

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Engenharia Aeroespacial

Estudo Experimental de Controle de Empuxo num Motor de Foguete Híbrido

Autor: Matheus Kiyoshi Silva Alimura

Orientador: Prof. Dr. Olexiy Shynkarenko

Coorientador: Prof. Dr. Domenico Simone

Brasília, DF

2020



Matheus Kiyoshi Silva Alimura

Estudo Experimental de Controle de Empuxo num Motor de Foguete Híbrido

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

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Olexiy Shynkarenko

Coorientador: Prof. Dr. Domenico Simone

Brasília, DF

2020

Matheus Kiyoshi Silva Alimura

Estudo Experimental de Controle de Empuxo num Motor de Foguete Híbrido – Brasília, DF,
2020

Orientador: Prof. Dr. Olexiy Shynkarenko

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA , 2020.

1. Propulsão Híbrida. 2. Análise de dados. 3. Controle de empuxo. I. Prof. Dr.
Olexiy Shynkarenko. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV.
Título: Estudo Experimental de Controle de Empuxo num Motor de Foguete
Híbrido

CDU 02:141:005.6

Matheus Kiyoshi Silva Alimura

Estudo Experimental de Controle de Empuxo num Motor de Foguete Híbrido

Monografia submetida como requisito parcial para a obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial da Faculdade UnB Gama – FGA, da Universidade de Brasília, e 04/12/2020 apresentada e aprovada pela banca examinadora abaixo assinada:

Prof. Dr. Olexiy Shynkarenko
Orientador

Prof. Dr. Domenico Simone
Coorientador

Prof. Dr. Paolo Gessini
Convidado 1

Brasília, DF

2020

Agradecimentos

Este trabalho é dedicado a todos envolvidos em minha formação acadêmica. Dentre eles estão meus amigos, familiares e professores. Dedico principalmente à minha mãe e irmã que me deram total suporte e apoio incondicional para a realização desta caminhada. Também dedico aos professores Dr. Olexiy Shynkarenko e Dr. Domenico Simone que se dedicaram em me orientar e ajudar durante este trabalho de conclusão de curso dando todo o apoio possível. E a Universidade de Brasília e a Faculdade do Gama que me possibilitaram cursar o curso de Engenharia Aeroespacial.

Resumo

Foguetes que utilizam a propulsão híbrida são uma alternativa entre foguetes sólidos e líquidos, oferecendo um número de vantagens sobre esses outros dois tipos de sistema de propulsão espacial, particular nas áreas de segurança, custo e no impacto ambiental. No entanto existem diversos estudos a serem feitos a respeito da eficiência dos combustíveis, das configurações do grão sólido, da taxa de regressão do grão, das portas de injeção do injetor e da análise dos dados experimentais. A análise de dados é a parte importante que transforma as informações realmente úteis e valiosas dentro de vários elementos que foram medidos e captados pelo sistema de aquisição de dados. Neste trabalho foi feita a análise dos dados de vários testes de bancada de um foguete híbrido. A análise das densidades saturadas apresenta as variações físico-químicas que ocorreram no oxidante durante a combustão. Foram analisados os dados de pressão, temperatura e das densidades saturadas durante a combustão em várias partes do motor e desta forma apontar se os testes estão sendo eficientes e seguros.

Palavras-chaves: Propulsão híbrida, análise de dados, combustão, controle de vazão, controle de empuxo

Abstract

Rockets that use hybrid propulsion are an alternative between solid and liquid rockets, offering a number of advantages over these other two types of space propulsion system, particularly in the areas of safety, cost and environmental impact. However, there are several studies to be done regarding fuel efficiency, configuration of the solid grain, regression rate of the solid fuel, injector ports and analysis of experimental data. Data analysis is the important part that transforms information that is really useful and valuable within various elements that have been measured and captured by the data acquisition system. In this work, data analysis from several bench tests of a hybrid rocket was performed. The analysis of saturated densities shows the physical-chemical variations that occurred in the oxidant during combustion. The data of pressure, temperature and saturated densities during combustion in various parts of the engine were analyzed and this way to indicate if the tests are being efficient and safe.

Key-words: Hybrid propulsion, data analysis, combustion, flow control, thrust control

Lista de ilustrações

Figura 1: Sistema de propulsão híbrida clássico (CHIAVERINI, 2010).....	19
Figura 2: Esquema dos componentes de um foguete a propelente híbrido (GREATRIX, 2015).....	21
Figura 3: Modelo simplificado de um processo de combustão híbrida controlada por difusão. Adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2017).....	23
Figura 4: Esquema do modelo térmico usado na estimativa da espessura da camada de fusão (KARABEYOGLU et al., 2002).	25
Figura 5: Bancada do sistema de alimentação (SHYNKARENKO, 2019).....	31
Figura 6: Disposição dos equipamentos durante a realização dos testes (SHYNKARENKO, 2019).....	32
Figura 7: Sistema de alimentação e controle montado. Obtido em (http://fga.unb.br/cpl).....	33
Figura 8: Sistema de aquisição de dados e monitoramento de testes. Obtido em (http://fga.unb.br/cpl)	34
Figura 9: Corte transversal do motor do foguete híbrido (DOMINGOS C. H. F. L., 2019).....	35
Figura 10: Vista isométrica de uma das metades de um grão (DOMINGOS C. H. F. L., 2019)	36
Figura 11: Seção transversal de grãos com e sem a camada divisória (DOMINGOS C. H. F. L., 2019)	37
Figura 12: Curva de interpolação para determinar a velocidade característica teórica. (DOMINGOS, C. H. F. L., 2019)	38
Figura 13: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 0.....	41
Figura 14: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 0	42
Figura 15: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 1.1.....	42
Figura 16: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 1.1.....	43
Figura 17: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 2.1	43
Figura 18: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 2.1.....	44
Figura 19: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 3.1	44
Figura 20: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 3.1.....	45
Figura 21: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 1.2.....	45
Figura 22: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 1.2.....	46
Figura 23: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 2.2.....	46
Figura 24: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 2.2.....	47
Figura 25: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 4.....	47

Figura 26: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 4	48
Figura 27: Placa injetora de oxidante (DOMINGOS, C. H. F. L., 2019)	49
Figura 28: Grão híbrido deformado após o teste (DOMINGOS C. H. F. L., 2019).....	49
Figura 29: Grão de combustível do caso 5.2 com as paredes reforçadas (DOMINGOS C. H. F. L., 2019)	50
Figura 30: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 0 com injetor adaptado.....	51
Figura 31: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 0 com injetor adaptado.....	52
Figura 32: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 5.1.....	52
Figura 33: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 5.1.....	53
Figura 34: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 5.2.....	53
Figura 35: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 5.2.....	54
Figura 36: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 6.2.....	54
Figura 37: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 6.2.....	55

Lista de tabela

Tabela 1: Parâmetros de operação do motor híbrido.....	35
Tabela 2: Descrição geométrica dos grãos testados.....	36
Tabela 3: Características dos injetores utilizados	40
Tabela 4: Dados calculados dos experimentos com injetor completo.....	40
Tabela 5: Dados calculados dos experimentos com injetor modificado.....	50

Lista de abreviaturas e siglas

CEA	<i>Chemical Equilibrium with Applications</i>
COTS	<i>Commercial off-the-shelf</i>
CPL	<i>Chemical Propulsion Laboratory</i>
GIRD	<i>Group for Investigation of Reactive Motion</i>
PETG	Polietileno tereftalato de etileno glicol
SAD	Sistema de aquisição de dados
TRL	<i>Technology Readiness Level</i>
UnB	Universidade de Brasília

Lista de símbolos

A_g	Área da garganta
A_{porta}	Área da porta de combustão
A_s	Área de saída da tubeira
a	Coefficiente da taxa de regressão
b_1, b_2, b_3, b_4, b_5	Constantes do óxido nítrico
C^*_{exp}	Velocidade característica experimental
C^*_{teo}	Velocidade característica teórica
C^*	Velocidade característica
C_F	Coefficiente de empuxo
c	Velocidade efetiva de exaustão
D_{gf}	Diâmetro da garganta da tubeira após a realização do teste
D_{gi}	Diâmetro da garganta da tubeira antes da realização do teste
F	Empuxo
G_O	Fluxo de massa do oxidante por unidade de área
G	Fluxo mássico de oxidante
g	Aceleração da gravidade
h_v	Calor total de gaseificação
I_{sp}	Impulso específico
I_t	Impulso total
\dot{m}_O	Vazão mássica do oxidante
\dot{m}_f	Vazão mássica do combustível vaporizado
\dot{m}_p	Vazão mássica de propelente
M	Valor da massa molar dos gases quentes
m	Número de medidas feitas do diâmetro garganta da tubeira
N	Número de portas de combustão
n	Expoente do fluxo mássico de oxidante
O/F	Razão de massas entre o oxidante e o combustível
P_a	Pressão atmosférica
P_{ac}	Pressão absoluta na câmara de combustão

P_c	Pressão na câmara de combustão
P_s	Pressão de saída
\dot{Q}_w	Calor transferido da chama para a superfície do combustível
R_0	Constante universal dos gases
T_c	Temperatura de combustão
T_r	Razão entre a temperatura e a temperatura crítica do óxido nitroso
t	Intervalo de tempo
\dot{r}	Taxa de regressão do combustível
v_s	Velocidade de saída dos gases
v_s	Velocidade ideal de saída da tubeira
x	Variável de posição
β	Coefficiente de insuflamento
γ	Razão entre os calores específicos a pressão e a volume constante
η	Razão entre a velocidade característica experimental e a velocidade característica teórica
μ	Viscosidade do vapor de combustível
ρ_f	Massa específica do combustível sólido

Sumário

1	Introdução.....	16
1.1	Objetivos	16
1.2	Objetivos específicos	16
2	Revisão Bibliográfica	18
2.1	Propulsão de foguetes	18
2.2	Propulsão Híbrida.....	18
2.3	Componentes do foguete híbrido.....	20
2.3.1	Sistema de Injeção	21
2.3.2	Câmara de combustão	21
2.3.3	Tubeira.....	22
2.4	Balística interna do motor do foguete híbrido.....	22
2.5	Parâmetros de eficiência do motor	26
2.6	Bancada de testes	28
2.6.1	Equipamentos da bancada de teste.....	29
2.6.2	Equipamentos utilizados na bancada de teste do CPL.....	30
3.	Metodologia.....	34
3.1	Design do motor híbrido.....	34
3.2	Configurações do grão de combustível.....	36
3.3	Eficiência do motor	37
4.	Resultados e discussões.....	40
4.1	Experimentos com injetor completo	40
4.2	Experimentos com injetor modificado.....	48
5.	Conclusão	56
6.	Referências Bibliográficas.....	57
	Anexo.....	60
	Anexo 1 - Exemplo de código para os plots de pressão e temperatura, e para os plots de densidade - Caso1.1.m.....	61

1 Introdução

A propulsão de foguetes é a tecnologia de transporte essencial para este rápido crescimento na comunicação e exploração humana. Desde seu início na China antiga até seu rápido desenvolvimento durante a Guerra Fria, a propulsão de foguetes se tornou a tecnologia essencial do final do século XX (TURNER, 2005).

Foguetes que transportam carga útil ao espaço são denominados lançadores. A capacidade que um lançador tem para transportar carga útil a uma determinada órbita específica está estritamente ligada a questões que vão desde a configuração do foguete até a base de lançamento.

Todos os sistemas de propulsão clássicos dependem da conservação do momento. Este princípio pode ser usado em muitas variedades para criar empuxo. A maioria dos sistemas de propulsão expelle massa. Assim é possível distinguir como o propelente é acelerado. Ou, a energia vem do próprio propelente, através da energia interna como em uma reação química, ou pode ser acelerada usando uma fonte de energia externa (TAJMAR, 2003).

Um motor híbrido foi usado pela primeira vez em 1933 no pequeno foguete soviético GIRD-9 construído por M.K. Tikhonravov. O motor era alimentado por oxigênio líquido e gasolina semilíquida. Foi um avanço na tecnologia de foguetes. O GIRD-9 utilizou o primeiro motor de foguete híbrido do mundo e foi o primeiro foguete soviético a usar oxigênio líquido. O primeiro lançamento ocorreu perto de Moscou em 17 de agosto de 1933 (SURMACZ, 2009).

De acordo com Chiaverini, os foguetes híbridos podem ser usados em praticamente todas as aplicações onde foguetes são empregados. Isso se deve à versatilidade dos propelentes disponíveis, à grande faixa de capacidade de desempenho, à flexibilidade de empuxo e segurança, incluindo desligamento e religamento do motor.

1.1 Objetivos

O presente trabalho tem como objetivo geral analisar dados experimentais de um motor de foguete híbrido com um sistema de controle de empuxo desenvolvido pelo Laboratório de Propulsão Química da UnB.

1.2 Objetivos específicos

Os objetivos específicos deste trabalho são:

- Pesquisa sobre propulsores híbridos

- Estudo da teoria da combustão no foguete híbrido
- Análise de dados experimentais
- Desenvolvimento de gráficos sobre os dados analisados

2 Revisão Bibliográfica

Este capítulo apresenta a fundamentação teórica do trabalho, serão apresentados os principais conceitos envolvendo o estudo de um motor híbrido e os fenômenos que o acompanham.

2.1 Propulsão de foguetes

A propulsão de foguete é uma classe de propulsão a jato que produz empuxo ao ejetar matéria armazenada, chamada de propelente. A propulsão de duto é uma classe de propulsão a jato e inclui turbojatos e ramjets. Esses motores também são comumente chamados de motores *airbreathing*. Dispositivos de propulsão de dutos utilizam principalmente o meio circundante como o "fluido de trabalho", junto com algum combustível armazenado. Combinações de foguetes e dispositivos de propulsão de dutos são atraentes para algumas aplicações.

A fonte de energia mais útil para a propulsão de foguetes é a combustão química. A energia também pode ser fornecida pela radiação solar e também pela reação nuclear. Consequentemente, os vários dispositivos de propulsão podem ser divididos em propulsão química, propulsão nuclear e propulsão solar. A energia da radiação pode se originar de outras fontes além do sol e, teoricamente, pode cobrir a transmissão de energia por microondas e feixes de laser, ondas eletromagnéticas e elétrons, prótons e outros feixes de partículas de um transmissor para um receptor voador. A energia nuclear está associada às transformações de partículas atômicas no núcleo dos átomos e pode ser de vários tipos, a saber, fissão, fusão e decadência de espécies radioativas. Outras fontes de energia, tanto internas (no veículo) como externas, podem ser consideradas.

A forma de energia encontrada na saída de um foguete é em grande parte a energia cinética da matéria ejetada, desta maneira, o foguete converte a entrada da fonte de energia nesta forma. A massa ejetada pode estar no estado sólido, líquido ou gasoso. Frequentemente, uma combinação de dois ou mais destes é ejetado. Em temperaturas muito altas, também pode ser um plasma, que é um gás eletricamente ativado ([SUTTON; BIBLARZ, 2017](#)).

2.2 Propulsão Híbrida

Os conceitos de propulsão de foguete em que um componente do propelente é armazenado na fase líquida enquanto o outro é armazenado na fase sólida são chamados de sistema de propulsão híbrido. Esses sistemas são mais utilizados empregando um oxidante líquido e um combustível sólido, porém é possível encontrar combinações que utilizam combustíveis sólidos e oxidantes líquidos. O mais comum é o conceito de combustível sólido oxidante líquido. O oxidante pode ser um líquido não criogênico (armazenável) ou criogênico, dependendo da necessidade da aplicação.

As principais vantagens dos híbridos são: mais segurança e robustez do que os sistemas convencionais de propulsão química, veículos que usam propelentes híbridos

podem sobreviver a efeitos ilesos de impactos de balas, incêndios sob o veículo, excrementos inadvertidos e de explosões de munições adjacentes ou outros foguetes; recursos de reinicialização de partida/parada; simplicidade relativa em comparação com líquidos que pode se traduzir em baixo custo geral do sistema; impulso específico mais alto do que motores de foguete sólidos e impulso específico de densidade mais alta (que muitos motores bipropelentes líquidos comuns); e capacidade de alterar suavemente o empuxo sob demanda em amplas faixas. Mesmo que os híbridos tenham muitas características próprias, eles se beneficiam do desenvolvimento de foguetes líquidos e sólidos.

Entre as desvantagens dos sistemas híbridos estão: a proporção da mistura e, portanto, o impulso específico pode variar durante a “operação de vazão constante” do componente não sólido; geometrias sólidas relativamente complicadas são necessárias com resíduos de combustível significativos e inevitáveis (lascas) que reduzem a fração de massa e podem variar de forma imprevisível com estrangulamento aleatório; propenso a grandes amplitudes, flutuações de pressão de baixa frequência (denominado *chugging*); e as descrições presentes estão incompletas, tanto para taxas de regressão de combustível sólido quanto para efeitos de dimensionamento de motores de grandes sistemas híbridos (resultando em parte de suas configurações de projeto de grão interno relativamente complicadas). Embora as rachaduras no componente sólido do híbrido possam não ser tão catastróficas quanto as dos motores sólidos, a área de superfície total influencia a liberação do propelente e as áreas de queima expostas podem mudar de forma imprevisível durante a operação do foguete em alguns dos projetos mais complicados (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Os motores híbridos também são mecanicamente mais simples e permitem combustíveis mais densos do que os sistemas de propelente líquido. As desvantagens dos foguetes híbridos incluem uma variação na proporção da mistura durante a operação, eficiência de combustão comparativamente baixa, resíduos de combustível inevitáveis, instabilidades de pressão e balística de motor interna relativamente complicada. Além disso, uma grande desvantagem da propulsão química híbrida são as baixas taxas de regressão de combustível sólido durante a combustão, o que acaba levando a um baixo empuxo do motor.

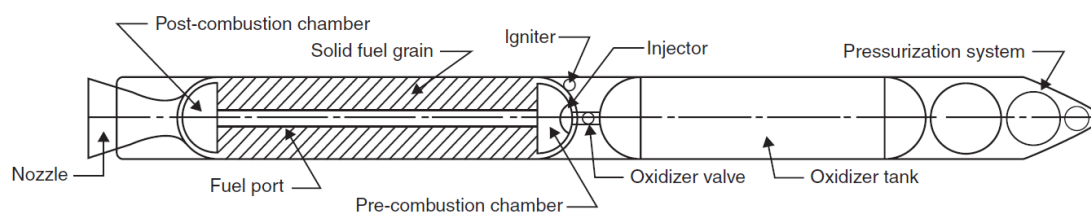


Figura 1: Sistema de propulsão híbrida clássico (CHIAVERINI, 2010).

A Figura 1 ilustra as principais características de um sistema de propulsão de foguete híbrido clássico, que consiste em um tanque do oxidante, injetor do oxidante, caixa de grãos de combustível sólido, ignitor e tubeira de saída. O sistema de pressurização do tanque do oxidante líquido pode consistir em tanques de hélio de alta pressão (conforme mostrado na Figura 1) ou um conjunto turbobomba. Durante a operação, um oxidante líquido é injetado na extremidade superior de um grão de combustível sólido, às vezes

primeiro através de uma câmara de pré-combustão que serve para vaporizar o oxidante e permitir que ele entre na porta de combustão. Um dispositivo de ignição próximo à extremidade principal do grão de combustível é usado para vaporizar o combustível sólido local e iniciar a combustão com o fluxo do oxidante. Uma zona de chama é estabelecida na camada limite entre a superfície do combustível e a borda da camada limite. O calor liberado na zona da chama faz com que o combustível sólido próximo à superfície gaseifique. O combustível gaseificado e o oxidante se misturam e reagem ao longo do comprimento do grão de combustível e são expelidos para fora da tubeira para gerar empuxo. Uma câmara de pós-combustão é às vezes usada para obter uma mistura e combustão mais completas do combustível e do oxidante.

