



# **PROJETO DE GRADUAÇÃO**

## **DESENVOLVIMENTO DE BANCADA PARA ENSAIOS DE ESTATORREADORES A COMBUSTÍVEL SÓLIDO**

Por,  
**Victor Araujo Azevedo**

**Brasília, 10 de Dezembro de 2018**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA**

FACULDADE DE TECNOLOGIA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
Faculdade de Tecnologia  
Departamento de Engenharia Mecânica

PROJETO DE GRADUAÇÃO

**DESENVOLVIMENTO DE BANCADA PARA  
ENSAIOS DE ESTATORRETORES A  
COMBUSTÍVEL SÓLIDO**

Por,

**Victor Araujo Azevedo**

Relatório submetido como requisito parcial para obtenção  
do grau de Engenheiro Mecânico.

**Banca Examinadora**

Prof. Carlos Alberto Gurgel Veras, UnB/ ENM

---

Prof. Olexiy Shynkarenko, UnB/ FGA

---

Prof. Artur Elias de Moraes Bertoldi, UnB/ FGA

---

Brasília, 10 de Dezembro de 2018

## **Agradecimentos**

*Em primeiro lugar, gostaria de agradecer à minha mãe, Ivana, meu pai, Gabriel, meu irmão, Bernardo, e Zoe. O apoio e suporte da minha família é o fator primordial em todas as conquistas que obtive na minha vida, sendo a realização desse projeto mais uma delas. O direcionamento proporcionado, por meio de muita paciência e carinho, me levou a trilhar o caminho no qual estou hoje e no qual pretendo seguir no futuro. Portanto, muito obrigado por tudo.*

*Em seguida, gostaria de realizar um agradecimento ao Prof. Carlos Alberto Gurgel Veras, que foi meu professor orientador no trabalho em questão. Sua orientação técnica, profissional e pessoal transcendeu a esfera do Projeto de Graduação, e o transformou em um dos grandes mentores que tive. Suas aulas nas matérias de máquinas térmicas e termodinâmica clássica foram a minha maior inspiração para seguir pesquisas nessa área, e moldaram o desenvolvimento da minha graduação. Gostaria também de agradecer ao Prof. Olexiy Shynkarenko, também pelas orientações, pelo apoio e principalmente por toda dedicação e ajuda no desenvolvimento desse projeto. Sua participação foi uma parte decisiva e primordial no andamento da pesquisa. Ao Prof. Artur Bertoldi, agradeço a imensa ajuda na montagem da bancada e no desenvolvimento dos ensaios na FGA, bem como a sua disponibilidade para me atender e ajudar a todos os momentos.*

*Finalmente, gostaria de realizar um agradecimento a todos meus amigos, especialmente os mais próximos, por todo o apoio ao longo desses anos, todas as diversões, momentos especiais e tudo mais de fantástico que as nossas amizades proporcionaram. Um obrigado especial, portanto, a Sérgio, Luiz, Gabriel, Jonas, Antônio, Abraão, Lucas, Bruno, Leonardo, Rodrigo, João Pedro, João Henrique e todos os meus melhores amigos que me auxiliaram nessa caminhada.*

*Victor Araujo Azevedo*

---

## RESUMO

Os recentes avanços na utilização de parafina como combustível sólido para motores foguete híbridos desperta interesse na aplicação deste hidrocarboneto em estatorreatores a combustível sólido, nos quais o oxidante empregado na queima do combustível é extraído do ar atmosférico, similar às turbinas aeronáuticas. No entanto, não foi identificada nenhuma publicação científica a respeito dessa temática. Nesse sentido, o trabalho se propõe a desenvolver e avaliar uma bancada experimental para a realização de ensaios de estatorreatores a combustível sólido com o intuito de promover a caracterização de parâmetros relevantes para o projeto de estatorreatores do tipo Ramjet, como a determinação da taxa de regressão do combustível sólido parafina com o ar atmosférico e das condições operacionais do motor, e, portanto, contribuir para a expansão e o desenvolvimento desse campo de conhecimento. Para tal, realizou-se o desenvolvimento bancadas experimentais no Laboratório de Energia e Ambiente e no Laboratório de Propulsão Química, da UnB, nas quais procederam-se testes para avaliar o funcionamento da bancada.

**Palavras Chave:** Ramjet, Combustível Sólido, Parafina, Propulsão, Taxa de Regressão.

---

## ABSTRACT

The recent developments in the use of paraffin as solid fuel in hybrid rockets have led to a growing interest in its applications in solid fuel ramjets, in which the oxidizer used in the combustion process is obtained from the atmospheric air, like an aeronautical turbine. Nonetheless, no scientific publication about this application has been identified. In this sense, the project proposes to develop and evaluate a test bench to be used in experiments involving solid fuel ramjet research, to characterize relevant parameters for the development of such applications, like the regression rate of solid fuel paraffin and air and the operational conditions of the motor, therefore, contributing to the development and expansion of this research area. Thus, there was the development of experimental test benches at the Energy and Environment Laboratory and the Chemical Propulsion Laboratory, of UnB, in which proceeded the tests to evaluate the operation of the motor.

**Key Words:** Ramjet, Solid Fuel, Propulsion, Regression Rate, Paraffin.

# SUMÁRIO

<b>1. INTRODUÇÃO.....</b>	<b>12</b>
1.1. Objetivos .....	14
1.2. Estado da Arte .....	15
<b>2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA .....</b>	<b>19</b>
2.1. Equações Fundamentais .....	19
2.2. Escoamentos Compressíveis .....	21
2.3. Parâmetros de Desempenho Propulsivo .....	25
2.4. Bocais .....	27
2.5. Ramjet .....	29
2.6. Taxa de Regressão.....	35
<b>3. DESENVOLVIMENTO DO APARATO EXPERIMENTAL.....</b>	<b>38</b>
3.1. Projeto Conceitual .....	38
3.2. Projeto do Bocal da Entrada da Câmara de Combustão.....	40
3.3. Projeto do Bocal de Exaustão.....	41
3.4. Determinação do Comprimento da Câmara de Combustão .....	43
<b>4. FABRICAÇÃO E MONTAGEM.....</b>	<b>44</b>
4.1. Construção da Bancada Experimental.....	44
4.2. Materiais da Bancada Experimental.....	46
<b>5. METODOLOGIA EXPERIMENTAL .....</b>	<b>47</b>
5.1. Fabricação dos Grãos de Parafina .....	47
5.2. Testes de Validação.....	50
5.3. Procedimento Experimental .....	54
<b>6. RESULTADOS .....</b>	<b>55</b>
6.1. Análise de Resultados da Taxa de Regressão .....	55
6.2. Motor da Bancada Testes da FGA .....	58
6.3. Bancada de Testes da FGA .....	60
6.4. Ensaios na Bancada de Testes da FGA .....	64
<b>7. CONCLUSÕES .....</b>	<b>78</b>
<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>80</b>
<b>ANEXOS .....</b>	<b>82</b>

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1-1 - Míssil Tático AVT TM 300 (Avibrás).....	13
Figura 1-2 - Exemplo de configuração de SFRJ (Space Propulsion Group, inc - 2018). ....	13
Figura 2-1 – Variações de área e propriedades termodinâmicas para bocais e difusores (Farokhi, 2014 – adaptada) .....	23
Figura 2-2 – Bocal e Difusor Convergente- Divergente promovendo a transição sônica (Farokhi, 2014 – adaptada). .....	24
Figura 2-3 – Volume de controle para a determinação do empuxo e os fluxos mássicos no motor (Farokhi, 2014). .....	25
Figura 2-4- Distribuição de pressão ao longo das superfícies de controle (Farokhi, 2014). ....	25
Figura 2-5 – Impulso específico por número de Mach para turbojato (TJ), ramjet (RJ), scramjet (SCRJ) e Foguete (Rocket) – (Farokhi, 2014 – adaptado). .....	27
Figura 2-6 - Desenho esquemático de um motor ramjet e diagrama de bloco das seções do motor (El-Sayed, 2016 - adaptada). .....	29
Figura 2-7 - Admissão de motor estatorreator supersônico com ondas de choque oblíquas representadas (El-Sayed, 2016). .....	30
Figura 2-8 - Câmara de combustão (El-Sayed, 2016) .....	31
Figura 2-9 - Bocal na saída do motor (El-Sayed, 2016). .....	31
Figura 2-10 - Ciclo de Ideal de um ramjet (El-Sayed, 2016). .....	32
Figura 2-11 - Ciclo real do ramjet (El-Sayed, 2016). .....	34
Figura 2-12 - Campo de escoamento da combustão em SFRJ (Krishnan, 1998). .....	36
Figura 2-13 - Modelo do processo de queima da parafina (Bertoldi, 2007). .....	37
Figura 3-1 - Configuração tradicional de SFRJ (Krishnan, 1998). .....	38
Figura 3-2 - Proposta preliminar da bancada experimental. ....	38
Figura 3-3 - Bocal de entrada da câmara de combustão. ....	41
Figura 3-4 - Bocal convergente-divergente. ....	42
Figura 4-1 - Peças da bancada após fabricação e mangueiras e conexões. ....	44
Figura 4-2 - Montagem final da bancada experimental no LEA. ....	44
Figura 4-3 - Sistema de ignição e tampa injetora do motor. ....	45
Figura 4-4 - Desenho esquemático da bancada experimental. ....	46
Figura 5-1 - Procedimento de aquecimento da parafina no forno elétrico. ....	48
Figura 5-2 - Resfriamento da parafina líquida. ....	48
Figura 5-3 - Parafina durante o processo de centrifugação. ....	49
Figura 5-4 - Avaliação interna de uniformidade do grão. ....	49
Figura 5-5 - Identificação final do grão. ....	49
Figura 5-6 - Testes preliminares da bancada para os quais não houve pressurização da câmara. ....	50
Figura 5-7 - Configuração final adotada para o motor da bancada. ....	51
Figura 5-8 - Jato com a formação de diamond shock waves evidenciando o caráter supersônico do escoamento. ....	52
Figura 5-9 - Montagem interna do motor da bancada - Tubo externo com efeito de transparência. ....	53
Figura 5-10 - Montagem dos componentes internos do motor na sequência: bocal de entrada, tubo de nylon de recirculação, grão combustível, tubo de nylon pós câmara e bocal de exaustão. ....	53
Figura 6-1 - Durante a realização do ensaio - evidência das ondas de choque com vaporização da parafina. ....	55

Figura 6-2 - Gráfico da taxa de regressão por fluxo de massa oxidante.....	56
Figura 6-3 Dimensões dos Motores Projetados.....	59
Figura 6-4 Esquema da Bancada Experimental na FGA.....	60
Figura 6-5 - Tanque de Ar na FGA Durante Montagem das Flanges.....	61
Figura 6-6 Sistema de Tubulação da Bancada com Válvulas e Sensores.....	62
Figura 6-7 Posicionamento e Fixação do Motor na Bancada.....	63
Figura 6-8 Teste 1 - Configuração do Motor.....	64
Figura 6-9 - Teste 1 - Gráfico Pressão Pré-Câmara x Tempo.....	65
Figura 6-10 Teste 1 - Gráfico Pressão Linha x Tempo.....	66
Figura 6-11 Testes 1 - Gráfico Pressão Tanque x Tempo.....	66
Figura 6-12 Teste 1 - Temperatura na Linha Antes da Válvula x Tempo.....	67
Figura 6-13 Teste 1 - Gráfico Temperatura na Linha Depois da Válvula x Tempo.....	67
Figura 6-14 Teste 1 - Gráfico Temperatura Pré-Câmara x Pontos Coletados.....	68
Figura 6-15 Imagem da Exaustão Teste 1 - Sem Entupimento Sônico e Grande Vaporização de Parafina.....	69
Figura 6-16 Testes PVC – Gráfico Pressão na Pré Câmara x Tempo.....	71
Figura 6-17 Teste PVC – Gráfico Pressão Tanque x Tempo.....	71
Figura 6-18 Teste PVC - Gráfico Temperatura da Pré Câmara x Tempo.....	72
Figura 6-19 Teste com PVC - Jato de Exaustão com Diamond Shockwaves.....	72
Figura 6-20 Superfície de Queima do PVC.....	73
Figura 6-21 Aproximação da Região de Transição no Perfil de Queima.....	73
Figura 6-22 Teste 3 - Gráfico Pressão Pré-Câmara x Tempo.....	75
Figura 6-23 Teste 3 - Gráfico Pressão Tanque x Tempo.....	75
Figura 6-24 Teste 3 - Gráfico Temperatura Pré-Câmara x Pontos Coletados.....	76

## LISTA DE TABELAS

Tabela 3-1 - Parâmetros de voo selecionados .....	39
Tabela 3-2 - Condições de estagnação a serem simuladas pela bancada. ....	39
Tabela 3-3 - Dados do programa RPA .....	42
Tabela 6-1 - Resultados coletados nos ensaios. ....	55
Tabela 6-2 - Resultados calculados das taxas de regressão para cada ensaio. ....	56

## LISTA DE SÍMBOLOS

### Símbolos Latinos

$A$	Área	$[m^2]$
$a$	Velocidade do Som	$\left[\frac{m}{s}\right]$
$a$	Coefficiente de Lei de Potência da Taxa de Regressão	-
$C_p$	Calor Específico a Pressão Constante	$\left[\frac{J}{kg * K}\right]$
$C_v$	Calor Específico a Volume Constante	$\left[\frac{J}{kg * K}\right]$
$D$	Diâmetro	$[mm]$
$d$	Diferencial Exata	-
$d_f$	Diâmetro Final da Porta do Grão	$[mm]$
$d_i$	Diâmetro Inicial da Porta do Grão	$[mm]$
$E$	Empuxo	$[N]$
$e$	Energia Específica	$[J]$
$F$	Força	$[N]$
$f$	Razão ar - combustível	-
$fator$	Fator Empírico para a Zona de Recirculação	-
$F_n$	Força de Empuxo	$[N]$
$G$	Fluxo Mássico por Unidade de Área	$\left[\frac{g}{cm^2 * s}\right]$
$g_o$	Gravidade Local	$\left[\frac{m}{s^2}\right]$
$h$	Degrau da Zona de Recirculação	$[mm]$
$h_t$	Entalpia Específica Total	$\left[\frac{J}{kg}\right]$
$I_s$	Impulso Específico	$[s]$
$L$	Comprimento	$[mm]$
$M$	Número de Mach	-
$m$	Massa	$[kg]$
$m_a$	Massa de Ar	$[kg]$
$n$	Expoente da Lei de Potência para Taxa de Regressão	-
$\hat{n}$	Vetor Unitário	-
$O/F$	Razão oxidante - combustível	-
$P$	Pressão	$[Pa]$
$p$	Pressão	$[Pa]$

$Q$	Calor	$[J]$
$Q_{HV}$	Poder Calorífico do Combustível	$\left[\frac{J}{kg}\right]$
$q$	Calor por Unidade de Massa	$\left[\frac{J}{kg}\right]$
$R$	Constante do Gás	$\left[\frac{J}{kg * K}\right]$
$r_{avg}$	Taxa de Regressão Média	$\left[\frac{mm}{s}\right]$
$S$	Superfície de Controle	$[m^2]$
$s$	Entropia Específica	$\left[\frac{J}{kg * K}\right]$
$T$	Temperatura	$[K]$
$t_b$	Tempo de Queima	$[s]$
$t_i$	Tempo de Ignição	$[s]$
$t_t$	Tempo de Total de Ensaio	$[s]$
$u$	Velocidade	$\left[\frac{m}{s}\right]$
$V$	Velocidade	$\left[\frac{m}{s}\right]$
$v$	Volume	$[m^3]$
$W$	Trabalho	$[J]$
$w$	Trabalho Específico	$\left[\frac{J}{kg}\right]$

### Símbolos Gregos

$\gamma$	Razão de Calores Específicos	-
$\Delta$	Varição	-
$\delta$	Diferencial Inexata	-
$\eta_b$	Eficiência de Combustão	-
$\eta_N$	Eficiência Isentrópica do Bocal de Exaustão	-
$\eta_t$	Eficiência Isentrópica	-
$\rho$	Massa Específica	$\left[\frac{Kg}{m^3}\right]$

### Subscritos

0	Propriedade de Estagnação (Seção 2.5)
0	Propriedade do Escoamento Externo (Seção 2.3)

9	Ponto 9 do Volume de Controle (Saída do Bocal)
A	Ponto A
a	Ponto a
B	Ponto B
b	Propriedade no Módulo da Câmara de Combustão
c	Propriedade na Câmara de Combustão
cr	Propriedade na Condição Crítica (M=1)
C. V.	Volume de Controle
C. S.	Superfície de Controle
d	Bocal de Entrada da Porta de Combustão
e	Propriedade na Saída (Exaustão)
f	Combustível
g	Grão Combustível
gb	Garganta do Bocal
net	Variável Resultante
ox	Oxidante
r	Ciclo Real
S	Isentrópico
t	Propriedade de Estagnação

### Sobrescritos

→	Grandeza Vetorial
^	Grandeza Vetorial
·	Variação Temporal
–	Valor com Correção

### Siglas

AEB	Agência Espacial Brasileira
HTPB	Polibutadieno Hidroxilado
LEA	Laboratório de Energia e Ambiente
NASA	<i>National Air and Space Administration</i>
PE	Polietileno
PPMA	Polimetil – Metacrilato
RPA	<i>Rocket Propulsion Analysis</i>
SFRJ	<i>Solid Fuel Ramjet</i>
SPG	<i>Space Propulsion Group</i>
UnB	Universidade de Brasília

# 1. INTRODUÇÃO

O *ramjet* constitui uma classe de motores do tipo estatorreator, comumente utilizada em sistemas propulsivos no meio aeroespacial e aeronáutico. Ele foi primeiramente proposto por René Lorin, em 1913. Motores *ramjet* podem ser tanto subsônicos quanto supersônicos, no entanto essa nomenclatura se refere à velocidade de voo da aeronave, já que a combustão nesses estatorreatores sempre se dá em regime subsônico.

O nome da divisão estatorreatores decorre de o fato desses motores não possuírem partes móveis, mas apenas componentes estáticos para o seu funcionamento. Como consequência, a sua operação adequada depende da compressão dos gases de admissão em função de um fenômeno físico conhecido como efeito *ram*, o que resulta no nome *ramjet*. Em outras palavras, pode-se entender, portanto, que seu desempenho operacional depende da velocidade de voo, já que a ausência de componentes como compressores impede a admissão ativa de ar no motor.

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

El-Sayed (2016) cita que os motores *ramjets* são consideravelmente utilizados em aplicações militares (especialmente em mísseis) que necessitem de velocidades extremamente altas ou supersônicas. Em relação aos motores turbojatos, suas vantagens operacionais se tornam claras a partir de velocidades de número de Mach de 2,5.

Destaca-se no motor *ramjet* certas características desejáveis, como a capacidade de atingir altas velocidades de voo, especialmente no regime supersônico, a ausência de partes móveis, diminuindo o desgaste e a manutenção, a redução no tamanho e peso se comparado a outros sistemas propulsivos equivalentes, e a capacidade de operar em temperaturas mais elevadas.

Ao longo dos anos, várias foram as aplicações desses motores, destacando-se a sua utilização em mísseis ar-ar, como o *MBDA Meteor* e o *AIM-120 AMRAAm*, mísseis ar-terra, como *Zvezda Kh31P* e o *ASMP*, mísseis terra-ar, como o *MBDA*, e mísseis antinavios, como o *ANS*.

Além das aplicações de defesa, os *ramjets* também foram utilizados em diversas aeronaves, como o caça francês *Nord 1500 Griffon*, desenvolvido nos anos 50, e o famoso *Lockheed Martin SR-71*, também conhecido como *Blackbird*, que utilizava um sistema propulsivo híbrido turbojato e *ramjet*, capaz de atingir velocidades de cruzeiro da ordem de Mach 3. Atualmente, sua aplicação ainda se mantém relevante em dispositivos militares, especialmente mísseis supersônicos e dispositivos aéreos não tripulados.

O Brasil está atualmente desenvolvendo um míssil tático subsônico denominado AV-TM 300 (Figura 1-1) como parte do programa Astros 2020 do exército brasileiro. Seu sistema propulsivo é composto por um motor de aceleração (propulsão sólida) e um motor de cruzeiro

subsônico (turbina a gás). No entanto, não se tem conhecimento de pesquisas no Brasil relacionadas com motores supersônicos para mísseis táticos, embora, como já citado, eles possuam vasta aplicação em cenários de conflitos.



Figura 1-1 - Missil Tático AVT TM 300 (Avibrás)

Uma das possibilidades de configuração dos *ramjets* é a utilização de combustíveis sólidos, de maneira que eles ficam conhecidos como estatorreatores a combustíveis sólidos, ou *Solid Fuel Ramjet* (SFRJ). Nesse arranjo, o combustível puro, em sua forma sólida é posicionado internamente no motor, constituído o módulo da câmara de combustão. Segue abaixo uma imagem de um SFRJ.

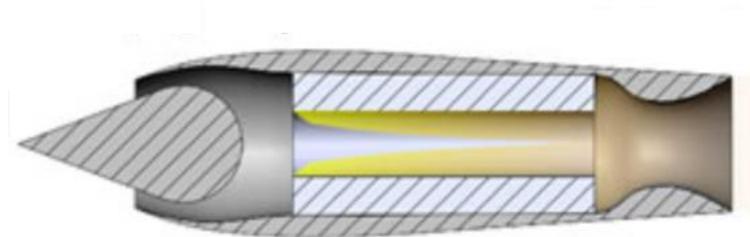


Figura 1-2 - Exemplo de configuração de SFRJ (*Space Propulsion Group, inc - 2018*).

Devido à sua simplicidade inerente, os motores de estatorreatores a combustível sólido se apresentam como uma opção financeiramente interessante para uma diversidade de aplicações que demandam empuxo sustentado durante uma parte substancial de sua missão. Diferente de motores foguete a combustível sólido, o combustível utilizado é puro, e não constitui um par propelente, se assemelhando às aplicações de motores foguete híbridos.

Entre as suas vantagens se comparado a outros sistemas propulsivos equivalentes, o SFRJ destaca-se por sua simplicidade inerente, pela maior densidade de combustível na fase sólida para hidrocarbonetos puros, pela fácil inclusão de aditivos metálicos como boro, magnésio ou berílio o que promove o aumento da densidade de impulso específico do combustível comparado a *ramjets* com combustível líquido, pela atuação do grão sólido como um isolante da câmara de

combustão, de maneira a sustentar maiores temperaturas de saída dos gases de combustão (resultando em um aumento do empuxo específico), e pela ausência de necessidade de equipamentos como bombas, tanques de armazenamento, injetores ou tubulações (*Space Propulsion Group, inc -2018*).

Como exemplos de combustíveis para SFRJ pode-se citar o polimetil-metacrilato (PPMA), o polietileno (PE), o polibutadieno hidroxilado (HTPB), entre outros. Mais recentemente, houve o desenvolvimento de uma classe de combustíveis sólidos de queima rápida, dos quais se destaca a parafina, como apresentado pelas pesquisas de Karabeyoglu *et al* (2004) nas aplicações de motores foguetes híbridos. Combustíveis com alta taxa de regressão são interessantes em sistemas propulsivos pois fornecem um desempenho específico superior ao de combustíveis de queima mais lenta. No entanto, não foi identificado nenhuma publicação científica a respeito da aplicação da parafina como combustível em SFRJ.

Nesse sentido desperta-se o interesse pela avaliação do comportamento desse combustível em estatorreatores a combustível sólido, especialmente considerando a determinação da sua taxa de regressão com o ar atmosférico, que é o oxidante nessas aplicações. A partir dessa motivação desenvolve-se a temática inovadora do projeto, que visou o desenvolvimento de uma bancada experimental para ensaios de SFRJ na Universidade de Brasília, de maneira a promover o estudo da aplicação da parafina sólida em motores *ramjets*, mais especificamente na determinação da taxa de regressão do par parafina – ar atmosférico e das condições de operação do motor.

## **1.1. Objetivos**

Com base na contextualização apresentada, resultando na motivação para o desenvolvimento do campo de pesquisa de SFRJ no presente trabalho, tem-se que os objetivos a serem atingidos pelo projeto são:

1. Projetar, construir e operar uma bancada experimental na Universidade de Brasília para promover ensaios em escala laboratorial de estatorreatores a combustível sólido
2. Desenvolver metodologia para ensaios de combustíveis sólidos em estatorreatores.
3. Determinar a lei de potência da taxa de regressão do par parafina – ar atmosférico em aplicações de SFRJ.

Tendo em vista o contexto do trabalho e os objetivos aos quais o mesmo se propõe, a revisão bibliográfica teve como foco analisar dois campos de pesquisa: o estudo de combustíveis sólidos em motores estatorreatores do tipo *Ramjet* e o desenvolvimento científico a respeito da taxa de regressão de combustíveis sólidos em motores estatorreatores e em motores foguete híbridos, como um foco especial na classe de combustíveis hidrocarbonetos, mais especificamente a parafina.

## 1.2. Estado da Arte

Mady *et al* (1978) ressaltam que estudos na área de combustão em motores *Ramjet* a combustível sólido (SFRJ – *Solid Fuel Ramjet*) são realizados na empresa americana *United Technologies* desde 1971, destacando o interesse no desenvolvimento tecnológico dessa área. Os experimentos realizados promoveram uma investigação acerca do comportamento da combustão em SFRJ de forma a determinar as influências das variáveis de configuração e parâmetros de operação no desempenho propulsivo. As variáveis consideradas foram o diâmetro da porta de combustão, geometria e razão de *bypass*.

Concluiu-se que a utilização de sistemas de *bypass* aumentam o peso, custo e complexidade de sistemas SFRJ, no entanto, essa técnica promove um melhor desempenho para todos os combustíveis hidrocarbonetos. A utilização de combustíveis os quais possuem impulso específico, taxa de regressão e limites de flamabilidade satisfatórios de maneira a minimizar as perdas de pressão de estagnação na entrada levou à utilização dos hidrocarbonetos.

Ben-Arosh & Gany (1992) realizaram uma análise teórica a respeito das condições de escala e similaridade para experimentos em SFRJ utilizando combustíveis hidrocarbonetos. A modelagem dos processos de combustão dominantes mostrou que a utilização do método “*pd*” de análise de escala, frequentemente empregado no estudo de turbinas a gás e *Ramjet* a combustível líquido, é também apropriado para a análise de SFRJ. Sendo assim, concluiu-se que dados experimentais obtidos em sistemas reduzidos de escala laboratorial podem ser aplicados à sistemas reais. A análise experimental resultou em uma boa concordância dos dados experimentais com as previsões do modelo teórico a respeito de parâmetros operacionais importantes, como a taxa de regressão, empuxo, eficiência da combustão e a razão combustível/ar.

Schulte (1986) realizou uma investigação experimental de SFRJ para determinar o comportamento da taxa de regressão de combustíveis sólidos e dos limites da estabilidade de chama. O combustível principal do estudo foi o polietileno, e alguns ensaios foram realizados com o polibutadieno hidroxilado.

Os resultados obtidos a partir do estudo indicaram que a taxa de regressão para o polietileno em SFRJ apresentou uma maior dependência com relação à temperatura de entrada do ar, do que com relação à pressão da câmara e o fluxo de ar. O aumento do diâmetro da porta de combustão resultou na diminuição da taxa de regressão devido à menor taxa de transferência de calor para a parede do grão. A respeito da zona de recirculação, identificou-se que a mesma cresce linearmente com o degrau de entrada da câmara de combustão.

Levy *et al* (1989) investigaram experimental e analiticamente um combustor SFRJ de pequena escala. Uma bancada de testes estática foi desenvolvida, promovendo o aquecimento do ar por meio de um aquecedor elétrico de 25 kW de maneira a simular a pressão e temperatura encontradas em um voo ao nível do mar para número de Mach igual a 3. O combustível utilizado

foi o polimetil-metacrilato (PMMA), transparente, que por meio de técnicas contínuas de vídeo e fotografia revelou a taxa de regressão local e os fenômenos instantâneos da combustão e ignição.

Moura & Ferreira (2007) desenvolveram uma bancada experimental para realizar testes de SFRJ utilizando polibutadieno hidroxilado como combustível sólido. O oxidante utilizado foi o oxigênio obtido do ar atmosférico, e as condições de voo foram simuladas utilizando um dispositivo chamado “gerador de ar viciado” proporcionando as condições de temperaturas e pressão necessárias ao fluxo de ar. A bancada experimental, além do estudo propulsivo, permitiu uma análise da combustão de polímeros e suas propriedades como temperatura, taxa de regressão e características de pirólise.

Gong *et al* (2018) realizaram um estudo numérico e experimental das características do escoamento e da distribuição da taxa de regressão em SFRJ utilizando combustíveis sólidos com porta de combustão no formato “estrela”. O estudo experimental foi realizado utilizando o polietileno como combustível e um código tridimensional foi desenvolvido para o estudo numérico. Os resultados numéricos evidenciam a existência de um escoamento circunferencial para a porta de combustão do grão com esse formato. O estudo também apresenta que a taxa de regressão espacial média para combustíveis sólidos com porta no formato estrela é superior se comparados às portas cilíndricas tradicionais. Foram determinadas as taxas de regressão experimental e numérica do polietileno.

Krishnan & George (1998) realizam uma revisão a respeito dos aspectos de combustão em SFRJ, tendo como foco ressaltar os parâmetros fundamentais no sentido de discutir a habilidade de um SFRJ de desempenhar satisfatoriamente sobre todas as condições de projeto. Sendo assim, uma discussão é desenvolvida a respeito da seleção do tipo de combustível, limites de estabilidade de chama e seu impacto na máxima quantidade de combustível transportado, entendimento da taxa de regressão como função da velocidade de voo e altitude e o processo de combustão por difusão e seu aumento de eficiência.

Considerando esses pontos, uma revisão bibliográfica é feita a partir de outros experimentos envolvendo SFRJ, identificando diferentes condições e montagens experimentais adotadas, combustíveis utilizados, limites de flamabilidade e comportamento da taxa de regressão. Detalha-se sobre dois tipos de mecanismos de taxa de regressão em SFRJ: um controlado pelo processo de transferência de calor à jusante da região de reinserção da camada limite e outro na própria região. Ao final, visando demonstrar a aplicação da informação coletada na discussão, desenvolveu-se um processo preliminar de dimensionamento de um sistema de lançamento de projéteis do tipo SFRJ em uma trajetória de pseudo-vácuo.

Karabeyoglu *et al* (2004) destacam a identificação de uma classe de combustíveis a base de parafina que apresentam taxas de regressão superficiais de três a quatro vezes superiores às de outros combustíveis comumente utilizados em motores foguete híbridos. A abordagem envolve a utilização de materiais que formam uma camada fina de líquido, hidrodinamicamente instável, na

superfície de fusão do grão. A alta taxa de regressão remove a necessidade de configurações complexas multiportas nos grãos, e a maioria das aplicações até lançadores grandes podem ser dimensionados utilizando uma configuração cilíndrica única.

Foram realizados testes em pequena escala no laboratório da Universidade de Stanford, bem como experimentos maiores, utilizando oxigênio gasoso, no *Hybrid Combustion Facility* (HCF) do *NASA Ames Research Center*. Os resultados obtidos nos experimentos de maior escala estavam de acordo com os dados coletados nos experimentos conduzidos na Universidade de Stanford, com baixa pressão e fluxo mássico. Com isso, confirmou-se o comportamento de altas taxas de regressão apresentado pelos combustíveis sólidos a base de parafina a pressões e fluxos mássicos representativos de aplicações comerciais.

Galfetti *et al* (2013) promoveram um estudo com o intuito analisar o desenvolvimento de uma nova classe de combustíveis sólidos, combinando boas propriedades mecânicas e balísticas. Os experimentos propuseram técnicas originais para melhorar o desempenho de combustíveis sólidos a base de parafina, como o reforçamento do grão utilizando espuma de poliuretano e uma segunda técnica baseada na mistura a nível molecular da parafina com polímeros termoplásticos. A caracterização balística do combustível foi realizada para os casos da parafina pura e a parafina dopada com aditivos metálicos. Identificou-se uma forte correlação entre a viscosidade medida na superfície de fusão da parafina e a taxa de regressão, ressaltando que uma diminuição na viscosidade promoveu um aumento do consumo.

Santos *et al* (2006) pesquisaram experimentalmente a combustão dos combustíveis parafina e polietileno de ultra alto peso molecular (UHMWPE) utilizando oxigênio gasoso e  $N_2O$  como oxidantes para motores foguete híbridos. Os resultados indicaram uma taxa de regressão de duas a três vezes maior para a parafina comparada ao UHMWPE, confirmando dados encontrados na literatura.

Hashim *et al* (2018) analisaram o desempenho de combustíveis sólidos a base de parafina dopados com nanopartículas de boro (na proporção de 5-20% do peso) para as aplicações de foguetes canalizados a combustível sólido (*solid fuel ducted rocket – SFDR*). Os resultados confirmaram a queima significativa das nanopartículas de boro para a configuração experimental apresentada.

Shin *et al* (2005) analisaram técnicas para aumentar a taxa de regressão de combustíveis sólidos para motores foguetes híbridos. Realizaram-se testes com a adição de fios metálicos aos grãos, bem como a adoção de uma configuração helicoidal para a porta de combustão, com o intuito de induzir um escoamento circunferencial (*swirl flow*), aumentando o tempo de residência do oxidante na câmara de combustão. Os resultados encontrados indicaram um ganho de 3-4% na taxa de regressão devido aos fios metálicos e um aumento significativo, de 50%, devido a adoção da configuração helicoidal.

Musa *et al* (2018) estudaram a influência da intensidade de vorticidade (*swirl*) em SFRJ. A investigação realizada foi numérica e experimental. O combustível utilizado foi o polietileno de alta densidade (HDPE). Resultados indicaram que a presença de vorticidade é efetiva no aumento da taxa de regressão e da intensidade de turbulência ao longo do *ramjet*. O aumento da intensidade de vorticidade promove o aumento do transporte de calor e massa na superfície de fusão do grão, resultando em uma maior taxa de regressão.

Tendo em vista a revisão bibliográfica realizada, baseando-se nos trabalhos disponíveis na literatura científica, como os expostos nessa seção, o presente projeto propõe uma contribuição à expansão do campo de conhecimento no que diz respeito a SFRJ, considerando o desenvolvimento de uma bancada experimental para pesquisas nessa área na Universidade de Brasília, bem como a determinação da taxa de regressão do par propelente parafina e ar atmosférico, disposto o grande potencial apresentado por esse combustível sólido nas pesquisas até então.

## 2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

### 2.1. Equações Fundamentais.

Visando o estudo no campo da propulsão, mais especificamente para o caso de SFRJ, o entendimento do desenvolvimento proposto para a pesquisa está intimamente relacionado aos princípios básicos fundamentais da termodinâmica e da mecânica dos fluidos. Nesse sentido, a presente seção busca apresentar brevemente as equações fundamentais que servem como alicerces do desenvolvimento desses campos, de maneira a proporcionar a base teórica necessária para os conhecimentos aplicados em questão para projeto, como escoamentos compressíveis. Deduções matemáticas mais detalhadas podem ser encontradas em livros dedicados aos assuntos, como por exemplo, Sonntag (2003), Farokhi (2014) ou Anderson (2005).

Portanto, vale inicialmente caracterizar o fluido que escoar internamente nas aplicações de estatores a combustível sólido, realizando a função de oxidante, sendo ele no caso o ar atmosférico. O ar possui uma composição de aproximadamente 78% nitrogênio ( $N_2$ ), 20% oxigênio ( $O_2$ ) e o restante de gases como gás carbônico ( $CO_2$ ), hélio ( $He$ ), entre outros (*Earth System Research Laboratory, 2018*). Seu comportamento termodinâmico pode ser modelado como um gás perfeito (Farokhi, 2014), para o qual as principais hipóteses são que as forças intermoleculares são pequenas o suficiente e podem ser desprezadas e o volume individual das moléculas é infinitesimal, a ponto de serem insignificantes. Isso leva a Eq. (1), conhecida como lei dos gases ideais.

$$p = \rho RT \quad (1)$$

Na qual  $R$  é a constante do gás. Além disso, para o gás perfeito temos que os calores específicos a pressão e volume constante são função da temperatura, o que o caracteriza como um gás termicamente perfeito. Mais adiante, pode-se assumir a hipótese de gás caloricamente perfeito, que define os calores específicos como constantes, para uma determinada faixa de temperaturas.

