

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

# **Desenvolvimento e caracterização do sistema de alimentação de combustível para um motor do tipo ramjet**

Autor: Lucas Figueredo da Silva  
Orientador: PhD Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF  
2021



Lucas Figueredo da Silva

**Desenvolvimento e caracterização do sistema de  
alimentação de combustível para um motor do tipo  
ramjet**

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: PhD Olexiy Shynkarenko

Brasília, DF

2021

---

Lucas Figueredo da Silva

Desenvolvimento e caracterização do sistema de alimentação de combustível para um motor do tipo ramjet/ Lucas Figueredo da Silva. – Brasília, DF, 2021-85 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: PhD Olexiy Shynkarenko

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB  
Faculdade UnB Gama - FGA , 2021.

1. Ramjet. 2. Combustível. I. PhD Olexiy Shynkarenko. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Desenvolvimento e caracterização do sistema de alimentação de combustível para um motor do tipo ramjet

CDU 02:141:005.6

---

Lucas Figueredo da Silva

# **Desenvolvimento e caracterização do sistema de alimentação de combustível para um motor do tipo ramjet**

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

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 20 de Maio de 2021:

---

**PhD Olexiy Shynkarenko**  
Orientador

---

**PhD Domenico Simone**  
Convidado 1

---

**PhD Paolo Gessini**  
Convidado 2

Brasília, DF  
2021

*Este trabalho é dedicado a meus pais, Ananilson e Roseli Figueredo,  
a minha avó, Ivone Figueiredo da Silva e a todos que se dedicam ao ensino e pesquisa  
científica no Brasil.*

# Agradecimentos

A realização deste trabalho não seria possível sem o apoio recebido pela comunidade da Faculdade do Gama – estudantes, professores, técnicos, funcionários e terceirizados – que se dedicam todos os dias a construir uma universidade pública de qualidade a todos que a frequentam.

Agradeço ao suporte fornecido por meus pais, meus avós, tios e primos que me auxiliaram e me ensinaram em diversos momentos da vida, o suporte fornecidos por vocês me permitiu crescer como acadêmico e como pessoa.

Agradeço aos meus amigos e companheiros que caminharam ao meu lado durante todos estes anos de graduação. Este breve relato não é capaz de contemplar os diversos momentos em que foram fundamentais nesta jornada. Agradeço especialmente aos meus amigos Adriel, Ana Beatriz, Carol, Douglas, Eduardo, Gabriel, Hugo, Ian, Lucas, Luso, João Pedro, Victor, a todos meus amigos da Capital Rocket Team, aos professores do CPL e aos membros do projeto Polaris.

Por fim, agradeço ao Dr. Olexiy Shynkarenko pela confiança e suporte na realização desta monografia.

*“A ciência é muito mais que um corpo de conhecimentos.  
É uma maneira de pensar” (Carl Sagan)*

# Resumo

O motor ramjet é um propulsor, sem partes móveis, capaz de se mover com altas velocidades e alta controlabilidade. O desenvolvimento desta tecnologia se iniciou no início do século XX e envolveu o trabalho de diversos pesquisadores de diferentes países, consolidando um tipo de propulsão utilizada até os dias atuais. O funcionamento do motor em condições desejadas envolve a análise de diversos parâmetros de operação e, para isso, é fundamental a realização de ensaios de bancada. Um dos fatores que afeta diretamente o desempenho do projeto é a injeção de combustível. Neste trabalho, estudamos e avaliamos o funcionamento de duas válvulas, de mesmo modelo, que serão integradas à linha de combustível do sistema. Realizamos uma montagem experimental capaz de avaliar a mudança da massa em um tanque monitorado através de sensores de carga e pressão, e obtemos uma relação entre o ângulo de abertura da válvula e a vazão mássica de saída. Através do software RPA, realizamos simulações para avaliar o desempenho do sistema e determinar parâmetros de operação das válvulas.

**Palavras-chaves:** Ramjet. Propulsão. Válvulas. Bancada de teste. Escoamento. Vazão mássica.



# Abstract

The ramjet motor is a propulsion system, without moving parts, flying with high speeds and high controllability. The development of this technology started at the beginning of the 20th century and involved several researchers from different countries, consolidating a type of propulsion used until today. The engine's operation in desired conditions involves the analysis of several operating parameters and, because of that, bench tests are essential. One of the factors that directly affect the performance of the design is fuel injection. This work studies and evaluates the operation of two valves, which are integrated into the fuel line of the system. An experimental setup was carried out to evaluate the change in mass in a monitored tank via load and pressure sensors and obtained a relationship between the opening angle of the valve and the mass flow. Using the software RPA, we build simulations to evaluate the system's performance and determine valves' operating parameters.

**Key-words:** Ramjet. Propulsion. Valves. Test Bench. Flow. Mass flow.

# Lista de ilustrações

|                                                                                                                                                                                                                                                                                                     |    |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 1 – Representação de setores em um motor ramjet. <b>Fonte:</b> (SUTTON; BIBLARZ, 2016) [Adaptado]. . . . .                                                                                                                                                                                   | 17 |
| Figura 2 – Aeronave experimental Leduc 010 (Musée de l’air et de l’espace, Le Bourget, France) (IGNIS, 2020). . . . .                                                                                                                                                                               | 18 |
| Figura 3 – Aeronave P-51. <b>Disponível em:</b> <a href="https://bit.ly/3tQBfZ8">https://bit.ly/3tQBfZ8</a> . . . . .                                                                                                                                                                               | 21 |
| Figura 4 – Aeronave F-80. <b>Disponível em:</b> <a href="https://bit.ly/2RkxRZf">https://bit.ly/2RkxRZf</a> . . . . .                                                                                                                                                                               | 22 |
| Figura 5 – GQM-163A Coyote Supersonic Sea Skimming Target (SSST) lançado junto ao MK-70. <b>Disponível em:</b> <a href="https://bit.ly/3uQ6xAD">https://bit.ly/3uQ6xAD</a> . . . . .                                                                                                                | 23 |
| Figura 6 – Seções de um motor Ramjet típico. (PARK et al., 2011) . . . . .                                                                                                                                                                                                                          | 31 |
| Figura 7 – Geometria da onda de choque oblíqua. (ANDERSON, 2017) . . . . .                                                                                                                                                                                                                          | 31 |
| Figura 8 – Diagramas $T-s$ e $P-v$ para o ciclo Brayton ideal. (ÇENGEL; BOLES; BUESA, 2006) . . . . .                                                                                                                                                                                               | 37 |
| Figura 9 – Subsistemas e componentes típicos de uma bancada de testes. <b>Fonte:</b> (SARIŞIN, 2005). . . . .                                                                                                                                                                                       | 41 |
| Figura 10 – Esquemático da bancada de testes (FREITAS; SHYNKARENKO, 2020) <b>Adaptado.</b> . . . . .                                                                                                                                                                                                | 41 |
| Figura 11 – Exemplo de válvula de bloqueio: Válvula de gaveta. <b>Disponível em:</b> <a href="https://bertrem.com/gate-valves-types/">https://bertrem.com/gate-valves-types/</a> . . . . .                                                                                                          | 44 |
| Figura 12 – Exemplo de válvula de bloqueio: Válvula de comporta. <b>Disponível em:</b> <a href="https://www.thomasnet.com/articles/pumps-valves-accessories/all-about-cock-valves/">https://www.thomasnet.com/articles/pumps-valves-accessories/all-about-cock-valves/</a> . . . . .                | 44 |
| Figura 13 – Exemplo de válvula de regulagem: Válvula esfera. <b>Disponível em:</b> <a href="https://www.ferrocompany.com/family-26.html">https://www.ferrocompany.com/family-26.html</a> . . . . .                                                                                                  | 45 |
| Figura 14 – Exemplo de válvula de regulagem: Válvula borboleta. <b>Disponível em:</b> <a href="https://www.theprocesspiping.com/introduction-to-butterfly-valves/">https://www.theprocesspiping.com/introduction-to-butterfly-valves/</a> . . . . .                                                 | 45 |
| Figura 15 – Exemplo de válvula anti-retorno: Válvula de retenção. <b>Disponível em:</b> <a href="https://www.indiamart.com/proddetail/l-t-audco-ksb-bdk-swing-check-valve-16362642162.html">https://www.indiamart.com/proddetail/l-t-audco-ksb-bdk-swing-check-valve-16362642162.html</a> . . . . . | 46 |
| Figura 16 – Exemplo de válvula anti-retorno: Válvula de retenção-fechamento. <b>Disponível em:</b> <a href="https://instrumentationtools.com/stop-check-valve/">https://instrumentationtools.com/stop-check-valve/</a> . . . . .                                                                    | 46 |
| Figura 17 – Exemplo de válvula de pressão: Válvula de alívio de pressão. <b>Disponível em:</b> <a href="https://www.swagelok.com/en/product/valves/excess-flow">https://www.swagelok.com/en/product/valves/excess-flow</a> . . . . .                                                                | 46 |
| Figura 18 – Esquema representativo da montagem realizada . . . . .                                                                                                                                                                                                                                  | 50 |
| Figura 19 – Equipamentos utilizados no ensaio . . . . .                                                                                                                                                                                                                                             | 51 |
| Figura 20 – Modelo de transmissor de pressão utilizado . . . . .                                                                                                                                                                                                                                    | 52 |
| Figura 21 – Célula de carga utilizada no ensaio . . . . .                                                                                                                                                                                                                                           | 52 |

|                                                                                                        |    |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figura 22 – Modelo de válvulas utilizadas no ensaio . . . . .                                          | 52 |
| Figura 23 – Leitura da célula de carga para a primeira válvula com ângulo de 31° . . . . .             | 53 |
| Figura 24 – Leitura no domínio da frequência (Válvula 1 com ângulo de 31°) . . . . .                   | 53 |
| Figura 25 – Leitura da célula de carga para a segunda válvula com ângulo de 31° . . . . .              | 54 |
| Figura 26 – Leitura no domínio da frequência (Válvula 2 com ângulo de 31°) . . . . .                   | 54 |
| Figura 27 – Leitura da célula de carga para a primeira válvula com ângulo de 31° . . . . .             | 55 |
| Figura 28 – Leitura da célula de carga para a segunda válvula com ângulo de 31° . . . . .              | 55 |
| Figura 29 – Leitura da célula de carga para a primeira válvula com ângulo de 31° . . . . .             | 56 |
| Figura 30 – Leitura da célula de carga para a segunda válvula com ângulo de 31° . . . . .              | 56 |
| Figura 31 – Reta obtida para a primeira válvula com ângulo de 31° . . . . .                            | 57 |
| Figura 32 – Reta obtida para a segunda válvula com ângulo de 31° . . . . .                             | 57 |
| Figura 33 – Sinal captado pelos transdutores de pressão para a válvula 2 com abertura de 51° . . . . . | 59 |
| Figura 34 – Valores de pressão por ângulo de abertura para a válvula 1. . . . .                        | 60 |
| Figura 35 – Queda de pressão percentual por ângulo de abertura para válvula 1. . . . .                 | 61 |
| Figura 36 – Valores de pressão por ângulo de abertura para a válvula 2. . . . .                        | 61 |
| Figura 37 – Queda de pressão percentual por ângulo de abertura para válvula 2. . . . .                 | 62 |
| Figura 38 – Vazão mássica em função do ângulo de abertura obtido para válvula 1. . . . .               | 64 |
| Figura 39 – Vazão mássica em função do ângulo de abertura obtido para válvula 2. . . . .               | 64 |
| Figura 40 – Regressão não-linear para a equação 1. . . . .                                             | 65 |
| Figura 41 – Regressão não-linear para a equação 1. . . . .                                             | 66 |
| Figura 42 – Regressão não-linear para a equação 2. . . . .                                             | 67 |
| Figura 43 – Regressão não-linear para a equação 2. . . . .                                             | 67 |
| Figura 44 – Regressão não-linear para a equação 3. . . . .                                             | 68 |
| Figura 45 – Regressão não-linear para a equação 3. . . . .                                             | 68 |
| Figura 46 – Regressão não-linear para a equação 4. . . . .                                             | 69 |
| Figura 47 – Regressão não-linear para a equação 4. . . . .                                             | 70 |
| Figura 48 – Velocidade de saída do escoamento em função da razão O/F da câmara de combustão. . . . .   | 79 |

# Lista de tabelas

|                                                                                       |    |
|---------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Tabela 1 – Parâmetros obtidos para válvula 1 . . . . .                                | 58 |
| Tabela 2 – Parâmetros obtidos para válvula 2 . . . . .                                | 58 |
| Tabela 3 – Vazão mássica experimental obtida para válvula 1. . . . .                  | 62 |
| Tabela 4 – Vazão mássica experimental obtida para válvula 2. . . . .                  | 63 |
| Tabela 5 – Comparativo entre modelos - Coeficiente de Determinação . . . . .          | 70 |
| Tabela 6 – Comparativo entre modelos - Raiz do erro quadrático médio . . . . .        | 70 |
| Tabela 7 – Comparativo entre modelos - Soma dos erros quadrados . . . . .             | 71 |
| Tabela 8 – Dados iniciais . . . . .                                                   | 75 |
| Tabela 9 – Simulação para ramjet operando a 14km de altitude. . . . .                 | 75 |
| Tabela 10 – Simulação para ramjet operando a 16km de altitude. . . . .                | 75 |
| Tabela 11 – Simulação para ramjet operando a 18km de altitude. . . . .                | 75 |
| Tabela 12 – Vazão mássica esperada para altitudes de operação. . . . .                | 76 |
| Tabela 13 – Ângulos de abertura da válvula. . . . .                                   | 76 |
| Tabela 14 – Simulação de propriedades no aquecedor. . . . .                           | 77 |
| Tabela 15 – Comparação entre razão oxidante-combustível. . . . .                      | 77 |
| Tabela 16 – Comparativo entre diferentes temperaturas iniciais. . . . .               | 78 |
| Tabela 17 – Vazão mássica esperada para altitudes de operação. . . . .                | 78 |
| Tabela 18 – Ângulos de abertura da válvula. . . . .                                   | 78 |
| Tabela 19 – Consumo estimado de combustível durante um ensaio de 30 segundos. . . . . | 79 |

# Lista de abreviaturas e siglas

|         |                                                           |
|---------|-----------------------------------------------------------|
| NACA    | National Advisory Committee for Aeronautics.              |
| MIT     | Massachusetts Institute of Technology.                    |
| P-51    | North American Aviation P-51 Mustang.                     |
| F-80    | P-80/F-80 Shooting Star.                                  |
| ASMP    | Air-Sol Moyenne Portée.                                   |
| EUA     | Estados Unidos da América.                                |
| CPL     | Chemical Propulsion Laboratory.                           |
| UnB     | Universidade de Brasília.                                 |
| GLP     | Gás liquefeito de Petróleo.                               |
| INMETRO | Instituto nacional de metrologia, qualidade e tecnologia. |
| RPA     | Rocket Propulsion Analysis                                |

# Lista de símbolos

|           |                                         |
|-----------|-----------------------------------------|
| $a$       | Velocidade local do som.                |
| $c_v$     | Calor específico a volume constante.    |
| $c_p$     | Calor específico a pressão constante.   |
| C         | Carbono.                                |
| $f$       | Proporção de combustível para oxidante. |
| F         | Força.                                  |
| G         | Energia livre de Gibbs.                 |
| h         | Entalpia.                               |
| $h_t$     | Entalpia total.                         |
| H         | Hidrogênio.                             |
| L         | Comprimento.                            |
| $m$       | Massa.                                  |
| $\dot{m}$ | Vazão mássica ou fluxo mássico.         |
| $M$       | Número de Mach.                         |
| $M_*$     | Massa molar.                            |
| O/F       | Proporção de oxidante para combustível. |
| $P$       | Pressão.                                |
| $P_0$     | Pressão total.                          |
| $Q$       | Calor total transferido.                |
| $\dot{Q}$ | Taxa de transferência de calor.         |
| $R$       | Constante universal dos gases.          |
| $R^2$     | Coefficiente de determinação.           |
| $Re$      | Número de Reynolds.                     |

|               |                                       |
|---------------|---------------------------------------|
| $S$           | Entropia                              |
| SI            | Sistema internacional de unidades.    |
| $T$           | Temperatura.                          |
| $T_0$         | Temperatura total.                    |
| $u$           | Energia interna por unidade de massa. |
| $U$           | Energia interna.                      |
| $v$           | Velocidade.                           |
| $W$           | Trabalho termodinâmico.               |
| $\gamma$      | Fator de expansão isentrópico.        |
| $\delta t$    | Intervalo de tempo.                   |
| $\eta_{diff}$ | Eficiência do difusor.                |
| $\eta_b$      | Eficiência da câmara de combustão.    |
| $\mu$         | Viscosidade.                          |
| $\rho$        | Massa específica.                     |
| $\rho_0$      | Massa específica total.               |

# Sumário

|            |                                              |           |
|------------|----------------------------------------------|-----------|
| <b>1</b>   | <b>INTRODUÇÃO</b>                            | <b>17</b> |
| <b>1.1</b> | <b>Motor Ramjet</b>                          | <b>17</b> |
| 1.1.1      | História do desenvolvimento do motor         | 17        |
| <b>1.2</b> | <b>Problematização</b>                       | <b>25</b> |
| <b>2</b>   | <b>OBJETIVOS</b>                             | <b>26</b> |
| <b>2.1</b> | <b>Objetivo principal</b>                    | <b>26</b> |
| <b>2.2</b> | <b>Objetivos específicos</b>                 | <b>26</b> |
| <b>3</b>   | <b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b>                 | <b>27</b> |
| <b>3.1</b> | <b>Noções de mecânica dos fluidos</b>        | <b>27</b> |
| 3.1.1      | Regime de escoamento                         | 28        |
| 3.1.1.1    | Escoamento laminar e turbulento              | 28        |
| 3.1.1.2    | Escoamento Permanente e Não-Permanente       | 28        |
| 3.1.1.3    | Escoamento Invíscido e Viscoso               | 29        |
| 3.1.1.4    | Escoamento Incompressível e Compressível     | 29        |
| 3.1.2      | Escoamento isentrópico                       | 29        |
| <b>3.2</b> | <b>Análise termodinâmica do motor ramjet</b> | <b>30</b> |
| 3.2.1      | Evolução do escoamento no motor              | 30        |
| 3.2.2      | Ciclo termodinâmico do escoamento            | 36        |
| <b>3.3</b> | <b>Bancada de testes</b>                     | <b>40</b> |
| 3.3.1      | Air Storage System                           | 41        |
| 3.3.2      | Igniter                                      | 42        |
| 3.3.3      | Air heater                                   | 42        |
| 3.3.4      | Test Chamber                                 | 43        |
| 3.3.5      | Exhaust System                               | 43        |
| 3.3.6      | Válvulas                                     | 43        |
| 3.3.7      | Sensoriamento                                | 47        |
| <b>4</b>   | <b>ENSAIOS</b>                               | <b>50</b> |
| <b>4.1</b> | <b>Materiais e Métodos</b>                   | <b>50</b> |
| <b>4.2</b> | <b>Dados Obtidos</b>                         | <b>53</b> |
| 4.2.1      | Processamento de dados                       | 54        |
| <b>4.3</b> | <b>Resultados</b>                            | <b>60</b> |
| 4.3.1      | Pressão                                      | 60        |
| 4.3.2      | Vazão mássica experimental                   | 62        |



|            |                                                       |           |
|------------|-------------------------------------------------------|-----------|
| 4.3.3      | Análise da vazão mássica experimental . . . . .       | 65        |
| <b>5</b>   | <b>SIMULAÇÕES . . . . .</b>                           | <b>72</b> |
| <b>5.1</b> | <b>Equações RPA . . . . .</b>                         | <b>73</b> |
| <b>5.2</b> | <b>Câmara de combustão . . . . .</b>                  | <b>75</b> |
| 5.2.1      | Análise de controle de válvula . . . . .              | 75        |
| <b>5.3</b> | <b>Heater . . . . .</b>                               | <b>77</b> |
| 5.3.1      | Análise de controle de válvula do aquecedor . . . . . | 78        |
| <b>5.4</b> | <b>Análise dos resultados . . . . .</b>               | <b>79</b> |
| <b>6</b>   | <b>CONCLUSÃO . . . . .</b>                            | <b>81</b> |
| <b>6.1</b> | <b>Trabalhos Futuros . . . . .</b>                    | <b>82</b> |
|            | <b>REFERÊNCIAS . . . . .</b>                          | <b>83</b> |

# 1 Introdução

Este capítulo apresenta uma breve contextualização de tecnologias envolvidas no estudo desenvolvido, apresentando alguns conceitos e variedades conhecidas.

## 1.1 Motor Ramjet

O motor ramjet é um modelo de propulsor por aspiração de ar caracterizado por não apresentar partes móveis, com processos de compressão e expansão ocorrendo em partes fixas do motor devido ao desenho do projeto. De maneira geral, um ramjet é composto de entrada de ar, de um difusor responsável pela compressão do oxidante através de ondas de choque produzidas pela geometria do motor, de câmara de combustão, onde a queima do propelente ocorre após ignição da mistura do oxidante aspirado da atmosfera e o combustível embarcado no propulsor, aumentando a temperatura da mistura e uma tubeira, onde os gases provenientes da queima são acelerados e expelidos pela tubeira gerando o empuxo do motor.

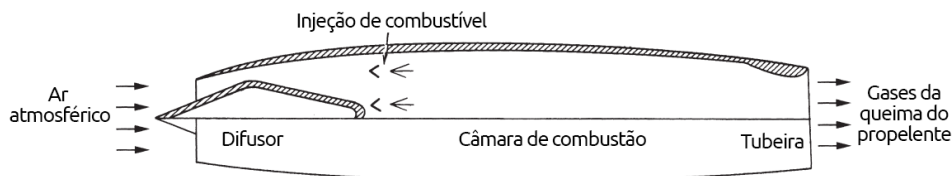


Figura 1 – Representação de setores em um motor ramjet. **Fonte:** (SUTTON; BIBLARZ, 2016) [Adaptado].

Os motores do tipo ramjet não são capazes de operar sem o auxílio de um acelerador externo, pois necessitam atingir altas velocidades para iniciar seu funcionamento de forma eficiente. A utilização de massa de ar atmosférico também limita sua faixa de operação. Entretanto, a utilização destes motores é vantajosa em algumas operações, como mísseis e veículos cruzadores hipersônicos, pois a grande massa de oxidante utilizada na combustão provém da atmosfera, reduzindo seu peso e tamanho, além de apresentar alta eficiência e alta manobrabilidade.

### 1.1.1 História do desenvolvimento do motor

A história do desenvolvimento do ramjet se inicia no começo do século XX. O primeiro trabalho a investigar a utilização de ram pressure em sistemas propulsivos foi publicado na França por René Lorin em 1913, que elaborou estudos preliminares esti-

mando uma baixa eficiência para velocidades baixas de voo. Os trabalhos de Morize e Melot desenvolveram o conceito de um ejetor ramjet, testando na França durante a primeira guerra mundial e nos Estados Unidos em 1927 (AVERY, 1955).

Benjamin Charles Carter identificou possíveis problemas na sustentação da chama em velocidades superiores a 92 m/s e propôs a injeção de combustível em sentido contrário ao escoamento, melhorando a atomização. O modelo proposto por Carter, em 1926, estimava pressão na câmara de combustão de 2 a 6 vezes a pressão atmosférica e pressão ambiente inferior a 0,34 bar (28 mil pés) para operação (AVERY, 1955).

Albert Fono propôs, em 1928, um modelo similar aos ramjets modernos, operando em voo supersônico e com bocal de entrada convergente-divergente. Na década de 1930, o interesse em propulsão de alta velocidade se intensificou, impulsionada principalmente pela pesquisa de foguetes (GYORGY, 1977).

René Leduc trabalhou com o desenvolvimento de ramjets nesta década, com testes de empuxo de pequenos modelos para velocidades de cerca de 303 m/s. Este trabalho levou ao desenvolvimento de um avião com propulsão ramjet. Um modelo da aeronave foi exibido em 1938 no Paris Salon d'Aviation e a construção do avião se iniciou ainda neste ano. No ano seguinte, um difusor com dois cones foi testado junto aos outros componentes em um intervalo de número de Mach entre 1,6 e 2,35. O trabalho foi interrompido devido a invasão alemã e finalizado apenas em 1945 recebendo o nome de Leduc-010.



Figura 2 – Aeronave experimental Leduc 010 (Musée de l'air et de l'espace, Le Bourget, France) (IGNIS, 2020).

O trabalho com motores ramjets começou em outros países como Alemanha, Inglaterra e Estados Unidos durante a segunda guerra, com pesquisa e um desenvolvimento

acelerado de aeronaves propulsadas por ramjets, que estão presentes nos programas de segurança nacional atuais, com grandes avanços na tecnologia empregada, embora todo material seja de difícil acesso e, majoritariamente, restrito (AVERY, 1955).