Embora os híbridos compartilhem vários componentes que são comuns ao motor de foguete líquido típico e ao motor de foguete sólido, os princípios básicos de operação do motor híbrido são bastante distintos. Em motores de foguetes líquidos, o combustível e o oxidante são tipicamente misturados de forma vigorosa perto do injetor. Os motores sólidos empregam grãos propulsores em que o combustível e o oxidante são pré-misturados de uma forma íntima. Em ambos os casos, a proporção da mistura combustível-oxidante é bastante uniforme em toda a zona de reação do propulsor. Em foguetes híbridos, no entanto, os propelentes são separados fisicamente e armazenados em diferentes fases. Portanto, o combustível e o oxidante queimam em uma zona de combustão não pré-misturada ao longo de todo o comprimento do grão do combustível, resultando em uma razão de mistura de oxidante para combustível local que varia axialmente ao longo do combustível. Além disso, devido à dependência íntima da taxa de gaseificação do combustível sólido na dinâmica de gases da vazão na porta de combustível, a própria proporção da mistura local normalmente varia com o tempo, bem como a distância ao longo da porta de combustível. O principal parâmetro que influencia o design dos grãos de combustível híbrido e, portanto, o design geral do motor híbrido, é a taxa de regressão do combustível sólido. A taxa de regressão, uma velocidade, é definida como a taxa na qual o combustível da fase sólida é convertido em um gás ([CHIAVERINI, 2010](#)).

2.3 Componentes do foguete híbrido

O conceito de propulsão de foguete híbrido consiste em duas partes, o tanque onde o oxidante é armazenado em estado líquido e a câmara de combustão, ou empuxo, onde o combustível é armazenado na forma de um grão sólido. O oxidante é injetado em uma pré-câmara de combustão ou vaporização antes de chegar ao grão de combustível. O grão de combustível contém numerosas portas de combustão axial que geram vapor de combustível para reagir com o oxidante injetado. Uma pós-câmara de combustão é empregada para garantir que todo o combustível e o oxidante sejam queimados antes de sair pelo bucal.

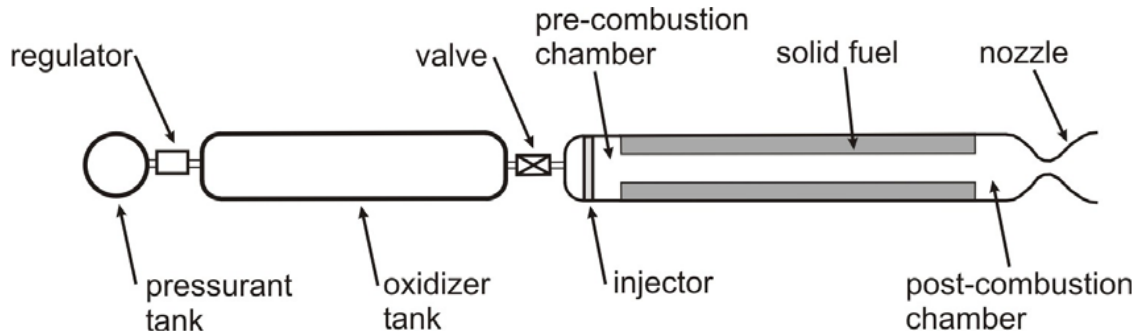


Figura 2: Esquema dos componentes de um foguete a propelente híbrido (GREATRIX, 2015).

A Fig. 2 apresenta como são os componentes da câmara de combustão. Após os tanques de pressão e o tanque do oxidante, é apresentado o sistema de injeção com o conjunto de injetores, depois a pré-câmara de combustão, seguido pela área do grão de combustível (câmara de combustão), pós-câmara de combustão e tubeira (bocal). Alguns sistemas não possuem a pré-câmara e a pós-câmara de combustão.

2.3.1 Sistema de Injeção

O sistema de injeção de uma câmara de foguete determina a atomização e homogeneidade do fluido injetado, bem como a eficiência e estabilidade da combustão.

Para motores de foguetes híbridos de alta potência e foguetes amadores, onde a geometria de porta circular única é mais frequentemente usada, a injeção direta de oxidante é a melhor abordagem, portanto, o método de injeção é a injeção direta na porta do grão do combustível.

Um motor híbrido difere fundamentalmente em termos de comportamento de combustão em comparação com foguetes sólidos e líquidos, em que a razão oxidante para combustível varia ao longo do comprimento do grão de combustível híbrido, ou seja, tem uma dependência axial. Em um foguete líquido, os injetores geralmente injetam o combustível e o oxidante em uma extremidade da câmara de combustão, portanto, não há dependência axial. Em um motor de foguete sólido, não há a parte da cabeça do injetor e cada partícula está ligada ao combustível e ao oxidante, garantindo assim que O/F permaneça praticamente constante (GROVER et al., 2016).

2.3.2 Câmara de combustão

A câmara de combustão em um motor de foguete híbrido é um tanque de alta pressão onde o grão de combustível sólido está fixado e é onde ocorre a combustão do propelente do foguete. Seu comprimento e diâmetro estão relacionados com as configurações do grão de combustível. Quanto mais longa for a câmara de combustão, mais estável será a combustão, uma vez que o propelente tem mais espaço para obter uma mistura uniforme. Assim, a câmara de combustão é a parte vital para a segurança e o desempenho do motor do foguete híbrido (GROVER et al., 2016).

2.3.3 Tubeira

A tubeira ou bocal é a parte final do motor cujo o objetivo é receber os produtos da reação de combustão a uma alta temperatura e pressão e baixa velocidade e os acelera até atingir uma velocidade sônica na sua garganta, ou seção crítica. Após o estrangulamento, os gases quentes expandem na parte divergente atingindo a velocidade desejada.

A aceleração do escoamento de exaustão, proporcionando assim o empuxo necessário, essa é a abordagem mais simples para definir a função de uma tubeira de foguete. Os métodos de projeto, geometria e análise de escoamento de uma determinada tubeira são elementos chave para prever seu desempenho (GAMAL et al., 2018).

Segundo Hasim et al., a tubeira de um foguete híbrido é considerada a parte mais difícil do projeto e também a mais importante, tendo um efeito de 30% na capacidade de empuxo dos motores.

2.4 Balística interna do motor do foguete híbrido

A balística interna dos motores de foguete híbridos é um pouco mais complexa do que a dos motores de foguete sólidos. Isso resulta não de uma compreensão menor do sistema híbrido, mas sim do fato de que a taxa de regressão do grão híbrido é, em parte, dependente do fluxo de massa total por unidade de área que passa pela porta de combustão. Este fluxo de massa, por sua vez, varia com a posição axial devido ao consumo do grão sólido (NETZER, 1972).

Como o grão de combustível na configuração híbrida clássica não contém oxidante, os processos de combustão ocorrem apenas na fase gasosa e, portanto, as taxas de regressão da superfície do combustível são marcadamente diferentes daquelas de um motor de foguete sólido. Como o combustível sólido deve vaporizar antes da combustão, a regressão da superfície do combustível está intrinsecamente relacionada ao acoplamento da dinâmica dos fluidos da porta de combustão e a transferência de calor para a superfície do grão combustível (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

É possível postular que a quantidade de oxidante líquido escoando através da câmara de combustão afeta o empuxo produzido pelo motor. Esse postulado tem base teórica e é comprovado experimentalmente. Desta forma, a taxa de queima do combustível sólido, ou taxa de regressão, é também uma função da taxa de escoamento do oxidante.

A região de combustão primária é conhecida por estar contida dentro de uma zona de chama relativamente estreita localizada dentro da região da camada limite que se desenvolve e cresce sobre a superfície do grão de combustível. O calor é transferido para superfícies de grãos de combustível por convecção e radiação.

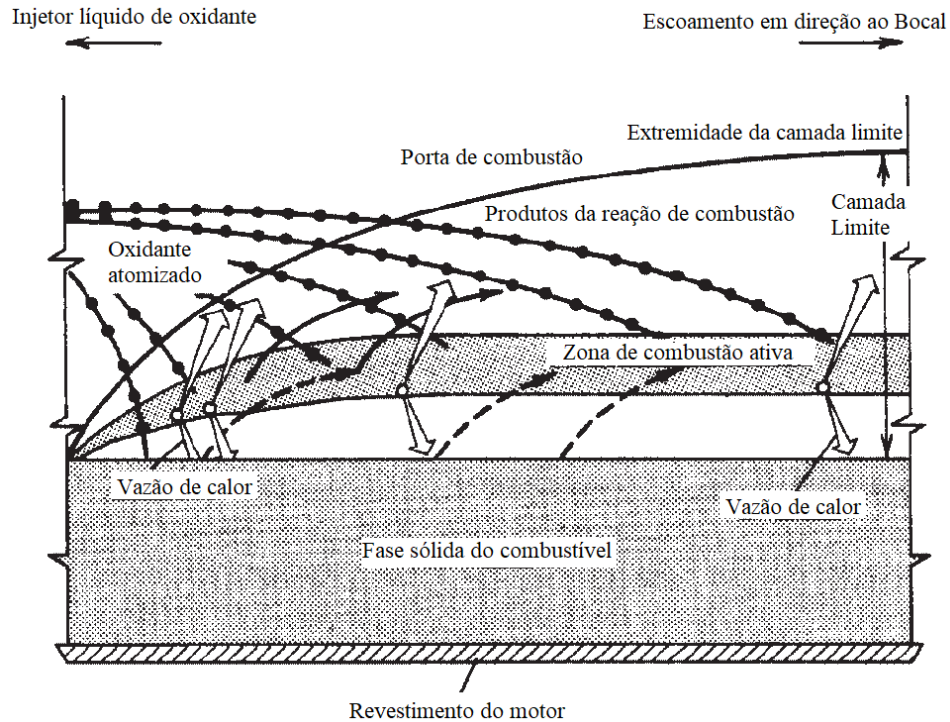


Figura 3: Modelo simplificado de um processo de combustão híbrida controlada por difusão. Adaptado de (SUTTON; BIBLARZ, 2017)

A Figura 2 mostra um modelo simplificado do processo de combustão híbrida para um sistema de combustível não metalizado (ou de baixa radiação). O combustível vaporizado, como resultado do aquecimento da zona da chama, flui da superfície para a região da chama, enquanto o oxidante sofre convecção do escoamento livre para a zona da chama por difusão turbulenta. A chama é estabelecida em um local dentro da camada limite determinado apenas pela estequiometria sob a qual a combustão pode ocorrer. A espessura dessa zona de chama é governada principalmente pela taxa em que ocorrem as reações de oxidação. Essas taxas são amplamente dependentes das pressões locais e geralmente seguem uma dependência exponencial da temperatura. Outros fatores além da pressão e temperatura do gás que afetam o desenvolvimento da camada limite do grão de combustível e, portanto, as características de regressão do combustível incluem a composição do grão, a taxa de fluxo de massa do oxidante da porta de combustão e o comprimento da porta de combustão e a área transversal (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Em condições estacionárias, a transferência de calor da chama para a superfície do grão é o produto entre a vazão mássica de vapor de combustível e o calor de gaseificação (HUMBLE, 1995). Assim:

$$\dot{Q}_w = \dot{m}_f \cdot h_v \quad (1)$$

Onde,

\dot{Q}_w : Calor transferido da chama para a superfície do combustível;

\dot{m}_f : Vazão mássica do combustível vaporizado;

h_v : Calor total de gaseificação;

O parâmetro h_v inclui três fenômenos, o calor necessário para aumentar a

temperatura da superfície do grão até a vaporização, a energia de despolimerização e o calor de vaporização.

Segundo Sutton e Biblarz, com grãos de combustível não metalizados, nas pressões e níveis de escoamento de interesse para aplicações de propulsão, a transferência de calor por convecção é considerada muito maior do que aquela transferida por radiação de fase gasosa ou radiação de partículas de fuligem no escoamento. Como resultado, as características básicas da regressão de grãos de combustível podem ser exploradas por meio de análises de transferência de calor por convecção em uma camada limite turbulenta. Assim, para o regime central a seguinte equação pode ser usada para a taxa de regressão de combustível, \dot{r} :

$$\dot{r} = 0,036 \frac{G^{0,8}}{\rho_f} \left(\frac{\mu}{x}\right)^{0,2} \beta^{0,3} \quad (2)$$

Onde, G é o fluxo mássico de oxidante em qualquer posição axial x , ρ_f é a massa específica do combustível sólido, μ é a viscosidade do vapor de combustível e o β é o coeficiente de insuflamento (*blowing coefficient*) e pode ser expressado como uma diferença de entalpia entre a superfície do combustível e a zona da chama.

Uma vez que o coeficiente β é um parâmetro aerodinâmico e termoquímico e como sua dependência x é da mesma ordem, a Eq. 2 é frequentemente simplificada para fins de engenharia preliminar, agrupando os efeitos de x , β , μ e ρ_f em um único parâmetro, usualmente dado pelo símbolo a . Assim a Eq. 3 é:

$$\dot{r} = a(G_0)^n \quad (3)$$

G_0 é o fluxo de massa de oxidante por unidade de área e as constantes a e n são obtidas experimentalmente.

$$G_0 = \frac{\dot{m}_0}{N \cdot A_{porta}} \quad (4)$$

Onde \dot{m}_0 é a vazão mássica de oxidante e N, A_{porta} são geometrias da porta de combustão.

O modelo de taxa de regressão desenvolvido para esses propelentes de liquefação, além da gaseificação clássica, é baseado em um mecanismo de transferência de massa resultando no arrastamento de gotículas de líquido da camada de fusão. A formação de gotículas é causada por instabilidades da camada de líquido, que resultam do fluxo de massa alta velocidade na porta (KARABEYOGLU et al., 2002).

É necessário um completo entendimento da dependência da taxa de regressão em relação ao fluxo de massa e de parâmetros como a pressão e o comprimento do grão de combustível para o desenvolvimento de um projeto balístico de um sistema de propulsão híbrida. Essa relação é conhecida como “Lei da taxa de regressão” onde a fórmula para a taxa de regressão varia de acordo com as propriedades termofísicas e termoquímicas de

cada combinação de propelentes.

Karabeyoglu et al. desenvolvem uma teoria que pode ser usada para explicar os fenômenos observados na combustão de motores híbridos e que se estende a aplicabilidade da teoria da combustão híbrida para os combustíveis que podem formar uma camada líquida razoavelmente espessa durante a combustão.

Na Fig. 3 é considerada a espessura do filme formado em uma placa em chamas sob o aquecimento combinado de convecção e radiação. Fisicamente, a espessura da camada líquida é determinada pelas relações de transferência de energia tanto no sólido quanto no líquido. Nesta formulação é considerada a regressão em regime permanente, assim, as velocidades da interface líquido-gás e sólido-líquido são consideradas iguais e constantes. Isso implica que a espessura da camada de fusão também é constante. É assumido ainda que as propriedades termofísicas do material tanto na fase líquida quanto na fase sólida são uniformes. O efeito da convecção na camada de líquido também é ignorado por causa das pequenas espessuras da camada de fusão para as quais os números de Reynolds são relativamente pequenos e os gradientes de temperatura são grandes (KARABEYOGLU et al., 2002).

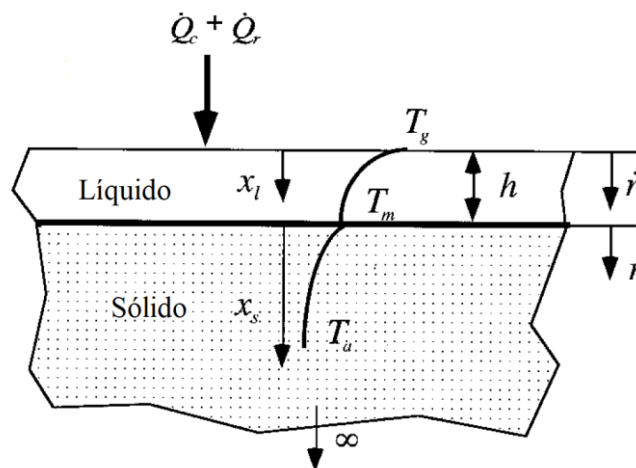


Figura 4: Esquema do modelo térmico usado na estimativa da espessura da camada de fusão (KARABEYOGLU et al., 2002).

Na análise é considerada a possibilidade de penetração da radiação térmica na placa. Algumas premissas simplificadoras são introduzidas para o tratamento por radiação. Primeiro, o campo de fluxo radiativo é considerado unidimensional. Como os níveis de temperatura na placa são pequenos, a contribuição da radiação emitida pelo material interno para a intensidade radiativa é desprezível. O coeficiente de absorção é independente da frequência da radiação tanto no líquido quanto no sólido. Além disso, os efeitos não colimados da radiação que incide sobre a superfície da placa de combustível são desprezados.

O balanço de energia na interface líquido-gás requer que a transferência de calor convectiva do gás para a interface seja igual à transferência de calor condutiva para o líquido e ao calor necessário para a transformação de fase. Isso pode ser interpretado da seguinte forma: a energia total transferida do entorno deve ser igual à energia total absorvida na placa, que é composta pela energia necessária para aquecer o líquido e o sólido

e o calor necessário para as transformações de fase (KARABEYOGLU et al., 2002).

Apesar do modelo utilizado por Karabeyoglu et al. não conseguir acompanhar um crescimento da camada líquida para grandes espessuras por se tratar de um modelo no estado estacionário, ele mostra que o efeito da transferência de massa de arrastamento é reduzir a espessura de um dado fator de radiação e aumentar o valor crítico do fator de radiação. Este efeito é gerado a partir da dependência nominal da regressão de arrastamento do calor efetivo de gaseificação.

2.5 Parâmetros de eficiência do motor

O conceito de um sistema de propulsão de foguete ideal é útil porque os princípios termodinâmicos básicos relevantes podem ser expressos com relações matemáticas relativamente simples. Essas equações descrevem escoamentos quase unidimensionais na tubeira, que representam uma idealização e simplificação das equações bidimensionais ou tridimensionais completas do comportamento aerotermoquímico real. No entanto, dentro dos pressupostos declarados abaixo, essas descrições são muito adequadas para a obtenção de soluções úteis para muitos sistemas de propulsão de foguetes (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

De acordo com Hill e Peterson, foguetes químicos, movidos por propelentes líquidos, sólidos ou híbrido, tem uma complexidade variável de acordo com o sistema de alimentação e sistema de injeção de oxidante, da câmara de combustão e da tubeira de exaustão. Para simplificar a análise é assumida as seguintes hipóteses:

- 1- O fluido de trabalho é um gás perfeito de composição constante;
- 2- A reação química é equivalente a um processo de aquecimento de pressão constante;
- 3- O processo de expansão é constante, unidimensional e isentrópico.

As equações e teorias apresentadas neste tópico se aplicam para sistemas de propulsão de foguetes químicos, sendo eles líquidos, sólidos ou híbridos, e seguem as considerações adotadas por (SUTTON; BIBLARZ, 2017), no capítulo 3 e por (HILL; PETERSON, 1992) nos capítulos 10 e 11.

Empuxo

Empuxo é a força produzida pelo sistema de propulsão do foguete que atua no centro de massa do veículo. É uma força de reação, experimentada pela estrutura do veículo a partir da ejeção do propelente em altas velocidades. A equação do empuxo do foguete pode ser escrita como:

$$F = \dot{m}_p v_s + (P_s - P_a)A_s \quad (5)$$

Onde o empuxo (F), varia de acordo com a pressão atmosférica (P_a) e de parâmetros de exaustão do motor, como: vazão mássica de propelentes (\dot{m}_p), a velocidade de saída dos gases (v_s), a pressão de saída (P_s) e a área de saída da tubeira (A_s).

