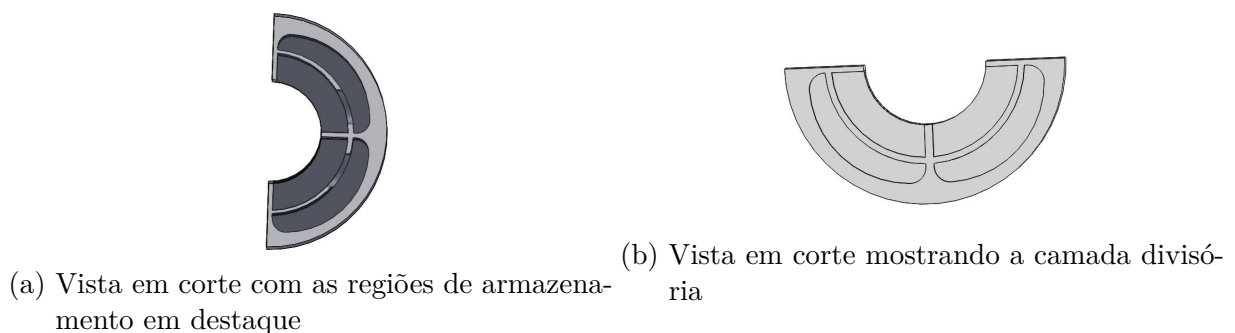


Figura 12 – Comparativo da seção transversal de grãos com e sem a camada divisória

### 3.3 Design do motor

O motor utilizado para os testes é um mono-cilindro de aço inox 304, com 240 mm de comprimento e 90 mm de diâmetro interno. Sua tubeira é usinada em grafite e, inicialmente, possui um diâmetro de garganta de 18,5 mm. O injetor utilizado é do tipo *shower*, isto é com furos retos passantes. Duas camadas de proteção térmica de um composto de silicone preto com manta e fibra de vidro foram aplicadas nas regiões de pré e pós câmara de combustão a fim de garantir a integridade estrutural do motor durante as baterias de testes (ANDRIANOV et al., 2017).

O projeto deste motor é uma adaptação de um propulsor já existente, o *Firestorm*, um motor híbrido de 1500 N de empuxo e que opera com pressão na câmara de 30 bar (OLIVEIRA; GONTIJO; SILVA, 2017). As adaptações envolveram reduzir o comprimento da região divergente da tubeira e aumentar o comprimento do motor, a área de injeção se manteve a mesma.

Os cálculos balísticos foram refeitos utilizando o software NASA Chemical Equilibrium with Applications (CEA) e uma planilha no Excel, dessa vez adotando uma pressão de 10 bar na câmara de combustão. Os resultados dos novos parâmetros de eficiência e características do motor estão expostos na Tab. 4

Tabela 4 – Parâmetros de operação teóricos do motor

Parâmetro do motor para parafina pura	Valor
Pressão na câmara [ <i>bar</i> ]	10,00
Tempo de queima [ <i>s</i> ]	5,00
Razão O/F ótima	6,10
Velocidade característica [ <i>m/s</i> ]	1627,43
Impulso específico [ <i>s</i> ]	206,13
Velocidade efetiva de exaustão [ <i>m/s</i> ]	2061,30
Velocidade de saída [ <i>m/s</i> ]	2045,30
Coefficiente de empuxo	1,26
Número de injetores	25
Área de injeção [ <i>m</i> <sup>2</sup> ]	0,001256

### 3.4 Fabricação do grão híbrido

A massa de parafina usada para a produção do grão combustível é determinada pelos cálculos balísticos e tem relação com seu comprimento e diâmetro de porta. A estrutura de PETG é fabricada por meio de uma impressora 3-D. O processo de impressão leva em torno de 4 horas.

1. O design da estrutura em PETG é feita em CAD e fabricada por uma impressora 3-



- D. São impressas duas metades separadas para facilitar o processo de abastecimento com parafina. Cada metade é pesada por uma balança digital.
2. A parafina é obtida em forma granular, retirada de um saco de armazenamento de 25 kg a temperatura ambiente;
  3. A parafina é colocada em uma panela e pesada em uma balança digital. A balança é previamente tarada com a massa da panela.
  4. A panela é posta em um forno elétrico até a parafina ser completamente fundida.
  5. Após a fusão, a panela é retirada do aquecedor e posta em repouso até atingir temperaturas entre  $55^{\circ}\text{C}$  e  $80^{\circ}\text{C}$ , valores de fusão da parafina e transição vítrea do PETG, respectivamente.
  6. A parafina é então despejada dentro das células das estruturas impressas em 3-D. A medida que a parafina vai ocupando os espaços internos, o nível de líquido vai diminuindo.
  7. Espera-se entre 10 e 20 minutos para a solidificação da parafina. Então, repete-se o procedimento de abastecimento até o nível de parafina estar no limite da porta de combustão.
  8. Mede-se a massa das metades, agora preenchidas com parafina. Caso haja uma grande discrepância, o grão é mergulhado em água quente (em torno de  $75^{\circ}\text{C}$ ) para a parafina derreter e poder ser reabastecida. A provável causa deste problema é a formação de espaços vazios, bolhas, no interior do grão 3-D.
  9. Caso os valores de massa estejam adequados, as metades do grão são unidas utilizando *silver tape* até atingir o diâmetro interno da câmara de combustão. A fita funciona também como proteção térmica. Assim, o grão híbrido está pronto para ser inserido no motor.

## 3.5 Bancada de testes

Todos os experimentos deste trabalho foram executados na bancada de testes do *Chemical Propulsion Laboratory* (CPL), ou Laboratório de Propulsão Química, da Universidade de Brasília, localizado no Campus Gama. Nesta seção serão apresentados os componentes dessa bancada e a preparação para os testes.

Figura 13 mostra um esquemático da bancada de testes com os sistemas de armazenamento e injeção de oxidante, componentes do sistema de aquisição de dados, além do sistema propulsivo (OIVANE, 2019). O motor representado na imagem não é o mesmo utilizado neste trabalho. O caso atual conta com apenas um transdutor de pressão na

pré câmara de combustão, podendo-se desconsiderar para este caso os demais sensores aplicados no motor na Fig. 13.

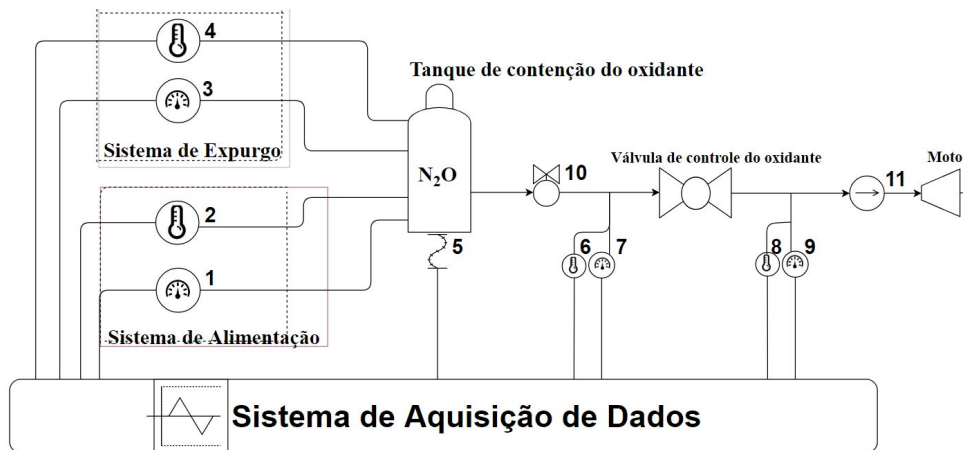


Figura 13 – Esquemático do sistema de medição de dados (OIVANE, 2019)

O oxidante utilizado em todos os testes é o óxido nítrico. Como já citado anteriormente, este fluido encontra-se no estado líquido saturado em temperatura ambiente e é auto pressurizante, eliminando assim a necessidade de um sistema de pressurização externo, como turbobomba ou tanque de gás pressurizante (WHITMORE; CHANDLER, 2010).

O sistema de aquisição de dados é composto por uma plataforma portátil CompactDAQ (*National Instruments*). Os principais sensores são uma célula de carga, quatro termopares e cinco transdutores de pressão. A célula de carga é posicionada abaixo do tanque de oxidante e é responsável por medir sua vazão mássica. Os termopares registram as temperaturas de abastecimento, purga, antes e após a válvula principal de controle de oxidante. Os transdutores de pressão medem valores nos mesmos pontos dos termopares, além da medida de pressão na câmara de combustão.

O sistema de alimentação de oxidante conta com 4 sistemas de válvulas *On/Off* (válvula esfera, atuador e válvula solenoide). Elas são responsáveis pelo abastecimento, desabastecimento, ignição e purga.

Figura 14 mostra o motor já instalado na bancada para a realização de um dos testes. O motor foi fixado na bancada por meio de perfis de aço que restringem sua movimentação na direção vertical e para os lados. A placa a qual o motor está apoiado horizontalmente teve sua movimentação axial restringida, o que tornou o sistema imóvel durante a operação.

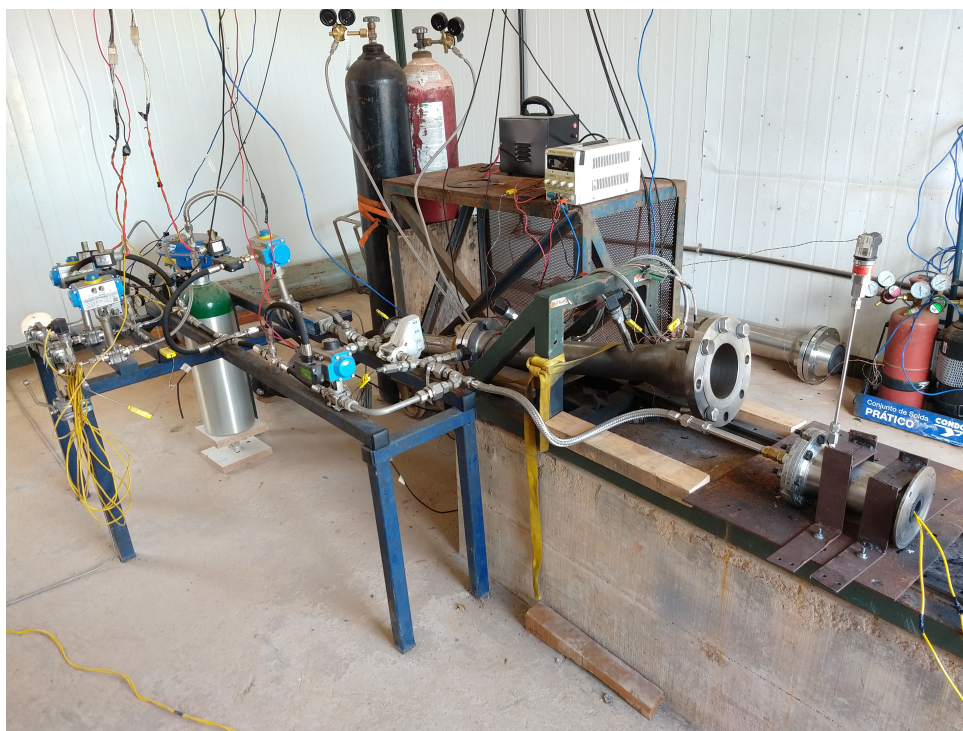


Figura 14 – Motor instalado na bancada de testes

O ignitor utilizado é independente da bancada de testes. Foi utilizado um combustível sólido produzido a partir da mistura de 35% de sacarose e 65% de nitrato de potássio. Após o preparo, a mistura é deixada em repouso até a solidificação, então é envolta em um fio de nicromo, que por sua vez é conectado a dois fios de cobre em suas extremidades.