O trabalho liderado por Sanger, na Alemanha, estudou a usabilidade de ramjets em aeronaves de combate aéreo, conhecidos como caças, identificando a possível utilização em caças de alta velocidade e em bombardeiros. Os testes iniciais foram realizados em solo e, posteriormente, em aeronaves, adquirindo informações suficientes para o projetar um caça a jato propulsado por ramjet em 1943, que não foi construído. No mesmo período, Pabst and Lippisch realizaram estudos sobre ramjet subsônico obtendo avanços sobre métodos injeção de combustível e estabilização de chama (SANGER; BREDT, 1947).

Oswatitsch, na Alemanha, conseguiu avanços significativos no campo de supersônicos, desenvolvendo um modelo de difusor conhecido como “Spike type diffuser” que realiza uma compressão quase isentrópica através de uma série de ondas de choque oblíquas. Também na Alemanha, outros grupos de trabalho investigaram a utilização de combustíveis sólidos e utilização de partículas metálicas no combustível. Influenciado pelos estudos alemoes, a Inglaterra começou a estudar a tecnologia ramjet, criando o projeto Guided Aerial Projectiles em 1944, consolidando principalmente a teoria de performance de ramjets (OSWATITSCH, 1980).

Nos Estados Unidos, pesquisadores investigavam paralelamente as potencialidades do uso de ramjets em aeronaves . Stewart publicou em 1941 o primeiro relatório sobre a performance de ramjets subsônicos em aviões, que incluía resultados experimentais de empuxo produzido por um ramjet aquecido eletricamente (AVERY, 1955)(WAY, 1941).

Diversos pesquisadores americanos estudaram a combinação de ramjets a hélices, com ênfase em sistemas subsônicos, destacando-se os trabalhos desenvolvidos independentemente por Williams, pela agência nacional NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) e por Becker e Baals . Estes últimos analisaram a eficiência da proposta com testes realizados em um túnel de vento em 1942 (AVERY, 1955) (BAALS, 1942).

Com o início da segunda guerra mundial, americanos e europeus avançaram no estudo da aerodinâmica de escoamento compressível. Os trabalhos de Bailey, publicados em 1944, ampliaram o entendimento sobre aerodinâmica e termodinâmica de escoamentos em alta velocidade em dutos com adição de calor, que se desenvolveram com Cambre e Lin, Hawthorne e Shapiro, Hicks, Montgomery e Wasserman (AVERY, 1955). Em 1947, Rudnick introduziu a teoria de fluxo de empuxo na análise de performance de motores ramjet, junto a dois conceitos de critérios de qualidade do combustor, o “air-specific impulse” que avalia o máximo empuxo pela quantidade de ar fornecida e “fuel-specific impulse” que avalia a economia de combustível. Rudnick introduziu análises e cálculos utilizados pela maioria dos projetos de ramjets (RUDNICK, 1947).

Outros métodos de análises foram propostos por Reid e Hebert, Rubert, Hill, Sanders, Collins e Gordon e Samaras. Todos os métodos são razoavelmente equivalentes, pois se baseiam nos mesmos conceitos termodinâmicos e aerodinâmicos (AVERY, 1955).

Os trabalhos experimentais com difusores para motores de alta velocidade iniciados em 1942 pela NACA levaram ao desenvolvimento na área de difusores supersônicos por Kantrowitz e Donaldson, que investigaram as características do bocal de Laval reverso (divergente-convergente) mostrando as dificuldades de iniciar e manter a operação nesse modelo de difusor, e apresentando o modelo de “perforated diffuser” como uma possível melhoria para operação supersônica (KANTROWITZ et al., 1945).

Ainda na NACA, desenvolveram-se estudos, durante a guerra, sobre a estabilização da chama em alta velocidade, experimentando a utilização de câmara de vaporização, pulverização e sistemas como desenvolvidos por Pabst na Alemanha – que se mostraram eficientes para velocidade do ar até 36 m/s - como parte do programa de motores a jato (AVERY, 1955).

Em 1941, surge a turbina a gás britânica, impulsionando a criação de programas de pesquisa de combustão no National Bureau of Standards e Massachusetts Institute of Technology (MIT), ambos americanos. Em 1944, os programas incluem o estudo da combustão e performance de ramjets, identificando a necessidade de novas técnicas para operação de ramjet em altas velocidades, destacando-se: a injeção e mistura do combustível deveria ocorrer distante da região de queima e uma chama piloto é necessária para estabilizar o processo de combustão principal.

Os testes iniciais foram realizados utilizando gás propileno e propano como combustível. O combustor foi projetado com um flameholder anular, que evoluiu para uma combinação com um guia central que obteve uma combustão estável para um bom intervalo de mistura ar-combustível, incluindo a queima estequiométrica. A montagem fornecia velocidades de injeção de até 31 m/s, de forma que não foi possível avaliar velocidades superiores e estabelecer a velocidade limite. O sistema também se comportou de forma estável em relação a distância entre o injetor e o flameholder (AVERY, 1955).

No MIT, o trabalho teve como foco o desenvolvimento de câmara de combustão para turbo jato, a partir de 1942, obtendo uma configuração que expandia os limites de operação através de um sistema com duas zonas de queima, a principal reduzida a um flameholder cônico com pequena área de entrada e a secundária (pilot stage) que ignizava o combustível injetado na linha de ar principal.

Posteriormente, novos testes foram realizados em câmara de combustão maior, com pequenas estruturas cônicas não conectadas, ocasionando o problema de manutenção da chama. A solução proposta foi a conexão destas estruturas guias através de calhas, mantendo todo o sistema em operação, sendo utilizada como base em diversas aplicações

posteriores na construção de câmaras de combustão.

Os pesquisadores do MIT também notaram, pela primeira vez, a importância da preparação correta da mistura ar-combustível, planejando cuidadosamente o sistema de distribuição da mistura e, também, a importância da geometria de saída da câmara na estabilidade. Outra dificuldade notada foi a diferença de performance observada em testes de bancada “connected pipe” e em testes de voo.

O programa desenvolvido no MIT culminou nos testes em voo de ramjets subsônicos nos wing tips da aeronave americana P-51, adquirindo dados para avaliar a propulsão por ramjets subsônicos. Nesta mesma época, porém, os Estados Unidos estavam focados em outro modelo de projeto, os ramjets supersônicos.

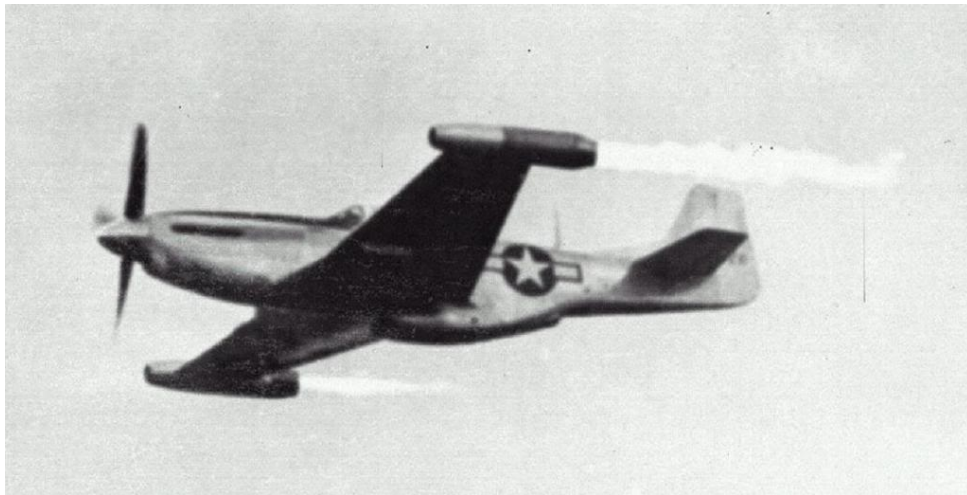


Figura 3 – Aeronave P-51. Disponível em: <https://bit.ly/3tQBfZ8>

O país buscava o desenvolvimento de mísseis com ramjets supersônicos, que apresentavam dificuldades similares na combustão, e se baseavam nos trabalhos do MIT e do Bureau para desenvolver soluções para o novo projeto.

Em 1945, surge a primeira empresa voltada ao desenvolvimento de ramjets subsônicos, criada por Roy Marquardt, um ex-professor universitário que havia trabalhado em parceria com o Bureau na universidade. A companhia de Marquardt produziu um modelo equipado nos wing tips do caça F-80, o primeiro avião pilotado com propulsor ramjet.

A pesquisa americana foi impulsionada com o surgimento dos ataques kamikazes, com programas de desenvolvimento de mísseis guiados como forma de defesa contra os ataques. Destacam-se os trabalhos desenvolvidos do laboratório de física aplicada da Universidade Johns Hopkins, das companhias aeronáuticas Boeing, Grumman e Marquardt. Esse esforço de desenvolvimento recebeu o nome de Bumblebee project ou Bumblebee operation (WIE, 2003).

O início do projeto, em 1945, desenvolveu um programa de testes de bancada



Figura 4 – Aeronave F-80. Disponível em: <https://bit.ly/2RkxRZf>

avanzado com análise de blow-down e capacidade para testes de grandes motores. Os posteriores testes de voo levaram ao desenvolvimento de sistemas de medição de combustível, com combustível sendo injetado radialmente pelas paredes da estrutura e operando sem a estrutura de flameholders, devido ao uso de acetileno como combustível. Outro avanço obtido foi a estabilização da combustão através do uso de oxiacetileno.

O projeto estudou as taxas de escoamento e calor para alcançar velocidades sônicas na saída da tubeira. Este projeto sofisticado restringia os limites de operação do ramjet para um pequeno intervalo de mistura ar-combustível. Estudos sobre estabilidade, arrasto e técnicas de lançamento também faziam parte da iniciativa.

Em outubro de 1945, foi demonstrado o primeiro voo supersônico de um motor ramjet. Dois anos após, ocorreu o lançamento de outro modelo, utilizando querosene, que atingiu velocidade superior a Mach 2 (WALTRUP et al., 2002).

Este programa representou um grande avanço na tecnologia ramjet, entretanto os voos eram realizados apenas em baixas altitudes e com sistemas básicos de controle de combustíveis para manutenção do empuxo máximo. A próxima etapa era obter boas performances em altitudes elevadas e um controle da velocidade desejada, levando ao surgimento de bancadas de testes de baixa pressão e desenvolvimento de uma série de sistemas de controle da velocidade.

Em 1980, a França iniciou o desenvolvimento do ASMP para satisfazer uma demanda de um míssil nuclear lançado em voo. Os voos de teste dos um modelos franceses aconteceram entre 80 e 86. O ASMP foi implementado em 86, iniciando sua produção em 92 e continua operacional até os dias de hoje.

O desenvolvimento atual de mísseis propulsionados por ramjets visa principalmente desenvolver o envelope de voo em altas velocidades, com países como Japão, Índia, Suíça, Israel e África do Sul desenvolvendo tecnologias de propulsores ramjets, se juntando aos países com grande histórico de pesquisa como os EUA, França, Alemanha, China e Rússia

Historicamente, a marinha americana apoia o desenvolvimento de pesquisas na área, afim de elevar o estado da arte destas tecnologias, apoiando o desenvolvimento de projetos de longo alcance, redução de custos e projetos de propulsores mais velozes. (FRY, 2004).

Com o cancelamento do míssil cruzador antinavio, em 1991, a marinha avaliou possíveis substitutos. O projeto escolhido foi o GQM-163A Coyote Supersonic Sea Skimming Target (SSST), um ramjet lançado do solo por um propulsor sólido tandem MK-70, atingindo velocidades de até Mach 2.5. O desenvolvimento do projeto se iniciou em 2000 e os testes de desenvolvimento se iniciaram me 2003, obtendo sucesso e iniciando a produção deste míssil (PARSCH, 2003). Na China, um modelo foi exibido em demonstrações aéreas, com a designação de Yiing-Ji 12.



Figura 5 – GQM-163A Coyote Supersonic Sea Skimming Target (SSST) lançado junto ao MK-70. **Disponível em:** <https://bit.ly/3uQ6xAD>

No CPL da Universidade de Brasília, grupos de trabalho liderados por Shynkarenko, realizaram trabalhos estudando o design do motor ramjet. Eles investigaram a utilização de combustível sólido neste tipo de motor, analisando o desempenho de hidrocarbonetos como a parafina (AZEVEDO et al., 2019) (SHYNKARENKO et al., 2019). Desenvolveram também estudos a respeito do sistema de ignição, do tipo tocha, analisando a utilização de metano e oxigênio para operação do ignitor (SHYNKARENKO; SIMONE, 2020) (SANTOS, 2018).

Este grupo vem desenvolvendo um motor ramjet utilizando combustível líquido, estudando a utilização de válvulas no controle do sistema e realizando testes a frio para a análise do motor (FREITAS; SHYNKARENKO, 2019) (SHYNKARENKO; FREITAS,



2020) (FREITAS; SHYNKARENKO, 2020) (SANTOS, 2018).

## 1.2 Problematização

Um motor ramjet representa uma tecnologia capaz de alcançar altas velocidades com grande controlabilidade. Para isso, é necessário que o propulsor seja bem projetado, apresentando uma boa performance em todas as regiões do motor. A instalação de bancada nos permite realizar diversos ensaios, validando os parâmetros de performance e ajustando a operação do motor. Os testes de bancada são fundamentais, pois cada subsistema pode ser avaliado. Os testes englobam análise da câmara de combustão, desempenho estrutural do motor, performance da tubeira, dentre outros.

Como visto, o cerne da operação de um propulsor é a ejeção de gases em alta velocidade, provenientes da queima da mistura ar-combustível na câmara de combustão. A mistura do ar, que é captado na atmosfera, ao combustível transportado no motor nos leva a necessidade do desenvolvimento e validação deste subsistema.

Nele, há a inserção de uma válvula de regulagem do tipo esfera, onde o escoamento é ajustado de acordo com a posição da abertura na esfera em relação a entrada da válvula, o ângulo de abertura. A relação entre este ângulo e a vazão fornecida pela válvula não é direta. De fato, essa relação deve ser estudada para que possamos fornecer a massa de combustível necessária para a mistura em proporções corretas de ar e combustível.

## 2 Objetivos

O trabalho desenvolvido tem como objeto de estudo o projeto desenvolvido pelo Laboratório de Propulsão Química (CPL) da Universidade de Brasília de míssil supersônico de alta manobrabilidade com motor estado-reator (SHYNKARENKO, 2017). Desenvolvendo um estudo bibliográfico de conceitos e tecnologias envolvidos no projeto, com viés orientado à caracterização da linha de combustível, este trabalho visa desenvolver o sistema de injeção de combustível para o motor do tipo ramjet.

### 2.1 Objetivo principal

O objetivo principal deste trabalho é o desenvolvimento preliminar e caracterização do sistema de alimentação de combustível para o motor do tipo ramjet.

### 2.2 Objetivos específicos

Os objetivos específicos do trabalho são:

1. Revisão bibliográfica sobre o objeto de estudo, bancadas de teste, sensores e medição de dados.
2. Desenvolvimento da bancada de teste, montagem do sistema, estimativa de erros.
3. Execução dos testes preliminares do sistema de alimentação e análise de dados.
4. Obtenção da função empírica de vazão mássica de combustível com variação do sinal de controle das válvulas.
5. Análise de desempenho da linha de combustível através de simulação computacional.
6. Avaliar variações de desempenho do combustível em diferentes altitudes
7. Previsão de resultados esperados para testes quentes.

## 3 Revisão bibliográfica

### 3.1 Noções de mecânica dos fluidos

A teoria de fluidos distingue a matéria em dois principais estados. A matéria pode resistir a tensão de cisalhamento aplicada, caracterizando um sólido ou se deformar continuamente enquanto a força é aplicada, caracterizando um fluido. Por sua vez, os fluidos são categorizados em líquidos e gases, de acordo com as forças de coesão entre as moléculas, que são mais intensas para líquidos e menos para gases. De forma simplificada, um fluido pode ser entendido como um conjunto de moléculas espaçadas que podem mover-se livremente (WHITE, 2011). As características do fluido são denominadas propriedades, que são utilizadas para descrever o estado deste fluido, algumas destas propriedades, de acordo com (WHITE, 2011), (CENGEL; GHAJAR, 2009) e (CENGEL; CIMBALA, 2007), são definidas a seguir.

- **Pressão  $P$ :** É a tensão de compressão em um ponto estático do fluido, medido em  $Pa$  no SI. Diferenças de pressão geram escoamento do fluido, principalmente em dutos.
- **Massa específica  $\rho$ :** Representa a massa de um fluido em um determinado volume e varia com a variação da pressão, sendo medida em  $\frac{kg}{m^3}$  no SI. O **Peso específico** representa o peso por volume e é dado pela massa específica multiplicado pela gravidade local. Já a **Densidade** é a relação entre a massa específica do fluido e a massa específica de um fluido referência, como a água a  $4^\circ C$ .
- **Temperatura  $T$ :** É uma medida da energia interna de um fluido, medido em Kelvin  $K$  no SI.
- **Energia interna  $U$ :** É a soma das energias cinéticas e potenciais associadas as partículas que compõem o fluido, medida em Joules(J) no SI. Também é comum a utilização da energia interna por unidade de massa  $u$ , dada em Joules por quilograma (J/kg) no SI.
- **Entalpia  $h$ :** É a combinação da energia interna com a energia de escoamento do fluido, calculada por  $Pv$ .
- **Calor específico:** É a energia necessária para aumentar a temperatura em um grau de uma unidade de massa, medida em  $kJ/kg.K$ . Usualmente utilizamos dois tipos de calor específico, o calor específico a volume constante  $c_v$  e o calor específico a pressão constante  $c_p$ .

- **Fator de expansão isentrópico**  $\gamma$ : É uma constante adimensional resultante de  $c_p/c_v$ .
- **Viscosidade**  $\mu$ : É taxa de deformação de um fluido em função da tensão de cisalhamento aplicada e pode ser entendida como a resistência de um fluido ao escoamento. A viscosidade ( $\mu$ ) de fluidos, medida em  $\frac{kg}{m.s}$ , tem alta variação com a temperatura e baixa com a pressão.
- **Número de Mach**  $M$ : É um parâmetro adimensional que define a velocidade local( $v$ ) em relação a velocidade do som local( $a$ ). Ele é dado por

$$M = \frac{v}{a} = \frac{v}{\sqrt{\gamma RT}} \quad (3.1)$$

Comumente relacionamos as propriedades dos fluidos em uma parâmetro adimensional, o número de Reynolds:

$$Re = \frac{\rho v l}{\mu} \quad (3.2)$$

O número de Reynolds envolve a massa específica ( $\rho$ ), a velocidade do escoamento ( $v$ ), o comprimento característico do escoamento ( $l$ ) e a viscosidade ( $\mu$ ) e diz respeito a velocidade de escoamentos viscosos. Para valores baixos de Reynolds dizemos que o escoamento é laminar, para altos valores temos um escoamento turbulento.

### 3.1.1 Regime de escoamento

Os fluidos são capazes de variar a sua forma e escoar em determinada trajetória de acordo com as condições em que ele está submetido. Podemos classificar os escoamentos de diversas maneiras, de acordo com características comuns. Algumas das classificações mais usuais são apresentadas.

#### 3.1.1.1 Escoamento laminar e turbulento

No escoamento laminar as partículas do fluido percorrem trajetórias quase paralelas, enquanto que no escoamento turbulento as trajetórias descritas são caóticas e irregulares, sendo o escoamento mais comum em observações práticas. (PORDEUS, 2002)

Um escoamento deixa de ser suave e laminar, passando a ser agitado e turbulento para valores moderados de Reynolds. (WHITE, 2011)

#### 3.1.1.2 Escoamento Permanente e Não-Permanente

Dizemos escoamento permanente o caso em que a velocidade e pressão em um ponto não variam significativamente com o tempo. Diferentes pontos podem apresentar diferentes valores de velocidade ou pressão, mas se mantem constantes ao longo do tempo.

No escoamento permanente, a corrente fluida é dita estável, com a pressão e velocidade sendo funções das coordenadas.

Quando há uma variação destas propriedades em um ponto ao longo do tempo, dizemos que o escoamento é não-permanente, variável ou transitório. Neste caso, a pressão e velocidade são funções da coordenada e do tempo (CENGEL; CIMBALA, 2007).

### 3.1.1.3 Escoamento Invíscido e Viscoso

O comportamento invíscido de um fluido é uma idealização comum no estudo da mecânica de fluidos e caracteriza uma análise em que a viscosidade é desprezada, assim como os fenômenos associados a ela. Teoreticamente, um fluido invíscido ocorre quando o número de Reynolds  $Re$  é infinito, mas, para valores de  $Re$  elevados, os efeitos viscosos tem menor influência no escoamento, restringindo sua influência à camada limite. O comportamento real do fluido, entretanto, é o escoamento viscoso, que surge do atrito das moléculas com as paredes do sistema e com as próprias moléculas. (ANDERSON, 2017)

### 3.1.1.4 Escoamento Incompressível e Compressível

O escoamento incompressível é uma simplificação em que se considera a massa específica  $\rho$  como sendo constante. Já um escoamento compressível apresenta massa específica variável. (ANDERSON, 2017)

A compressibilidade é uma propriedade dos fluidos e todos apresentam variações de massa específica, entretanto a variação para a maior parte dos líquidos é muito baixa (a compressibilidade da água é da ordem de  $10^{-10} m^2/N$  a 1 atm), podendo aproximar o escoamento como sendo incompressível sem grandes perdas de precisão. Já para gases a compressibilidade é um fator importante (compressibilidade do ar da ordem de  $10^{-5} m^2/N$  a 1 atm) e deve ser considerada. A adoção de escoamento incompressível para gases ocorre, em geral, para escoamentos a baixas velocidades ( $Mach \leq 0,3$ ). (ANDERSON, 1990)

## 3.1.2 Escoamento isentrópico

A evolução do escoamento no motor pode ser estudada através das relações isentrópicas para escoamento invíscido e compressível. De maneira geral, um processo isentrópico é um processo reversível (sem efeitos dissipativos) e sem a adição ou perda de calor (processo adiabático). A hipótese de escoamento invíscido é razoável devido a alta temperatura do fluido em relação a superfície de contato. Neste tipo de escoamento, as propriedades temperatura, pressão e densidade se relacionam através da equação 3.3,

chamada de relações isentrópicas.

$$\left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^\gamma \quad (3.3)$$

Para o escoamento isentrópico, podemos definir também as relações

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2 \quad (3.4)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.5)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (3.6)$$

Os termos  $T$ ,  $p$  e  $\rho$  se referem as propriedades temperatura, pressão e massa específica, respectivamente. Os termos  $T_0$ ,  $p_0$  e  $\rho_0$  se referem a temperatura total, pressão total e massa específica total, que correspondem as propriedades do escoamento desacelerado adiabaticamente até a velocidade zero. Estas propriedades se relacionam entre si, pelas seguintes relações.

$$\left(\frac{T_0}{T}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \frac{p_0}{p} = \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^\gamma \quad (3.7)$$

As propriedades totais são um importante ferramenta de análise do escoamento, pois em um escoamento isentrópico, as propriedades totais se conservam.

## 3.2 Análise termodinâmica do motor ramjet

### 3.2.1 Evolução do escoamento no motor

O motor ramjet é capaz de atingir velocidades superiores a Mach 3, sem a necessidade de partes móveis presentes em motores como turbojatos. Isto é possível através de processos internos que ocorrem nas seções do motor resultando na ejeção de gases em alta velocidade. A figura 6 apresenta as seções de um típico motor ramjet, de forma que cada seção provoca alterações no escoamento.