Coeficiente de empuxo

O coeficiente de empuxo é adimensional, ele é um parâmetro chave para a análise e eficiência da tubeira. Para o foguete ideal, o coeficiente de empuxo é uma função apenas da geometria do bico, uma vez que a variável de pressões pode ser considerada como uma medida de quão bem a geometria do bico é adequada para a taxa de pressão real. Ele pode ser escrito como:

$$C_F = \frac{F}{P_c A_g} \quad (6)$$

Sendo A_g a área da garganta da tubeira.

Impulso total

Impulso total (I_t) é essencialmente proporcional à energia total liberada por ou em todo o propulsor utilizado pelo sistema de propulsão durante um intervalo de tempo. Para um empuxo constante ele pode ser simplificado como:

$$I_t = Ft \quad (7)$$

Onde t é o intervalo de tempo de queima do propelente.

Impulso específico

O impulso por unidade de massa do propelente é um importante variável de performance dos foguetes, ele mede o quão eficientemente o foguete utiliza seu propelente. O impulso específico (I_{sp}) é a razão entre o impulso total gerado pelo sistema em relação a massa de propelente. Pode ser representado por:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_p g_0} \quad (8)$$

Onde g_0 é a aceleração da gravidade local.

Velocidade efetiva de exaustão

A velocidade efetiva de exaustão (c) representa uma velocidade média ou uma velocidade equivalente de massa na qual o propelente está sendo ejetado do foguete. Pode ser definido como:

$$c = \frac{F}{\dot{m}_p} \quad (9)$$

Velocidade de saída

A velocidade ideal de saída da tubeira pode ser calculada por:

$$v_s = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{R_0 T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P_s}{P_c} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right]} \quad (10)$$

Sendo M o valor da massa molar dos gases quentes, R_0 a constante universal do gases, T_c a temperatura de combustão, P_c a pressão na câmara de combustão e γ é a razão entre os calores específicos a pressão e a volume constante.

Velocidade característica

Essa velocidade é uma função das características do propelente e das propriedades da câmara de combustão, independentemente das características da tubeira. Assim, pode ser usado para comparar diferentes combinações de propelentes para o desempenho da câmara de combustão. Ele pode ser apresentado como:

$$C^* = \frac{P_c A_g}{\dot{m}_p} \quad (11)$$

2.6 Bancada de testes

Os testes em solo são necessários para confirmar as características e integridade dos motores de foguete antes de qualquer voo de foguete. A importância da realização de testes estáticos do solo é que eles ajudam a verificar se as características do motor estão de acordo com os parâmetros do projeto. Os testes de solo também fornecem informações que reduzem as chances de danos e falhas quando um foguete é finalmente executado (BABAYOMI et al., 2013).

O objetivo de uma bancada de teste de propulsão é medir, investigar e demonstrar o desenvolvimento temporal do empuxo como resultado da combustão em um motor de foguete. Os parâmetros a serem testados são o princípio de combustão, a composição do propelente, o princípio de ignição e a geometria da câmara de combustão e do bocal. Portanto, o motor deve ser montado e operado em condições repetíveis, ou seja, a geometria do ambiente, a posição espacial do motor, a alimentação de propelente e/ou oxidante e o processo de ignição. Um outro objetivo é garantir condições de teste seguras, ou seja, operar o processo remotamente e automatizado enquanto os operadores observam o processo de uma posição segura e posteriormente higienizar a câmara de combustão de resíduos inflamáveis ou explosivos para desmontagem segura após o teste (NEFF; MEROTH; REHBERGER, 2016).

2.6.1 Equipamentos da bancada de teste

Instalações de teste também compreendem o propulsor híbrido, tanques oxidantes, tanques pressurizadores, sistema de alimentação, sensores, válvulas, transdutores, medidores de vazão, atuadores e sistema de aquisição de dados. Para a bancada de teste do CPL foram analisados os fluidos a serem utilizados, como se comportam, analisados os requisitos e analisados os equipamentos disponíveis no mercado ([CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, 2020](#)).

Roscas hidráulicas

Os sistemas hidráulicos utilizam inúmeros tipos diferentes de conexões e adaptadores com diferentes métodos de vedação e formas de rosca. A grande variedade de roscas de conexões hidráulicas permite uma variedade de aplicações. Alguns fatores devem ser considerados na escolha das roscas como pressão, selamento, resistência a vibração, facilidade de instalação, reutilização, temperatura e maneabilidade.

Sensor de temperatura

Para aferir dados de temperatura é recomendado o uso de termopares. Termopares são constituídos de dois metais distintos, unidos por suas extremidades e ligados a um termômetro termopar ou outro dispositivo com capacidade termopar, na outra extremidade. Quando configurado corretamente, termopares podem fornecer medições de temperatura em uma ampla faixa de temperatura.

Transdutor de pressão

Um transdutor de pressão converte a pressão em um sinal elétrico analógico. O mais preciso é o transdutor de pressão piezoelétrico, onde sua função é traduzir uma força aplicada a ele em um sinal elétrico e pode ser classificado de acordo com a carga eletrostática do cristal que o compõe. Quando a pressão é aplicada a um cristal ele é elasticamente deformado e essa deformação resulta em um fluxo de carga elétrica. O sinal elétrico resultante pode ser medido como uma indicação de pressão que foi aplicada ao cristal.

Célula de carga

Uma célula de carga é um transdutor de força que converte a carga que atua sobre ele em uma saída elétrica mensurável. Os tipos de célula de carga podem ser caracterizados pelo tipo de sinal de saída gerado (pneumático, hidráulico, elétrico) ou pela maneira como o peso é detectado (flexão, cisalhamento, tensão, etc.).

Tanque de oxidante

O tanque de oxidante é um tanque que deve suportar a alta pressão do fluido oxidante, a variação de temperatura, corrosão e não deve oxidar. Para o óxido nítrico o recomendável é que o tanque agüente no mínimo 180bar.

Pescador

O pescador tem a função de fornecer oxidante em fase líquida ao motor. É recomendado que aproveite a conexão do pescador para adicionar outro tubo que entra no tanque, com saída para fora do sistema de alimentação, a fim de limitar a quantidade de até 90% do volume do tanque, por segurança.

Medidor de vazão

Um medidor de vazão é um instrumento usado para medir a taxa de vazão, linear ou não linear, da massa ou do volume de um líquido ou um gás. Ao escolher um medidor de vazão, devem ser considerados fatores intangíveis como a familiarização e sua experiência com calibração e manutenção, a disponibilidade de peças de reposição e o intervalo médio do histórico das falhas, entre outros, na unidade específica.

Válvulas

As válvulas são dispositivos usados para a regulação, direcionamento e controle do fluxo de fluidos ou gases, fechando, abrindo ou obstruindo parcialmente as passagens dentro de uma tubulação. Algumas funções são levadas em consideração na escolha de uma válvula, como: Isolamento, estrangulamento, alívio de pressão e mudança direcional.

Sistema de aquisição de dados

O sistema de aquisição de dados (SAD) é a parte central para a coleta de informações fornecidas pelos sensores e assim documentar e analisar um fenômeno. Muitos SAD possuem amplificadores acoplados, pois a maioria dos sensores fornecem sinais de intensidade muito baixa e precisam serem amplificados para obter uma leitura correta. Alguns SAD possuem também saídas digitais e analógicas para fazer o controle de partes do sistema.

2.6.2 Equipamentos utilizados na bancada de teste do CPL

Este trabalho utilizou a bancada de teste do *Chemical Propulsion Laboratory - CPL* (Laboratório de Propulsão Química) localizado no Campus do Gama ([CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, 2020](#)).

A bancada de testes do CPL foi desenvolvida de forma simplificada para estudos universitários em escala laboratorial, ela satisfaz as necessidades de pesquisa acima de TRL

(*Technology Readiness Level*) = 5 e utiliza componentes COTS (*Commercial off-the-shelf*), o que reduziu significativamente seu custo de desenvolvimento e permitiu o funcionamento estável do motor, tornando-o seguro e confiável (SHYNKARENKO; GONTIJO, 2019).

Os equipamentos que compõem a bancada são: roscas NPT e BSP, por sua disponibilidade, baixo custo, resistência à altas pressões e variações de temperatura, fácil selamento. Para mangueiras, foram escolhidas conexões JIC por sua boa maneabilidade e disponibilidade. As conexões e mangueiras são da Milano. O termopar escolhido foi o KQXL-18G-12 do tipo K (da Omega), pois resistem ao intervalo de temperatura, possuem tempo de resposta adequado e não tem problemas com o oxidante. Para os transdutores de pressão foram escolhidos os piezoelétricos 6061bs31 de 100 bar (da Kistler), pois apresentam boas leituras e permitem um coeficiente de segurança em caso de variações de pressão. A célula de carga selecionada foi a tipo "S" de compressão de 20kg (da Primax), devido ao fato de que o tanque de oxidante ser posicionado em cima dela, a fim de determinar a massa de oxidante dentro do tanque. O tanque de oxidante é o TC-3ALM153 (da Luxfer Gas), pois suporta o óxido nítrico, tem volume que atende as necessidades do laboratório e preço acessível. O pescador foi usinado sob medida, permitindo 10% do volume do tanque de gás. O medidor de vazão apropriado é o tipo turbina FTB792 da Omega. As válvulas utilizadas são a esfera para o controle de empuxo (da Swagelok) e controle do abastecimento do tanque de oxidante e da purga (da Milano), a de retenção tipo esfera (da Milano), por questões de segurança prevenindo fluxo reverso, e a de alívio 200100 (da Hidropress), para aliviar a pressão em caso de aumento de pressão não desejada. Os controles das válvulas são feitos por meio de atuadores pneumáticos, para o abastecimento do tanque de oxidante, purga e desabastecimento, do modelo AT-054 e AT-104 (da Valmicro) e um servo motor HS-1005SGT (da Hitech), com engrenagens para o controle de empuxo. O sistema de aquisição de dados (SAD) é o CompactDAQ 9178 (da National Instruments), pois ele possibilita a aquisição de dados e o envio de sinal para o controle da válvula em integração com um programa desenvolvido na plataforma do LabView (SHYNKARENKO; GONTIJO, 2019).

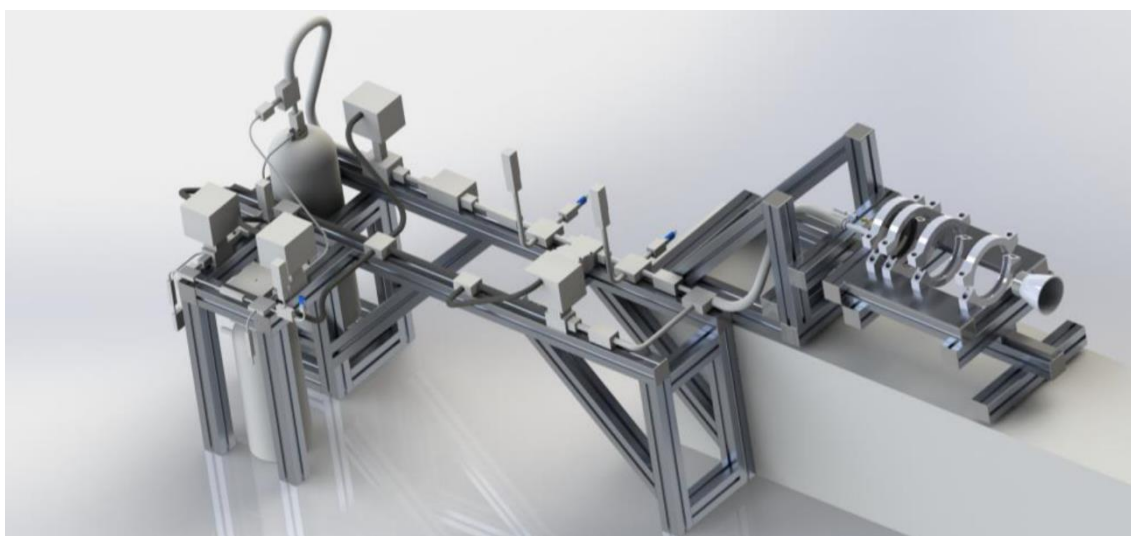


Figura 5: Bancada do sistema de alimentação (SHYNKARENKO, 2019)

A Fig. 5 mostra o modelo 3D do sistema de alimentação da bancada de testes.

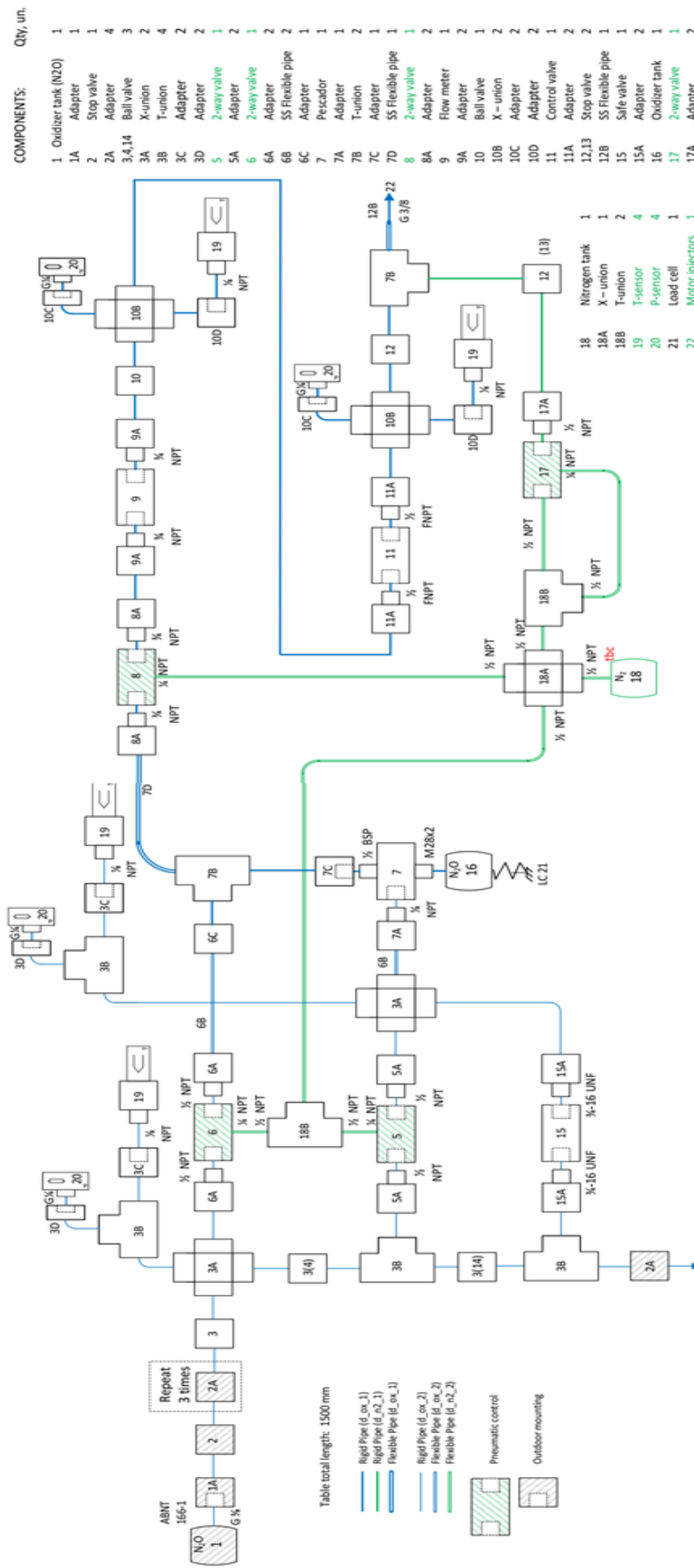


Figura 6: Disposição dos equipamentos durante a realização dos testes (SHYNKARENKO, 2019)

A Fig. 6 mostra a disposição dos equipamentos na bancada de teste durante a realização de testes. Os requisitos que foram considerados na bancada de teste do CPL foram: características dos fluxos, tempos de resposta, compatibilidade entre os materiais, compatibilidade elétrica e eletrônica, tamanho, massa e volumes mínimos, confiabilidade e condições ambientais (CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, 2020).



Figura 7: Sistema de alimentação e controle montado. Obtido em (<http://fga.unb.br/cpl>)



Figura 8: Sistema de aquisição de dados e monitoramento de testes. Obtido em (<http://fga.unb.br/cpl>)

A Fig. 7 mostra a bancada real construída e montada dentro do CPL e a Fig. 8 mostra a sala de aquisição de dados e monitoramento de testes experimentais (CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, 2020).

3. Metodologia

Neste capítulo será apresentada a metodologia utilizada para realizar os cálculos, desenvolver as configurações dos grãos de combustível.

3.1 Design do motor híbrido

O motor utilizado nos testes é um mono-cilindro de aço inox 304, com 240 mm de comprimento e 90mm de diâmetro interno. A tubeira foi usinada com grafite e, inicialmente, possui diâmetro de garganta de 18,5 mm. O injetor utilizado é do tipo *shower*, que possui furos retos passantes. Duas camadas de proteção térmica de um composto de silicone preto com manta e fibra de vidro foram aplicadas nas regiões de pré e pós câmara

de combustão com o objetivo de garantir a integridade estrutural do motor durante as baterias de testes (ANDRIANOV et al., 2017).

O projeto do motor é uma adaptação de um propulsor já existente, o *Firestorm*, um motor híbrido de 1500 N de empuxo e que opera com pressão na câmara de combustão de 20 bar (OLIVEIRA; GONTIJO; SILVA, 2017).

A área de injeção se manteve a mesma, porém a região divergente da tubeira foi reduzida e o comprimento do motor foi aumentado.

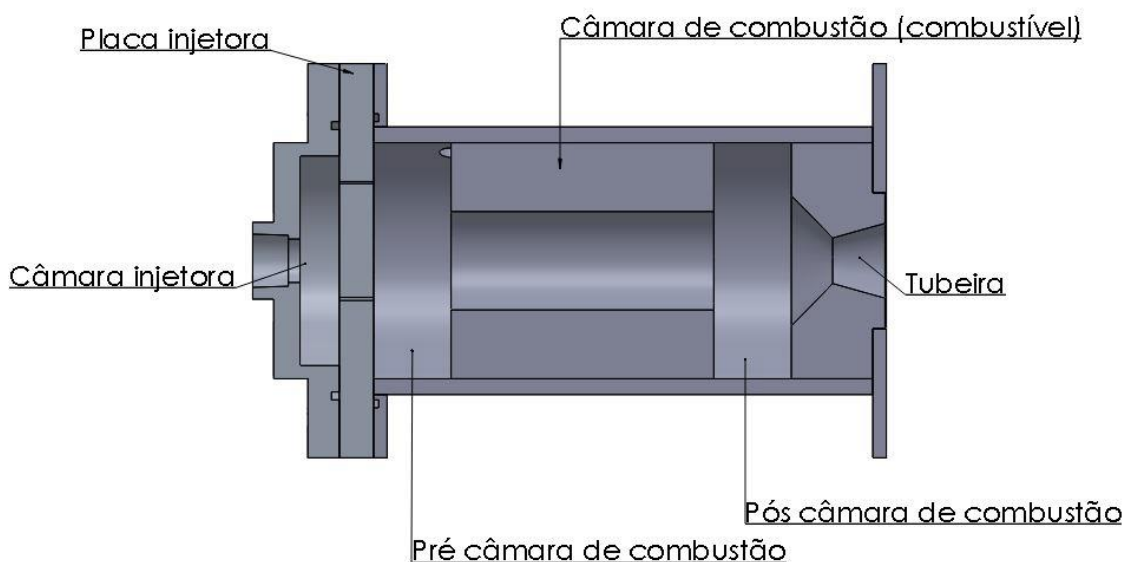


Figura 9: Corte transversal do motor do foguete híbrido (DOMINGOS C. H. F. L., 2019)

A Tab. 1 traz alguns parâmetros de eficiência e características do motor. Estes cálculos da balística do motor foram feitos utilizando o software NASA *Chemical Equilibrium with Applications* (CEA) adotando uma pressão de 10 bar na câmara de combustão.