Para a ignição do motor, a outra extremidade do fio de cobre é ligado aos polos de uma bateria de 12V. A corrente transmitida aquece o nicromo, o que causa a combustão do ignitor. O calor gerado por essa combustão é suficiente para vaporizar parte da parafina. Após verificação visual, por meio de câmeras, que há a combustão do ignitor e a vaporização da parafina, a válvula principal de oxidante é aberta e a ignição principal é feita.

### 3.6 Determinação da eficiência do motor

Neste trabalho, a eficiência do motor ( $\eta$ ) é calculada por meio da sua velocidade característica ( $C^*$ ), ou seja, leva-se em conta apenas a eficiência de queima dos propelentes e não a eficiência de expansão da tubeira ou o empuxo gerado. O valor de  $\eta$  é dado pela razão entre a velocidade característica experimental ( $C_{exp}^*$ ) e a velocidade característica teórica ( $C_{teo}^*$ ), como mostra a Eq. 3.1.

$$\eta = \frac{C_{exp}^*}{C_{teo}^*} \quad (3.1)$$

A  $C_{teo}^*$  é obtida por meio do software CEA que gera os valores de  $C^*$  para cada razão O/F desejada. Assim, aplica-se um polinômio interpolador de quinto grau que relaciona a velocidade característica com a razão O/F dos propelentes. A curva é apresentada na Fig. 15

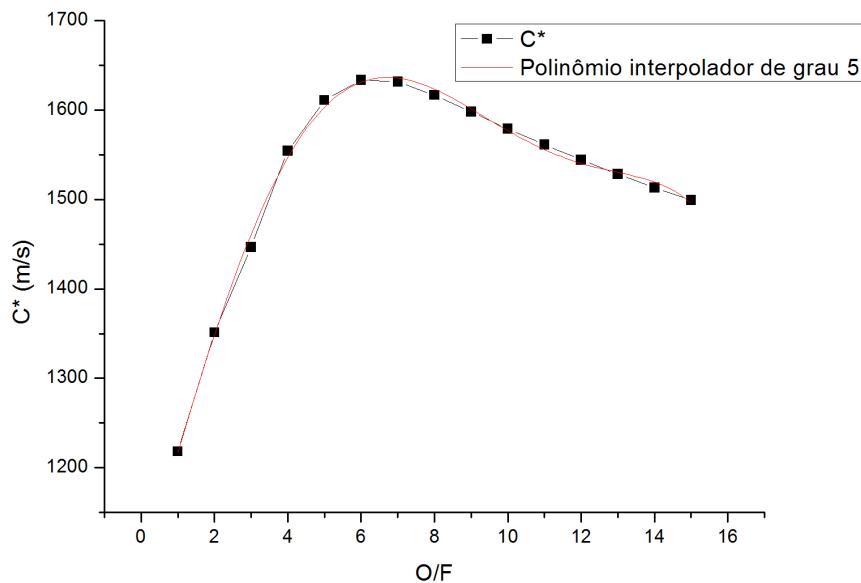


Figura 15 – Curva teórica da velocidade característica em função da razão O/F

A  $C_{exp}^*$  é calculada a partir da Eq. 2.11. Sendo assim, os dados de pressão na câmara de combustão, área da garganta da tubeira, e vazão mássica de propelentes devem ser obtidos de forma empírica a partir das informações coletadas dos testes estáticos do motor.

Para o cálculo da velocidade característica experimental, considera-se a pressão absoluta na câmara de combustão ( $P_{ac}$ ), isto é, a pressão obtida por meio do transdutor de pressão acoplado na região da pré câmara, acrescido da pressão atmosférica, a qual adotou-se o valor de 1 bar neste trabalho.

Para obter o valor da pressão na câmara é necessário, primeiramente, integrar a curva de pressão da câmara de combustão no tempo. Essa integração resulta no valor da área da curva, que ao ser dividida pelo tempo de queima do teste, resulta na pressão nominal da câmara de combustão. Portanto, para obter-se a pressão absoluta, basta acrescentar a esse resultado o valor da pressão atmosférica.

A área da garganta da tubeira é obtida por meio de medições de seu diâmetro antes e após cada teste utilizando um paquímetro digital. São realizadas 4 medidas em pontos diferentes da garganta e calculada a média simples dessas medições. O diâmetro adotado para o cálculo final da área é a média das médias calculadas antes e após o teste. A fórmula para o cálculo da área é apresentada pela Eq. 3.2.

$$A_g = \left( \frac{\sum_1^m D_{gi} + \sum_1^k D_{gf}}{2 \cdot m} \right)^2 \cdot \pi \cdot \frac{1}{4} \quad (3.2)$$

O diâmetro medido antes do teste é dado por  $D_{gi}$ ,  $D_{gf}$  é o diâmetro medido após o teste e  $m$  e  $k$  são o número de medidas feitas antes e após o teste, respectivamente. Neste trabalho, foi adotado  $m = k = 4$ .

A vazão mássica de propelentes é dada pela soma entre a vazão mássica de combustível e a de oxidante. A vazão mássica de combustível é a razão entre a quantidade de massa queimada e o tempo de queima. Para determinar a massa queimada no teste mede-se a massa do grão combustível antes ( $m_{ci}$ ) e depois ( $m_{cf}$ ) do experimento por meio de uma balança digital, a diferença entre esses valores é a massa de combustível adotada.

A determinação da quantidade de oxidante gasta é feita por meio dos dados coletados da célula de carga instalada abaixo do tanque de oxidante. Ao analisar o gráfico de variação de massa de oxidante, o valor adotado para o cálculo é a diferença entre o primeiro e o último valor registrado pelo sensor, como mostrado na Fig. 16.

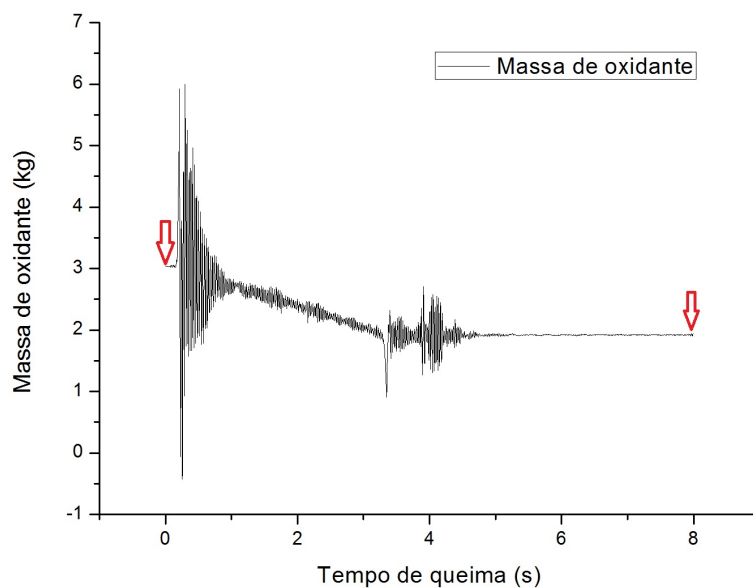


Figura 16 – Indicação dos pontos críticos para o cálculo da vazão mássica de oxidante

Por fim, é preciso definir um método para se determinar o tempo de queima. Como

os processos de ignição e desligamento do motor variam a cada teste, a forma escolhida foi observar o gráfico de pressão da linha de alimentação antes da válvula principal de controle. Assim que houver uma queda brusca na curva, significa que a válvula de oxidante foi aberta e a ignição iniciou. O momento que a curva voltar a decrescer é o fim do teste. Portanto, o tempo de queima é a diferença entre valores de tempo em que há uma queda considerável na curva de pressão da linha após a válvula, em relação ao tempo. Os pontos críticos são destacados na Fig. 17.

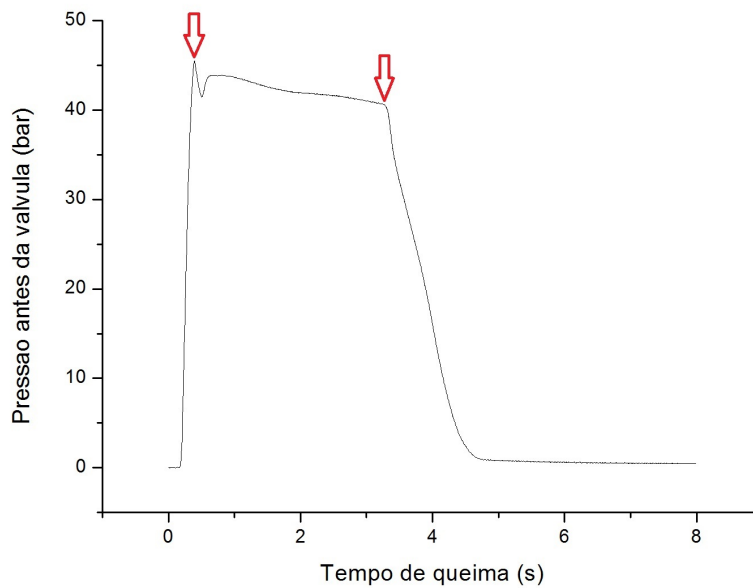


Figura 17 – Indicação dos pontos de início e fim de queima do motor

Importante salientar que, embora os cálculos tenham sido feitos para uma pressão de operação 10 bar, não foi possível fixar este valor. Devido ao pequeno ângulo de abertura de válvula necessário para fornecer essa pressão e à temperatura ambiente, a fase gasosa do óxido nitroso na linha de alimentação causou um aumento de pressão acima de 10 bar, não sendo possível manter a pressão desejada.