#### Difusor

O ar é admitido em velocidades supersônicas na entrada do ramjet, ocorrendo a compressão do escoamento através de ondas de choque oblíquas que causam uma diminuição da velocidade de escoamento na seção 0-1, que é o difusor supersônico. Esta redução ocorre em sucessivas ondas de choque oblíquas até a velocidade sônica (Mach

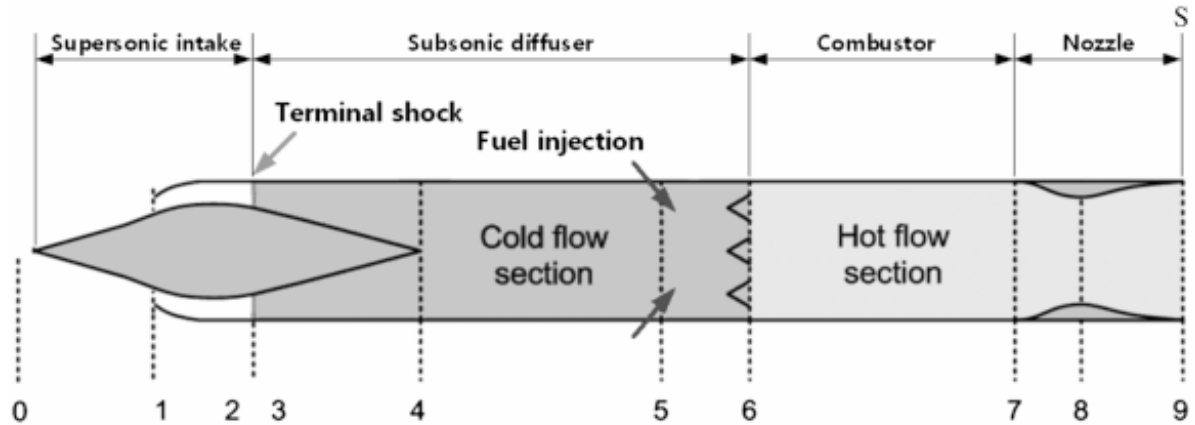


Figura 6 – Seções de um motor Ramjet típico. (PARK et al., 2011)

1), ocorrendo a onda de choque normal na passagem do fluido do regime supersônico ao subsônico. O escoamento, agora subsônico, continua a ser desacelerado pela região subsônica do difusor (seção 3-6) até atingir velocidades muito baixas na entrada da câmara de combustão (6-7). Estes processos são característicos deste tipo de motor, caracterizando chamada ram pressure, onde a energia cinética do escoamento é utilizada para comprimir o escoamento. (PARK et al., 2011)

Considerando o ar como um gás perfeito e o processo como sendo adiabático, as mudanças nas propriedades do escoamento causadas pelas ondas de choque podem ser descritas pelas equações gerais para ondas de choque oblíquas.

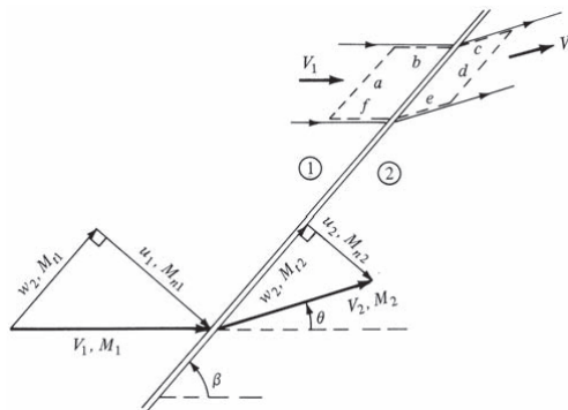


Figura 7 – Geometria da onda de choque oblíqua. (ANDERSON, 2017)

A análise da equação da continuidade e da forma integral da equação do momento em uma onda oblíqua nos mostra que a componentes tangencial da velocidade do escoamento se mantém constantes  $w_1 = w_2$  e as equações podem ser escritas em função apenas da componente normal da velocidade. Além disso, podemos afirmar, com base na análise da forma integral da equação de energia para onda de choque oblíqua que a entalpia total



é constante em uma onda choque oblíqua e, por consequência, a temperatura total também é constante. Assim, as equações da continuidade e momento para onda de choque normal é a mesma para a onda de choque oblíqua. (ANDERSON, 2017)

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad (3.8)$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad (3.9)$$

As propriedades do escoamento anterior e posterior a uma onda de choque oblíqua são dadas pelas seguintes relações

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)M_{n,1}^2}{2 + (\gamma - 1)M_{n,1}^2} \quad (3.10)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_{n,1}^2 - 1) \quad (3.11)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2 \rho_1}{p_1 \rho_2} \quad (3.12)$$

$$M_2 = \frac{M_{n,2}}{\sin \beta - \theta} \quad (3.13)$$

onde os termos  $M_{n,1}$  e  $M_{n,2}$  são a componente normal do número de Mach do escoamento anterior e posterior a onda de choque, respectivamente, calculados por:

$$M_{n,1} = M_1 \sin \beta \quad (3.14)$$

$$M_{n,2}^2 = \frac{1 + \frac{(\gamma-1)}{2}M_{n,1}^2}{\gamma M_{n,1}^2 - \frac{\gamma-1}{2}} \quad (3.15)$$

Como visto, as equações para ondas de choque oblíquas envolvem apenas a componente normal da velocidade de escoamento, fazendo com que as equações sejam análogas para a onda de choque normal, onde o termo  $M_{n,1}$  é substituído por  $M_1$ .

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)M_1^2}{2 + (\gamma - 1)M_1^2} \quad (3.16)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1}(M_1^2 - 1) \quad (3.17)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2 \rho_1}{p_1 \rho_2} \quad (3.18)$$

O escoamento contínuo na região subsônica do difusor apresenta um processo diferente da região supersônica para reduzir a velocidade do escoamento e comprimir o fluido,

onde a variação ocorre através do aumento gradual da área da seção transversal da região do difusor. Para o escoamento em regime permanente, a forma diferencial da equação da continuidade pode ser escrita como:

$$\frac{d\rho}{\rho} + \frac{du}{u} + \frac{dA}{A} = 0 \quad (3.19)$$

De forma simplificada, podemos entender que, em uma região determinada (volume de controle) com um fluxo mássico constante ( $\dot{m} = \text{constante}$ ), a variação das propriedades em uma linha de fluxo pode ser dada por:

$$\dot{m} = \rho u A \quad (3.20)$$

$$\rho_1 u_1 A_1 = \rho_2 u_2 A_2 \quad (3.21)$$

A equação da continuidade descreve a redução de velocidade ocasionada pelo difusor subsônico. O aumento da área ocasiona uma redução de velocidade e densidade do escoamento e um aumento da pressão. Através da equação de Euler sem forças de corpo, podemos entender as relações entre as propriedades velocidade, pressão e densidade.

$$\rho u A \frac{du}{dx} = -A \frac{dp}{dx} u du + \frac{dp}{\rho} = 0 \quad (3.22)$$

em um escoamento compressível e adiabático, isto implica em:

$$u du = -\frac{dp}{\rho} = a^2 \frac{d\rho}{\rho} \quad (3.23)$$

$$\frac{d\rho}{\rho} = M^2 \frac{du}{u} \quad (3.24)$$

onde  $a$  é a velocidade do som. Através destas relações podemos notar que a variação da densidade é muito menor do que as variações de velocidade e pressão. Além disso, quanto menor a velocidade, menos significativa é a variação da densidade, de forma que em velocidades abaixo de Mach= 0,3 o escoamento pode ser considerado como incompressível. (KUNDU; COHEN; DOWLING, 2016) Neste caso, a relação entre área e velocidade pode ser escrita por

$$\frac{du}{u} = \frac{1}{1 - M^2} \frac{dA}{A} \quad (3.25)$$

### Câmara de combustão

Após a passagem do ar pelo difusor ocorre a injeção do combustível, gerando a mistura que será queimada na câmara de combustão. Este processo pode ser descrito por

$$\dot{m}_{air}h_{t,in} + \dot{m}_f h_f = (\dot{m}_{air} + \dot{m}_f)h_{t,out} \quad (3.26)$$

onde  $\dot{m}_{air}$  e  $\dot{m}_f$  se referem a vazão mássica de ar e combustível, respectivamente,  $h_{t,in}$  e  $h_{t,out}$  são a entalpia total do escoamento antes e depois da passagem pela câmara de combustão e  $h_f$  é a energia térmica liberada pelo combustível durante a combustão.

Esta análise pode ser simplificada, através de algumas considerações. A primeira é a de que a massa de ar é muito maior do que a de combustível  $\dot{m}_{air} \gg \dot{m}_f$ , de forma que podemos aproximar o fluxo mássico resultante na saída da câmara de combustão como sendo o fluxo de massa de ar.

$$\dot{m}_{air} + \dot{m}_f \approx \dot{m}_{air} \quad (3.27)$$

A segunda é a consideração da entalpia total  $h_t$  como sendo a entalpia  $h$ . Esta aproximação é realizada, pois o escoamento apresenta baixas velocidades tanto na entrada quanto na saída da câmara, fazendo com que a influencia da velocidade seja mínima no valor da entalpia total.

$$h \gg \frac{V^2}{2}$$

$$h_t = h + \frac{V^2}{2} \approx h = c_p T \quad (3.28)$$

e, para um ramjet ideal, podemos assumir um calor específico constante durante a combustão.

$$c_{p,in} = c_{p,out} = c_p \quad (3.29)$$

Assim, a equação 3.26 se torna

$$\dot{m}_{air}c_p T_{in} + \dot{m}_f h_f = \dot{m}_{air}c_p T_{out} \quad (3.30)$$

### Tubeira

O processo final do escoamento, após a passagem pelos processos de compressão e combustão do fluido, é se direcionar a tubeira, onde a grande energia térmica associada ao escoamento é convertida em energia cinética. Essa conversão é feita em um bocal

convergente-divergente, onde o escoamento subsônico é acelerado de uma velocidade baixa até atingir a velocidade sônica, na região convergente do bocal. Após atingir a região sônica, o escoamento é acelerado até velocidades supersônicas pela região divergente da tubeira.

As descrições dos processos termodinâmicos descritos para o difusor através das equações da continuidade e conservação de energia se aplicam ao bocal. No convergente da tubeira, o escoamento subsônico tem sua velocidade aumentada através da redução da área da seção transversal do bocal, em um processo inverso ao que ocorre no difusor subsônico.

Já o processo de expansão supersônica que resulta na aceleração do escoamento, pode encontrado através da equação da continuidade em um duto para escoamento supersônico.

$$\rho^* u^* A^* = \rho u A \quad (3.31)$$

como  $u^* = a^*$ , a equação 3.31 pode ser reescrita como

$$\frac{A^*}{A} = \frac{\rho^* a^*}{\rho u} = \frac{\rho^* \rho_0 a^*}{\rho_0 \rho u} \quad (3.32)$$

como  $\rho_0$  é constante em um escoamento isentrópico, podemos utilizar a equação 3.6 para definir as relações

$$\frac{\rho^*}{\rho_0} = \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{1/(\gamma-1)} \quad (3.33)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{1/(\gamma-1)} \quad (3.34)$$

O número de Mach característico  $M^*$  é dado pela velocidade  $u$  sobre a velocidade do som em condição sônica  $a^*$ .

$$\left( \frac{u}{a^*} \right)^2 = M^{*2} = \frac{\frac{\gamma+1}{2} M^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \quad (3.35)$$

Através das equações 3.34 e 3.35 podemos obter a relação Área-Mach number que nos mostra que o número de Mach em qualquer ponto do bocal é uma função da relação da área do local sobre a área onde o escoamento é sônico.

$$\left( \frac{A}{A^*} \right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[ \frac{2}{\gamma+1} \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (3.36)$$

$$v_{exit}^2 = 2c_p(T_{chamber} - T_{exit}) \quad (3.37)$$

A equação 3.37 define a velocidade máxima de saída através da relação entre calor específico a pressão constante e a diferença de temperaturas. Considerando o escoamento isentrópico, e que a pressão e temperatura na câmara de combustão é muito maior do que na saída, podemos escrever a equação 3.37 como:

$$v_{exit}^2 = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} \frac{R}{M_*} T_{chamber} \quad (3.38)$$

O termo  $R$  é a constante universal dos gases e  $M_*$  é a massa molar da mistura (TAYLOR, 2017).

O controle de precisão de um ramjet envolve a análise de diversos parâmetros de performance, sendo o empuxo um fator fundamental. Esse empuxo é gerado pela liberação de gases em alta velocidade de acordo com a equação 3.39. (SUTTON; BIBLARZ, 2016)

$$F = \frac{dm}{dt} v = \dot{m} v \quad (3.39)$$

Estes gases são resultado da queima da mistura ar-combustível na câmara de combustão e, portanto, as quantidades podem ser ajustadas para controlar o empuxo gerado.

### 3.2.2 Ciclo termodinâmico do escoamento

A secção anterior elucida os processos que ocorrem em todas as etapas do motor e por que eles ocorrem. Na prática, a utilização do ciclo termodinâmico do motor para análise do escoamento nos fornece um entendimento mais simples e completo. O motor ramjet ideal é conceitualmente uma aeronave muito simples, envolvendo apenas 4 processos, internamente reversíveis, denominado ciclo Brayton ideal:

- 1-2 Compressão isentrópica no difusor
- 2-3 Adição de calor a pressão constante
- 3-4 Expansão isentrópica na tubeira
- 4-1 Liberação de calor a pressão constante

Como a entalpia total se conserva em um processo isentrópico, a partir dos dados de temperatura e pressão de entrada, podemos encontrar a temperatura no ponto 2.

$$h_{t,1} = h_{t,2} \quad (3.40)$$

$$\frac{1}{2} u_1^2 + c_p T_1 = \frac{1}{2} u_2^2 + c_p T_2 \quad (3.41)$$

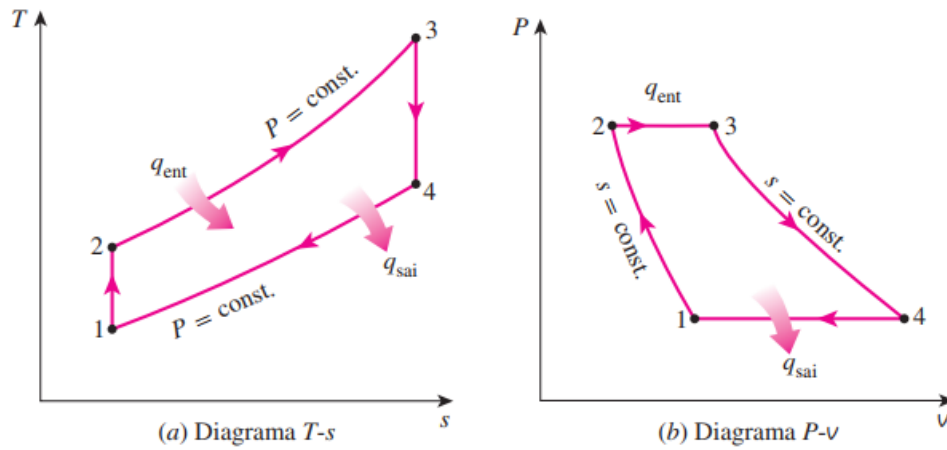


Figura 8 – Diagramas  $T - s$  e  $P - v$  para o ciclo Brayton ideal. (ÇENGEL; BOLES; BUESA, 2006)

em um processo ideal, o escoamento é quase totalmente desacelerado e a temperatura  $T_2$  pode ser dada por

$$T_2 = T_1 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (3.42)$$

entretanto, para o caso real, o processo não é ideal. Por conta disso, podemos encontrar o valor real de temperatura  $T'_2$  após a compressão através do rendimento do difusor  $\eta_{diff}$ .

$$\eta_{diff} = \frac{W_1}{W_2} = \frac{c_p(T'_2 - T_1)}{c_p(T_2 - T_1)} \quad (3.43)$$

e a pressão no ponto 2 pode ser encontrada através da equação 3.3.

$$\frac{P_2}{P_1} = \left( \frac{T'_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.44)$$

$$P_2 = P_1 \left( \frac{T'_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.45)$$

As propriedades no ponto 3, após o processo de adição de calor a pressão constante na câmara de combustão com rendimento  $\eta_b$ , pode ser dado por:

$$\dot{m}_{air} h_2 + \dot{m}_f h_f + \dot{Q} = (\dot{m}_{air} + \dot{m}_f) h_3 \quad (3.46)$$

$$\dot{m}_{air} c_p T'_2 + \dot{m}_f c_p T_f + Q_f \dot{m}_f \eta_b = (\dot{m}_1 + \dot{m}_f) c_p T_3 \quad (3.47)$$

dividindo os termos por  $\dot{m}_{air}$ , denominando a razão combustível-ar pelo termo  $f$ , obtemos

$$c_p T_2' + f c_p T_f + Q_f f \eta_C = c_p (1 + f) T_3 \quad (3.48)$$

Como a quantidade de combustível é muito menor do que a quantidade de ar ( $\dot{m}_{air} \gg \dot{m}_f$ ), podemos considerar que: [1] o termo  $f c_p T_f$  é desprezível e [2]  $(1 + f)$  pode ser aproximada por  $f$ . Assim, a equação 3.48 se torna:

$$Q_f f \eta_C = c_p (T_3 - T_2) \quad (3.49)$$

A equação 3.49 pode ser rearranjada para obter a temperatura resultante  $T_3$ , definindo-se a razão  $f$  ou obter a razão  $f$  fixando a temperatura de saída  $T_3$ .

$$T_3 = T_2 + \frac{Q_f f \eta_C}{c_p} \quad \text{Para determinação da temperatura} \quad (3.50)$$

$$f = \frac{c_p (T_3 - T_2)}{Q_f \eta_C} \quad \text{Para determinação de combustível} \quad (3.51)$$

A expansão isentrópica 3-4 pode ser obtida novamente através da conservação de entalpia total.

$$h_{t,3} = h_{t,4} \quad (3.52)$$

$$\frac{1}{2} u_3^2 + c_p T_3 = \frac{1}{2} u_4^2 + c_p T_4 \quad (3.53)$$

$$c_p (T_3 - T_4) = \frac{1}{2} (u_4^2 - u_3^2) \quad (3.54)$$

Como a velocidade de saída da tubeira é muito maior do que a velocidade de entrada ( $u_4^2 \gg u_3^2$ ), obtemos a relação para a velocidade de saída.

$$u_4 = \sqrt{2c_p (T_3 - T_4)} \quad (3.55)$$

Para um motor estato-reator, o objetivo final é a geração de empuxo para a propulsão do motor, que pode ser dado pela relação:

$$T = \dot{m}_{air} (V_4 - V_1) + \Delta P \quad (3.56)$$

O termo  $\Delta P$  se refere a diferença entre a pressão de saída da tubeira e a pressão ambiente. Para um bocal adaptado, a tubeira é projetada de modo que a pressão de saída

seja igual a pressão ambiente  $\Delta P = 0$ . Assim, o empuxo gerado pelo motor, para um bocal adaptado, pode ser calculado por:

$$T = \dot{m}(u_4 - u_1) \quad (3.57)$$



### 3.3 Bancada de testes

O projeto de um ramjet de alto desempenho requer o funcionamento adequado de diversas partes fixas do corpo do motor, sendo fundamental a etapa de testes para realizar medições e validar o propulsor. O primeiro teste comumente realizado é “conected pipe test” com objetivo de avaliar a integridade estrutural do projeto e avaliar a eficiência da câmara de combustão do ramjet. O teste consiste em um sistema em solo que reproduz as condições de pressão e temperatura de entrada em voo na câmara de combustão, junto ao fluxo de combustível e ar, medindo o empuxo gerado. Isso nos permite validar a câmara de combustão ou realizar alterações estruturais ou ajustes de performance (SARIŞIN, 2005). A realização de testes deste tipo é vantajosa pois envolve sistemas menos complexos e custosos do que outros tipos de testes posteriores.

Com o sistema completo, podemos realizar também o “semi-free jet test” onde o sistema é montado para que todas as partes do motor podem ser testadas com injeção direta de ar no motor ramjet e o “Free-Jet Tests” em que todo o ramjet é envolvido em um escoamento, semelhante ao voo. O free-jet test é o mais completo teste realizado em solo em que podemos testar todo o sistema verificando as características operacionais e a performance do motor. Ele é fundamental para que possamos avaliar alguns dos subsistemas críticos para o funcionamento do motor, como o empuxo gerado, o funcionamento do sistemas de combustível, ignição e telemetria, por exemplo.

Esta configuração de teste é consideravelmente complexa, necessitando de um sistema robusto para atingir as altas velocidades no escoamento, o que torna o teste caro. Mesmo o “semi-free jet test” demanda um sistema que consiga manter uma grande vazão mássica para realização. Após o desenvolvimento completo em solo, o motor é testado em voo.

Neste contexto, o desenvolvimento do motor ramjet pelo laboratório de propulsão química (CPL) da Universidade de Brasília (UnB) passa por diversas etapas de testes e validações afim de obter um propulsor supersônico de alta manobrabilidade. Inicialmente, foi construído uma bancada de testes do tipo conected pipe com um sistema para a realização de testes com fluxo frio - sem que ocorra a combustão do propelente - para análise de parâmetros de pressão e temperatura ao longo do ramjet, análise do escoamento de oxidante e combustível e desenvolvimento do sistema de controle digital. Os resultados obtidos serão utilizados para o planejamento e execução de testes quentes.

Sarisin (SARIŞIN, 2005) define 5 componentes típicos para uma bancada de teste “conected pipe” para motor do tipo ramjet: Sistema de armazenamento de ar, sistema de aquecimento de ar, câmara de teste, sistema de exaustão e sistema de controle. Os elementos característicos desses sistemas estão expostos na figura 9.

A bancada de teste desenvolvida para o nosso ramjet é representada na figura 10

e seus subsistemas serão descritos de acordo com a descrição de Sarişin.

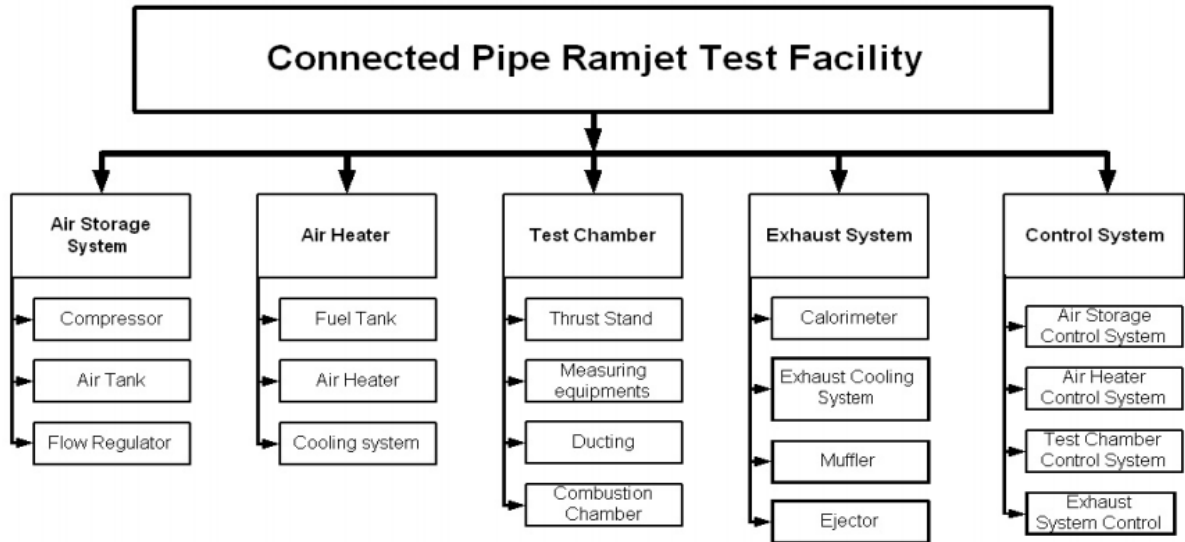


Figura 9 – Subsistemas e componentes típicos de uma bancada de testes. **Fonte: (SARIŞIN, 2005).**

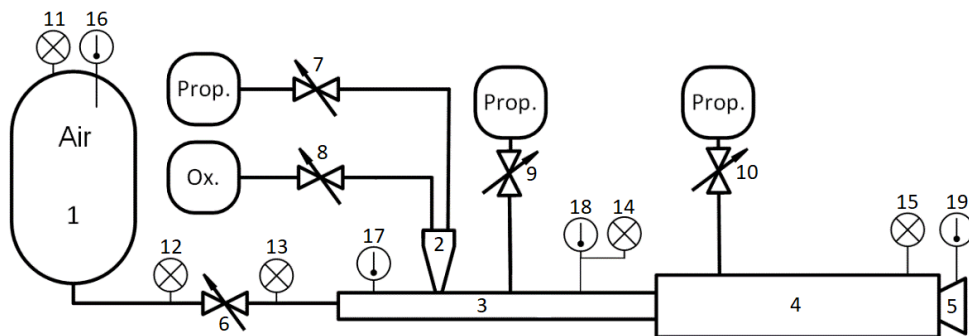


Figura 10 – Esquemático da bancada de testes (FREITAS; SHYNKARENKO, 2020) **Adaptado.**

|   |                    |    |          |    |           |    |             |
|---|--------------------|----|----------|----|-----------|----|-------------|
| 1 | Air Storage System | 6  |          | 11 |           | 16 |             |
| 2 | Igniter            | 7  |          | 12 | Sensor de | 17 | Sensor de   |
| 3 | Heater             | 8  | Válvulas | 13 | Pressão   | 18 | Temperatura |
| 4 | Test Chamber       | 9  |          | 14 |           | 19 |             |
| 5 | Exhaust System     | 10 |          | 15 |           |    |             |

### 3.3.1 Air Storage System

O sistema de armazenamento de ar tem como objetivo fornecer um fluxo de ar contínuo para o motor em teste, emulando a aspiração do ar atmosférico. É necessário que a pressão final do tanque seja maior do que a pressão da câmara de combustão. O

sub-sistema é constituído de um compressor, que comprime o ar a uma pressão de 10 bar, abastecendo um tanque com capacidade de  $5 m^3$ . Este volume permite a realização de ensaios de até 40 segundos de duração. A pressão máxima do tanque é de 16 bar que pode ser alcançada com a adição de oxigênio de tanques de alta pressão. Há a drenagem da água condensada no tanque por meio de válvula solenoide (SHYNKARENKO; FREITAS, 2020) (FREITAS; SHYNKARENKO, 2020).