Tabela 1: Parâmetros de operação do motor híbrido

Parâmetros do motor	Valores
Pressão na câmara [bar]	10,00
Tempo de queima [s]	5,00
Razão O/F ótima	6,10
Velocidade característica [m/s]	1627
Impulso específico [s]	206,1
Velocidade efetiva de exaustão [m/s]	2061
Velocidade de saída [m/s]	2045
Coefficiente de empuxo	1,26
Número de injetores	25
Área de injeção [m^2]	0,0012

3.2 Configurações do grão de combustível

As configurações do grão foram desenvolvidas por (DOMINGOS, C. H. F. L., 2019). Foram produzidas diversas configurações de grão, variando as células nas direções axial e radial, espessura de parede e número de camadas circulares. Foram testados grãos híbridos de polietileno tereftalato de etileno glicol (PETG) com parafina e grãos de parafina pura. A tabela 1 traz a descrição de todos os grãos e casos testados no trabalho. Para todos os casos foram utilizados os mesmos tamanhos de portas de combustão (0,038m) e o comprimento do grão (0,1m).

Tabela 2: Descrição geométrica dos grãos testados

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

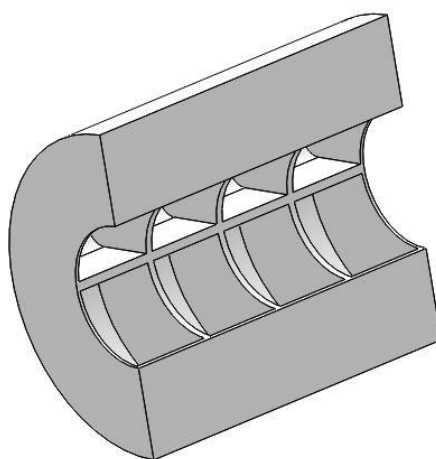
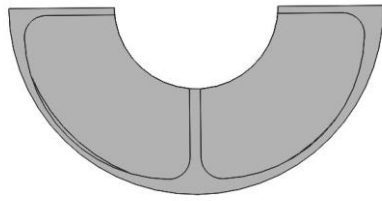
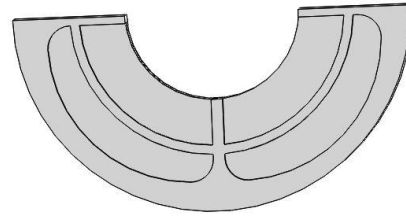


Figura 10: Vista isométrica de uma das metades de um grão (DOMINGOS C. H. F. L., 2019)

Nos três últimos casos, foi aplicada uma camada circular que divide o grão em duas regiões distintas. A parafina é armazenada em ambas. A Fig. 10 mostra como é essa divisão.



a) Grão sem camadas divisórias



b) Grão com uma camada divisória

Figura 11: Seção transversal de grãos com e sem a camada divisória (DOMINGOS C. H. F. L., 2019)

3.3 Eficiência do motor

A eficiência do motor pode ser calculada através da diferença entre as velocidades características experimentais e teóricas, neste caso, levando em conta apenas a eficiência da queima dos propelentes e não a eficiência de outras partes do motor, como, a tubeira ou o empuxo gerado pela combustão. O valor da eficiência " η " é dado pela razão entre a velocidade característica experimental e a velocidade característica teórica.

$$\eta = \frac{C^*_{exp}}{C^*_{teo}} \quad (12)$$

A C^*_{teo} é obtida por meio de um polinômio interpolar de quinto grau que relaciona a velocidade característica com a razão O/F dos propelentes. Utilizando o *software* CEA, foi possível gerar os valores de C^* para cada razão O/F desejada.

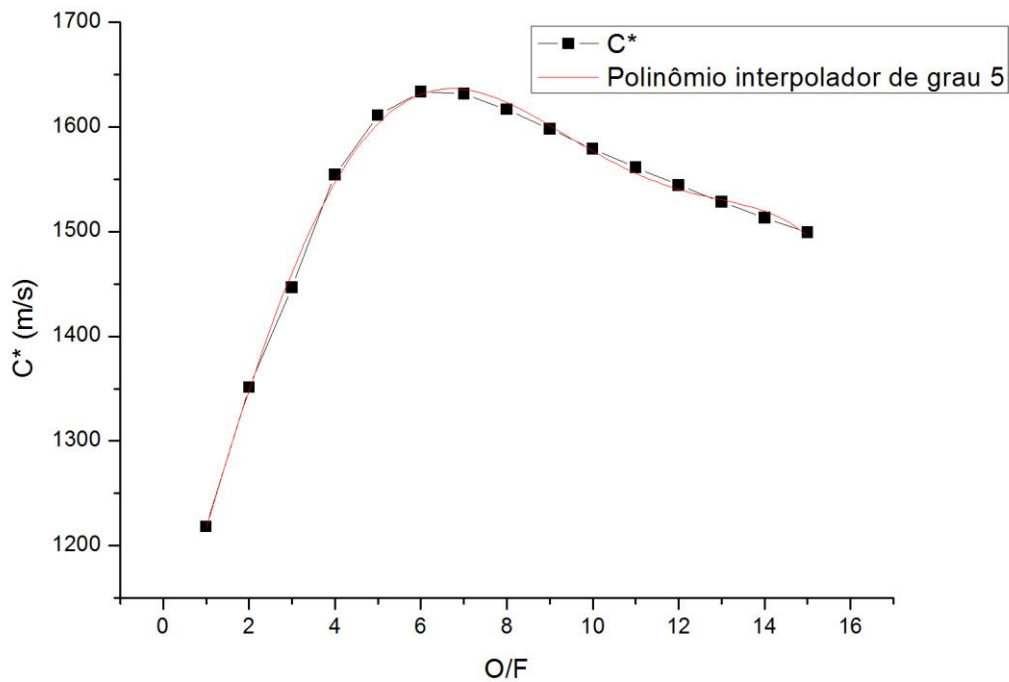


Figura 12: Curva de interpolação para determinar a velocidade característica teórica. (DOMINGOS, C. H. F. L., 2019)

A velocidade característica experimental C^*_{exp} é calculada pela equação (11). Outros dados como a pressão na câmara de combustão, área da garganta da tubeira e a vazão mássica de propelentes devem ser obtidos de forma empírica a partir das informações obtidas nos testes estáticos do motor.

Para calcular a velocidade característica experimental, considera-se a pressão absoluta na câmara de combustão (P_{ac}), ou seja, a pressão nominal obtida por meio do transdutor de pressão acoplado na região de pré câmara, acrescida da pressão atmosférica, a qual foi adotada no valor de 1 bar.

Para a pressão nominal é necessário, integrar a pressão da câmara de combustão no tempo. A partir do valor da área da curva dividida pelo tempo de queima do teste, é possível obter a pressão nominal da câmara de combustão. Para a pressão absoluta basta acrescentar o valor da pressão atmosférica à pressão nominal.

A área da garganta da tubeira é obtida medindo seu diâmetro antes e depois dos testes. São realizadas 4 medições em pontos diferentes utilizando um paquímetro digital, e calculada a média das medições. O diâmetro adotado para o cálculo final da área é a média das medidas calculadas antes e depois do teste. Assim:

$$A_g = \left(\frac{\sum_1^m D_{gi} + \sum_1^m D_{gf}}{2 \cdot m} \right)^2 \cdot \pi \cdot \frac{1}{4} \quad (13)$$

Sendo D_{gi} o diâmetro medido antes do teste, D_{gf} é o diâmetro medido após o teste e m o número de medidas realizadas.

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

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

Para o tempo de queima foram analisados os gráficos de pressão de cada teste, visto que cada teste em um tempo de queima próprio de acordo com o combustível e design do grão de combustível. A análise do tempo de queima foi feita a partir de variações bruscas no gráfico de pressão antes da válvula principal de controle. Quando no gráfico houver um aumento abrupto de pressão significa que a válvula de oxidante foi aberta e a ignição foi iniciada, o momento que a curva volta a decrescer é o fim do teste. Assim o tempo de queima é a diferença entre esses dois valores de tempo.

Dados confiáveis de propriedades termodinâmicas do propelente de foguete são necessários em muitas aplicações, tais como: cálculo dos parâmetros de projeto ideais; operação eficiente de motores de foguetes de alta temperatura, análise do projeto e desempenho de um sistema de propulsão de foguete para o projeto racional de sistemas de motor de foguete altamente confiáveis. Os dados $P\rho T$ desempenham um papel fundamental nesses processos. Para entender e controlar os processos em que o combustível é usado, é necessário conhecer as propriedades termodinâmicas e de transporte.

Com o auxílio das propriedades termofísicas do óxido nitroso desenvolvida pela *Engineering Sciences Data Unit* é possível calcular os valores de densidade de líquido saturado e vapor saturado do óxido nitroso.

Para a densidade de líquido saturado, temos:

$$\log_e \left(\frac{\rho(1)}{\rho_c} \right) = b_1(1 - T_r)^{1/3} + b_2(1 - T_r)^{2/3} + b_3(1 - T_r) + b_4(1 - T_r)^{4/3} \quad (14)$$

Para a densidade de vapor saturado, temos:

$$\log_e \left(\frac{\rho(1)}{\rho_c} \right) = b_1 \left(\frac{1}{T_r} - 1 \right)^{1/3} + b_2 \left(\frac{1}{T_r} - 1 \right)^{2/3} + b_3 \left(\frac{1}{T_r} - 1 \right) + b_4 \left(\frac{1}{T_r} - 1 \right)^{4/3} + b_5 \left(\frac{1}{T_r} - 1 \right)^{5/3} \quad (15)$$

Onde, b_1 , b_2 , b_3 , b_4 , b_5 são constantes, ρ é a densidade, $T_r = T/T_c$, onde T é a temperatura encontrada experimentalmente e T_c é o valor da temperatura crítica do óxido nitroso.

4. Resultados e discussões

Neste capítulo serão apresentados os resultados e discussões obtidos nas análises dos testes do motor de foguete híbrido com diferentes configurações de grão de combustível.

Foram analisados 11 experimentos onde 7 foram feitos com o injetor completo com 25 furos e 4 experimentos com um injetor adaptado de 9 furos. A alteração do injetor foi feita para obter melhores resultados.

Alguns dos testes foram filmados e podem ser analisados.

Tabela 3: Características dos injetores utilizados

Configuração do injetor	Número de furos	Diâmetro dos furos [m]	Área de injeção [m ²]
Injetor completo	25	5 furos de 2mm e 20 furos de 1,5mm	0,0012
Injetor adaptado	9	5 furos de 2mm e 4 furos de 1,5mm	0,0002

4.1 Experimentos com injetor completo

Foram realizados 7 experimentos com o injetor original completo de 25 furos. A partir dos dados coletados foi possível encontrar alguns resultados disponíveis na Tabela 4.

Tabela 4: Dados calculados dos experimentos com injetor completo

Casos	\dot{m}_c [kg/s]	\dot{m}_{ox} [kg/s]	D_{cf} [m]	\dot{r} [mm/s]	C_{teo}^* [m/s]	C_{exp}^* [m/s]	η
Caso 0	0,094	0,352	0,088	5,27	1528	1038	0,679
Caso 1.1	0,112	0,437	0,087	6,32	1540	1021	0,663
Caso 2.1	0,141	0,404	0,080	8,47	1446	1047	0,724
Caso 3.1	0,190	0,478	0,087	10,71	1409	883	0,627
Caso 1.2	0,109	0,381	0,087	6,14	1507	1192	0,791
Caso 2.2	0,127	0,376	0,082	7,45	1457	1085	0,744
Caso 4	0,143	0,285	0,086	8,18	1347	1072	0,796

A partir dos dados coletados dos experimentos também foi possível plotar os gráficos de pressão e temperatura pelo tempo de todos os casos testados com o injetor completo. Também foi possível plotar os gráficos de densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso durante os testes.

O primeiro teste visou validar o sistema de alimentação, o abastecimento, o controle de válvulas, o ajuste da válvula de alívio, os sensores e o sistema de aquisição de dados. Desta forma o primeiro teste Caso 0 foi feito a frio, desta forma a pressão na câmara de

combustão sofrem uma alteração muito baixa no gráfico de pressão e temperatura (CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, 2019).

Os outros 6 testes foram feitos a quente com o injetor completo e é possível analisar as variações de pressão dentro da câmara de combustão (CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, 2019).