Portanto, obtendo essas grandezas de forma empírica, como mostrado acima, é possível calcular a velocidade característica experimental, e por fim, a eficiência do motor. Além disso, a partir desses dados é possível também calcular o diâmetro final do grão ( $D_f$ ) e sua taxa de regressão. A metodologia para o cálculo deste parâmetro foi desenvolvida por (KARABEYOGLU et al., 2004) e discutida por (BERTOLDI, 2007).

## 4 Resultados e discussões

Foram executados 13 testes estáticos durante o desenvolvimento deste trabalho. A discussão dos resultados se dará em torno de 11 dos 13 experimentos, visto que em 2 oportunidades houve falhas no sistema de aquisição de dados e não foi possível coletar as informações do teste.

Ao longo dos testes foi observado a necessidade de se alterar a configuração do injetor para obter melhores resultados em termos de eficiência. Assim, os resultados serão apresentados e divididos de acordo com a configuração de injetor a que foi executada o teste.

Tabela 5 compara as duas configurações de injetores utilizados nos testes estáticos.

Tabela 5 – Características do injetor utilizado nos experimentos

Configuração do injetor	Número de furos	Diâmetro dos furos [m]	Área de injeção [m <sup>2</sup> ]
Injetor completo	25	5 furos de 2 mm e 20 furos de 1,5 mm	0,001256637
Injetor adaptado	9	5 furos de 2 mm e 4 furos de 1,5 mm	0,000201062

A investigação principal é feita de forma a analisar como a variação do esquema de injeção e as configurações do grão de combustível híbrido influenciam na taxa de regressão e na eficiência do motor.

### 4.1 Testes estáticos com o injetor completo

Foram realizados 7 testes estáticos utilizando a configuração original do injetor, com 25 furos. Tabela 6 apresenta os dados medidos durante a execução dos testes que são necessários para o cálculo da eficiência do motor. A partir destes dados, é possível calcular os parâmetros necessários para obter-se a velocidade característica em cada teste. Os resultados estão expostos na Tab. 7.

Tabela 6 – Dados medidos nos testes com injetor completo

	$A_g$ [m <sup>2</sup> ]	$m_{ci}$ [kg]	$m_{cf}$ [kg]	$m_{ox}$ [kg]	$t_q$ [s]	$P_{ac}$ [bar]
<b>Caso 0</b>	0,000271	0,473	0,027	1,67	4,745	17,034
<b>Caso 1.1</b>	0,000274	0,442	0,004	1,71	3,910	20,426
<b>Caso 2.1</b>	0,000274	0,425	0,074	1,003	2,482	20,804
<b>Caso 3.1</b>	0,000275	0,437	0,000	1,1	2,303	21,420
<b>Caso 1.2</b>	0,000279	0,476	0,036	1,54	4,040	20,904
<b>Caso 2.2</b>	0,000294	0,464	0,086	1,12	2,979	18,511
<b>Caso 4</b>	0,000304	0,460	0,043	0,83	2,916	15,045



Tabela 7 – Dados calculados a partir dos testes com injetor completo

	$\dot{m}_c$ [kg/s]	$\dot{m}_{ox}$ [kg/s]	$D_{cf}$ [m]	$\dot{r}$ [mm/s]	$C_{teo}^*$ [m/s]	$C_{exp}^*$ [m/s]	$\eta$
<b>Caso 0</b>	0,0939	0,3519	0,0880	5,274	1527,6494	1037,9025	0,6794
<b>Caso 1.1</b>	0,1120	0,4373	0,0874	6,3183	1539,8618	1021,1763	0,6631
<b>Caso 2.1</b>	0,1414	0,4041	0,0800	8,4730	1446,3400	1047,3866	0,7241
<b>Caso 3.1</b>	0,1897	0,4776	0,0873	10,7096	1409,4458	883,28542	0,6266
<b>Caso 1.2</b>	0,1089	0,3811	0,0875	6,1350	1507,4965	1192,0424	0,7907
<b>Caso 2.2</b>	0,1268	0,3759	0,0824	7,4540	1457,1582	1085,5200	0,7449
<b>Caso 4</b>	0,1430	0,2846	0,0856	8,1778	1347,0224	1072,5321	0,7962

Utilizando o Caso 0, parafina pura, como fator de comparação para os demais resultados é possível notar que houve casos que a eficiência aumentou em até 17%. Entretanto, valores de eficiência de 0,79 não validam a solução, visto que a parafina pura pode atingir eficiências de até 0,80, como apresentado por (KO, 2019).

Em relação a configuração do grão, dois casos com 4 células radiais apresentaram eficiências relativamente altas (casos 1.2 e 2.2), porém como os valores de eficiência ainda estão em uma faixa considerada normal para o par propelente utilizado, não é possível afirmar que a quantidade de células em qualquer uma das direções gere um aumento significativo de eficiência de combustão. Sendo assim, outra estratégia diferente da de variar o número de células precisa ser adotada.

Após os testes em que há sobras de combustível, é possível observar que o grão se encontra bastante danificado estruturalmente. Figura 18 mostra dois casos do grão híbrido retirado do motor após a queima. Além disso, nota-se que há parafina solidificada na estrutura, o que pode ser um indício de que as células estão retendo a fase líquida durante a combustão, porém não é possível afirmar sem um teste de visualização apropriado.



(a) Caso 2.1 após a queima



(b) Caso 2.2 após a queima

Figura 18 – Grãos híbridos deformados após os testes

Observando a Tab. 6 percebe-se que o tempo de queima varia em cada experimento. Isso ocorreu pois nos primeiros testes praticamente todo o combustível estava



sendo queimado, restando, em alguns casos, apenas a proteção térmica. Em prol de visualizar a influência da estrutura de PETG, foi proposto a redução do tempo de operação do motor. Entretanto, essa medida não se mostrou viável, pois o motor teve que operar em tempos entre 2 e 3 segundos para haver sobras consideráveis de combustível. Valores de tempo de queima como esses são considerados muito baixos e não seriam suficientes para validar a solução, logo, outra estratégia foi elaborada.

#### 4.1.1 Nova configuração de injetor

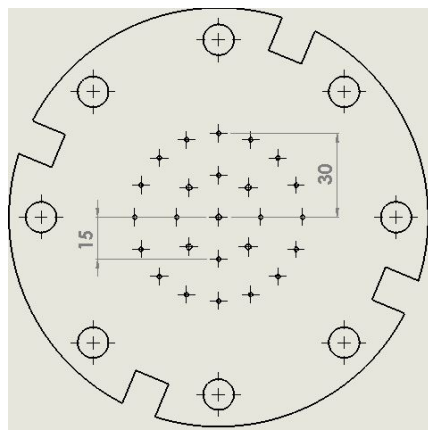
Como foi explicado anteriormente, o injetor utilizado foi projetado para um propulsor de 30 bar, logo, sua área de injeção é muito maior do que a necessária para os testes deste trabalho. Com o intuito de reduzir a vazão mássica de oxidante, parte dos furos do injetor foram bloqueados, reduzindo o número de furos de 25 para 9, como apresentado na Fig. 19.



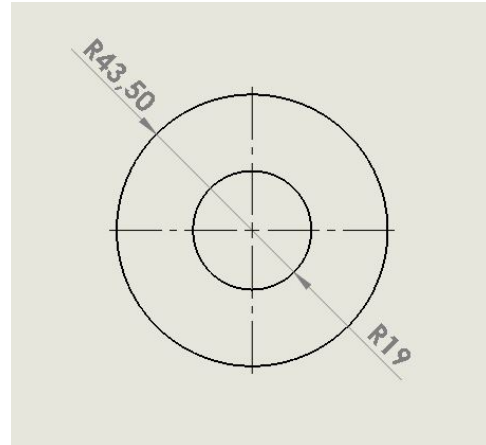
Figura 19 – Placa injetora com furos externos bloqueados

Essa modificação tem o objetivo de reduzir a taxa de regressão do combustível. Os furos externos do injetor permitiam que o fluxo de oxidante colidisse diretamente com as paredes do grão, porém a injeção deveria ser feita somente na porta de combustão. Supõe-se que o processo de injeção estaria danificando as paredes do grão, o que explicaria sua deformação mostrada em imagens anteriores.

Figura 20 apresenta os desenhos técnicos da vista frontal do injetor e do grão. A partir das medidas é possível notar que os injetores externos injetam oxidante na parede do combustível e apenas os injetores internos injetam diretamente na porta de combustão.



(a) Vista frontal da placa injetora



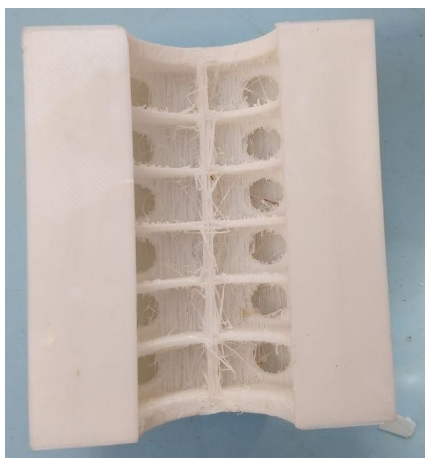
(b) Vista frontal do grão

Figura 20 – Comparação do raio da porta de combustão com a distância entre os furos do injetor. Medidas em milímetros.

#### 4.1.2 Nova configuração de grão

Como o número de células nas direções radial e axial não se mostrou um parâmetro relevante para o aumento da eficiência foi proposto a implementação de uma divisória circular, o que faz o grão ter duas regiões de armazenamento de parafina. Essa solução foi implementada nos Casos 5.1, 5.2 e 6.2 com o intuito de reduzir a taxa de regressão, visto que os valores obtidos na primeira bateria de testes foram altos.

Para solucionar o problema da fragilidade estrutural, foi proposto o aumento da espessura das paredes das células. O Caso 5.2 apresenta apenas a primeira e a última parede com espessura aumentada de 2 mm para 5 mm, já o Caso 6.2 apresenta todas as paredes com 5 mm. Figura 21 mostra esses grãos.



(a) Caso 5.2: duas paredes reforçadas



(b) Caso 6.2: todas as paredes reforçadas

Figura 21 – Casos 5.2 e 6.2 antes do abastecimento com parafina

Os furos em cada uma das células tem como objetivo facilitar o abastecimento de parafina na região interna, isto é, a região que não está em contato direto com a zona de combustão. Embora os furos sejam relativamente grandes em comparação com as medidas das células, a parafina irá preencher esse espaço ao se solidificar, o que evita espaços vazios no grão.

## 4.2 Testes estáticos com o injetor adaptado

Foram realizados 4 testes com a nova configuração de injetor. Os casos testados foram 5.1, 5.2, 6.2, além do Caso 0 novamente para haver um novo fator de comparação com a parafina pura. A Tab. 8 apresenta os dados medidos durante esses testes.

Tabela 8 – Dados medidos dos testes com injetor adaptado.