Para sistemas termodinâmicos, vale a primeira lei da termodinâmica expressa na Eq. (2), que relaciona energia, calor e trabalho.

$$\delta q = de + \delta w \quad (2)$$

Importante retomar também a segunda lei da termodinâmica, expressa matematicamente pela desigualdade de Clausius (Eq. (3)).

$$Tds \geq \delta q \quad (3)$$

Basicamente, a segunda lei distingue entre a natureza de calor e trabalho, e introduz a noção de irreversibilidades nos processos termodinâmicos. Um de seus entendimentos pode ser expresso como a possibilidade de todo o trabalho mecânico ser convertido em energia para o sistema, mas o mesmo não vale para uma transferência contínua de calor (Farokhi, 2014).

Combinando a primeira e segunda lei, chega-se à equação de Gibbs, Eq. (4), que relaciona entropia com outras propriedades termodinâmicas.

$$Tds = de + pdv \quad (4)$$

O desenvolvimento matemático dessa equação, leva a dedução da razão de calores específicos,  $\gamma$ , que possui valor de 1,4 para o ar atmosférico em uma faixa de temperaturas de 3-600 k (Farokhi, 2014).

$$\gamma = \frac{c_p}{c_v} \quad (5)$$

A partir da Eq. (4), para processos isentrópicos, valem as seguintes relações:

$$\frac{p_B}{p_A} = \left(\frac{T_B}{T_A}\right)^{\frac{c_p}{R}} = \left(\frac{T_B}{T_A}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{\rho_B}{\rho_A}\right)^\gamma \quad (6)$$

Para a resolução de problemas na área de propulsão, normalmente adota-se uma abordagem do tipo volume de controle, para a qual determina-se uma região fixa no espaço, na qual há escoamento de fluido por suas fronteiras. A partir dessa abordagem, é possível reescrever as leis clássicas da física newtoniana, deduzidas tradicionalmente para descrever o comportamento de um sistema (que constitui uma coleção fixa de massa), para representar o volume de controle.

Sendo assim, tem-se a formulação da equação da continuidade, ou lei da conservação de massa para um volume de controle, Eq. (7).

$$\iiint_{C.V.} \frac{\partial \rho}{\partial t} dv + \iint_{C.S.} \rho \vec{V} \cdot \hat{n} dS = 0 \quad (7)$$

O primeiro termo do lado esquerdo da equação, diz respeito à variação transiente resultando na perda ou acúmulo de massa dentro do volume de controle. Para o caso de escoamento permanentes, esse termo possui valor nulo. Já o segundo termo representa o fluxo líquido de massa através da superfície do volume de controle, o que é identificado pelo produto escalar do vetor velocidade pelo vetor normal da superfície.

Outra equação relevante é a equação da quantidade movimento para um volume de controle, Eq. (8).

$$\iiint_{C.V.} \frac{\partial(\rho\vec{V})}{\partial t} dv + \iint_{C.S.} \rho\vec{V}(\vec{V} \cdot \hat{n}) dS = \vec{F}_{net} \quad (8)$$

Nesse caso, novamente o primeiro termo do lado esquerdo diz respeito à variação transiente da quantidade de movimento, e o segundo termo representa o fluxo líquido de quantidade de movimento através da superfície de controle. O lado direito da equação representa a soma líquida de forças atuando sobre o volume de controle.

Por último, temos a equação da energia aplicada para a presente abordagem, Eq. (9).

$$\iiint_{C.V.} \frac{\partial \left[ \rho \left( e + \frac{V^2}{2} \right) \right]}{\partial t} dv + \iint_{C.S.} \rho h_t \vec{V} \cdot \hat{n} dS = \dot{Q} - \dot{W} \quad (9)$$

Novamente, o primeiro termo do lado esquerdo da equação é a variação temporal da energia dentro do volume de controle. Para escoamentos permanentes, esse termo possui valor nulo. O segundo representa o fluxo líquido de energia através das paredes do volume de controle. Do lado direito, o primeiro termo representa a taxa de calor transferido. O segundo representa a taxa de trabalho mecânico transferida através das fronteiras da superfície de controle.

Portanto, as equações apresentadas constituem os princípios fundamentais da termodinâmica e mecânica dos fluidos, e servem como base teórica para o desenvolvimento subsequente das teorias aplicadas diretamente no desenvolvimento do projeto.

## 2.2. Escoamentos Compressíveis

Inicialmente, para se discutir o tema de escoamento compressíveis, é fundamental apresentar o conceito de ondas sonoras e velocidade do som. Ondas sonoras podem ser entendidas como perturbações infinitesimais de pressão se propagando em um meio (Farokhi, 2014). A propagação dessas ondas acústicas é, portanto, reversível e adiabática. A nível molecular, a colisão das moléculas do meio de propagação resulta no alastramento da perturbação sonora, e esse fenômeno se relaciona com a velocidade de propagação da perturbação, também conhecida como velocidade do som no meio.

A partir da Eq. (8), Eq. (7) e das relações isentrópicas apresentadas na Eq. (6), chega-se a formulação para a velocidade do som, Eq. (10), que é um parâmetro local, dependente da temperatura absoluta do fluido que serve como meio de propagação.

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (10)$$

Em vista desse conceito, pode-se definir um parâmetro adimensional de suma importância para o desenvolvimento da teoria de escoamentos compressíveis, que é o número de Mach, Eq. (11), que representa a razão entre a velocidade do escoamento do fluido e a velocidade do som

no meio. A partir dele, é possível definir se o escoamento se encontra em estado subsônico, transônico, supersônico ou hipersônico, resultando nas respectivas formulações e consequências para cada caso. A condição sônica é aquela para a qual o número de Mach possui valor unitário.

$$M = \frac{V}{a} \quad (11)$$

De acordo com Anderson (1982), pode-se definir o regime de escoamento com base nas seguintes faixas:

- Regime subsônico:  $M_\infty \leq 0,8$ .
- Regime transônico:  $0,8 < M_\infty \leq 1,2$ .
- Regime supersônico:  $M > 1$ , para todos os pontos do escoamento.
- Regime hipersônico:  $M_\infty > 5$ .

Seguindo no desenvolvimento da teoria de escoamentos compressíveis, é fundamental a apresentação do conceito de estado de estagnação, que corresponde a condição atingida pela desaceleração total do fluido, realizada de maneira adiabática e reversível, sem nenhum trabalho externo. Portanto, esse estado é atingido de maneira isentrópica, e possibilita a determinação de propriedades termodinâmicas de estagnação, como pressão, temperatura, massa específica e entalpia.

A partir da hipótese de gás caloricamente perfeito, e das relações da Eq. (6), tem-se as fórmulas para a pressão (Eq. (12)), temperatura (Eq. (13)) e massa específica (Eq. (14)) de estagnação de um escoamento.

$$\frac{p_t}{p} = \left[ 1 + \left( \frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (12)$$

$$\frac{T_t}{T} = \left[ 1 + \left( \frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right] \quad (13)$$

$$\frac{\rho_t}{\rho} = \left[ 1 + \left( \frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (14)$$

Considerando-se a Eq. (4), determina-se que os escoamentos adiabáticos com irreversibilidades (como ocorre na realidade) sempre resultarão na perda de pressão de estagnação devido ao aumento de entropia (Farokhi, 2014). Isso é evidenciado na Eq. (15).

$$\frac{p_{tB}}{p_{tA}} = e^{-\frac{\Delta s}{R}} \quad (15)$$

Dando-se continuidade a teoria, tem-se que para a formulação de um escoamento quasi-unidimensional, como os que ocorre em bocais e difusores, no qual o escoamento corresponde

essencialmente a um escoamento unidimensional com um gradiente de pressão em um duto de área variável, as alterações das propriedades se dão majoritariamente na direção do escoamento, ao invés de na direção radial (Farokhi, 2014).

Para essa situação, pode-se determinar uma relação fundamental entre o número de Mach e a área do duto do escoamento, evidenciado pela Eq. (16), conhecida como relação área-velocidade.

$$(M^2 - 1) \frac{du}{u} = \frac{dA}{A} \quad (16)$$

Tratando-se dos escoamentos subsônico e supersônico, as relações proporcionadas a partir da Eq. (16) são ilustrados na Figura 2-1

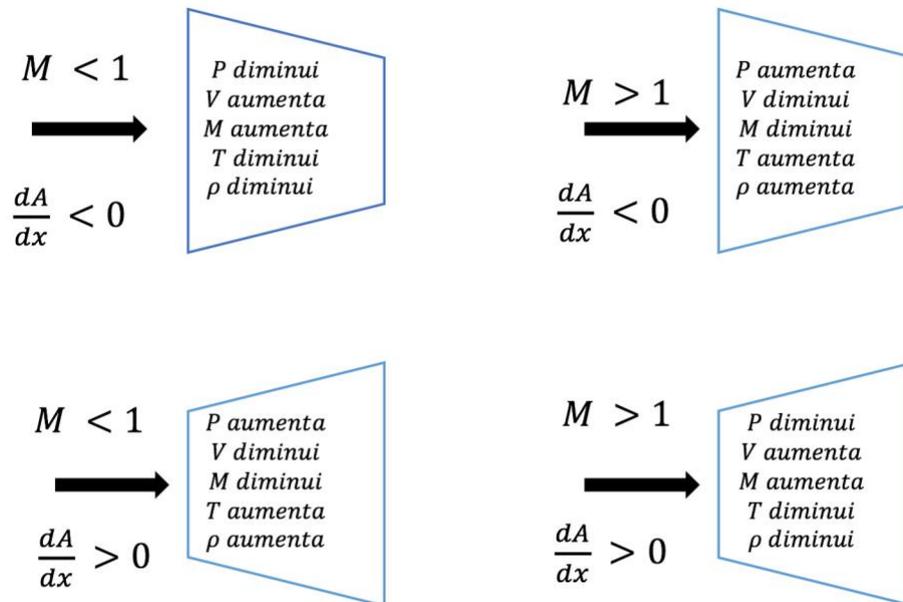


Figura 2-1 – Variações de área e propriedades termodinâmicas para bocais e difusores (Farokhi, 2014 – adaptada)

A condição que demarca a distinção entre os escoamentos subsônico e supersônico é o estado sônico, para o qual o número de Mach possui valor unitário. Tendo em vista as relações apresentadas na Figura 2-1 e a Eq. (16), determina-se que para bocais convergente-divergente e difusores convergente-divergente é possível promover uma transição entre os dois regimes de escoamento pela variação de área, por meio de uma garganta sônica para o qual o escoamento atinge a condição de  $M = 1$ , como apresentado na Figura 2-2

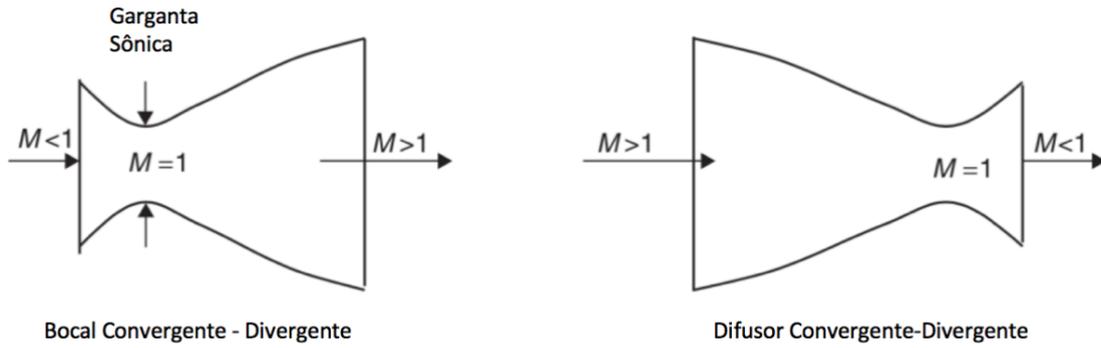


Figura 2-2 – Bocal e Difusor Convergente- Divergente promovendo a transição sônica (Farokhi, 2014 – adaptada).

A garganta sônica corresponde, portanto, à seção de menor área e promove a aceleração ou desaceleração do fluido, para os casos subsônico e supersônico, respectivamente. Com relação ao estudo da propulsão supersônica, o bocal convergente-divergente é o único de interesse, e ele funciona promovendo a conversão de entalpia em energia cinética (Sutton, 2017).

A respeito dessa questão, a seção de menor área transversal é o local que maximiza a razão entre o fluxo de massa e a área para  $M = 1$  (Farokhi, 2014). Dessa forma, na garganta, estabelece-se a condição de escoamento “bloqueado”, ou de entupimento sônico, atingindo o máximo fluxo mássico permitido dada as condições geométricas e de operação do bocal. A Eq. (17) permite determinar esse valor.

$$\dot{m} = A_{gb} p_{gb} \gamma \frac{\sqrt{\left[ \frac{2}{(\gamma + 1)} \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}{\sqrt{\gamma R T_{gb}}} \quad (17)$$

Em conclusão, a formulação disposta na presente seção fornece o arcabouço necessário de equacionamento com relação à teoria de escoamento compressíveis, tendo em vista o desenvolvimento dos conceitos aplicados na bancada de testes e a formulação para *ramjets*. Evidentemente, uma parte da teoria, especialmente no que concerne a formulação para ondas de choque, não foi abordado na presente fundamentação teórica, tendo em vista que esses conceitos não são englobados pelo escopo principal do projeto. Mais detalhes podem ser encontrados em livros sobre o assunto, como Anderson (1982) e Farokhi (2014).

### 2.3. Parâmetros de Desempenho Propulsivo

O objetivo da seção que segue corresponde em definir brevemente alguns parâmetros relevantes para desempenho propulsivo de foguetes e *ramjets*. Essas características são importantes na compreensão do projeto de motores desses tipos, e contribuem para a assimilação das realizações do trabalho.

De acordo com Sutton (2017), o fenômeno da propulsão é a aplicação de uma força a um veículo que está acelerando, ou, alternativamente, mantendo sua velocidade em face de uma força resistiva. Essa força propulsiva deriva das mudanças na quantidade de movimento em função da ejeção de propelentes a altas velocidades e, portanto, é uma força de reação atuando sobre a estrutura do dispositivo.

Ao resultado líquido da força atuante sobre o veículo se dá o nome de empuxo. Pode-se considerar o volume de controle apresentado na Figura 2-3 para a determinação da fórmula do empuxo.

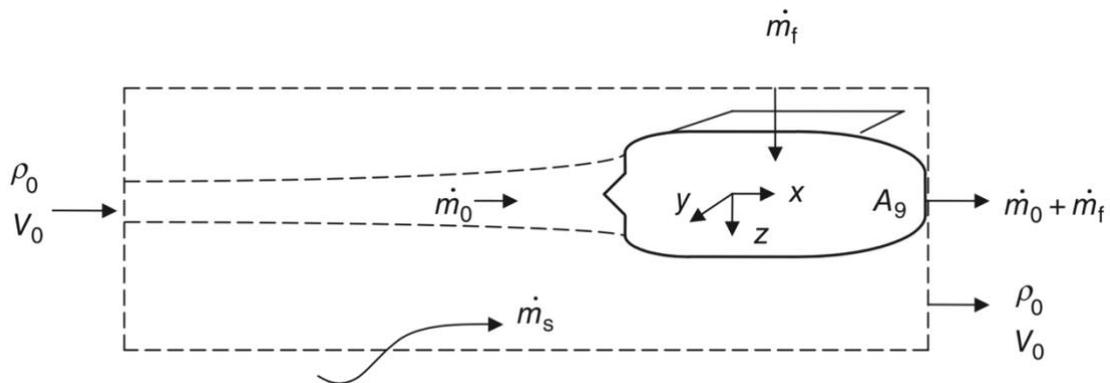


Figura 2-3 – Volume de controle para a determinação do empuxo e os fluxos mássicos no motor (Farokhi, 2014).

Analisando-se a distribuição de pressão em torno da superfície de controle, tem-se:

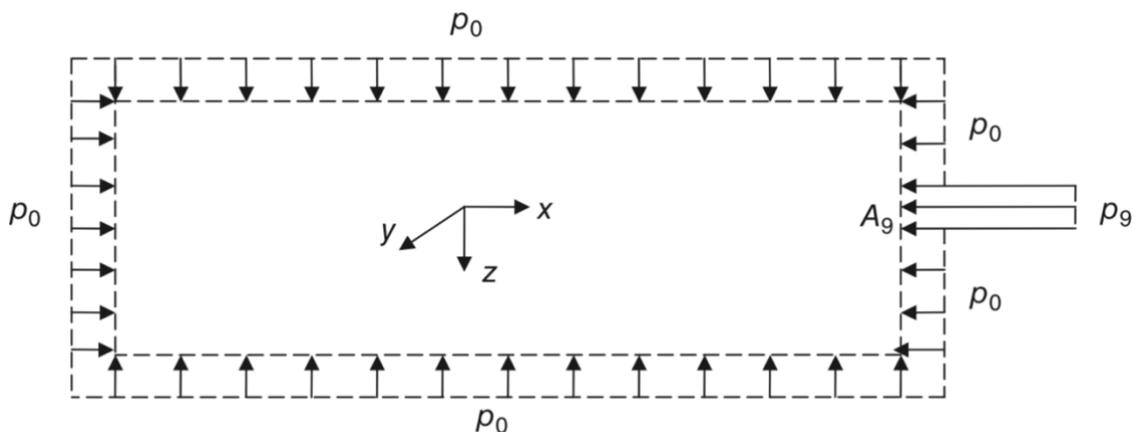


Figura 2-4- Distribuição de pressão ao longo das superfícies de controle (Farokhi, 2014).

Portanto, retomando-se as equações da quantidade de movimento (Eq. (8)) e da conservação de massa (7) e aplicando-as ao volume de controle da Figura 2-3, conclui-se que o empuxo de um sistema propulsivo pode ser calculado pela Eq. (18).

$$F_n = (\dot{m}_0 + \dot{m}_f)V_9 - \dot{m}_0V_0 + (p_9 - p_0)A_9 \quad (18)$$

Essa constitui a formulação mais geral para o empuxo de um sistema propulsivo. Do lado direito da equação, o primeiro termo representa a variação de quantidade de movimento devido ao bocal convergente-divergente na saída, contribuindo positivamente para o empuxo total. O segundo representa a quantidade de movimento resultante da admissão de ar no motor, e contribui negativamente para o empuxo, de maneira que constitui um termo de arrasto, conhecido como o arrasto *ram*, ou seja, é a penalidade decorrente da entrada de ar no motor com uma quantidade de movimento finita. Para o caso específico de motores foguetes esse termo é nulo, pois não há admissão de ar no motor, já que o oxidante e o combustível se encontram alojados em compartimentos do próprio veículo. E o último termo é empuxo devido à pressão, que é consequência dos desequilíbrios entre a pressão de exaustão e a pressão atmosférica no bocal de saída. De maneira que isso não represente um valor negativo na equação, os bocais supersônicos são projetados para que  $p_9$  seja igual ou levemente superior a  $p_0$  (Sutton, 2017).

A partir do conceito de empuxo, pode-se definir o impulso específico, que é um parâmetro de desempenho utilizado para caracterizar sistemas propulsivos, permitindo compará-los. Essa grandeza é dada em segundos. Para motores com admissão de ar, como é o caso de *ramjets*, segue a Eq.(19). No caso de motores foguete, basta modificar o fluxo mássico de combustível pelo de propelente.

$$I_s = \frac{F_n}{\dot{m}_f g_0} \quad (19)$$

A Figura 2-5 abaixo, ilustra os valores de impulso específico para uma diversidade de sistemas propulsivos em função do número de Mach. Vale ressaltar que os resultados apresentados na figura são teóricos, e previstos para sistemas ideais. Portanto, não correspondem a realidade do presente projeto, em função da diferença de escala dimensional da bancada experimental com tal sistemas, bem como de seu funcionamento, que possui irreversibilidades associadas. Portanto, com a figura a seguir busca-se ilustrar valores de referência para diferentes sistemas propulsivos, possibilitando uma comparação.

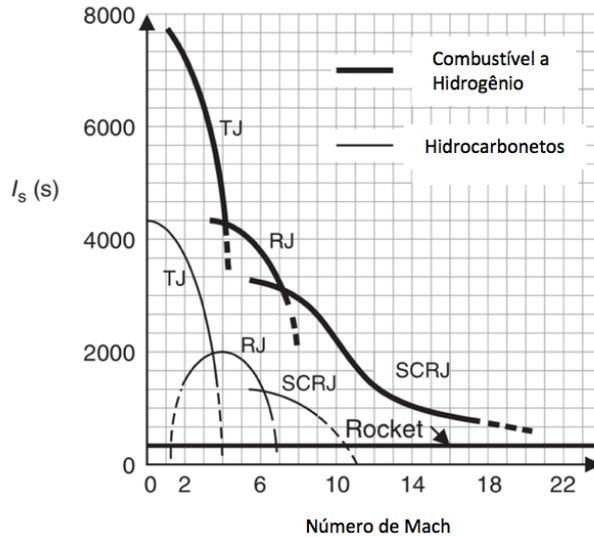


Figura 2-5 – Impulso específico por número de Mach para turbojato (TJ), *ramjet* (RJ), *scramjet* (SCRJ) e Foguete (*Rocket*) – (Farokhi, 2014 – adaptado).

Na Figura 2-5, é possível observar algumas constatações interessantes. Primeiramente, o valor do impulso específico para motores foguetes é aproximadamente constante. Isso ocorre pois o mesmo não é afetado pela velocidade do escoamento, já que não está sujeito ao arrasto *ram*, ou pelo aumento da temperatura de estagnação na admissão, o que pode influenciar a combustão. Outro ponto relevante são as faixas de domínio para cada tipo de sistema propulsivo. Sistemas turbojatos possuem o maior impulso específico para velocidades subsônicas, no entanto, com o aumento do número de Mach, a partir de  $M = 1$ , começam a sofrer uma queda brusca. Sistemas ramjets, como o analisado no projeto, dominam se considerarmos uma faixa de operação de Mach 3 até aproximadamente Mach 6. A partir desse valor, motores *scramjets* ou foguetes se tornam mais interessantes.

## 2.4. Bocais

O objetivo da atual seção é apresentar as hipóteses principais para o projeto de bocais em sistemas propulsores supersônicos e uma breve formulação a respeito desse assunto no sentido de complementar o que já foi apresentado até agora sobre o tema de escoamentos compressíveis.

De acordo com Sutton (2017), para o projeto de sistemas propulsores reais é aceitável a utilização do modelo de foguete ideal, para o qual são válidas algumas premissas que também se aplicam ao escopo do presente projeto, tendo em vista que a formulação desenvolvida serve para qualquer meio propulsivo que utilize a expansão gasosa como mecanismo para ejetar matéria a altas velocidades gerando empuxo.

Sendo assim, temos que para o projeto de bocais, assume-se que:

1. O fluido de trabalho (que normalmente consiste do produto de uma reação química de combustão) é homogêneo em sua composição.

2. O fluido de trabalho é tratado como uma fase homogênea gasosa, sendo que parcelas líquidas ou sólidas são desprezíveis em relação à massa total.
3. O fluido de trabalho obedece a lei dos gases ideais.
4. O escoamento é adiabático.
5. Não há efeitos consideráveis de atrito de parede e as consequências da camada limite podem ser desprezadas.
6. Ao longo do escoamento no bocal, não há ondas de choque ou qualquer outra descontinuidade.
7. Os efeitos transientes são por um período muito curto e podem ser negligenciados.
8. O fluxo de propelentes é contínuo e constante, não havendo pulsações.
9. O equilíbrio químico é estabelecido na câmara de combustão, não havendo reações desenvolvidas no bocal.

Essas mesmas hipóteses são relevantes para a adoção da formulação do escoamento compressível quase-unidimensional para sistemas propulsivos. As hipóteses 4, 5 e 6 são especialmente fundamentais para promover a utilização das relações isentrópicas no bocal do propulsor.

Considerando-se os bocais convergentes-divergentes, uma grande parcela da entalpia dos gases é convertida em energia cinética, promovendo a aceleração do mesmo durante a sua ejeção. Essa expansão é, portanto, assumida como isentrópica. Para esse caso, vale a formulação da garganta sônicas, e as demais equações apresentadas na seção 2.2.

Sutton (2017) mostra que a velocidade de saída no bocal pode ser determinada pela Eq. (20).

$$V_9 = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} + RT_c \left[ 1 - \left( \frac{p_9}{p_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (20)$$

A expansão ótima do bocal ocorre se a pressão de saída for igual à pressão externa (Sutton, 2017). Para uma geometria fixa de bocal, e pressão constante da câmara de combustão, as condições ótimas ocorrem apenas para uma altitude de voo particular.

Se a pressão externa for abaixo da pressão de saída, o escoamento não expandiu o suficiente e haverá a formação de leques de expansão na saída do bocal, de maneira que o impulso específico do sistema será prejudicado.

Se a pressão de saída for inferior a pressão atmosférica, ainda haverá escoamento (até  $p_9$  atingir valores de 10-40% de  $p_0$ ), no entanto a expansão será ineficiente e ondas de choque oblíquas fracas se formarão na seção de saída do bocal, novamente afetando o impulso específico.

Frente ao que foi exposto, levou-se em consideração todos esses fatores e hipóteses no dimensionamento dos bocais utilizados na bancada experimental.

## 2.5. Ramjet

Os motores *ramjet* pertencem à classe de motores estatorreatores que realizam combustão subsônica. Esses motores têm esse nome pois não possuem partes móveis e dependem do efeito *ram* na admissão para promover a compressão do ar necessária para seu funcionamento. Portanto, eles não possuem empuxo estático. Essa é uma classe de propulsores muito comum em aplicações militares supersônicas, especialmente em mísseis. Muito já se discutiu a respeito de suas características na introdução desse trabalho, sendo assim, essa parcela do relatório busca apresentar o equacionamento para *ramjets*.

Tendo isso em vista, a Figura 2-6 apresenta um desenho esquemático de um motor *ramjet* a combustível líquido, apenas com o intuito de ilustrar os conceitos teóricos.

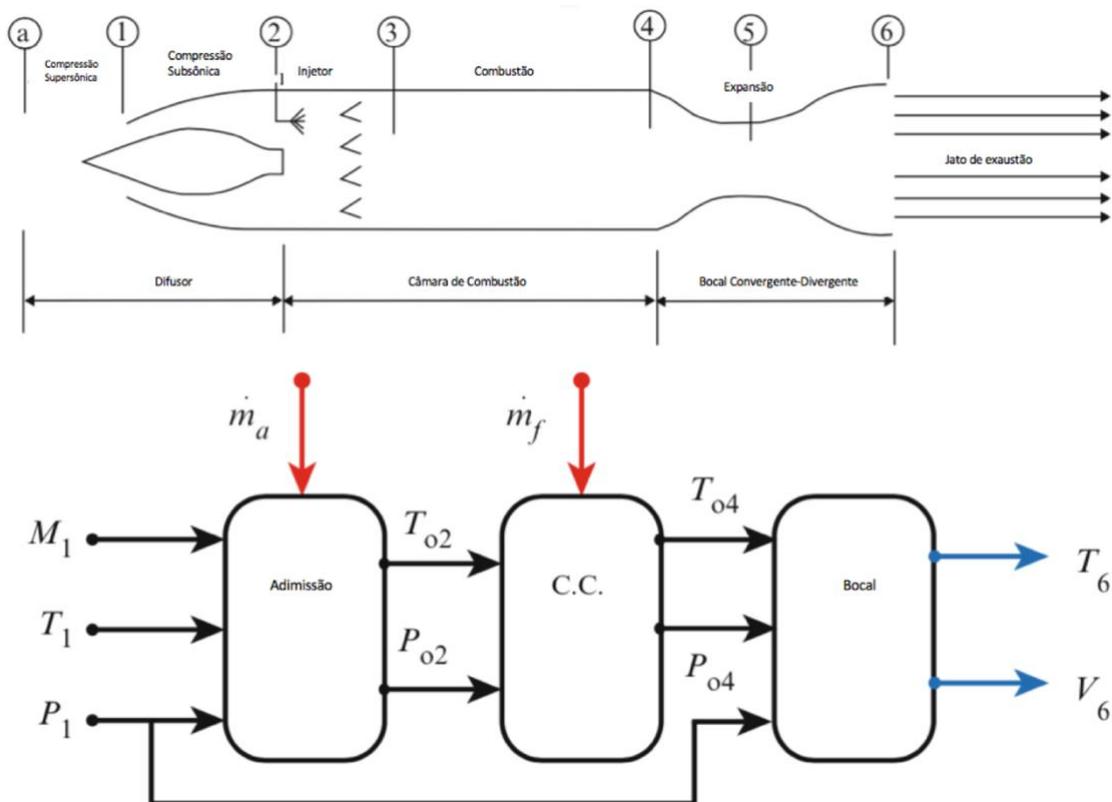


Figura 2-6 - Desenho esquemático de um motor *ramjet* e diagrama de bloco das seções do motor (El-Sayed, 2016 - adaptada).

Pode-se, portanto, analisar o motor *ramjet* como sendo composto por três módulos principais: a admissão, a câmara de combustão e o bocal de exaustão. A admissão é o primeiro componente de um estatorreator. É por onde se dá a entrada de ar no motor. Normalmente, costumam ter um formato oval/circular ou retangular. *Ramjets* supersônicos costumam ter um cone de choque ou rampas de compressão, com o intuito de promover uma sequência de ondas de choque oblíquas finalizada por uma onda de choque normal, desacelerando o fluido para velocidades subsônicas antes dele entrar na câmara de combustão.

As ondas de choque promovem um aumento de pressão e temperatura do fluido na entrada. Esse processo de compressão pode ser entendido como politrópico, com uma eficiência isentrópica associada (El-Sayed, 2016).

Dada a nomenclatura apresentada na Figura 2-7 para a admissão do motor, pode-se determinar a eficiência isentrópica do processo de compressão e as variações nas propriedades de estagnação de acordo com as fórmulas que seguem.

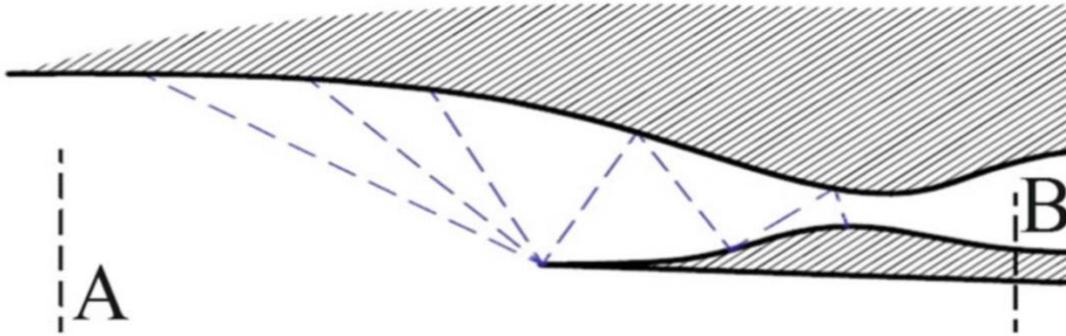


Figura 2-7 - Admissão de motor estatorreator supersônico com ondas de choque oblíquas representadas (El-Sayed, 2016).

$$\eta_t = \frac{T_{oBS} - T_a}{T_{oB} - T_a} \quad (21)$$

$$\frac{T_{oB}}{T_a} = \frac{T_{oA}}{T_a} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_A^2\right) \quad (22)$$

$$\frac{P_{oB}}{P_a} = \left[1 + \eta_t \frac{\gamma - 1}{2} M_A^2\right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (23)$$

O módulo seguinte é a câmara de combustão. Ele pode ser entendido como queimadores nos quais energia é gerada a partir de uma reação química. Como não há turbinas a jusante, a combustão pode seguramente ocorrer nas razões estequiométricas de combustível/ar, atingindo temperaturas da ordem de 2400 K. O processo de combustão ocorre aproximadamente a pressão constante, com uma pequena queda na pressão de estagnação devido ao atrito e mistura ar combustível dentro da câmara.

De acordo com a formulação apresentada em El-Sayed (2016), a queima do combustível é modelada como uma adição de calor, buscando evitar as complicações associadas ao processo de reação química. A formulação que segue para a câmara de combustão é desenvolvida a partir da primeira lei da termodinâmica (Eq. (2)) e da equação da continuidade (Eq. (7)) e leva em consideração a nomenclatura da Figura 2-8.

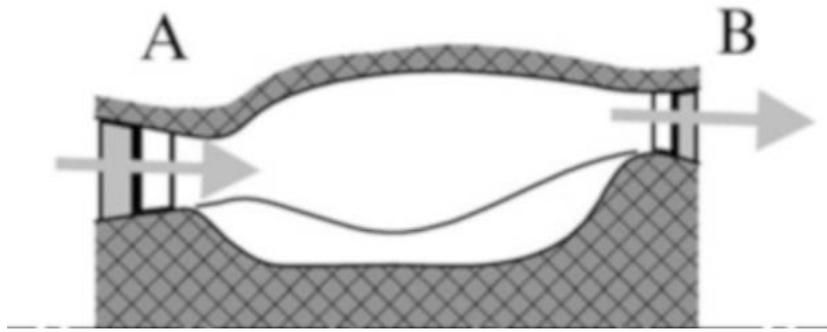


Figura 2-8 - Câmara de combustão (El-Sayed, 2016)

$$P_{oB} = P_{oA} - \Delta P_B \quad (24)$$

$$T_{oB} = \frac{\dot{m}_a C_{pc} T_{oA} + \dot{m}_f n_b Q_{HV}}{C_{pc} (\dot{m}_a + \dot{m}_f)} \quad (25)$$

A formulação apresentada serve tanto para o combustível no estado líquido, sólido ou gasoso.

O último módulo é o bocal convergente-divergente. Ele é responsável por converter a pressão e energia térmica dos fluidos quentes expelidos pela câmara de combustão em energia cinética para o jato, gerando empuxo. Em aplicações reais, os bocais podem possuir geometria fixa ou variável, se adequando a diferentes condições de voo. Para o caso supersônico, eles sofrem entupimento sônico na garganta.

Para a formulação apresentada, tem-se que a expansão dos gases é politrópica, com uma eficiência isentrópica associada, sendo um valor comum em torno de 99% (El-Sayed, 2016). O modelo é desenvolvido considerando-se a Eq. (2) e as hipóteses de bocal com expansão isentrópica, discutidas na seção anterior. A nomenclatura apresentada refere-se à figura que segue.

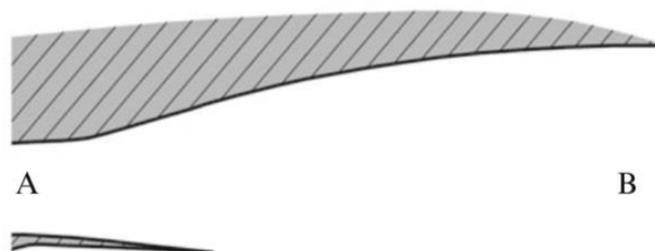


Figura 2-9 - Bocal na saída do motor (El-Sayed, 2016).

$$\eta_N = \frac{T_{0A} - T_B}{T_{0A} - T_{BS}} \quad (26)$$

$$T_B = T_{0A} \left[ 1 - \eta_N \left( 1 - \left[ \frac{P_B}{P_{0A}} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \right] \quad (27)$$

$$V_B = \sqrt{2C_{pm}(T_{0A} - T_B)} \quad (28)$$

Se o bocal possuir uma seção convergente seguida pelo entupimento sônico na garganta. Então a pressão pode ser determinada pela Eq. abaixo.

$$\frac{P_{0A}}{P_{cr}} = \frac{1}{\left[ 1 - \left( \frac{1}{\eta_N} \right) \left( \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \right]} \quad (29)$$

Caracterizados esses módulos, o passo seguinte consiste na avaliação do ciclo termodinâmico do motor. O mesmo pode ser visualizado na Figura 2-10. Considera-se o caso do ciclo ideal. Basicamente, ele pode ser descrito da seguinte forma: o ponto *a* é o estado do ambiente externo e o estado 2 é após o processo de compressão realizado ao longo da admissão do ar. Percebe-se o salto de pressão realizado de maneira isentrópica. Em seguida, o gás segue para a câmara de combustão, onde, devido à reação química com o combustível, a temperatura do fluido resultante é elevada à faixa de 2000 – 3000 K. Por último, os gases expelidos pela combustão seguem para o bocal, (4), sofrendo uma expansão, novamente isentrópica. Dessa expansão resulta a aceleração dos produtos ejetados e conseqüente geração de empuxo.