### 3.3.2 Igniter

O ignitor, ou sistema de ignição, tem a função de iniciar a combustão da mistura ar-combustível. Existem diversos modelos de ignitores com diferentes formas de funcionamento como a utilização de reagentes hipergólicos, sistemas elétricos, sistemas pirotécnicos, sistemas abastecidos monopropelentes e bipropelentes, arcos de plasma, dentre outros. O ignitor empregado deve atender as necessidades do motor como acionamento instantâneo ou ser reacionado diversas vezes, por exemplo. Este sistema deve apresentar alta confiabilidade, uma vez que é fundamental para a operação de qualquer sistema propulsivo.

Em nossa bancada, é utilizado o sistema de ignição do tipo tocha, um modelo de baixo custo de fabricação e tamanho reduzido. Este modelo utiliza um sistema onde ocorre a injeção de oxidante e combustível, junto a um dispositivo eletrônico que produz uma faísca, iniciando a chama de ignição que é direcionada para o interior do combustor para que o propelente possa ser queimado, possibilitando uma operação segura com múltiplas ignições. A desvantagem deste sistema é a necessidade de um arranjo com tanques, válvulas e sensores específicos para o ignitor.

O sistema utiliza como oxidante o oxigênio ( $O_2$ ) e o como combustível o propano ( $C_3H_8$ ) ou metano ( $CH_4$ ).

### 3.3.3 Air heater

O subsistema de aquecimento de ar tem a função de adaptar o ar vindo do sistema de armazenamento de ar para as condições equivalentes a saída do difusor em um ramjet em voo, emulando as propriedades de temperatura, pressão e fluxo mássico. Isto pode ser alcançado elevando a temperatura do escoamento através da queima de pequenas quantidades de combustível e oxigênio adicional. O controle de temperatura é feito por um algoritmo similar ao desenvolvido por Shynkarenko (SHYNKARENKO et al., 2019). O sistema desenvolvido apresenta baixo consumo de combustível, simples operação e baixo custo de manutenção (SHYNKARENKO; FREITAS, 2020) (FREITAS; SHYNKARENKO, 2020).

Em nossa montagem, foi instalado um flameholder após os injetores com o objetivo

de produzir uma distribuição de temperatura mais uniforme na saída do aquecedor. Além disso, esta forma de injeção de combustível tende a produzir uma mistura com o ar mais homogênea.

Ao final do aquecedor, há uma expansão da área da seção transversal do motor para uma maior redução da velocidade do escoamento na entrada da câmara de combustão.

### 3.3.4 Test Chamber

Esta é a região em que ocorre a adição de combustível ao escoamento, a queima da mistura ar-combustível e direcionamento dos gases a entrada da tubeira. Nesta etapa, a velocidade do escoamento é baixa, para que possa ocorrer um processo de queima eficiente, e a pressão é alta para que o fluido seja posteriormente acelerado a velocidade subsônica. O subsistema de teste de chama é composto pelo injetor de combustível, sistema de estabilização de chama e câmara de combustão. A pressão de operação da câmara é de 2 bar (SHYNKARENKO; FREITAS, 2020) (FREITAS; SHYNKARENKO, 2020).

### 3.3.5 Exhaust System

O subsistema de exaustão cumpre a função de evacuar do local de testes os gases expelidos durante o teste. Neste subsistema podemos posicionar calorímetros para o cálculo da eficiência da combustão e sistemas para a redução do ruído gerado pelo acionamento do motor. Em nossa bancada, o motor é posicionado de forma que os gases sejam expelidos na direção de uma grande saída de ar, que permite a troca de calor e circulação de ar no local de testes.

### 3.3.6 Válvulas

As válvulas são dispositivos utilizados para controlar a passagem de um fluido através da obstrução parcial ou total do caminho do escoamento, regulando ou direcionando o fluxo. São amplamente usadas na indústria, residências e instalações em geral sempre que há a necessidade de controlar aspectos do escoamento, existindo uma variedade de possíveis aplicações. Esta variedade faz com que haja diversos tipos de válvulas com diferentes materiais e mecanismos. Seu acionamento pode ocorrer manualmente ou remotamente com auxílio de atuadores, sistemas elétricos, hidráulicos e pneumáticos. As válvulas podem ser classificadas de acordo com o seu objetivo de atuação em válvulas de bloqueio, válvulas de regulação, válvulas de pressão e válvulas anti-retorno(one-way)(NESBITT, 2011).

### Válvulas de bloqueio

São mecanismos que tem como objetivo principal permitir ou bloquear o escoamento do fluido, sendo um mecanismo simples que funciona em dois estados: aberta ou fechada. Nessa categoria, encontramos válvulas de gaveta, válvulas macho, válvulas esfera e válvulas de comporta.

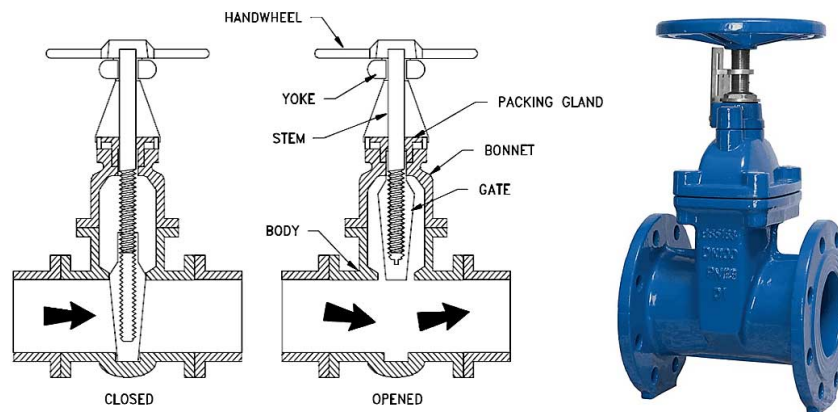


Figura 11 – Exemplo de válvula de bloqueio: Válvula de gaveta. Disponível em: <https://bertrem.com/gate-valves-types/>

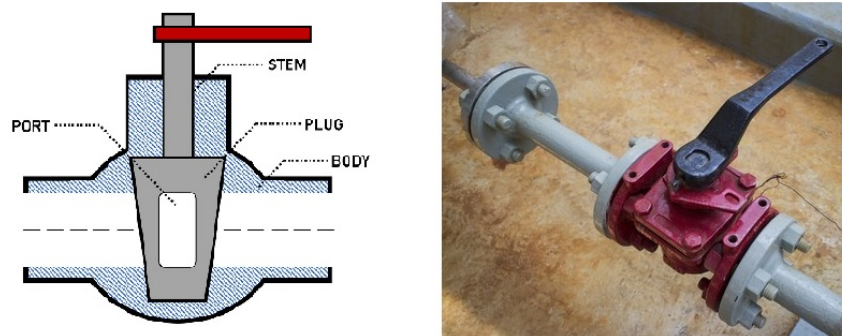


Figura 12 – Exemplo de válvula de bloqueio: Válvula de comporta. Disponível em: <https://www.thomasnet.com/articles/pumps-valves-accessories/all-about-cock-valves/>

### Válvulas de regulação

São mecanismos que regulam o fluxo do escoamento, direcionando, reduzindo ou aumentando a passagem para o fluido. Nessa categoria, encontramos válvulas esfera, válvulas agulhas, válvulas de controle, válvulas borboletas e válvulas diafragma.

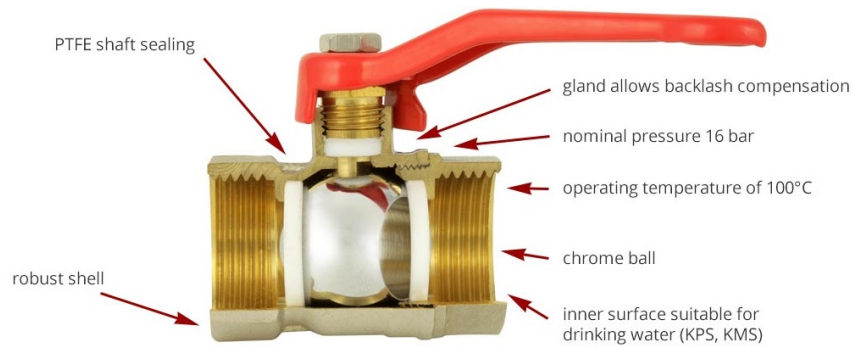


Figura 13 – Exemplo de válvula de regulação: Válvula esfera. Disponível em: <https://www.ferrocompany.com/family-26.html>

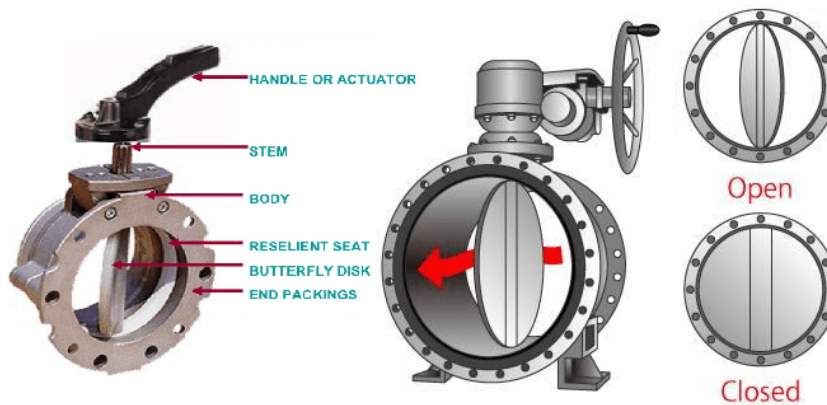


Figura 14 – Exemplo de válvula de regulação: Válvula borboleta. Disponível em: <https://www.theprocesspiping.com/introduction-to-butterfly-valves/>

### Válvulas anti-retorno

São mecanismos que tem como objetivo restringir a passagem do fluido em apenas um sentido, impedindo que o fluido retorne. Nessa categoria encontramos válvulas de retenção, válvulas de retenção-fechamento e válvulas de pé.

### Válvulas de pressão

As válvulas de pressão ou válvulas de alívio de pressão são mecanismos utilizados para controlar e limitar a pressão na montagem, funcionando como sistema de segurança permitindo que o fluido escape do sistema quando sua pressão ultrapasse um limite do sistema. Nessa categoria encontramos válvulas de alívio de pressão, válvulas de segurança, válvulas de emergência servo-acionada.

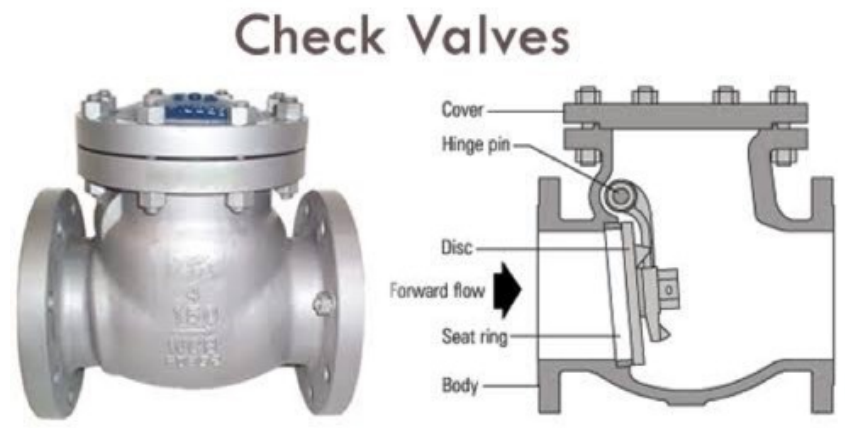


Figura 15 – Exemplo de válvula anti-retorno: Válvula de retenção. **Disponível em:** <https://www.indiamart.com/proddetail/l-t-audco-ksb-bdk-swing-check-valve-16362642162.html>

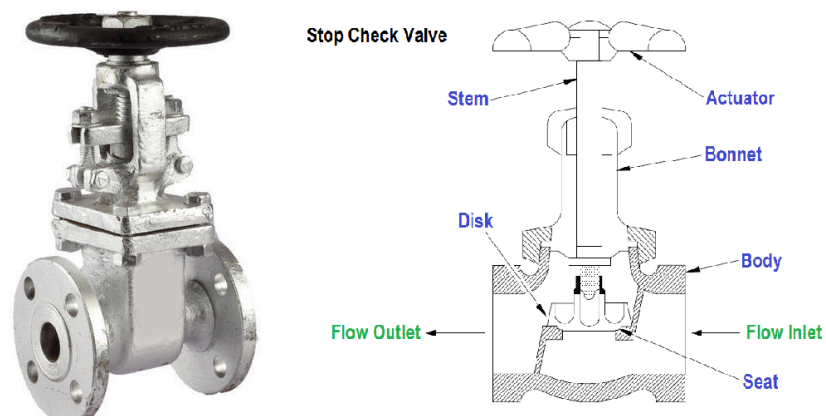


Figura 16 – Exemplo de válvula anti-retorno: Válvula de retenção-fechamento. **Disponível em:** <https://instrumentationtools.com/stop-check-valve/>



Figura 17 – Exemplo de válvula de pressão: Válvula de alívio de pressão. **Disponível em:** <https://www.swagelok.com/en/product/valves/excess-flow>

### 3.3.7 Sensoriamento

A realização de testes em bancada tem o objetivo adquirir a maior quantidade de informações possíveis sobre equipamento estudado e, para isso, diversos sensores podem ser instalados nas regiões de interesse do motor. Os testes de bancada facilitam monitorar o funcionamento de nosso sistema, uma vez que o motor está fixado o sensoriamento é mais simples em relação ao monitoramento em voo, além da repetição dos teste.

De maneira geral, um sensor é um dispositivo capaz de responder a um estímulo recebido, com objetivo de perceber alguma propriedade física e converter em sinais que podem ser lidos e interpretados. O estímulo pode ser uma quantidade, propriedade ou uma condição. Assim, definimos um sensor como um tradutor de um estímulo em um sinal que pode ser trabalhado. Esta definição é relativamente genérica, mas demonstra bem o objetivo da utilização destes dispositivos: devemos utilizar sensores para medirmos as propriedades de nosso sistema (FRADEN, 2004).

Assim como a sua definição, a classificação de sensores pode ser feita de forma simples ou complexas. De maneira prática podemos classificar os sensores como sendo passivos e ativos.

Sensores passivos são capazes de converter o estímulo recebido em um sinal de saída sem uma fonte de energia adicional, como termopares, fotodiodos e piezoelétricos. Sensores ativos necessitam de uma fonte de energia para funcionar, de forma que o sinal de saída é gerado pela perturbação que o estímulo recebido gera no sinal gerado pela fonte externa, como termístores e extensômetros.

Sensores também podem ser classificados em absolutos e relativos. Sensores absolutos são capazes de detectar os estímulos com referência em uma escala física absoluta, independente das condições da medição, como exemplo temos o termístor em que a resistência se relaciona diretamente a escala de temperatura Kelvin. Já sensores relativos produz um sinal que se relaciona com a propriedade de uma forma particular, como os termopares que produzem uma tensão elétrica que não pode ser relacionada diretamente a nenhuma escala de temperatura (FRADEN, 2004).

A escolha do sensor ideal para a aplicação envolve também especificações importantes:

- Sensibilidade
- Estabilidade
- Acurácia
- Velocidade de resposta
- Sobrecarga característica



- Histerese
- Vida útil
- Resolução
- Condições de operação
- Linearidade
- Banda morta
- Formato de Saída

Em bancadas de testes, as principais quantidades físicas a serem medidas são a pressão, temperatura e empuxo.

Os sensores de pressão, em geral, traduzem a pressão exercida a um detector em um sinal elétrico. Por ser uma medida de muito interesse, os sensores de pressão apresentam diversos mecanismos de funcionamento. O sensor de pressão de mercúrio, utilizado para medição de pressão em gases, utiliza o deslocamento em uma coluna de mercúrio para realizar a medição de pressão. Sensores de membrana e de placas finas relacionam a deflexão ou a tensão máxima à pressão. Sensores piezoresistivos utilizam uma membrana ou placa fina, juntamente a um detector, para medir a pressão e converter em um sinal elétrico de saída. Sensores capacitivos são sensores de baixa pressão, que utilizam a variação de capacitância ocasionada pela deformação de um diafragma para medir a pressão. Existem ainda diversos outros mecânicos como o opto elétrico, sensores de vácuo, dentre outros.

Os sensores de temperatura representam uma vasta classe de sensores capazes de converter a temperatura de um ponto medido a um sinal elétrico. Os sensores termorresistivos detectam a variação da resistência em função da temperatura, como os termistores. Os sensores de contato termoelétricos, ou termopares, medem a diferença de temperatura através da diferença de tensão entre dois pontos medidos. Há ainda, os sensores semicondutores P-N, sensores ópticos e acústicos de temperatura.

Os sensores de empuxo podem ser quantitativos, traduzindo a força aplicada em um sinal elétrico ou qualitativo, indicando apenas a aplicação de uma força. A medição da força aplicada pode ser feita (1) comparando a força com a força gravitacional em uma massa de referencia; (2) medindo a aceleração de uma massa conhecida, submetida a força de interesse; (3) comparando a uma força gerada eletromagneticamente; (4) convertendo a força a uma pressão em um fluido e medindo esta pressão; (5) medindo a deformação gerada pela força em um dispositivo elástico.

---

Este último método, que é o mais utilizado em sensores modernos, é um dispositivo em que a resistência varia de acordo com a deformação. Assim, podemos relacionar o empuxo, que deforma o sensor, a uma medida de resistência. Estes sensores são usualmente utilizados junto a células de carga.

Os sensores utilizados em nossa bancada, de acordo com a figura 10, são o transmissor de pressão Danfoss MBS-1700 (DANFOSS, 2016) e as sondas de temperaturas Omega KQXL-18U-12 e KQXL-18U-6 (ENGINEERING, 2020).

## 4 Caracterização Experimental das válvulas

### 4.1 Materiais e Métodos

O procedimento experimental foi realizado com a montagem de um sistema de balanço de massa, representado pela figura 18. Nesse sistema, utilizamos dois tanques contendo aproximadamente 13 kg e 31,3 L de GLP. O GLP é uma mistura de gases derivados do petróleo composto principalmente de Propano ( $C_3H_8$ ), Propeno ( $C_3H_6$ ), Butano ( $C_4H_{10}$ ) e Buteno ( $C_3H_{10}$ ) com proporção variável e, de acordo com as normas técnicas do Inmetro, 85% do volume está em fase líquida e 15% em fase gasosa (PETROBRAS, 2013). O GLP é gasoso nas condições ambientes de pressão e temperatura, sendo que, para alcançar o estado líquido é armazenado em galões pressurizados entre 392 e 686 kPa.

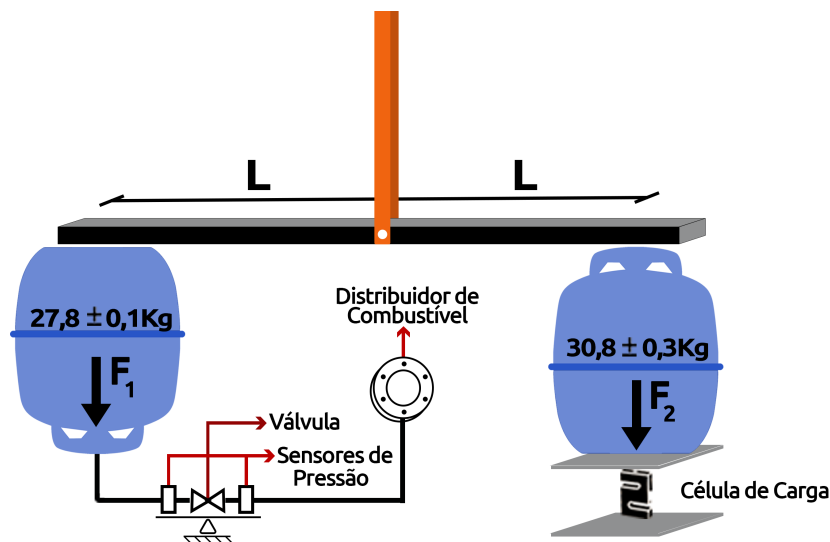


Figura 18 – Esquema representativo da montagem realizada

#### Lista de Materiais utilizados

- 2 galões de GLP.
- 2 massas de  $5,0 \pm 0,1 \text{ kg}$ .
- 1 barra rígida em madeira.
- 2 válvulas de controle.
- 1 célula de carga.
- 2 transmissores de pressão.
- 1 mangueira aço.
- 2 distribuidores de combustível (5 e 3 saídas).

O sistema foi montado para que a fase líquida de GLP esteja sempre na parte inferior do tanque e circule pela mangueira até a válvula, que é inicialmente fechada. Um sinal é enviado, determinando um ângulo de abertura da válvula e iniciamos a medição da massa inicial  $m_1$ , com a célula de carga. Após a passagem de tempo  $\Delta t$  outro sinal é enviado, determinando o fechamento da válvula e estabelecendo a massa final  $m_2$ . A válvula, sensores de pressão, mangueira e distribuidor de combustível foram posicionados sobre a bancada de forma que seu peso não influencia-se na medição, bem como a massa do fluido na mangueira, que é desprezível. Entretanto, os galões estavam apoiados a barra rígida a uma distancia  $L = (1,0 \pm 0,5)$  m de seu centro, que é livre para rotacionar. Desta forma, a diferença do módulo de  $F_1$  e  $F_2$  é lida pela célula de carga.

Assim, podemos determinar o fluxo mássico através da equação 4.1

$$\dot{m} = \frac{m_2 - m_1}{\Delta t} \quad (4.1)$$

O período de tempo  $\Delta t$  para os ensaios variam entre 7, 11 e 12 segundos. Esse intervalo breve de tempo escolhido permite que as variações de pressão dentre do tanque sejam mínimas e desprezíveis. Além da célula de carga, dois sensores de pressão são conectados ao sistema, realizado a leitura antes e após a passagem do fluido pela válvula.

A célula de carga utilizada foi a *Berman Load Cell S* com capacidade de 20 kg e erro total de  $\pm 0,02\%$  (WEIGHTTECH, 2017). Os transmissores utilizados para a leitura de pressão foram os *Danfoss MBS 1700* com escala de 0 a 25 bar e tempo de resposta máximo de 4 ms (DANFOSS, 2016).



Figura 19 – Equipamentos utilizados no ensaio



Figura 20 – Modelo de transmissor de pressão utilizado



Figura 21 – Célula de carga utilizada no ensaio



Figura 22 – Modelo de válvulas utilizadas no ensaio

## 4.2 Dados Obtidos

Os dados obtidos para cada válvula (leitura da célula de carga, pressão anterior à válvula e pressão posterior à válvula ) foram amostrados com  $100Hz$ , permitindo a captação de variações em curtos intervalos de tempo.

Para cada ângulo de abertura, obtivemos um gráfico de carga como nas figuras 23 e 25. A variação da massa ao longo do tempo deveria se comportar de forma quase linear, por isso, a alta oscilação captada em decorrência de ruído foi estudada e filtrada.