	$A_g$ [ $m^2$ ]	$m_{ci}$ [ $kg$ ]	$m_{cf}$ [ $kg$ ]	$m_{ox}$ [ $kg$ ]	$t_q$ [ $s$ ]	$P_{ac}$ [ $bar$ ]
<b>Caso 0</b>	0,0005812	0,437	0,114	1,45	3,8	9,7472
<b>Caso 5.1</b>	0,0003342	0,442	0,175	1,4	3,77	17,5760
<b>Caso 5.2</b>	0,0003955	0,454	0,162	1,53	3,85	17,1795
<b>Caso 6.2</b>	0,0005838	0,461	0,161	1,69	4,48	10,5127

A partir destes dados, calcula-se os parâmetros necessários para a avaliação da eficiência do propulsor. O resultados estão na Tab. 9.

Tabela 9 – Dados calculados a partir dos testes com injetor adaptado

	$\dot{m}_c$ [ $kg/s$ ]	$\dot{m}_{ox}$ [ $kg/s$ ]	$D_{cf}$ [ $m$ ]	$\dot{r}$ [ $mm/s$ ]	$C_{teo}^*$ [ $m/s$ ]	$C_{exp}^*$ [ $m/s$ ]	$\eta$
<b>Caso 0</b>	0,0850	0,3815	0,0775	5,2035	1578,0705	1214,2453	0,7694
<b>Caso 5.1</b>	0,0708	0,3713	0,0722	4,5435	1612,4368	1328,6636	0,8240
<b>Caso 5.2</b>	0,0758	0,3974	0,0746	4,7617	1612,3070	1435,8429	0,8905
<b>Caso 6.2</b>	0,0669	0,3772	0,0754	4,1763	1623,9653	1381,7915	0,8508

Comparando os dados da Tab. 9 com a Tab. 7 nota-se uma redução significativa na taxa de regressão do grão híbrido. Essa redução é acompanhada por um aumento de desempenho considerável, isto é, todos os casos estão acima de 82% de eficiência, em alguns casos atingindo valores próximos de 90%, como o Caso 5.2.

A alteração no injetor solucionou o problema de deformação mecânica no grão. O Caso 5.1, o qual não havia aumento de espessura em suas paredes, e o Caso 5.2 foram encontrados com poucas deformações após seus testes, tendo apenas a região mais externa sendo totalmente queimada, como mostrado na Fig. 22.



Figura 22 – Caso 5.1 à esquerda e Caso 5.2 à direita

A estratégia de adicionar uma divisória no grão, criando assim duas regiões de armazenamento de parafina, mostrou ser uma técnica eficiente para a redução da taxa de regressão do grão. Visualmente, a quantidade de parafina restante no interior das células da estrutura de PETG é maior do que nos casos anteriores. Além disso, os valores de  $m_{cf}$  são significativamente maiores para a segunda bateria de testes.

Interessante notar que a primeira camada dos grãos, isto é, a que tem o primeiro contato com a zona de combustão, foi totalmente queimada, enquanto que as células da camada inferior mantiveram sua estrutura.

A partir destes resultados foi feita uma relação entre a velocidade característica experimental de todos os casos testados com seus valores calculados de taxa de regressão experimental, apresentado pelo gráfico na Fig. 23.

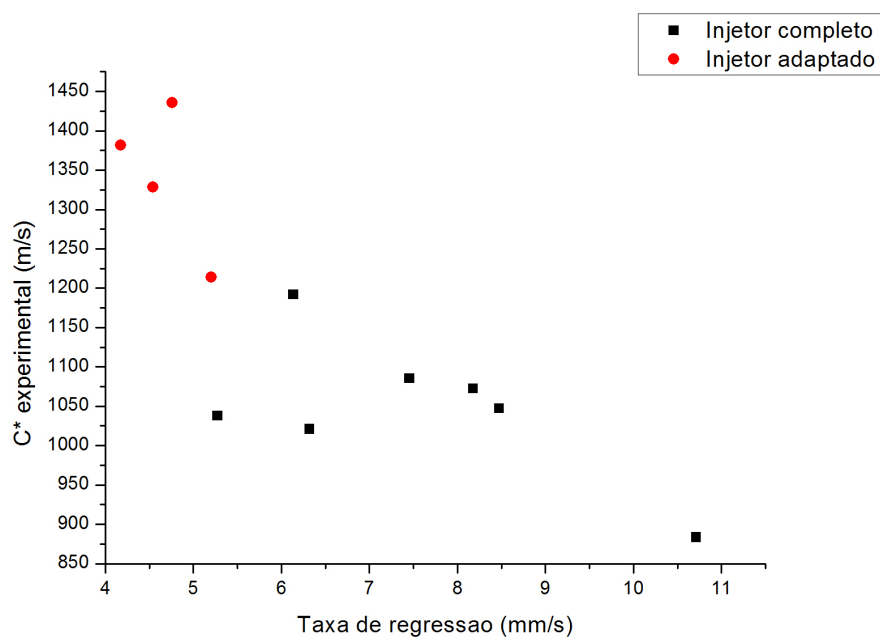


Figura 23 –  $C^*_{exp}$  em função da taxa de regressão do combustível

Observando o gráfico gerado é possível notar uma tendência linear de aumento da velocidade característica experimental a medida que a taxa de regressão do combustível diminui. Além disso, é possível notar a diferença de performance do motor com a mudança de configuração do injetor.

O dado relacionado ao injetor adaptado com menor  $C_{exp}^*$  é o teste com a parafina pura. Assim, pode-se afirmar que a técnica de dividir o grão em duas regiões de armazenamento de parafina se mostrou interessante para o aumento da velocidade característica experimental.

A alteração no esquema de injeção e na configuração do grão também promoveu uma redução considerável na vazão mássica de combustível. Conseqüentemente, a razão de mistura aumentou, visto que a vazão mássica de oxidante não sofreu grandes alterações. O comportamento da velocidade característica em relação a variação da razão O/F é apresentada na Fig. 24.

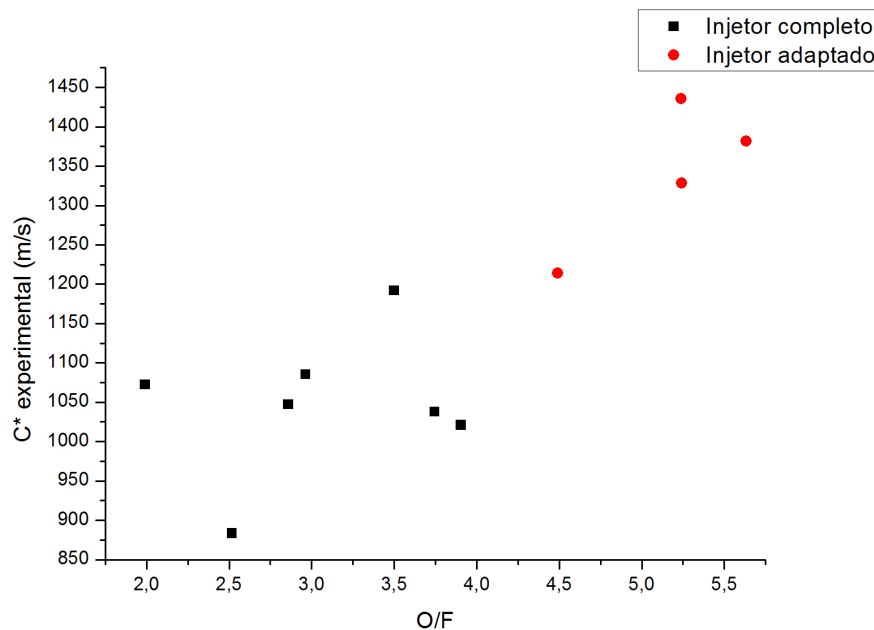


Figura 24 –  $C_{exp}^*$  em função da razão O/F

Comparando o gráfico experimental apresentado na Fig. 24 com o gráfico teórico da Fig. 15 é possível notar comportamentos semelhantes da velocidade característica, a medida que a razão O/F aumenta. A partir dos cálculos teóricos, foi estimado uma razão de mistura ótima de 6,10, porém nenhum dos testes atingiu essa razão ou maior, portanto são necessários mais testes para validar qual seria a razão O/F que proporcionaria a maior eficiência experimental ao motor.

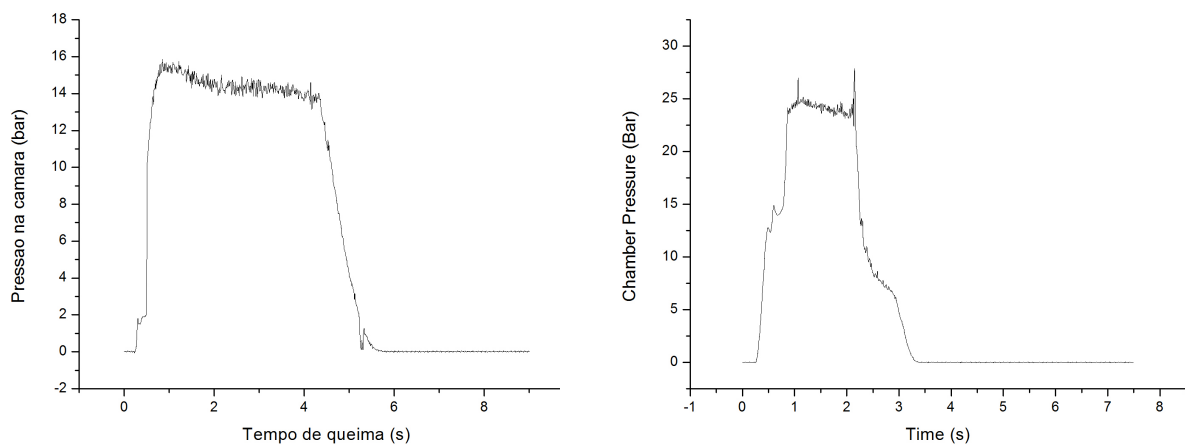
### 4.3 Anormalidades durante os testes

A execução de testes de campo sempre estão sujeitos a contratempos e anormalidades. Nesta seção serão apresentados alguns eventos que ocorreram durante os experimentos que, embora não tenham sido críticos a ponto de impedir o desenvolvimento do trabalho, é importante que sejam registrados.

Diversas vezes ocorreram falhas na ignição do motor de foguete. Como já apresentado, a ignição é feita por um ignitor externo que é ativado por corrente elétrica. As principais causas registradas foram: concentração incorreta de propelentes durante o preparo e quantidade insuficiente para ignição. Após a realização dos experimentos, recomenda-se o uso de 50 g de uma mistura de 35% de sacarose e 65% de nitrato de potássio para uma ignição bem sucedida.