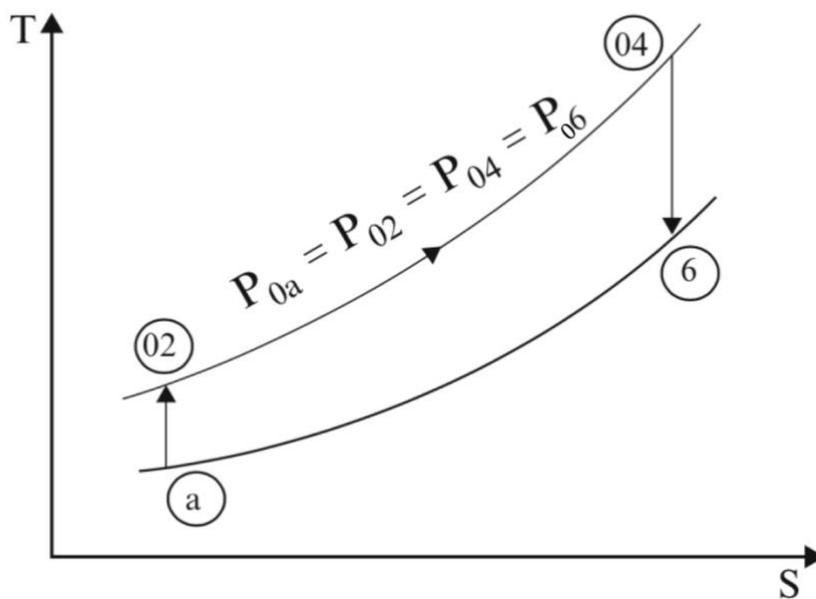


Figura 2-10 - Ciclo de Ideal de um ramjet (El-Sayed, 2016).

Nessa situação, assume-se que a pressão de estagnação é constante ao longo de todo o ciclo, e como os processos nos módulos de exaustão e admissão são adiabáticos, a temperatura de estagnação no ponto  $a$  é igual a do ponto 2, e a do ponto 4 também possui o mesmo valor da do ponto 6. Além disso, assume-se uma expansão ideal do bocal. Valem então as seguintes relações.

$$\frac{T_{0a}}{T_a} = 1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2 = \frac{T_{02}}{T_a} \quad (30)$$

$$\frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_e^2 = \frac{T_{0e}}{T_e} = \frac{T_{04}}{T_e} \quad (31)$$

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left(1 + \frac{\gamma_a - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma_a}{\gamma_a - 1}} \quad (32)$$

$$\frac{P_{06}}{P_6} = \left(1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_e^2\right)^{\frac{\gamma_6}{\gamma_6 - 1}} \quad (33)$$

Assumindo-se que os calores específicos do ar e dos gases de exaustão são iguais e constante, temos:

$$\frac{P_{06}}{P_6} = \frac{P_{0a}}{P_a} \quad (34)$$

$$M_e = M \quad (35)$$

Para a velocidade de exaustão, segue:

$$u_e = \sqrt{\frac{T_e}{T_a}} u = u \sqrt{\frac{T_{04}}{T_{02}}} \quad (36)$$

Com relação à razão ar combustível, podemos deriva-la a partir do balanço de energia para o processo de combustão. Novamente considerando a razão de calores específicos como igual e constante para todo o processo, chegamos à Eq. (37),

$$f = \frac{c_p(T_{04} - T_{0a})}{Q_{HV} - c_p T_{04}} \quad (37)$$

Por último, temos que o empuxo do motor pode ser calculado pela Eq. (38).

$$\frac{E}{\dot{m}_a} = M \sqrt{\gamma R T_a} \left[ (1 + f) \sqrt{\frac{T_{04}}{T_a}} \sqrt{\frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}} - 1 \right] \quad (38)$$

Analisando-se agora o ciclo real do *ramjet*, identificam-se perdas de pressão de estagnação em todos os módulos do motor. Além disso, tem-se que os processos de expansão de compressão são adiabáticos, e há perdas resultantes deste último. Sendo assim, o ciclo real se encontra descrito na Figura 2-11 abaixo. Esse ciclo corresponde ao da operação da bancada experimental desenvolvida, em função das irreversibilidades associadas aos processos reais. O ciclo ideal foi apresentado previamente com o intuito de fundamentar teoricamente o funcionamento de motores *Ramjets*, de maneira a seguir para o desenvolvimento do ciclo real.

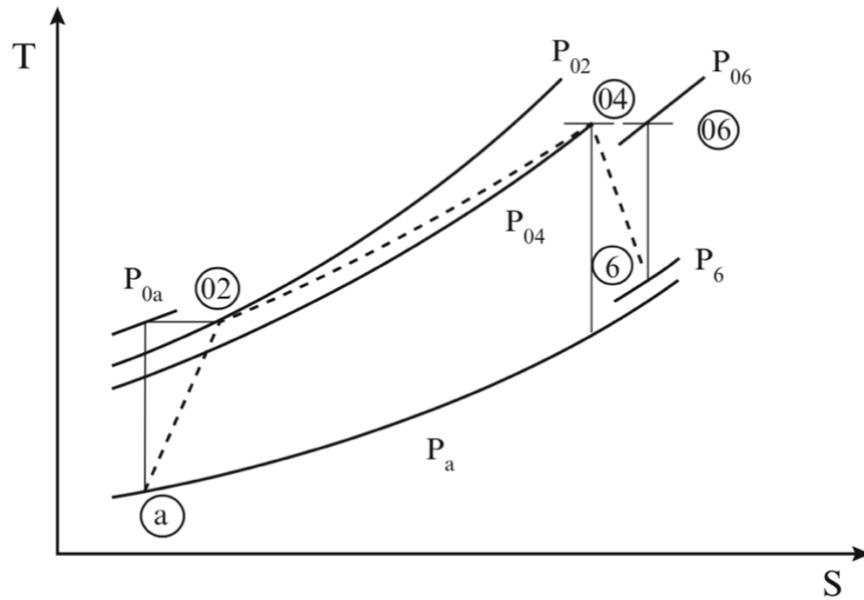


Figura 2-11 - Ciclo real do *ramjet* (El-Sayed, 2016)

Nesse caso, tem-se:

$$r_d = \frac{P_{02}}{P_{0a}} \quad (39)$$

$$r_c = \frac{P_{04}}{P_{02}} \quad (40)$$

$$r_N = \frac{P_{06}}{P_{04}} \quad (41)$$

$$\frac{P_{06}}{P_{0a}} = r_d r_c r_N \quad (42)$$

A partir dessas relações, o número de Mach de exaustão pode ser calculado pela Eq. (44).

$$M_{er}^2 = \left( \frac{2}{\gamma-1} \right) \left[ \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \left( r_d r_c r_N \frac{P_a}{P_e} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (43)$$

$$m = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \left(r_d r_c r_N \frac{P_a}{P_e}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2\right) \quad (44)$$

Nesse caso, a velocidade de exaustão é determinada pela Eq. (45)

$$u_{er} = \sqrt{\frac{2\gamma R T_{o4}(m-1)}{(\gamma-1)m}} \quad (45)$$

Para o caso da razão ar/combustível, a mesma é apenas afetada pela eficiência de combustão, já que as irreversibilidades não resultam em queda nas temperaturas de estagnação ao longo do motor.

$$f_r = \frac{c_{p4} T_{o4} - c_{p2} T_{o2}}{\eta_b Q_{HV} - c_p T_{o4}} \quad (46)$$

Tem-se então o empuxo para o ciclo real do *ramjet* (Eq.

$$\frac{E_r}{\dot{m}_a} = (1 + f) \sqrt{\frac{2\gamma_e R T_{o4}(m-1)}{(\gamma-1)m}} - M \sqrt{\gamma R T_a} + \frac{P_e A_e}{\dot{m}_a} \left(1 - \frac{P_a}{P_e}\right) \quad (47)$$

Em conclusão, a teoria apresentada na presente seção constitui o equacionamento para o funcionamento de motores *ramjet* nos ciclos ideal ou real, de acordo com o que foi apresentado no conteúdo das seções anteriores e os novos desenvolvimentos que seguiram.

## 2.6. Taxa de Regressão

A taxa de regressão é um parâmetro fundamental para as aplicações de SFRJ e motores foguete híbridos. Ela representa o teor de consumo dos grãos de combustível sólido, e é dada em *mm/s*. Visualizando-se o grão combustível tradicional, com apenas uma porta cilíndrica central, a regressão se dá pelo recuo da superfície interna da porta, na direção radial. A partir do tempo de queima, é possível calcular então a taxa de regressão.

Esse parâmetro relacionado à queima do combustível impacta, portanto, no processo de combustão do motor, e conseqüentemente, afeta uma série de características de desempenho como o impulso específico, empuxo, alcance, entre outros, o que o torna um fator de suma importância para o projeto adequado de sistemas propulsivos a combustível sólido.

Combustíveis com alta taxa de regressão resultam em uma menor câmara de combustão e maior diâmetro de porta, dado um mesmo valor de impulso específico se comparado a combustíveis sólidos comuns. Com isso, eles possuem um melhor desempenho específico. Esse é o caso identificado para a parafina pelas pesquisas de Karabeyoglu *et al* (2004) nos laboratórios da Universidade de Stanford e confirmados posteriormente por testes na NASA, e, portanto, motivaram a sua adoção como um dos objetos de estudo desse projeto.

De acordo com Sutton (2016), para o grão combustível na configuração clássica (sem oxidante), os processos de queima ocorrem apenas na fase gasosa, e, portanto, as taxas de regressão são condicionadas pelo mecanismo interno de combustão do grão na sua superfície de porta. Vale ressaltar que Hubble *et al* (1995) afirmam que a questão principal que deve ser respondida a respeito de combustíveis sólidos é como o mesmo se vaporiza dentro da porta de combustão, ou seja, qual rápido se dá a regressão da superfície de queima.

Nesse sentido, Krishnan *et al* (1998) explicitam o desenvolvimento da balística interna em SFRJ, demonstrada na Figura 2-12 abaixo.

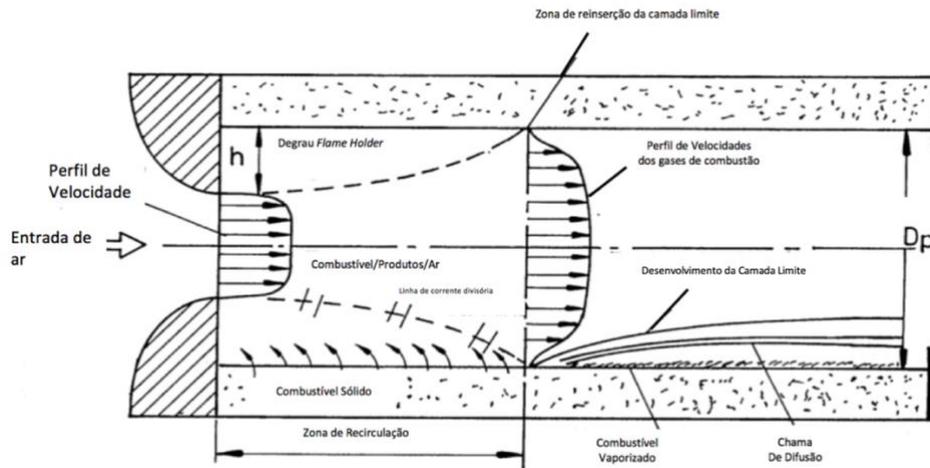


Figura 2-12 - Campo de escoamento da combustão em SFRJ (Krishnan, 1998).

Percebe-se na entrada, a restrição no perfil do escoamento em função do degrau  $h$  proporcionado pela porta de combustão. Isso resulta na formação de uma zona de recirculação próxima a entrada, fundamental na estabilidade e manutenção da chama para a ocorrência da combustão em combustíveis sólidos. À medida que o escoamento se desenvolve axialmente na câmara, há um crescimento do perfil de velocidades gerando a jusante da zona de recirculação uma região com a reinserção da camada limite, onde se forma, interna a mesma, uma chama de difusão na qual se dá a queima estequiométrica do oxidante escoando na porta e o combustível vaporizado na superfície de queima.

No caso específico da parafina, Karabeyoglu *et al* (2004) identificam uma modificação no modelo tradicional de queima proposto para os combustíveis sólidos. Na superfície de queima, há a formação de uma camada hidrodinamicamente instável, da qual se desprendem gotas que são então vaporizadas e reagem com o escoamento central de oxidante. Esse efeito adicional da formação de gotas e da propagação de frentes de onda no filme líquido, somado à chama de difusão, resulta na maior taxa de regressão da parafina se comparada a outros combustíveis sólidos tradicionais (Bertoldi, 2007). Essa modificação no desenvolvimento da balística interna pode ser visualizada na Figura 2-13.



Figura 2-13 - Modelo do processo de queima da parafina (Bertoldi, 2007).

Tendo em vista os trabalhos citados na seção de estado da arte, identifica-se que a avaliação da taxa de regressão é usualmente feita de maneira experimental. Pode-se avaliar a taxa de regressão média, considerando-se resultados de diversos ensaios com o tempo de queima determinado, ou então pode-se ter a taxa de regressão instantânea, medida por técnicas modernas de ultrassom ou raio X. Frente aos equipamentos disponíveis na universidade, optou-se por utilizar a abordagem tradicional considerando a média temporal.

Fisicamente, Karabeyoglu *et al* (2003) afirma que a taxa de regressão média pode ser avaliada a partir do diâmetro inicial da porta de combustão e da massa final do grão combustível após o teste de queima, de acordo com as equações que seguem.

$$\dot{r}_{avg} = \frac{d_f - d_i}{2t_b} \quad (48)$$

$$d_f = \left[ d_i^2 + \frac{4\Delta m_g}{\pi \rho_f L_g} \right]^{1/2} \quad (49)$$

Em função dos dados obtidos a partir dos ensaios experimentais, é possível traçar uma equação que descreva o comportamento da taxa de regressão do combustível para um determinado par propelente. De acordo com Humble *et al* (1995), essa equação pode ser expressa por uma lei de potência como a Eq. (50). Inclusive, um dos objetivos do trabalho consiste em determinar os coeficientes  $a$  e  $n$  da o comportamento do par propelente parafina e ar.

$$\dot{r}_{avg} = a G_{ox}^n \quad (50)$$

O fluxo de massa de oxidante pode ser calculado com base no diâmetro do grão, como segue na Eq. (51).

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_g} \quad (51)$$

## 3. DESENVOLVIMENTO DO APARATO EXPERIMENTAL

### 3.1. Projeto Conceitual

O desenvolvimento conceitual da bancada se deu de maneira a atingir os objetivos propostos pelo projeto. Tendo isso em vista, Krishnan *et al* (1998) apresenta uma configuração tradicional para SFRJ (Figura 3-1).

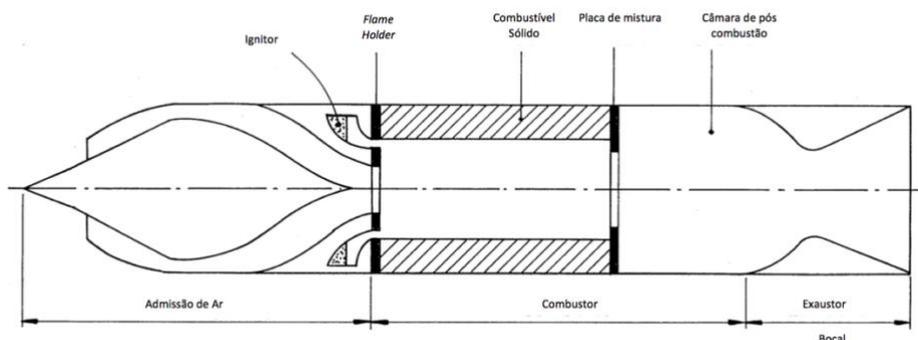


Figura 3-1 - Configuração tradicional de SFRJ (Krishnan, 1998).

A partir desse esquema e das descrições experimentais de pesquisas no tema de SFRJ, elaborou-se a seguinte proposta para o desenvolvimento do projeto (Figura 3-2)

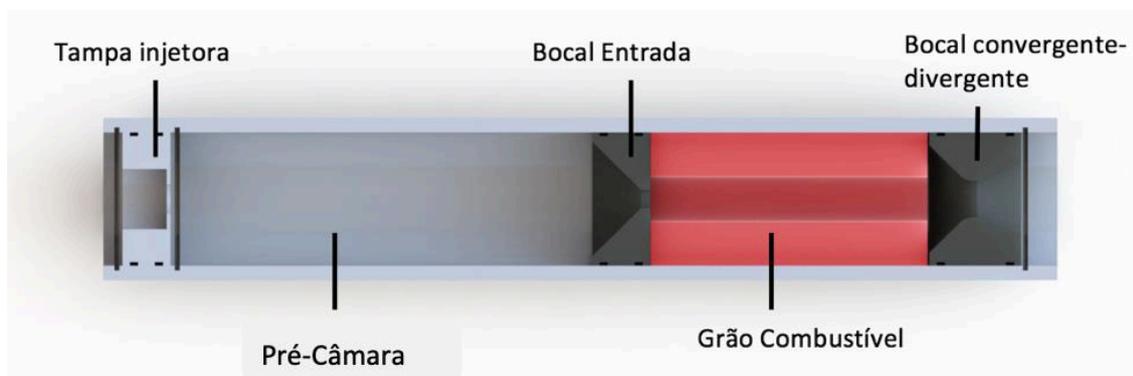


Figura 3-2 - Proposta preliminar da bancada experimental.

A tampa injetora e a pré-câmara desempenhariam o papel de simular o módulo de admissão de um *ramjet*, o que seria alcançado modulando as condições estagnação calculadas a partir dos parâmetros de voo de um míssil real. O bocal de entrada e o grão combustível constituiriam o módulo da câmara de combustão de um SFRJ e por último o bocal convergente-divergente como módulo de exaustão.

A configuração foi desenvolvida tendo em mente os materiais e equipamentos disponíveis para a construção da bancada. Com relação a esse fato, é importante ressaltar que o tubo de

alumínio para a construção do motor foi disponibilizado pela AEB, assim como o grafite necessário para a construção dos bocais. Portanto, o diâmetro interno de 73 mm do tubo foi adotado como parâmetro restritivo a partir do qual dimensionou-se o restante da bancada. Além disso, o Laboratório de Energia e Ambiente (LEA) da UnB possuía um compressor de 10 bar, com capacidade de dois tanques de 265 l, que foi utilizado para simular o escoamento de ar atmosférico, e, portanto, constituía uma restrição com relação a máxima pressão na câmara do motor. Considerando as escalas dimensionais dos experimentos realizados pelo Instituto Tecnológico de Israel (Haifa, Israel), de acordo com o que foi apresentado por Krishnan *et al* (1998), a ordem de grandeza dos materiais e das capacidades dos equipamentos disponíveis se mostrava coerente para promover o desenvolvimento da pesquisa.

A partir desse projeto preliminar, considerou-se a adoção do míssil AFWAL TR 81-3022 supersônico, com configuração aerodinâmica cônica e diâmetro médio de 0,518 m para determinar condições de voo simuladas. Por meio dos parâmetros de voo do míssil real, calculou-se as condições de pressão e temperatura de estagnação na admissão do motor, de maneira a serem utilizadas no projeto de bancada.

Os parâmetros de voo escolhidos se encontram na Tabela 3-1

Tabela 3-1 - Parâmetros de voo selecionados

Altitude de Voo Selecionada	15 km
Temperatura do Ar Externo	216,65 K
Pressão do Ar Externo	0,1159 bar
Velocidade do Som	295,7 m/s

Os valores de pressão e temperatura para a respectiva altitude foram obtidos da tabela de propriedades da *Standard Atmosphere* (Farokhi, 2014). A partir desses dados e das características dos equipamentos do laboratório as condições de estagnação determinadas para o projeto estão na Tabela 3-2.

Tabela 3-2 - Condições de estagnação a serem simuladas pela bancada.

Temperatura de Estagnação	333,6 °C
Pressão de Estagnação	5 bar

A opção por simular as condições de estagnação do voo do míssil real se da pelas complicações associadas aos testes laboratoriais envolvendo escoamentos supersônicos, especialmente considerando a indisponibilidade dos equipamentos adequados na universidade e as maiores dificuldades associadas a essa situação com relação ao projeto geométrico e dimensional do módulo de admissão. Sendo assim, a adoção da montagem com tampa injetora e

pré-câmara permite emular as condições de estagnação que ocorrem após a admissão de ar em um *ramjet* real, de maneira que o restante da operação da bancada se torna adequada para obter dados relevantes para as pesquisas de SFRJ, de forma mais simplificada e oportuna às condições disponíveis para o desenvolvimento do projeto.

Os valores de pressão foram obtidos a partir do compressor do LEA e as condições de temperatura foram atingidas por meio do aquecimento do ar utilizando um sistema de tocha de oxigênio e metano de potência de 85 kW desenvolvido pelo professor Olexiy Shynkarenko, do Departamento de Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília (Shynkarenko, 2017). O sistema foi fixado na tampa de injeção, por meio de rosca, assim como quatro mangueiras de 1/4" conectadas ao compressor. Assim, o fluxo de ar proveniente do compressor era aquecido pelos produtos da combustão da tocha na pré-câmara de maneira a atingir as condições ideais para simular o voo do *ramjet* real e promover a ignição na câmara de combustão. Cálculos indicaram que considerando o aquecimento do ar na temperatura ambiente, na qual se encontrava nos reservatórios do compressor (aproximadamente 25 °C), à temperatura de estagnação necessária a partir do fluxo mássico disponível, seriam necessários em torno de 20 kW de potência, de maneira que a tocha disponibilizada atenderia as necessidades do projeto facilmente.

### 3.2. Projeto do Bocal da Entrada da Câmara de Combustão

O dimensionamento do bocal de entrada da porta de combustão teve como fator preponderante no seu projeto o estabelecimento do degrau *flame holder*, no sentido de gerar a zona de recirculação necessária para a manutenção da estabilidade da combustão no combustível sólido. Isso é atingido pela restrição proporcionada pelo orifício do bocal.

A partir do diâmetro da porta do grão combustível, Krishnan *et al* (1998) propõe o seguinte cálculo para o degrau *flame holder*.

$$h = D_g * fator \quad (52)$$

Onde o *fator* é empírico. Pelo que foi apresentado nos experimentos realizados pelo Instituto Tecnológico de Israel, o Instituto de Propulsão e Engenharia Química (DLR, Hardthausen-Lampoldshausen, Alemanha), a Escola de Pós-Graduação Naval (Califórnia, EUA) e a Universidade de Delft (Delft, Holanda), o respectivo fator variou entre os valores de 0 – 0,4 .

De acordo com o mesmo autor, o fator é influenciado pela razão das áreas do grão e da garganta, de maneira que uma maior razão resulta em uma menor velocidade na câmara de combustão, diminuindo o fator. Além disso, o aumento da temperatura do ar de admissão, o aumento do diâmetro da porta e uma maior taxa de regressão também resultam em uma diminuição do fator. Considerando-se as condições termodinâmicas de operação da bancada e tendo como base os valores apresentados pelos outros testes, adotou-se o valor de

aproximadamente 0,25 para o fator empírico. Além disso, o diâmetro base da porta de combustão foi determinada como 32 mm ( a partir de dados de vazão mássica de oxidante por área usuais na pesquisa de taxa de regressão da parafina, como apresentado por Karabeyoglu *et al* – 2004). Assim, o degrau foi calculado como 8,5 mm , e a partir dele, o diâmetro do bocal convergente de entrada foi estabelecida a partir da eq. que segue, sendo determinado como 15 mm.

$$D_d = D_g - 2h \quad (53)$$

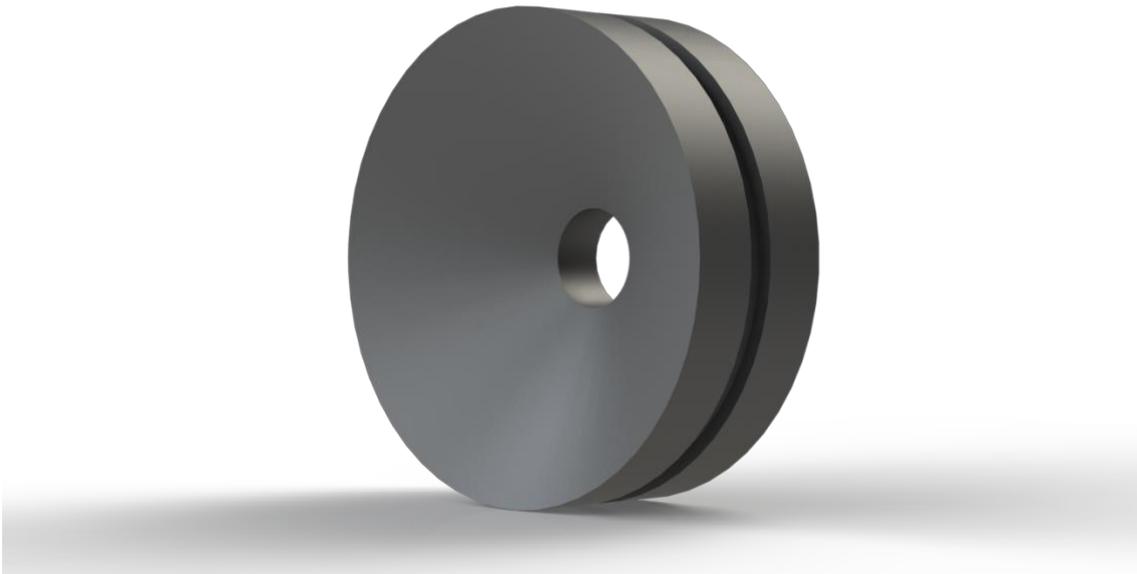


Figura 3-3 - Bocal de entrada da câmara de combustão.

Vale ressaltar que nos experimentos para determinação da taxa de regressão, mostra-se necessário realizar os testes para vários valores de  $G_{ox}$  no sentido de traçar o comportamento do combustível ao longo de uma faixa de operação. Dessa forma, a partir da vazão mássica fixa do reservatório do compressor, variou-se esse valor alterando o valor do diâmetro da porta de combustão, o que por consequência alterava o valor do fator da zona de recirculação. Portanto, essa dimensão do orifício do bocal foi determinada considerando a condição de referência citada.

### 3.3. Projeto do Bocal de Exaustão

Para o projeto do bocal de exaustão, utilizou-se o programa computacional *Rocket Propulsion Analysis (RPA)*, que desenvolve o projeto da câmara de combustão e do bocal levando em consideração as características termoquímicas resultantes da combustão do par propelente parafina- ar escolhido.

A partir de certos dados de entrada, o programa fornece os parâmetros geométricos e os parâmetros de desempenho do sistema propulsivo levando em consideração a teoria apresentada

na fundamentação teórica aliada à complexidade das reações químicas ocorrentes na câmara de combustão.

Nesse sentido, inicialmente estimou-se o fluxo mássico de oxidante disponível a partir do compressor. Isso foi realizado analisando a variação de pressão no manômetro do reservatório para um determinado tempo de abertura da válvula de operação. Calculou-se um valor de  $0,080 \text{ kg/s}$ . Somou-se a essa estimativa, o fluxo de metano e oxigênio decorrentes do ignitor. A partir disso, foi possível estipular os dados de entrada no programa como sendo o fluxo mássico de oxidante obtido, a pressão na câmara de combustão variando no intervalo de  $5 - 10 \text{ bar}$ , a pressão de saída como sendo a pressão atmosférica em Brasília (considerando expansão ideal do bocal), o par propelente adotado e a temperatura de  $606 \text{ K}$  para o ar na admissão e  $298 \text{ K}$  para a parafina, e uma razão de mistura oxidante combustível ótima, que o programa determinou como sendo 14,8.

Os resultados obtidos seguem na Tabela 3-3 .

Tabela 3-3 - Dados do programa RPA

Fluxo Mássico de Combustível	$0,00539 - 0,00544 \text{ Kg/s}$
Impulso Específico	$132,06 - 155,68 \text{ s}$
Empuxo	$110,08 - 129,77 \text{ N}$

Em função das diversas variações associadas às condições reais de operação da bancada e dos equipamentos, optou-se inicialmente pela adoção do diâmetro de  $20 \text{ mm}$  para o bocal, no entanto, testes preliminares de validação da bancada indicaram que não estava havendo entupimento sônico, e, portanto, não havia pressurização adequada da câmara do motor. Logo, fabricou-se um novo bocal de exaustão utilizado nos testes da bancada, com diâmetro final de  $15 \text{ mm}$ , para o qual houve funcionamento correto da bancada de testes.



Figura 3-4 - Bocal convergente-divergente.

### 3.4. Determinação do Comprimento da Câmara de Combustão

A última característica da bancada a ser dimensionada era o comprimento da câmara de combustão, o que afetaria no comprimento do tubo do motor. No caso, o comprimento da câmara está diretamente associado ao comprimento do grão combustível que será acomodado dentro da mesma.

Krishnan *et al* (1998), apresenta a Eq. (54) como relação para a obtenção do comprimento do grão.

$$L_g = \frac{\dot{m}_f}{\pi D_g \dot{r} \rho_f} \quad (54)$$

Para o dimensionamento preliminar do grão, considerou-se os valores da taxa de regressão da parafina e oxigênio obtidos para ensaios de motor foguete híbrido. De acordo com os resultados de Zilliac *et al* (2006), a faixa apresentada foi de  $0,65 - 1 \text{ mm/s}$ . Como resultados, determinou-se o comprimento do grão na faixa de  $130 - 150 \text{ mm}$ .

## 4. FABRICAÇÃO E MONTAGEM

### 4.1. Construção da Bancada Experimental

A fabricação das peças da bancada experimental foi realizada no Laboratório de Usinagem e Fabricação da Universidade de Brasília, de acordo com o projeto e os desenhos técnicos anexo. O sistema de tocha utilizado e seu respectivo sistema de controle foi fornecido pelo Prof. Olexiy Shynkarenko, da FGA. A montagem se deu no LEA, fixando-se o motor em uma mesa de madeira próximo ao compressor. Seguem fotos da montagem da bancada e do arranjo final.



Figura 4-1 - Peças da bancada após fabricação e manguueiras e conexões.



Figura 4-2 - Montagem final da bancada experimental no LEA.



Figura 4-3 - Sistema de ignição e tampa injetora do motor.

## 4.2. Materiais da Bancada Experimental

Segue abaixo uma breve descrição dos materiais utilizadas na bancada experimental, bem como um desenho esquemático.

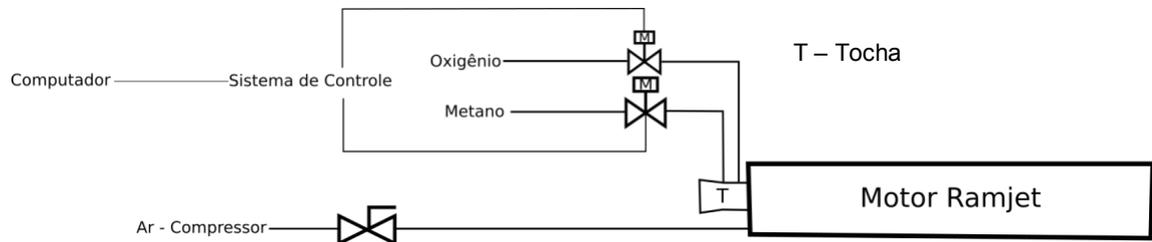


Figura 4-4 - Desenho esquemático da bancada experimental.

- Tubo de alumínio da estrutura do motor.
- Bocais de grafite (entrada e exaustão).
- Tampa injetora de alumínio.
- Anéis retentores.
- Anéis de vedação perfil 3 mm.
- Mangueiras de 1/2" e 1/4" e suas respectivas conexões.
- Válvula de esfera de 1/2".
- Cilindro de Oxigênio.
- Cilindro de Metano.
- Tocha de Metano e Oxigênio.
- Sistema de controle da Tocha.
- Computador
- Compressor.

## 5. METODOLOGIA EXPERIMENTAL

### 5.1. Fabricação dos Grãos de Parafina

A parafina utilizada foi a parafina comercial *Paraffin Wax 140*, disponibilizada pelo Laboratório de Propulsão Química da Universidade de Brasília. Suas características são o estado sólido na forma de granulados, com ponto de fusão de 59 °C e densidade de 0,9 g/cm<sup>3</sup> a temperatura de 25 °C.

Seguem os passos para a fabricação do grão, baseados na metodologia apresentada por Bertoldi (2007).

1. Calculou-se o volume do grão desejada considerando as dimensões da porta de combustão, do diâmetro do tubo e do comprimento do grão. A partir desse volume determina-se a massa de parafina necessária.
2. Medição da massa de parafina utilizando uma balança.
3. A quantidade medida é aquecida em um forno elétrico até o seu ponto de fusão, não ultrapassando a temperatura de 90 °C. O monitoramento é realizado com termômetro analógico.
4. Após sua completa fusão, espera-se a parafina resfriar naturalmente até a temperatura de aproximadamente 65 – 70 °C para poder ser colocada no tubo de PVC sem promover deformações no tubo. Nesse momento, adiciona-se corante preto ao grão em uma razão de aproximadamente 1% da massa total.
5. Prepara-se o tubo de PVC com a tampa inferior inserida e um funil na abertura superior para o derramamento da parafina. Nas paredes do tubo, passa-se uma leve camada do óleo lubrificante WD-40 com o intuito de facilitar posteriormente a retirada do grão do molde.
6. Após esse preparo e o resfriamento adequado da parafina, a mesma é colocada dentro do tubo de PVC, que tem então a sua extremidade superior selada com uma tampa.
7. Posiciona-se o tubo no torno mecânico.
8. O torno é ligado em sua máxima rotação. Avaliou-se empiricamente que o tempo médio para a fabricação dos grãos foi em torno de 1 hora e 20 minutos de centrifugação. De maneira a proporcionar o grão na consistência desejada com o diâmetro adequado de porta.
9. Realizou-se o ajuste do diâmetro interno no torno mecânico de maneira a retirar eventuais irregularidades.

Após a fabricação dos primeiros grãos, estes foram cortados na metade com o intuito de avaliar ao longo do comprimento a presença de porosidades, variações no diâmetro da porta de

combustão e qualquer outro desvio. Constatou-se por meio dessa avaliação que os grãos obtidos de acordo com essa metodologia de produção estavam satisfatórios para serem utilizados nos testes.

Ao final, todos os grãos foram identificados com uma numeração, sendo então pesados para avaliar suas massas iniciais. Seus diâmetros de porta e comprimento foram medidos com um paquímetro. Seguem abaixo algumas fotos do processo de produção da parafina.



Figura 5-1 - Procedimento de aquecimento da parafina no forno elétrico.



Figura 5-2 - Resfriamento da parafina líquida.



Figura 5-3 - Parafina durante o processo de centrifugação.



Figura 5-4 - Avaliação interna de uniformidade do grão.



Figura 5-5 - Identificação final do grão.

## 5.2. Testes de Validação

Com a montagem da bancada completa e a fabricação de um número razoável de grãos para a realização dos ensaios deu-se início aos primeiros testes da bancada, de forma a validar o funcionamento da mesma e atestar a sua adequação para realização de experimentos de SFRJ.

Inicialmente, fixou-se a tampa injetora no tubo do motor por meio do posicionamento dos anéis de retenção. Na tampa estavam rosqueadas as mangueiras do compressor e a tocha de oxigênio e metano. Essa tampa permaneceu praticamente fixa durante todos os ensaios, e a entrada e retirada das demais peças foi realizada pela extremidade oposta.

Antes da sequência de ensaios, realizava-se primeiramente um teste de ignição para certificar que estava tudo certo, não havendo mal contato ou qualquer outro problema relacionado ao controle das válvulas.

Em seguida, dava-se início aos testes de queima, posicionando-se as seguintes peças dentro do tubo na respectiva ordem: bocal de entrada da câmara de combustão, grão combustível, bocal de exaustão e anel de retenção. Abria-se então rapidamente a válvula dos reservatórios pressurizados do compressor para promover o ajuste das peças internas e garantir que estavam sem espaços indesejados entre elas.