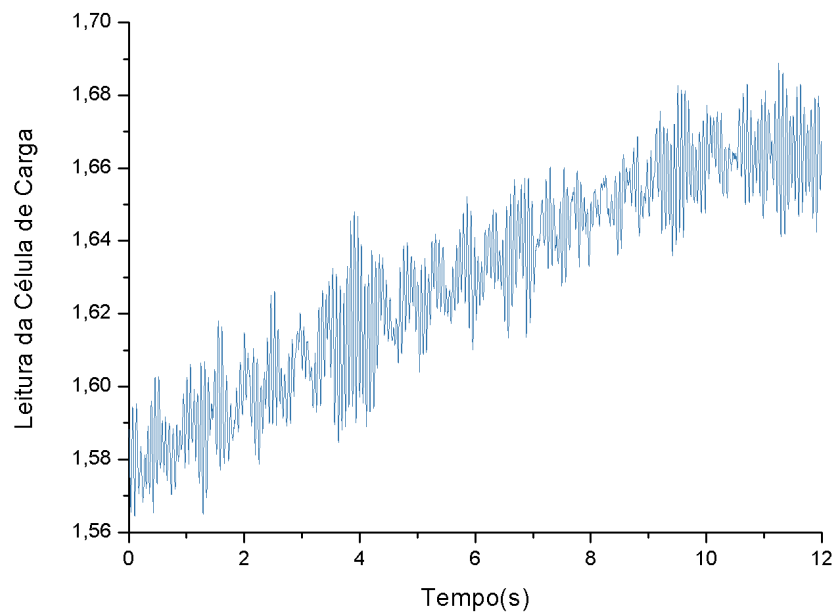


Figura 23 – Leitura da célula de carga para a primeira válvula com ângulo de  $31^\circ$

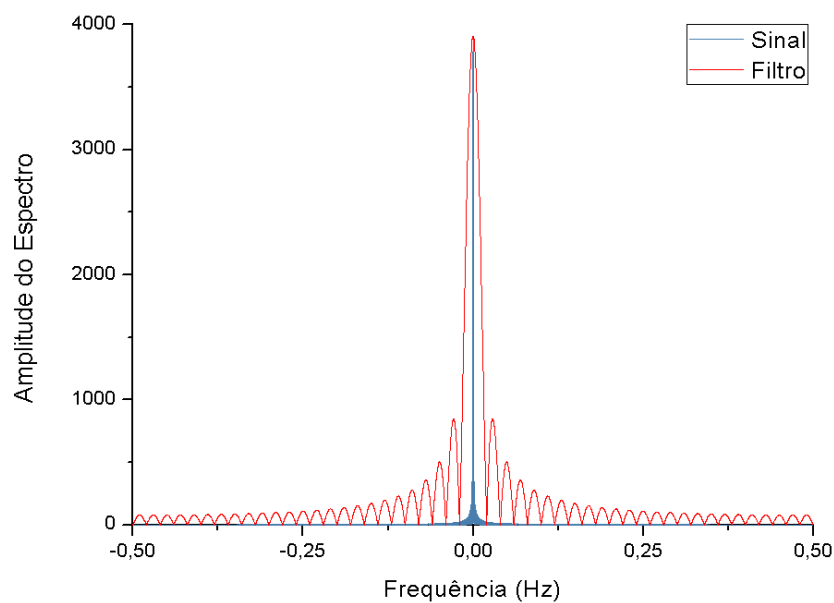
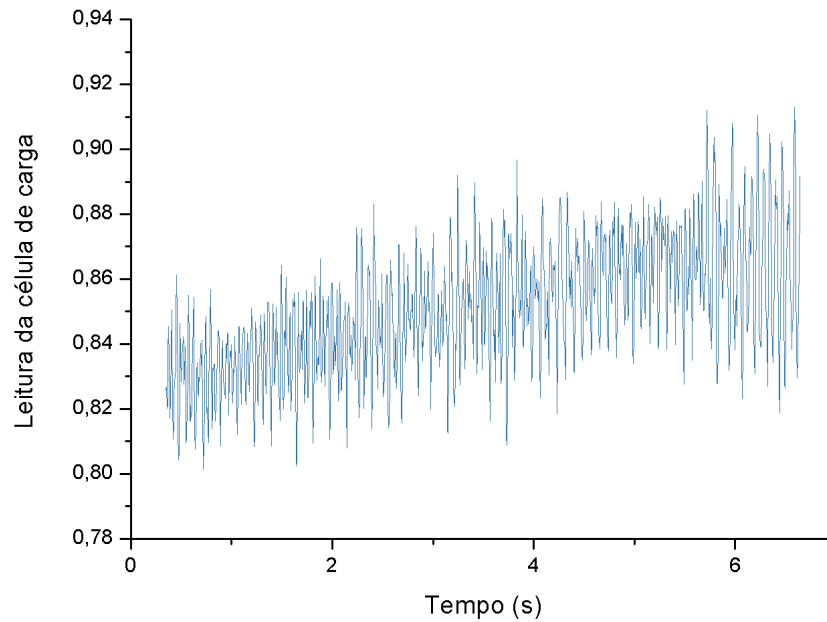
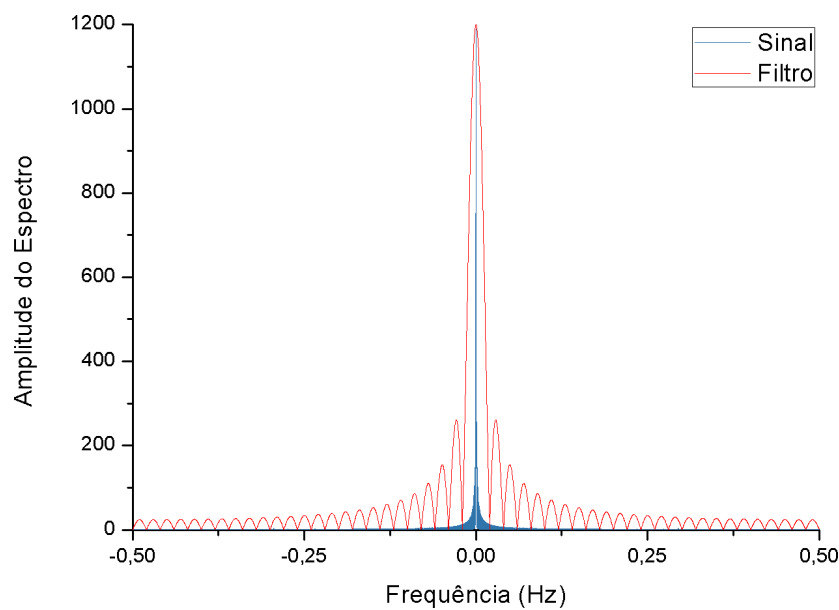


Figura 24 – Leitura no domínio da frequência (Válvula 1 com ângulo de  $31^\circ$ )

Figura 25 – Leitura da célula de carga para a segunda válvula com ângulo de  $31^\circ$ Figura 26 – Leitura no domínio da frequência (Válvula 2 com ângulo de  $31^\circ$ )

#### 4.2.1 Processamento de dados

As figuras 24 e 26 nos mostram o sinal captado em termos de frequência e intensidade e notamos a concentração de baixas frequências junto a uma distribuição com baixas amplitudes de altas e médias frequências. A característica esperada do sinal para nosso ensaio é ter uma baixa frequência, assim projetamos um filtro passa-baixa de média-móvel com 50 amostras.

Agora, os sinais tem comportamento mais próximos ao esperado. Com isso, realiza-

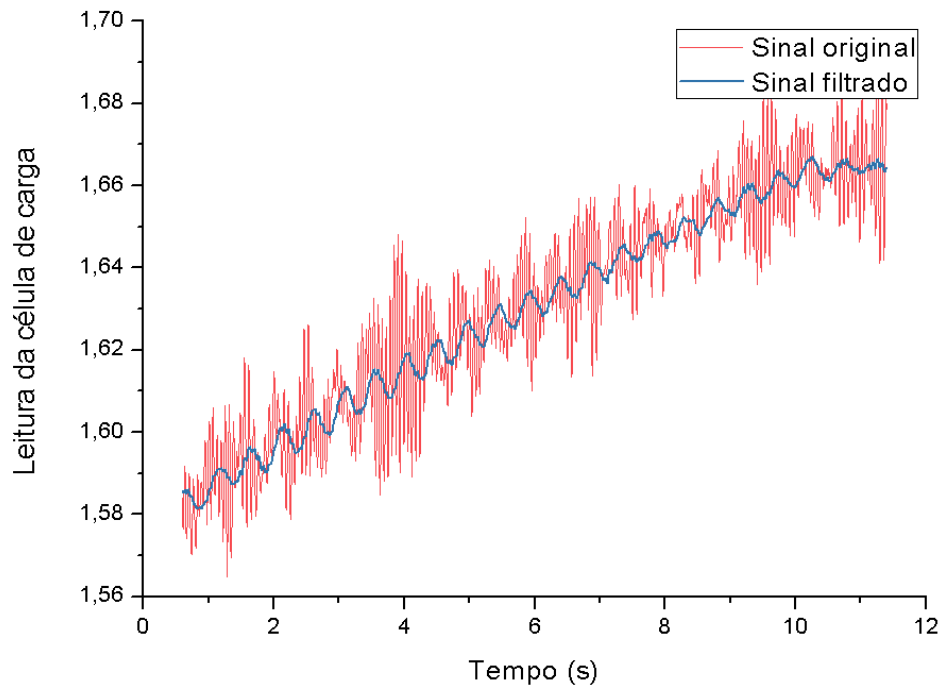


Figura 27 – Leitura da célula de carga para a primeira válvula com ângulo de 31°

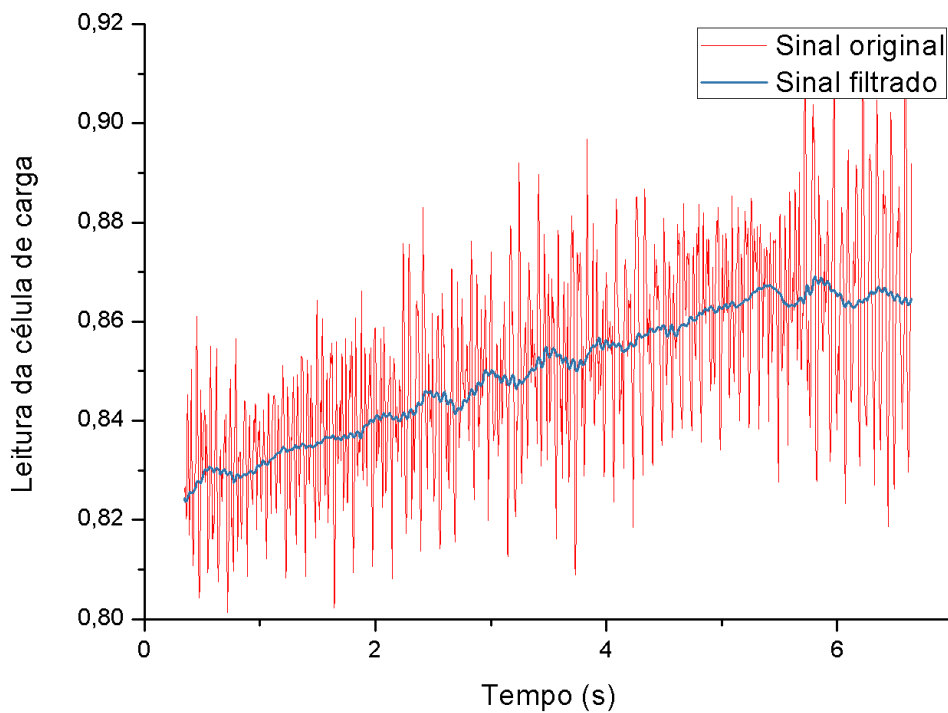


Figura 28 – Leitura da célula de carga para a segunda válvula com ângulo de 31°

mos a regressão linear para os sinais originais e filtrados utilizando o modelo probabilístico linear. Este modelo prevê uma equação linear  $Y$ , chamada equação modelo:

$$Y = \beta_0 + \beta_1 x + \varepsilon \quad (4.2)$$



Esta equação descreve cada ponto do sinal analisado através dos termos da equação linear ( $\beta_0 + \beta_1 x$ ) e o termo  $\varepsilon$ , o desvio aleatório ou termo do erro aleatório, que mensura o desvio entre o ponto real e o ponto previsto pela reta (DEVORE, 2010). Este termo será utilizado para analisar a qualidade do sinal e processamento através de parâmetros estatísticos, comparando o sinal original e o sinal filtrado.

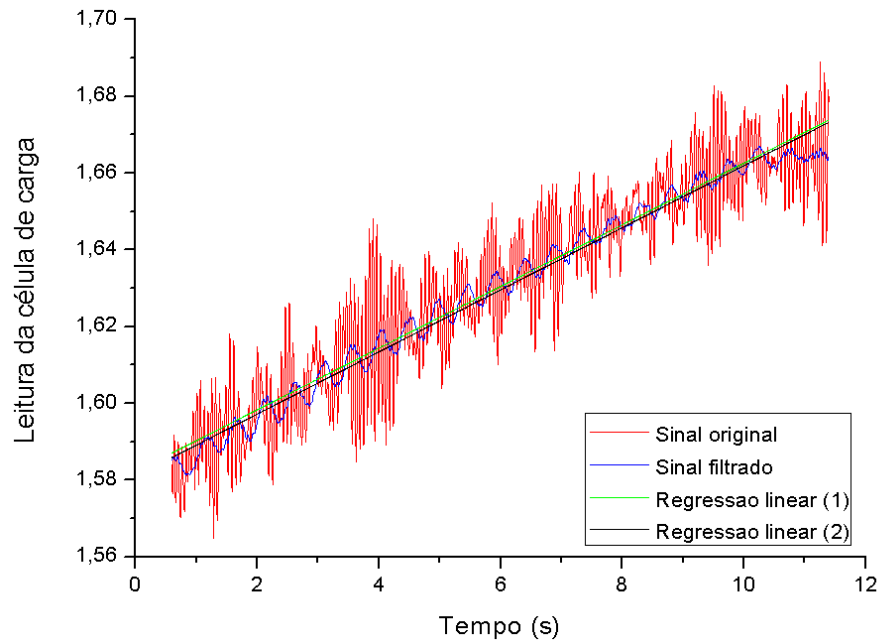


Figura 29 – Leitura da célula de carga para a primeira válvula com ângulo de 31°

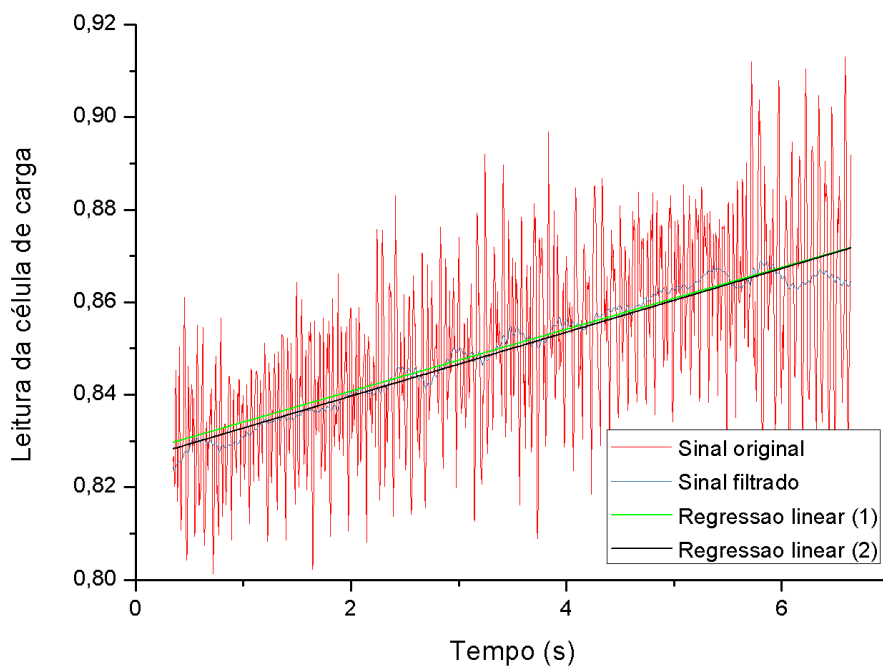


Figura 30 – Leitura da célula de carga para a segunda válvula com ângulo de 31°

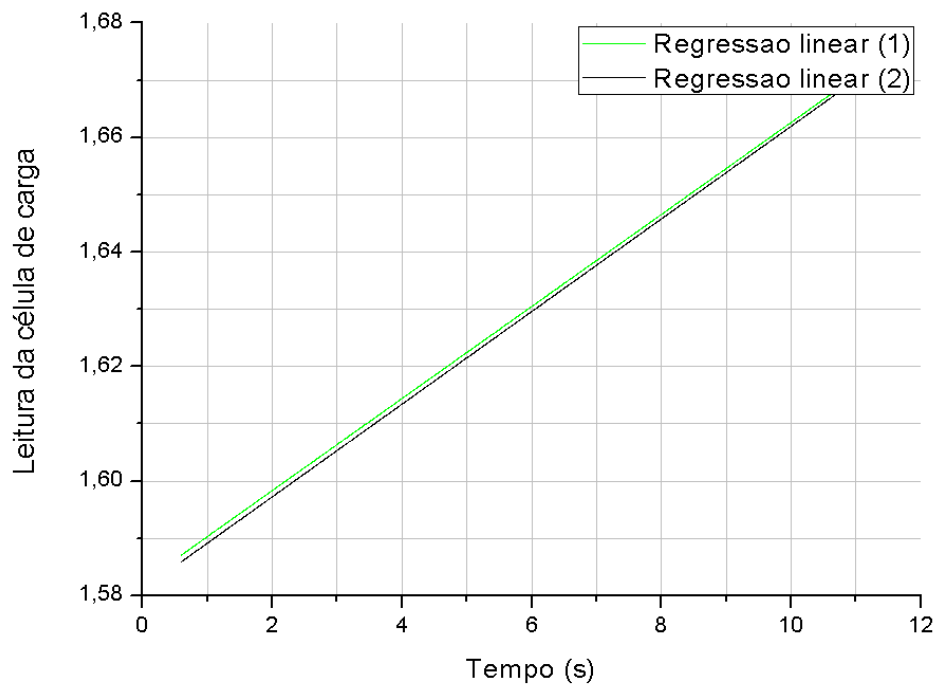


Figura 31 – Reta obtida para a primeira válvula com ângulo de 31°

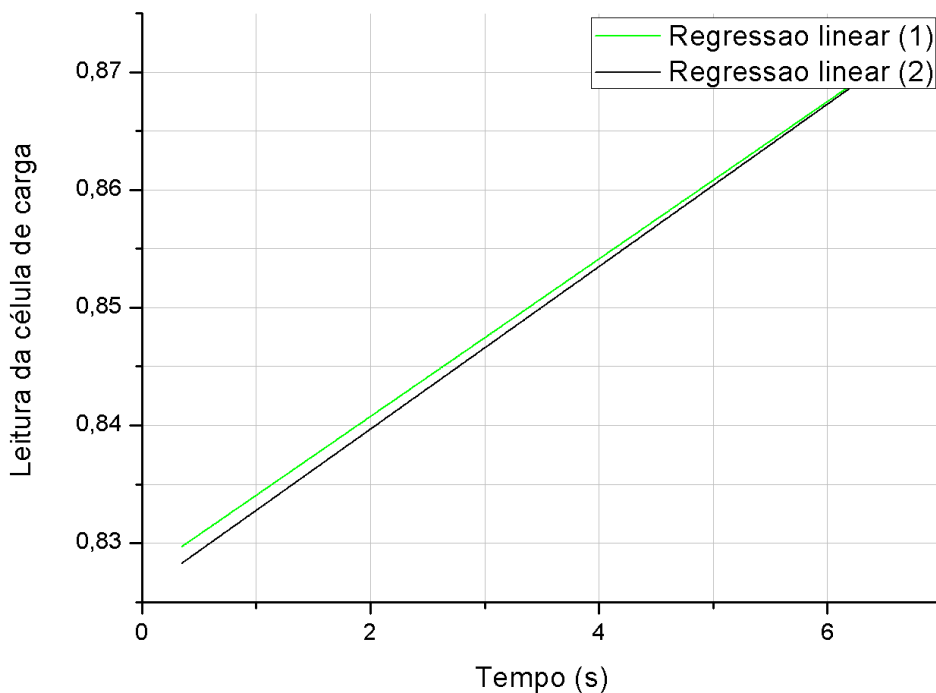


Figura 32 – Reta obtida para a segunda válvula com ângulo de 31°

Para análise do erro dessa aproximação, utilizamos dois parâmetros: o primeiro é o Erro Quadrático Médio obtido pela diferença, ao quadrado, entre o valor real e o ponto na reta, com ele observamos a ordem de grandeza da medida e comparamos com a ordem de grandeza do erro obtido. Já o segundo é Coeficiente de Determinação que avalia o quanto

os pontos desviam da equação original. A avaliação deste parâmetro é feita através do somatório quadrático dos erros e atribui um valor entre 0 e 1 para a regressão, de forma que o valor 1 significa que os pontos estão perfeitamente sobre a reta e o valor 0 significa que os erros são muito mais significativos do que as medidas. De forma direta, a regressão linear é mais ajustada quanto mais próximo de 1 é o valor do coeficiente (DEVORE, 2010).

Assim, os parâmetros obtidos foram expostos e analisados.

Tabela 1 – Parâmetros obtidos para válvula 1

| Ângulo | Erro Quadrático Médio |               | Coeficiente de Determinação |               |
|--------|-----------------------|---------------|-----------------------------|---------------|
|        | Sinal Original        | Sinal Tratado | Sinal Original              | Sinal Tratado |
| 16°    | 1.11E-04              | 8.80E-07      | 0.001                       | 0.109         |
| 18°    | 1.15E-04              | 6.40E-07      | 0.000                       | 0.000         |
| 20°    | 8.07E-05              | 3.92E-07      | 0.004                       | 0.493         |
| 22°    | 1.37E-04              | 6.54E-07      | 0.041                       | 0.896         |
| 24°    | 1.05E-04              | 1.37E-06      | 0.300                       | 0.971         |
| 26°    | 2.42E-04              | 6.25E-06      | 0.448                       | 0.970         |
| 27°    | 1.52E-04              | 4.11E-06      | 0.636                       | 0.985         |
| 29°    | 1.41E-04              | 5.94E-06      | 0.766                       | 0.987         |
| 31°    | 9.74E-05              | 1.02E-05      | 0.866                       | 0.984         |
| 38°    | 2.58E-04              | 1.50E-05      | 0.815                       | 0.987         |
| 51°    | 1.37E-04              | 1.68E-05      | 0.928                       | 0.991         |
| 64°    | 4.73E-04              | 2.20E-05      | 0.811                       | 0.989         |
| 77°    | 3.97E-04              | 2.58E-05      | 0.840                       | 0.988         |
| 90°    | 2.58E-04              | 2.81E-05      | 0.691                       | 0.956         |

Tabela 2 – Parâmetros obtidos para válvula 2

| Ângulo | Erro Quadrático Médio |               | Coeficiente de Determinação |               |
|--------|-----------------------|---------------|-----------------------------|---------------|
|        | Sinal Original        | Sinal Tratado | Sinal Original              | Sinal Tratado |
| 5°     | 2.67E-05              | 1.43E-06      | 0.002                       | 0.036         |
| 7°     | 3.35E-04              | 2.08E-06      | 0.003                       | 0.347         |
| 9°     | 2.89E-04              | 7.03E-07      | 0.000                       | 0.001         |
| 10°    | 3.64E-04              | 1.29E-06      | 0.000                       | 0.000         |
| 11°    | 3.34E-04              | 7.86E-07      | 0.002                       | 0.482         |
| 12°    | 2.56E-04              | 4.62E-06      | 0.000                       | 0.008         |
| 13°    | 3.59E-04              | 1.87E-05      | 0.004                       | 0.048         |
| 14°    | 6.47E-04              | 8.15E-06      | 0.001                       | 0.080         |
| 15°    | 2.78E-04              | 3.02E-06      | 0.003                       | 0.257         |
| 16°    | 2.02E-04              | 1.33E-06      | 0.012                       | 0.676         |
| 17°    | 2.19E-04              | 5.19E-06      | 0.015                       | 0.423         |
| 18°    | 2.22E-04              | 4.49E-06      | 0.039                       | 0.681         |
| 20°    | 2.22E-04              | 5.56E-06      | 0.122                       | 0.851         |
| 22°    | 2.26E-04              | 1.00E-05      | 0.142                       | 0.789         |
| 24°    | 2.08E-04              | 7.60E-06      | 0.220                       | 0.891         |
| 26°    | 4.68E-04              | 8.36E-06      | 0.147                       | 0.911         |
| 27°    | 2.06E-04              | 5.81E-06      | 0.316                       | 0.944         |
| 29°    | 2.23E-04              | 5.38E-06      | 0.376                       | 0.963         |
| 31°    | 2.42E-04              | 5.73E-06      | 0.380                       | 0.965         |
| 38°    | 2.24E-04              | 1.60E-05      | 0.503                       | 0.938         |
| 51°    | 3.26E-04              | 1.51E-05      | 0.523                       | 0.961         |
| 64°    | 1.51E-04              | 1.40E-05      | 0.754                       | 0.972         |
| 77°    | 2.98E-04              | 1.56E-05      | 0.637                       | 0.972         |
| 90°    | 1.91E-04              | 5.43E-06      | 0.941                       | 0.998         |

Em ambas as válvulas obtemos grande melhora nos parâmetros avaliados do sinal processado em relação ao sinal original. A remoção parcial do ruído resultou na redução do erro médio quadrático em todos os ângulos analisados. O comparativo entre o coeficiente de determinação do sinal original e tratado demonstra a vantagem de se utilizar um tratamento de sinal, obtendo um valor muito mais próximo a 1 para a grande parte dos ângulos, de modo que a regressão linear neste sinal seja muito mais representativa do sinal em questão. Entretanto, os valores encontrados para ângulos menores expressam a baixa relação entre as variações no sinal e a regressão linear. Isso ocorre devido a predominância de ruído no sinal, uma vez que a variação de massa captada é muito baixa, comparável a zero, como será apresentada nos resultados. Sendo assim, a variação observada nestes pontos devido ao ruído não segue o mesmo comportamento da reta linear de baixa inclinação obtido para a massa.