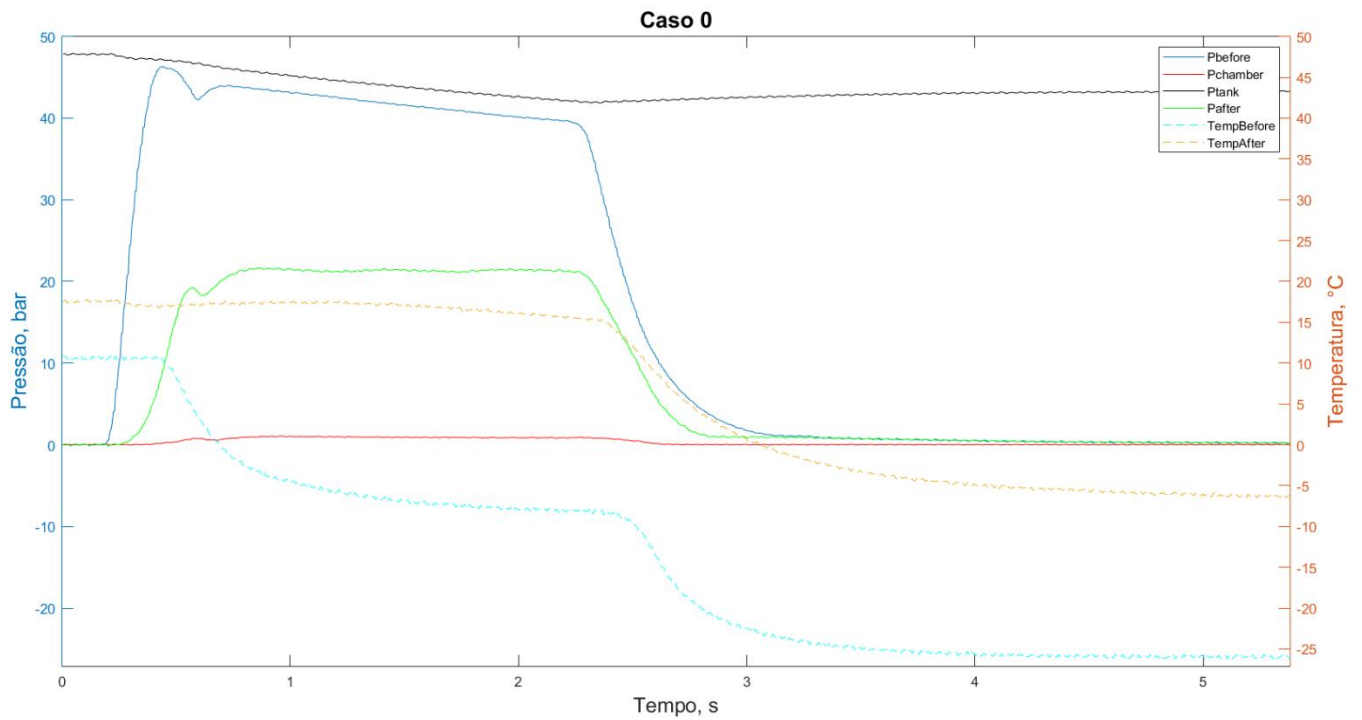


Figura 13: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 0

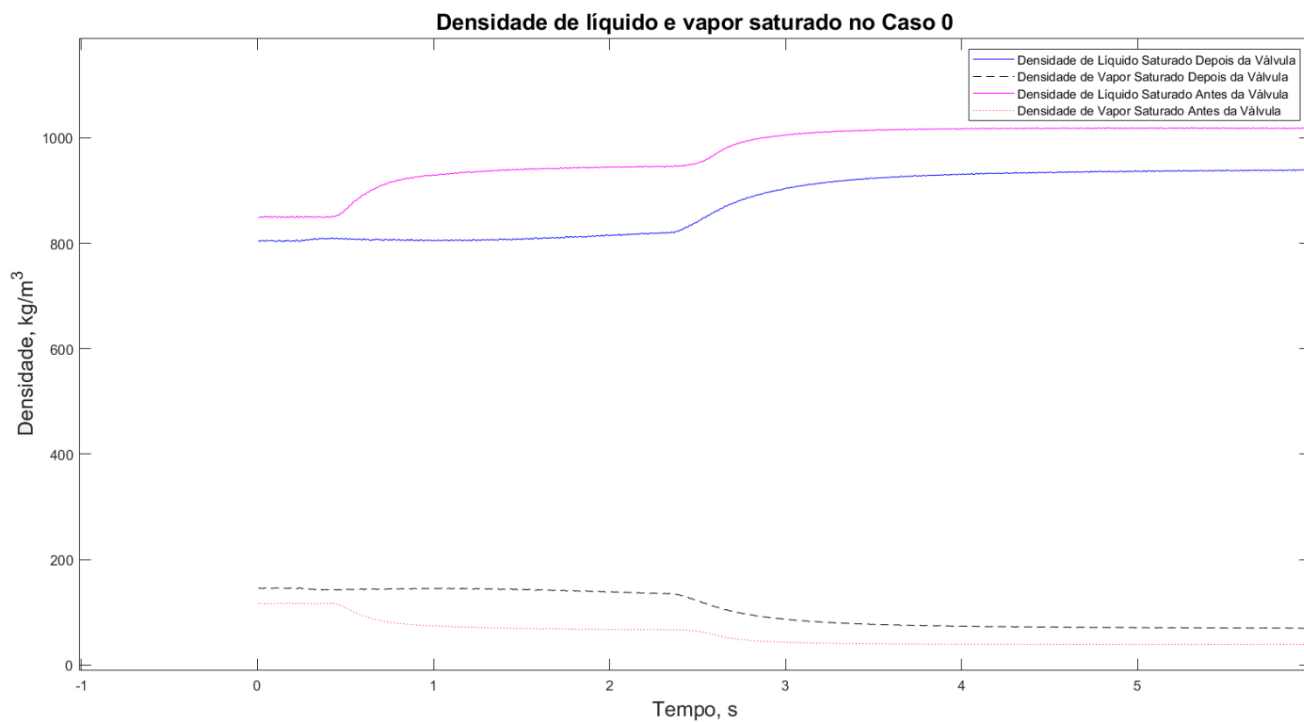


Figura 14: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nítrico no caso 0

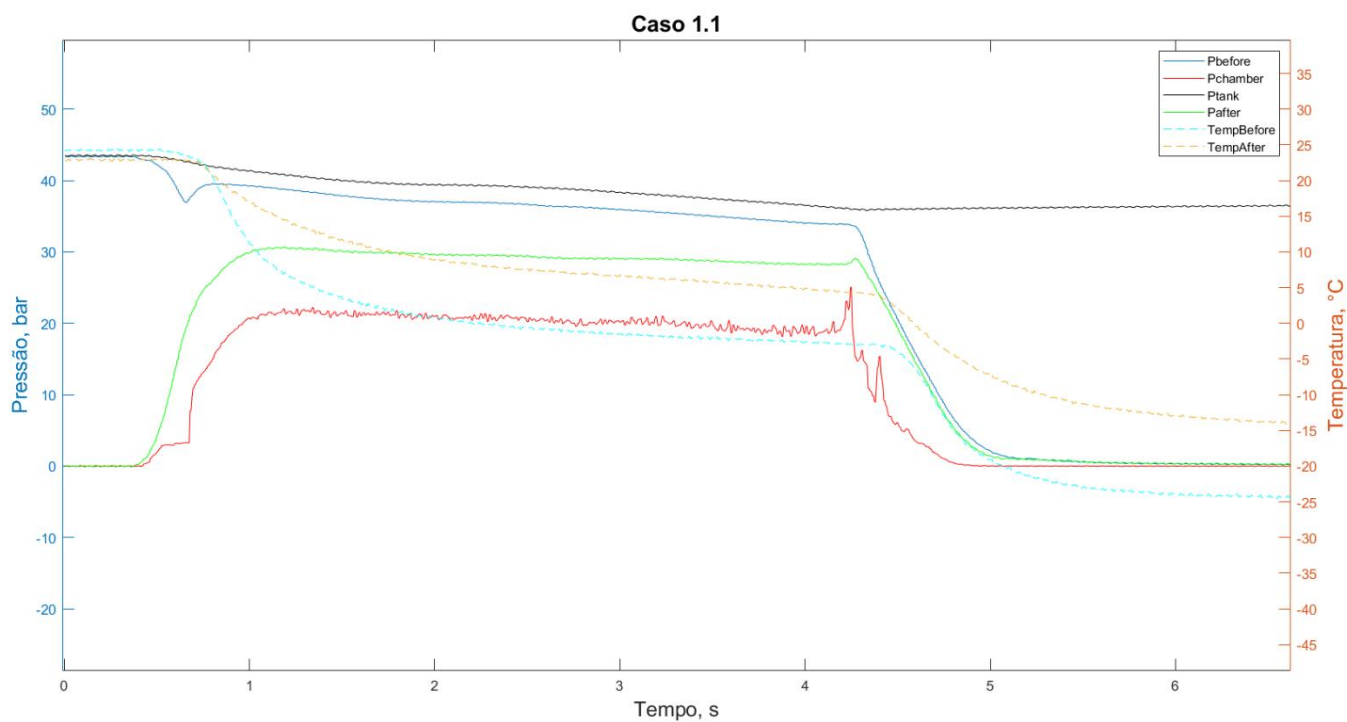


Figura 15: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 1.1

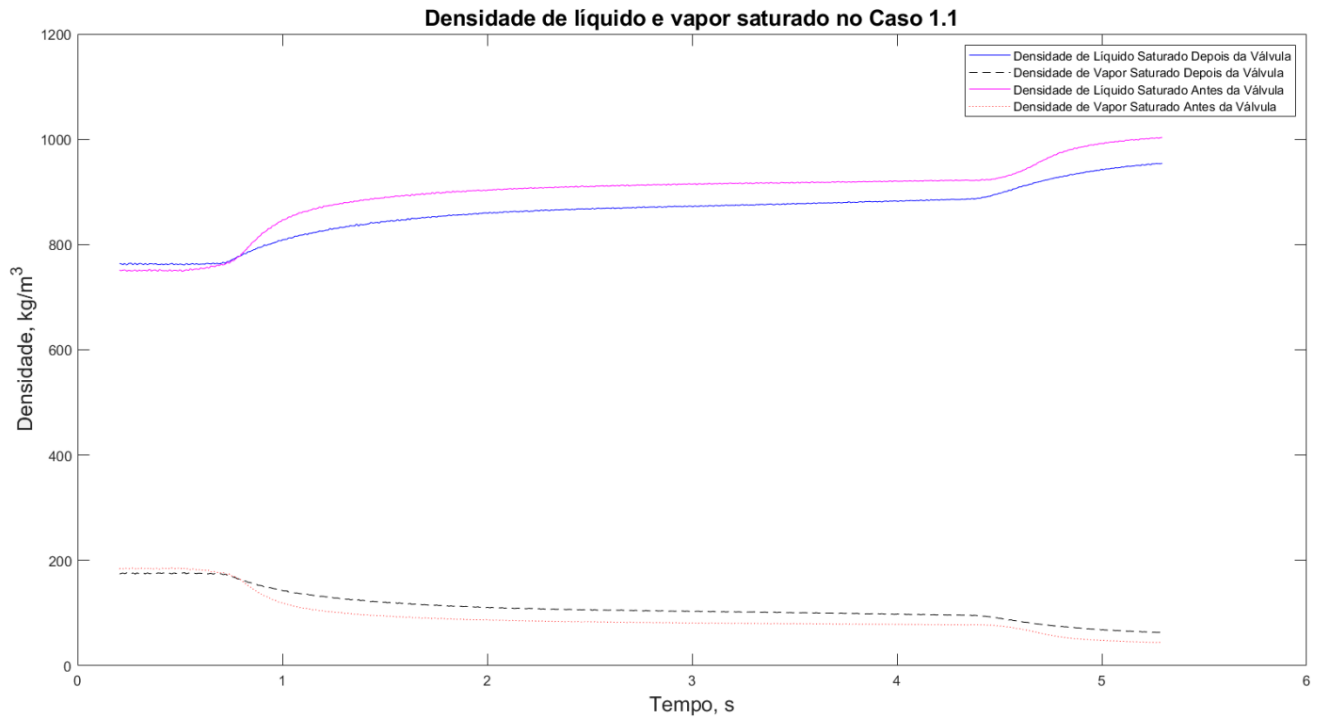


Figura 16: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 1.1

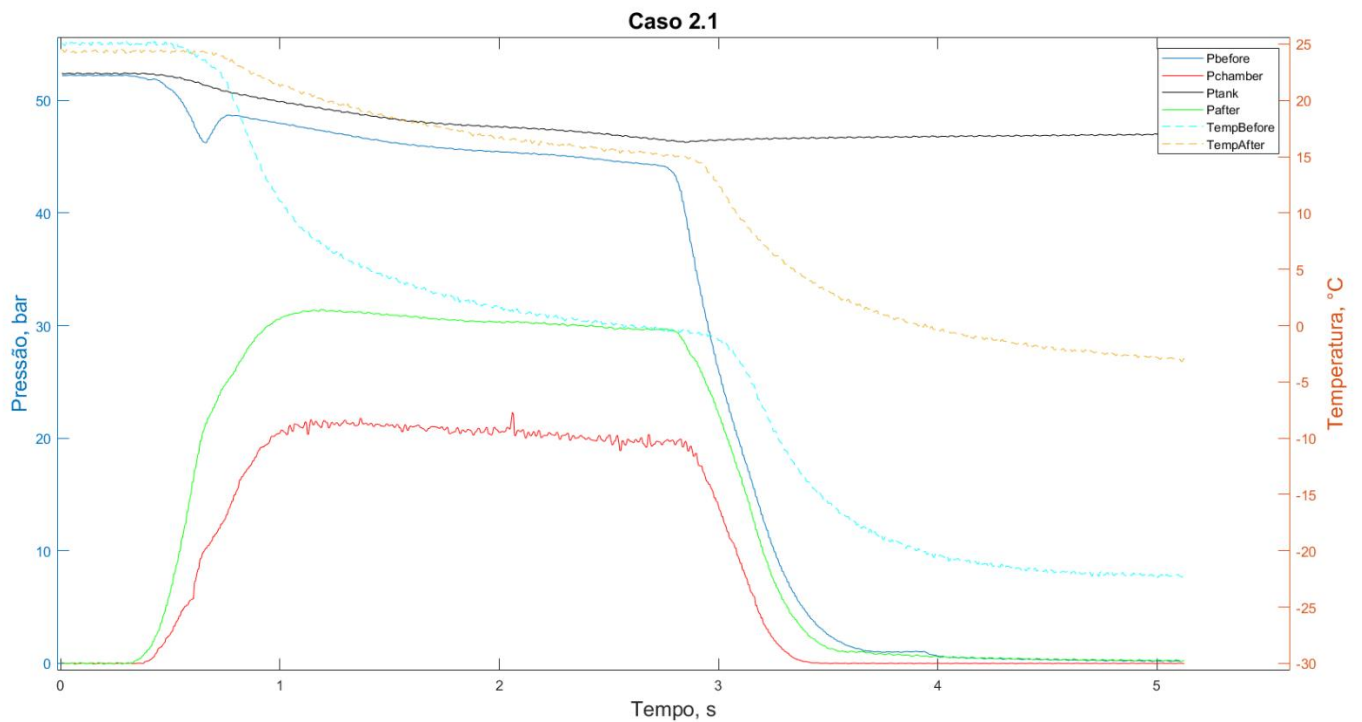


Figura 17: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 2.1

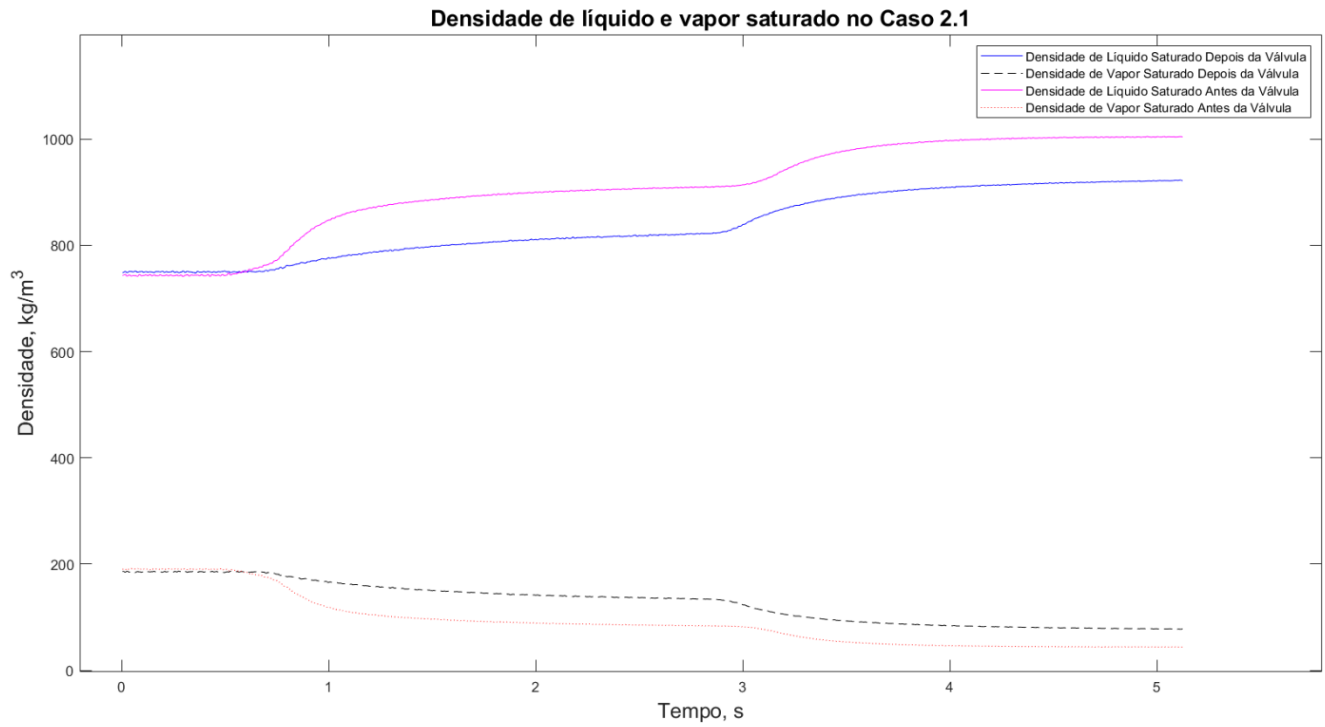


Figura 18: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 2.1

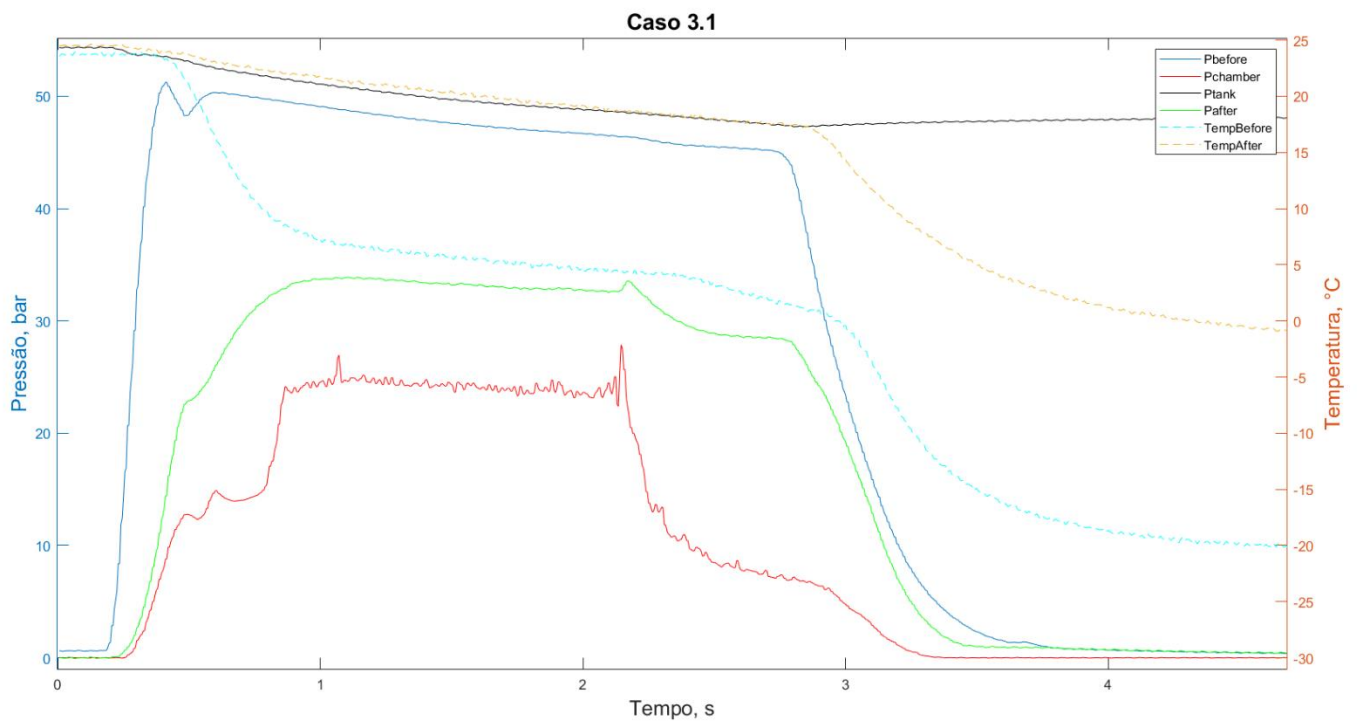


Figura 19: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 3.1

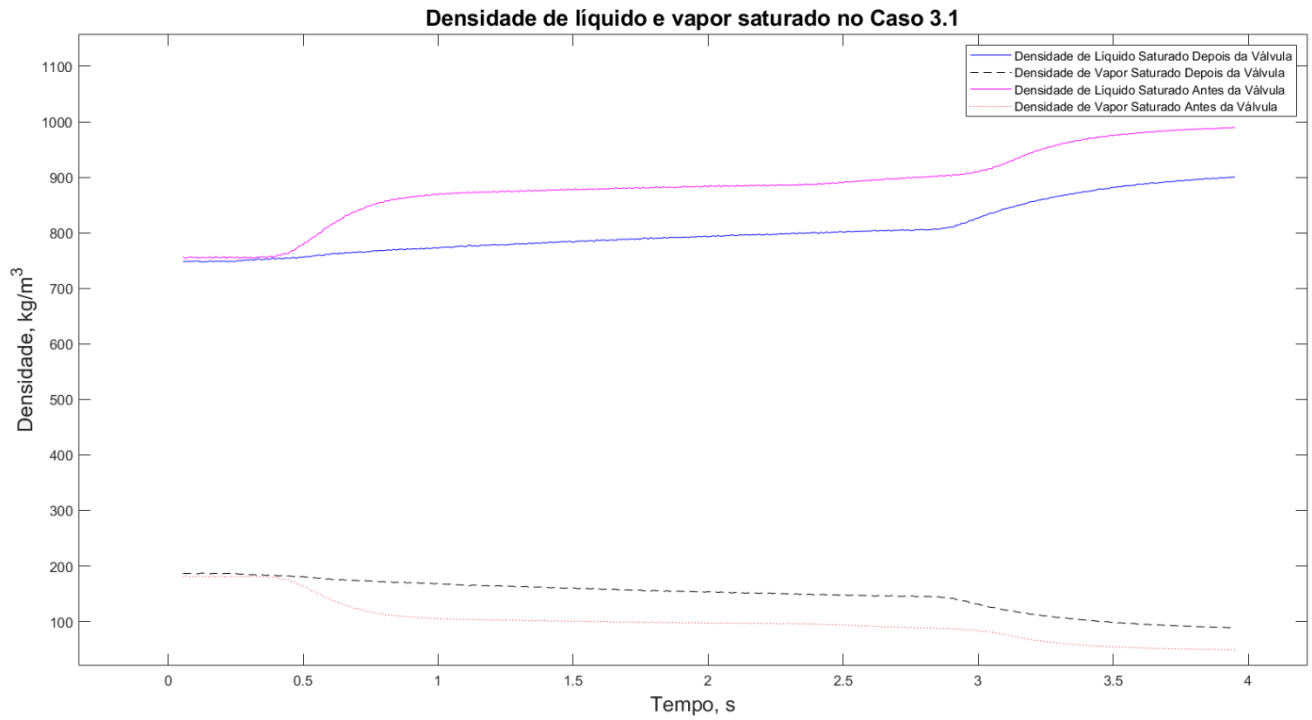


Figura 20: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 3.1

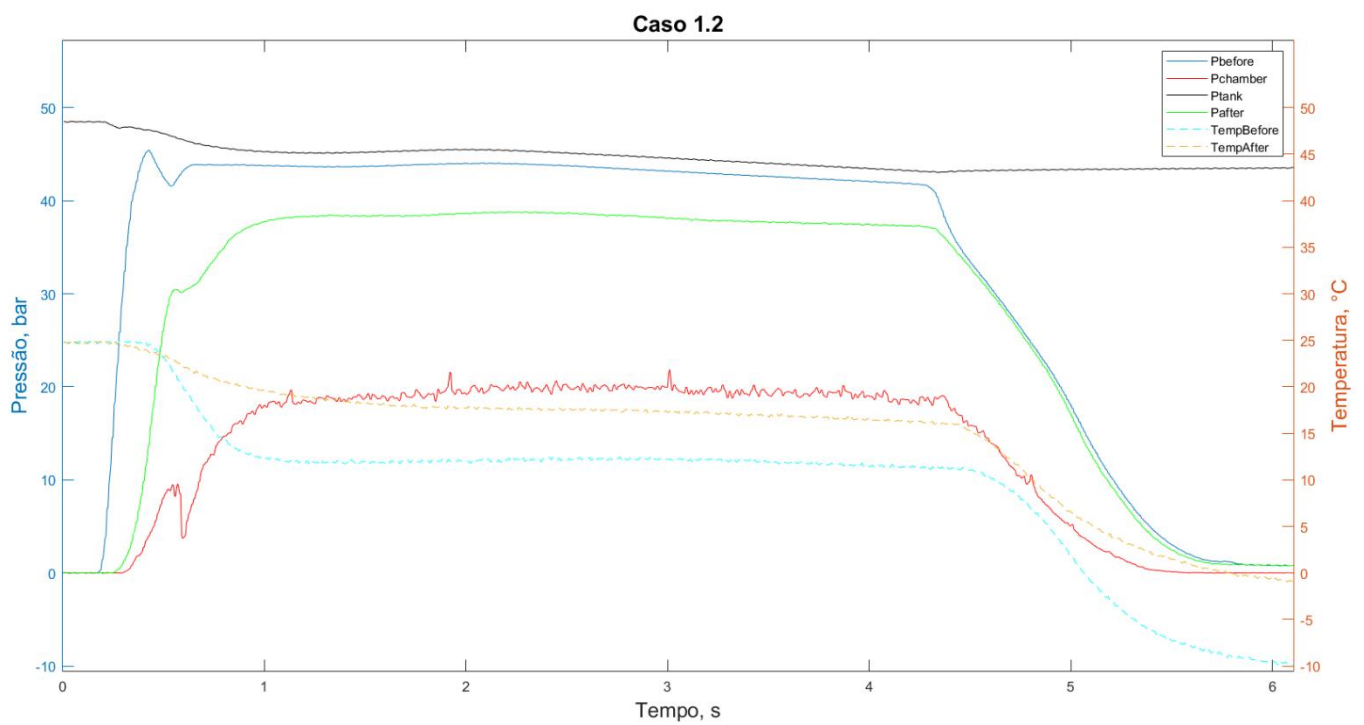


Figura 21: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 1.2

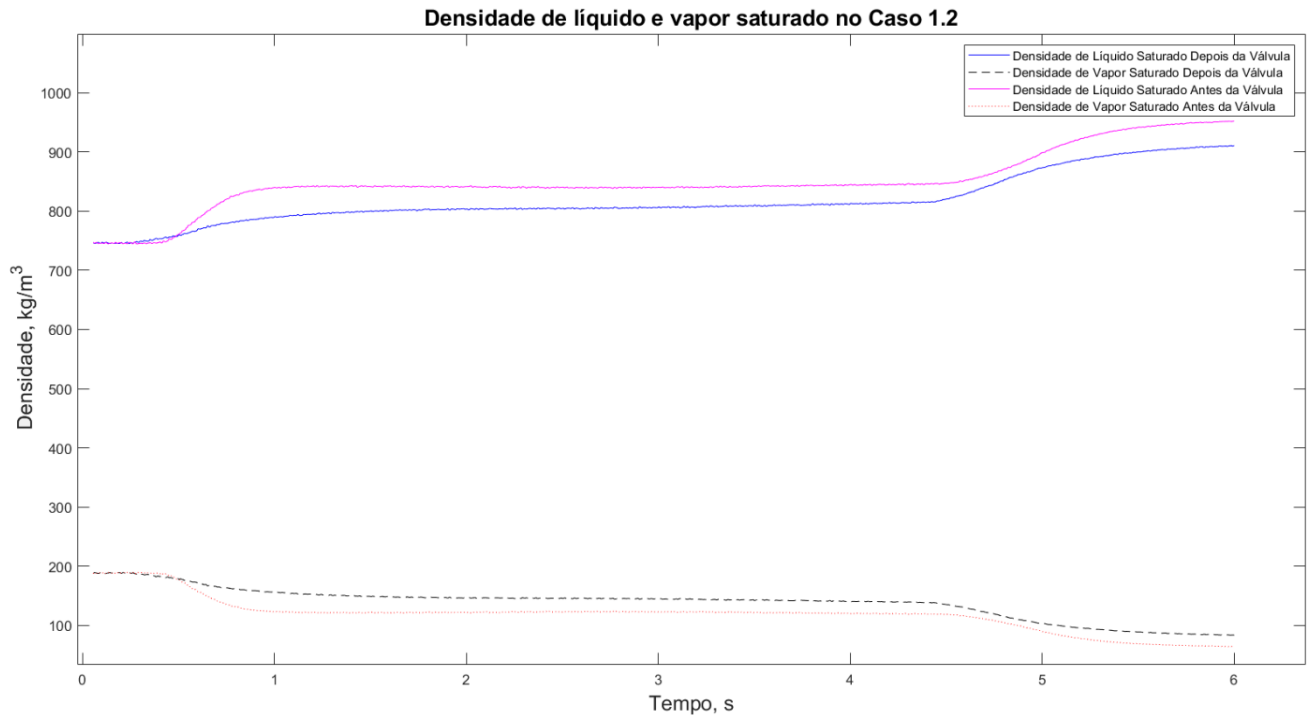


Figura 22: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nítrico no caso 1.2

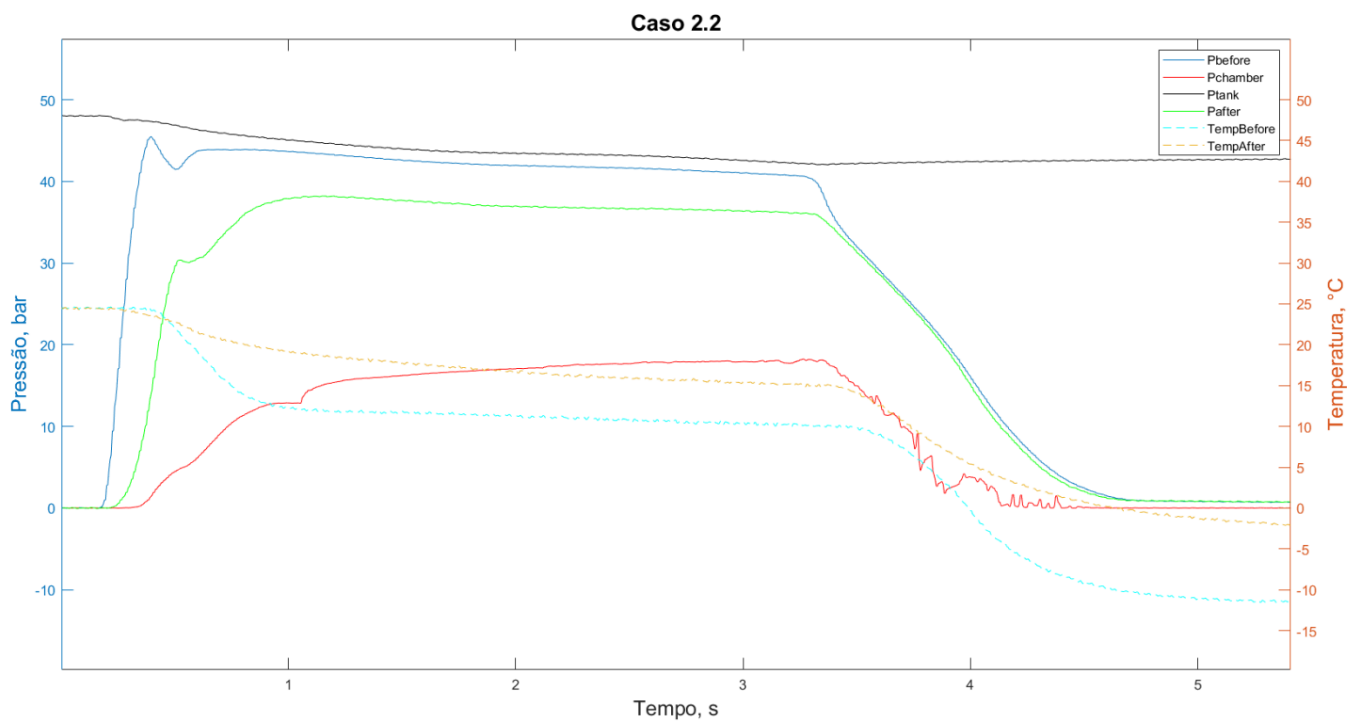


Figura 23: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 2.2

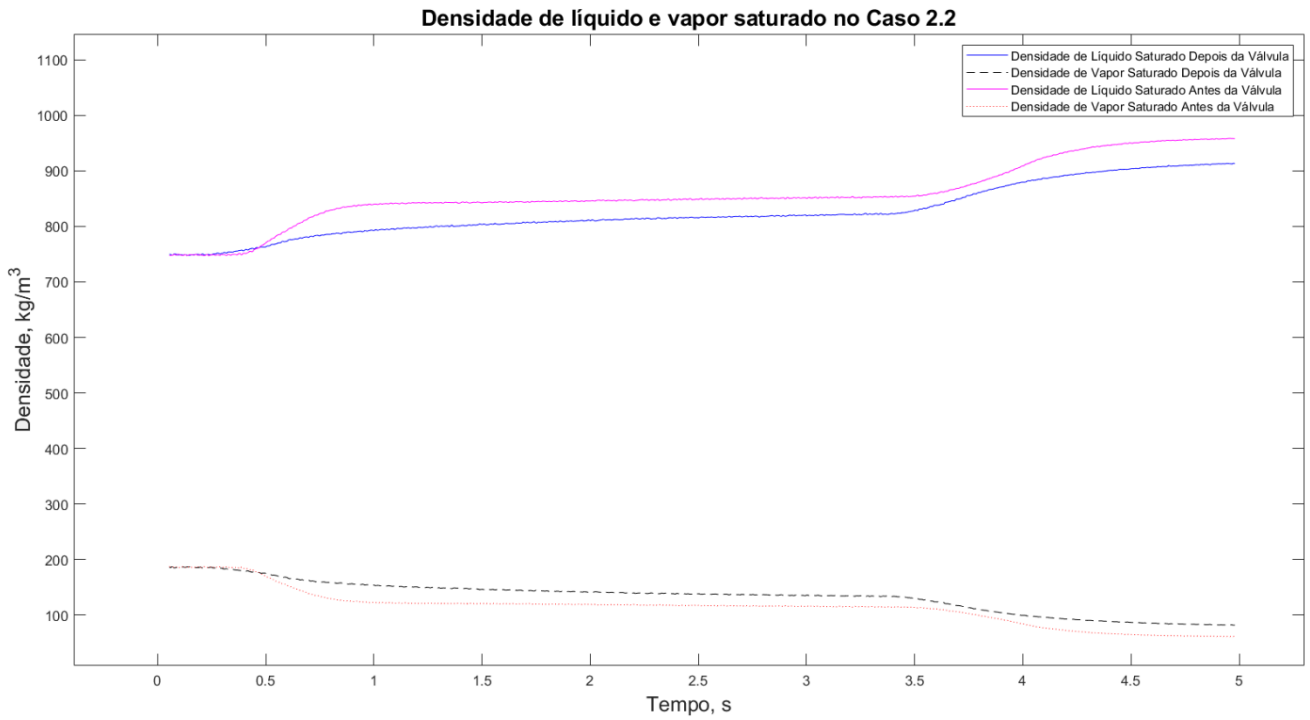


Figura 24: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nítrico no caso 2.2

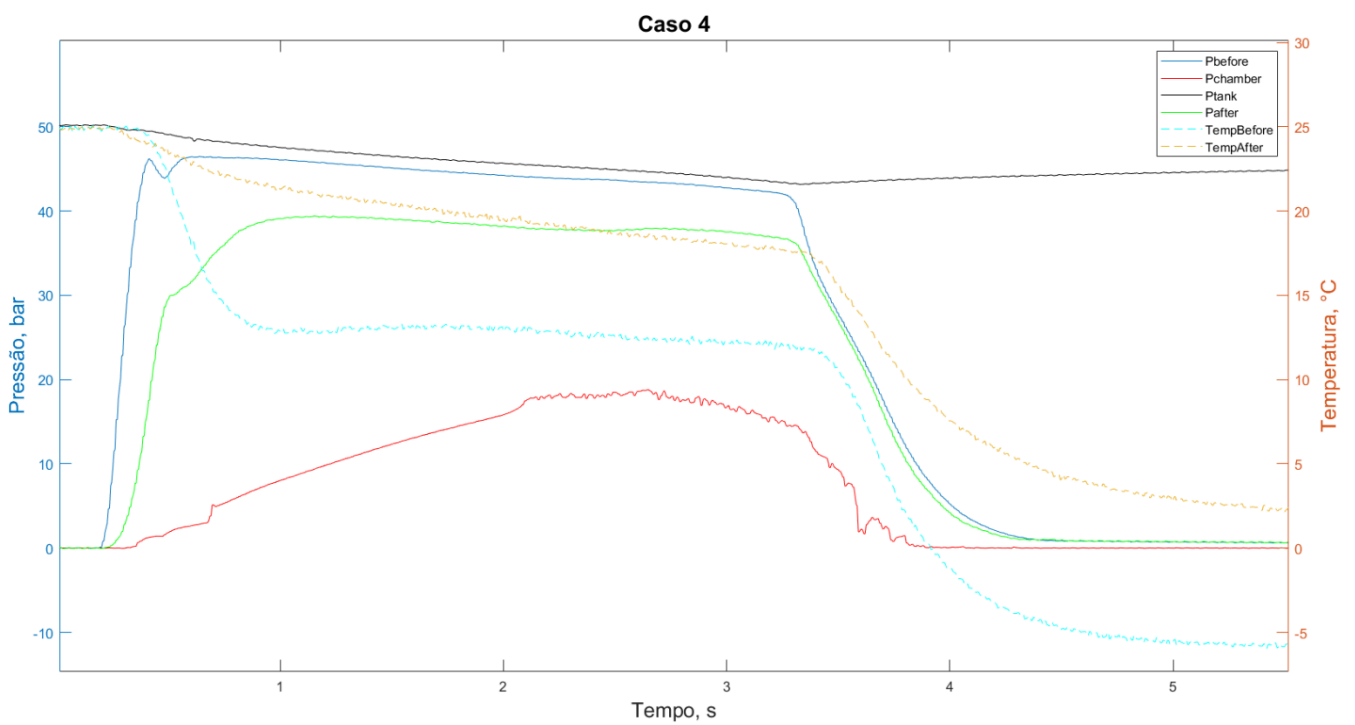


Figura 25: Gráfico de temperatura e pressão em função do tempo do caso 4

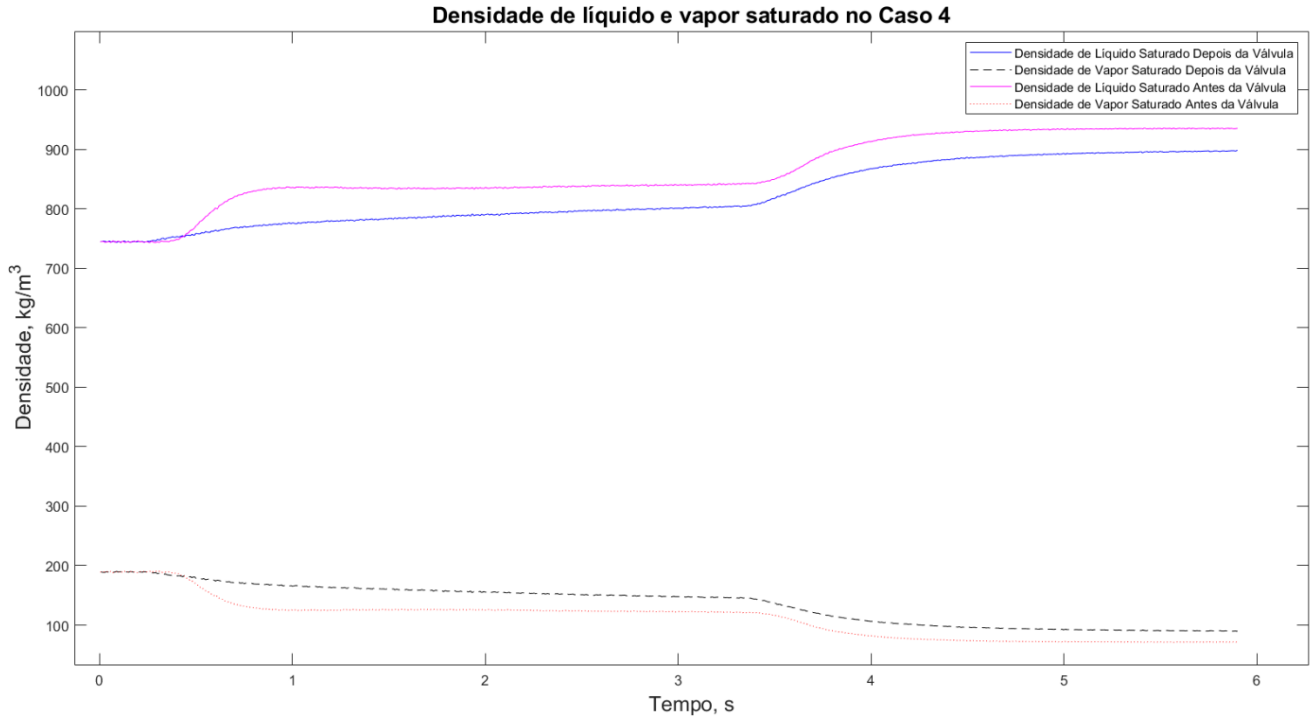


Figura 26: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nítrico no caso 4

