



**PROJETO DE GRADUAÇÃO**

**DESENVOLVIMENTO DE MOTOR DE FOGUETE A  
PROPELENTES HÍBRIDOS PARA FOGUETES  
DE SONDAGEM COM TANQUE DE OXIDANTE  
E CÂMARA DE COMBUSTÃO INTEGRADOS**

**André Sarkis Rosa**

**Paulo Henrique Reis Brandão**

**Brasília, Julho de 2022**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA**

**FACULDADE DE TECNOLOGIA**

UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
Faculdade de Tecnologia

**PROJETO DE GRADUAÇÃO**

**DESENVOLVIMENTO DE MOTOR DE FOGUETE A  
PROPELENTES HÍBRIDOS PARA FOGUETES  
DE SONDAGEM COM TANQUE DE OXIDANTE  
E CÂMARA DE COMBUSTÃO INTEGRADOS**

**André Sarkis Rosa**

**Paulo Henrique Reis Brandão**

*Relatório submetido ao Departamento de Engenharia  
Mecânica como requisito parcial para obtenção  
do grau de Engenheiro Mecânico*

Banca Examinadora

Prof. Carlos Alberto Gurgel Veras, ENM/UnB \_\_\_\_\_  
*Orientador*

Prof. Armando de Azevedo Caldeira Pires, \_\_\_\_\_  
ENM/UnB

Tenho ficado impressionado com a urgência do fazer. Saber não é suficiente, devemos aplicar. Estar disposto não é suficiente, devemos fazer.

Leonardo da Vinci

## Agradecimentos

*Em primeiro lugar, gostaria de agradecer à minha mãe, Meg, ao meu pai, Paulo Sérgio, e ao meu irmão, Pedro Paulo. Sem o apoio e o suporte da minha família, nada disso seria possível. Eles são a base de tudo que eu conquistei até aqui, incluindo a realização desse projeto, e de tudo que alcançarei daqui pra frente. O carinho, o amor e o conforto proporcionado por eles me permitiram sonhar grande e ousar, sempre me guiando com suas luzes nos momentos de escuridão. Por tudo, obrigado.*

*Em seguida, seu muito grato ao Prof. Carlos Alberto Gurgel Veras, nosso professor orientador deste Projeto de Graduação. O incentivo aos projetos experimentais é de grande valia para a formação de um engenheiro e deveria ser tomado como modelo. Agradeço pela oportunidade de trabalhar com o tema aeroespacial, pelo qual sempre fui apaixonado. Sou grato por suas orientações técnicas, profissionais e pessoais. E sou grato pela forma apaixonada e cativante com a qual fala dos seus projetos e ideias, cativando também os seus alunos e orientandos. Desde que vi, há alguns anos, os ensaios do Projeto de Graduação do Eng. Victor Araújo Azevedo, com orientação do Prof. Gurgel, soube quem eu gostaria de ter como meu orientador na conclusão da minha graduação. Deixo aqui, também, o meu agradecimento ao Victor. Agradeço, também, ao Prof. Olexiy Shynkarenko e ao Prof. Jungpyo Lee pelos auxílios durante os testes experimentais na FGA.*

*Agradeço, também, ao Paulo Henrique Reis Brandão, minha dupla neste Projeto de Graduação. Obrigado por ter aceitado e dividido este desafio comigo.*

*Não posso deixar de agradecer à Apuama Racing e a todos os seus membros. A Apuama foi uma das grandes responsáveis por eu me tornar o engenheiro que sou hoje. Os desafios impostos, as portas abertas, os aprendizados, as falhas, as conquistas. São inúmeros os motivos pelos quais devo agradecer à equipe. Aproveito esse espaço para incentivar todos os alunos de Engenharia a participarem de equipes de competição. Agradeço aos grandes amigos que fiz dentro da Apuama, como Kalebe, Danilo, Brenda, Bernardo e Matheus. Mas em especial, quero agradecer ao Mohamad, por ter me auxiliado tanto nesse Projeto de Graduação. Obrigado!*

*Por fim, agradeço aos amigos que sempre estiveram comigo nessa caminhada. Vocês são de grande importância na minha vida. Arthur, Guilherme, João, Leonardo e Luiz, obrigado. Gostaria de agradecer à Mariana por todo o apoio, incentivo e carinho durante tantos anos. Agradeço à minha prima, Anna, pelo amor e carinho, especialmente nos momentos mais difíceis, que me ajudaram a me manter firme e me proporcionaram momentos incríveis. Obrigado!*

*André Sarkis Rosa*

*Depois de muito esforço e dedicação ao longo do curso e neste trabalho de conclusão de curso me sinto realizado e orgulhoso de ter aproveitado a oportunidade de escolher e seguir meus sonhos. Também me sinto profundamente grato, primeiramente à Deus, e às pessoas que estavam comigo durante essa jornada e que me apoiaram principalmente em momentos de vulnerabilidade. Agradeço ao meu pai, José Andrade Brandão, à minha mãe, Anete Reis Brandão, e ao meu irmão, Pedro Augusto Reis Brandão, por todo o apoio, conselhos e por estarem presentes sempre que precisei.*

*Ao longo da minha graduação tive o contato com pessoas que me marcaram, não apenas por serem excelentes no que fazem, mas também são apaixonadas e transmitem isso claramente em poucos minutos de conversa. Conviver, interagir e trabalhar com essas pessoas me motivou a querer me tornar um profissional melhor que não apenas é apaixonado pelo que faz, mas que também influencia outras pessoas a se tornarem a melhor versão de si mesmas. Dentre as várias pessoas que me marcaram, posso destacar meu amigo Juan Linhares Barbosa, meu professor orientador, Carlos Alberto Gurgel Veras, e minha dupla neste Projeto de Graduação, André Sarkis Rosa.*

*Além disso, sou grato ao Prof. Olexiy Shynkarenko e ao Prof. Jungpyo Lee por se disponibilizarem a auxiliar nos ensaios realizados no campus universitário do Gama (FGA) e garantir que fossem feitos da maneira correta e segura.*

*Também não poderia deixar de agradecer meus companheiros que se uniram a mim e juntos superamos vários desafios ao longo do curso. Sou grato principalmente à Caio Rodrigues Ayres de Lacerda, Ricardo Nunes de Miranda, Caio César Abreu Bílio, Matheus Correia Santos e Rodrigo Almeida Gonçalves.*

*Durante esse tempo na faculdade também tive a oportunidade de participar da equipe de competição Apuama Racing e da empresa júnior de engenharia mecânica TECMEC. Estou muito agradecido ao pessoal da Apuama Racing e da TECMEC no período que fiz parte delas, tanto pelas experiências incríveis que complementam o curso de engenharia mecânica, quanto por me aceitaram e contribuírem para que eu me tornasse um profissional mais qualificado para o mercado de trabalho.*