Ao todo foram 2 semanas de testes. A primeira semana foi basicamente para ajuste da bancada. Os testes iniciais seguiram a configuração preliminar proposta. Os primeiros testes apresentaram como resultado a formação de uma grande chama na região a jusante do tubo da bancada, indicando que houve queima de combustível durante o funcionamento, porém não houve a pressurização adequada da câmara. Além disso constatou-se a formação de uma grande quantidade de parafina líquida, mas com pouca vaporização. A Figura 5-6 ilustra os resultados dos primeiros testes.



Figura 5-6 - Testes preliminares da bancada para os quais não houve pressurização da câmara.

Identificou-se a partir desses ensaios, a necessidade de se reduzir o diâmetro do bocal de exaustão para 15 mm (como mencionado anteriormente), no sentido de se adequar as condições reais de operação da bancada, para promover a pressurização necessária da câmara de combustão.

Deu-se prosseguimento aos testes com o novo bocal. Os resultados apresentados foram mais promissores, no sentido de demonstrar uma chama mais controlado na região a jusante do tubo, com algumas evidências de formações de jatos durante poucos segundos (de acordo com as filmagens realizadas dos ensaios), no entanto, constatou-se que não havia estabilidade adequada da combustão no grão da parafina, e isso prejudicava o entupimento do bocal traseiro. Novamente, houve a formação de um gotejamento excessivo da parafina, evidenciando a deficiência na vaporização.

Decidiu-se então alterar a configuração inicial do projeto do motor da bancada. Optou-se por utilizar dois tubos de nylon, com diâmetro interno de 32 mm. Um seria posicionado entre o bocal de entrada da câmara de combustão e o grão, e o segundo seria posicionado entre o combustível e o bocal de exaustão. A nova configuração sugerida é apresentada no esquema abaixo (a cor vermelha para o grão combustível é apenas ilustrativa para evidenciá-lo na imagem).

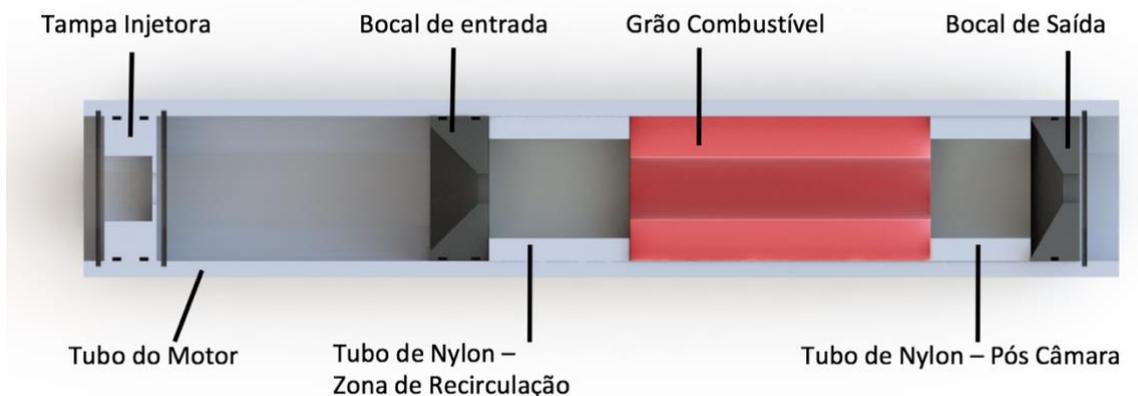


Figura 5-7 - Configuração final adotada para o motor da bancada.

A motivação por trás dessas alterações foi aumentar o tempo de residência dos gases no interior da câmara de combustão, promovendo uma melhor vaporização do grão de parafina e resultando em uma combustão adequada do par propelente. O nylon é um combustível sólido comumente utilizada em aplicações propulsivas, no entanto, ele apresenta uma taxa de regressão muito inferior à da parafina, e seu processo de balística interna se dá apenas pela vaporização da camada sólida, como ocorre em outros combustíveis polímeros. Sendo assim, a ideia do primeiro tubo de nylon seria de promover uma região estável de material para o desenvolvimento da zona

de recirculação da câmara de combustão, de maneira que apenas o escoamento desenvolvido interagia com o grão de parafina. Já o tubo posterior foi colocado no sentido de funcionar como uma pós-câmara, aumentando o tempo de residência dos gases de combustão dentro da câmara, melhorando a eficiência do processo de queima e buscando promover com mais facilidade a vaporização da parafina.

Os testes iniciais foram bastante promissores, com a ocorrência do entupimento sônico durante uma pequena parcela de tempo. Constatou-se então a necessidade de aumentar a pressão dos tanques de oxigênio e metano da tocha, em função da alta pressão do escoamento do compressor. As pressões dos cilindros passaram de 5 *bar* para 7 *bar*.

A partir desse ajuste, os testes seguintes foram todos realizados com sucesso, constatado pela formação característica de um jato com ondas de choque diamante (*diamond shock waves*) no bocal de exaustão do motor. Essas ondas de choque evidenciam o caráter supersônico dos gases ejetados, e confirmam o entupimento sônico do bocal, o que por sua vez evidencia a pressurização da câmara de combustão e o funcionamento adequado do motor. Identificou-se também uma grande vaporização da parafina, bem como a ausência de líquido ao final dos ensaios.

A formação dessas ondas se dá pela expansão inadequada dos gases no bocal de exaustão, como já foi discutido anteriormente, no entanto, tendo em vista que o objetivo era promover a pressurização da câmara e avaliar a taxa de regressão da parafina, essa característica relacionada principalmente ao empuxo e desempenho do motor não foi constatada como um problema, mas ao contrário, foi uma evidência positiva de que a condição supersônica foi atingida. Segue abaixo na Figura 5-8 a ondas de choque apresentadas nos ensaios de ajuste e validação

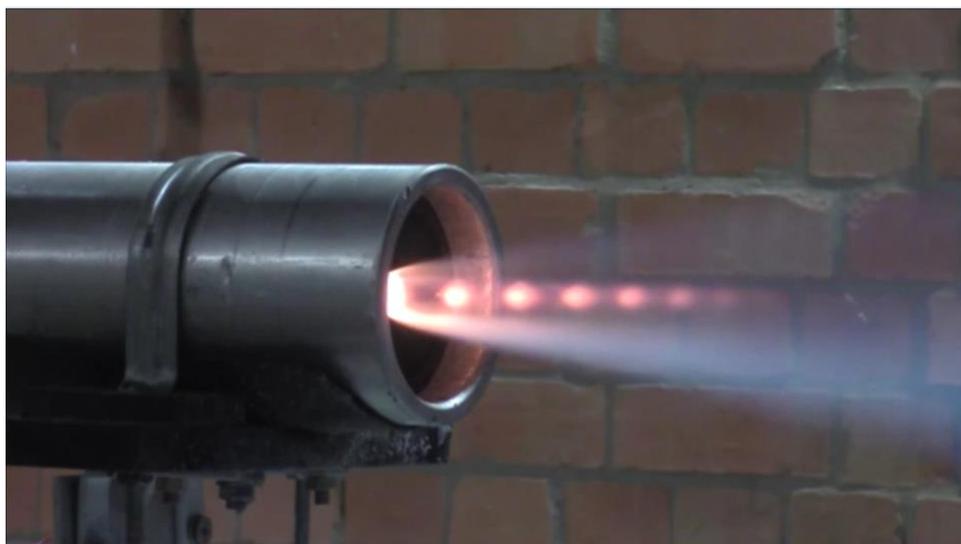


Figura 5-8 - Jato com a formação de *diamond shock waves* evidenciando o caráter supersônico do escoamento.

Com isso, a bancada se mostrou operacional para a realização de experimentos de SFRJ e deu-se prosseguimento aos testes para avaliar a taxa de regressão da parafina. A configuração final do motor, desenvolvida a partir dos testes preliminares, é apresentada nas Figura 5-9 e Figura 5-10 a seguir.

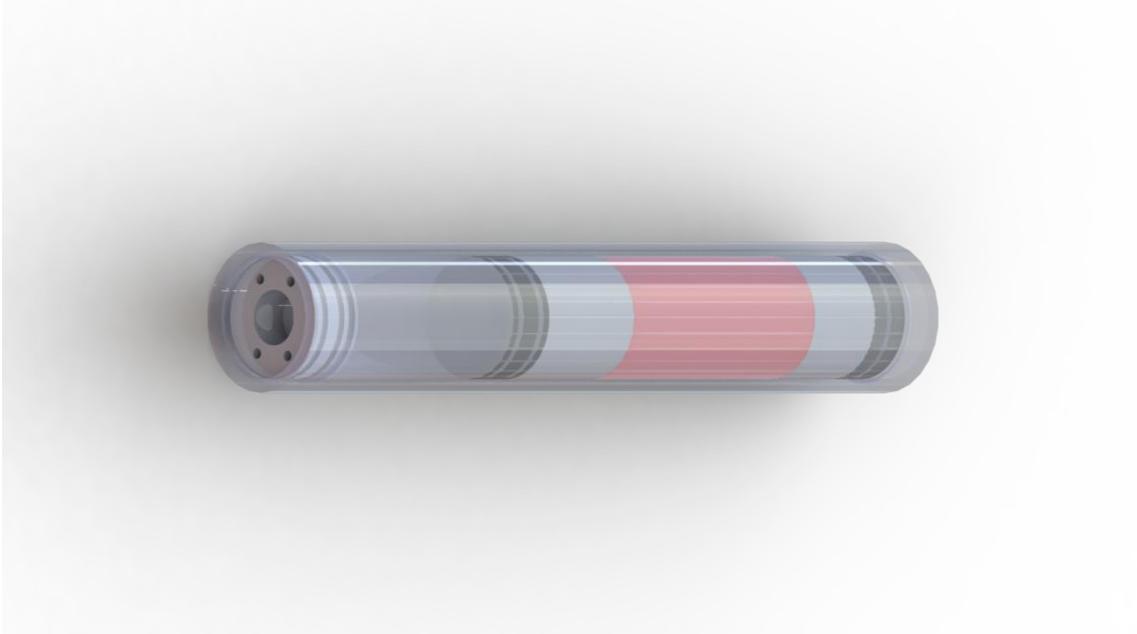


Figura 5-9 - Montagem interna do motor da bancada - Tubo externo com efeito de transparência.

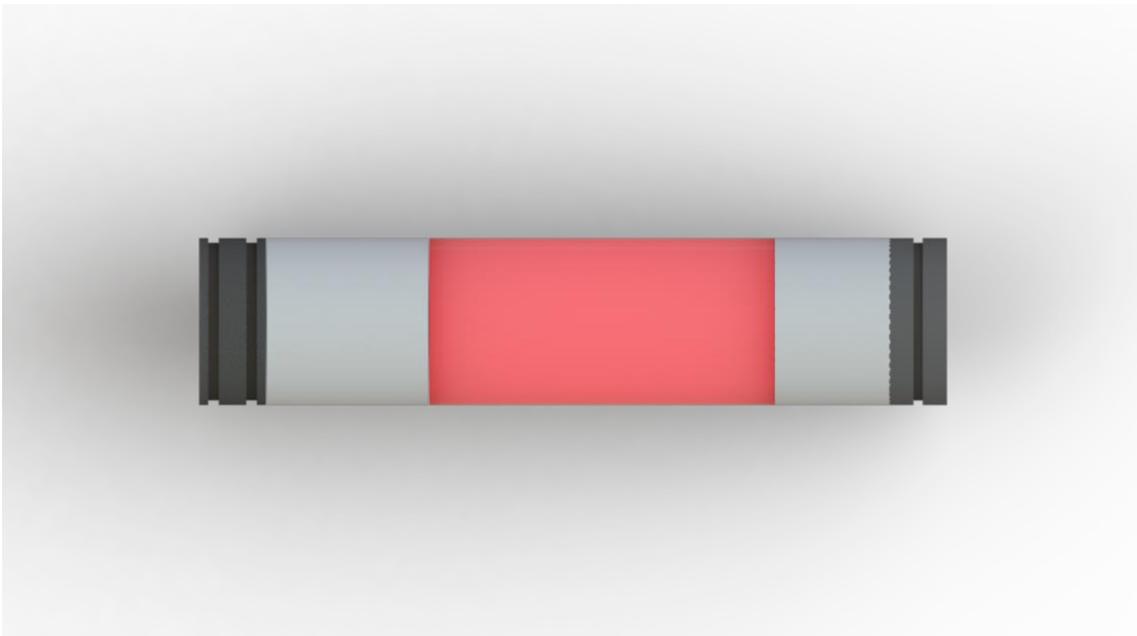


Figura 5-10 - Montagem dos componentes internos do motor na sequência: bocal de entrada, tubo de nylon de recirculação, grão combustível, tubo de nylon pós câmara e bocal de exaustão.

### 5.3. Procedimento Experimental

Determinado o funcionamento adequado da bancada, foram estabelecidas as seguintes etapas para o procedimento experimental dos testes de coleta de resultados.

1. Limpar o local do laboratório e verificar todas as conexões de mangueiras e aperto dos parafusos.
2. Ligar o compressor e manter o seu funcionamento até atingir a pressão de 8 *bar* nos reservatórios.
3. Realizar, inicialmente, testes de ignição verificando o funcionamento adequado do sistema de controle.
4. Posicionamento das peças no motor, por meio da extremidade posterior, na seguinte sequência: bocal de entrada da câmara de combustão, tubo de nylon para zona de recirculação, grão de combustível, tubo de nylon da pós câmara, bocal de exaustão, anel de retenção.
5. Abrir rapidamente a válvula dos reservatórios para promover o ajuste das peças eliminando espaços entre elas.
6. Verificação do perímetro de segurança em torno do local.
7. Anotar valor da pressão nos reservatórios do compressor.
8. Realização dos ensaios – duração padrão de 10, 8 e 5 segundos. Ignitor era acionado pelo sistema de controle e imediatamente em sequência abria-se a válvula do compressor, promovendo o escoamento.
9. Fechar válvula do compressor e novamente realizar a leitura da pressão no manômetro nos reservatórios, de maneira possibilitar o cálculo do fluxo mássico de ar no ensaio.
10. Após o ensaio, retirar todas as peças do motor.
11. Medir massa do grão, diâmetro e comprimento.
12. Selecionar um novo grão e repetir o procedimento.

## 6. RESULTADOS

### 6.1. Análise de Resultados da Taxa de Regressão

Com a bancada funcionando e a partir do procedimento experimental desenvolvido, realizou-se um total de 13 ensaios para a determinação da lei de taxa de regressão do par propelente parafina e ar para aplicações de estatorreatores a combustível sólido.

Todos os ensaios foram filmados, e a partir dos vídeos, foi possível obter os tempos de queima e abertura e fechamento da válvula. O tempo de ignição foi estabelecido no programa de controle do ignitor para cada ensaio. Esses tempos foram relevantes na determinação da taxa de regressão de acordo com metodologia proposta por Karabeyoglu *et al* (2004).

Abaixo seguem uma imagem durante a realização dos testes.



Figura 6-1 - Durante a realização do ensaio - evidência das ondas de choque com vaporização da parafina.

Abaixo seguem as tabelas com os resultados coletados nos ensaios.

Tabela 6-1 - Resultados coletados nos ensaios.

Teste n°	$m_i$ (g)	$m_f$ (g)	$L_g$ (mm)	$D_i$ (mm)	$t_b$ (s)	$t_t$ (s)	$t_i$ (s)	$P_i$ (bar)	Notas
1	410	318	152,0	34,5	4,4	11	5	8,3	Queima regular do grão
2	457	300	150,0	27,1	7,3	11	8	7,6	Queima regular do grão
3	442	207	154,0	26,7	8,8	14	10	7,6	Queima regular do grão
4	462	251	148,0	28,8	8,2	13	10	7,6	Queima regular do grão
5	417	215	144,0	27,9	9,3	14	10	7,6	Queima regular do grão
6	316	223	152,0	45,0	4,5	8	5	8,3	Queima regular do grão
7	220	144	110,0	47,5	5,2	8	5	7,7	Queima regular do grão
8	372	254	148,8	38,5	4,6	8	5	8,2	Queima regular do grão
9	254	163	138,8	49,5	4,6	8	5	6,9	Queima regular do grão
10	370	279	143,3	39,1	4,6	11	5	8,6	Queima regular do grão
11	369	279	145,8	40,2	4,6	11	5	7,6	Queima regular do grão
12	390	249	152,0	38,3	6,6	11	5	8,3	Queima regular do grão
13	312	178	121,2	37,9	7,6	12	8	7,6	Queima regular do grão

Tabela 6-2 - Resultados calculados das taxas de regressão para cada ensaio.

Teste n°	$\dot{r}_{avg}$ (mm/s)	$G_{ox}$ (g/cm <sup>2</sup> s)	$m_{ox}$ (Kg/s)
1	1,2	4,8	0,04
2	1,4	7,8	0,04
3	1,5	14,8	0,08
4	1,5	13,6	0,09
5	1,3	13,5	0,08
6	1,0	5,3	0,08
7	0,9	4,9	0,08
8	1,4	7,4	0,08
9	0,9	4,5	0,08
10	1,1	5,4	0,06
11	1,1	5,1	0,06
12	1,1	5,6	0,06
13	1,1	5,3	0,05

A partir desses dados, os coeficientes obtidos para a lei de potência da taxa de regressão do par propelente parafina - ar e o seu comportamento podem ser visualizados na Figura 6-2

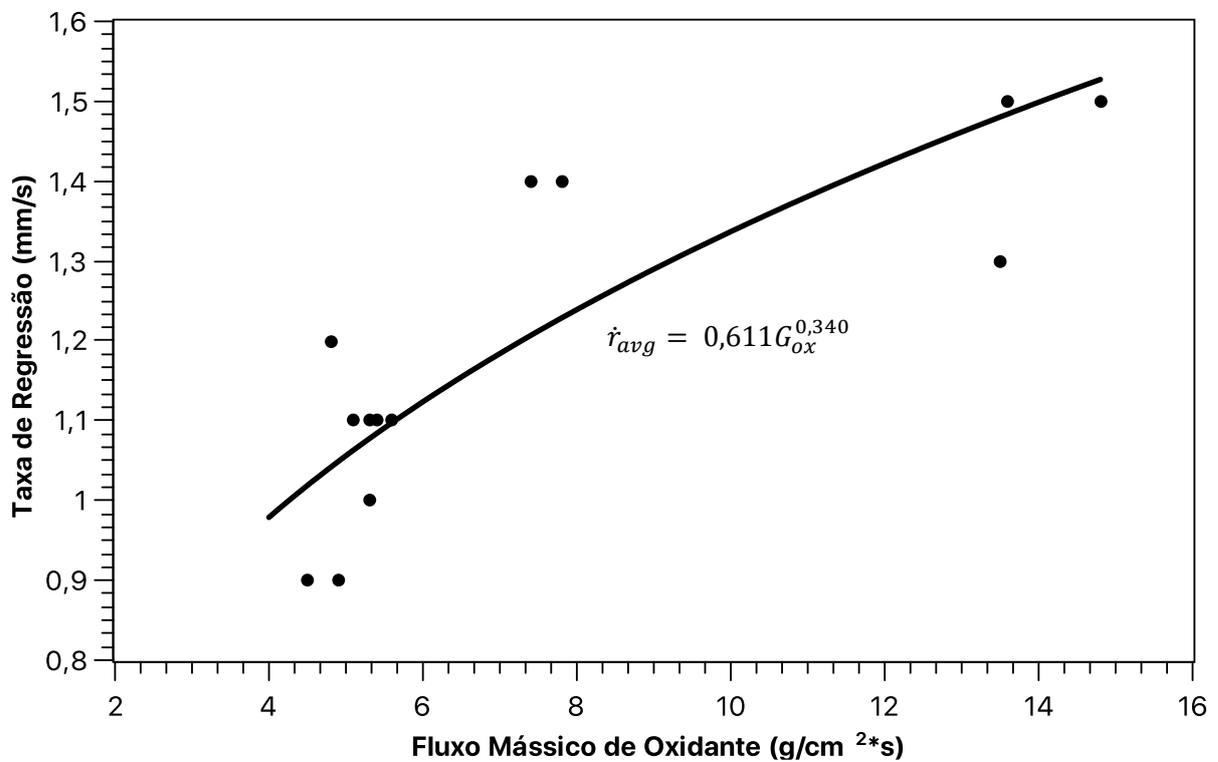


Figura 6-2 - Gráfico da taxa de regressão por fluxo de massa de oxidante.

Percebe-se pelo gráfico, que os ensaios foram realizados para uma faixa de fluxo de massa de oxidante de aproximadamente  $4,5 - 15 \text{ g/cm}^2\text{s}$ , o que está de acordo com os ensaios apresentados por outros pesquisadores, como Karabeyoglu *et al* (2004) e Bertoldi (2007).

A partir dos resultados obtidos, evidencia-se uma faixa de taxa de regressão para o para propelente parafina – ar de  $0,9 - 1,5 \text{ mm/s}$ . Em comparação aos valores obtidos para outros combustíveis de SFRJ a fluxos mássicos de oxidante semelhantes, Ben-Arosh & Gany (1992) apresentam como resultados os valores de  $0,3-1,0 \text{ mm/s}$  para o PMMA e  $0,2-0,6 \text{ mm/s}$  para o Polietileno. Ou seja, a parafina apresentou resultados superiores aos combustíveis estudados, da ordem de 1,5-3 vezes os valores do PMMA e 1,5-5 vezes os valores do polietileno. Considerando a determinação do comportamento para um par propelente até então desconhecido, os resultados evidenciam que para aplicações de SFRJ a parafina apresenta comportamentos de uma classe de combustíveis de alta taxa de regressão. Vale ressaltar novamente que para combustíveis sólidos, considerando a mesma massa, aqueles que apresentam taxas de regressão mais elevadas promovem um melhor desempenho específico do motor.

Portanto, avaliando-se os resultados obtidos, identifica-se um funcionamento adequado da bancada possibilitando a coleta de dados relevantes para a obtenção da taxa de regressão da parafina e ar para estatorreatores a combustível sólido. Os resultados obtidos para a lei de potência da taxa de regressão estão expressos na equação (55).

$$\dot{r}_{avg} = 0,611G_{ox}^{0,340} \quad (55)$$

Essa equação é relevante no projeto de câmaras de combustão de SFRJ que utilizem o para propelente estudado, para aplicações em mísseis ar - ar ou projéteis balísticos, por exemplo. No entanto, da forma como foi obtida, a equação (55) está restrita às condições de operação impostas ao motor da bancada, já que ela relaciona a taxa de regressão apenas com o fluxo mássico de oxidante. Uma abordagem mais geral deve englobar a possibilidade de diferentes condições de voo na equação da taxa de regressão, de maneira que apenas uma equação possa ser utilizada para as mais variadas condições de altitude e de velocidade de voo.

Retomando as conclusões do estudo de Schulte (1986), ressalta-se que para combustíveis sólidos, como o polietileno, a taxa de regressão apresentou uma maior dependência em relação a temperatura do ar de entrada, do que em relação à pressão da câmara de combustão. Sendo assim, sugere-se para estudos e avaliações futuras a determinação dos coeficientes de uma equação de taxa de regressão que englobe a dependência da temperatura do ar de entrada na câmara de combustão, na forma da equação (56).

$$\dot{r}_{avg} = aG_{ox}^n T_B^m \quad (56)$$

A temperatura de entrada do ar na câmara de combustão corresponde à temperatura de estagnação obtida no *Ramjet* após a admissão de ar. Sendo assim, essa temperatura é influenciada diretamente pelo número de Mach e altitude de voo. Logo, uma equação de taxa de regressão que englobe a temperatura de estagnação pode ser aplicada de maneira generalizada para diversas condições de altitude e velocidade de voo.

Além disso, para a bancada e o motor de testes desenvolvidos no LEA, não houve a possibilidade de um sistema de telemetria para avaliar as condições de pressão e temperatura. Portanto as condições de operação reais do motor não puderam ser avaliadas.

Tendo esses fatores em mente, buscou-se o prosseguimento da pesquisa a partir do desenvolvimento de uma bancada de testes semelhante à que foi montada no LEA mas agora Universidade de Brasília – Faculdade do Gama (FGA) no Laboratório de Propulsão Química (CPL) com a instalação de um sistema de telemetria para avaliar as condições de temperatura e pressão do motor em operação, permitindo um melhor conhecimento da influência dessas variáveis no funcionamento da bancada projetada e na taxa de regressão do par propelente parafina – ar.

## **6.2. Motor da Bancada Testes da FGA**

A partir dos testes realizados para a avaliação da taxa de regressão, constatou-se um grande volume de parafina vaporizada sendo expelida pelo motor junto com o jato de exaustão. Isso indica que uma parte do combustível não estava sendo consumido, e era apenas expelido pelo motor antes de queimar, mesmo com a presença de uma pós câmara de combustão, posicionada de maneira a buscar aumentar a eficiência do processo de combustão no motor. Evidenciou-se, portanto, que o comprimento da pós câmara de nylon não era adequado para atingir os objetivos desejados de maneira satisfatória. No desenvolvimento da nova bancada optou-se por aumentar o comprimento total do motor, de maneira a possibilitar o aumento da pós câmara de 70 para 200 mm, gerando um maior tempo de residência dos gases no interior do motor e buscando-se aumentar a eficiência da combustão, o que resultaria em uma diminuição da quantidade de parafina vaporizada sendo expelida pelo motor.

Além disso, no novo projeto, identificou-se a necessidade de aumentar o tamanho da pré-câmara de maneira a afastar os sensores de pressão e temperatura, do sistema de telemetria que seria posicionado, das altas temperaturas da tocha de metano e oxigênio, evitando possíveis danos.

Uma última alteração que se mostrou relevante em relação à configuração do motor testado no LEA foi a substituição dos tubos de nylon utilizados no motor, pois os mesmos necessitavam de um processo de usinagem para serem adequados às dimensões necessárias. Optou-se por utilizar um tubo de PVC da linha industrial PVC-U Industrial Schedule 80 da fabricante TIGRE, com diâmetro externo de 73 mm, de maneira a se adequar perfeitamente às dimensões do motor.

Além disso, o tubo apresenta uma parede de 7,1 mm, de maneira a fornecer o degrau necessário para a formação da zona de recirculação no início a câmara de combustão, e também apresenta uma baixa taxa de regressão, e assim, possibilitava a realização de diversos testes sem a necessidade de troca da peça, facilitando o processo. Portanto, a solução para a substituição do nylon pelo tubo de PVC simplificou e barateou o processo, já que não foi mais necessário a adequação das peças por meio de processo de usinagem e o funcionamento do motor não foi comprometido.

Para o motor da nova bancada, considerou-se ainda a possibilidade do posicionamento de dois sensores: um de pressão e outro de temperatura, ambos na pré-câmara do motor. O posicionamento na pré-câmara facilita a adequação dos sensores pois as temperaturas são mais baixas nessa região, e a pressão nesse local é a mesma da câmara de combustão. Já para a temperatura, considerando o modelo de taxa de regressão que foi discutido na seção anterior, a temperatura do ar na pré-câmara é exatamente a temperatura que deseja-se avaliar, pois ela representa a temperatura do ar após a admissão, na entrada da câmara de combustão em um motor real, e logo a sua avaliação permitirá o desenvolvimento de leis de taxas de regressão que considerem esse fator.

Sendo assim, a partir do mesmo tubo de alumínio disponibilizado pela AEB para o desenvolvimento do primeiro motor, fabricou-se o segundo motor para adequação à bancada da FGA, alterando apenas o comprimento total. Logo, os bocais utilizados nos testes do LEA e a configuração geral do motor foram mantidos, pois o diâmetro interno do motor permaneceu o mesmo, apenas substituindo o nylon pelo PVC e alongando a pré e a pós-câmara, como já foi discutido previamente. A Figura 6-3 apresenta no novo motor com as suas dimensões e a comparação com as dimensões do motor dos testes do LEA.

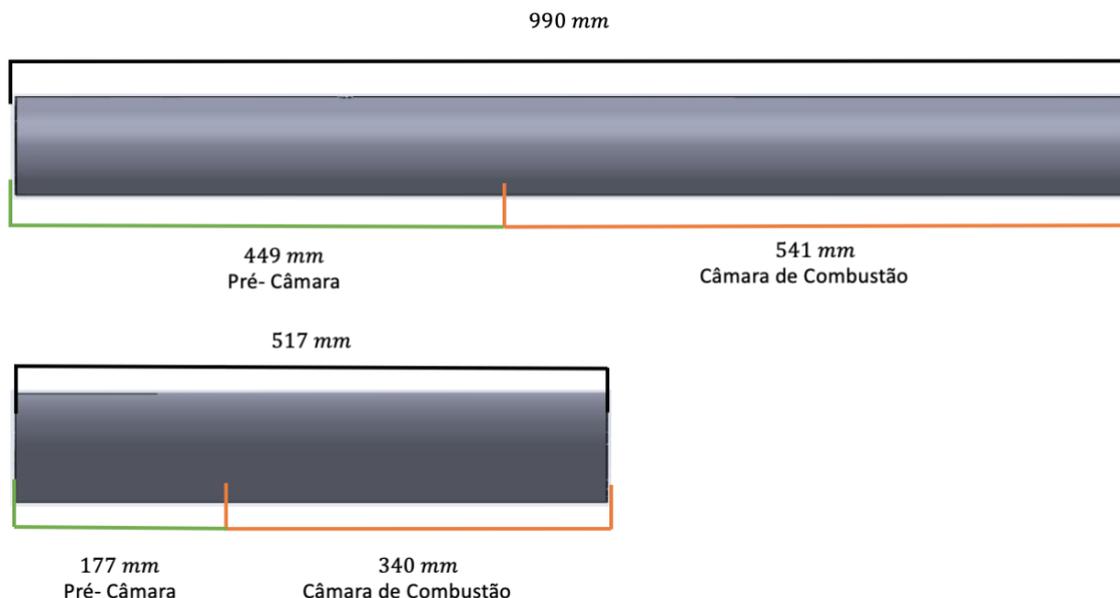


Figura 6-3 Dimensões dos Motores Projetados

### 6.3. Bancada de Testes da FGA

Para a realização dos novos testes no Laboratório de Propulsão Química, adequou-se o novo motor fabricado à bancada já existente no laboratório desenvolvida pelo grupo de pesquisa do mesmo. A Figura 6-4 apresenta um esquema da nova bancada.

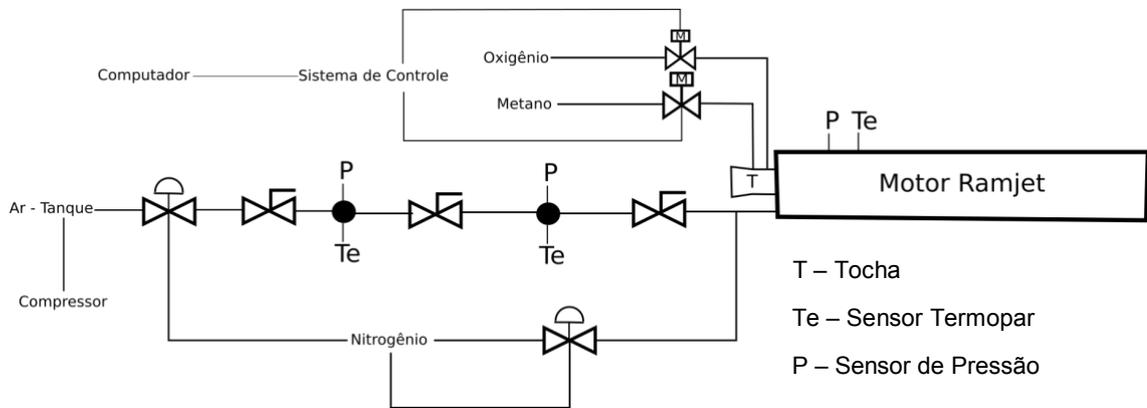


Figura 6-4 Esquema da Bancada Experimental na FGA

Em substituição aos tanques do compressor do LEA na bancada de testes para a taxa de regressão, utilizou-se na FGA um tanque de 5 m<sup>3</sup>, indicado na Figura 6-5, que foi conectado a um compressor, de maneira a fornecer o escoamento de ar necessário para o funcionamento do SFRJ. A pressurização do tanque atingiu pressões de 9,5 bar, atendendo as demandas do projeto. Além do manômetro analógico, o tanque possuía um sensor de pressão associado, possibilitando o cálculo do fluxo mássico com maior efetividade do que o realizado nos testes do LEA.



*Figura 6-5 - Tanque de Ar na FGA Durante Montagem das Flanges*

Esse tanque foi então conectado por meio de uma mangueira de 1/2" ao sistema de tubulação da bancada, apresentado na Figura 6-6. Esse conjunto apresentava uma válvula pressurizada por nitrogênio modelo AT10IU da Lupatech Valmicro, duas válvulas de esferas manuais, e duas tomadas de pressão e temperatura (antes e depois de uma das válvulas manuais) e um sistema de by-pass, também com uma válvula pressurizada modelo AT10IU da Lupatech Valmicro, que foi conectado com nitrogênio caso houvesse a necessidade de uma purga.



*Figura 6-6 Sistema de Tubulação da Bancada com Válvulas e Sensores*

Esse conjunto foi então ligado ao coletor da bancada promovendo a admissão de ar no motor por meio das quatro mangueiras de 1/4" rosqueadas a tampa injetora. Novamente o sistema de tocha de metano e oxigênio foi utilizado como um aquecedor para o ar, promovendo as condições ar viciado necessárias para simulação adequada das condições de voo na operação do motor.

Por último, houve a fixação do motor em uma estrutura de aço e concreto da bancada de testes, por meio das abraçadeiras de aço utilizadas na bancada do LEA. O posicionamento e a fixação do motor podem ser visualizados na Figura 6-7.



*Figura 6-7 Posicionamento e Fixação do Motor na Bancada*

Com relação aos sensores, para a avaliação da temperatura no conjunto da tubulação e no motor, foram utilizados termopares do tipo K. Para a pressão, foram utilizados sensores de pressão modelo MBS 1750 da fabricante Danfoss. O sensor do tanque, possuía uma faixa de medição de 0-25 bar. O sensor anterior a válvula manual no conjunto da tubulação e o posterior possuíam faixas de medição 0-100 bar e 0-60 bar, respectivamente. E o sensor posicionado na pré-câmara conseguia aferir pressões de 0-25 bar.

A bancada de testes de propulsão foi toda montada no container anexo do CPL, destinado a esse fim. A operação e a coleta de dados se davam a partir de computadores no Container 07 onde ficam os professores e alunos durante a realização dos testes. Dessa forma, as válvulas pressurizadas do sistema, bem como o sistema da tocha eram operados remotamente, promovendo uma maior segurança. Além disso, a visualização dos ensaios foi realizada por meio de duas câmaras de vídeo da fabricante Intelbrás posicionadas no interior do container anexo de ensaios, e conectada à uma televisão e a um sistema de gravação no Container 07, permitindo a visualização em tempo real das ocorrências, bem como a gravação e retirada posterior de vídeos dos ensaios.

Portanto, a adequação do novo motor a bancada de testes da FGA possibilitou um maior aprofundamento na análise dos testes e a sequência do desenvolvimento da pesquisa, devido ao conjunto estrutural desenvolvido, e aos sistemas de telemetria, coleta de dados e audiovisual disponíveis, permitindo uma análise minuciosa das condições de operação do motor SFRJ durante os ensaios, de maneira a avaliar características e condições que não foram possíveis serem avaliadas nos ensaios realizados no LEA. Logo, a nova bancada se mostrou fundamental na progressão do trabalho em questão.

## 6.4. Ensaios na Bancada de Testes da FGA

Com relação aos ensaios da bancada de testes na FGA, é importante ressaltar que o objetivo da determinação da taxa de regressão do par propelente parafina e ar já havia sido atingido a partir dos testes realizados na bancada do LEA. Nesse sentido, os testes desenvolvidos no CPL estão inseridos no contexto de contribuir para o desenvolvimento geral da temática de pesquisa proposta, de SFRJ, a partir da coleta de dados de operação do motor promovendo informações de pressão e temperatura na pré-câmara.