O sinal captado pelos transdutores de pressão não apresentou grandes oscilações ou interferência de ruído de alta amplitude, como os da célula de carga, de forma que foi possível trabalhar diretamente na análise do sinal captado.

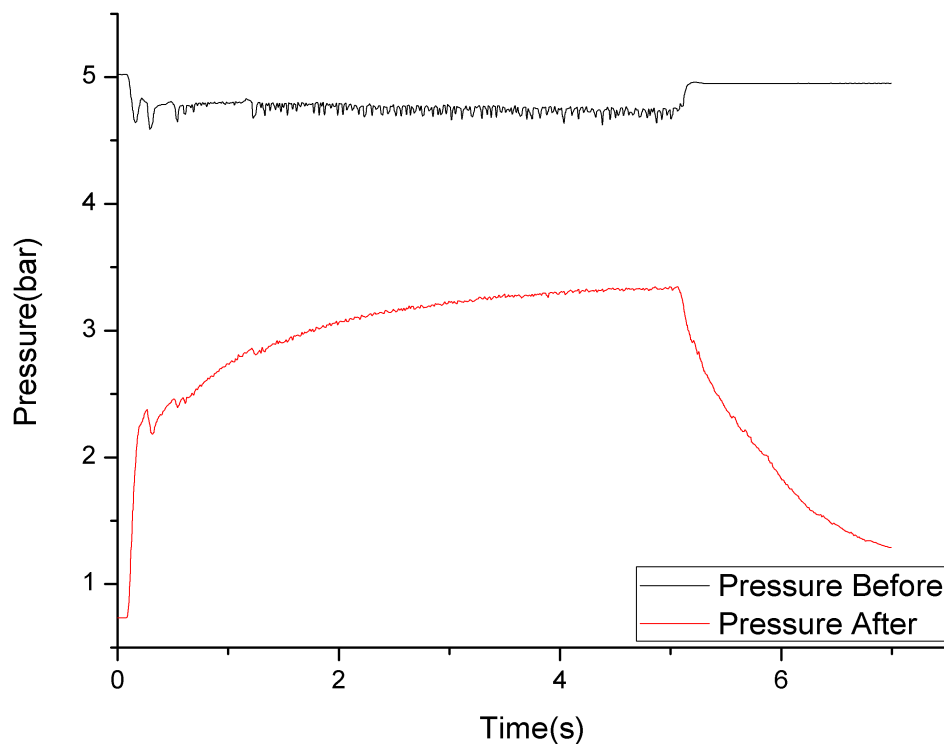


Figura 33 – Sinal captado pelos transdutores de pressão para a válvula 2 com abertura de  $51^\circ$

## 4.3 Resultados

Através dos sensores utilizados obtivemos informações a respeito do sistema, que serão analisadas nesta seção. Para cada posição de abertura nas válvulas estudamos a pressão anterior e posterior à válvula de regulagem, bem como a queda de pressão resultante. Por meio da medida de massa anterior e posterior à abertura da válvula, também calculamos a vazão mássica para cada ângulo.

### 4.3.1 Pressão

Em ambos os casos, pequenas aberturas apresentam grandes quedas de pressão, que refletem diretamente na vazão mássica observada. Na válvula 1, observamos que a queda de pressão é inferior a 20% para ângulos superiores a 40°, sendo consideravelmente baixa (inferior a 5%) a partir 65° de abertura. A válvula 2 apresenta maior valor para queda de pressão nos ângulos superiores a 65°, onde a queda de pressão é próxima a 20%.

Os valores de pressão para ambas as válvulas estão dispostos em função do ângulo de abertura da válvula, onde “Pressure before” se refere a leitura realizada no fluido antes da passagem na válvula e “Pressure After” se refere a leitura após a passagem. Juntamente, estão agrupados a queda de pressão percentual em função do ângulo de abertura para ambas as válvulas.

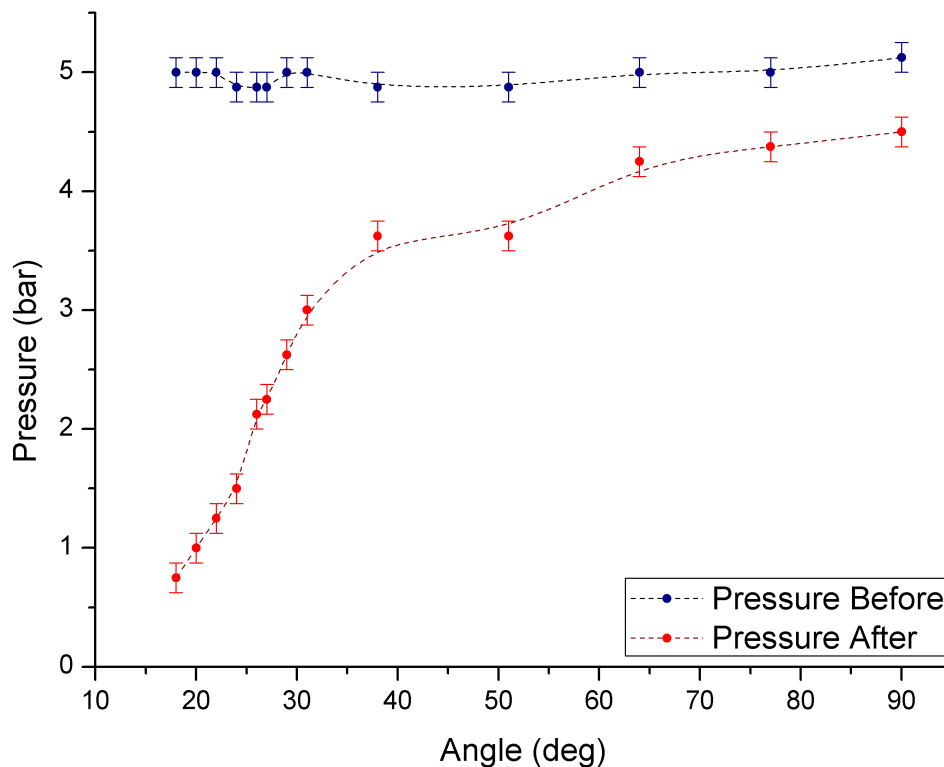


Figura 34 – Valores de pressão por ângulo de abertura para a válvula 1.

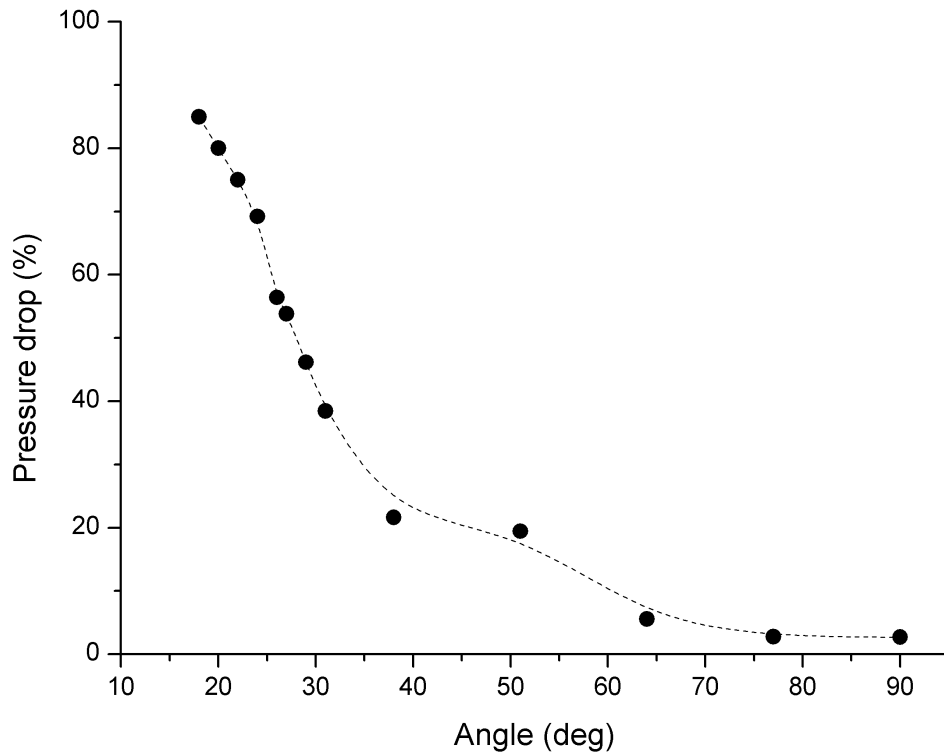


Figura 35 – Queda de pressão percentual por ângulo de abertura para válvula 1.

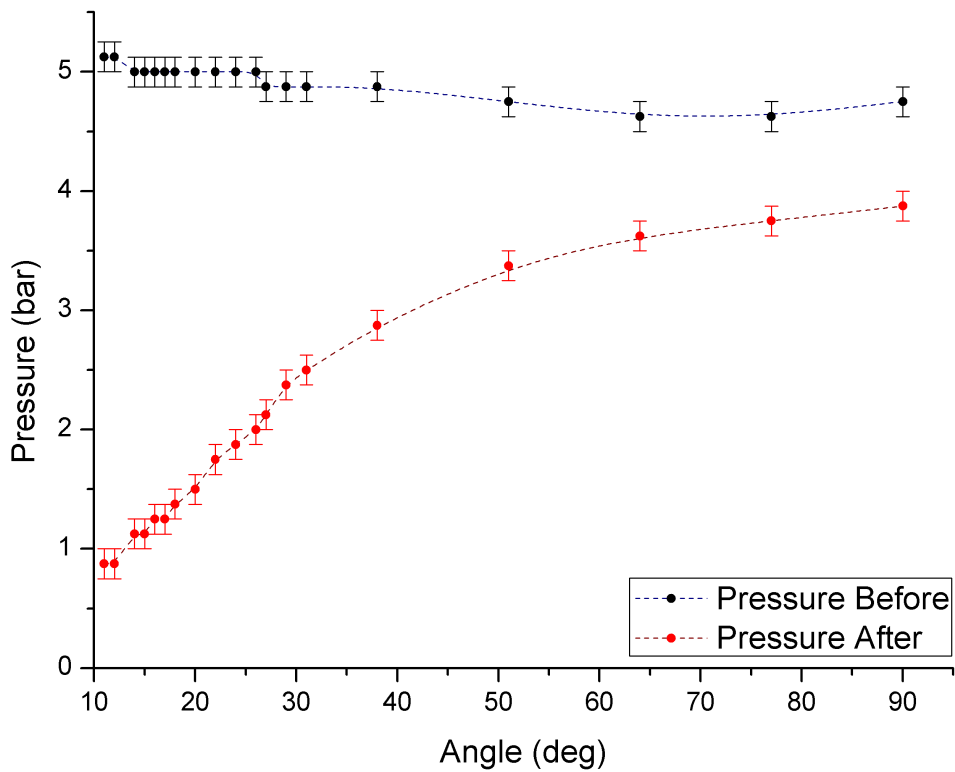


Figura 36 – Valores de pressão por ângulo de abertura para a válvula 2.

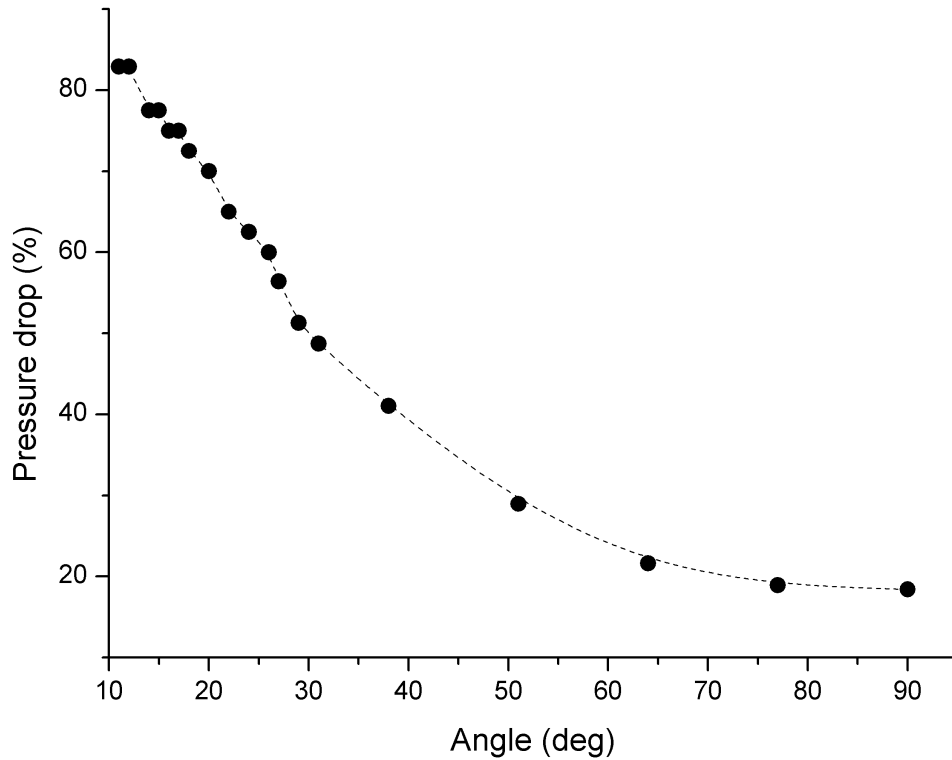


Figura 37 – Queda de pressão percentual por ângulo de abertura para válvula 2.

#### 4.3.2 Vazão mássica experimental

Tabela 3 – Vazão mássica experimental obtida para válvula 1.

| Ângulo | Vazão Experimental (g/s) |               | Diferença Percentual |
|--------|--------------------------|---------------|----------------------|
|        | Sinal Original           | Sinal Tratado |                      |
| 16°    | 0.103                    | 0.105         | 2.67%                |
| 18°    | 0.006                    | -0.002        | 133.34%              |
| 20°    | 0.192                    | 0.198         | 3.38%                |
| 22°    | 0.772                    | 0.759         | 1.63%                |
| 24°    | 2.150                    | 2.180         | 1.40%                |
| 26°    | 4.491                    | 4.571         | 1.78%                |
| 27°    | 5.230                    | 5.283         | 1.01%                |
| 29°    | 6.871                    | 6.908         | 0.54%                |
| 31°    | 8.039                    | 8.092         | 0.66%                |
| 38°    | 10.791                   | 10.825        | 0.31%                |
| 51°    | 13.457                   | 13.513        | 0.41%                |
| 64°    | 14.415                   | 14.476        | 0.42%                |
| 77°    | 14.656                   | 14.768        | 0.76%                |
| 90°    | 13.196                   | 13.518        | 2.44%                |

Embora tenhamos observado grande melhora na regressão linear realizada com o sinal tratado em relação ao sinal original, essa melhora não resultou em alteração significativa da vazão experimental obtida nos dois casos. Entre os ângulos 16° e 20° obtemos um valor da ordem de  $10^{-4}$  devido ao baixo ângulo de abertura. Considerando o erro do sinal captado, podemos interpretar estes valores como sendo 0 (fluxo de massa desprezível), tendo em vista que o sinal tem mesma ordem de grandeza da perturbação gerada pelo ruído do sinal. Esta consideração é reforçada pelo baixo valor de coeficiente de determinação obtido.

Tabela 4 – Vazão mássica experimental obtida para válvula 2.

| Ângulo | Vazão Experimental (g/s) |               | Diferença Percentual |
|--------|--------------------------|---------------|----------------------|
|        | Sinal Original           | Sinal Tratado |                      |
| 5°     | 0.042                    | 0.041         | 2.92%                |
| 7°     | 0.058                    | 0.058         | 1.03%                |
| 9°     | 0.004                    | 0.004         | 11.57%               |
| 10°    | 0.058                    | 0.062         | 8.09%                |
| 11°    | 0.150                    | 0.149         | 0.69%                |
| 12°    | -0.075                   | -0.103        | 36.65%               |
| 13°    | 0.658                    | 0.530         | 19.47%               |
| 14°    | 0.385                    | 0.462         | 20.02%               |
| 15°    | 0.508                    | 0.561         | 10.46%               |
| 16°    | 0.867                    | 0.915         | 5.57%                |
| 17°    | 0.985                    | 1.070         | 8.71%                |
| 18°    | 3.996                    | 4.129         | 3.32%                |
| 20°    | 3.048                    | 3.095         | 1.54%                |
| 22°    | 3.368                    | 3.363         | 0.13%                |
| 24°    | 4.203                    | 4.325         | 2.89%                |
| 26°    | 4.938                    | 5.085         | 2.98%                |
| 27°    | 5.360                    | 5.443         | 1.56%                |
| 29°    | 6.372                    | 6.484         | 1.75%                |
| 31°    | 6.692                    | 6.903         | 3.14%                |
| 38°    | 8.262                    | 8.551         | 3.50%                |
| 51°    | 10.379                   | 10.633        | 2.45%                |
| 64°    | 11.837                   | 12.177        | 2.88%                |
| 77°    | 12.551                   | 12.884        | 2.65%                |
| 90°    | 12.469                   | 12.519        | 0.40%                |

Assim como exposto para válvula 1, os valores de vazão mássica desta válvula também não apresentaram variações significativas. Para esta válvula, consideramos os valores de vazão sendo zero para ângulos menores do que 16° de acordo com o erro do sinal e o coeficiente de determinação do sinal. A exposição na forma gráfica dos valores



presentes nas tabelas 3 e 4 nos permite perceber o comportamento da vazão mássica de acordo com cada ângulo de abertura medido.

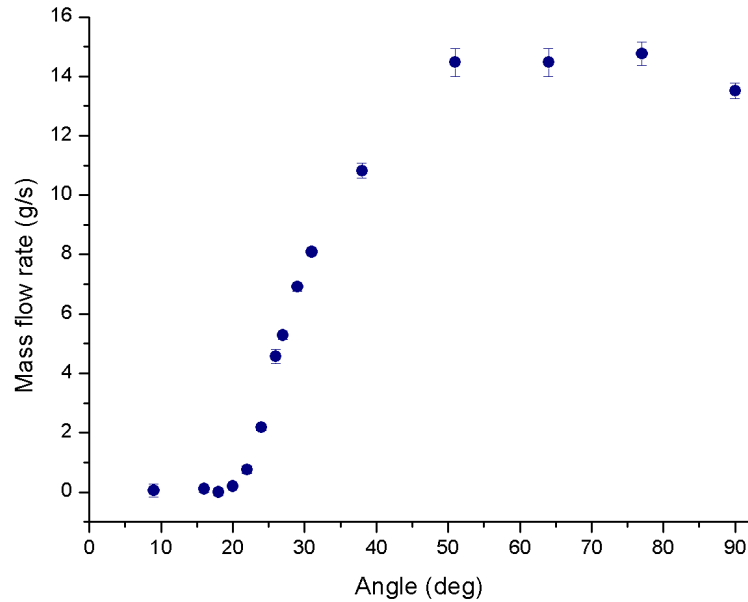


Figura 38 – Vazão mássica em função do ângulo de abertura obtido para válvula 1.

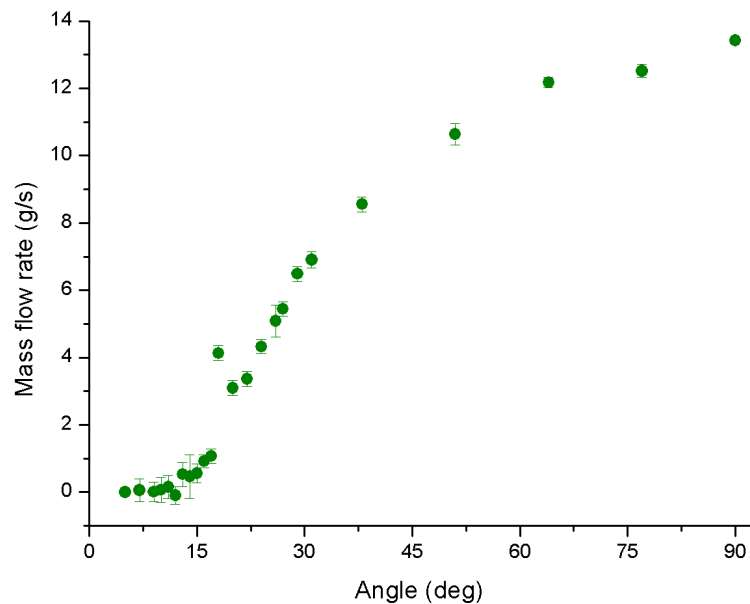


Figura 39 – Vazão mássica em função do ângulo de abertura obtido para válvula 2.

Analisando os gráficos, percebemos um comportamento similar para ambas as válvulas. Inicialmente, temos uma faixa de ângulos de abertura em que o fluxo é desprezível,

que é evidenciado pela baixa pressão medida após a válvula. Em seguida, a vazão mássica aumenta conforme o ângulo de abertura também aumenta.

Assim, desejamos encontrar uma expressão que relacione de forma adequada a vazão mássica em função do ângulo de abertura. A estratégia adotada foi analisar o funcionamento da válvula e do escoamento, e estudar equações que de adequem ao comportamento gráfico esperado.

### 4.3.3 Análise da vazão mássica experimental

Na análise da variação da massa realizada na secção 4.2.1, os dados foram ajustados através de regressão linear, que se adequava ao comportamento esperado do sinal. Agora, os gráficos das figuras 38 e 39 indicam o comportamento não linear da vazão mássica em função do ângulo de abertura.

Assim, para a obtenção de uma equação que caracteriza-se de forma adequada os pontos, realizamos um regressão não-linear, que modela os dados experimentais a uma função determinada que é uma combinação não-linear dos parâmetros do modelo, dependente de uma, ou mais, variáveis independentes.

A primeira equação escolhida foi uma equação senoidal:

$$f(\theta) = a + b \sin(\theta) \quad (4.3)$$

$$f = -4,884 + 21,57 \sin(\theta)$$

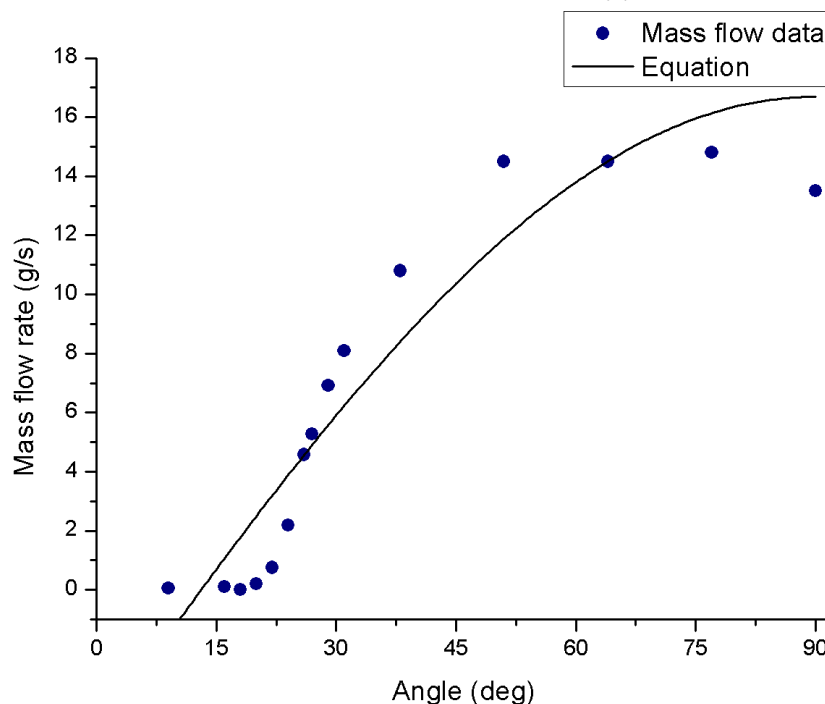


Figura 40 – Regressão não-linear para a equação 1.

$$f = -2,476 + 16,3 \sin(\theta)$$

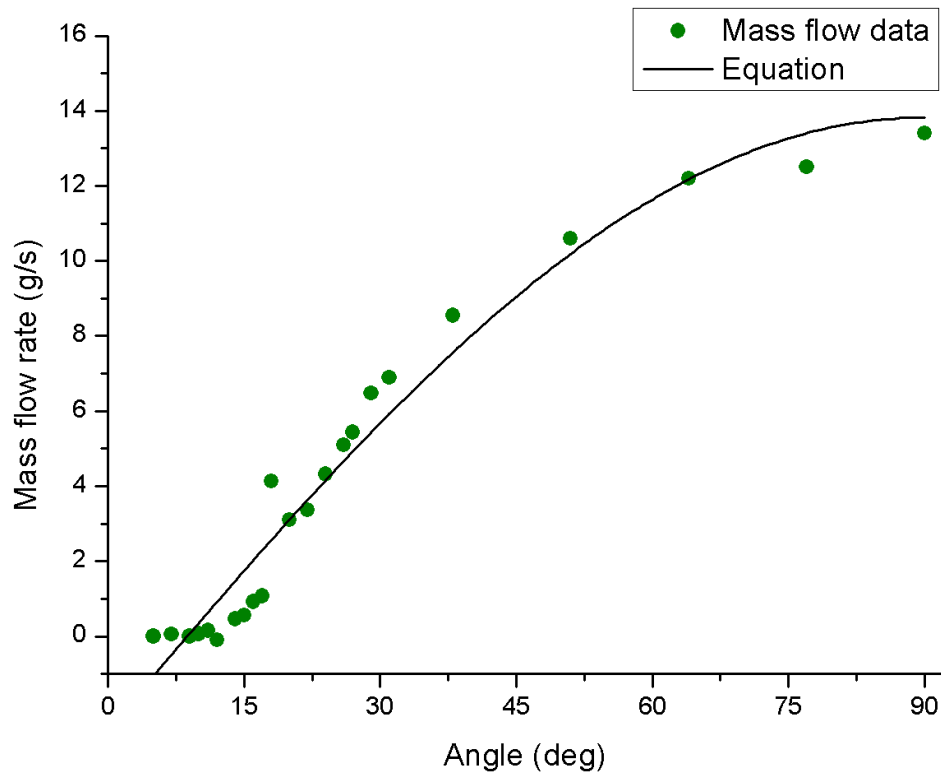


Figura 41 – Regressão não-linear para a equação 1.