*Por fim, gostaria de expressar minha gratidão a um amigo especial que considero um irmão, Tiago Medeiros Nobre, que sempre se mostrou uma pessoa de confiança e que me ajudou nos momentos mais difíceis da minha vida, obrigado.*

*Paulo Henrique Reis Brandão*

---

## RESUMO

Foguetes que utilizam motores de propulsão híbrida são uma ótima alternativa a motores que utilizam exclusivamente propelentes sólidos ou líquidos. A propulsão híbrida possui as vantagens de um manuseio mais seguro do oxidante e do combustível e de um maior controle da combustão quando comparada à propulsão sólida. Possui, ainda, as vantagens de ser mais barata e mecanicamente mais simples do que a propulsão líquida. Quanto ao impulso específico, motores híbridos se encontram em uma faixa entre os motores sólidos e os motores líquidos. O presente trabalho possui o objetivo de dar prosseguimento aos estudos de propulsão híbrida da Universidade de Brasília, projetando um motor com o par combustível-oxidante de parafina-N<sub>2</sub>O com tanque de oxidante e câmara de combustão integrados. O motor será utilizado em um foguete que participará de competições universitárias de foguetemodelismo, como a Cobruf no Brasil e a Spaceport America Cup nos Estados Unidos. O motor conta, ainda, com a inovação da utilização do polímero ácido polilático (PLA) de impressão 3D como vaso de pressão para reduzir o peso do conjunto. O sistema de injeção, ignição e vedação foi testado e aprovado com óxido nitroso a 55 bar. Uma caracterização inédita de PLA como vaso de pressão foi executada.

**Palavras-Chaves:** Motor de Foguete Híbrido, Propulsão Híbrida, Combustão, Impressão 3D, Parafina, Óxido Nitroso.

---

## ABSTRACT

Rockets that use hybrid propulsion engines are a great alternative to rocket engines that uses only solidity or liquid propellants. A hybrid propulsion has the advantages of a safer handling of fuel and oxidizer and a better control o combustion when compared to solid propulsion. In addition, it has the advantages of being cheaper and mechanically simpler then liquid propulsion. Regarding the specific impulse, hybrid engines lay in a range between solid engines and liquid engines. The present work aims to continue the studies on hybrid propulsion of the University of Brasilia by designing a paraffin-N<sub>2</sub>O engine with a oxider tank integrated with the combustion chamber. This engine will be part of a rocket that will compete in model-rocketry competitions, such as Cobruf in Brazil and Spaceport America Cup in the United States. Moreover, the engine is designs with some parts made of 3D printed acid polymer polylactic (PLA) as pressure vessel to reduce weight. The sealing, ignition and injection system was tested and approved with nitrous oxide at up to 55 bar. A new study on PLA as pressure vessel was conducted.

**Keywords:** Hybrid Rocket Engine, Hybrid Propulsion, Combustion, 3D Printing, Paraffine, Nitrous Oxide.

# SUMÁRIO

<b>LISTA DE FIGURAS</b> .....	<b>V</b>
<b>LISTA DE TABELAS</b> .....	<b>VII</b>
<b>LISTA DE ABREVIATURAS</b> .....	<b>VIII</b>
<b>LISTA DE SIGLAS E SÍMBOLOS</b> .....	<b>IX</b>
<b>1 INTRODUÇÃO</b> .....	<b>1</b>
1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO .....	1
1.2 VANTAGENS E DESVANTAGENS.....	2
1.3 MOTIVAÇÃO.....	3
1.4 OBJETIVOS .....	3
1.4.1 OBJETIVO GERAL.....	3
1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	3
<b>2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b> .....	<b>5</b>
2.1 BALÍSTICA INTERNA .....	5
2.1.1 MOTORES A JATO E EMPUXO .....	5
2.1.2 VELOCIDADE DE SAÍDA .....	6
2.1.3 VELOCIDADE CARACTERÍSTICA .....	7
2.1.4 IMPULSO ESPECÍFICO .....	7
2.1.5 MOTORES HÍBRIDOS.....	8
2.1.6 TEORIA CLÁSSICA DA COMBUSTÃO HÍBRIDA .....	9
2.1.7 RAZÃO O/F .....	10
2.1.8 TAXA DE REGRESSÃO .....	11
2.1.9 TEMPERATURA DA CÂMARA DE COMBUSTÃO.....	13
2.2 BALÍSTICA EXTERNA.....	14
2.3 COMPONENTES DO MOTOR .....	16
2.3.1 SISTEMA DE PRESSURIZAÇÃO .....	17
2.3.2 TANQUE DE OXIDANTE .....	17
2.3.3 INJETOR .....	19
2.3.4 CÂMARA DE COMBUSTÃO .....	20
2.3.5 BOCAL CONVERGENTE-DIVERGENTE.....	20

<b>3 PROJETO PRELIMINAR DO MOTOR</b> .....	<b>23</b>
3.1 PAR COMBUSTÍVEL-OXIDANTE .....	23
3.2 MISSÃO E SIMULAÇÃO DO FOGUETE NO OPENROCKET E DO MOTOR NO EES	24
3.2.1 MISSÃO .....	24
3.2.2 SIMULAÇÃO NO OPENROCKET.....	24
3.2.3 SIMULAÇÃO NO EES .....	24
3.2.4 RESULTADOS .....	25
3.3 TANQUE DE OXIDANTE E CÂMARA DE COMBUSTÃO INTEGRADOS.....	26
3.3.1 TANQUE DE OXIDANTE .....	27
3.3.2 CÂMARA DE COMBUSTÃO .....	28
3.3.3 REVESTIMENTO E INTEGRAÇÃO DO TANQUE E DA CÂMARA DE COMBUSTÃO .	28
3.3.4 INJETOR MÓVEL.....	28
3.3.5 OBSTRUÇÃO DO INJETOR E IGNIÇÃO .....	29
<b>4 METODOLOGIA EXPERIMENTAL - PARTE 1</b> .....	<b>31</b>
4.1 TESTE DO INJETOR.....	31
4.1.1 TESTE 1 - NYLON, SILICONE E AR COMPRIMIDO .....	31
4.1.2 TESTE 2 - NYLON, SUPER COLA, AR COMPRIMIDO E ANEL SOLDADO .....	35
<b>5 REVISÃO DO PROJETO</b> .....	<b>38</b>
5.1 REFORMULAÇÃO DO ROCKET CANDY .....	38
5.2 VEDAÇÃO.....	39
5.3 INJETOR COM ANEL APARAFUSADO.....	40
5.4 SISTEMA DE IGNIÇÃO .....	40
<b>6 METODOLOGIA EXPERIMENTAL - PARTE 2</b> .....	<b>42</b>
6.1 FORMULAÇÃO DO ROCKET CANDY .....	42
6.2 APARATO EXPERIMENTAL .....	44
6.3 POSICIONAMENTO DO SKIB ELÉTRICO.....	45
6.4 TESTES ATÉ 8 BAR .....	47
6.5 TESTES COM ÓXIDO NITROSO.....	52
6.6 VASOS DE PRESSÃO DE PLA .....	55
<b>7 CONCLUSÃO E TRABALHOS FUTUROS</b> .....	<b>59</b>
<b>BIBLIOGRAFIA</b> .....	<b>61</b>
<b>APÊNDICES</b> .....	<b>62</b>
<b>A MEMORIAL DE CÁLCULO</b> .....	<b>63</b>
A.1 CÓDIGOS EES.....	63
A.1.1 DIMENSIONAMENTO DO MOTOR .....	63
A.1.2 DIMENSIONAMENTO DO FURO PASSANTE DO INJETOR.....	65
A.1.3 DIMENSIONAMENTO DO REVESTIMENTO DO TANQUE DO OXIDANTE .....	65