A primeira sequência de testes se deu com a configuração do motor da FGA seguindo o mesmo direcionamento do motor da bancada do LEA, apenas com as alterações indicadas nas sessões anteriores. Essa configuração é ilustrada na Figura 6-8.

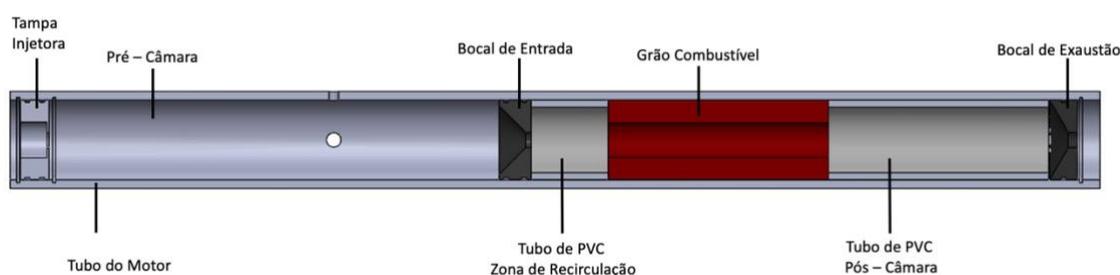


Figura 6-8 Teste 1 - Configuração do Motor

Com relação ao procedimento experimental, o mesmo é semelhante ao indicado na sessão 5.3, com alterações para se adequar à nova estrutura de testes. Os testes foram realizados de acordo com os seguintes passos:

1. Limpar o local do laboratório e verificar as conexões das mangueiras e a fixação do motor no suporte da bancada.
2. Ligar o compressor para pressurizar o tanque até a pressão desejada (devido ao grande volume, a pressurização do tanque demandava bastante tempo, e, portanto, era feita com antecedência. No dia dos testes apenas pequenos ajustes eram feitos para compensar pequenas perdas de pressão por eventuais vazamentos.)
3. Realizar inicialmente um teste de ignição verificando o funcionamento adequado do sistema de controle.
4. Posicionamento das peças no motor, por meio da extremidade posterior, de acordo com a sequência da configuração de motor adotada.
5. Posicionamento e verificação dos anéis de retenção.
6. Promover o ajuste das peças, eliminando o espaço entre elas.
7. Ajuste do fluxo mássico do ensaio por meio de fechamento ou abertura da válvula manual na linha da bancada de testes.
8. Verificar o perímetro de segurança em torno do local.

9. Iniciar a gravação do software de coleta de dados.
10. Realização dos ensaios a partir do sistema de controle remoto no Container 07.
11. Após o ensaio, retiradas das peças do motor e abertura do escoamento de ar para promover o resfriamento.
12. Análises dos resultados obtidos e repetição do procedimento.

Abaixo seguem os gráficos dos resultados coletados para um dos testes realizados na primeira sequência e a respectiva fotografia, utilizando a configuração mencionada. Vale ressaltar que um número superior a 60 testes foi realizado no CPL e, portanto, a apresentação dos resultados de todos eles se mostra inviável nesse relatório. Sendo assim, selecionou-se para cada configuração de motor adotada um ensaio representativo, que ilustrasse as ocorrências principais da sequência da respectiva bateria de ensaios.

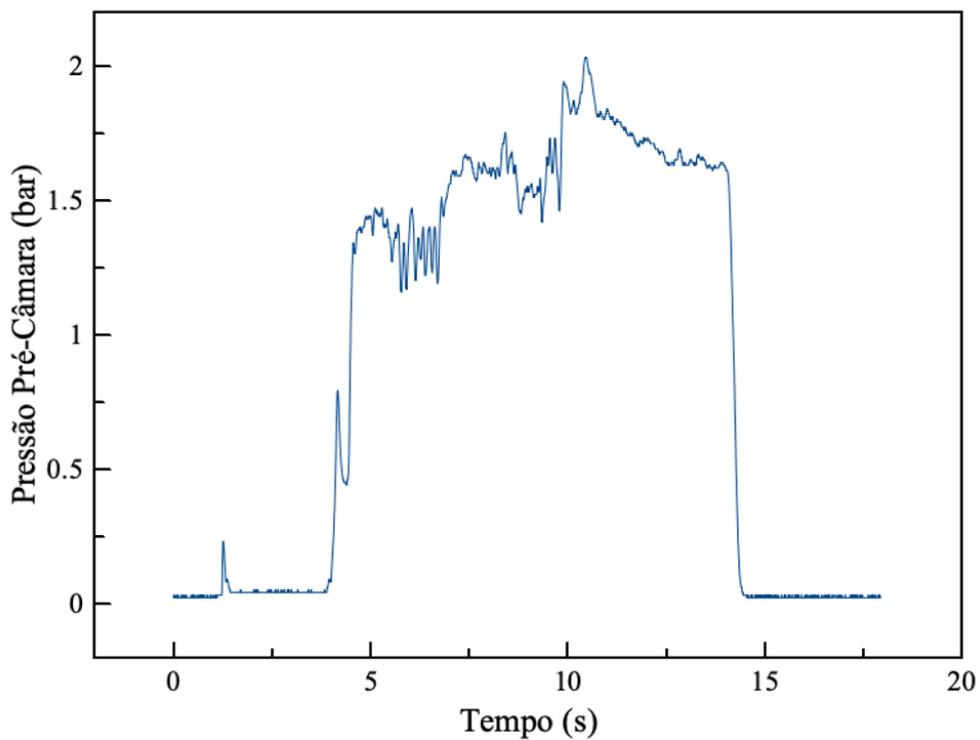


Figura 6-9 - Teste 1 - Gráfico Pressão Pré-Câmara x Tempo

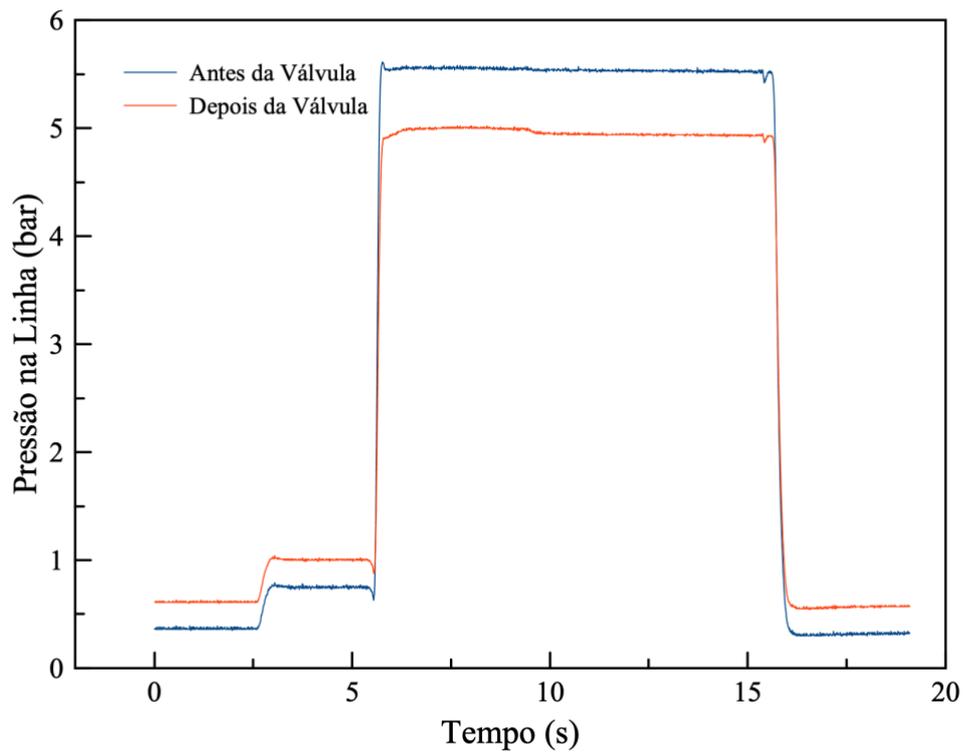


Figura 6-10 Teste 1 - Gráfico Pressão Linha x Tempo

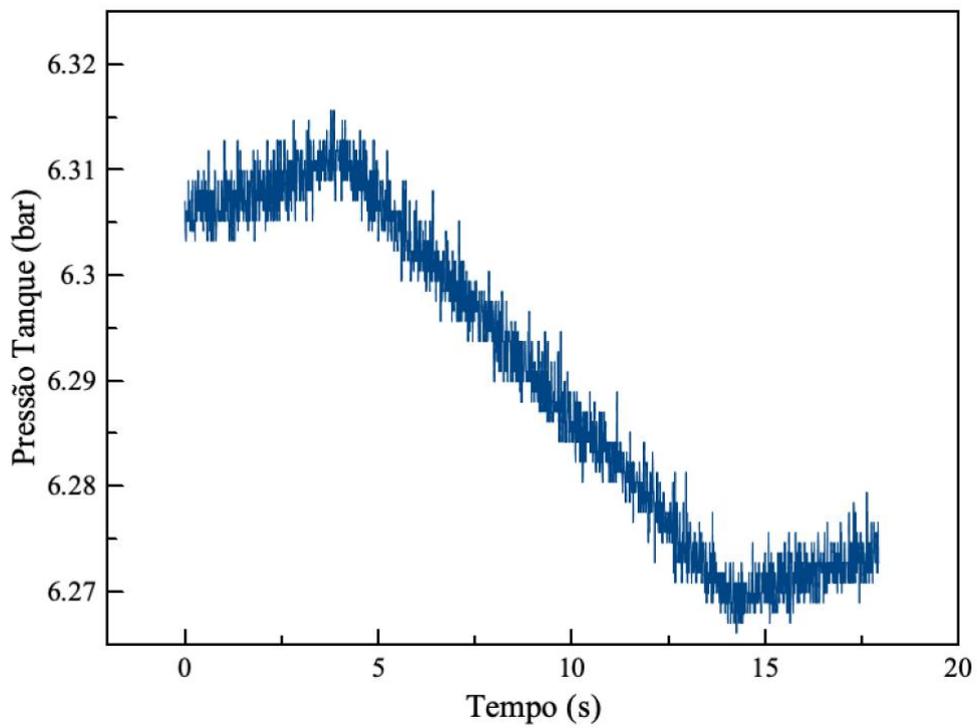


Figura 6-11 Testes 1 - Gráfico Pressão Tanque x Tempo

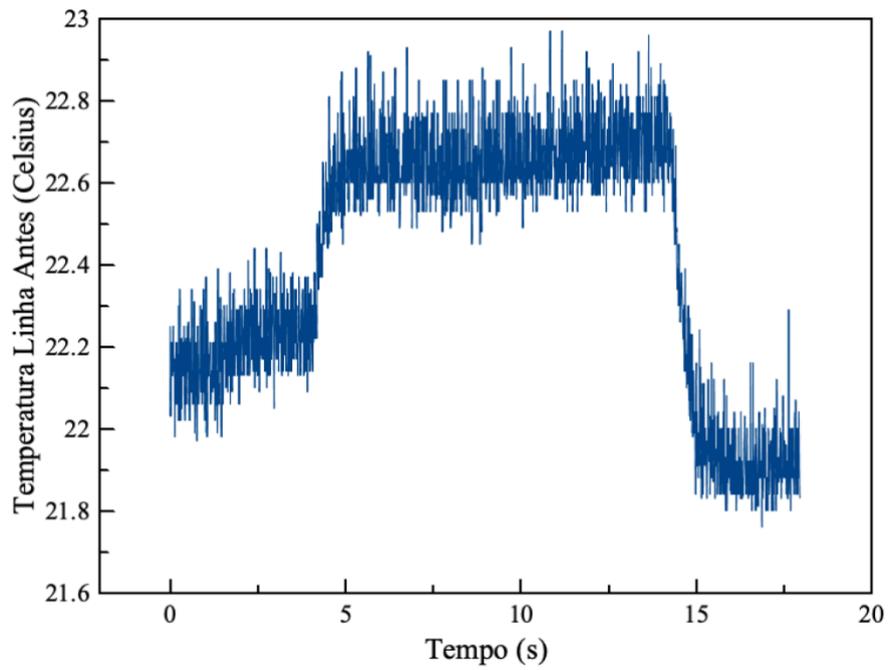


Figura 6-12 Teste 1 - Temperatura na Linha Antes da Válvula x Tempo

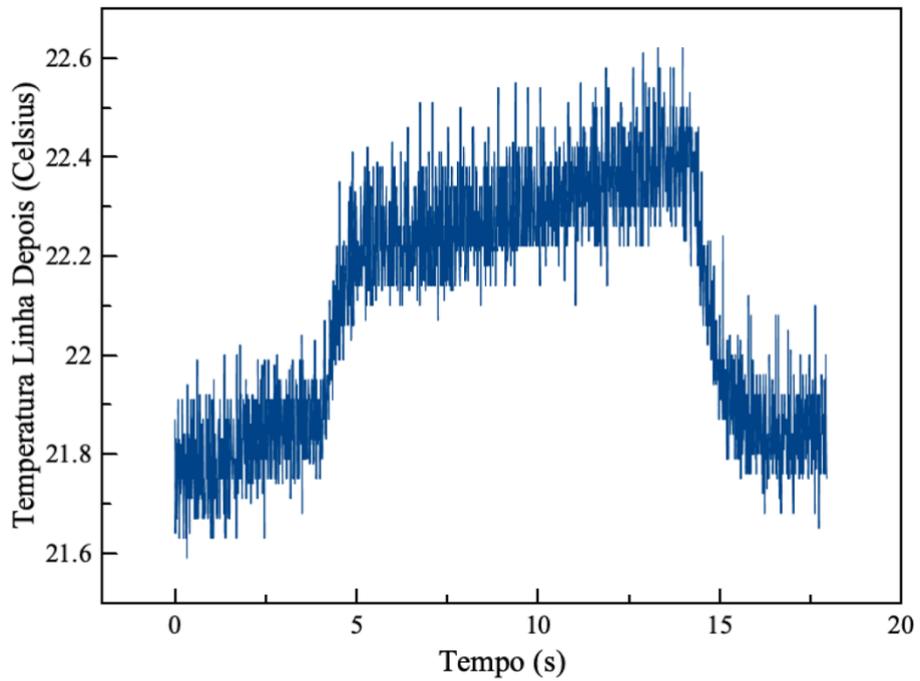


Figura 6-13 Teste 1- Gráfico Temperatura na Linha Depois da Válvula x Tempo

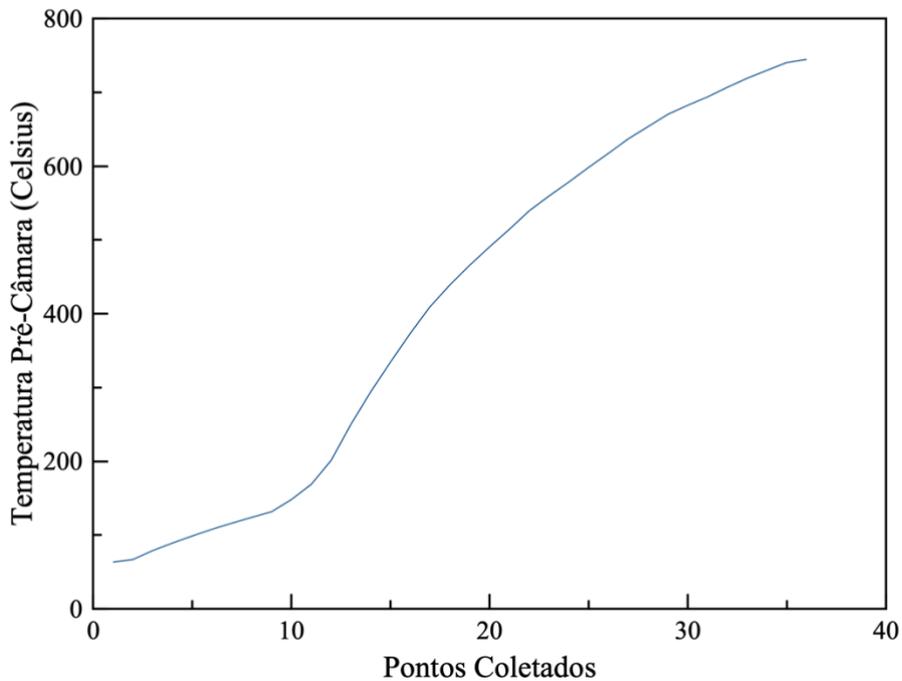


Figura 6-14 Teste 1 - Gráfico Temperatura Pré-Câmara x Pontos Coletados

Com relação aos gráficos apresentados, algumas discussões interessantes podem ser realizadas. Primeiramente, em relação aos gráficos da pressão na linha antes e depois da válvula manual, na Figura 6-10. Esses gráficos evidenciam o comportamento de pressão constante durante o ensaio nas tomadas de pressão linha, demonstrado pela linha reta entre o período de 5-15 s aproximadamente. Percebe-se que a pressão antes da válvula foi de aproximadamente 5,5 bar e a pressão no sensor após foi um pouco inferior a 5 bar. Portanto, demonstra-se uma queda de pressão de aproximadamente 0,5 bar que ocorre na linha devido a válvula manual que é ajustada de acordo com o fluxo mássico desejado. Quanto menor for o fluxo mássico necessário, mas fechada estará a válvula e, portanto, maior será essa perda de carga, evidenciada pelos resultados dos gráficos desses sensores de pressão. Além disso, a diferença entre o valor de pressão medida no sensor antes da válvula na linha e o valor medido no tanque de ar representa a queda de pressão no sistema até esse ponto. No caso, essa queda foi de aproximadamente 0,8 bar.

Com relação as tomadas de temperatura na linha (Figura 6-12 e Figura 6-13) evidenciam-se valores muito próximos de temperatura antes e depois da válvula. É possível notar a pequena elevação nas temperaturas medidas pelos sensores, durante a realização do ensaio, no período de 5-15 segundos.

Com relação à pressão no tanque, apresentada na Figura 6-11, é possível avaliar a queda de pressão resultante da realização do ensaio, proporcionada pela abertura das válvulas possibilitando a passagem do ar pressurizado no tanque, para as linhas e conseqüentemente para a admissão do motor. Com base nos dados evidenciados nesse gráfico, avaliando-se a queda de

pressão e o intervalo de tempo no qual se deu esse evento, a partir da equação (1) é possível calcular a vazão mássica de ar obtida para o ensaio. Para o teste representado, a vazão mássica de ar foi de 0,0207 kg/s. Nesse caso, ele foi abaixo do fluxo mássico calculado durante os ensaios no LEA, e portanto fez-se necessário ajustar a abertura da válvula de maneira a aumentar a vazão mássica.

Com relação as características operacionais do motor, os gráficos de pressão e temperatura na pré-câmara, apresentados na Figura 6-9 e Figura 6-14 respectivamente, são os determinantes na caracterização do funcionamento do mesmo. Na Figura 6-9 é possível detectar o momento de ignição do sistema da tocha de metano e oxigênio, evidenciado pelo pequeno salto na região próxima a 1 segundo. Com o seguimento do teste, e abertura das válvulas de ar, percebe-se a elevação da pressão no motor, para valores em uma faixa entre 1,5 – 2 bar. No entanto, o comportamento da pressão do motor durante o ensaio, na região entre 5-25 segundos, apresenta uma flutuação de valores, diferente do comportamento das pressões na linha de admissão. A partir de filmagens e fotografias do ensaio, como demonstrado na Figura 6-15, é possível constatar que não houve o entupimento sônico no bocal de exaustão e que uma grande quantidade de parafina vaporizada foi expelida.



*Figura 6-15 Imagem da Exaustão Teste 1 - Sem Entupimento Sônico e Grande Vaporização de Parafina*

A elevação da pressão demonstra a ocorrência do processo de combustão no interior no motor, mas esse processo não aparenta ser estável o suficiente a ponto dos gases atingirem as condições de temperatura necessárias para provocar o entupimento sônico do bocal e a correta operação do motor, como ocorreu nos ensaios no LEA. Isso é evidenciado, novamente, pelo comportamento de flutuação e pelos valores atingidos durante o ensaio (muito baixos com relação ao valor de projeto), ressaltando que não houve a pressurização adequada devido ao entupimento sônico do bocal.

No entanto, o gráfico da temperatura demonstra que o ar escoando na pré-câmara atingiu temperaturas de até 750 °C, ou seja, bem acima do necessário pelos cálculos de projeto para atingir as condições operacionais do motor. Mesmo assim o motor não apresentou o funcionamento adequado.

A partir da interpretação dos dados obtidos desse e de outros testes nessa configuração, considerou-se a possibilidade que não havia a formação adequada da zona de recirculação dentro da câmara de combustão, de maneira que não seria permitida a sustentação estável da chama no local, prejudicando o processo de combustão e consequentemente o funcionamento do motor.

Optou-se então por uma mudança na configuração. Ao invés de utilizar o grão de parafina, realizou-se uma sequência de ensaios com apenas o PVC na câmara de combustão, funcionando como o grão combustível. Portanto, todo o comprimento da câmara de combustão foi preenchido com o tubo de PVC obtido para os testes. Como o PVC é um material que apresenta baixa taxa de regressão, e diferentemente da parafina, ele não apresenta a formação de uma zona hidrodinâmica na superfície de queima, a ideia era realizar ensaios para obter um processo de combustão nesse grão e posteriormente abrir o tubo, de maneira a observar a superfície interna do PVC, onde se deu a queima. Dessa maneira, seria possível ter uma espécie de “fotografia negativa” do escoamento ocorrendo durante a combustão, e analisar a formação da zona de recirculação, a partir da qual se poderia reavaliar a configuração do motor, alterando os comprimentos dos tubos de PVC anterior e posterior ao grão de maneira a melhorar o processo.

As figuras abaixo apresentam os gráficos da pressão e temperatura na pré-câmara do motor nessa configuração de testes, e da pressão no tanque. Os demais dados coletados, das pressões e temperaturas na linha apresentaram comportamento semelhante ao dos gráficos das respectivas grandezas na primeira sequência de testes realizados, como ilustrado nas figuras anteriores, e não são diretamente relevantes nos aspectos operacionais do motor e, portanto, não foram representados nesse relatório, visto que não haveria nenhuma perda com relação a discussão desenvolvida.

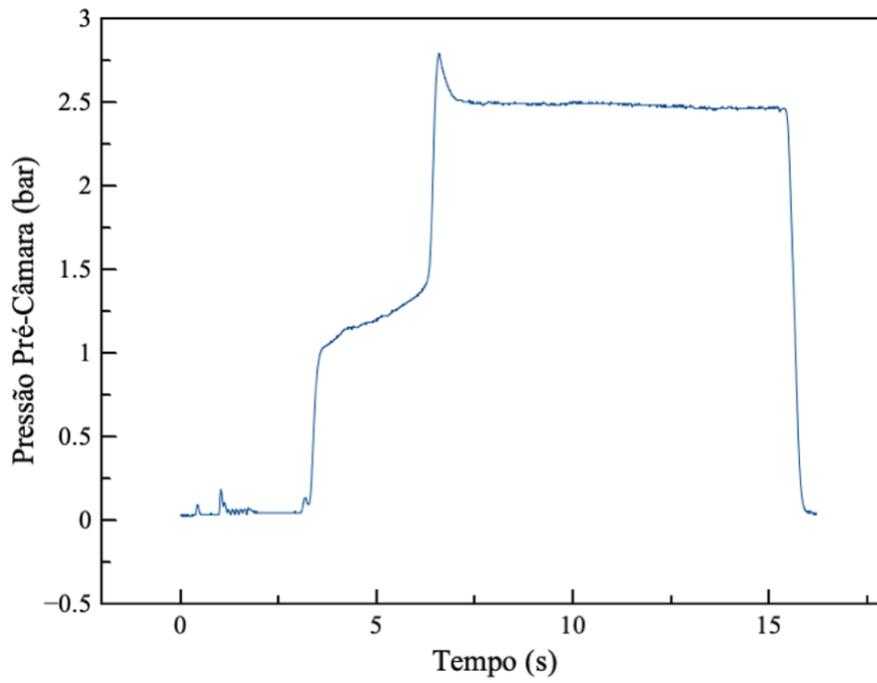


Figura 6-16 Testes PVC – Gráfico Pressão na Pré Câmara x Tempo

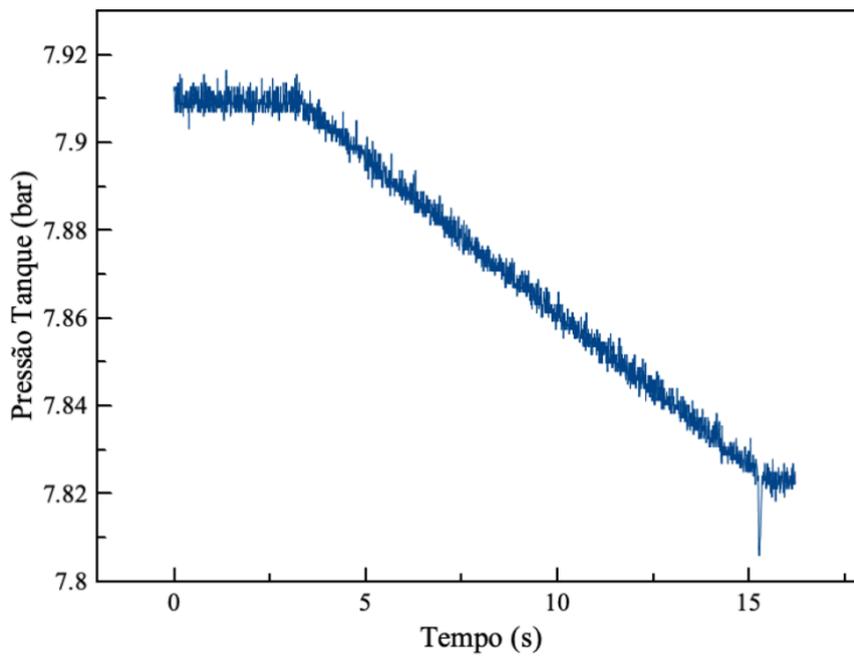


Figura 6-17 Teste PVC – Gráfico Pressão Tanque x Tempo

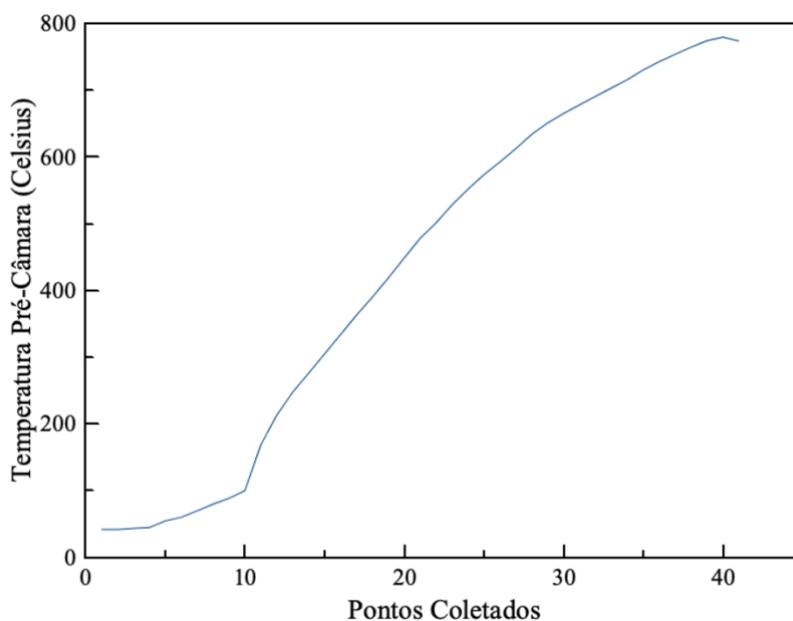


Figura 6-18 Teste PVC - Gráfico Temperatura da Pré Câmara x Tempo

Com relação ao ensaio utilizando a configuração com o tubo de PVC, vários pontos interessantes devem ser avaliados. Primeiramente, com relação a queda de pressão no tanque, é possível calcular a vazão mássica do ensaio. O valor obtido foi 0,035 kg/s. Mas como apresentado na Figura 6-19, para as condições adotadas, houve o entupimento sônico do bocal, e formação das *Diamond shockwaves*, evidenciando o funcionamento adequado do motor.

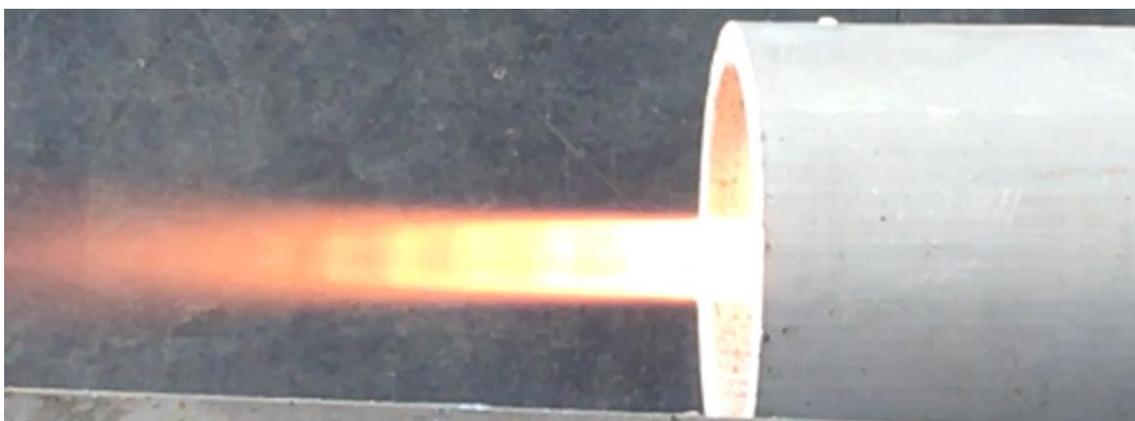


Figura 6-19 Teste com PVC - Jato de Exaustão com Diamond Shockwaves

Esse fato também pode ser avaliado a partir do gráfico da pressão na pré-câmara, Figura 6-16, onde, novamente, detecta-se o ponto de ignição a partir do leve salto proporcionado em torno de 1 segundo de tempo de ensaio. Em seguida, há um período, de aproximadamente 3 a 6 segundos, onde ocorre uma elevação moderada de pressão, até aproximadamente 1 bar. Durante esse período, esta ocorrendo o aquecimento do grão combustível de PVC.

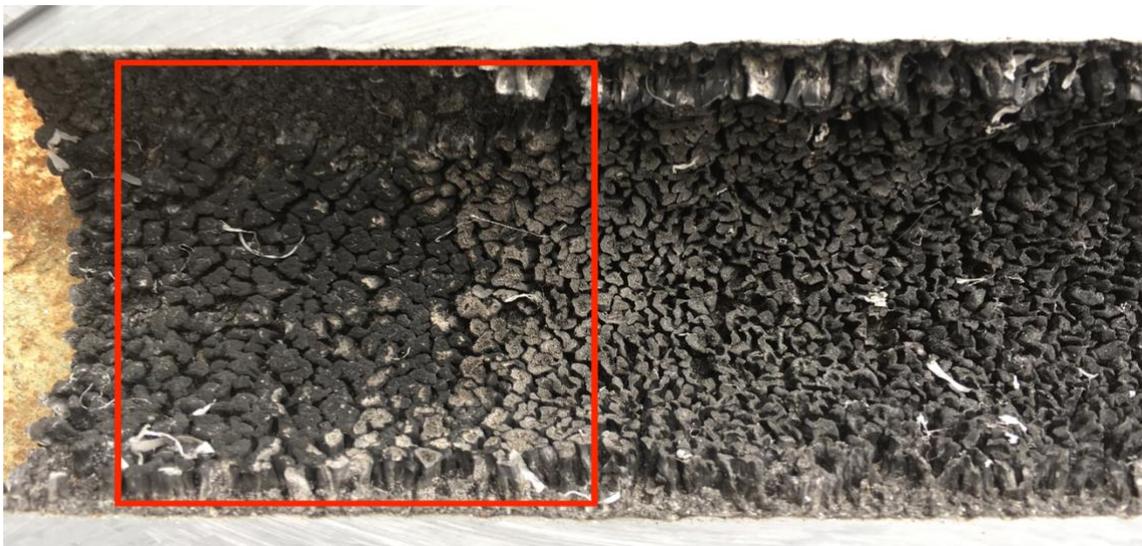
Após a realização de um ensaio, a superfície de queima apresenta uma carbonização, e portanto, como esse ensaio foi realizando em sequência há outros, essa superfície de carbonização

já estava formada, e esse período inicial de elevação da pressão corresponde ao aquecimento dessa superfície, até o desenvolvimento completo do processo de combustão, caracterizando a formação da zona de recirculação, e atingindo a temperatura adequada dos gases, provocando o entupimento sônico do motor e a correta pressurização, evidenciada na região de 7-15 segundos, na qual se atinge um comportamento de pressão estável, em torno de 2,5 bar. Esse comportamento estável evidencia a ocorrência de um processo adequado de combustão dentro do motor, provavelmente pela formação da zona de recirculação possibilitando a sustentação da chama, atingindo a temperatura de operação.

Por último, há o gráfico da temperatura na pré-câmara, que novamente evidencia temperaturas da ordem de aproximadamente 800 graus Celsius. O grão de PVC utilizado nos ensaios foi então aberto, e seu perfil da superfície de queima analisado. Esse perfil é evidenciado pelas Figura 6-20 e Figura 6-21.



*Figura 6-20 Superfície de Queima do PVC*



*Figura 6-21 Aproximação da Região de Transição no Perfil de Queima*

Nessas figuras vemos claramente o perfil turbulento do escoamento ao longo do grão, com uma intensificação desse processo, ao longo do comprimento do mesmo. Além disso, percebe-se, como destacado pela seleção vermelha, a transição na zona inicial do grão de um perfil mais escuro e menos perturbado, para um perfil mais cinza e turbulento. Essa região representa a formação da zona de recirculação, sendo ela logo após o bocal *flameholder* da câmara de combustão. Isso é evidenciado pela carbonização mais intensa do local, e pelo perfil das ranhuras, que apresenta um alongamento contrário à direção do escoamento, ou seja, é nesse local onde se formam os vórtices que provocam a recirculação e sustentam a chama. No restante do comprimento, evidencia-se o alongamento na direção do escoamento, sendo essa a região de reinserção da camada limite, e demonstra-se o perfil turbulento, pela variação nas ondulações das superfícies.

A partir desses resultados, optou-se por uma última configuração de motor, novamente com o grão de parafina como combustível. Mas, nesse caso, inverteu-se os tubos de PVC da primeira configuração, ou seja, o tubo de PVC de 200 mm, que atuava na pós câmara, foi posicionado na região a montante do grão, de maneira que haveria um comprimento maior de PVC antes do grão de parafina. Isso foi feito, com o intuito de promover uma maior região para formação da zona de recirculação, estabelecimento da chama, e desenvolvimento do processo de combustão, de maneira que o grão de parafina estaria apenas na região desenvolvida do escoamento.

Além disso, contactou-se que a as temperaturas do ar na pré-câmara estavam muito elevadas, sendo em alguns casos mais de 2 vezes o valor estabelecido pelos cálculos de projeto. Esse fator, portanto, evidencia que as condições dos testes realizados nessas temperaturas estariam fora do regime de operação desejado. Portanto, nos ensaios da nova configuração, buscou-se reduzir a temperatura na pré-câmara, se aproximando da temperatura de operação projetada. Visto a ausência de entupimento sônico nos testes da primeira configuração, também se realizou a fabricação de uma nova tubeira convergente em grafite com diâmetro de 10 mm (menor do que a de 15 mm utilizada até então) para ser posicionada na exaustão do motor, visando auxiliar no alcance do entupimento sônico do motor a uma temperatura inferior as dos testes realizados até então. Os resultados dos testes nessa configuração são apresentados a partir dos gráficos de pressão no tanque e na pré-câmara e da temperatura na mesma.