Para a válvula 1, figura 40, o resultado da regressão não foi satisfatório, com o resultado não caracterizando bem nenhuma região do gráfico. Para a válvula 2, figura 41, o resultado da regressão se aproxima do comportamento esperado no gráfico.

A segunda análise foi realizada com uma equação senoidal com um deslocamento:

$$f(\theta) = a[1 - \cos(2\theta + b)] \quad (4.4)$$

A análise desta equação visava um melhor ajuste ao comportamento inicial do gráfico, na região em que se inicia o escoamento. Porém, para ambas as válvulas, o resultado não foi satisfatório, apresentando uma grande divergência entre os valores da equação e os experimentais.

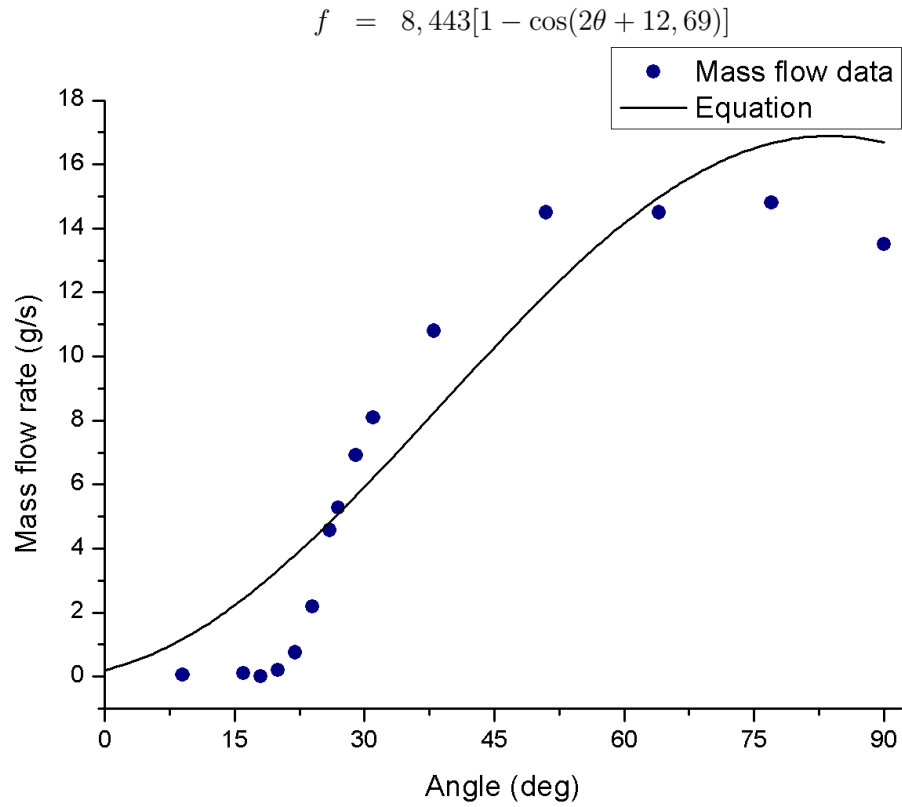


Figura 42 – Regressão não-linear para a equação 2.

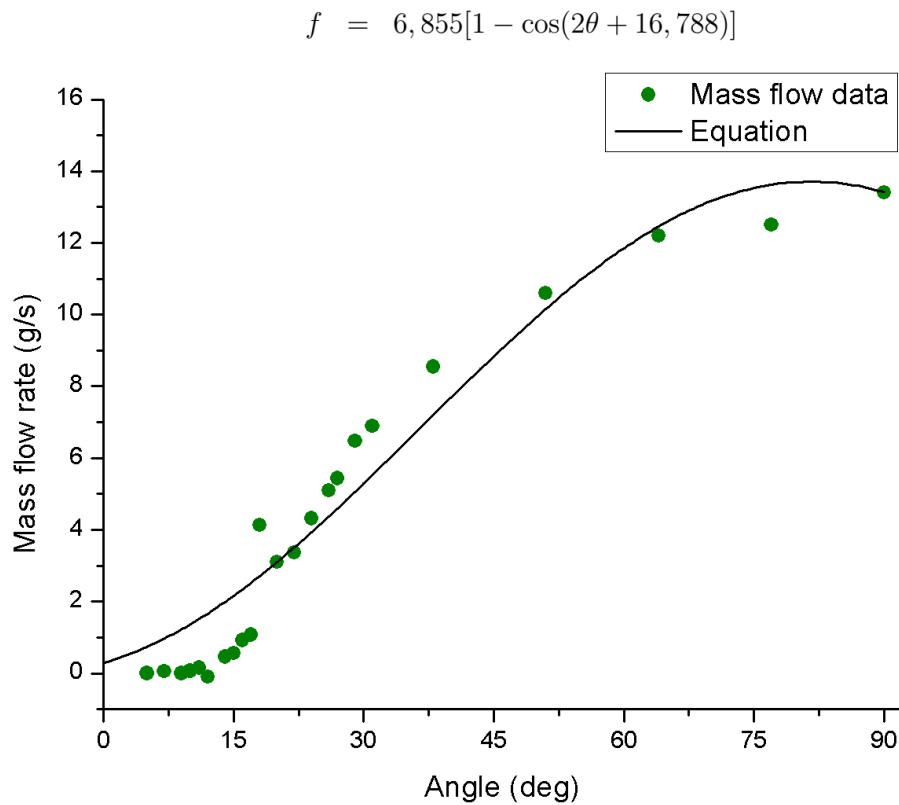


Figura 43 – Regressão não-linear para a equação 2.

A terceira análise foi feita através da equação polinomial:

$$f(\theta) = a\theta^3 + b\theta^2 + c\theta + d \quad (4.5)$$

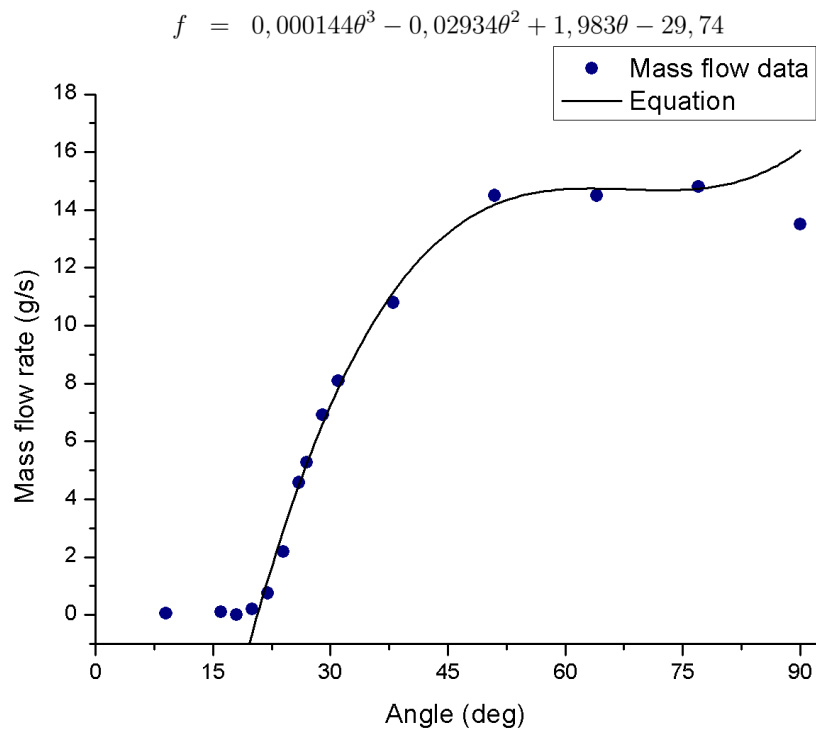


Figura 44 – Regressão não-linear para a equação 3.

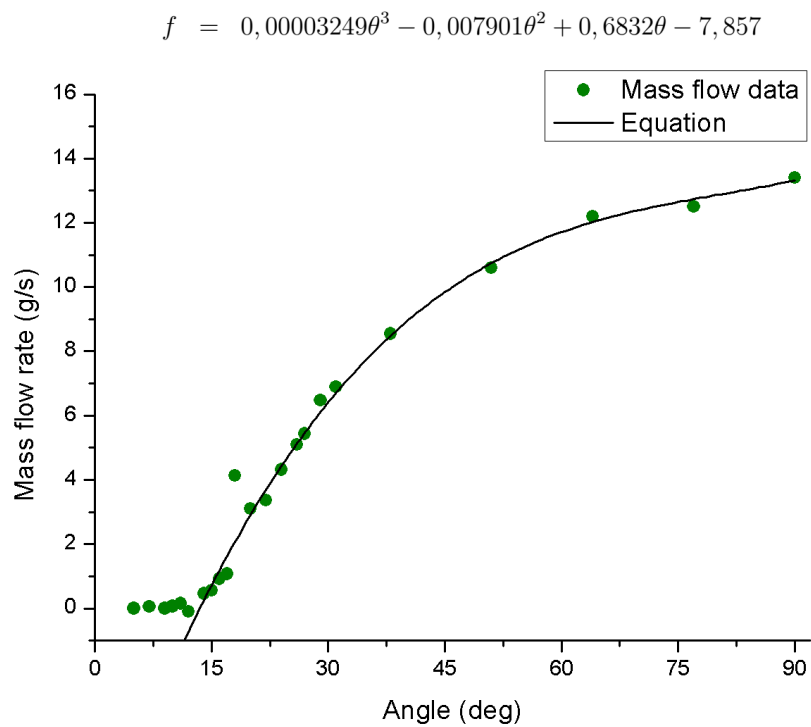


Figura 45 – Regressão não-linear para a equação 3.

A regressão utilizando a equação polinomial se ajustou muito bem aos dados na região de baixo ângulo de abertura, acompanhando o aumento da vazão mássica de forma adequada. Entretanto, ocorreu um desalinhamento da equação com os dados obtidos na válvula 1. Para a válvula 2, a equação polinomial se ajustou aos dados em todas as regiões.

A última análise realizada é através da equação:

$$f(\theta) = a \arctan(bx + c) \quad (4.6)$$

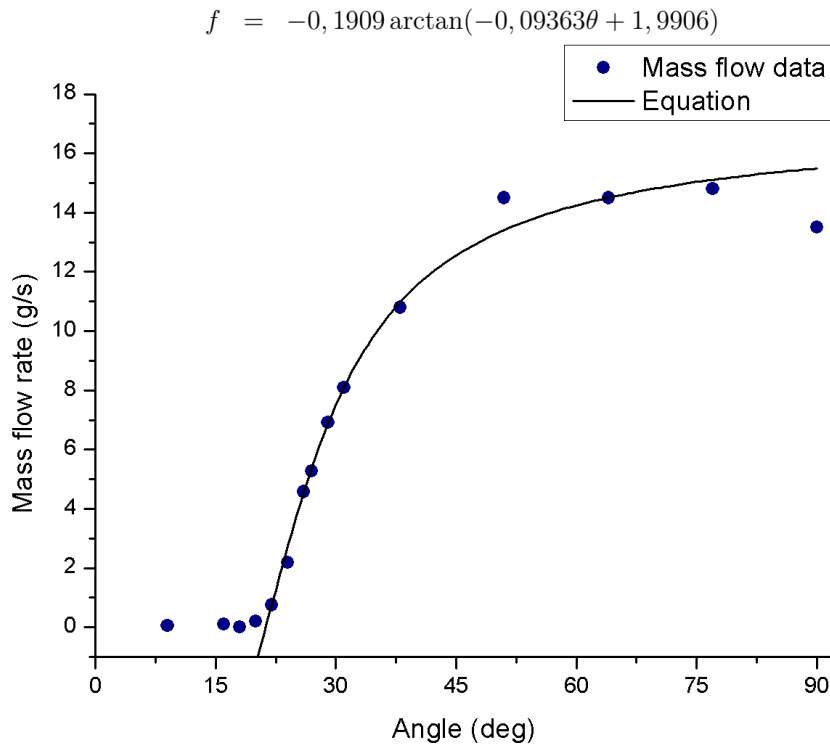


Figura 46 – Regressão não-linear para a equação 4.

O resultado deste modelo de análise descreve muito bem os resultados experimentais obtidos. Novamente, a uma divergência do modelo com os resultados experimentais da válvula 1. Na válvula 2, a equação resultante descreve os dados experimentais em todas as regiões.

O resultado das análises realizadas nos mostra uma curva mais comportada desenhada pelos dados obtidos no ensaio da válvula 2, em comparação aos da válvula 1, de forma que as equações obtidas se adequam mais a válvula 2 do que a válvula 1. Com um leitura dos dados da primeira válvula, vemos uma redução da vazão mássica para o ângulo máximo de abertura (90°) em relação a ângulos mais agudos e que os pontos entre 52° e 77° não apresentam o aumento gradual esperado com o aumento do ângulo de abertura.

Comparando os resultados das regressões, as equações 4.5 e 4.6 caracterizam com mais precisão os dados obtidos experimentalmente, em relação às equações 4.3 e 4.4. Analisando rigorosamente as duas melhores regressões, comparamos 3 parâmetros estatísticos:

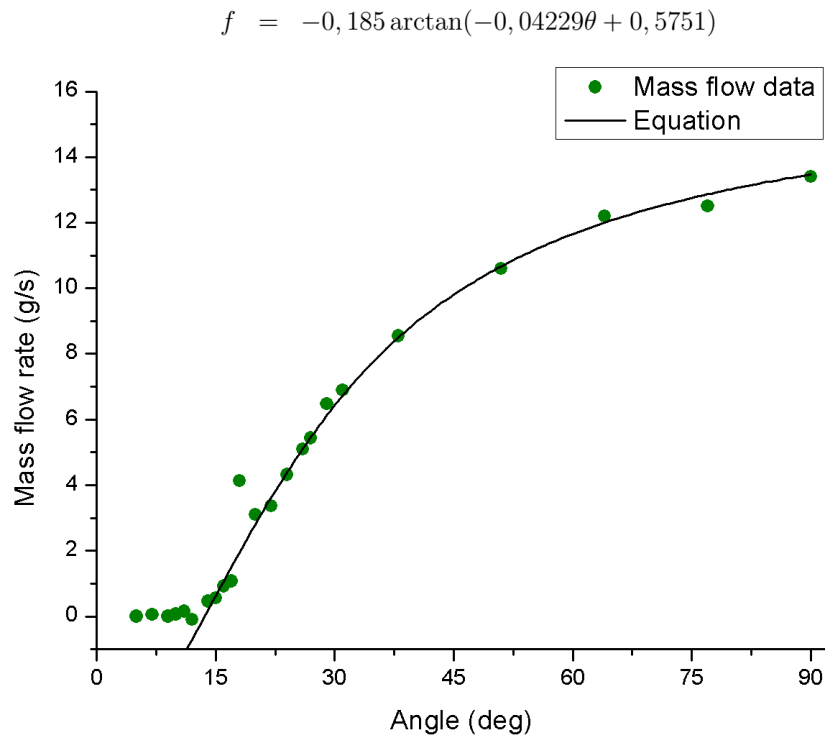


Figura 47 – Regressão não-linear para a equação 4.

o **coeficiente de determinação**, que avalia o quanto a regressão corresponde a variação dos dados, como já foi descrito, a **raiz do erro quadrado médio** e o novo parâmetro **A soma dos erros quadrados**, que reflete a variação em torno da curva da regressão (WALPOLE, 2009).

Em todos estes parâmetros analisados a regressão não-linear 4.6 foi mais acurada do que a regressão 4.5, se mostrando mais adequada. Desta forma, as equações obtidos pelo modelo 4.6 foram utilizadas para o calculo da vazão mássica na análise das simulações.

Tabela 5 – Comparativo entre modelos - Coeficiente de Determinação

|           | Regressão não-linear                  | Coeficiente de Determinação ( $R^2$ ) |
|-----------|---------------------------------------|---------------------------------------|
| Válvula 1 | $a\theta^3 + b\theta^2 + c\theta + d$ | 0,9883                                |
|           | $a \arctan(b\theta + c)$              | 0,9915                                |
| Válvula 2 | $a\theta^3 + b\theta^2 + c\theta + d$ | 0,9876                                |
|           | $a \arctan(b\theta + c)$              | 0,9906                                |

Tabela 6 – Comparativo entre modelos - Raiz do erro quadrático médio

|           | Regressão não-linear                  | Raiz do erro quadrático médio (RMSE) |
|-----------|---------------------------------------|--------------------------------------|
| Válvula 1 | $a\theta^3 + b\theta^2 + c\theta + d$ | 0.0005957                            |
|           | $a \arctan(b\theta + c)$              | 0.0005072                            |
| Válvula 2 | $a\theta^3 + b\theta^2 + c\theta + d$ | 0.0004909                            |
|           | $a \arctan(b\theta + c)$              | 0.0004268                            |

Tabela 7 – Comparativo entre modelos - Soma dos erros quadrados

|                  | <b>Regressão não-linear</b>           | <b>Soma dos erros quadrados (SSE)</b> |
|------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|
| <b>Válvula 1</b> | $a\theta^3 + b\theta^2 + c\theta + d$ | 2,484e-06                             |
|                  | $a \arctan(b\theta + c)$              | 2,058e-06                             |
| <b>Válvula 2</b> | $a\theta^3 + b\theta^2 + c\theta + d$ | 3,374e-06                             |
|                  | $a \arctan(b\theta + c)$              | 2,732e-06                             |



## 5 Simulações

A simulação computacional é uma importante ferramenta de projeto, que nos permite avaliar parâmetros de operação importantes para a realização dos testes de bancada. Neste trabalho, utilizamos o software Rocket Propulsion Analyses (RPA) para simular os testes quentes de nosso motor, um etapa que será realizada em trabalhos futuros. Este programa é capaz de calcular as propriedades do fluido na saída da câmara de combustão e nas regiões de entrada, região sônica (garganta) e saída da tubeira, com base em dados iniciais de temperatura e pressão do oxidante e combustível, pressão da câmara de combustão e características geométricas da tubeira.

O trabalho de Douglas (CERBINO, 2021) estudou a variação dos parâmetros termodinâmicos do ramjet, ocorridas pelos processos do motor (compressão, combustão e expansão). Este trabalho fornece as condições esperadas para o escoamento nas regiões do motor em diferentes altitudes de operação (14, 16 e 18 *km*) e seus dados foram utilizados como dados de referência. Através das simulações, verificamos alguns parâmetros do escoamento encontradas inicialmente por Douglas, referentes a câmara de combustão e ao aquecedor que desempenha a função do difusor, focos deste trabalho. Foram realizadas simulações referentes as altitudes de 18 *km* (altitude ideal de operação) e 14 *km* e 16 *km* de altitude (condições de voo não ideias). As condições iniciais do combustível são conhecidas e equivalem a temperatura de  $T_{fuel} = 231,1 K$  e pressão de  $P_{fuel} = 3,5 bar$ .

O objetivo deste capítulo é: 1. Avaliar os parâmetros do motor, através de comparação dos dados simulados e os de referência; 2. Obter a vazão mássica de combustível necessária para o funcionamento ideal da câmara de combustão; 3. Avaliar as possíveis alterações de desempenho causadas por variações na operação do motor.

A vazão mássica encontrada pode ser associada a um ângulo de abertura ideal, de acordo com as equações obtidas pela análise dos resultados experimentais para cada válvula. Para este objetivo, a válvula 1 e seus dados serão utilizados no controle de combustível da câmara de combustão e a válvula 2 no aquecedor. É necessário um ajuste relativo à pressão de saída dos ensaios realizados (pressão ambiente) e a pressão no motor (câmara de combustão ou aquecedor), que é de aproximadamente 2 *bar*. Como visto nas figuras 34 e 36, ocorre uma queda de pressão após a passagem do fluido pela válvula. Para que o escoamento ocorra é necessário uma diferença de pressão entre a saída da válvula e o local de injeção, ou seja, a pressão do combustível após a válvula deve ser superior a pressão da câmara. O efeito disso é que a injeção de combustível ocorre a partir do ângulo em que a pressão do combustível - após a passagem pela válvula - se iguala à pressão na câmara.

Assim, para a obtenção do ângulo de abertura correspondente a vazão mássica necessária ( $\dot{m}_{valve}$ ), adicionamos o fluxo mássico correspondente ao combustível efetivamente injetado ( $\dot{m}_{fuel}$ ) a uma vazão mássica correspondente a este ângulo inicial ( $\dot{m}_0$ ).

$$\dot{m}_{valve} = \dot{m}_{fuel} + \dot{m}_0 \quad (5.1)$$

A seguir, descrevemos o método geral utilizado pelo software e as simulações realizadas.

## 5.1 Equações RPA

O método utilizado pelo software para o cálculo é baseado na segunda lei da termodinâmica.

$$S = S_{max}; \quad dS = 0; \quad d^2S < 0 \quad (5.2)$$

A condição de maximização de entropia é tratada em sua forma equivalente que é a minimização da energia livre de Gibbs. (PONOMARENKO, 2010)

$$G = U - TS + pV = G_{min}; \quad dG = 0; \quad d^2G > 0 \quad (5.3)$$

Para um sistema de reações químicas, a energia livre de Gibbs pode ser diferenciada por:

$$dG = Vdp - SdT + \sum_{j=1}^{NS} \hat{\mu}_j dn_j \quad (5.4)$$

onde  $\hat{\mu}_j = \hat{\mu}_j^0 + \hat{R}T \ln(p_j)$ . A análise da minimização da energia livre de Gibbs é feita com base no princípio físico de que a massa de um sistema isolado se conserva.

$$\sum_{j=1}^{NS} a_{ij} \hat{m}_i n_j - b_i, 0 = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, v) \quad (5.5)$$

onde os coeficientes estequiométricos  $a_{ij}$  são o número de átomos  $i$  por mol da espécie  $j$ , o índice  $v$  é o número de elementos químicos,  $\hat{m}_i$  é a massa atômica de do elementos  $i$  e  $b_{i,0}$  é a massa total atribuída dos átomos do elemento  $i$  no sistema. Assim, a condição de equilíbrio pode ser encontrada pela função

$$\sum_{j=1}^{NS} \hat{\mu}_j n_j = G_{min} \quad (5.6)$$

$$\sum_{j=1}^{NS} a_{ij} n_j - \frac{b_{i,0}}{\hat{m}_i} = 0 \quad (5.7)$$

Na análise da combustão, o RPA assume um processo isobárico-adiabático.

$$dH = dQ + V dp = 0 \quad (5.8)$$

## 5.2 Câmara de combustão

A primeira análise realizada foi a câmara de combustão, que fora projetada para operar a pressão de 2 *bar*. Para cada altitude de voo, as propriedades do escoamento de oxidante na entrada da câmara são dispostos na tabela 8.