<b>B</b>	<b>DESENHOS TÉCNICOS .....</b>	<b>67</b>
B.1	INJETOR TESTE .....	67
B.2	MOTOR.....	69

# LISTA DE FIGURAS

1.1	Equipes reunidas na Spaceport America Cup (ERSA, 2018).	3
2.1	Volume de controle de um motor de foguete (MISHRA, 2017).	6
2.2	Impulso específico do par Parafina-N <sub>2</sub> O (SISI; GANY, 2014).	8
2.3	Processo de combustão híbrida controlada por difusão (SUTTON; BIBLARZ, 2010).	9
2.4	Taxa de regressão nos regimes híbridos (SUTTON; BIBLARZ, 2010).	12
2.5	Taxa de regressão do par Parafina-N <sub>2</sub> O (SISI; GANY, 2014).	13
2.6	Temperatura da câmara de combustão para o par Parafina-N <sub>2</sub> O (SISI; GANY, 2014).	14
2.7	DCL de um modelo bi-dimensional de foguete durante voo (MISHRA, 2017).	15
2.8	Componentes do motor (KARABEYOGLU, 2012).	17
2.9	Tensões resultantes em um vaso de pressão cilíndrico de parede fina (DOANE, 2018).	18
2.10	Tensões resultantes vaso de parede grossa (DOANE, 2018).	19
2.11	Bocal convergente divergente (ÖSTLUND, 2002).	21
3.1	Foguete simulado no OpenRocket.	24
3.2	Simulação do foguete no OpenRocket.	26
3.3	Modelo de motor de foguete.	27
3.4	Modelo de injetor móvel.	29
3.5	Modelo do injetor de teste com <i>rocket candy</i> .	30
4.1	Injetor de teste fabricado, sem anel soldado.	32
4.2	Materiais usados para vedação do injetor.	32
4.3	Nitrato de potássio e açúcar utilizados para fazer o <i>rocket candy</i> .	33
4.4	Ensaio montado para o teste.	33
4.5	Manufatura do <i>rocket candy</i> .	34
4.6	<i>Rocket candy</i> colocado na cavidade do injetor.	34
4.7	Injetor após a ignição do <i>rocket candy</i> .	35
4.8	Injetor com anel de alumínio soldado.	36
4.9	Montagem do segundo ensaio.	36
4.10	Injetor após a queima completa do <i>rocket candy</i> .	37
5.1	Frente de chama do <i>rocket candy</i> .	39
5.2	Vedação do injetor final.	39
5.3	Vedação do injetor de teste.	40

5.4	Skibs elétricos utilizados para ignição. ....	41
6.1	Misturas para teste de queima do Rocket Candy.....	42
6.2	Comparação das chamas dos rocket candys (Parte 1).....	43
6.3	Comparação das chamas dos rocket candys (Parte 2).....	43
6.4	Peças da estrutura experimental. ....	44
6.5	Estrutura experimental montada. ....	45
6.6	Skib posicionado no interior do rocket candy.....	46
6.7	Destroços de rocket candy em chamas. ....	46
6.8	Skib posicionado em cima do rocket candy.....	47
6.9	Rocket candy em chamas. ....	47
6.10	Compressor de 120 psi.....	48
6.11	Manômetro e válvula do compressor de 120 psi.....	48
6.12	Regulador de pressão de até 10 bar. ....	49
6.13	Experimento de até 8 bar montado, sem o skib.....	49
6.14	Rocket candy pré-moldado no injetor de teste. ....	50
6.15	Experimento pressurizado a 8 bar, com o skib. ....	50
6.16	Ignição do skib. ....	50
6.17	Início da queima do rocket candy.....	51
6.18	Queima do rocket candy. ....	51
6.19	Final da queima do rocket candy e desobstrução do canal injetor. ....	51
6.20	Aparato do experimento com N20 aproximado. ....	52
6.21	Aparato do experimento com N20 completo. ....	53
6.22	Teste 1 com N20. ....	54
6.23	Teste 2 com N20. ....	54
6.24	Teste 3 com N20 ....	54
6.25	Cavidade do rocket candy após a queima. ....	55
6.26	Vaso vertical (esquerda) e vaso horizontal (direita).....	56
6.27	Corpo de prova 14 com falha entre as camadas.....	57
7.1	Projeto final do motor híbrido.....	60

# LISTA DE TABELAS

3.1	Peso específico do par Parafina-N <sub>2</sub> O.....	23
3.2	Dados de input para a rotina no EES. ....	25
3.3	Dimensionamento preliminar do foguete.....	25
3.4	Dimensionamento preliminar do motor. ....	25
3.5	Propriedades do PLA.....	28
6.1	Resultados dos vasos de pressão. ....	57

# LISTA DE ABREVIATURAS

## Acrônimos

CRT	Capital Rocket Team
DARPA	Defense Advanced Research Projects Agency
DARE	Delft Aerospace Rocket Engineering
DCL	Diagrama de Corpo Livre
EES	Engeneering Equation Solver
HPDP	Hybrid propulsion Demosntration Program
HPT-UnB	Hybrid Propulsion Team da Universidade de Brasília
NASA	National Aeronautics and Space Administration
SARA	Satélite de Reentrada Atmosférica
UnB	Universidade de Brasília