Com base nesses gráficos é possível observar as variações de pressão antes e depois da válvula, a pressão no tanque e a pressão na câmara de combustão, também é possível analisar as variações de temperaturas antes e depois da válvula, da mesma forma é admissível aferir o tempo de operação da combustão dos propelentes dados os picos de pressão observados pelos gráficos. Pelos gráficos de densidade é possível analisar as variações que ocorrem na faixa de saturação do óxido nítrico durante a combustão dos propelentes.

4.2 Experimentos com injetor modificado

O injetor completo com 25 furos foi projetado para uma pressão de 30 bar no propulsor, desta forma, sua área de injeção é muito maior que a utilizada nos experimentos realizados para este trabalho. Assim com o intuito de reduzir a vazão mássica de oxidante, alguns furos do injetor foram bloqueados, reduzindo assim de 25 para 9 furos.



Figura 27: Placa injetora de oxidante (DOMINGOS, C. H. F. L., 2019)

Reduzindo a vazão do oxidante fez com que a taxa de regressão do grão de combustível fosse reduzida, além de preservar fisicamente sua estrutura. Os furos externos do injetor permitiam que o fluxo de oxidante colidisse diretamente com as paredes do grão, porém a injeção deveria ser feita somente nas portas de combustão.



Figura 28: Grão híbrido deformado após o teste (DOMINGOS C. H. F. L., 2019)

A configuração do grão de combustível para s experimentos nos casos 5.1. 5.2 e 6.2

também foram alterados com a intenção de reduzir a taxa de regressão.

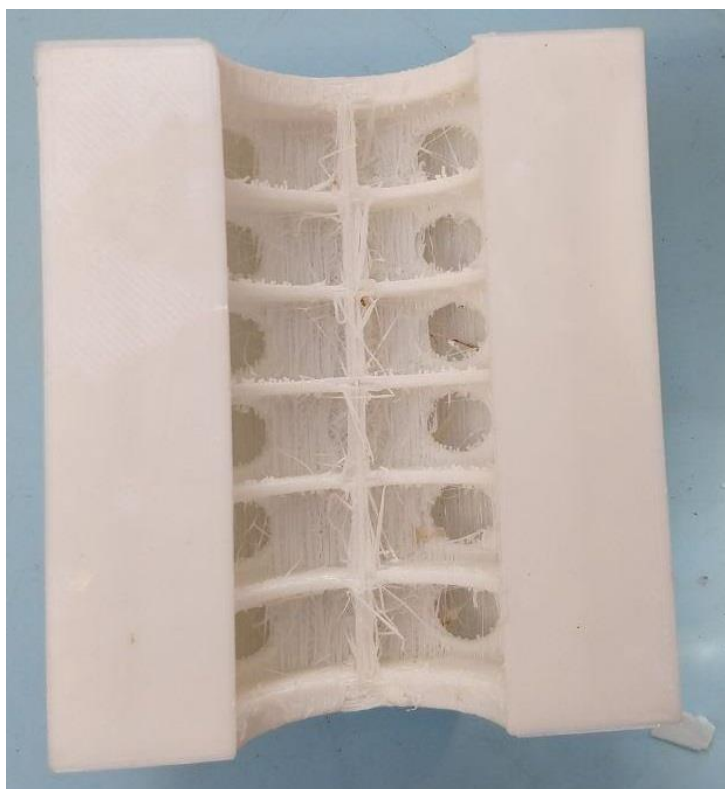


Figura 29: Grão de combustível do caso 5.2 com as paredes reforçadas (DOMINGOS C. H. F. L., 2019)

Para solucionar o problema da fragilidade estrutural, foram aumentadas as espessuras das paredes das células. O caso 5.2 apresenta apenas a primeira e a última parede com espessura aumentada de 2mm para 5mm, já o caso 6.2 apresenta todas as paredes de 5mm.