Durante o tiro do motor, em algumas ocasiões, foi possível observar alguns fragmentos sendo expelidos pela tubeira. Por meio de inspeções posteriores ao teste foi identificado que a proteção térmica do motor se desprendeu da parede interna da câmara de combustão e foi ejetada.

Eventos dessa natureza geram alterações nos gráficos de pressão da câmara, visto que partículas grandes bloqueiam a área da garganta e ocasionam em um pico de pressão no motor. Figura 25 apresenta a comparação dos gráficos de pressão com operação normal e com bloqueio temporário da seção crítica do bocal.



(a) Curva de pressão na câmara de combustão normal (b) Curva de pressão na câmara de combustão com picos de operação

Figura 25 – Comparação entre os gráficos de pressão na câmara de combustão

Outra consequência desse tipo de evento é a erosão acelerada da tubeira. O bocal utilizado é feito de grafite, que é sensível a choques mecânicos, logo a ejeção de fragmentos em alta velocidade causou avarias na região crítica do componente. Variações na área

da garganta da tubeira provocam variações na pressão da câmara de combustão, o que prejudica a constância desses parâmetros ao longo dos testes.

## 4.4 Generalização dos resultados

As metodologias de design de grão aplicadas neste trabalho geraram resultados positivos no que diz respeito ao aumento da eficiência de combustão da parafina. Entretanto, como apresentado na Fig. 4, a temperatura de fusão da parafina varia consideravelmente de acordo com a sua composição molecular, em especial, em relação a quantidade de carbonos em sua cadeia.

Estudos conduzidos por (ZAIDAN; ALHAMDO, 2018) e (HO; GAO, 2009) mostraram que a viscosidade dinâmica da parafina varia consideravelmente de com sua temperatura de fusão, além de compararem esse comportamento com a aplicação de aditivos. Figura 26 apresenta essa relação.

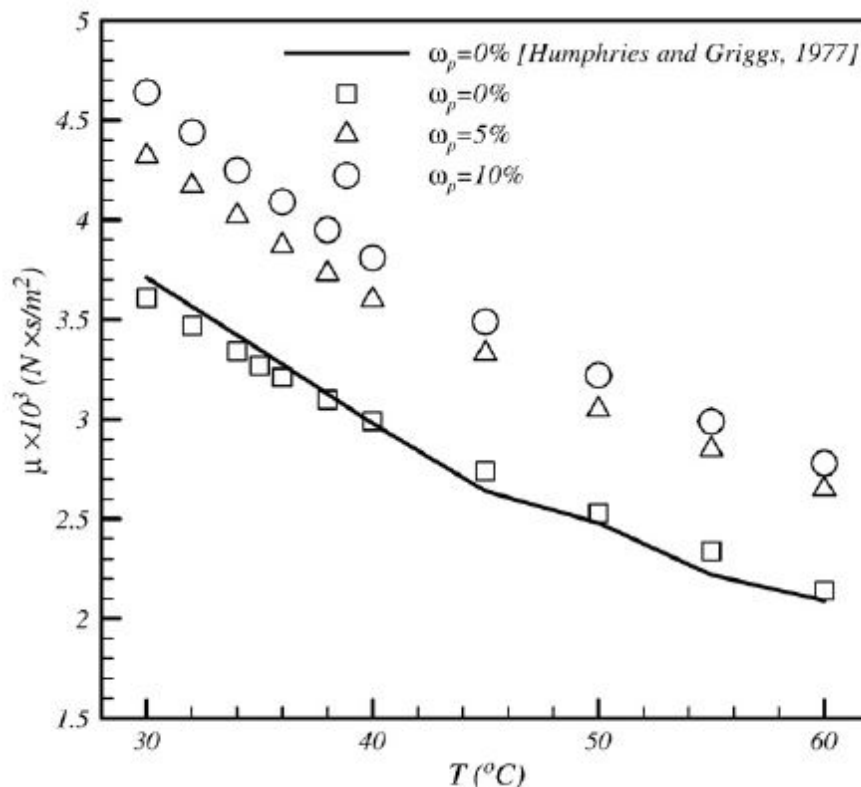


Figura 26 – Variação da viscosidade dinâmica da parafina pura e com aditivos, em relação a temperatura (HO; GAO, 2009)

No gráfico é possível notar que a viscosidade dinâmica da parafina pura é menor do que quando aplicado aditivos de óxido de alumínio, entretanto, em todos os casos a curva se comporta de forma semelhante. Esse comportamento é aplicado para o  $C_{18}H_{38}$ , que possui temperatura de fusão de  $26^{\circ}C$ .

Como apresentado por (KARABEYOGLU et al., 2002), a viscosidade dinâmica é um fator crucial para a formação da camada líquida na superfície da parafina e, portanto, determinante na taxa de regressão do combustível. Dessa forma, não é possível generalizar a metodologia aplicada neste trabalho para todos os propulsores híbridos que utilizam parafina como combustível sólido.

Para a generalização do método aplicado neste trabalho é necessário realizar mais experimentos com diferentes tipos de parafina. Dessa forma, é possível registrar as diferenças de comportamento durante a queima para diferentes composições e, assim, elaborar uma solução que seja a mais geral possível.



## 5 Conclusão

Este trabalho constitui-se no estudo da propulsão híbrida, com foco em motores que utilizam parafina como propelente sólido. Durante a revisão bibliográfica, foi observado seu potencial por ser um combustível barato e de fácil acesso, porém seu desempenho inviabiliza seu uso em grandes escalas.

Ao estudar o mecanismo de combustão da parafina foi possível elaborar um teste simples análogo ao processo de desprendimento gotículas da camada líquida em combustíveis híbridos. Embora não seja uma simulação fiel ao que ocorre na realidade, foi um experimento importante para a modelagem da solução proposta neste trabalho.

A realização de testes de bancada mostraram a grande influência que o sistema de injeção exerce sobre a taxa de regressão do combustível e, por consequência, na sua performance. A mudança na distribuição dos furos da placa injetora e o design de um grão com duas camadas para acomodação da parafina produziram resultados satisfatórios quando comparados com os registrados na literatura.

Portanto, neste trabalho foi observado que a variação de configuração do grão combustível e da injeção de oxidante têm influência significativa na taxa de regressão do grão e aumentando a eficiência do motor de 77% (parafina pura) para 89% (solução proposta). A quantidade de testes realizadas até o momento não são suficientes para validar a solução, porém já há um indicativo de quais estratégias podem ser adotadas para se obter maiores de eficiência utilizando parafina como combustível de motores de foguetes híbridos.

### 5.1 Trabalhos futuros

Como sugestão de trabalhos futuros, primeiramente deve-se realizar testes com PETG puro e filamento de PETG misturado a parafina, a fim de comparar com os resultados obtidos neste trabalho para verificar de fato a efetividade da técnica apresentada.

Sugere-se também testes com maiores comprimento de grão e com o aumento do diâmetro do motor, para assim verificar o impacto dessas dimensões na eficiência. Além disso, é necessário fixar os parâmetros de pressão e tempo de queima para vários testes, a fim de garantir maior confiabilidade de resultados.

Por fim, deve-se avaliar as incertezas dos ensaios, isto é, os erros de medição dos parâmetros analisados, a fim de mostrar o impacto no resultado final.



# Referências

- ANDRIANOV, A. et al. Experimental studies of heat insulation materials for hybrid propellant rocket motors. In: . [S.l.: s.n.], 2017. Citado na página 46.
- ANGEL, J. Ficha técnica. p. 52–59, 2008. ISSN 1098-6596. Citado na página 44.
- BERTOLDI, A. E. d. M. Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nitroso em motores híbridos. p. 129, 2007. Citado 3 vezes nas páginas 34, 37 e 52.
- CHANDLER, A. et al. Visualization of the liquid layer combustion of paraffin fuel for hybrid rocket applications. In: \_\_\_\_\_. *48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. [s.n.], 2012. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2012-3961>>. Citado na página 41.
- EL-SAYED, A. *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*. Springer London, 2016. ISBN 9781447167969. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=kWJBDAAAQBAJ>>. Citado 3 vezes nas páginas 13, 25 e 32.
- GALFETTI, L. Entrainment phenomena of paraffin-based fuels in hybrid rocket engines combustion. p. 86, 2012. Citado 3 vezes nas páginas 13, 27 e 28.
- GALFETTI, L. et al. Experimental investigation of paraffin-based fuels for hybrid rocket propulsion. In: . [S.l.: s.n.], 2013. p. 59–74. Citado na página 31.
- GREATRIX, D. *Powered Flight: The Engineering of Aerospace Propulsion*. [S.l.: s.n.], 2014. 1-519 p. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 26.
- GROVER, U.; HASIM, S. et al. Design, modelling, fabrication and testing of hybrid rocket engine and evaluation of burning rate for different solid fuels. *International Journal of Advances in Scientific Research and Engineering*, International Journal of Advances in Scientific Research and Engineering, v. 2, 2016. Citado na página 37.
- HO, C.; GAO, J. Preparation and thermophysical properties of nanoparticle-in-paraffin emulsion as phase change material. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, v. 36, n. 5, p. 467 – 470, 2009. ISSN 0735-1933. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0735193309000414>>. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 61.
- HUMBLE, R. *Space Propulsion Analysis and Design*. McGraw-Hill Companies, Incorporated, 1995. ISBN 9780070313200. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=GLWHQgAACAAJ>>. Citado 3 vezes nas páginas 32, 33 e 37.
- JR, J. D. A. *Fundamentals of aerodynamics*. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2010. Citado na página 37.
- KARABEYOGLU, A. et al. Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels. In: \_\_\_\_\_. *41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. [s.n.], 2004. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2003-1162>>. Citado na página 52.