# LISTA DE SÍMBOLOS E SIGLAS

## Símbolos Latinos

$A$	Área	[ $m$ ]
$a$	Velocidade do som	[ $m/s$ ]
$a$	Coefficiente de Lei de Potência da Taxa de Regressão	-
$C_F$	Coefficiente de Empuxo	-
$C^*$	Velocidade Característica	[ $m/s$ ]
$c_p$	Calor Específico a Pressão Constante	[ $J/kg - K$ ]
$c_v$	Calor Específico a Volume Constante	[ $J/kg - K$ ]
$D$	Diâmetro	[ $m$ ]
$D$	Força de Arrasto	[ $N$ ]
$d$	Diâmetro	[ $m$ ]
$d$	Diferencial Exata	-
$F$	Empuxo	[ $N$ ]
$G$	Fluxo Mássico por Unidade de Área	[ $kg/m^2 - s$ ]
$g$	Gravidade Local	[ $m/s^2$ ]
$h$	Entalpia	[ $J/kg$ ]
$I_t$	Impulso Total	[ $N - s$ ]
$I_s$	Impulso Específico	[ $s$ ]
$L$	Comprimento	[ $m$ ]
$M$	Número de Mach	-
$m$	Massa	[ $kg$ ]
$n$	Expoente da Lei de Potência para Taxa de Regressão	-
$n$	Número de Mols	-
$n$	Vetor Unitário na Direção Normal	-
$O/F$	Razão oxidante - combustível	-
$P$	Pressão	[ $Pa$ ]
$p$	Pressão	[ $Pa$ ]
$Q$	Calor	[ $J$ ]
$R$	Constante do Gás	[ $J/kg - K$ ]
$\dot{r}$	Taxa de regressão	[ $mm/s$ ]
$T$	Temperatura	[ $K$ ]
$t$	Tempo	[ $s$ ]

$t$	Espessura	[ $m$ ]
$t_b$	Tempo de Queima	[ $s$ ]
$V$	Velocidade	[ $m/s$ ]
$V$	Volume	[ $m^3$ ]
$v$	Volume	[ $m^3$ ]
$W$	Trabalho	[ $J$ ]

### Símbolos Gregos

$\gamma$	Razão de Calores Específicos	-
$\Delta$	Variação	-
$\epsilon$	Razão de Expansão	-
$\partial$	Derivada Parcial	-
$\rho$	Massa Específica	[ $kg/m^3$ ]
$\sigma$	Tensão	[ $Pa$ ]

### Subscritos

$a$	Propriedade do Ambiente
$b$	Propriedade da Superfície Exposta do Grão
$c$	Propriedade na Câmara de Combustão
$e$	Propriedade na Saída (Exaustão)
$f$	Propriedade do Combustível
$g$	Propriedade do Grão do Combustível
$o$	Propriedade do Oxidante
$p$	Propriedade do Propelente (Produto na Exaustão)
$p$	Propriedade da Porta do Grão
$p$	Propriedade dos Produtos
$r$	Propriedade dos Reagente
$t$	Propriedade na Garganta do Bocal

### Sobrescritos

.	Variação Temporal
---	-------------------

### Componentes Químicos

$C_{32}H_{66}$	Parafina
$CO_2$	Dióxido de Carbono
$H_2O$	Hidróxido de Hidrogênio/Água
$N_2O$	Óxido Nitroso

$N_2$  Nitrogênio Molecular

## **Siglas**

HPTB Polibutadienos líquidos hidroxilados

PLA Polímero Ácido Polilático

SC Superfície de Controle

VC Volume de Controle



# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1 Contextualização

Apresentado primeiramente na Rússia, em 1930, os foguetes a propelente híbrido obtiveram a maior parte de seu desenvolvimento e pesquisa nos Estados Unidos, mas não receberam atenções sérias até os anos 60. A primeira motivação ao estudo deste tipo de sistema de propulsão é o caráter não explosivo do combustível, o que conduz à segurança na manufatura e na operação (BERTOLDI, 2007).

Na metade dos anos 50, dois significantes avanços neste tipo de tecnologia foram obtidos. Um deles foi pela General Electric, envolvendo o uso de 90% peróxido de hidrogênio e polietileno. Esse esforço foi bem-sucedido, pois a combustão foi relativamente homogênea e com alta eficiência, rachaduras no grão combustível não tiveram efeitos na combustão, a uniformidade longitudinal da queima foi extraordinária. Além disso, a operação do motor foi fácil, usando uma simples válvula para o controle do propelente líquido (MOORE, 1959).

Em 1995, a *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) e a *Defense Advanced Research Projects Agency* (DARPA) iniciaram o programa *Hybrid propulsion Demonstration Program* (HPDP). Um foguete propulsado por um motor híbrido mais robusto foi desenvolvido e testado. O motor produziu 1,1 MN de empuxo por 15 segundos. Com o programa HPDP, várias versões baseadas na tecnologia HTPB-N<sub>2</sub>O eram produzidas e testadas. Seguindo com o desenvolvimento deste sistema propulsivo, em 2002, a empresa Lockheed lançou o seu foguete híbrido HYSR, com o motor baseado na configuração de propelentes HTPB/LOx com 264 kN de empuxo (SURMACZ; RARATA, 2009).

Shin et al. (2005) relembram que os foguetes híbridos recuperaram o foco não somente pela excelente segurança no processo de combustão como também pela vantagem nos custos de desenvolvimento, em contrapartida ao seu baixo impulso específico e eficiência menos flexível. Deste modo, inúmeros pesquisadores estão focados no estudo do aumento da flexibilidade da eficiência dos motores híbridos e no melhoramento da taxa de regressão.

O projeto brasileiro do Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA) foi teoricamente avaliado

pelo Hybrid Propulsion Team da Universidade de Brasília (HPT-UnB) que sugeriu a utilização da tecnologia de propulsão híbrida para para o sistema de indução de reentrada da plataforma. As características preliminares do motor capaz de cumprir a missão foram obtidas teoricamente por código de otimização multidisciplinar e multivariável, via algoritmos genéticos. O sistema foi proposto para dois tipos de oxidante específicos, o óxido nítrico e o peróxido de hidrogênio, ambos formando par propelente com a parafina sólida (CÁS et al., 2012).

Há diversos estudos sobre diferentes pares de combustível-oxidante a fim de entender e comparar as variadas possibilidades de escolha. Esses estudos almejam, também, encontrar as diferentes equações de taxa de regressão para esses pares, incluindo o par parafina-N<sub>2</sub>O (SISI; GANY, 2014).

Algumas equipes de foguetemodélismo de universidades brasileiras, como a Capital Rocket Team (CRT) da UnB, utilizam propulsão híbrida em seus foguetes. No entanto, utilizam conjuntos robustos de tanque de oxidante, válvulas e câmara de combustão em seus motores, trazendo um elevado peso ao sistema.