Foram realizados 4 testes com a nova configuração de injetor. Foram feitos os experimentos com os casos 5.1, 5.2, 6.2 e do caso 0 com parafina pura.

Tabela 5: Dados calculados dos experimentos com injetor modificado

Casos	\dot{m}_c [kg/s]	\dot{m}_{ox} [kg/s]	D_{cf} [m]	\dot{r} [mm/s]	C_{teo}^* [m/s]	C_{exp}^* [m/s]	η
Caso 0	0,085	0,382	0,078	5,20	1578	1214	0,769
Caso 5.1	0,071	0,371	0,072	4,54	1612	1328	0,824
Caso 5.2	0,076	0,397	0,075	4,76	1612	1435	0,891
Caso 6.2	0,067	0,377	0,075	4,17	1624	1382	0,851

A partir dos dados coletados dos experimentos também foi possível plotar os gráficos de pressão e temperatura pelo tempo de todos os casos testados com o injetor modificado. Também foi possível plotar os gráficos de densidade de líquido e vapor saturado do óxido nítrico durante os testes.

O primeiro teste visou validar o sistema de alimentação, o abastecimento, o controle de válvulas, o ajuste da válvula de alívio, os sensores e o sistema de aquisição de dados. Desta forma o primeiro teste Caso 0 foi feito a frio, desta forma a pressão na câmara de combustão sofre uma alteração muito baixa no gráfico de pressão e temperatura.

Os outros 3 testes foram feitos a quente com o injetor modificado e é possível analisar as variações de pressão dentro da câmara de combustão (CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, 2019).

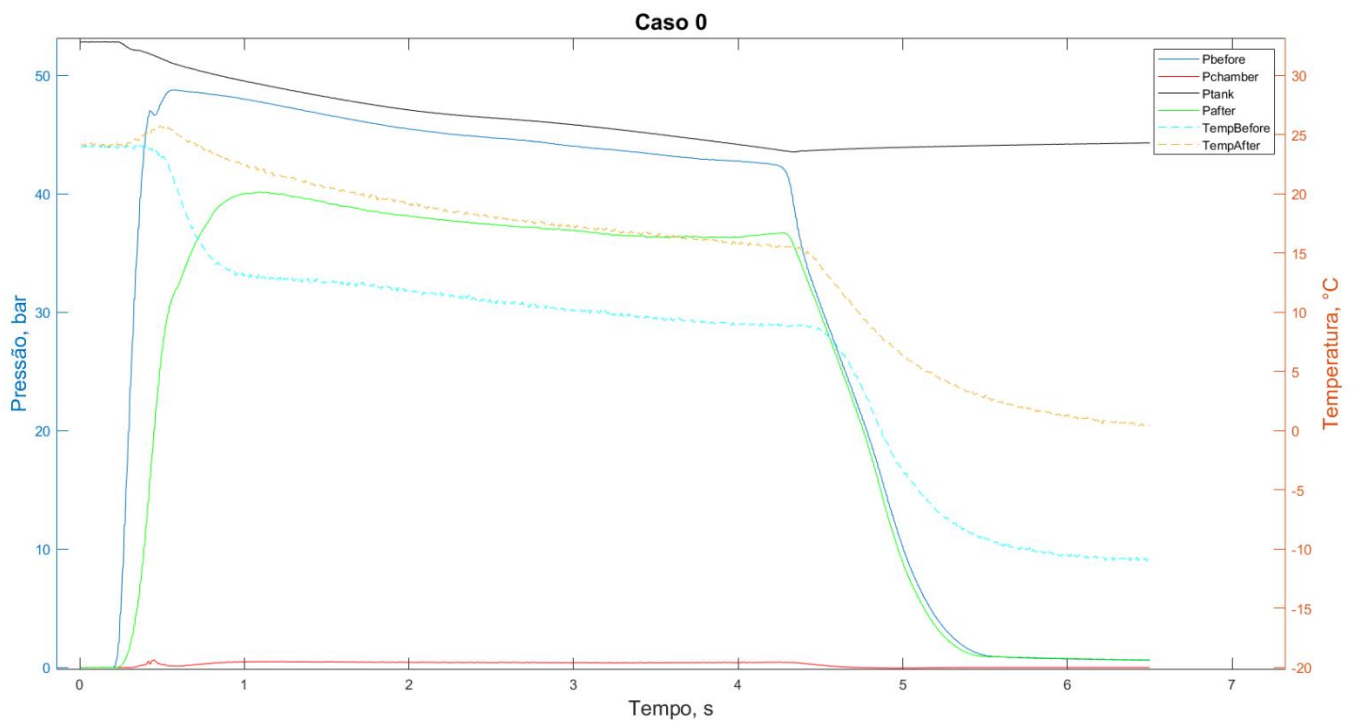


Figura 30: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 0 com injetor adaptado

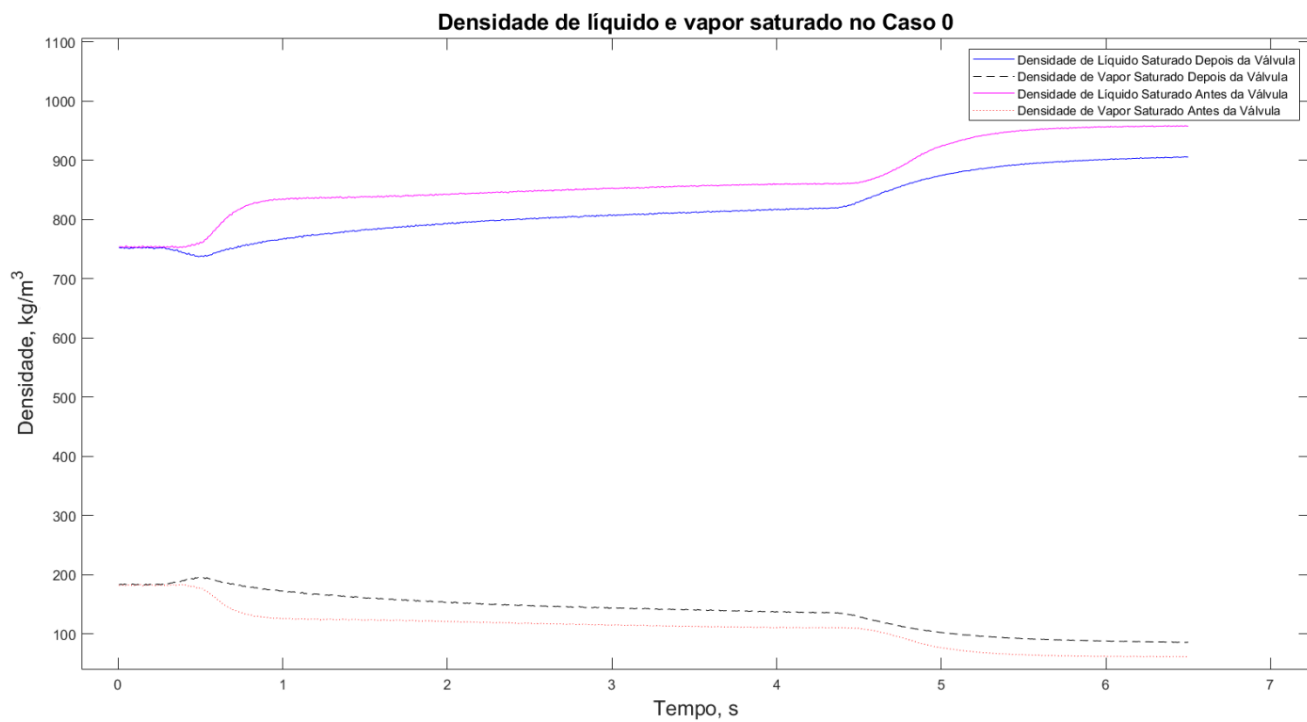


Figura 31: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nítrico no caso 0 com injetor adaptado

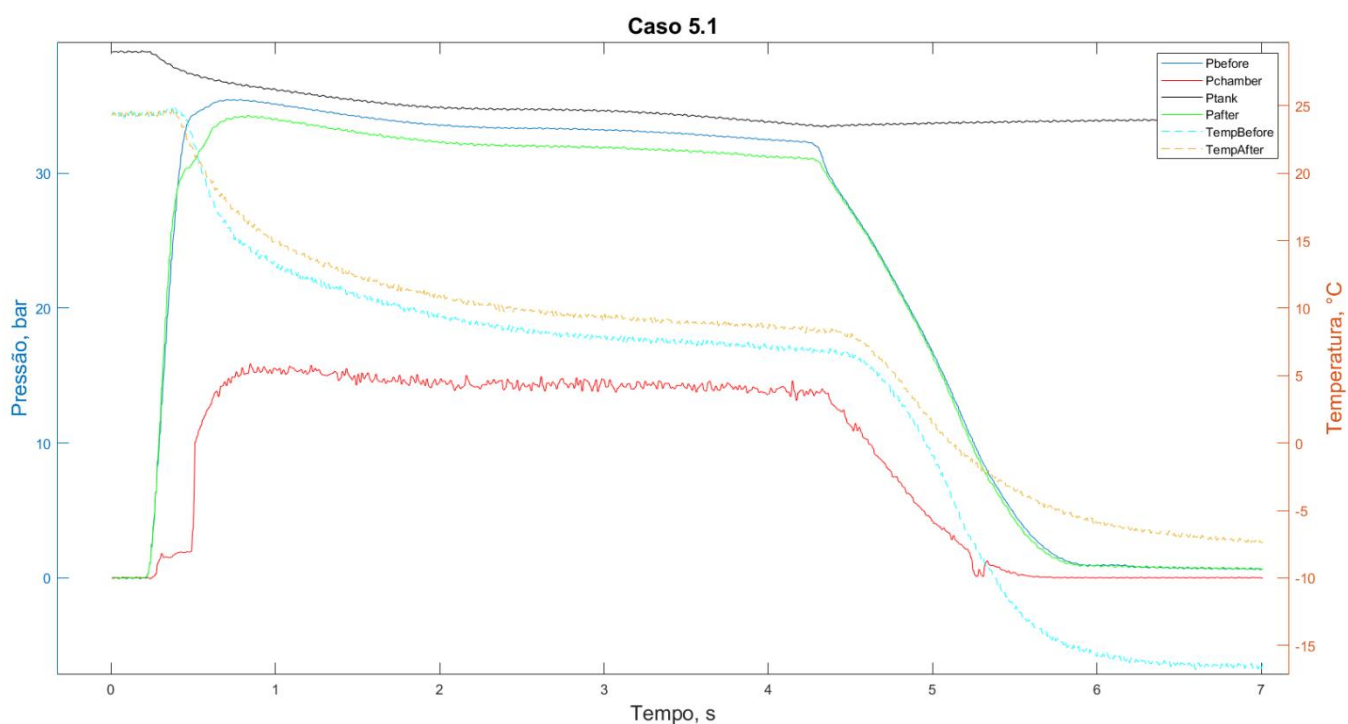


Figura 32: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 5.1

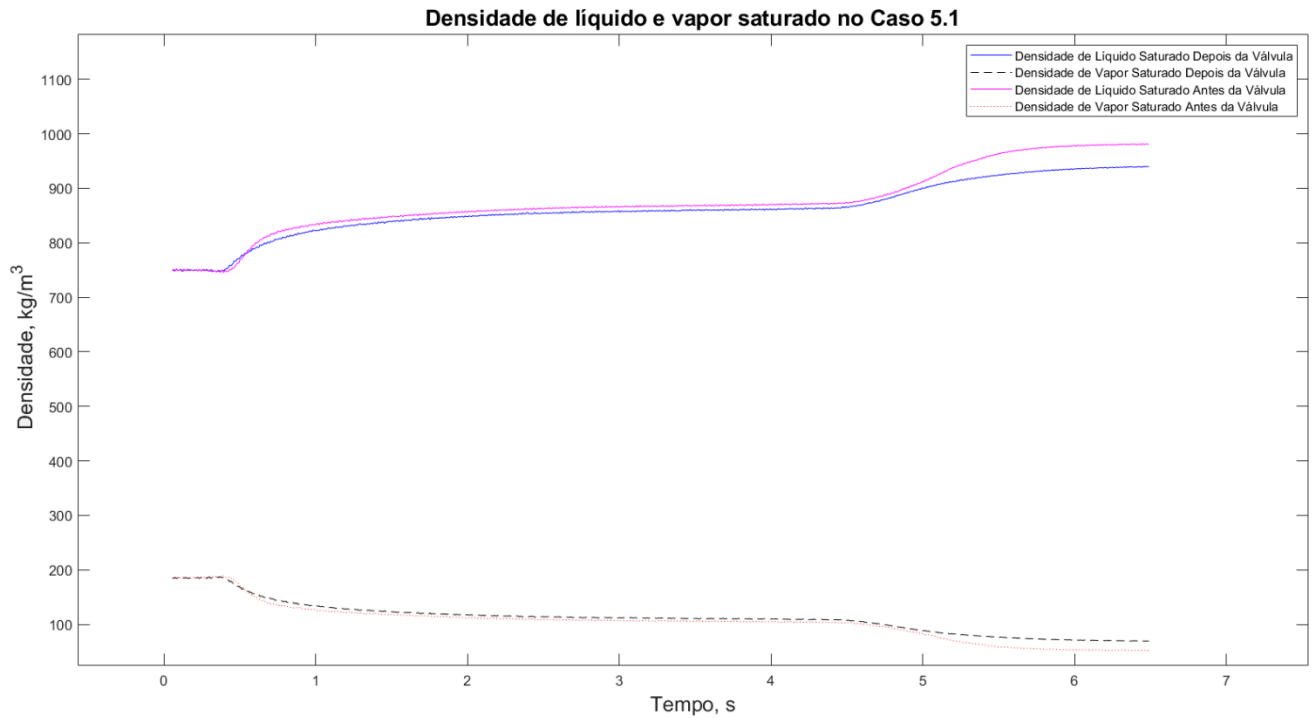


Figura 33: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 5.1

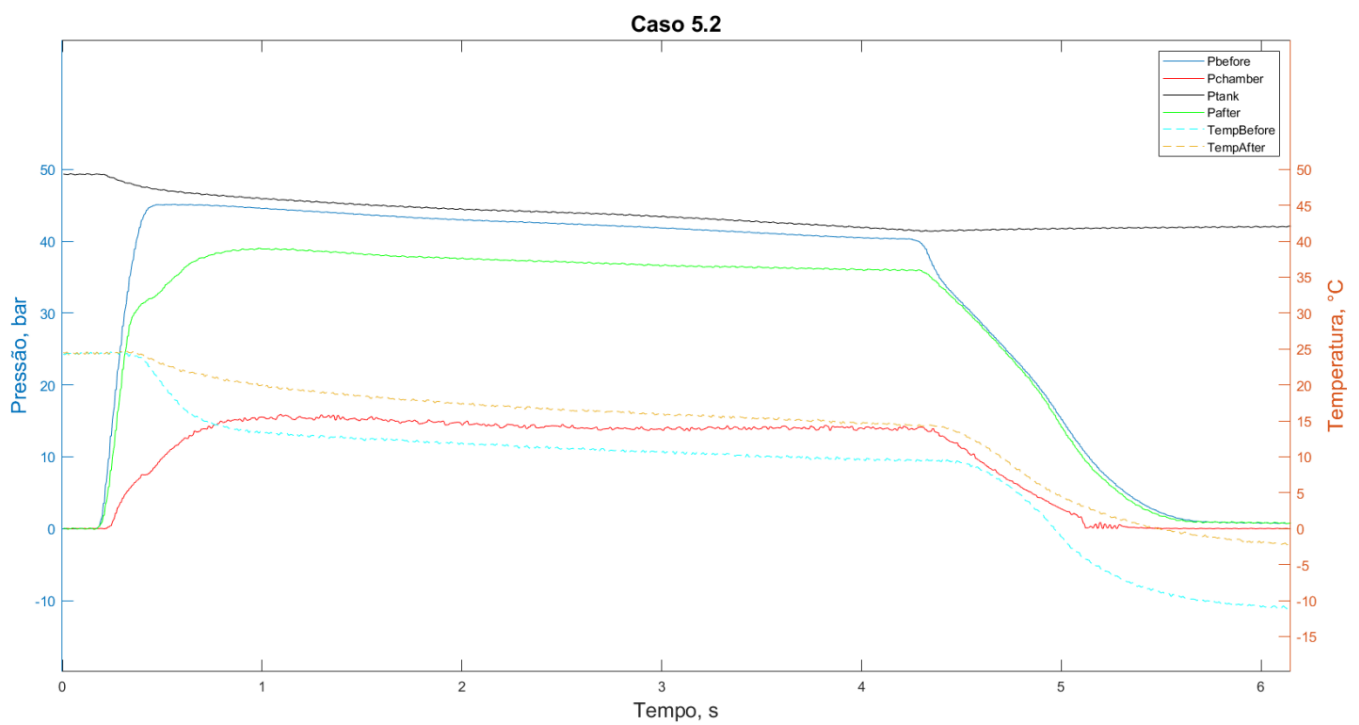


Figura 34: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 5.2

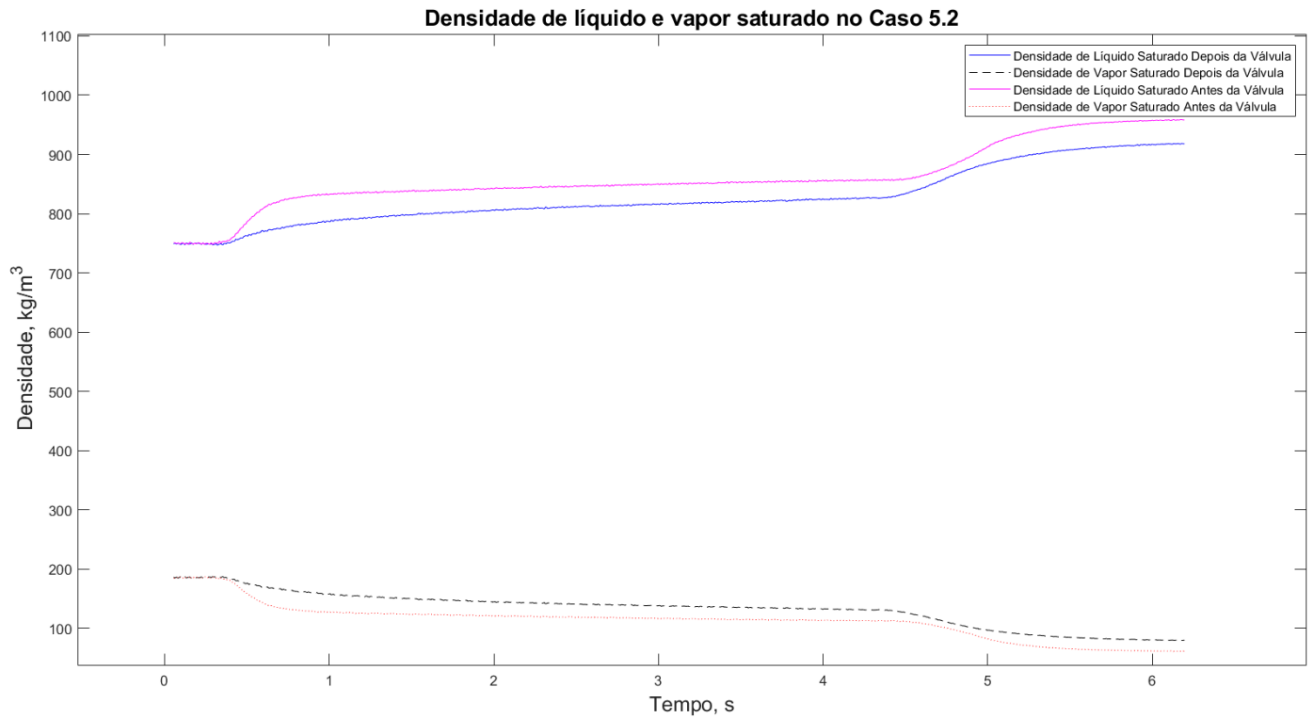


Figura 35: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nítrico no caso 5.2