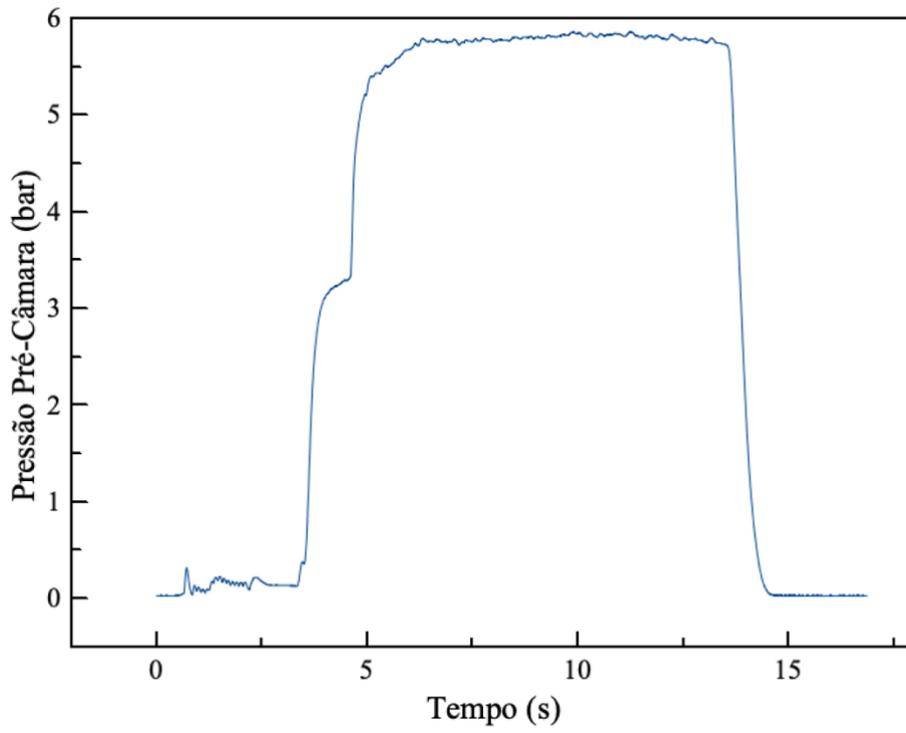


Figura 6-22 Teste 3 - Gráfico Pressão Pré-Câmara x Tempo

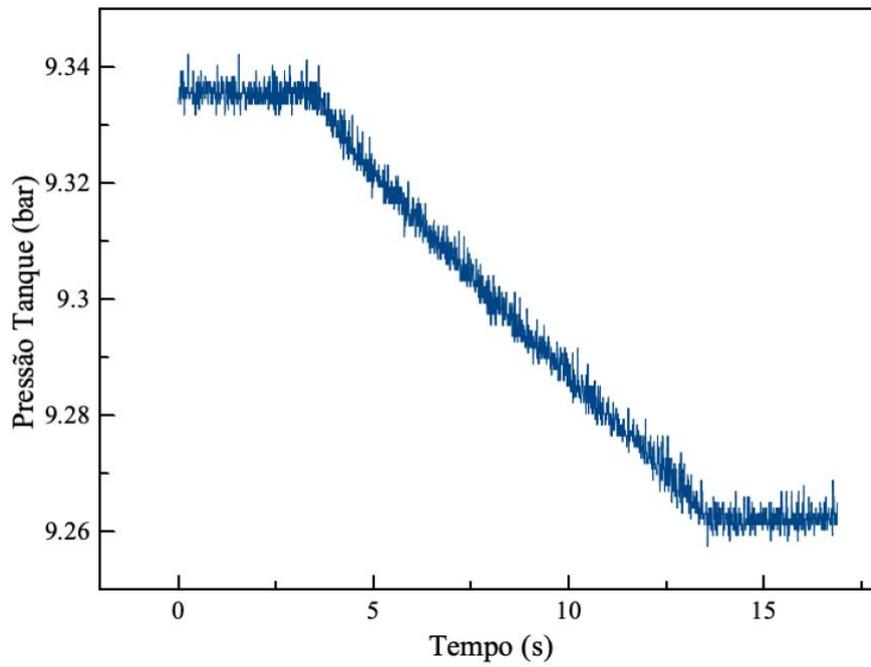


Figura 6-23 Teste 3 - Gráfico Pressão Tanque x Tempo

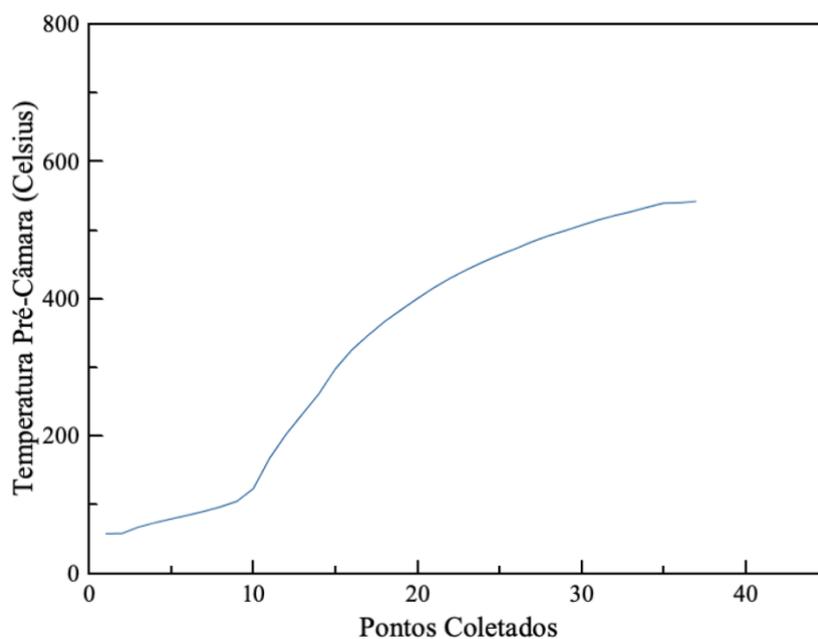


Figura 6-24 Teste 3 - Gráfico Temperatura Pré-Câmara x Pontos Coletados

Para os ensaios apresentados na configuração em questão, a vazão mássica de oxidante foi de 0,04 kg/s. Percebe-se pelo gráfico da pressão na pré-câmara, Figura 6-22, uma mudança em relação aos ensaios anteriores. Primeiramente, houve uma considerável elevação do nível de pressão, atingindo valores próximos de 6 bar. Um dos fatores que contribui para essa elevação é a alteração do bocal, com orifício menor, que restringe mais o fluxo de ar sendo admitido e eleva a pressão. Esse nível de pressão atingido é mais próximo da pressão de projeto de 5 bar, e, portanto, mais próximo das condições de operação desejadas. Outro fator interessante expressado nesse gráfico é o comportamento constante da pressão na faixa de 5 – 15 segundos, evidenciando um processo de combustão estável, melhor do que o atingido na primeira configuração de testes. Isso também pode ser evidenciado pela Figura 6-26, no destaque em vermelho, onde, embora difícil por conta da grande quantidade de fumaça, e possível observar um pequeno jato supersônico na exaustão do motor, entretanto, o jato apresentado foi muito menor e expressivo do que os atingidos nos ensaios do LEA. Mesmo assim, ele evidencia o entupimento sônico do bocal e a pressurização do motor, como demonstrado no gráfico.



*Figura 6-26 Teste 3 - Evidência de Jato e Vaporização da Parafina*

Com relação à Figura 6-24, o gráfico da temperatura na pré-câmara apresenta um valor máximo da ordem de 570 °C. Esse valor foi reduzido em relação ao valor dos testes anteriores, pelas questões já discutidas, e se aproximou mais do valor determinado em projeto.

Sendo assim, nessa nova configuração, o motor apresentou um funcionamento mais adequado e próximo da operação alcançada nos testes de taxa de regressão no motor no LEA e dos valores de projeto utilizados no dimensionamento do sistema.

Da forma como foi desenvolvida, a bancada se encontra preparada para a realização de outros testes para experimentos de SFRJ com uma diversidade de combustíveis, como apresentado no próprio trabalho, pela utilização da parafina e do PVC. Em função da instrumentação que foi instalada, a mesma se encontra pronta não apenas para avaliações de taxa de regressão, mas também para a determinação das condições de operação do motor e avaliação de parâmetros de desempenho caso seja de interesse, como empuxo, por exemplo, o que pode ser analisado em experimentos futuros. Em função das bancadas experimentais desenvolvidas e dos resultados apresentados no presente relatório, destaca-se que os objetivos propostos foram alcançados.

## 7. CONCLUSÕES

A partir do presente trabalho é possível ter uma compreensão mais aprofundada a respeito do comportamento de motores estatorreatores a combustível sólido, especialmente para o caso da aplicação do par propelente parafina e ar para o sistema propulsivo. Considerando esse fato, inicialmente desenvolveu-se um projeto conceitual para uma bancada experimental de SFRJ, tendo como base experimentos anteriores sobre o assunto apresentados em Krishnan *et al* (1998).

Com a configuração inicial selecionada, tendo em vista as características desse tipo de aplicação, escolheu-se um míssil de referência com o intuito de simular em escala laboratorial as condições de voo reais por meio das propriedades de estagnação atingidas no módulo da admissão. Procedeu-se para o dimensionamento dos componentes do motor de acordo com a teoria apresentada e com o auxílio do programa RPA.

Após a fabricação das peças, foi realizada a montagem da primeira bancada experimental, localizado no Laboratório de Energia e Ambiente da Universidade de Brasília.

Testes preliminares indicaram a necessidade de alterar o diâmetro do bocal de exaustão, bem como a configuração do motor, com a adição dos tubos de nylon, permitindo uma maior estabilidade na zona de recirculação e retenção dos gases no interior da câmara, melhorando a vaporização da parafina e a combustão. Essa ocorrência já caracteriza um achado interessante com relação a aplicação da parafina em estatorreatores.

Com a validação do funcionamento da bancada, por meio da verificação do entupimento sônico do bocal, proporcionado a consequente pressurização da câmara de combustão, seguiu-se para os testes de avaliação da taxa de regressão.

A partir dos testes realizados, identificou-se os resultados para a lei de potência de taxa de regressão do par parafina-ar em aplicações de SFRJ apresentados na equação (55). Pelos resultados encontrados, a parafina apresentou um comportamento de combustível com alta taxa de regressão em sistemas do tipo SFRJ, com valores de 1,5 – 5 vezes superiores aos de outros combustíveis utilizados nesses propulsores.

Em sequência, promoveu-se o desenvolvimento e a montagem de um novo motor e bancada experimental, localizados na FGA. Nesse aparato, foi instalado um sistema de telemetria, possibilitando a avaliação das condições de pressão e temperatura de operação do motor, fornecendo, a partir da análise de dados, uma compreensão mais holística e profunda do sistema projetado, e um maior domínio sobre o mesmo.

Nessa etapa do projeto, diferentes configurações de montagem do motor foram avaliadas, gerando uma grande quantidade de dados de operação em diversas condições de funcionamento.

Como contribuição do projeto, portanto, tem-se o desenvolvimento de dois motores do SFRJ que podem ser utilizados em experimentos futuros sobre esse tipo de sistema propulsivo na Universidade. Além disso, destaca-se a expansão do conhecimento científico nesse campo, pela

caracterização, até então inexistente, do par propulsivo parafina e ar em motores SFRJ. Dessa forma, os objetivos estabelecidos para a pesquisa: de desenvolvimento de uma bancada experimental para a realização de experimentos em SFRJ, desenvolvimento de uma metodologia para o ensaio de combustíveis sólidos em estatorreatores e a determinação dos coeficientes da lei de potência da taxa de regressão para o par propelente parafina e ar, foram atingindo em sua plenitude e possibilitaram o desenvolvimento de uma pesquisa motivadora e completa no campo acadêmico.

# REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON, John David. **Modern compressible flow: with historical perspective**. New York: McGraw-Hill, 1990.

ANDERSON JR, John David. **Fundamentals of aerodynamics**. Tata McGraw-Hill Education, 2010.

BEN-AROSH, Rachel; GANY, ALON. Similarity and scale effects in solid-fuel ramjet combustors. **Journal of Propulsion and Power**, v. 8, n. 3, p. 615-623, 1992.

BERTOLDI, A. E. M. (2007). Avaliação Experimental da Queima de Parafina e Óxido Nitroso em Motores Híbridos. Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Publicação ENM.DM-120A/07, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 115p.

FAROKHI, Saeed. **Aircraft propulsion**. John Wiley & Sons, 2014.

GALFETTI, L. et al. Experimental investigation of paraffin-based fuels for hybrid rocket propulsion. **Progress in Propulsion Physics**, v. 4, p. 59-74, 2013.

GANY, Alon; NETZER, David W. Fuel performance evaluation for the solid-fueled ramjet. **International Journal of Turbo and Jet Engines**, v. 2, n. 2, p. 157-168, 1985.

GONG, Lunkun et al. Combustion Characteristics of the Solid-Fuel Ramjet with Star Solid Fuel. **Journal of Aerospace Engineering**, v. 31, n. 4, p. 04018030, 2018.

HASHIM, Syed Alay et al. Regression rates and burning characteristics of boron-loaded paraffin-wax solid fuels in ducted rocket applications. **Combustion and Flame**, v. 191, p. 287-297, 2018.

HUMBLE, Ronald W. et al. (Ed.). **Space propulsion analysis and design**. New York: McGraw-Hill, 1995.

KARABEYOGLU, Arif et al. Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels. In: **41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**. 2003. p. 1162.

KARABEYOGLU, Arif et al. Scale-up tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels. **Journal of Propulsion and Power**, v. 20, n. 6, p. 1037-1045, 2004.

KARABEYOGLU, M. Arif et al. Development of high-burning-rate hybrid-rocket-fuel flight demonstrators. **Powered Flight- The Next Century**, 2003.

KRISHNAN, S.; GEORGE, Philmon. Solid fuel ramjet combustor design. **Progress in aerospace sciences**, v. 34, n. 3-4, p. 219-256, 1998.

LEVY, Yeshayahou; GANY, Alon; ZVULONI, Roni. Investigation of a small solid fuel ramjet combustor. **Journal of propulsion and power**, v. 5, n. 3, p. 269-275, 1989.

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

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

SANTOS, L. M. C. et al. Experimental investigation of a paraffin based hybrid rocket. **Thermal Engineering**, v. 5, n. 1, p. 8-12, 2006.

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

SONNTAG, Richard Edwin et al. **Fundamentals of thermodynamics**. New York: Wiley, 1998.

SOUZA, Kesiany M.; SHYNKARENKO, Olexiy. Development of a Measurement System of Temperature And Pressure In The Combustion Chamber of a Torch Ignition System. In: **24th ABCM International Congress of Mechanical Engineering**. Curitiba, Brazil: Brazilian Assoc. of Engineering and Mechanical Sciences, 2017.

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

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

# ANEXOS

Anexo I	Cálculos da Bancada Realizados no EES
Anexo II	Cálculos do RPA
Anexo III	Desenhos Técnicos
Anexo IV	Artigo 1 CAB
Anexo V	Poster Wernher von Braun Memorial Symposium

## ANEXO I: Cálculos da Bancada Realizados no EES

---

### 1- Fluxo mássico possível no tanque

$$\frac{\delta P_{\text{tanquec}} \cdot V_{\text{tanque}}}{t_b} = \dot{m}_a \cdot R \cdot T_{\text{ar}}$$

$$T_{\text{ar}} = \text{ConvertTemp} [C; K; 24]$$

$$\delta P_{\text{tanque}} = P_{t1} - P_{t2} \quad \text{Diferença de pressão em PSI}$$

$$\delta P_{\text{tanquec}} = \delta P_{\text{tanque}} \cdot \left| 6895 \cdot \frac{\text{Pa}}{\text{psi}} \right|$$

$$\delta P_{\text{tanquerest}} = 10 \cdot \left| 100000 \cdot \frac{\text{Pa}}{\text{bar}} \right| - \delta P_{\text{tanquec}}$$

$$V_{\text{tanque}} = 2 \cdot 265 \cdot 1 \quad [\text{L}] \cdot \left| 0,001 \cdot \frac{\text{m}^3}{\text{L}} \right|$$

### 2- velocidade de saída da mangueira do tanque - condição de entupimento

$$\dot{m}_a = \rho_{\text{ar}} \cdot \text{vel}_{\text{tanque}} \cdot A_m$$

$$A_m = \frac{3,142 \cdot d_m^2}{4}$$

$$v_{\text{sonica}} = \sqrt{k \cdot R \cdot T_{\text{ar}}} \quad \text{Velocidade sônica}$$

$$\rho_{\text{ar}} = \rho [\text{Air}_{\text{ha}}; T = T_{\text{ar}}; P = \delta P_{\text{tanquerest}}]$$

$$d_m = 9 \quad [\text{mm}] \cdot \left| 0,001 \cdot \frac{\text{m}}{\text{mm}} \right|$$

### 3-Cálculo do Fluxo médio com base na literatura

$$G_{\text{ox}} = \frac{\dot{m}_a}{A_g} \cdot \left| 100000 \cdot \frac{\text{g}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})}{\text{Kg}/(\text{mm}^2 \cdot \text{s})} \right| \quad \text{Fluxo de massa médio do oxidante}$$

$$A_g = \frac{3,142 \cdot D_g^2}{4}$$

### Zona de recirculação

$$D_n = 2 \cdot h + D_{\text{in}} \quad \text{Diametro do Grão de Nylon}$$

$$\frac{h}{D_n} = \text{fat}$$

$$A_n = \frac{3,142 \cdot D_n^2}{4}$$

$$\text{Razao} = \frac{A_n}{A_t}$$

$$A_t = 3,142 \cdot \frac{D_t^2}{4}$$

$$f = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_f}$$

### Comprimento do Grão

$$L_g = \frac{\dot{m}_f}{3,142 \cdot D_g \cdot \dot{r} \cdot \rho_f}$$

Potência requerida de queima

$$\dot{Q} = \dot{m}_a \cdot c_{p_{ar}} \cdot \delta Temp \cdot \left| 0,001 \cdot \frac{kW}{W} \right|$$

$$\dot{Q}_{porc} = \frac{\dot{Q}}{Q_{dotTocha}} \cdot 100$$

$$R = 287 \text{ [J/Kg*K]}$$

$$k = 1,4$$

$$D_{in} = 20 \text{ [mm]}$$

$$D_t = 20 \text{ [mm]}$$

$$\rho_f = 0,9 \text{ [g/cm}^3] \cdot \left| 0,000001 \cdot \frac{Kg/mm^3}{g/cm^3} \right|$$

$$D_n = 40 \text{ [mm]}$$

$$c_{p_{ar}} = C_p [\text{Air}_{na} ; T = 298 ; P = 101,3 ]$$

$$\delta Temp = 298 \text{ [K]}$$

$$Q_{dotTocha} = 85 \text{ [kW]}$$

**Parametric Table: Table 1**

	$t_b$ [s]	$P_{t1}$ [psi]	$P_{t2}$ [psi]	$\delta_{P_{tanque}}$ [psi]	$\delta_{P_{tanquec}}$ [Pa]	$\delta_{P_{tanquerest}}$ [Pa]	$\dot{m}_f$ [Kg/s]	$\dot{m}_a$ [Kg/s]
Run 1	10	140	125	15	103421	896579	0,004343	0,06427
Run 2	10	125	100	25	172369	827631	0,007238	0,1071
Run 3	12	100	80	20	137895	862105	0,004825	0,07141
Run 4	10	105	85	20	137895	862105	0,00579	0,0857
Run 5	12	98	78	20	137895	862105	0,004825	0,07141
Run 6	20	80	55	25	172369	827631	0,003619	0,05356

**Parametric Table: Table 1**

	$A_m$ [m <sup>2</sup> ]	$\rho_{ar}$ [Kg/m <sup>3</sup> ]	$vel_{tanque}$ [m/s]	$v_{sonica}$ [m/s]	f	$A_g$ [mm <sup>2</sup> ]	$L_g$ [mm]	$\dot{r}$ [mm/s]	$D_g$ [mm]	$G_{ox}$ [g/cm <sup>2</sup> *s]
Run 1	0,00006362	10,54	95,87	345,5	14,8	804,2	140	0,3428	32	7,992
Run 2	0,00006362	9,726	173,1	345,5	14,8	804,2	133	0,6015	32	13,32
Run 3	0,00006362	10,13	110,8	345,5	14,8	804,2	135	0,395	32	8,88
Run 4	0,00006362	10,13	133	345,5	14,8	452,4	150	0,5689	24	18,94
Run 5	0,00006362	10,13	110,8	345,5	14,8	380,1	150	0,5172	22	18,79
Run 6	0,00006362	9,726	86,56	345,5	14,8	380,1	150	0,3879	22	14,09

**Parametric Table: Table 1**

	$\dot{Q}$ [KW]	$\dot{Q}_{porc}$ [%]	h [mm]	Razao
Run 1	19,25	22,64	10	4
Run 2	32,08	37,74	10	4
Run 3	21,39	25,16	10	4
Run 4	25,66	30,19	10	4
Run 5	21,39	25,16	10	4
Run 6	16,04	18,87	10	4

{Input data}

"Taxa de regressão"

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

$d_f = ((d_i^2 + (4 * \text{delta\_mb}) / (\pi * \rho_f * L_g))^{1/2})$  " Diâmetro final "

$\text{delta\_mb} = m_i - m_{\text{final}}$  " Variação Mássica antes e após a queima da parafina"

$r_{\text{dot}} = (d_f - d_i) / (2 * t_b)$  "Taxa de regresão em mm/s"

$m_{\text{dot\_a}} = m_{\text{O2}} + m_{\text{CH4}} + m_{\text{dot\_ar}}$

"1- Fluxo mássico teórico "

$(\text{delta\_Ptanque} * V_{\text{tanque}}) / t_{\text{total}} = m_{\text{dot\_ar}} * R * T_{\text{ar}}$

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

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

$G_{\text{ox}} = (m_{\text{dot\_a}} / A_g) * \text{convert} (\text{Kg}/(\text{mm}^2 * \text{s}); \text{g}/(\text{cm}^2 * \text{s}))$  "Fluxo de massa médio do oxidante"

$A_g = (\pi * d_i^2) / 4$

" Fluxo de combustível "

$f = m_{\text{dot\_a}} / m_{\text{dot\_fuel}}$

$m_{\text{dot\_fuel}} = (\text{delta\_mb} / t_b) * \text{convert}(\text{g/s}; \text{Kg/s})$

" Correção segundo Karabeyoglu"

$r_{\text{dot\_1}} / (a * G_{\text{ox}}^n * L_g^m) = (1 / (1 + m)) * ((1 - n) / (((1 + (1/f))^{(1-n)} - 1) * f))$

$a = 0,61$

$n = 0,34$

$m = 0$

" Razão Área do grão e Área da tubeira"

```
E_1=A_g/A_t
A_t= (pi*d_t^2)/4
```

$d_t = 15$

*Taxa de regressão*

$$d_i = \text{Lookup} ('dados'; \text{TableRun\#}; 'd_i')$$

$$d_{\text{fmed}} = \text{Lookup} ('dados'; \text{TableRun\#}; 'd_{\text{fmed}}')$$

$$L_g = \text{Lookup} ('dados'; \text{TableRun\#}; 'L_g')$$

$$m_i = \text{Lookup} ('dados'; \text{TableRun\#}; 'm_i')$$

$$m_{\text{final}} = \text{Lookup} ('dados'; \text{TableRun\#}; 'm_{\text{final}}')$$

$$t_b = \text{Lookup} ('dados'; \text{TableRun\#}; 't_b')$$

$$t_{\text{total}} = \text{Lookup} ('dados'; \text{TableRun\#}; 't_{\text{total}}')$$

$$P_{\text{tanque}} = \text{Lookup} ('dados'; \text{TableRun\#}; 'P_{\text{tanque}}')$$

$$\delta P_{\text{tanque}} = \text{Lookup} ('dados'; \text{TableRun\#}; 'delta P_{\text{tanque}}')$$

$$\rho_f = 0,9 \text{ [g/cm}^3] \cdot \left| 0,001 \cdot \frac{\text{g/mm}^3}{\text{g/cm}^3} \right|$$

$$m_{O_2} = 5,06 \text{ [g/s]} \cdot \left| 0,001 \cdot \frac{\text{kg/s}}{\text{g/s}} \right|$$

$$m_{CH_4} = 0,95 \text{ [g/s]} \cdot \left| 0,001 \cdot \frac{\text{kg/s}}{\text{g/s}} \right|$$

$$d_f = \left[ d_i^2 + \frac{4 \cdot \delta_{mb}}{3,142 \cdot \rho_f \cdot L_g} \right]^{(1/2)} \quad \text{Diâmetro final}$$

$$\delta_{mb} = m_i - m_{\text{final}} \quad \text{Variação Mássica antes e após a queima da parafina}$$

$$\dot{r} = \frac{d_f - d_i}{2 \cdot t_b} \quad \text{Taxa de regressão em mm/s}$$

$$\dot{m}_a = m_{O_2} + m_{CH_4} + \dot{m}_{ar}$$

*1- Fluxo mássico teórico*

$$\frac{\delta P_{\text{tanquec}} \cdot V_{\text{tanque}}}{t_{\text{total}}} = \dot{m}_{ar} \cdot R \cdot T_{ar}$$

$$T_{ar} = \text{ConvertTemp} (C; K; 25)$$

$$\delta P_{\text{tanquec}} = \delta P_{\text{tanque}} \cdot \left| 6895 \cdot \frac{\text{Pa}}{\text{psi}} \right|$$

$$V_{\text{tanque}} = 2 \cdot 265 \cdot 1 \text{ [L]} \cdot \left| 0,001 \cdot \frac{\text{m}^3}{\text{L}} \right|$$

$$P_{\text{tanquebar}} = P_{\text{tanque}} \cdot \left| 0,068947579 \cdot \frac{\text{bar}}{\text{psi}} \right|$$

$$R = 287 \text{ [J/Kg*K]}$$

*3-Cálculo do Fluxo médio com base na literatura*

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_a}{A_g} \cdot \left| 100000 \cdot \frac{g/(cm^2*s)}{Kg/(mm^2*s)} \right| \text{ Fluxo de massa médio do oxidante}$$

$$A_g = \frac{3,142 \cdot d_i^2}{4}$$

*Fluxo de combustível*

$$f = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_{fuel}}$$

$$\dot{m}_{fuel} = \frac{\delta_{mb}}{t_b} \cdot \left| 0,001 \cdot \frac{kg/s}{g/s} \right|$$

*Correção segundo Karabeyoglu*

$$\frac{\dot{r}_1}{a \cdot G_{ox}^n \cdot L_g^m} = \left[ \frac{1}{1 + m} \right] \cdot \left[ \frac{1 - n}{\left[ \left[ 1 + \frac{1}{f} \right]^{(1 - n)} - 1 \right]} \cdot f \right]$$

$$a = 0,61$$

$$n = 0,34$$

$$m = 0$$

*Razão Área do grão e Área da tubeira*

$$E_1 = \frac{A_g}{A_t}$$

$$A_t = \frac{3,142 \cdot d_t^2}{4}$$

$$d_t = 15$$

**Parametric Table: Table 1**

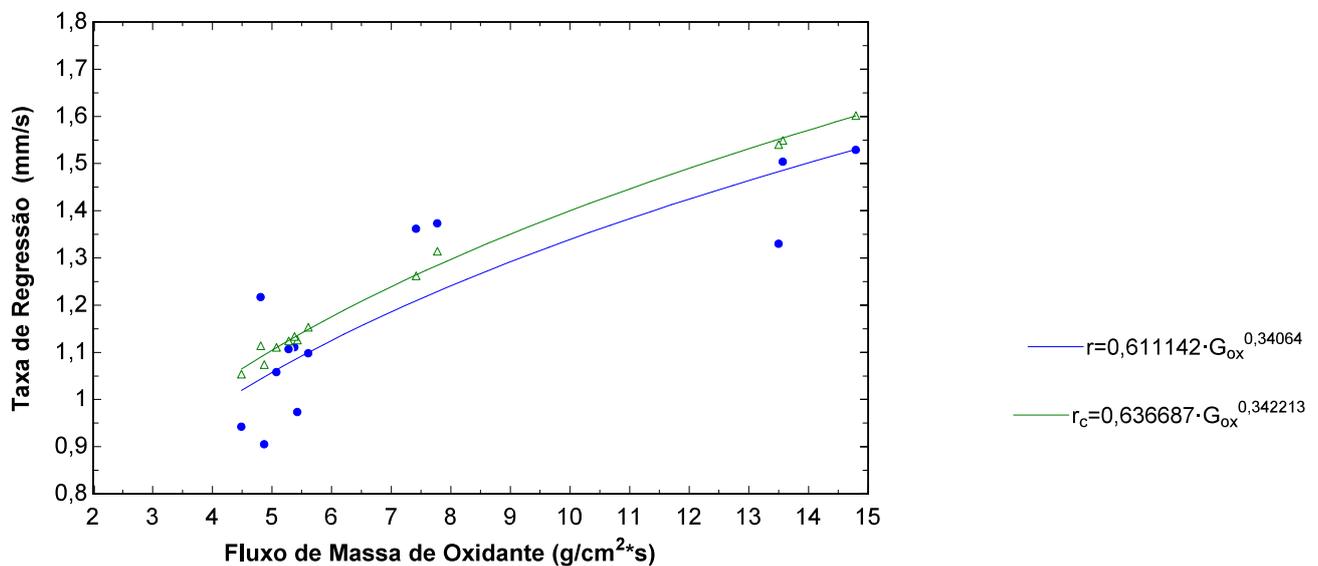
	$A_g$ [mm <sup>2</sup> ]	$\delta_{mb}$ [g]	$\delta_{Ptanquec}$ [Pa]	$d_f$ [mm]	$d_{fimed}$	$G_{ox}$ [g/cm <sup>2</sup> *s]	$L_g$ [mm]	$\dot{m}_{ar}$ [Kg/s]	$\dot{m}_a$ [Kg/s]	$t_{total}$ [s]
Run 1	934,8	92	68948	45,24	45	4,796	152	0,03882	0,04483	11
Run 2	578,5	157	68948	47,09	47	7,75	150	0,03882	0,04483	11
Run 3	557,8	235	172369	53,56	54	14,75	154	0,07626	0,08227	14
Run 4	651,4	211	172369	53,35	49	13,53	148	0,08212	0,08813	13
Run 5	611,4	202	172369	52,56	51,5	13,46	144	0,07626	0,08227	14
Run 6	1590	93	103421	53,76	55	5,412	152	0,08007	0,08608	8
Run 7	1772	76	103421	56,87	58,5	4,858	110	0,08007	0,08608	8
Run 8	1164	118	103421	51,03	49,5	7,394	148,8	0,08007	0,08608	8
Run 9	1924	91	103421	58,12	58	4,473	138,8	0,08007	0,08608	8
Run 10	1198	91	103421	49,23	49,02	5,364	143,3	0,05823	0,06424	11
Run 11	1269	90	103421	49,89	50,1	5,062	145,8	0,05823	0,06424	11
Run 12	1149	141	103421	52,68	51,05	5,591	152	0,05823	0,06424	11
Run 13	1128	134	103421	54,78	54,2	5,264	121,2	0,05338	0,05939	12

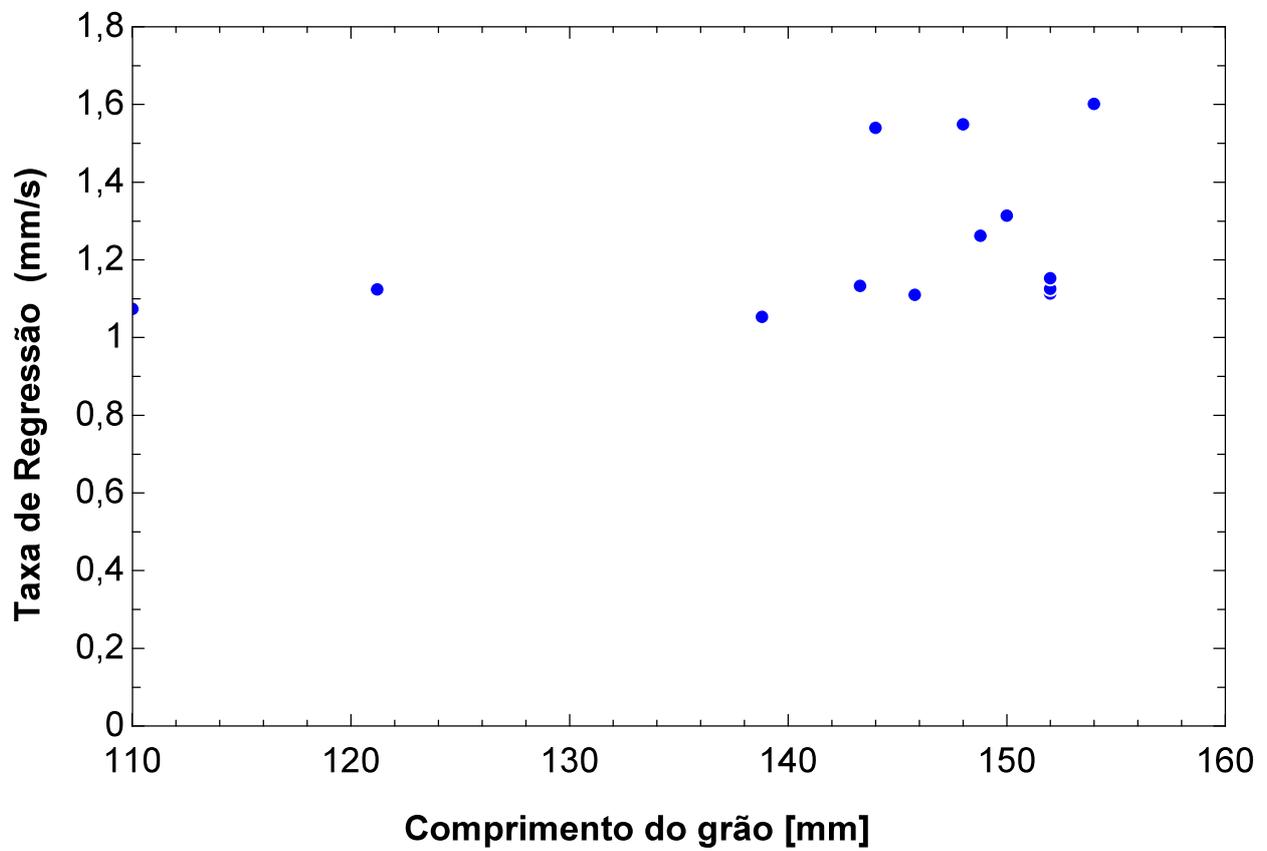
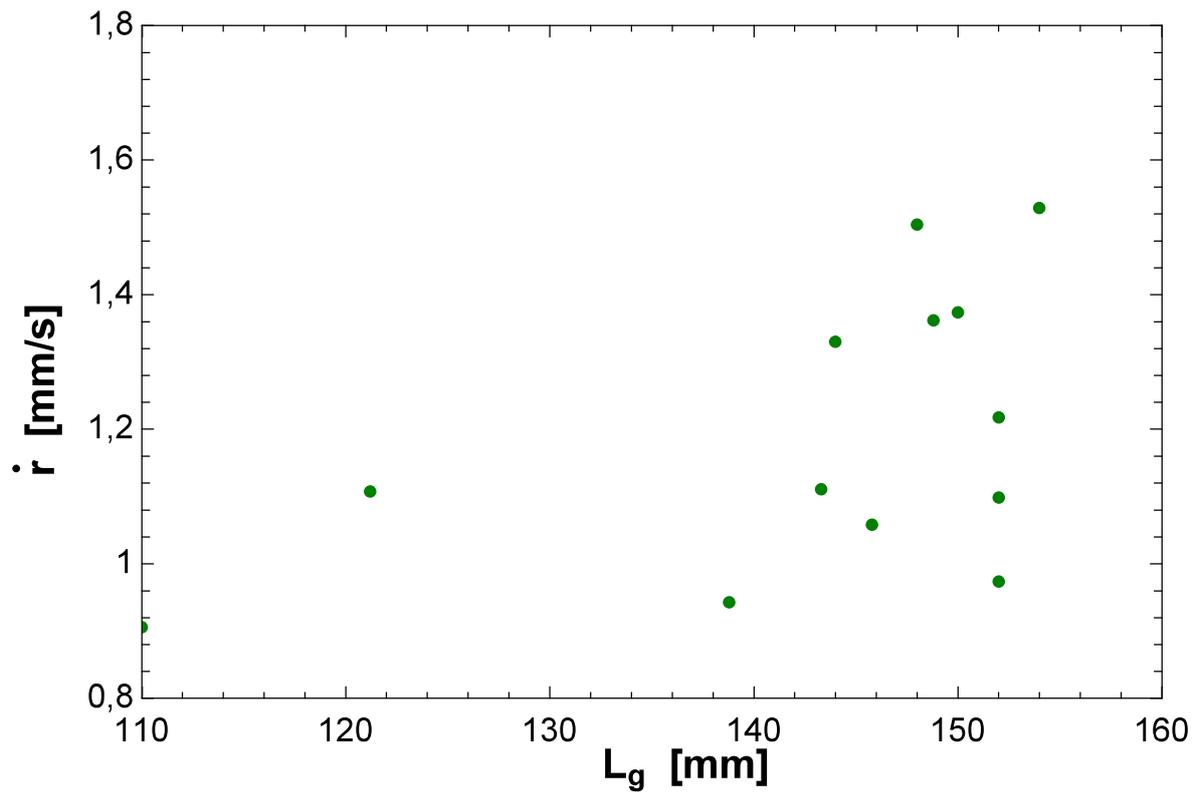
**Parametric Table: Table 1**