## 1.2 Vantagens e Desvantagens

As principais vantagens dos sistemas de propulsão híbrida são: maior segurança contra explosão ou detonação durante a fabricação, armazenamento e operação; recursos de partida-parada-reinicialização; relativa simplicidade que pode se traduzir em baixo custo geral do sistema em comparação a propelentes líquidos; no geral, possuem impulso específico mais alto do que os motores de foguete sólido e impulso específico de densidade mais alto do que os motores bipropelentes líquidos e a capacidade de mudança de impulso em uma ampla gama sob demanda (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

Entre as desvantagens dos sistemas híbridos estão: o consumo constante do grão sólido, com alteração da área de queima na câmara de combustão e, conseqüentemente, das propriedades da chama; geometrias sólidas relativamente complicadas são necessárias com resíduos de combustível significativos e inevitáveis (lascas) que reduzem a fração de massa e podem variar de forma imprevisível com estrangulamento aleatório; propenso a grandes amplitudes, flutuações de pressão de baixa frequência (denominado *Chugging*); possibilidade de *blow back* para o tanque de oxidante durante queimas irregulares; e as descrições presentes estão incompletas, tanto para taxas de regressão de combustível sólido quanto para efeitos de dimensionamento de motores de grandes sistemas híbridos (resultando em parte de suas configurações de projeto de grão interno relativamente complicadas). Embora as rachaduras no componente sólido do propelente híbrido possam não ser tão catastróficas quanto nos motores sólidos, a área de superfície total influencia na liberação do propelente e as áreas de queima expostas podem mudar de forma imprevisível durante a operação do foguete em alguns dos projetos mais complicados (SUTTON, 2017).

## 1.3 Motivação

Tendo em vista o cenário de desenvolvimento de motores de foguetes a propelentes híbridos cada vez mais considerável, a motivação deste trabalho é justamente facilitar esse processo por meio de redução de custos e simplificação de processos complexos, o que tornaria possível a realização de testes e implementação de otimizações de modo a tornar os motores híbridos mais eficientes.

Também há o interesse de que o foguete projetado participe de competições de foguete-modelismo como a Cobruf Rockets no Brasil, onde participam até 20 equipes universitárias brasileiras, e a Spaceport America Cup nos Estados Unidos, onde participam até 150 equipes universitárias a nível global, Fig. 1.1. Nesse trabalho, focaremos apenas no desenvolvimento da parte de propulsão do foguete, com um projeto apenas preliminar de estrutura e aerodinâmica. Projetos mais aprofundados de aerodinâmica, estrutura e aviônica não serão contemplados por ora.



Figura 1.1: Equipes reunidas na Spaceport America Cup (ERSA, 2018).

## 1.4 Objetivos

### 1.4.1 Objetivo Geral

Este trabalho tem como o objetivo realizar um estudo experimental para desenvolver um motor de foguete híbrido, com maior viabilidade econômica e implementar mecanismos que tornam o motor mais acessível, seguro, eficiente e leve.

### 1.4.2 Objetivos Específicos

Os objetivos específicos são:

- Projetar o tanque de oxidante e a quantidade necessária de revestimento de polímero de impressão 3D;
- Fazer o projeto inicial do motor utilizando o software EES;
- Fazer o projeto inicial do foguete utilizando o software OpenRocket;
- Projetar o injetor móvel e validar o mecanismo de fixação;
- Dimensionar o bocal convergente-divergente;
- Criar uma solução para a montagem modular do foguete.

# Capítulo 2

## Revisão Bibliográfica

Neste capítulo, são apresentados os principais conceitos teóricos que envolvem o projeto de um motor de foguete a propelente híbrido, o que inclui a balística interna e externa e o equacionamento utilizado para o dimensionamento dos componentes do motor.

### 2.1 Balística interna

#### 2.1.1 Motores a Jato e Empuxo

Motores a jato, como os de foguetes e os turbofans de aviões, são projetados a partir da Terceira Lei de Newton e, por isso, também são chamados de motores à reação. O seu princípio de funcionamento é expelir a grandes velocidades massas de propelente (produtos/combustíveis/oxidantes). Ao expelir essa massa em uma direção, o motor é empurrado no sentido contrário. O empuxo é essa força gerada. Para obter o valor do empuxo, é necessário considerar um volume de controle (VC) e aplicar um equilíbrio de momento como explicita a Eq. (2.1). A Figura 2.1 apresenta uma esquematização do VC do motor de foguete, em que surge uma força oposta à direção de ejeção do propelente.

$$\frac{d}{dt} \int_{CV} \rho V_x dV + \int_{CS} V_x (\rho V_x \cdot n) dA = \sum F_x. \quad (2.1)$$

Desse modo, ao considerar o regime permanente e o desenvolvimento da Eq. (2.1), conclui-se que:

$$F = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e, \quad (2.2)$$

em que  $F$  é o empuxo,  $\dot{m}$  é o fluxo de massa do propelente,  $V_e$  é a velocidade de saída no bocal,  $P_e$  é a pressão no plano de saída do bocal,  $P_a$  é a pressão ambiente e  $A_e$  é área de saída do bocal.

Em um regime ideal, a pressão de saída dos gases é igual à pressão ambiente, fazendo com que o último termo da Eq. 2.2 seja nulo, simplificando para:

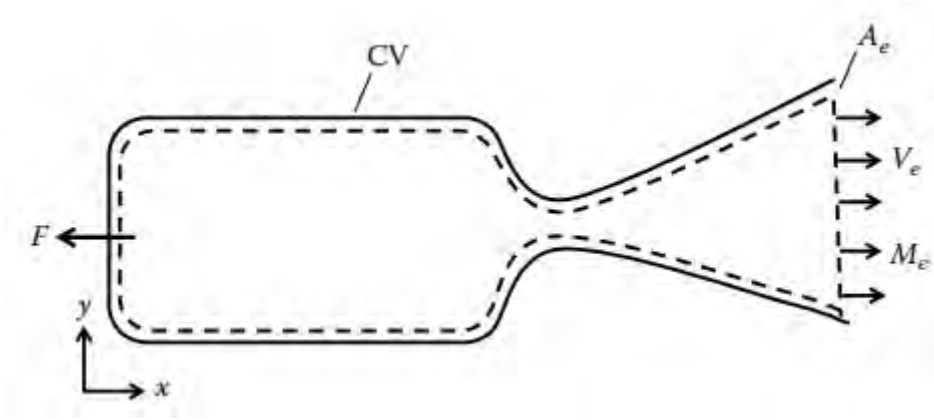


Figura 2.1: Volume de controle de um motor de foguete (MISHRA, 2017).

$$F = \dot{m}V_e. \quad (2.3)$$

Dessa forma, vemos que há dois jeitos de aumentar o empuxo gerado por um motor, aumentando a vazão mássica de propelente ou aumentando a velocidade de saída dos gases.