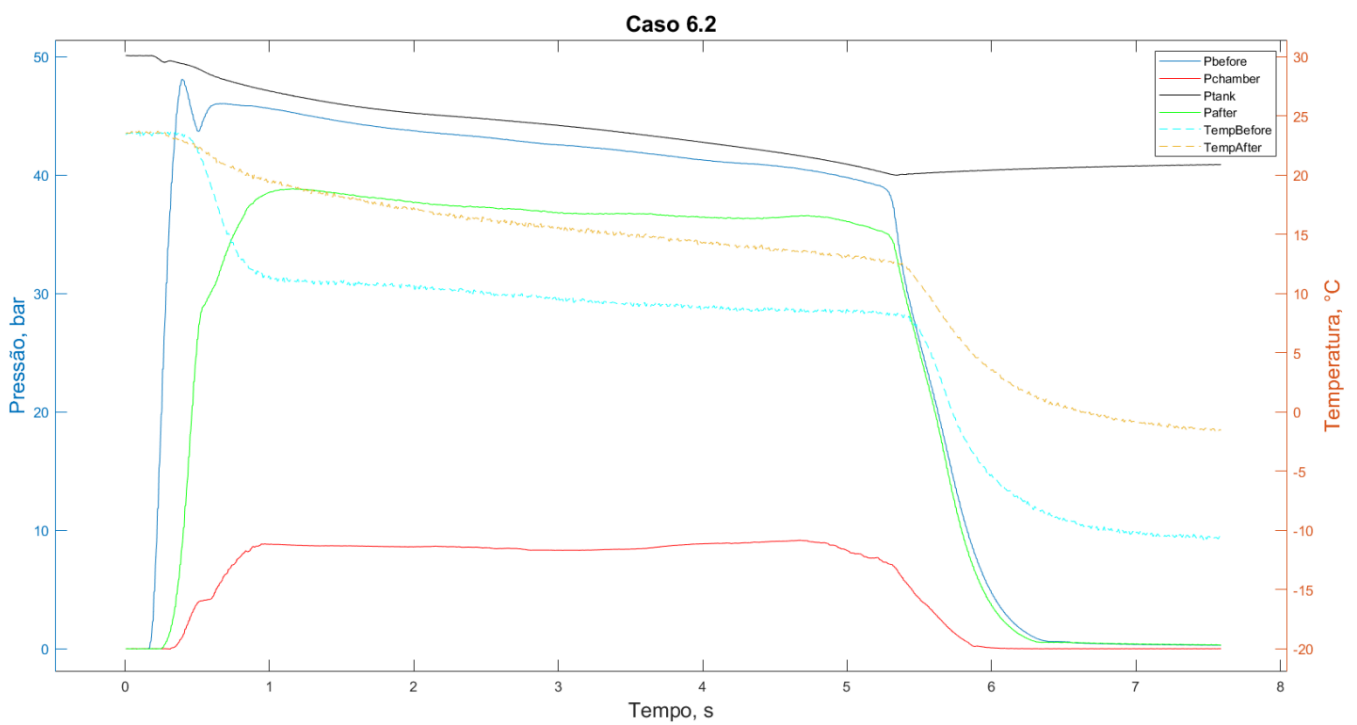


Figura 36: Gráfico da temperatura e pressão em função do tempo do caso 6.2

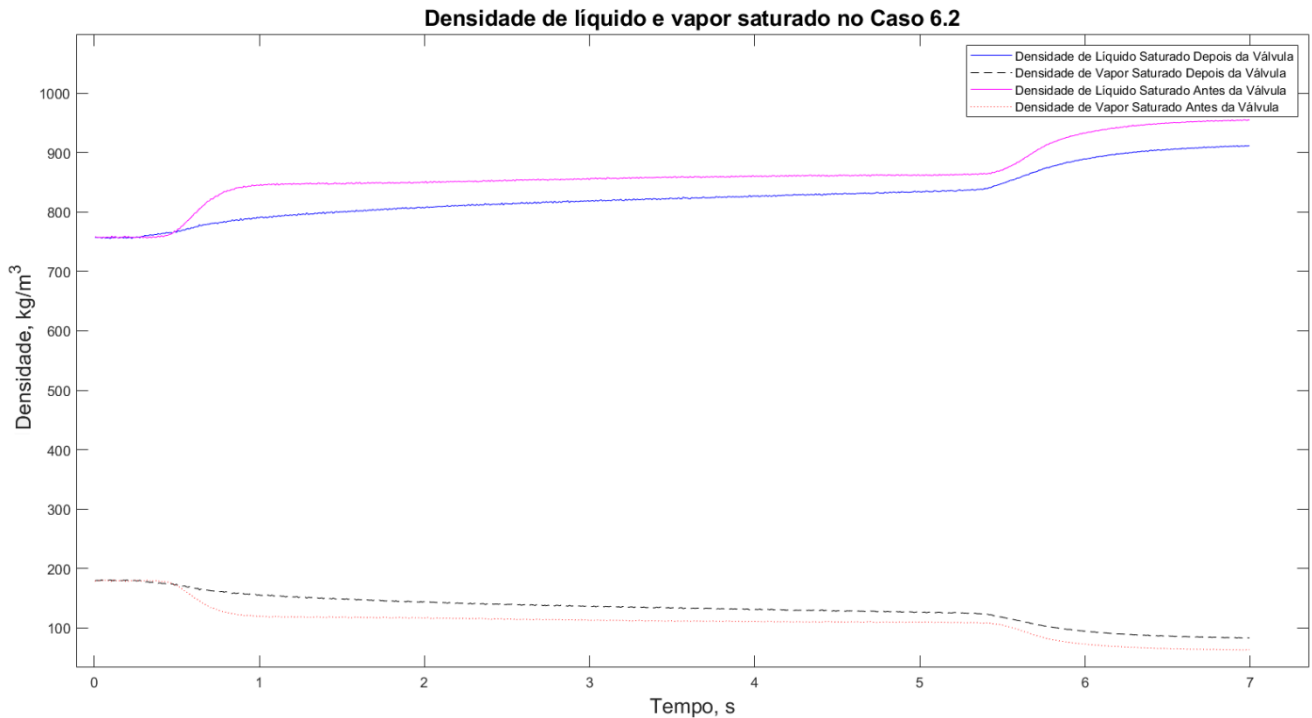


Figura 37: Densidade de líquido e vapor saturado do óxido nitroso no caso 6.2

Com base nesses gráficos é possível observar as variações de pressão antes e depois da válvula, a pressão no tanque e a pressão na câmara de combustão, também é possível analisar as variações de temperaturas antes e depois da válvula, da mesma forma é admissível aferir o tempo de operação da combustão dos propelentes dados os picos de pressão observados pelos gráficos. Pelos gráficos de densidade é possível analisar as variações que ocorrem na faixa de saturação do óxido nitroso durante a combustão dos propelentes.

5. Conclusão

Foi realizado um estudo experimental sobre como é o funcionamento da combustão de um foguete híbrido utilizando diferentes configurações de grão de combustível sólido e diferentes misturas de combustível, sendo estes de parafina pura e PETG com parafina. Além de duas configurações de injetor para analisar e compreender as variações da taxa de regressão do combustível de acordo com as variações do fluxo de oxidante durante a combustão, das variações de pressão e temperatura durante a combustão no motor e as mudanças de densidade saturada do oxidante.

Com os gráficos é possível analisar o comportamento da pressão e temperatura em diferentes partes do motor híbrido antes e depois da válvula de controle da vazão mássica do oxidante, além do tempo de queima dos combustíveis durante os testes. Também é possível observar nos gráficos da densidade as variações de líquido e vapor saturado durante os experimentos realizados, dando uma dimensão das variações que estão ocorrendo no oxidante durante essa transição de fase.

Os testes de bancada mostraram a grande influência que o sistema de injeção tem sobre a taxa de regressão do combustível, na performance do motor e na integridade física dos grãos de combustível sólido. A eficiência do motor encontrada com o injetor modificado foi em média de 0,834, já a com o injetor completo foi de 0,718, o que mostra uma variação bastante relevante de eficiência de combustão. A taxa de regressão de combustível sofreu uma redução bastante significativa também, sendo em média de 7,51 mm/s com o injetor completo e de 4,67 mm/s com o injetor modificado.

As modificações feitas nos furos do injetor e as variações de configuração do grão de combustível produziram resultados satisfatórios quando comparados à literatura.

6. Referências Bibliográficas

ANDRIANOV, A.; SHYNKARENKO, O.; LEE, J.; NUNES, A. P.; MILHOMEM, G.; *Experimental studies of heat insulation materials for hybrid propellant rocket motors*. 24th ABCM International Congresso f Mechanical Engineering, 2017. Citado na página 35.

BABAYOMI O. O.; OSHENKU, C. A.; ADETORO, M. A. L.; OKON, A.; OPASINA, A. O.; *Low Cost Ground Test Equipment for Atmospheric Rocket Flights Using Embedded Systems*. IEEE International Conference on Emerging & Sustainable Technologies for Power & ICT in a Developing Society, 2013. Citado na página 28.

CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, UnB. (14 de Outubro de 2020). *Development of a Thrust Control System for Rocket Engines*. Disponível no YouTube em <https://www.youtube.com/watch?v=yhJ8JFDp1V8&ab_channel=ChemicalPropulsionLaboratory-UnB> Citado nas páginas 29, 30.

CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, UnB. (5 de Agosto de 2020). *Results of the research project “Thrust control system for a hybrid rocket engine”*. Disponível no YouTube em <https://www.youtube.com/watch?v=eC5wX1kCnao&ab_channel=ChemicalPropulsionLaboratory-UnB> Citado nas páginas 33, 34.

CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, UnB. (10 de Junho de 2019). *Hybrid motor controlled by real-time flow simulation (improved)*. Disponível no YouTube em <https://www.youtube.com/watch?v=DftpBpbrUnw&ab_channel=ChemicalPropulsionLaboratory-UnB> Citado na página 50.

CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, UnB. (10 de Junho de 2019). *Cold flow controlled by real-time flow simulation*. Disponível no YouTube em <https://www.youtube.com/watch?v=54nOG80hg4U&ab_channel=ChemicalPropulsionLaboratory-UnB>

[opulsionLaboratory-UnB](#)> Citado na página 40.

CHEMICAL PROPULSION LABORATORY, UnB. (31 de Maio de 2019). *Hybrid motor controlled by real-time flow simulation*. Disponível no YouTube em <https://www.youtube.com/watch?v=8sTDWrzWRsU&ab_channel=ChemicalPropulsionLaboratory-UnB> Citado na página 41.

CHIAVERINI, M. J.; *Hybrid Propulsion*. Propulsion Division, Orbital Technologies Corporation, Madison, USA, 2010. Citado nas páginas 19, 20.

DOMINGOS, C. H. F. L. *Estudo sobre o aumento da eficiência de combustão de um motor híbrido utilizando parafina como combustível*. Brasília, DF: UnB, 2019. Citado nas páginas 35, 36, 37, 38, 48, 49.

GAMAL, H.; MATUSIEWICZ, A.; MAGIERA, R.; HUBERT, D.; KAROLEWSKI, L.; ZIELINSKI, K.; *Design, analysis and testing of a hybrid rocket engine with a multi-port nozzle*. AIAA Propulsion and Energy Forum, 2018. Citado na página 22.

GREATRIX, D. R.; *Hybrid Rocket Engine Transient Internal Ballistic Simulation*. Ryerson University, Toronto. 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2015. Citado na página 21.

GROVER, U.; HASIM, S.; VIDJA, G.; *Design, modelling fabrication and testing of hybrid rocket engine and evaluation of burning rate for diferent solid fuels*. International Journal of Advances in Scientific Research and Engineering, v.2, 2016. Citado na página 21.

HILL, P. G.; PETERSON, C. R. *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. 2.ed. Pearson Education, 1992. Citado na página 26.

HUMBLE, R. *Space Propulsion Analysis and Design*. McGraw-Hill Companies, Incorporated, 1995. Citado na página 23.

KARABEYOGLU, M. A.; ALTMAN, D.; CANTWELL, B. J.; Combustion of liquefying hybrid propellants: Part 1, general theory. *Journal of Propulsion and Power*, vol. 18, n. 3, 2002. Citado nas páginas 24, 25, 26.

NEFF, T.; MEROTH, A.; REHBERGER, M.; Thrust test bench for student rocket engines. Institute of Space Propulsion Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR, 2016. Citado na página 28.

NETZER, D. W. et al. *Hybrid rocket internal ballistics*. Chemical Propulsion Information Agency, 1972. Citado na página 22.

OLIVEIRA, L. H.; GONTIJO, M. S.; SILVA, K. N. *Desenvolvimento de um motor à propelente Híbrido para Foguetes de Alta Potência*. 2017. Citado na página 34.

SHYNKARENKO, O.; GONTIJO, M. S.; *Sistema de Controle de Empuxo para Motor de Foguete Híbrido*. 2020. Disponível em <<http://fga.unb.br/cpl/project-cnpq-thrust-control-system>> Citado nas páginas 31, 32.

SURMACZ, P.; RARATA, G. *Hybrid Rocket Propulsion Development and Application*. Institute of Aviation, Krakowska, 2009. Citado na página 16.

SUTTON, G.; BIBLARZ, O. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons, 2017. Citado nas páginas 18, 19, 22, 23, 26.

TAJMAR, M. *Advanced Space Propulsion Systems*, Springer-Verlag Wien. 2003. Citado na página 16.

TURNER, M. J. L. *Rocket and Spacecraft Propulsion*, Springer 2^a edição. 2003. Citado na página 16.

Anexo

Anexo 1 - Exemplo de código para os plots de pressão e temperatura, e para os plots de densidade - Caso1.1.m

```

clear all
clc

%Plots de pressão e temperatura no foguete híbrido durante a
combustão

%Os dados utilizados para os plots foram gerados pelo Sistema de
Aquisição
%de Dados durante os teste.

Tempo = Casol(:,1);
TempBefore = Casol(:,4);
TempAfter = Casol(:,5);
Ptank = Casol(:,8);
Pbefore = Casol(:,9);
Pafter = Casol(:,10);
Pchamber = Casol(:,12);

[AX,H1,H2] = plotyy(Tempo, Pbefore, Tempo, TempBefore);
hold (AX(2))
plot(AX(2), Tempo, TempAfter, '--')
hold on
plot(Tempo, Pchamber, 'r')
hold on
plot(Tempo, Ptank, 'k')
hold on
plot(Tempo, Pafter, 'g')
hold on

title('Caso 1.1', 'FontSize', 16)
set(get (AX(1), 'ylabel'), 'String', 'Pressão, bar', 'FontSize',
15)
set(get (AX(2), 'ylabel'), 'String', 'Pressão, bar', 'FontSize',
15)
set(get (AX(1), 'ylabel'), 'String', 'Temperatura,
°C', 'FontSize', 15)
set(get (AX(1), 'ylabel'), 'String', 'Pressão, bar', 'FontSize',
15)
set(get (AX(2), 'ylabel'), 'String', 'Temperatura,
°C', 'FontSize', 15)
xlabel('Tempo, s', 'FontSize', 15)

set(H2, 'LineStyle', '--')
set(H2, 'color', 'c')
set(AX(1), 'xtick', [0,1,2,3,4,5,6,7])
set(AX(2), 'xtick', [0,1,2,3,4,5,6,7])
set(AX(2), 'ytick', [-50,-45,-40,-35,-30,-25,-20,-15,-10,-
5,0,5,10,15,20,25,30,35,40,45,50])
set(AX(1), 'ytick', [-50,-40,-30,-20,-10,0,10,20,30,40,50])

```

```

legend('Pbefore', 'Pchamber', 'Ptank', 'Pafter', 'TempBefore',
'TempAfter')

%PLOT DAS DENSIDADES

%Temperature Depois

LiquidAfter = 1.72328*(1-(TempAfter + 273.15)/309.57).^0.3333 -
0.83950*(1-(TempAfter + 273.15)/309.57).^0.6667 + 0.51060*(1-
(TempAfter + 273.15)/309.57) - 0.10412*(1-(TempAfter +
273.15)/309.57).^1.3333;

SaturatedLiquidAfter = (exp(LiquidAfter))*452;

TR1 = (TempAfter + 273.15)/309.57;

VapourAfter = -1.00900*((TR1.^-1)-1).^0.3333 - 6.28792*((TR1.^-
1)-1).^0.6667 + 7.50332*((TR1.^-1)-1) - 7.90463*((TR1.^-1)-
1).^1.3333 + 0.629427*((TR1.^-1)-1).^1.6667;

SaturatedVapourAfter = (exp(VapourAfter))*452;

%Temperatura Antes

LiquidBefore = 1.72328*(1-(TempBefore + 273.15)/309.57).^0.3333
- 0.83950*(1-(TempBefore + 273.15)/309.57).^0.6667 + 0.51060*(1-
(TempBefore + 273.15)/309.57) - 0.10412*(1-(TempBefore +
273.15)/309.57).^1.3333;

SaturatedLiquidBefore = (exp(LiquidBefore))*452;

TR2 = (TempBefore + 273.15)/309.57;

VapourBefore = -1.00900*((TR2.^-1)-1).^0.3333 - 6.28792*((TR2.^-
1)-1).^0.6667 + 7.50332*((TR2.^-1)-1) - 7.90463*((TR2.^-1)-
1).^1.3333 + 0.629427*((TR2.^-1)-1).^1.6667;

SaturatedVapourBefore = (exp(VapourBefore))*452;

%Plots das densidades saturadas

plot(Tempo, SaturatedLiquidAfter, 'b')
hold on
plot(Tempo, SaturatedVapourAfter, 'k--')
hold on
plot(Tempo, SaturatedLiquidBefore, 'm')
hold on
plot(Tempo, SaturatedVapourBefore, 'r:')
hold on

title('Densidade de líquido e vapor saturado no Caso 1.1',
'FontSize', 16)
ylabel('Densidade, kg/m^3', 'FontSize', 15)
xlabel('Tempo, s', 'FontSize', 15)

```

```
legend('Densidade de Líquido Saturado Depois da  
Válvula', 'Densidade de Vapor Saturado Depois da  
Válvula', 'Densidade de Líquido Saturado Antes da  
Válvula', 'Densidade de Vapor Saturado Antes da Válvula')
```