Tabela 8 – Dados iniciais

|       | Pressão [kPa] | Temperatura [K] | Razão O/F |
|-------|---------------|-----------------|-----------|
| 14 km | 200,3         | 483,20          | 26        |
| 16 km | 204,7         | 537,39          | 22,6      |
| 18 km | 201,9         | 597,33          | 22,2      |

Os resultados obtidos de pressão, temperatura e velocidade do escoamento na saída da câmara de combustão e saída da tubeira são expostos nas tabelas abaixo. Estes resultados foram razoavelmente próximos aos obtidos na análise termodinâmica comparativa (CERBINO, 2021), apresentando um desvio de velocidade final inferior a 2%, validando a razão O/F utilizada para cada altitude.

Tabela 9 – Simulação para ramjet operando a 14km de altitude.

|                  | Simulação RPA |         | Simulação de referência |         |
|------------------|---------------|---------|-------------------------|---------|
|                  | Câmara        | Tubeira | Câmara                  | Tubeira |
| Pressão [kPa]    | 200,3         | 10,7    | 200,3                   | 10,3    |
| Temperatura [K]  | 1886,14       | 985,54  | 1870,0                  | 922,49  |
| Velocidade [m/s] | 0             | 1543,38 | 71,92                   | 1534,4  |

Tabela 10 – Simulação para ramjet operando a 16km de altitude.

|                  | Simulação RPA |         | Simulação de referência |         |
|------------------|---------------|---------|-------------------------|---------|
|                  | Câmara        | Tubeira | Câmara                  | Tubeira |
| Pressão [kPa]    | 204,7         | 11,1    | 204,7                   | 10,47   |
| Temperatura [K]  | 2080,42       | 1119,93 | 2009,0                  | 1005,4  |
| Velocidade [m/s] | 0             | 1628,28 | 75,79                   | 1597,1  |

Tabela 11 – Simulação para ramjet operando a 18km de altitude.

|                  | Simulação RPA |         | Simulação de referência |         |
|------------------|---------------|---------|-------------------------|---------|
|                  | Câmara        | Tubeira | Câmara                  | Tubeira |
| Pressão [kPa]    | 201,9         | 11,0    | 201,9                   | 10,2    |
| Temperatura [K]  | 2142,56       | 1164,00 | 2131,0                  | 1083,2  |
| Velocidade [m/s] | 0             | 1655,81 | 79,75                   | 1639,10 |

### 5.2.1 Análise de controle de válvula

Para as três altitudes simuladas, o ângulo correspondente ao início do escoamento  $\dot{m}_0$  foi de 26°, com um  $\dot{m}_0 = 4,57 \text{ g/s}$ . Assim, a vazão mássica de oxidante ( $\dot{m}_{air}$ ) e de

combustível ( $\dot{m}_{fuel}$ ) calculadas para a operação da câmara de combustão estão dispostos na tabela 12. Com estes valores, encontramos a vazão de combustível liberada pela válvula 1 ( $\dot{m}_{valve}$ ), calculada através da equação 5.1.

Tabela 12 – Vazão mássica esperada para altitudes de operação.

|       | O/F  | $\dot{m}_{air}$ [g/s] | $\dot{m}_{fuel}$ [g/s] | $\dot{m}_{valve}$ [g/s] |
|-------|------|-----------------------|------------------------|-------------------------|
| 14 km | 26   | 161,21                | 6,20                   | 10,77                   |
| 16 km | 22,6 | 149,55                | 6,62                   | 11,19                   |
| 18 km | 22,2 | 145,45                | 6,55                   | 11,12                   |

Com base na equação de vazão mássica para a válvula 1, foram definidos os ângulos de abertura ideais e um intervalo de ângulos inteiros que fornecem a vazão mássica com erro inferior a 5%.

Tabela 13 – Ângulos de abertura da válvula.

|       | Ângulo ideal | Ângulo mínimo | Ângulo máximo |
|-------|--------------|---------------|---------------|
| 14 km | 37, 3°       | 36°           | 39°           |
| 16 km | 39, 8°       | 37°           | 41°           |
| 18 km | 39, 5°       | 37°           | 41°           |

## 5.3 Heater

O ar comprimido é injetado no motor na bancada com temperatura e pressão de  $T = 298 K$  e  $P = 2 bar$ . O sistema de aquecimento é responsável por elevar esta temperatura para a temperatura de injeção do ar na câmara de combustão, através da combustão do propano injetado no aquecedor e de uma pequena fração do ar injetado. O objetivo deste sistema é emular o difusor do motor na bancada, possibilitando os testes da câmara de combustão.

A tabela 14 apresenta a pressão da câmara do aquecedor ( $P_{heater}$ ) utilizada em cada simulação, a razão O/F utilizada em cada simulação e os resultados da temperatura atingida. Estas temperaturas foram comparadas com as temperaturas obtidas por Douglas, no estudo termodinâmico do difusor.

Tabela 14 – Simulação de propriedades no aquecedor.

|       | Dados iniciais     |       | Temperatura |              |           |
|-------|--------------------|-------|-------------|--------------|-----------|
|       | $P_{heater}$ [Bar] | O/F   | RPA [K]     | Esperada [K] | Diferença |
| 14 km | 1,943              | 253,7 | 531,53      | 483,2        | 10,0 %    |
| 16 km | 2,123              | 234,2 | 545,65      | 537,39       | 1,5 %     |
| 18 km | 2,020              | 190,0 | 588,07      | 598,44       | 1,8 %     |

Analisando os resultados, os parâmetros simulados para as altitudes 16 *km* e 18 *km* apresentaram pequenos desvios do valores esperado. Entretanto, a simulação para a altitude de 14 *km* apresenta um grande desvio do valor esperado. Esse desvio está diretamente ligado a fração de combustível utilizada para a simulação.

Uma nova rotina de simulações foi realizada para determinar a razão O/F que resulta nos parâmetros termodinâmicos necessários para que o oxidante apresente as condições iniciais da entrada da câmara de combustão (tabela 8). Os resultados obtidos são comparados aos valores utilizados na simulação anterior na tabela 15.

Tabela 15 – Comparação entre razão oxidante-combustível.

|       | $O/F_{anterior}$ | $O/F_{RPA}$ |
|-------|------------------|-------------|
| 14 km | 253,7            | 353,2       |
| 16 km | 234,2            | 245,25      |
| 18 km | 190,0            | 181,54      |

Para verificar a influência da divergência dos valores de O/F do aquecedor na velocidade final do escoamento, realizamos novas simulações com as duas temperaturas. A tabela 16 apresenta os resultados das simulações na câmara de combustão para os dois parâmetros de temperatura inicial, na altitude de 14 *km*.

Como pode ser observado, mesmo no caso com maior diferença de temperatura, os resultados da simulação não apresentaram grandes divergências, tendo uma variação

Tabela 16 – Comparativo entre diferentes temperaturas iniciais.

|                  | $T_{air}=483,2 \text{ K}$ |         | $T_{air}=531,53 \text{ K}$ |         |
|------------------|---------------------------|---------|----------------------------|---------|
|                  | Câmara                    | Tubeira | Câmara                     | Tubeira |
| Pressão [kPa]    | 206,6                     | 11,0    | 207,0                      | 11,0    |
| Temperatura [K]  | 1885,76                   | 985,53  | 1925,95                    | 1010,67 |
| Velocidade [m/s] | 34,50                     | 1543,39 | 34,84                      | 1560,39 |

inferior a 2,5% em todos os casos. Mesmo assim, os novos valores de O/F serão utilizados na análise, pois apresentam resultados mais acurados.

### 5.3.1 Análise de controle de válvula do aquecedor

Para as altitudes de 14 km e 18 km, o ângulo correspondente ao início do escoamento ( $\dot{m}_0$ ) foi de  $26^\circ$ , com um  $\dot{m}_0 = 5,09 \text{ g/s}$ . Já para a altitude de 16 km o ângulo correspondente foi de  $27^\circ$ , com um  $\dot{m}_0 = 5,44 \text{ g/s}$ . Essa variação ocorre pois, ao contrário da pressão da câmara de combustão, o aquecedor apresenta pressões de operação diferentes para cada altitude. Com isso, a vazão mássica de oxidante e combustível necessárias  $\dot{m}_{fuel}$  estão dispostos na tabela 17.

Tabela 17 – Vazão mássica esperada para altitudes de operação.

|       | O/F    | $\dot{m}_{air}$ [g/s] | $\dot{m}_{fuel}$ [g/s] | $\dot{m}_{valve}$ [g/s] |
|-------|--------|-----------------------|------------------------|-------------------------|
| 14 km | 353,20 | 173,2                 | 0,49                   | 5,58                    |
| 16 km | 245,25 | 162,3                 | 0,66                   | 6,10                    |
| 18 km | 181,54 | 154,6                 | 0,85                   | 5,94                    |

Com base na equação de vazão mássica para a válvula 2, foram definidos os ângulos de abertura ideais e um intervalo de ângulos inteiros que fornecem a vazão mássica com erro inferior a 5%.

Tabela 18 – Ângulos de abertura da válvula.

|       | Ângulo ideal | Ângulo mínimo | Ângulo máximo |
|-------|--------------|---------------|---------------|
| 14 km | $27,3^\circ$ | $27^\circ$    | $39^\circ$    |
| 16 km | $28,9^\circ$ | $28^\circ$    | $29^\circ$    |
| 18 km | $28,4^\circ$ | $28^\circ$    | $29^\circ$    |

## 5.4 Análise dos resultados

O consumo de combustível foi estimado para um teste de 30 segundos para as configurações de ângulo ideal, ângulo mínimo e ângulo máximo, com base no fluxo mássico calculado, aplicando um coeficiente de perdas de 5%.

Tabela 19 – Consumo estimado de combustível durante um ensaio de 30 segundos.

|       | Ângulo ideal | Ângulo mínimo | Ângulo máximo |
|-------|--------------|---------------|---------------|
| 14 km | 194,90 g     | 181,26 g      | 210,89 g      |
| 16 km | 218,03 g     | 191,89 g      | 226,42 g      |
| 18 km | 214,79 g     | 191,89 g      | 226,42 g      |

Estudando variações da proporção da mistura oxidante-combustível no aquecedor e sua influência no resultado final do escoamento, notou-se que, embora as temperaturas obtidas variem bastante, a velocidade final do escoamento não sofre grandes alterações.

Este cenário é o oposto observado na câmara de combustão, onde pequenas alterações na proporção O/F geram uma grande oscilação da velocidade final do escoamento, como mostra o gráfico 48.

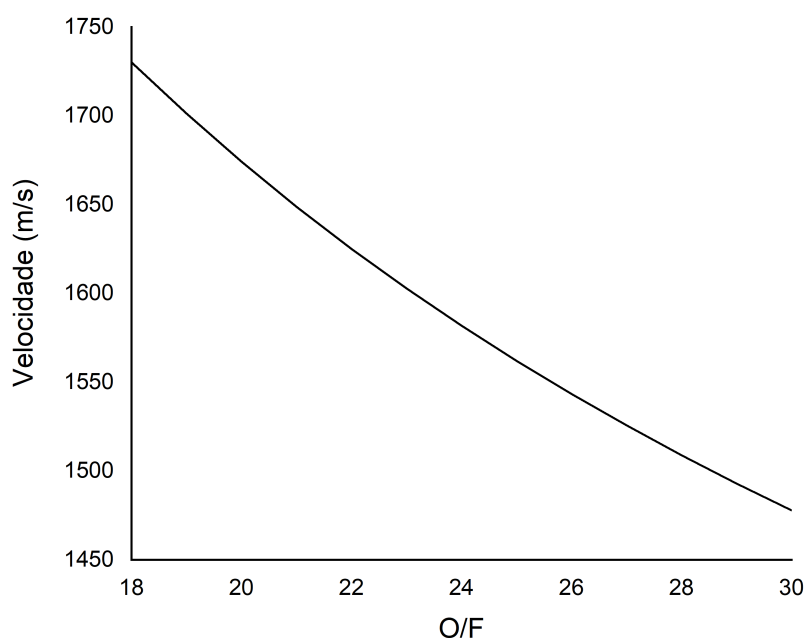


Figura 48 – Velocidade de saída do escoamento em função da razão O/F da câmara de combustão.

Nesta região, a variação de O/F em  $\pm 2$  pode gerar uma alteração de velocidade final de 4%. Por conta disso, é fundamental o entendimento de parâmetros que podem



ocasionar a injeção incorreta de combustível na câmara. O principal fator a influenciar o escoamento é a variação das pressões no tanque ou na câmara.

A pressão no tanque de propano é medida em 5 *bar* e os resultados aqui obtidos serão afetados caso haja uma variação significativa nesta propriedade. Uma preocupação é a diminuição da pressão, ocasionada pela saída do propano do tanque, durante a operação do motor. O tempo de operação do motor é limitado pela capacidade do sistema de ar em fornecer um escoamento que atenda as demandas do motor, que é de 40 segundos. Este tempo é ainda reduzido pelo tempo de operação projetado para o motor na bancada, que é de 30 segundos. Assim, é importante que a quantidade de propano no tanque seja, não apenas suficiente para alimentar o motor durante o teste, mas também que ela seja suficientemente grande para que a saída do propano não cause o efeito conhecido como *blowdown*. Caso isto ocorra, será necessário o aumento do ângulo de abertura da válvula para que não ocorra uma perda significativa de desempenho no motor.

## 6 Conclusão

O estudo realizado neste trabalho envolveu o conhecimento de diferentes áreas teóricas e experimentais, que se relacionam em um projeto como o desenvolvido. A análise dos dados obtidos experimentalmente desenvolvida neste trabalho demonstrou, através de parâmetros matemáticos e estatísticos, a qualidade dos dados captados, validando a montagem experimental utilizada para os ensaios. Os valores obtidos para os parâmetros de queda de pressão e vazão mássica durante a passagem pela válvula reguladora corresponderam ao comportamento esperado, apresentando variações e desvios comuns a ensaios experimentais.

A análise da vazão mássica na primeira válvula apresentou alguns desvios do comportamento esperado, que refletiram no ajuste ideal dos dados à função obtida. Estes desvios podem ser reavaliados em um novo ensaio, porém os parâmetros estatísticos utilizados na avaliação garantem a precisão do modelo atual. Já a análise da vazão mássica da segunda válvula ocorreu sem pontos destoantes, o que pode ser notado pela boa adequação dos resultados aos modelos de regressão escolhidos. A qualidade do ajuste é corroborada pelos parâmetros estatísticos avaliados. Com isso, determinamos uma equação preditiva da vazão mássica em razão do ângulo de abertura para ambas as válvulas, que valida e possibilita a utilização do modelo de válvula analisado na linha de combustível de nosso motor, uma vez que podemos garantir, com margem satisfatória, o controle da massa combustível injetado no ramjet.

A utilização de ferramentas computacionais é fundamental em projetos de engenharia e representa um grande aliado na análise de qualquer projeto. O uso do software RPA possibilitou a verificação dos resultados analíticos do escoamento, a predição de parâmetros de controle do sistema de válvulas e o entendimento de fatores que afetam diretamente o desempenho do motor. Para a câmara de combustão, a razão O/F calculada no trabalho de referência foi condizente com os resultados simulados e definimos o critério de controle da válvula 1. Já para o aquecedor, os resultados foram divergentes, e então, definimos novas razões O/F para utilizarmos no critério de controle da válvula 2.

A bibliografia apresentada permitiu a caracterização histórica e teórica dos principais parâmetros envolvidos no trabalho. O sistema de bancada foi descrito conforme sua configuração atual. Foi realizada a análise experimental e computacional da linha de combustível obtendo tanto a função empírica quanto a análise de desempenho em três altitudes de operação. Por fim, foram feitas predições de desempenho do aquecedor e câmara de combustão, cumprindo com todos os objetivos propostos para o desenvolvimento preliminar do sistema de alimentação de combustível para o motor do tipo ramjet.

## 6.1 Trabalhos Futuros

No escopo deste trabalho, o desenvolvimento do projeto ainda deve envolver diversas fases. Para a evolução do projeto do sistema de alimentação, podem ser realizados:

- A elaboração de uma análise de blowdown do tanque de combustível para otimização do tanque.
- Testes a frio para a determinação de parâmetros de controle de precisão das válvulas.
- Realização de testes a frio com a integração dos subsistemas do motor.
- Realização de testes quentes no câmara de combustão para avaliar o desempenho obtido com os previstos.

# Referências

- ANDERSON, J. D. *Modern Compressible Flow with Historical Perspective*. Second edit. [S.l.: s.n.], 1990. ISBN 0070016739. Citado na página 29.
- ANDERSON, J. D. *Fundamentals of Aerodynamics*. Sixth edit. [S.l.: s.n.], 2017. 1153 p. ISBN 9781259129919. Citado 4 vezes nas páginas 9, 29, 31 e 32.
- AVERY, W. H. Twenty-Five Years of Ramjet Development. v. 25, p. 604–614, 1955. Citado 3 vezes nas páginas 18, 19 e 20.
- AZEVEDO, V. A. et al. Experimental investigation of high regression rate paraffin for solid fuel ramjet propulsion. In: *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum*. [S.l.: s.n.], 2019. p. 3984. Citado na página 23.
- BAALS, D. D. Analysis of heat and compressibility effects in internal flow systems and high-speed tests of a ram-jet system. 1942. Citado na página 19.
- ÇENGEL, Y. A.; BOLES, M. A.; BUESA, I. A. *termodinâmica*. [S.l.]: McGraw-Hill São Paulo, 2006. v. 10. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 37.
- CENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. *Mecânica dos fluidos*. [S.l.]: Amgh Editora, 2007. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 29.
- CENGEL, Y. A.; GHAJAR, A. J. *Transferência de Calor e Massa*. [S.l.]: Amgh Editora, 2009. Citado na página 27.
- CERBINO, D. C. *Simulação de fluxo dentro de um motor estato-reator*. 2021. Citado 2 vezes nas páginas 72 e 75.
- DANFOSS. *Pressure transmitter for general purpose*. [S.l.], 2016. Citado 2 vezes nas páginas 49 e 51.
- DEVORE, J. L. *Probabilidade e estatística para engenharia e ciências*. [S.l.]: Cengage Learning Edições Ltda., 2010. Citado 2 vezes nas páginas 56 e 58.
- ENGINEERING, O. *Super OMEGACLAD XL Thermocouple Probes*. 2020. Disponível em: <[https://br.omega.com/omegaFiles/temperature/pdf/KMTXL\\_NMTXL.pdf](https://br.omega.com/omegaFiles/temperature/pdf/KMTXL_NMTXL.pdf)>. Citado na página 49.
- FRADEN, J. *Handbook of modern sensors: physics, designs, and applications*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2004. Citado na página 47.
- FREITAS, L. C.; SHYNKARENKO, O. Estudo experimental e analítico de escoamento frio dentro de um motor de bancada do tipo ramjet. In: *II Congresso Aeroespacial Brasileiro - CAB*. [S.l.: s.n.], 2019. Citado na página 23.
- FREITAS, L. C.; SHYNKARENKO, O. Experimental and analytical study of the cold flow inside a ramjet test engine. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 2020. Citado 5 vezes nas páginas 9, 24, 41, 42 e 43.

- FRY, R. S. A century of ramjet propulsion technology evolution. *Journal of propulsion and power*, v. 20, n. 1, p. 27–58, 2004. Citado na página 23.
- GYORGY, N. I. Albert fono: A pioneer of jet propulsion. In: *International Astronautical Congress*. [S.l.: s.n.], 1977. Citado na página 18.
- IGNIS. *French experimental aircraft Leduc 010 with aerial launcher (Musée de l'air et de l'espace, Le Bourget, France)*. 2020. Disponível em: <[https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Leduc\\_010\\_Le\\_Bourget\\_FRA\\_001.JPG#filehistory](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Leduc_010_Le_Bourget_FRA_001.JPG#filehistory)>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 18.
- KANTROWITZ, A. et al. *Preliminary investigation of supersonic diffusers*. [S.l.], 1945. Citado na página 20.
- KUNDU, P. K.; COHEN, I. M.; DOWLING, D. R. Chapter 15 - compressible flow. In: KUNDU, P. K.; COHEN, I. M.; DOWLING, D. R. (Ed.). *Fluid Mechanics (Sixth Edition)*. Sixth edition. Boston: Academic Press, 2016. p. 819–879. ISBN 978-0-12-405935-1. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780124059351000150>>. Citado na página 33.
- NESBITT, B. *Handbook of valves and actuators: valves manual international*. [S.l.]: Elsevier, 2011. Citado na página 43.
- OSWATITSCH, K. Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speeds (the efficiency of shock diffusers). In: *Contributions to the Development of Gasdynamics*. [S.l.]: Springer, 1980. p. 290–323. Citado na página 19.
- PARK, I. S. et al. Control-oriented model for intake shock position dynamics in ramjet engine. *Journal of Propulsion and Power*, v. 27, n. 2, p. 499–502, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 31.
- PARSCH, A. Directory of us military rockets and missiles: Aqm/bqm/mqm/bgm-34. *online*, <http://www.designation-systems.net/dusrm/m-34.html> [Acesso em 04 Março 2020], 2003. Citado na página 23.
- PETROBRAS, C. de A. T. *Gás Liquefeito de Petróleo*. [S.l.], 2013. Citado na página 50.
- PONOMARENKO, A. *RPA: Tool for Liquid Propellant Rocket Engine Analysis C++ Implementation*. 2010. Citado na página 73.
- PORDEUS, R. V. *Regime de Escoamento*. 2002. Citado na página 28.
- RUDNICK, P. Momentum Relations in Propulsive Ducts. *Journal of the Aeronautical Sciences*, v. 14, n. 9, p. 540–544, 1947. Citado na página 19.
- SANGER, E.; BREDT, I. A ram-jet engine for fighters. 1947. Citado na página 19.
- SANTOS, G. F. dos. *Simulação numérica da válvula de controle para sistemas de propulsão química*. Tese (Doutorado) — Universidade de Brasília - UnB, 2018. Citado 2 vezes nas páginas 23 e 24.
- SARIŞIN, M. N. *Design of a Connected Pipe Test Facility for Ramjet Applications*. Tese (Doutorado) — MIDDLE EAST TECHNICAL UNIVERSITY, 2005. Citado 3 vezes nas páginas 9, 40 e 41.

- SHYNKARENKO, O. *Design and Development of a High-Maneuverability Supersonic Missile with Ramjet Engine*. 2017. Disponível em: <<http://fga.unb.br/cpl/project-fapdf-ramjet>>. Citado na página 26.
- SHYNKARENKO, O. et al. Experimental investigation of hydrocarbon based fuels in solid fuel ramjet propulsion. In: *70th International Astronautical Congress (IAC 2019)*. [S.l.: s.n.], 2019. Citado na página 23.
- SHYNKARENKO, O.; FREITAS, L. C. Investigation of a ramjet test motor performance based on cold flow experiments. *Brazilian society of mechanical sciences and engineering*, 2020. Unpublished. Citado 3 vezes nas páginas 24, 42 e 43.
- SHYNKARENKO, O.; SIMONE, D. Oxygen–methane torch ignition system for aerospace applications. *Aerospace*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 7, n. 8, p. 114, 2020. Citado na página 23.
- SHYNKARENKO, O. et al. Flame initiation inside the gas torch ignition system for a hybrid rocket motor. In: . [S.l.: s.n.], 2019. Citado na página 42.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. *Rocket propulsion elements*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2016. Citado 3 vezes nas páginas 9, 17 e 36.
- TAYLOR, T. S. *Introduction to rocket science and engineering*. [S.l.]: CRC Press, 2017. Citado na página 36.
- WALPOLE, R. E. *Probabilidade & Estatística para engenharia e ciências*. [S.l.]: Pearson Prentice Hall, 2009. Citado na página 70.
- WALTRUP, P. et al. History of us navy ramjet, scramjet, and mixed-cycle propulsion development. *Journal of propulsion and power*, v. 18, n. 1, p. 14–27, 2002. Citado na página 22.
- WAY, S. Open duct jet propulsion. *Westinghouse Research Laboratories Report No. SM101, Pittsburgh, PA*, 1941. Citado na página 19.
- WEIGHTTECH. *Ficha Técnica BTS Célula de carga Tipo S*. [S.l.], 2017. Citado na página 51.
- WHITE, F. M. *Mecânica dos Fluidos*. Sexta edição. [S.l.: s.n.], 2011. 876 p. ISBN 9780072938449. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 28.
- WIE, D. V. *Bumblebee and Beyond: Propulsion Advancements at the Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*. [S.l.]: ISABE, 2003. Citado na página 21.