O coeficiente de empuxo  $C_F$  é um parâmetro adimensional bastante utilizado para determinar a eficiência da tubeira de um foguete. Esse parâmetro permite relacionar o empuxo ( $F$ ), a pressão na câmara de combustão ( $P_c$ ) e a área da garganta no bocal ( $A_t$ ), conforme a expressão:

$$C_F = \frac{F}{P_c A_t}. \quad (2.4)$$

Dessa forma, o empuxo para um motor de foguete pode ser escrito como:

$$F = C_F P_c A_t. \quad (2.5)$$

### 2.1.2 Velocidade de Saída

A velocidade de saída no bocal ( $V_e$ ), desconsiderando as perdas de energia ao longo do escoamento na tubeira, pode ser calculada da seguinte forma:

$$V_e = \sqrt{\frac{RT_c}{M} \left( \frac{2\gamma}{\gamma-1} \right) \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\left( \frac{\gamma-1}{\gamma} \right)} \right]}, \quad (2.6)$$

onde  $R$  é a constante universal dos gases ideais,  $T_c$  é a temperatura na câmara de combustão,  $M$  é a massa molar dos gases aquecidos,  $P_c$  é a pressão na câmara de combustão e  $\gamma$  é a razão dos calores específicos do propelente a pressão e volume constantes.

### 2.1.3 Velocidade Característica

A velocidade característica  $C^*$  é outro parâmetro de eficiência bastante utilizado em motores de foguetes. Pode ser mensurada pela fórmula:

$$C^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_p}, \quad (2.7)$$

sendo  $P_c$  a pressão na câmara de combustão,  $A_t$  a área da garganta no bocal e  $\dot{m}$  é a vazão mássica de propelente ejetada, dada por:

$$\dot{m} = \dot{m}_o + \dot{m}_f, \quad (2.8)$$

onde  $\dot{m}_o$  é a vazão mássica de oxidante e  $\dot{m}_f$  é a vazão mássica de combustível.

### 2.1.4 Impulso Específico

Para uma lançamento de foguete ocorrer, o foguete precisa conseguir vencer a inércia e isso é feito por meio da expansão e ejeção de propelente no bocal, que gera uma força na direção contrária, denominada empuxo,  $F$ , como descrito anteriormente. O impulso total,  $I$ , dado pela expressão (2.9) descreve a variação da quantidade de movimento que ocorre durante a aceleração do foguete.

$$I = \int F dt = \int_0^{t_b} \dot{m}_p V_{eq} dt, \quad (2.9)$$

em que  $\dot{m}$  é o fluxo de massa de propelente ejetado,  $t_b$  é o tempo de queima do combustível e  $V_{eq}$  é a velocidade efetiva de exaustão.

Considerando um empuxo constante no tempo, o impulso total pode ser dado por:

$$I = Ft_b. \quad (2.10)$$

O impulso específico ( $I_{sp}$ ) é mais uma das grandezas que determinam a performance de um motor de foguete e pode ser escrito da seguinte forma:

$$I_{sp} = \frac{I}{m_p g}, \quad (2.11)$$

onde  $g$  é a aceleração da gravidade na superfície da Terra. A unidade de medida do impulso específico é segundos.

Para o par parafina-N<sub>2</sub>O, Sisi e Gany (2014) encontraram as curvas de impulso específico vs O/F presentes na Fig.2.2.

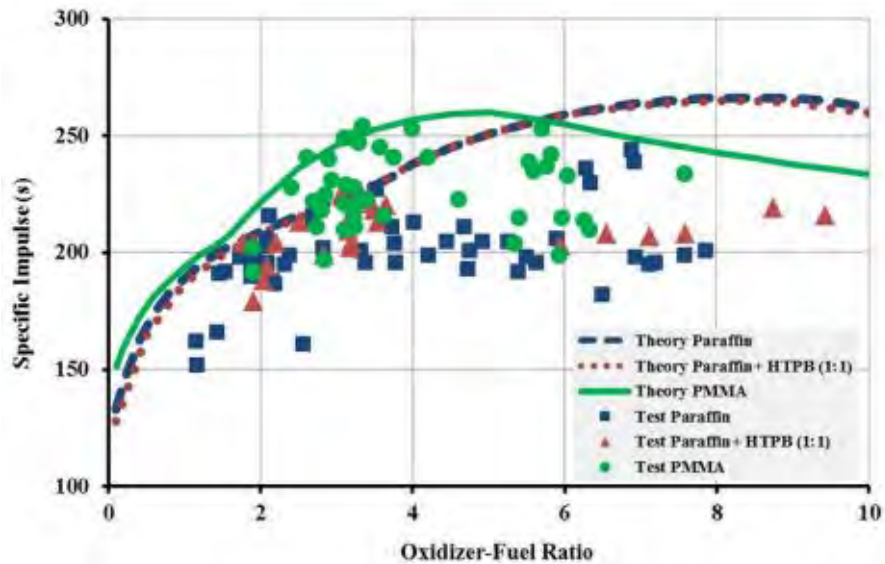


Figura 2.2: Impulso específico do par Parafina- $N_2O$  (SISI; GANY, 2014).

### 2.1.5 Motores Híbridos

Um motor de foguete híbrido é aquele em que os propulsores líquidos e sólidos ou gasosos e sólidos podem ser usados simultaneamente. Por exemplo, o oxidante pode estar em fase líquida, enquanto o combustível pode estar em fase sólida. Várias combinações de combustíveis sólidos/líquidos e oxidantes líquidos/sólidos têm sido usados por pesquisadores para o projeto e desenvolvimento de motores de foguete híbridos. No entanto, o líquido oxidante e combustível sólido são preferidos no projeto de motores de foguete híbridos (MISHRA, 2017).

Como o grão combustível na configuração híbrida clássica não contém oxidante, os processos de combustão ocorrem na fase gasosa e, portanto, a regressão da superfície do combustível é marcadamente diferente de um motor de foguete sólido. Porque o combustível sólido deve vaporizar antes que ocorra a combustão, a regressão da superfície do combustível é intrinsecamente relacionado com o acoplamento da dinâmica dos fluidos da porta de combustão e o calor transferido para a superfície do grão combustível (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

A combustão híbrida representada pela Fig. 2.3 é iniciada quando o combustível vaporizado é transportado da superfície aquecida para a zona de chama por convecção. De modo simultâneo, o oxidante injetado na câmara de combustão é direcionado para zona de chama por meio de difusão turbulenta. Na camada limite a chama se estabiliza considerando a razão estequiométrica de oxidante e combustível (O/F) necessária para que a combustão ocorra.