- KARABEYOGLU, M.; CANTWELL, B.; ALTMAN, D. Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels. In: \_\_\_\_\_. *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. [s.n.], 2001. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2001-4503>>. Citado na página 41.
- KARABEYOGLU, M. A. et al. Combustion of liquefying hybrid propellants: Part 1, general theory. *Journal of Propulsion and Power*, v. 18, n. 3, p. 610–620, 2002. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/2.5975>>. Citado 3 vezes nas páginas 13, 35 e 62.
- KIM, S. *A Study on the Combustion Characteristics of Liquefying Solid Fuel for Hybrid Rocket*. Tese (Doutorado) — Korea Aerospace University, 2010. Citado na página 41.
- KO, S. *A study on the combustion characteristics of liquefying solid fuel followed shape of post-chamber for hybrid rocket propulsion system*. Korea Aerospace University: [s.n.], 2019. Citado na página 54.
- LAZAREV, A.; GANY, A. Experimental investigation of paraffin-fueled hybrid combustion. In: *3rd European Combustion Meeting*. [S.l.: s.n.], 2007. Citado na página 32.
- LEE, T.-s.; TSAI, H.-l. Combustion Characteristics of a Paraffin-Based Fuel Hybrid Rocket. n. February, 2015. Citado na página 27.
- MARXMAN, G. A. Combustion in the turbulent boundary layer on a vaporizing surface. *Symposium (International) on Combustion*, v. 10, n. 1, p. 1337–1346, 1965. ISSN 00820784. Citado 2 vezes nas páginas 32 e 33.
- MATWEB. *Overview of materials for PETG Copolyester*. 2016. Citado na página 44.
- OIVANE, H. *Esquemático da bancada de testes do Chemical Propulsion Laboratory*. 2019. Citado 3 vezes nas páginas 13, 47 e 48.
- OLIVEIRA, L. H.; GONTIJO, M.; SILVA, K. N. *Desenvolvimento de um motor à Propelente Híbrido para Foguetes de Alta Potência*. 2017. Citado na página 46.
- PAL, Y.; VIJAYARAGHAVAN, R. Physical and ballistic characterization of aluminum-loaded paraffin hybrid rocket fuels. *Energy & Fuels*, v. 31, 08 2017. Citado na página 31.
- PETRAROLO, A.; KOBALD, M.; SCHLECHTRIEM, S. Visualization of combustion phenomena in paraffin-based hybrid rocket fuels at super-critical pressures. In: \_\_\_\_\_. *2018 Joint Propulsion Conference*. [s.n.], 2018. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2018-4927>>. Citado na página 41.
- SASARITA, S. C. Hybrid rocket motor (hrm) test stand: An investigation of the effects of additives. The University of Arizona., 2013. Citado 2 vezes nas páginas 31 e 32.
- SHIN, K.-H. et al. The enhancement of regression rate of hybrid rocket fuel by various methods. In: . [S.l.: s.n.], 2005. ISBN 978-1-62410-064-2. Citado na página 27.
- SOLVEN, S. S. E. Q. L. *FISQ - Solven Wax 140*. 2017. 7 p. Citado na página 29.
- SPEIGHT, J. G. *Handbook of petroleum product analysis*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2015. v. 182. Citado 3 vezes nas páginas 13, 28 e 29.

- SUTTON, G.; BIBLARZ, O. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons, 2010. ISBN 9780470080245. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=1Sf6eV6CgtEC>>. Citado 5 vezes nas páginas 25, 26, 32, 34 e 38.
- TAJMAR, M. *Advanced space propulsion systems*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2012. Citado 2 vezes nas páginas 13 e 25.
- THEBA, V. B. Development of a combustion visualisation hybrid rocket motor. *R & D Journal*, scieloza, v. 33, p. 97 – 104, 00 2017. ISSN 2309-8988. Disponível em: <[http://www.scielo.org.za/scielo.php?script=sci\\_arttext&pid=S2309-89882017000100001&nrm=iso](http://www.scielo.org.za/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S2309-89882017000100001&nrm=iso)>. Citado na página 33.
- TOOLBOX, E. *Dynamic Viscosity of common Liquids*. 2008. Citado na página 41.
- ULTIMAKER. Ficha técnica ABS. *Productos*, p. 1–3, 2017. ISSN 0717-6163. Disponível em: <[https://smartmaterials3d.com/es/index.php?controller=attachment{%&}id{%\\\_}attachment](https://smartmaterials3d.com/es/index.php?controller=attachment{%&}id{%\_}attachment)>. Citado na página 44.
- VEALE, K. et al. The structural properties of paraffin wax based hybrid rocket fuels with aluminium particles. *Acta Astronautica*, v.151, p. 864 – 873, 2018. ISSN 0094-5765. Disponível em: <<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S009457651830122X>>. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 31.
- WHITMORE, S. A.; CHANDLER, S. N. Engineering model for self-pressurizing saturated-n2o-propellant feed systems. *Journal of Propulsion and Power*, v. 26, n. 4, p. 706–714, 2010. Disponível em: <<https://doi.org/10.2514/1.47131>>. Citado 2 vezes nas páginas 26 e 48.
- ZAIDAN, M. J.; ALHAMDO, M. H. Improvement in heat transfer inside a phase change energy system. 2018. Citado na página 61.