	$\dot{m}_{fuel}$ [Kg/s]	f	$\dot{r}$ [mm/s]	$\dot{r}_1$ [mm/s]	$E_1$	$d_i$ [mm]	$P_{tanquebar}$ [bar]
Run 1	0,02086	2,149	1,218	1,113	5,29	34,5	8,3
Run 2	0,02163	2,073	1,374	1,313	3,274	27,14	7,6
Run 3	0,0267	3,081	1,529	1,601	3,157	26,65	7,6
Run 4	0,02586	3,408	1,504	1,548	3,686	28,8	7,6
Run 5	0,02179	3,775	1,33	1,538	3,46	27,9	7,6
Run 6	0,02067	4,165	0,9738	1,125	9	45	8,3
Run 7	0,0147	5,856	0,9058	1,073	10,03	47,5	7,7
Run 8	0,02565	3,356	1,362	1,261	6,588	38,5	8,2
Run 9	0,01991	4,323	0,9429	1,053	10,89	49,5	6,9
Run 10	0,01987	3,233	1,111	1,132	6,777	39,05	8,6
Run 11	0,01965	3,269	1,058	1,11	7,182	40,2	7,6
Run 12	0,02146	2,993	1,098	1,152	6,503	38,25	8,3
Run 13	0,01759	3,377	1,107	1,123	6,384	37,9	7,6

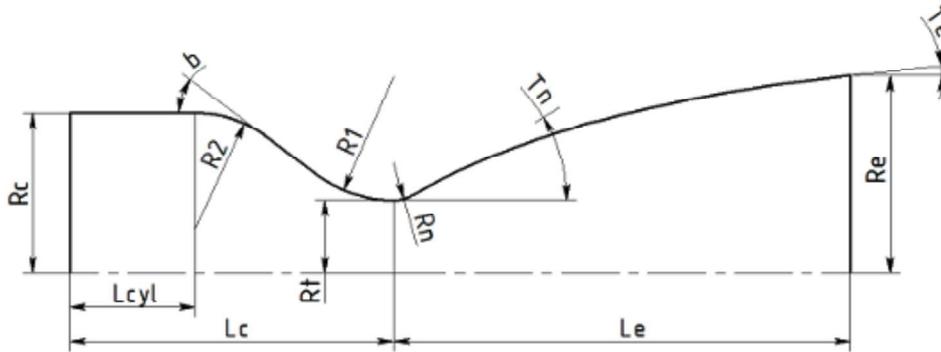
**Lookup Table: dados**

Teste n°	$m_i$ [g]	$m_{final}$ [g]	$L_g$ [mm]	$d_i$ [mm]	$d_{imed}$ [mm]	$t_{total}$ [s]	$t_b$ [s]	$t_{ignição}$ [s]	$\delta P_{tanque}$ [psi]	$P_{tanque}$ [psi]	
Row 1	1	410	318	152	34,5	45	11	4,41	5	10	120
Row 2	2	457	300	150	27,14	47	11	7,26	8	10	110
Row 3	3	442	207	154	26,65	54	14	8,8	10	25	110
Row 4	4	462	251	148	28,8	49	13	8,16	10	25	110
Row 5	5	417	215	144	27,9	51,5	14	9,27	10	25	110
Row 6	6	316	223	152	45	55	8	4,5	5	15	120
Row 7	7	220	144	110	47,5	58,5	8	5,17	5	15	111
Row 8	8	372	254	148,8	38,5	49,5	8	4,6	5	15	119
Row 9	9	254	163	138,8	49,5	58	8	4,57	5	15	100
Row 10	10	370	279	143,3	39,05	49,02	11	4,58	5	15	125
Row 11	11	369	279	145,8	40,2	50,1	11	4,58	5	15	110
Row 12	12	390	249	152	38,25	51,05	11	6,57	5	15	120
Row 13	13	312	178	121,2	37,9	54,2	12	7,62	8	15	110







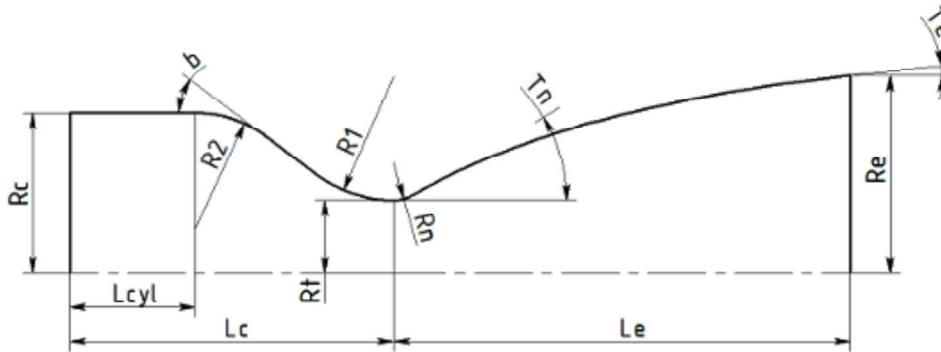


Thrust and mass flow rates

-----  
 Chamber thrust (vac): 0.14268 kN  
 Specific impulse (vac): 171.16335 s  
 Chamber thrust (opt): 0.11008 kN  
 Specific impulse (opt): 132.05719 s  
 Total mass flow rate: 0.08500 kg/s  
 Oxidizer mass flow rate: 0.07956 kg/s  
 Fuel mass flow rate: 0.00544 kg/s

Geometry of thrust chamber with truncated ideal contour (TIC) nozzle  
 (designed using method of characteristics)

-----  
 $D_c = 65.65 \text{ mm}$   $b = 25.00 \text{ deg}$   
 $R_2 = 125.23 \text{ mm}$   $R_1 = 12.31 \text{ mm}$   
 $L^* = 3580.64 \text{ mm}$   
 $L_c = 260.00 \text{ mm}$   $L_{cyl} = 176.71 \text{ mm}$   
 $D_t = 16.41 \text{ mm}$   
 $R_n = 6.27 \text{ mm}$   $T_n = 7.77 \text{ deg (max)}$   
 $L_e = 14.26 \text{ mm}$   $T_e = 4.48 \text{ deg}$   
 $D_e = 19.74 \text{ mm}$   
 $A_e/A_t = 1.45$   
 $L_e/D_t = 0.87$

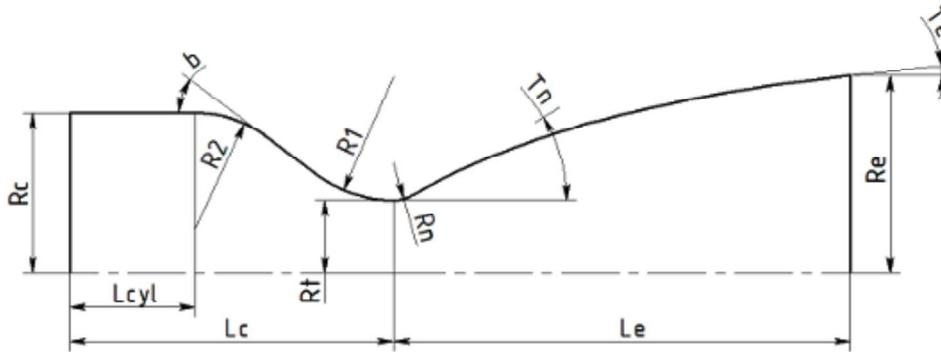


Thrust and mass flow rates

-----  
 Chamber thrust (vac): 0.15064 kN  
 Specific impulse (vac): 180.71321 s  
 Chamber thrust (opt): 0.12400 kN  
 Specific impulse (opt): 148.75431 s  
 Total mass flow rate: 0.08500 kg/s  
 Oxidizer mass flow rate: 0.07961 kg/s  
 Fuel mass flow rate: 0.00539 kg/s

Geometry of thrust chamber with truncated ideal contour (TIC) nozzle  
 (designed using method of characteristics)

-----  
 $D_c = 52.03 \text{ mm}$   $b = 25.00 \text{ deg}$   
 $R_2 = 99.24 \text{ mm}$   $R_1 = 9.76 \text{ mm}$   
 $L^* = 3711.43 \text{ mm}$   
 $L_c = 260.00 \text{ mm}$   $L_{cyl} = 194.00 \text{ mm}$   
 $D_t = 13.01 \text{ mm}$   
 $R_n = 4.97 \text{ mm}$   $T_n = 10.63 \text{ deg (max)}$   
 $L_e = 16.38 \text{ mm}$   $T_e = 4.64 \text{ deg}$   
 $D_e = 17.89 \text{ mm}$   
 $A_e/A_t = 1.89$   
 $L_e/D_t = 1.26$   
 $L_e/c_{15} = 173.54 \%$  (relative to length of cone nozzle with  $T_e=15 \text{ deg}$ )



### Thrust and mass flow rates

-----

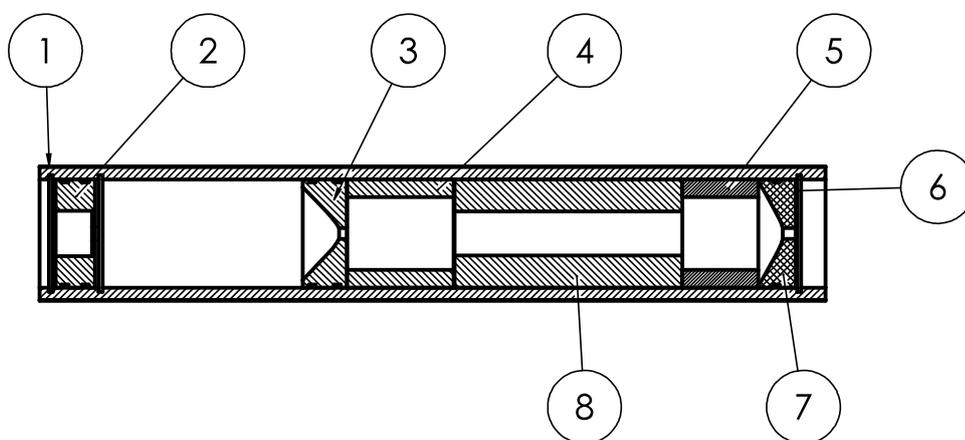
Chamber thrust (vac): 0.15418 kN  
 Specific impulse (vac): 184.96794 s  
 Chamber thrust (opt): 0.12977 kN  
 Specific impulse (opt): 155.67587 s  
 Total mass flow rate: 0.08500 kg/s  
 Oxidizer mass flow rate: 0.07962 kg/s  
 Fuel mass flow rate: 0.00538 kg/s

Geometry of thrust chamber with truncated ideal contour (TIC) nozzle  
 (designed using method of characteristics)

-----

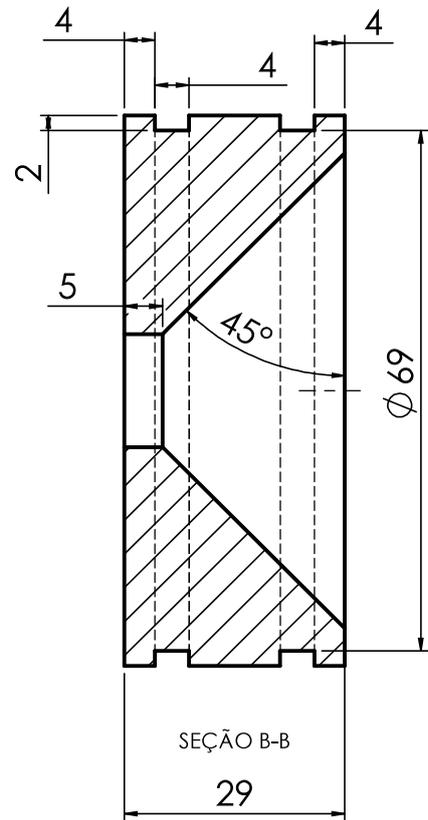
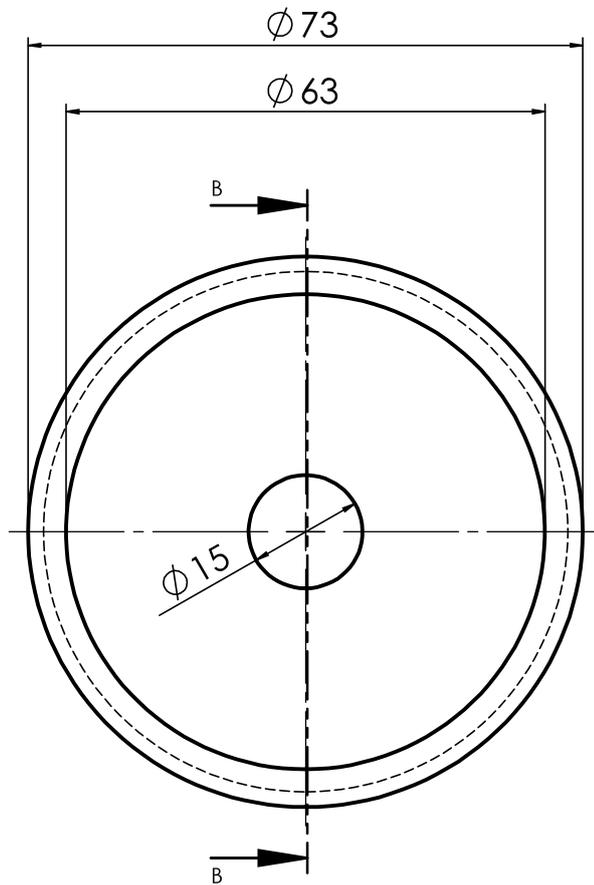
$D_c = 46.59$  mm  $b = 25.00$  deg  
 $R_2 = 88.87$  mm  $R_1 = 8.74$  mm  
 $L^* = 3758.31$  mm  
 $L_c = 260.00$  mm  $L_{cyl} = 200.89$  mm  
 $D_t = 11.65$  mm  
 $R_n = 4.45$  mm  $T_n = 11.98$  deg (max)  
 $L_e = 16.60$  mm  $T_e = 5.00$  deg  
 $D_e = 17.15$  mm  
 $A_e/A_t = 2.17$   
 $L_e/D_t = 1.43$   
 $L_e/c_{15} = 157.32$  % (relative to length of cone nozzle with  
 $T_e=15$  deg)





8	Grão Combustível	Parafina
7	Bocal Convergente	Grafite
6	Anél de Retenção	Aço
5	Tubo Pós Câmara	Nylon
4	Tubo Recirculação	Nylon
3	Bocal Entrada	Grafite
2	Tampa Injetora	Alumínio
1	Tubo Motor Ramjet	Alumínio
Número	Descrição	Material

	<b>Projeto de Graduação 1</b>		Revisão
	Projetista: -----	Material: -----	Unidade: mm
	Desenhista: Victor A. Azevedo	Observação:	Escala: 1:5
	Descrição: Desenho de Montagem	----	Nº da Folha: 1/1



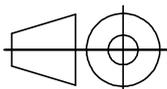
**Projeto de Graduação 1**

Projetista: -----

Desenhista: Victor A. Azevedo

Descrição:

Bocal de Entrada



Material: Grafite

Observação:  
Fabricação - Usinagem  
em torno mecânico

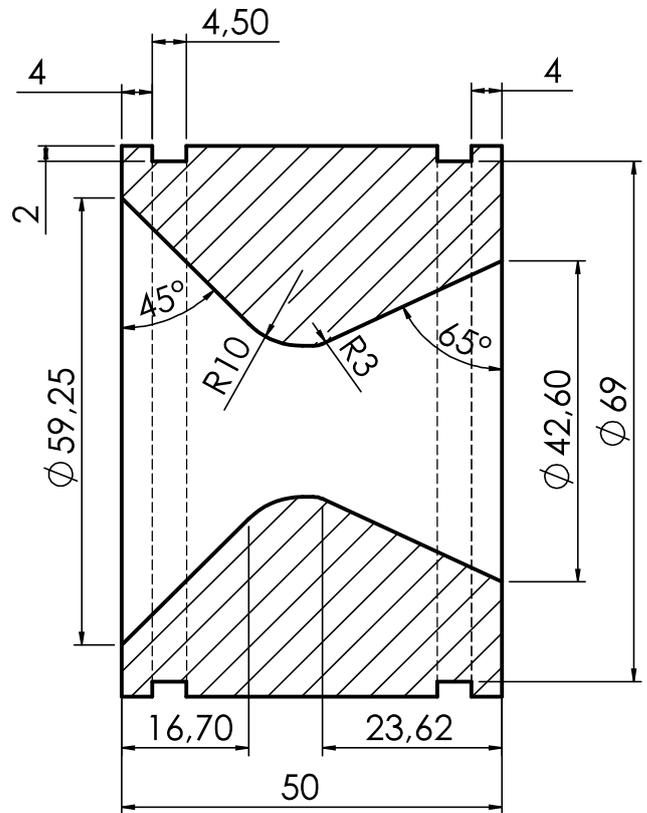
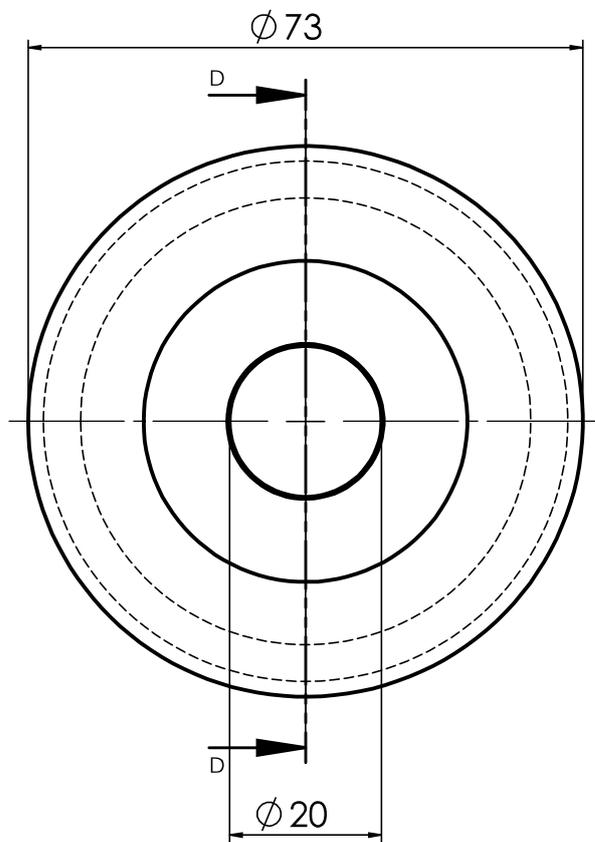
Revisão

Unidade: mm

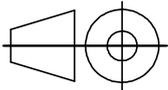
Escala: 1:1

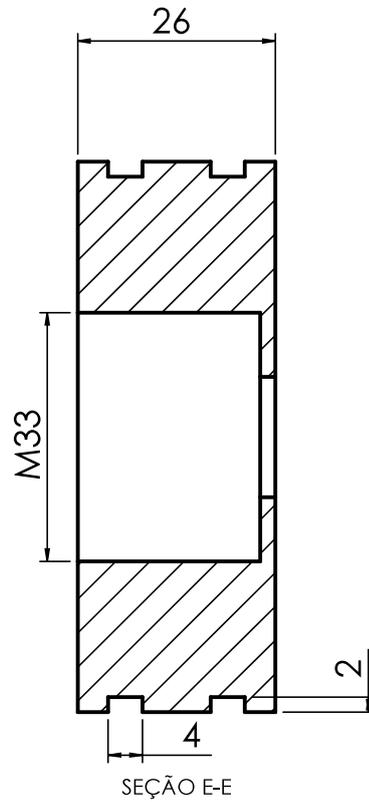
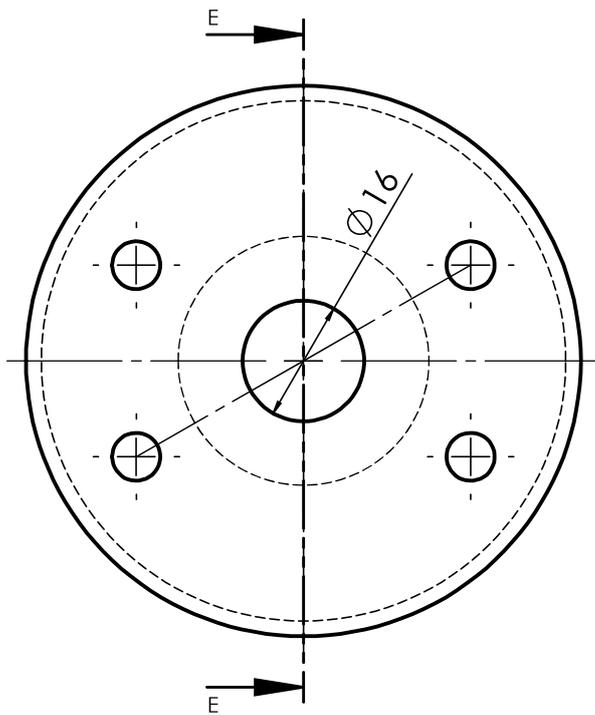
Nº da Folha:

1/3



SEÇÃO D-D  
ESCALA 1 : 1

	<b>Projeto de Graduação 1</b>		Revisão
	Projetista: ----- Desenhista: Victor A. Azevedo	Material: Grafite Observação:	Unidade: mm Escala: 1:1
	Descrição: <b>Bocal Convergente -Divergente</b>	Fabricação - Usinagem em torno mecânico	Nº da Folha: 2/3



**Projeto de Graduação 1**

Projetista: -----

Desenhista: Victor A. Azevedo

Descrição:

Tampa Motor Ramjet

Material: Alumínio

Observação:

Fabricação - Usinagem em torno mecânico e Furo em Furadeira

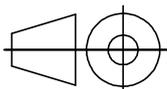
Revisão

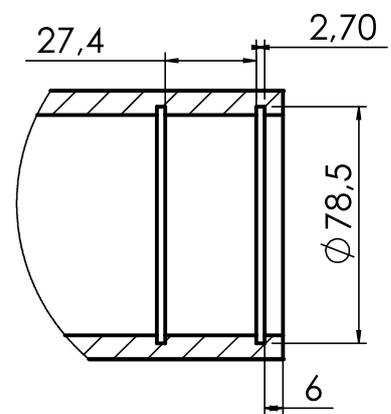
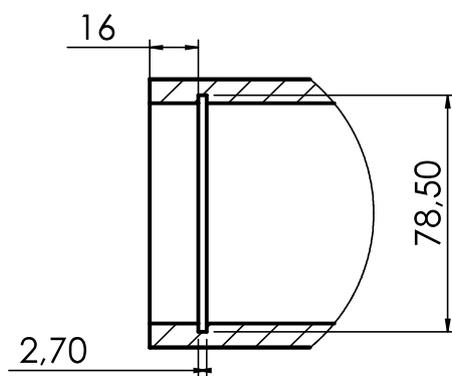
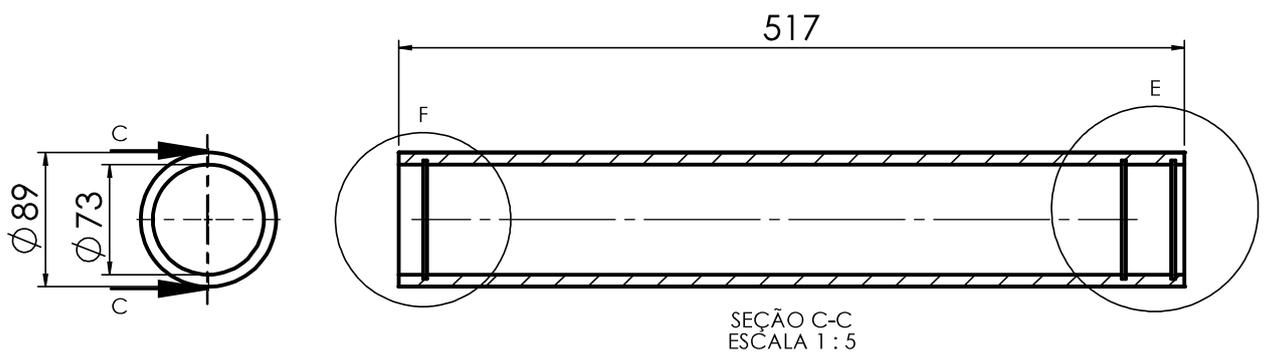
Unidade: mm

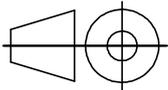
Escala: 1:1

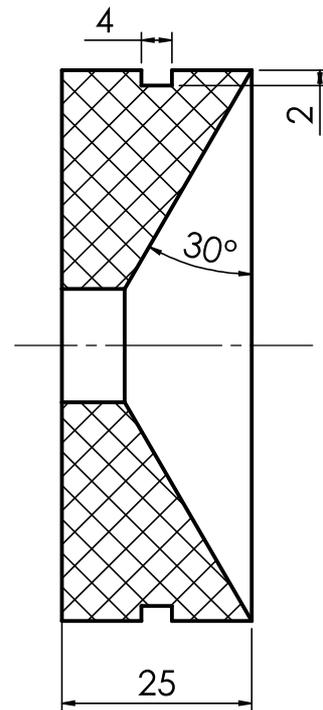
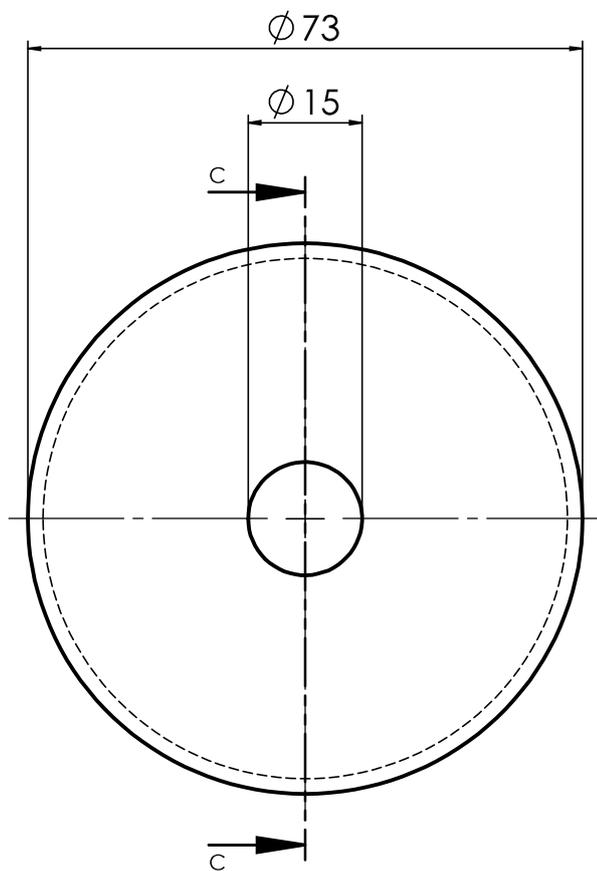
Nº da Folha:

1/1

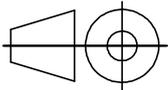


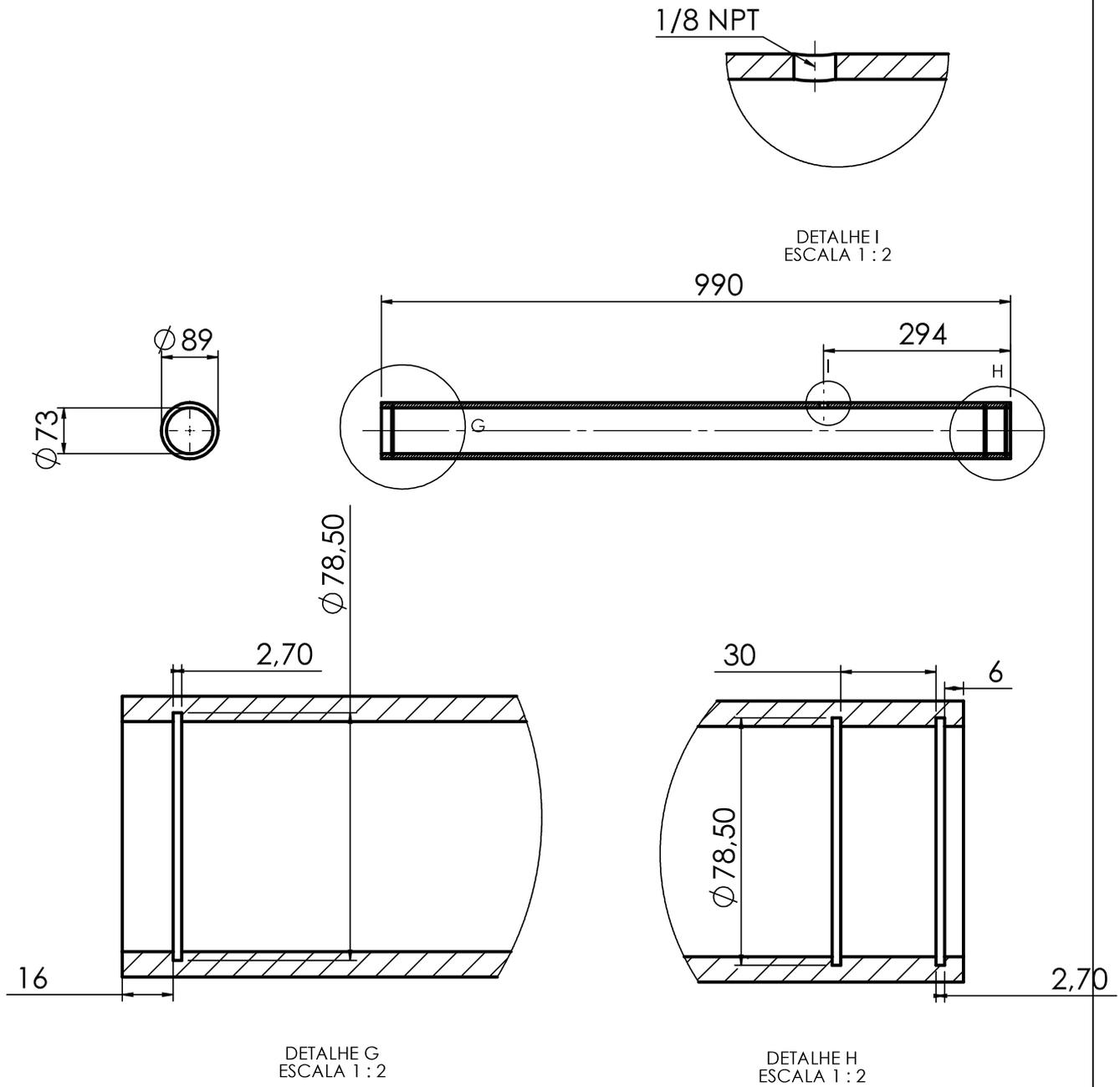


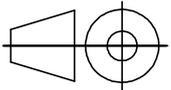
	<b>Projeto de Graduação 1</b>		Revisão
	Projetista: ----- Desenhista: Victor A. Azevedo	Material: Alumínio Observação:	Unidade: mm Escala: 1:5
	Descrição: <b>Tubo Motor Ramjet</b>	Fabricação - Usinagem em torno mecânico e corte	Nº da Folha: 3/3

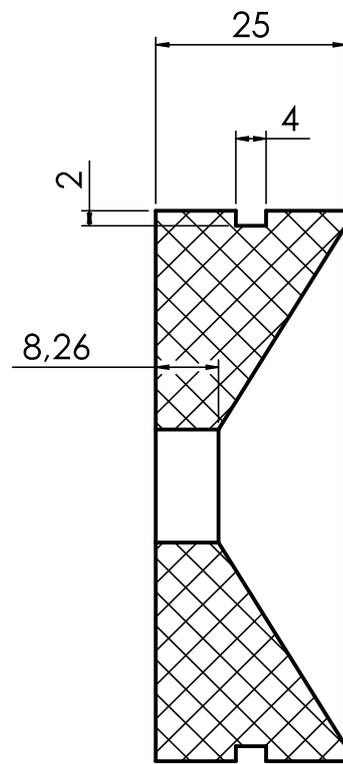
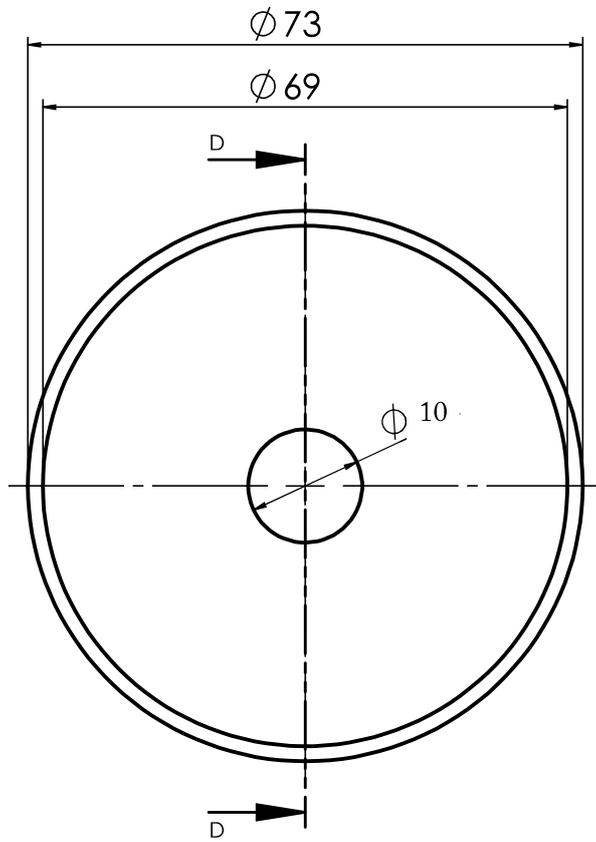


SEÇÃO C-C

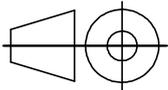
	<b>Projeto de Graduação 1</b>		Revisão
	Projetista: ----- Desenhista: Victor A. Azevedo	Material: Grafite Observação:	Unidade: mm Escala: 1:1
	Descrição: <b>Bocal Convergente          Exaustão</b>	Fabricação - Usinagem em torno mecânico	Nº da Folha: 1/1



	<b>Projeto de Graduação 2</b>		Revisão
	Projetista: -----	Material: Alumínio	Unidade: mm
	Desenhista: Victor A. Azevedo	Observação:	Escala: 1:10
	Descrição: Tubo Motor Ramjet		Nº da Folha: 1/1



SEÇÃO D-D

	<b>Projeto de Graduação 2</b>		Revisão
	Projetista: -----	Material: Grafite	Unidade: mm
	Desenhista: Victor A. Azevedo	Observação:	Escala: 1:1
	Descrição: <b>Bocal Convergente          Exaustão</b>	Fabricação - Usinagem em torno mecânico	Nº da Folha: 1/1



Artigo Original

# Experimental Investigation of High Regression Rate Paraffin for Solid Fuel Ramjet Propulsion

Victor Araujo Azevedo<sup>1</sup>, Ivo de Paula Moreira Alves<sup>2</sup>, Olexiy Shynkarenko<sup>3</sup>, Carlos Alberto Gurgel Veras<sup>4</sup>

1. Undergraduate Student of Mechanical Engineering, University of Brasilia.
2. Graduate Student of Mechanical Engineering, University of Brasilia.
3. PhD in Aerospace Engineering; Professor of the Aerospace Engineering Course at the University of Brasília (UnB); Leader of the Research Group “Chemical Propulsion Laboratory (CPL)”.
4. PhD in Mechanical Engineering; Professor of the Mechanical Engineering Course at the University of Brasilia; Director of Satellites and Applications of the Brazilian Space Agency.