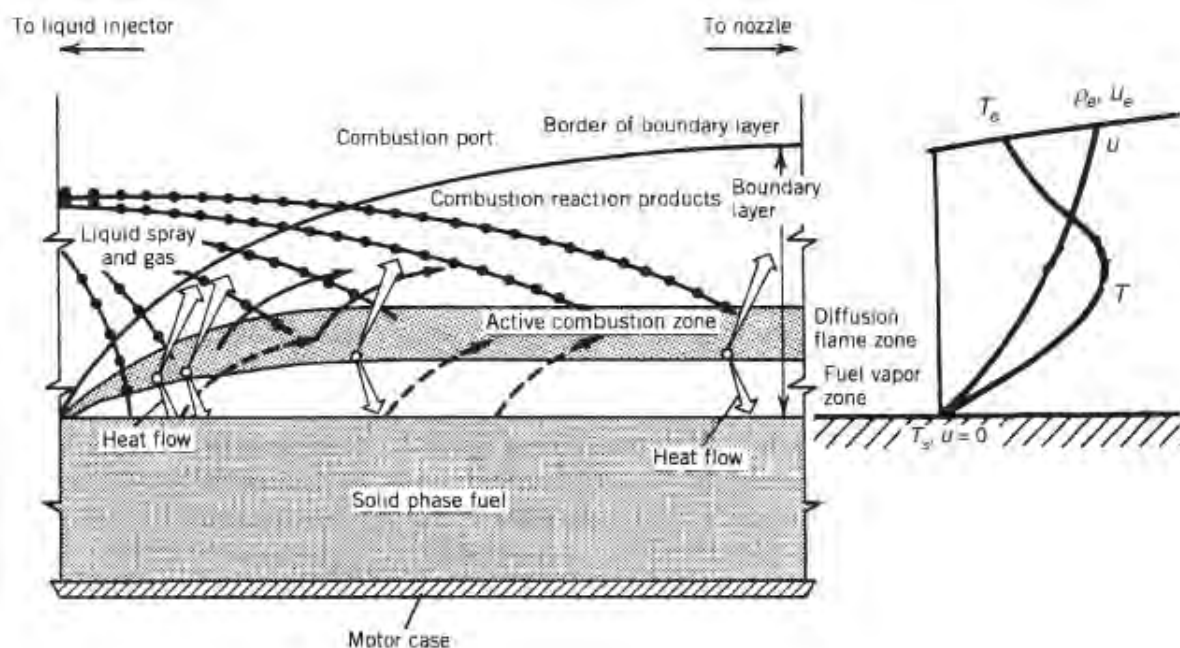


Figura 2.3: Processo de combustão híbrida controlada por difusão (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

De acordo com Mishra (2017), a altura da chama da superfície do grão de combustível sólido depende da taxa de regressão do grão de combustível, da velocidade de fluxo do oxidante, da taxa de difusão do combustível vaporizado e do oxidante. Mas a espessura da chama depende da taxa de reação, que é influenciada pela câmara pressão, temperatura do grão de combustível sólido e também o gás de fluxo livre e ingredientes do combustível.

### 2.1.6 Teoria Clássica da Combustão Híbrida

A teoria clássica da combustão híbrida, também conhecida como modelo da difusão limitada (MARXMAN, 1965) foi desenvolvida com o objetivo de prever a taxa de regressão do combustível sólido. Alguns parâmetros iniciais foram assumidos como:

- Operação em regime permanente.
- Configuração de grão simples.
- Sem reações exotérmicas no grão sólido (sem oxidante no estágio sólido).
- O oxidante entra na porta como um gás uniforme.
- Nenhuma transferência de calor para o ar ambiente através das paredes do foguete.
- Todos os efeitos cinéticos são desprezados.
- A zona de chama possui espessura infinitesimal.

- Nenhum oxidante abaixo da zona da chama.
- A camada limite é turbulenta.

Para obter a taxa de regressão do combustível é necessário realizar um balanço de energia na superfície sólida, de modo que o calor total transferido por convecção e radiação pode ser expresso por

$$\dot{Q}_w = \dot{m}_F A_b \Delta H_v = \rho_F A_b \dot{r} \Delta H_v, \quad (2.12)$$

onde  $\dot{Q}_w$  é o calor total transferido,  $\dot{m}_F$  é fluxo mássico do combustível queimado,  $A_b$  é a área da superfície exposta do grão combustível,  $\rho_F$  é a densidade do combustível,  $\dot{r}$  é a taxa de regressão e  $\Delta H_v$  é o calor da troca de fase sólida para gasosa, o qual é necessário para aumentar a temperatura do grão da temperatura ambiente para a da superfície.

### 2.1.7 Razão O/F

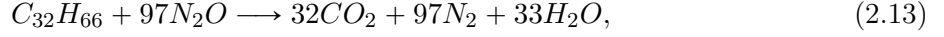
O óxido nitroso ( $N_2O$ ) oferece muitas vantagens inerentes como um pequeno propulsor de satélite. É um incolor, não gás liquefeito tóxico com sabor levemente adocicado e odor. Não é corrosivo e pode ser usado com materiais estruturais comuns. O óxido nitroso é estável e comparativamente não reativo em temperaturas normais, por exemplo, ozônio, hidrogênio, halogênios, metais alcalinos, etc. É decomposto em nitrogênio e oxigênio por aquecimento acima de  $520^\circ\text{C}$ . : a composição química do produtos de decomposição ( $36,3\%O_2 + 63,7\%N_2$ ) é semelhante ao do ar. A reação de decomposição pode ser acelerado por um catalisador. Uma vez que toda a gama de funções de propulsão pode ser coberto por um propulsor auto-pressurizante, multi- sistemas de propulsão de modo podem ser previstos para satisfazer uma requisitos de missão de grande variedade. Tais sistemas poderiam empregar diferentes tipos de propulsores alimentados por óxido nitroso de um único tanque de armazenamento com design simples (ZAKIROV et al., 2001).

A cera de parafina é uma mistura sólida cristalina de hidrocarbonetos de cadeia linear (normal) variando de  $C_2O$  a  $C_{30}$  e possivelmente superior, ou seja,  $CH_3(CH_2)_nCH_3$  onde  $n \geq 18$ . Distingue-se pelo seu estado sólido a temperaturas normais ( $25^\circ\text{C}$ ,  $77^\circ\text{F}$ ) e baixa viscosidade ( $35\text{--}45$  SUS a  $99^\circ\text{C}$ ,  $210^\circ\text{F}$ ) quando fundido. No entanto, em contraste com a cera de petróleo, o petrolato (vaselina), embora sólido em temperaturas normais, de fato contém hidrocarbonetos sólidos e líquidos. É essencialmente uma cera microcristalina, dúctil e de baixo ponto de fusão. A composição química de uma cera de parafina alcanco típica compreende hidrocarbonetos com a fórmula geral  $C_nH_{2n+2}$ . O grau de ramificação tem uma influência importante nas propriedades (SPEIGHT, 2019).

Com base nessas características, oxidante e o combustível escolhidos para compor o propelente do foguete híbrido construído foram o  $N_2O$  e a parafina, em seus estados líquido e sólido, respectivamente. Desse modo, é preciso encontrar a relação O/F que satisfaz a estequiometria da combustão completa do  $N_2O$  e da parafina.