# Apêndices





## APÊNDICE A – Desenhos em CAD dos componentes do motor

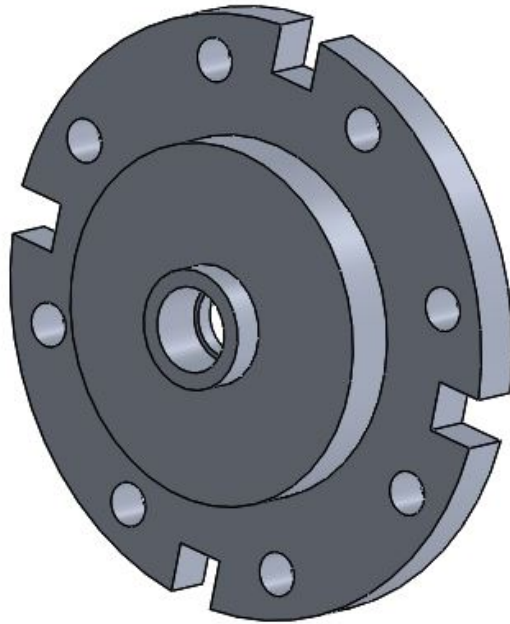


Figura 27 – Entrada da câmara injetora

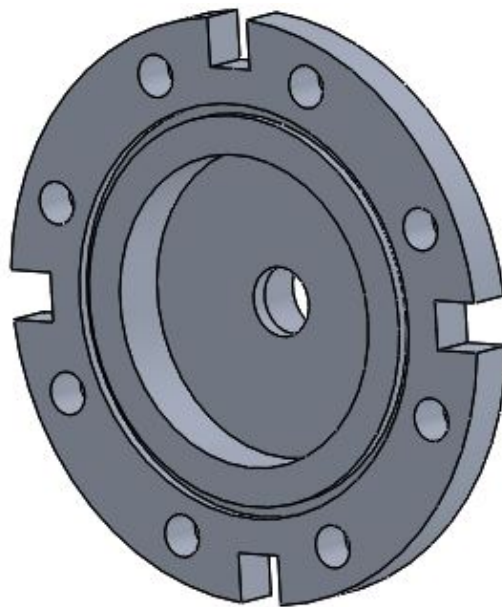


Figura 28 – Região interna da câmara injetora

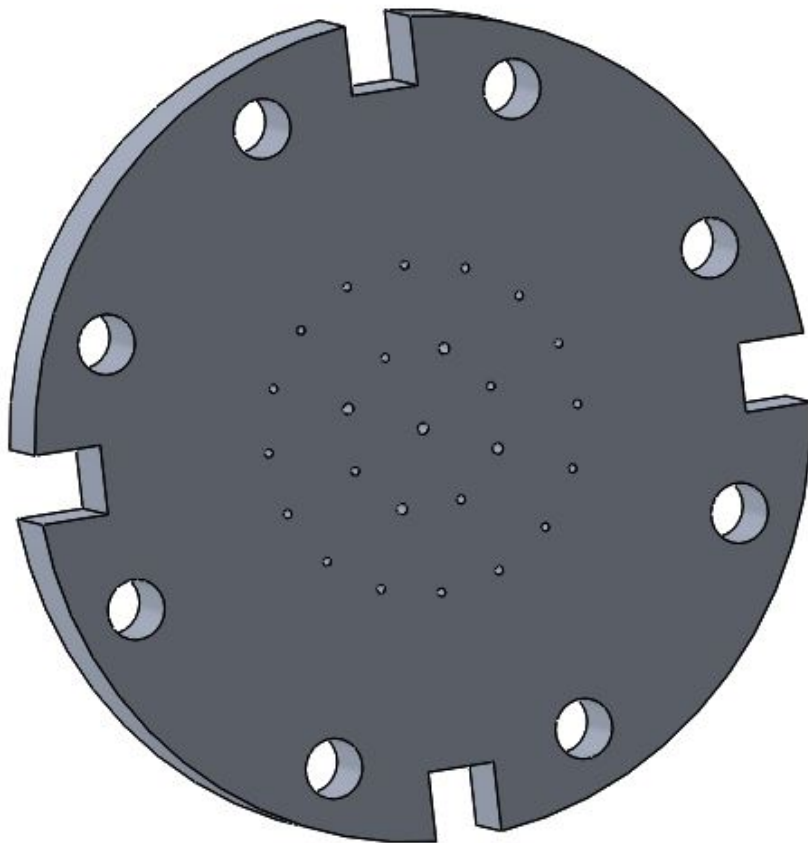


Figura 29 – Placa injetora

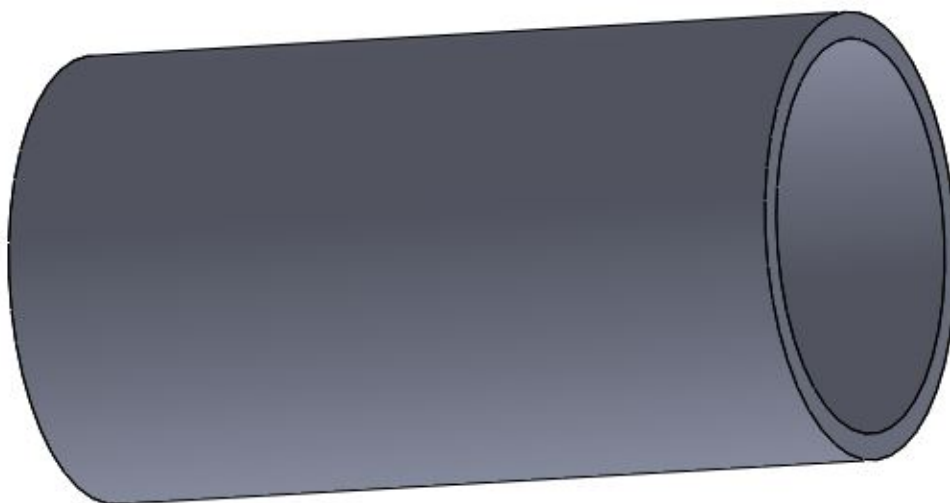


Figura 30 – Câmara de combustão

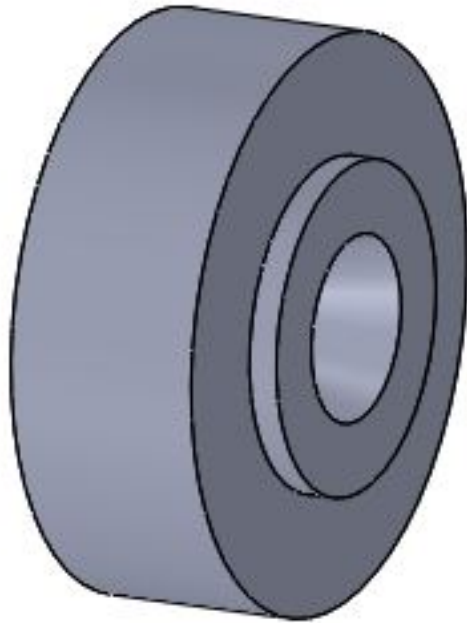


Figura 31 – Região divergente da tubeira

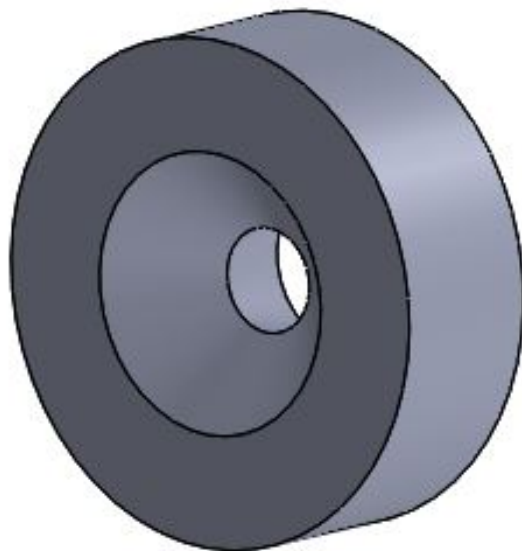


Figura 32 – Região convergente da tubeira

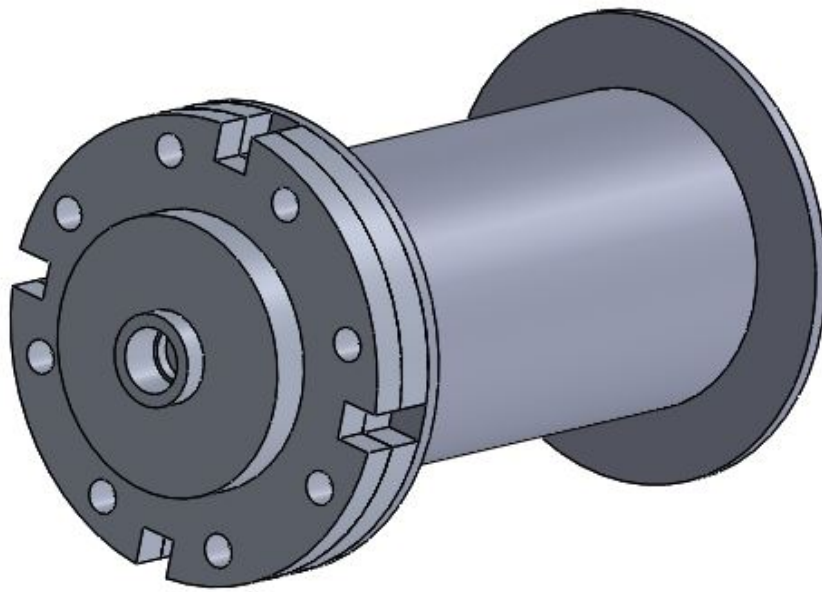


Figura 33 – Motor completo frontal

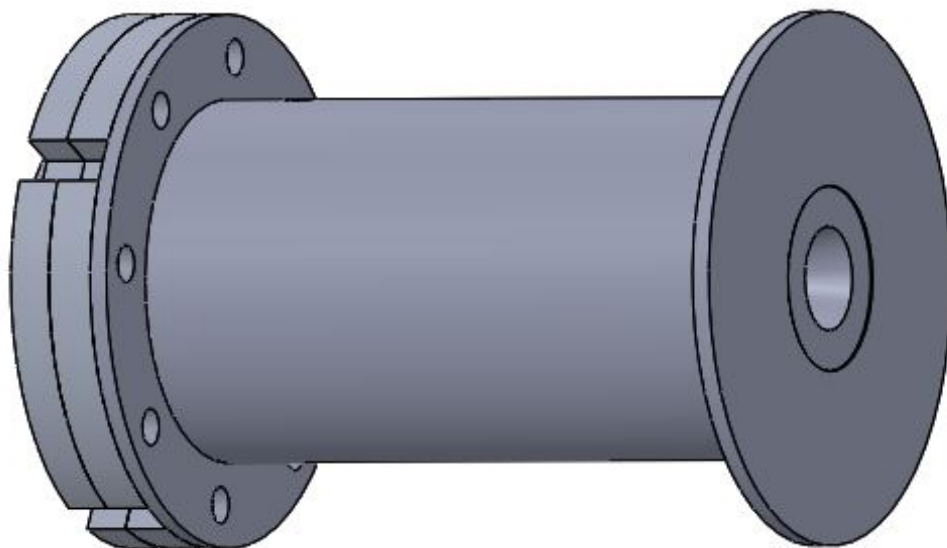


Figura 34 – Motor completo posterior