## Key-words

Ramjet  
Solid Fuel  
Propulsion  
Regression Rate  
Solid Paraffin

## Abstract:

Solid paraffin was patented as a high regression rate fuel for hybrid rocket and ramjet applications in the late 1990's. Since then, many research work has been conducted investigating the use of paraffin in hybrid rocket motors. We could not identify any work on the application of paraffin in solid fuel ramjet. This work thus presents a methodology and the associated test bench to investigate the performance of paraffin for air-breathing missile propulsion. The paper describes in detail the test bench and the experimental procedures necessary to characterize relevant performance parameters of a solid fuel model motor based on high regression rate class of propellant. A correlation for the regression rate of the paraffin is proposed for a supersonic flight ranging from Mach 2 to Mach 3 at normal cruise altitude of tactical missiles. New methods to increase combustion efficiency of paraffin based ramjet motors are also proposed.

Artigo recebido em: 25/09/2018

Aprovado para publicação em:

## INTRODUCTION

Ramjets are a class of air breathing engines proposed in the beginning of the 20<sup>th</sup> century (Fry, 2004). This type of engine does not possess moving parts, such as a compressor or a turbine, being therefore a very simple propulsion system (El-Sayed, 2016). The compression of the admitted air occurs due the ram effect in the inlet of the engine, controlled by the geometry of the entry duct, and the whole system is known as the ramjet. The operational performance depends on the flight velocity, since the motor has a passive admission of air. These characteristics result in the capacity of reaching high speeds (supersonic flight), less wear and maintenance of the motor, due to the absence of moving parts, a reduction in size and weight compared to other air breathing propulsions systems of equivalent capacity, and the possibility to operate at higher temperatures (El-Sayed, 2016). Ramjet's operational advantages over jet engines become clear at Mach numbers of 2 and above (El-Sayed, 2016). Ramjet motors are mostly used in military applications, especially in missiles, such as the *MBDA Meteor*, a beyond visual range air to air missile that will equip the F-35 Lighting II Joint Strike Fighters (MBDA Systems, 2018). They have also been used in some military airplanes, such as the *Lockheed*

*Martin SR-71*, also known as *Blackbird*, which had a hybrid turbojet and ramjet propulsion system, capable of reaching velocities just over Mach 3.

Ramjet motors can run either by liquid or solid fuel. In liquid fuel ramjets, the fuel is injected in the combustion chamber much like in a turbojet engine, through a system of pipes and pumps. Solid fuel ramjets (SFRJ), in the other hand, are much simpler. The solid fuel is placed inside the motor, in such a way that the internal cavity of the fuel operates as the combustion chamber. Air, flowing in the fuel port, mixes with vaporized fuel and the combustion process takes place, mostly, inside a turbulent boundary layer. The operation of such system is straightforward and the solid fuel grain also acts as an insulator for the combustion chamber. Because of that, the engine can be designed to operate at high exhaust gas temperatures thus improving its specific impulse (Space Propulsion Group, 2018). It is important to observe that in a supersonic ramjet the combustion occurs in a subsonic regime, after the incoming flow decelerates by the shock waves in the inlet part (El-Sayed, 2016). Ramjets designed to operate at hypersonic speed must have the combustion in a supersonic regime, therefore, such systems are referred as Supersonic Combustion Ramjet (SCRAMJET).

Extensive work has been done regarding performance analysis of solid fuel ramjet propulsion system, Schulte (1986), Krishnan & George (1998), Ben-Arosh & Gany (1992), Mady et al (1978), Moura & Ferreira (2007). These studies were almost exclusively dedicated to performance analysis of solid fuels based on polyethylene (PE), polymethylmethacrylate (PMMA), polypropylene (PP), polystyrene (PS), polybutadiene (PB) and hydroxyl-terminated polybutadiene (HTPB). More recently, Karabeyoglu et al (2004) identified a class of paraffin based fuels that presented high superficial regression rates, three to four times superior to other standard fuels utilize in hybrid rocket propulsion. Further investigation performed at the NASA Ames Research Center confirmed the high regression rates of paraffin based fuel, in pressures and mass fluxes representative of commercial applications.

Paraffin based fuels, therefore, show a great potential for application on solid fuel ramjets. Despite of that, no published work was identified regarding the use of paraffin in air breathing engines. Therefore, this paper aims to report a laboratory investigation of the performance of paraffin applied to a supersonic ramjet propulsion system. A methodology and an associated test bench were developed for the study of this high regression rates class of fuel. Specifically, the study aimed to determine the regression rate power law of solid paraffin burning with vitiated air in flight condition of Mach number ranging from two to three, at typical cruise altitude of tactical missiles (10,000 m). Based on the results of the work, new methods to increase the combustion efficiency of ramjet motors utilizing paraffin were proposed. Also, the results of a preliminary design of an air-to-air ramjet missile based on solid paraffin are presented, to demonstrate a technological application of high regression rate class of fuel.

## METHODOLOGY

Figure 1 shows the experimental setup employed for this work. B-6 represents the 10 bar compressor unit of the Laboratory of Energy and Environment (LEA) of the University of Brasilia. E-4 and E-5 represent the oxygen and methane cylinders utilized for the torch ignition system (Souza & Shynkarenko, 2017). The air heating system is explained in detail, later in the text. A key component of the system is the BT-1, in Fig. 1, that represents the torch control system and associated valves. The control system BT-1 receives the data set points (heat power and firing time) from a computer running a dedicated software. All the aforementioned subsystems were necessary in order to operate the lab-scale ramjet motor.

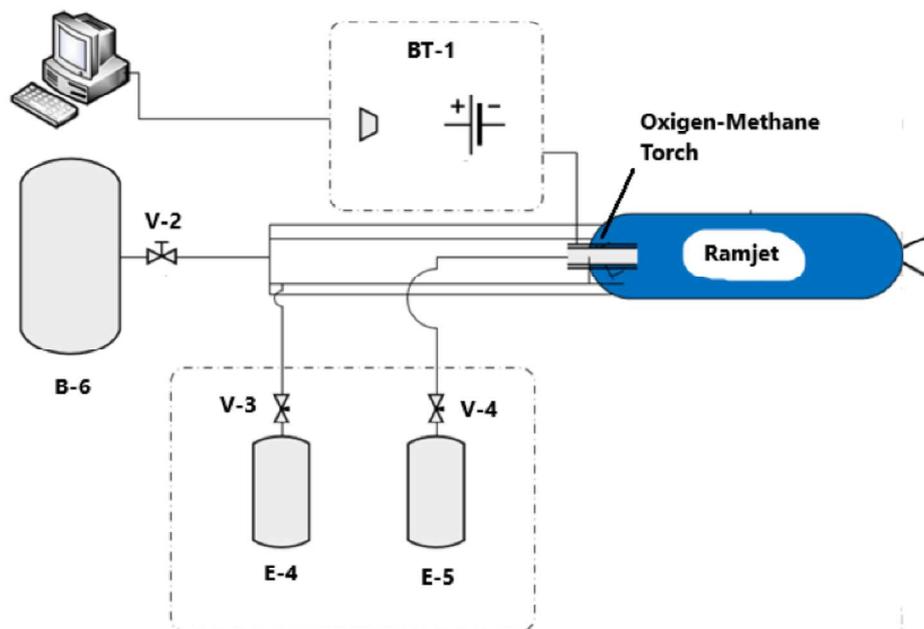


Figure 1 - General experimental setup scheme.

The very low cost experimental set-up was conceived for rapid and easy operation. Figure 2 shows the lab-scale motor proposed for this research. The structure of the motor was made, basically, from aerospace grade aluminum tube, schedule-80, with 73.66 mm of internal diameter and 7.62 mm of thickness. The motor components were kept in place by two internal circlips located at the forward and aft ends of the motor. By such means, multiple firings could be conducted in just one-hour time, by removing and loading the paraffin grains from the aft end of the motor.

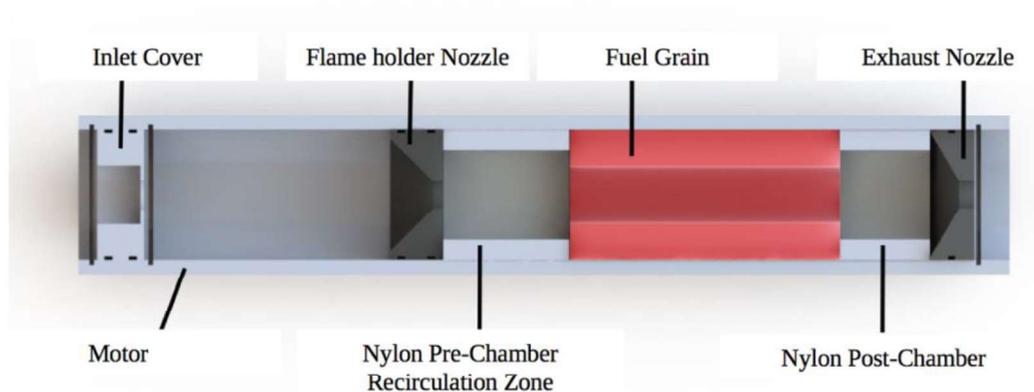


Figure 2 - Cross section of the lab-scale motor.

As shown in Fig. 2, the combustion chamber is comprised of a pre-chamber made of nylon, a paraffin solid fuel grain and a post-chamber, also made from nylon. To complete the motor assembly, two convergent nozzles were placed at the forward and aft ends of the combustion chamber. The first nozzle (orifice plate) acted as the flame holder and the latter to accelerate the combustion products to sonic regime ( $M=1$ ) in order to shock the flow. No provision was made to further accelerate the flow to high Mach numbers considering the research

was focused on inferring the paraffin regression rate. Before the flame holder nozzle, there was an air heating section, responsible for reproducing the high stagnation temperature due to deceleration of the air flow from supersonic ( $2 \leq M \leq 3$ ) to subsonic regime for a missile operating at altitude of about 15 km. This temperature level was accomplished by direct mixing of hot combustion products from the burning of pure oxygen and methane with room temperature compressed air. The stagnation conditions for the simulated flight altitude and speed were of 320 °C and 7 bar. The methane-oxygen torch, responsible for heating the compressed air, had a maximum heating power of 85 kW (Souza & Shynkarenko, 2017). The torch was placed at the center of the forward end plate of the motor, surrounded radially by four air admission holes. In such way, the combustion products of the torch heated the incoming air from the compressor tank. The total power provided by the torch was set at 20 kW, resulting in approximately 0.005 kg/s oxygen-methane combustion products added to the mass flow of air in the range of 0.05 to 0.08 kg/s. By combining short firing times (up to 12 s) and the thickness of the aluminum tube no provision was made to thermally insulate the air heating section of the motor, due to the capacitive cooling effect of the entire tube.

Paraffin ignition was provided by the hot combustion products from the torch. The methane-oxygen torch was set to operate with excess of oxidizer (lean combustion) in order to facilitate the ignition process as well as to recover the concentration of oxygen of the vitiated air.

The sizing of the combustion chamber and its associated subsystems were based on some published correlations. Krishnan & George (1998) compiled a range of the rearward step height ( $h$ ) by initial port diameter ( $D_p$ ) for different experimental set-ups and test conditions that sustained combustion (Fig. 3). In this work, the ratio between the rearward step height and the initial internal diameter of the fuel grain (port diameter), was within 0.25 to 0.3.

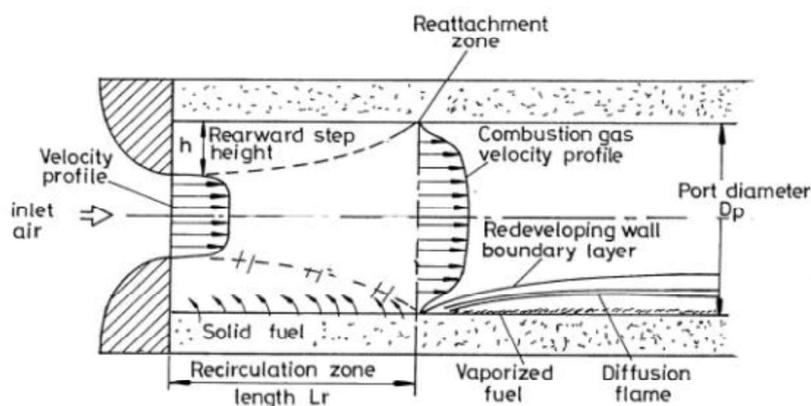


Figure 3: Flow field in a SFRJ (adapted from Krishnan & George, 1998).

The vitiated air enters the combustion chamber through a flame holder nozzle made of graphite, 30 mm in length, with an orifice of 15 mm to restrict the flow for the development of the recirculation zone, as shown in Fig. 3. The pre-chamber, made of nylon tube, had an internal diameter of 32 mm and a length of 50 mm. The adoption of a nylon grain in the recirculation zone was a result of the exploratory phase necessary to refine the motor configuration for the research objectives. In the preliminary tests, the combustion chamber was comprised entirely of paraffin, inserted between the flame holder and exhaust nozzles. It is important to note that, this research was focused on proposing a regression rate correlation for paraffin solid fuel ramjet application.

Considering an operational envelope of Mach 2 to 3 and flight altitude of about 15 km, the suggested regression rate equation should be a function of the air mass flux in the fuel port, following Eq. (1):

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (1)$$

In Eq. (1) the mass flux of oxidizer is inferred by

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_g}. \quad (2)$$

In Eq. (1),  $a$  and  $n$  are the desired coefficients of the power law and  $G_{ox}$  is the mass flux of oxidizer. In Eq. (2),  $\dot{m}_{ox}$  is the mass flow rate of oxidizer and  $A_g$  is the internal superficial area of the grain. The variation in the air tank pressure was used to calculate the mass flux of oxidizer inside the grain port. This was accomplished by considering an isothermal expansion of the compressed air. Several cold tests were conducted to define a correlation for pressure decay versus mass flow rate.

As it can be seen in Fig. 3, the fuel located in the recirculation zone is subject to a reverse flow of oxidizer. It was observed that a good deal of paraffin from the recirculation zone was melting during the ignition phase. When the air was allowed to enter the motor, the liquid paraffin was mostly carried away unreacted by the flow. Therefore, the paraffin fuel grain was repositioned to operate just after the reattachment zone, where the redevelopment of the boundary layer takes place, as shown in Fig. 2. By such provision, the burning along the length of the paraffin grain was nearly uniform. The length of the paraffin grains ranged from 120 to 152 mm. Determination of the final diameter of the grain, required to determine the average regression rate with good level of confidence, was calculated from the mass of the fuel consumed during the test. The average regression rate is given by the following equation

$$\dot{r}_{ave} = \frac{d_f - d_i}{2t_b} \quad (3)$$

In Eq. (3)  $d_f$  and  $d_i$  are the final and initial port diameter of the paraffin solid fuel, respectively, and  $t_b$  the total burning time. In Eq (3),  $d_f$  is determined by the mass of fuel consumed accordingly to

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

In Eq. (4),  $\Delta m_g$  is the mass variation of the fuel grain along the firing,  $\rho_f$  is the density of paraffin and  $L_g$  is the length of the grain. With these results, it was possible to determine the power regression law for the regression rate of paraffin and air, combining equations 1 and 2.

After the paraffin, a second nylon grain was inserted, 32 mm internal diameter and 70 mm length, performed as a post-combustion chamber, necessary to protect the aluminum tube from excessive heating as well as to increase the residence time of the reacting flow thus increasing burning efficiency (Krishnan & George,

1998). The last component of the motor was a graphite convergent nozzle, calculated by the Rocket Propulsion Analysis (RPA) Software, necessary to promote the sonic condition for the pressurization of the combustion chamber. The nozzle had a 15 mm throat diameter and 25 mm length, designed for a mass flow rate of air in the range of 0.05 to 0.08 kg/s. For the test campaign, oxidizer mass flux (vitiated air) was established in the range of  $4 \text{ g/cm}^2\text{s}$  to  $15 \text{ g/cm}^2\text{s}$  in accordance with previous studies performed with paraffin as solid fuel in hybrid rocket propulsion analysis (Karabeyoglu et al, 2004).

The thrust of the motor estimated from the RPA software was 130 N for a convergent-divergent nozzle exhausting in sea level pressure condition. Figure 4.a shows a general view of the experimental setup assembled at the laboratory (LEA) and Fig 4.b details the torch control system and associated air, methane and oxygen distribution lines.



(a)



(b)

Figure 4 – Photo of the experimental setup: (a) – motor and test bench, (b) motor forward end with ignition torch

The fabrication of the paraffin fuel grains followed the procedures developed after previous studies performed by the Hybrid Propulsion Team from University of Brasilia (Bertoldi, 2007) for rocketry applications. The methodology allows the production of fuel grains with almost constant internal and external diameters and without internal air bubbles. The Chemical Propulsion Laboratory of the University of Brasilia provided Paraffin Wax 140 for production of the grain with the following characteristics: granulate form, melting temperature of  $59 \text{ }^\circ\text{C}$  and density of  $0.9 \text{ g/cm}^3$  at  $25 \text{ }^\circ\text{C}$ .

The paraffin was melted in an electric stove, and monitored with a thermometer not to exceed  $90 \text{ }^\circ\text{C}$  during the process. Black coloring dye was then added to the melted paraffin, to diminish the effects radiation heating of the internal layers towards the external walls of grain. The liquid paraffin was then poured to a cylindrical container and centrifuged by an electric motor for a period of about 90 minutes to solidify and form the desired internal diameter. The size of the internal diameter was altered by the volume of melted paraffin placed in the container, and this allowed the change in the oxidizer mass flux to determine the regression rate curve of the paraffin and vitiated air. After the solidification process, the grain was removed from the container and the length was adjusted. Solid grains were cataloged with their respective mass and internal diameter initial size. Figure 5 demonstrates a classified grain after production.

Thirteen tests were performed for the calculation of the regression rate. Each test was filmed with a Go Pro camera for further video analysis. The average duration of the tests was of 10 seconds, and after each one,

the fuel grain was examined and had its mass measured and the internal diameter calculated. The following steps determine the firing procedure:

- Fill the air tanks to 10 bar pressure,
- Insert the solid fuel grain into the motor;
- Adjust the methane and oxygen pressure levels;
- Set firing time and heat power in the dedicated software;
- Measure air tank pressure;
- Start surveillance cameras,
- Start the torch;
- After two seconds open the air valve,
- At torch phase-out close air valve,
- Measure air tank;
- Estimate the air mass flux;
- Stop surveillance cameras;
- Infer grain's geometric and mass data and save for further analysis.



Figure 5 – Cataloged fuel grain after production.

## RESULTS

The videos collected during the tests were analyzed and helped to infer the precise burning times, for all the firings. Figure 6 illustrates the formation of the diamond shock waves in the exhaust gas of the ramjet motor. The formation of these shockwaves served as an evidence that the sonic condition was reached at the throat of the exhaust nozzle, thus pressurizing the motor, ultimately setting the planned mass flow rate. This condition certifies that the motor was working properly and that the combustion chamber was pressurized. The pressure gauge connected to the air feed line, displaying pressures in the range of 7.0 to 8.5 bar.

From Fig. 6, it is also possible to observe a smoke trail of vaporized paraffin coming out of the motor. That was an indication of a low performance combustion process, which could be improved by enlarging the post-combustion chamber volume.

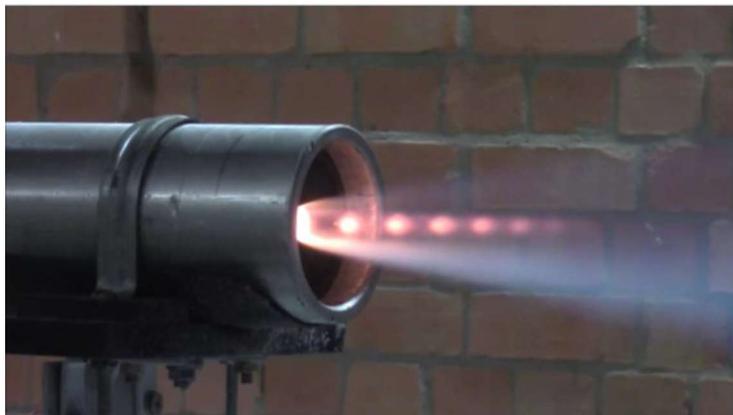


Figure 6 – Diamond shockwaves and smoke in the exhaust of the motor.

Table 1 shows the main results of the test campaign. In all the tests, it was possible to get a regular burn and smooth firing. A plot of regression rate versus solid fuel grain length showed a negligible influence of the latter on the average regression rate. The range in initial port diameters of the grain resulted in different levels of air mass flux, as planned. That made possible to infer the paraffin regression rate as a function of mass flux solely. The results, however, have limited application, since torch power was held constant, thereby maintaining vitiated air temperature unaltered. In that sense, the regression rate equation would be applied to simulate solid fuel ramjet flight conditions of about Mach 2.5 and 15 km altitude.

After applying Eq. (2), (4) and (3) it was possible to plot the regression rate estimates as a function oxidizer mass flux, as shown in Fig. 7. As it can be seen, there are three clouds of mass fluxes, in the vicinity of 5, 8 and 14 g/cm<sup>2</sup>s. For that, it was inferred regression rates varying from 0.9 to about 1.6 mm/s. These values are much higher than that reported by Krishnan & George (1998) for PMMA fuel. For 5.0 g/cm<sup>2</sup>s and 8.0 bar absolute pressure, PMMA has a regression rate equivalent of 0.16 mm/s. The regression rate of paraffin is, therefore,

about five times that of the PMMA. This behavior was, to some extent, similar to that observed for the performance of paraffin in hybrid rocket propulsion, reported by Karabeyoglu et al (2004).

Table 1 - Data collected from the tests.

Test	$m_i$ (g)	$m_f$ (g)	$L_g$ (mm)	$D_i$ (mm)	$t_b$ (s)	$P_i$ (bar)	Notes
1	410	318	152.0	34.50	4.41	8.3	Regular burn
2	457	300	150.0	27.14	7.26	7.6	Regular burn
3	442	207	154.0	26.65	8.80	7.6	Regular burn
4	462	251	148.0	28.80	8.16	7.6	Regular burn
5	417	215	144.0	27.90	9.27	7.6	Regular burn
6	316	223	152.0	45.00	4.50	8.3	Regular burn
7	220	144	110.0	47.50	5.17	7.7	Regular burn
8	372	254	148.8	38.50	4.60	8.2	Regular burn
9	254	163	138.8	49.50	4.57	6.9	Regular burn
10	370	279	143.3	39.05	4.58	8.6	Regular burn
11	369	279	145.8	40.20	4.58	7.6	Regular burn
12	390	249	152.0	38.25	6.57	8.3	Regular burn
13	312	178	121.2	37.90	7.62	7.6	Regular burn

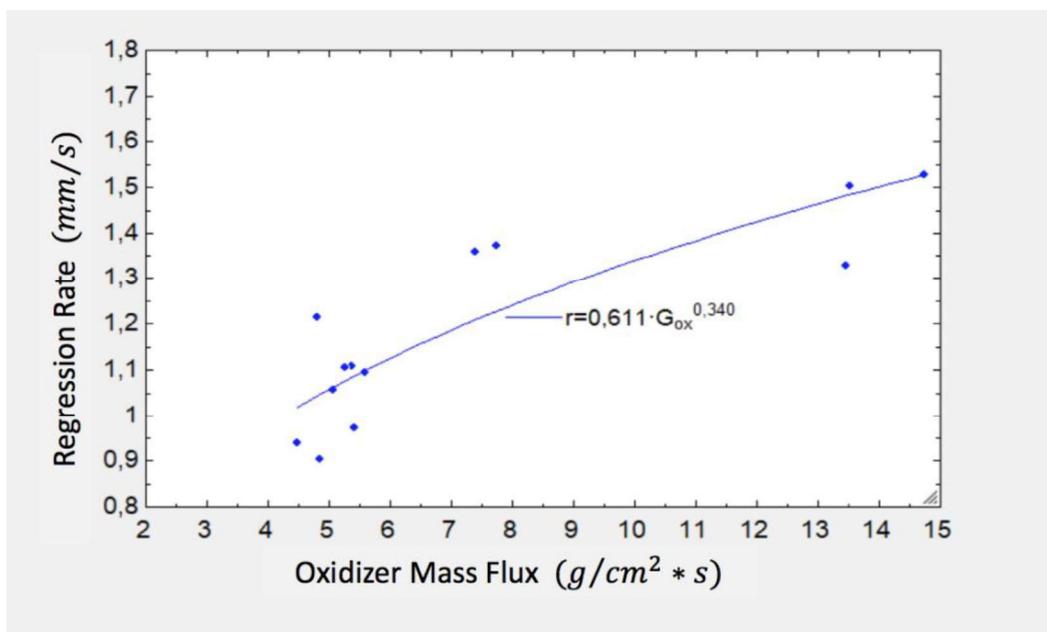


Figure 7 – Graph of the regression rate vs oxidizer mass flux.

Based on the test results, the proposed regression rate power law for paraffin applied to a solid fuel ramjet flying at Mach of about 2.5 and 15 km of altitude would be:

$$\dot{r} = 0.611G_{ox}^{0.340} \quad (1)$$

With this equation in hand, and as exercise of application, a preliminary design of a tactical air to air missile was developed, powered by solid fuel ramjet motor with paraffin fuel, following the methodology proposed in the work of Alves (2018). The calculated parameters are presented in Table 2.

Table 2 - Preliminary project air to air missile.

Parameters	
Mission Requirements	
Altitude (km)	12
Mach speed	2.5
Maximum range (km)	13 km
Operation time (s)	15
Main Characteristics	
Total mass – without external structure (kg)	33.67
Diameter (mm)	150
Total length (mm)	1531
Guiding System	
Diameter (mm)	150
Length (mm)	800
Weight (kg)	22
Warhead	
Length (mm)	205.8
Mass (kg)	6
Motor	
Stagnation temperature (K)	487.5
Stagnation pressure ( bar)	3.07
Maximum motor diameter (mm)	150
Initial internal fuel grain diameter (mm)	76
Reward step factor $h/D_g$	0.2
Reward step height (mm)	15.2
Oxidizer and fuel ratio	14.85
Fuel mass (kg)	1.96
Air mass flow (kg/s)	0.49
Fuel mass flow (kg/s)	0.03
Paraffin density ( $g/cm^3$ )	0.9
Motor length (mm)	166,3
Throat diameter of the flame holder nozzle (mm)	46

Throat diameter of the exhaust nozzle (mm)	51
Booster Motor	
Thrust (N)	800
Booster length (mm)	259
Throat diameter of the exit nozzle (mm)	52
Length of the exit nozzle (mm)	101
Mass flux (kg/s)	0.62
Fuel mass for 6 s operation time (kg).	3.72

The mission requirements were previously established, based on air to air missiles characteristics (Alves, 2018). From those values ramjet parameters could be determined and calculated with the Rocket Propulsion Analysis Software. It is worthy mention that a booster motor was considered to promote the acceleration of the missile to supersonic speed. Figure 8 is a representation of the missile with its main dimensions.

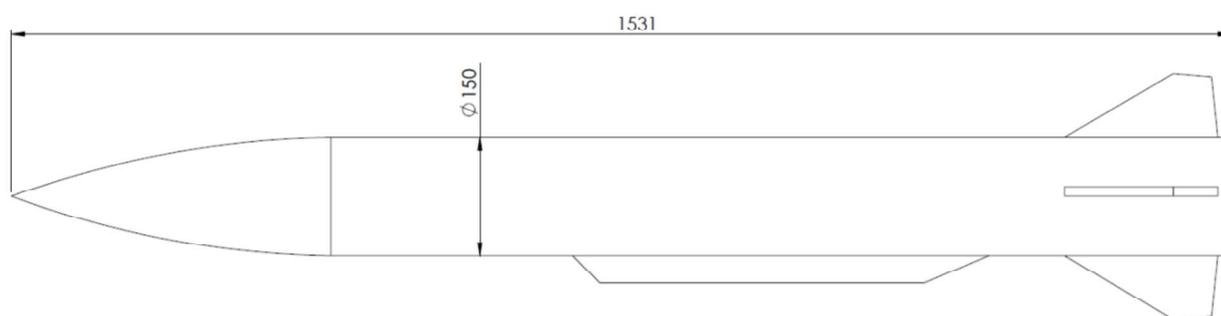


Figure 8 – Tactical air to air missile powered by a paraffin ramjet.

## CONCLUSIONS

In this work, it was investigated the regression rate of solid paraffin in air breathing engines (solid fuel ramjet). For that, it was proposed a methodology to infer a regression rate correlation for the paraffin applied to a ramjet operating in the range of Mach 2 to 3 at about 15 km altitude. The correlation for the regression rate power law of paraffin and atmospheric air was established. The results confirmed a high regression rate behavior of the paraffin fuel in solid fuel ramjet applications, when compared to PMMA, for instance, at comparable flight altitudes and speeds. In all the firings, it was possible to observe a stable and smooth combustion indicating a good potential of paraffin as a solid fuel for ramjet applications. To improve combustion efficiency, it is proposed a larger volume for the post combustion chamber, in order to increase gas mixture residence times. This sizing will be the subject of future research by the Chemical Propulsion laboratory at UnB. Following the high regression rate of paraffin burning with air, a preliminary design of a tactical air-to-air missile was conducted demonstrating the potential application of paraffin in ramjet engines.

## REFERENCES

- [1] ALVES., I. P. M. (2018). Projeto Conceitual de um Míssil Ar-Ar com Estatorreator a Parafina Sólida. Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Publicação, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 103p.
- [2] BEN-AROSH, Rachel; GANY, ALON. Similarity and scale effects in solid-fuel ramjet combustors. **Journal of Propulsion and Power**, v. 8, n. 3, p. 615-623, 1992.
- [3] BERTOLDI, A. E. M. (2007). Avaliação Experimental da Queima de Parafina e Óxido Nitroso em Motores Híbridos. Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Publicação ENM.DM-120A/07, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 115p.
- [4] EL-SAYED, Ahmed F. **Fundamentals of aircraft and rocket propulsion**. Springer, 2016.
- [5] FRY, Ronald S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. **Journal of Propulsion and Power**, v. 20, n.1, p 27-58, 2004.
- [6] KARABEYOGLU, Arif et al. Scale-up tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels. **Journal of Propulsion and Power**, v. 20, n. 6, p. 1037-1045, 2004.
- [7] KRISHNAN, S.; GEORGE, Philmon. Solid fuel ramjet combustor design. **Progress in aerospace sciences**, v. 34, n. 3-4, p. 219-256, 1998.
- [8] MADY, C. J.; HICKEY, P. J.; NETZER, D. W. Combustion behavior of solid-fuel ramjets. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 15, n. 3, p. 131-132, 1978.
- [9] MBDA Systems. <https://www.mbda-systems.com/product/meteor/> ; Accessed in September, 2018.
- [10] MOURA, Gabriela Silva; FERREIRA, José Gobbo. Performance of a Ramjet Using Polybutadiene as Solid Fuel. In: **19th International Congress of Mechanical Engineering**. Brasilia, Brazil: Brazilian Assoc. of Engineering and Mechanical Sciences, 2007. p. 2007-0414.
- [11] SCHULTE, G. Fuel regression and flame stabilization studies of solid-fuel ramjets. **Journal of Propulsion and Power**, v. 2, n. 4, p. 301-304, 1986.

- [12] SOUZA, Kesiany M.; SHYNKARENKO, Olexiy. Development of a Measurement System of Temperature And Pressure In The Combustion Chamber of a Torch Ignition System. In: **24<sup>th</sup> ABCM International Congress of Mechanical Engineering**. Curitiba, Brazil: Brazilian Assoc. of Engineering and Mechanical Sciences, 2017.
- [13] Space Propulsion Group. <http://www.spg-corp.com/solid-fuel-ramjets.html> ; Accessed in September, 2018.





# Experimental Investigation of High Regression Rate Paraffin for Solid Fuel Ramjet Propulsion

*Victor Azevedo and Ivo Alves*

*Mechanical Engineering Department – University of Brasilia*

## Introduction

Ramjet is an air breathing propulsion system that, without any moving parts, converts the chemical energy of solid or liquid fuel into thrust. Solid paraffin was identified as a high regression rate fuel for hybrid rocket applications. A literature survey indicated that this fuel had not been investigated in solid fuel ramjets (SFRJ). This study presents a straightforward test bench and associated methods to investigate solid paraffin in supersonic air breathing propulsion.

The regression rate is a function of the air mass flux in the fuel port.

$$\dot{r} = aG_{ox}^n \quad (1)$$

$$G_{ox} = \frac{\dot{m}_{ox}}{A_g} \quad (2)$$

$$\dot{r}_{ave} = \frac{d_f - d_i}{2t_b} \quad (3)$$

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

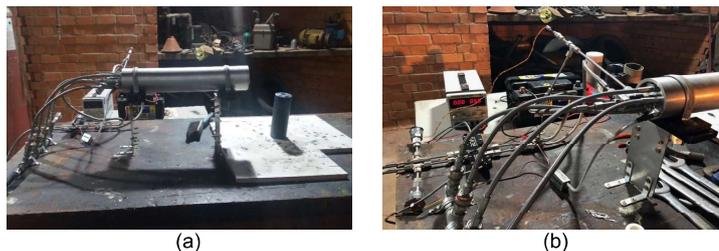


Figure 1 – Photos of the experimental setup: (a) motor test bench, (b) heating torch system.

## Results



Figure 4 – Diamond shockwaves and smoke in exhaust of the motor.

## Methodology

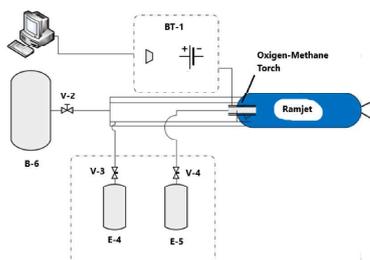


Figure 2 - General experimental setup scheme.

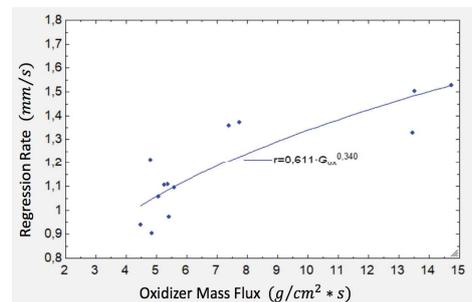


Figure 5 – Graph of the regression rate vs. oxidizer mass flux

$$\dot{r} = 0.611G_{ox}^{0.340} \quad (5)$$

## Conclusion

Solid paraffin presented a high regression rate behavior on air breathing propulsion systems. The ongoing research seeks for an extended regression rate correlation applied to a broader range of operating altitudes and Mach numbers. In addition, we are investigating means to improve the performance of paraffin on SFRJ's.

## Acknowledgements

Special thanks to Dr. Carlos Alberto Gurgel Veras (Brazilian Space Agency) for being the mentor of this study and to Dr. Olexiy Shynkarenko for all the help provided by the Chemical Propulsion Laboratory of the University of Brasilia.

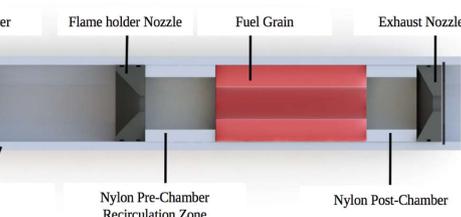


Figure 3 – Cross section of the motor

# CERTIFICATE *of* EXCELLENCE

October 25, 2018

*This certifies that*

**VICTOR AZEVEDO**

*Has been awarded 2nd Place in the*

**2018 WERNHER VON BRAUN MEMORIAL SYMPOSIUM  
STUDENT POSTER COMPETITION**

  
American Astronautical Society

  
ALAN DELUNA

EXECUTIVE VICE PRESIDENT

AMERICAN ASTRONAUTICAL SOCIETY

*Category: Engineering*

*Undergraduate Student*



THE UNIVERSITY OF  
ALABAMA IN HUNTSVILLE



DAVID COOK

DIRECTOR OF STUDENT RESEARCH

UNIVERSITY OF ALABAMA IN HUNTSVILLE