## APÊNDICE B – Desenhos em CAD dos casos de testes

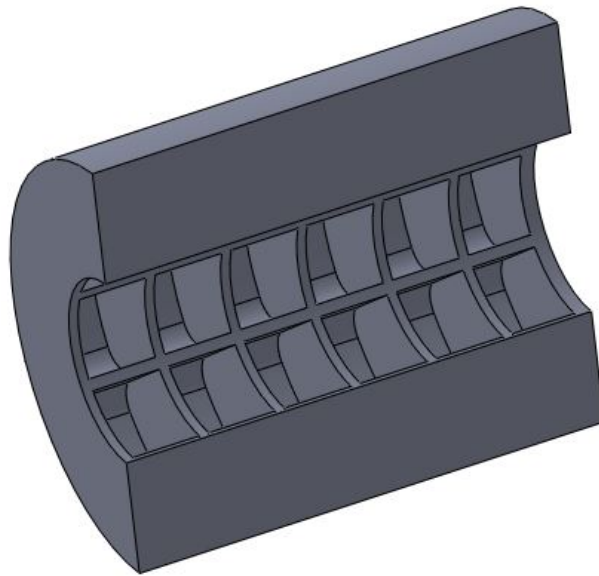


Figura 35 – Caso 1.1

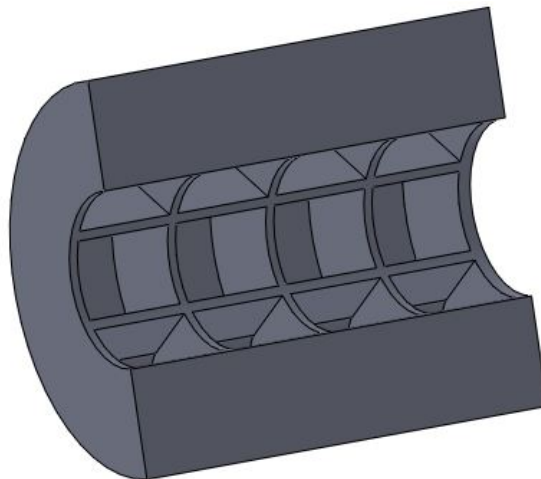


Figura 36 – Caso 2.1

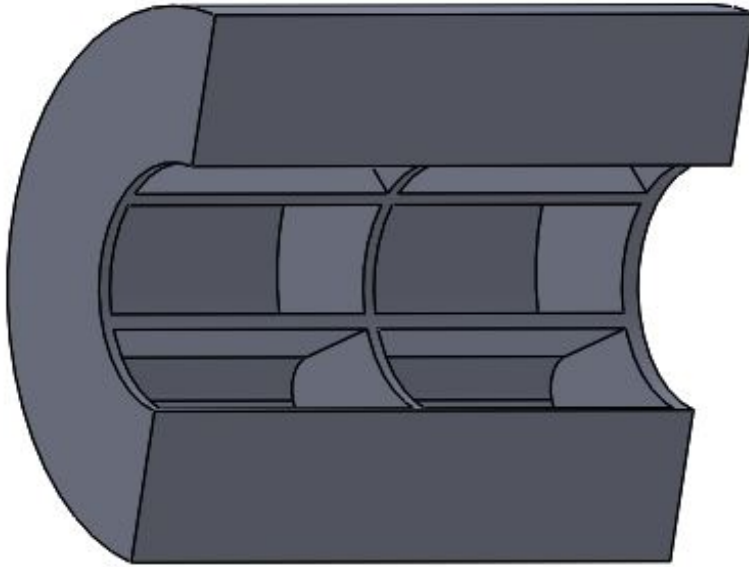


Figura 37 – Caso 3.1

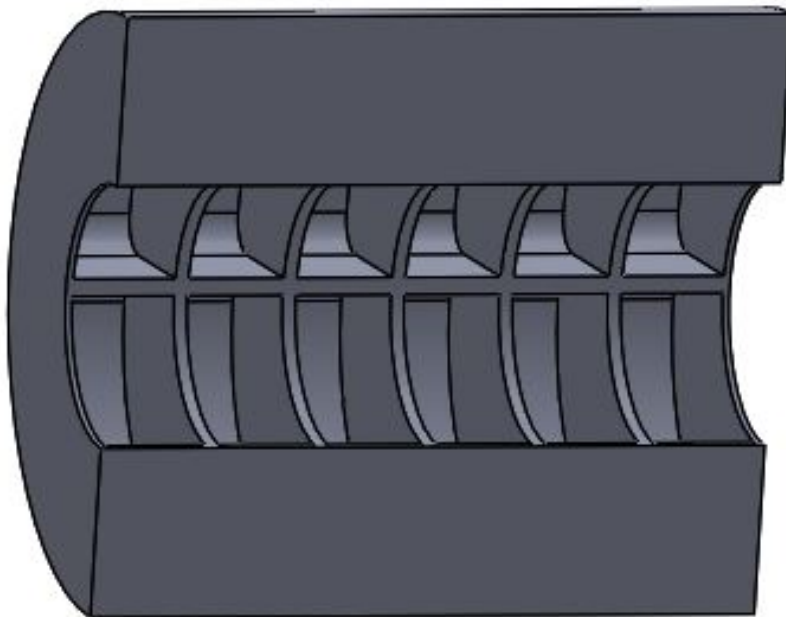


Figura 38 – Caso 1.2

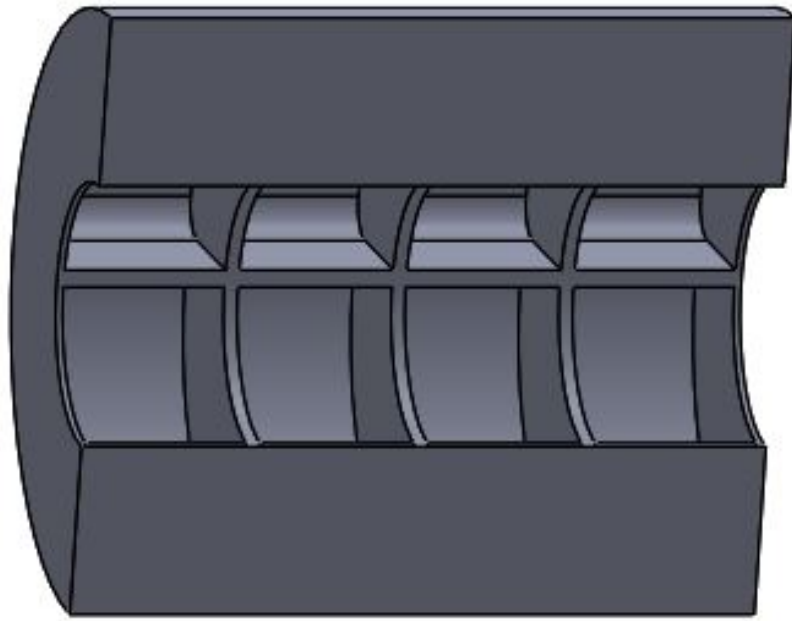


Figura 39 – Caso 2.2

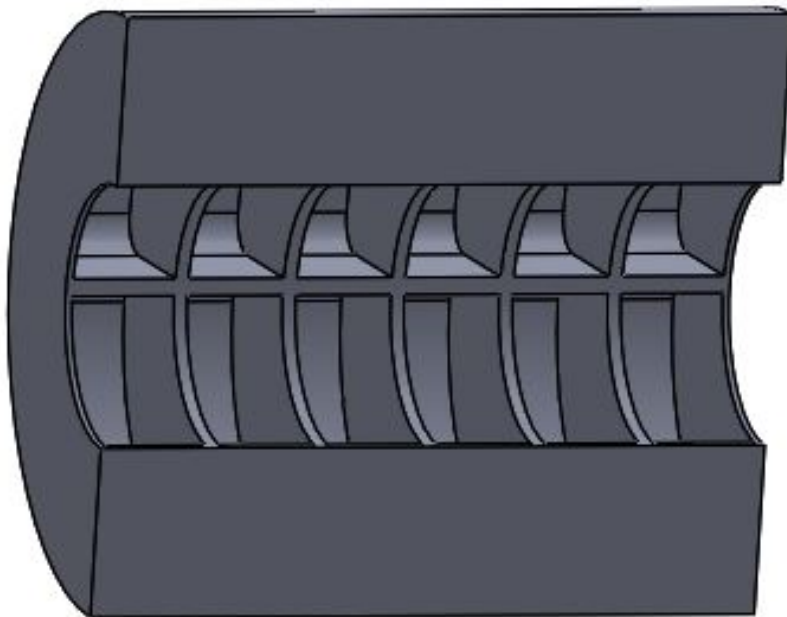


Figura 40 – Caso 1.2

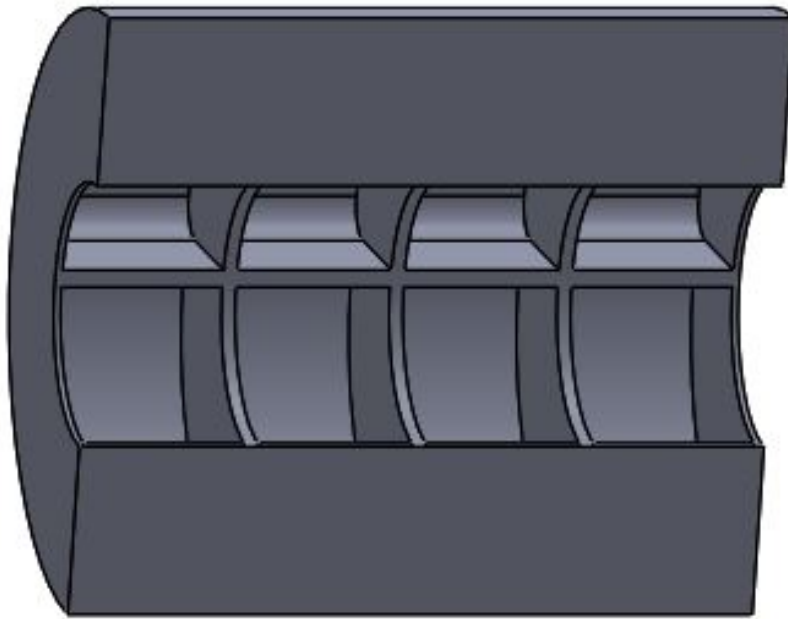


Figura 41 – Caso 2.2

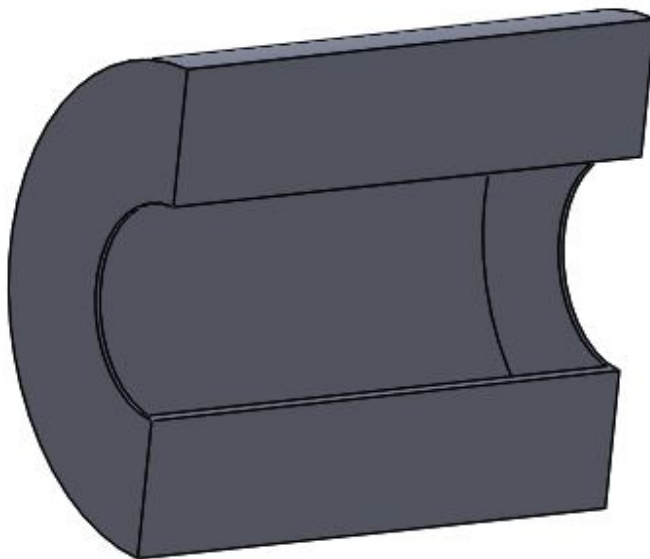


Figura 42 – Caso 4.0



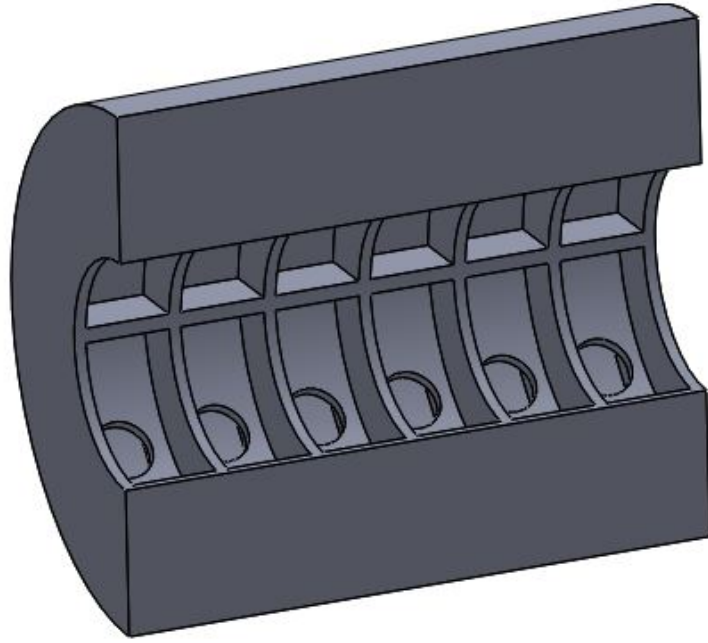


Figura 43 – Caso 5.1

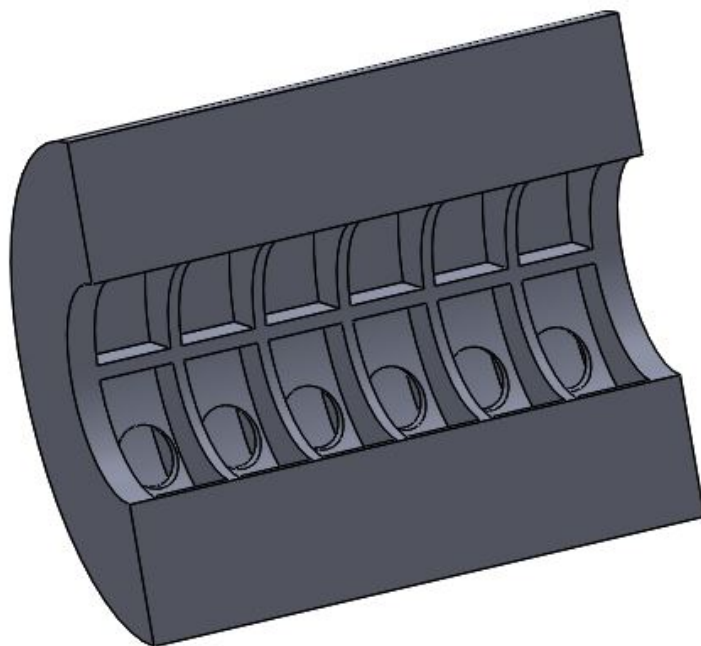


Figura 44 – Caso 5.2

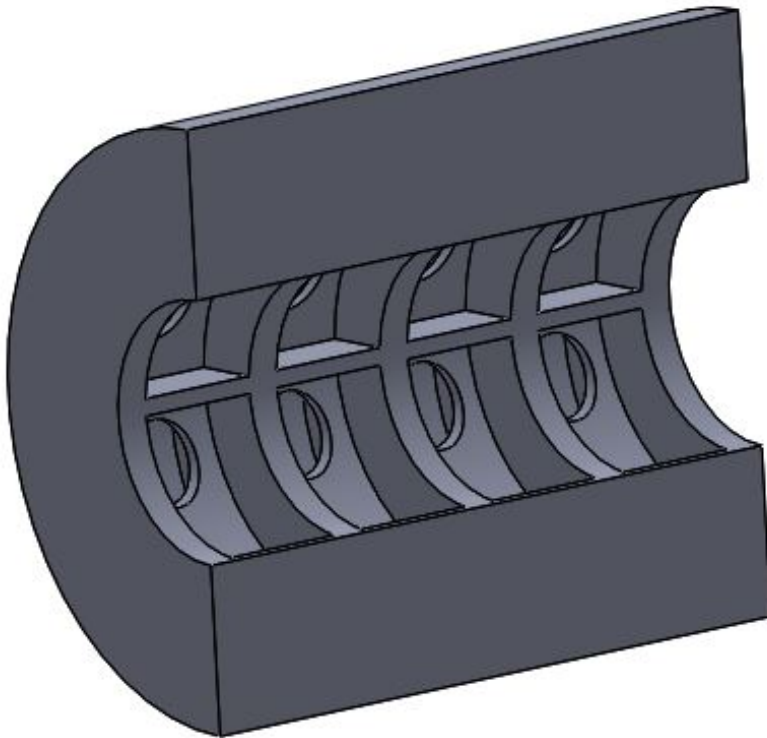


Figura 45 – Caso 6.2