A relação estequiométrica de combustão de  $N_2O$  com a parafina pode ser escrita da seguinte

forma:



em que os produtos da reação são gás carbônico ( $CO_2$ ), nitrogênio ( $N_2$ ) e água ( $H_2O$ ).

A razão O/F pode ser determinada por meio da razão entre o fluxo de massa do oxidante e o fluxo de massa do combustível dados pelas Eq. (2.14) e (2.15), respectivamente.

$$\dot{m}_o = A_p G_o, \quad (2.14)$$

sendo  $A_p$  a área da porta do combustível sólido e  $G_o$  o fluxo de massa de oxidante por unidade de área.

$$\dot{m}_f = A_b \rho_F \dot{r}, \quad (2.15)$$

onde  $A_b$  é a área de queima da superfície do combustível,  $\rho_F$  é a densidade do combustível e  $\dot{r}$  é a taxa de regressão do combustível.

Na relação (2.13) foi considerado uma parafina com 32 carbonos em sua composição molecular. Com a relação estequiométrica balanceada e as massa molares do  $N_2O$  e C e H é possível calcular a razão O/F por meio da seguinte expressão:

$$O/F = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F} = \frac{n_{N_2O} M_{N_2O}}{n_C M_C + n_H M_H}, \quad (2.16)$$

onde  $\dot{m}_o$  e  $\dot{m}_f$  são as taxas de queima de oxidante e de combustível,  $n_{N_2O}$ ,  $n_C$  e  $n_H$  são os números de mol de óxido nitroso, carbono e hidrogênio e  $M_{N_2O}$ ,  $M_C$  e  $M_H$  são as massas molares do óxido nitroso, carbono e hidrogênio, respectivamente.

### 2.1.8 Taxa de Regressão

A taxa de regressão é um parâmetro chave tanto para combustível sólido quanto para motores de foguetes híbridos. A formulação e microestrutura de combustível à base de parafina são diferentes daquelas de parafina ou polímero, resultando em características de taxa de regressão diferentes. A combustão do combustível sólido nos motores de combustão híbrida é caracterizada pela combustão por difusão localizada na camada limite turbulenta. Assim, as taxas de regressão local em diferentes distâncias axiais são geralmente muito diferentes umas das outras devido à diferença significativa na natureza da camada limite (LIU et al., 2020).

Atualmente a fórmula criada por Marxman (1965) é a mais aceita na engenharia para descrever a lei da taxa de regressão do combustível sólido em foguetes híbridos, em que:

$$\dot{r} = a G_o^n x^m. \quad (2.17)$$

De acordo com Surmacz e Rarata (2009), esta fórmula caracteriza a derivada do raio da porta interna em função fluxo de massa do oxidante ( $G_o$ ) e a coordenada axial ( $x$ ). É também a fórmula da taxa de regressão do combustível. Os coeficientes balísticos:  $a$ ,  $n$ ,  $m$  são determinados a partir

de experimentos. Para combustíveis poliméricos puros, estes os parâmetros dependem apenas da composição do oxidante do combustível, não da pressão da câmara. Pressão dependência aparece apenas no caso de adição de metal e oxidante sólido. Em geral, o eixo fator de coordenada é omitido ( $m = 0$ ). A fórmula de Marxman agora é simplificada para

$$\dot{r} = aG_o^n. \quad (2.18)$$

Segundo Marxman (1965), a taxa de regressão do combustível depende principalmente de  $G$ , o fluxo de massa total. Porque  $G$  em alguma localização  $x$  depende tanto do fluxo do oxidante entrando na porta de combustão, como de todo o combustível injetado a montante na distância  $x$ , a taxa de regressão local depende da taxa de regressão em todos os locais a montante. Além disso,  $G$  diminui à medida que a área da porta aumenta durante a queima. Portanto, espera-se que a regressão geralmente aumente com a posição axial ao longo do combustível grãos, diminuindo com o tempo (CHIAVERINI et al., 2007).

Sutton e Biblarz (2010) explica que na figura 2.4 são três regimes distintos em função do aumento da massa-fluxo-velocidade no fluxo livre ( $G = \rho v$ , vazão mássica total do oxidante). No regime de baixo fluxo de massa, os fenômenos de transferência de calor por radiação se manifestam na forma de efeitos de pressão e diâmetro, na transmissividade óptica do gás propulsor, efeitos que também podem surgir de qualquer carga de metal presente (no “limite de fusão” o grão combustível pode derreter, carbonizar ou sofrer decomposição no subsolo; a faixa intermediária representa a transferência de calor e massa totalmente turbulentos, e a dependência da taxa de regressão em  $G$  é consistente com os resultados tradicionais de difusão convectiva; na extremidade superior resulta da cinética da fase gasosa em reações químicas são aparentes, e um tipo diferente de dependência de pressão aparece (o “limite de inundação” ocorre quando a chama é extinta pela alta taxas de fluxo do oxidante e depende da pressão e da reatividade química do propulsores).

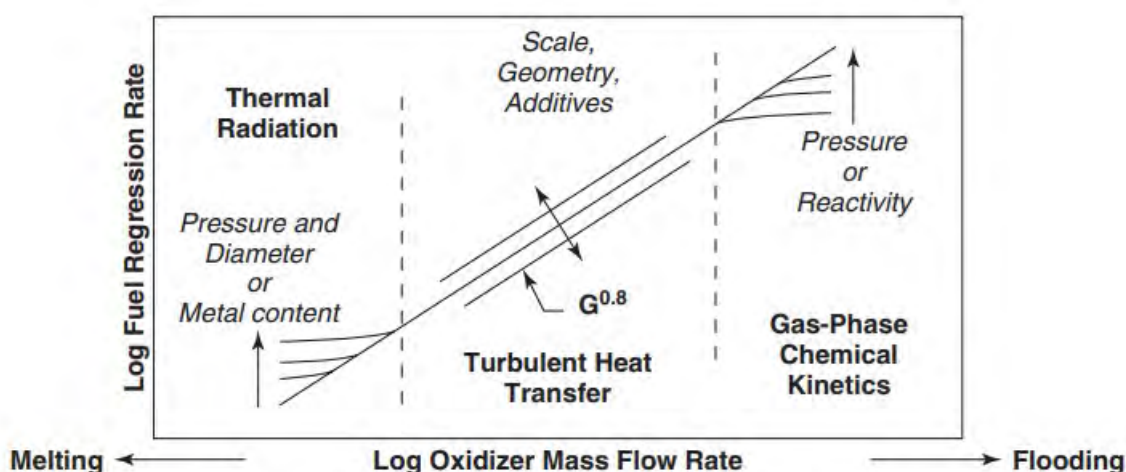


Figura 2.4: Taxa de regressão nos regimes híbridos (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

Para Marquardt e Majdalani (2019) os pontos-chave que seriam úteis para aqueles interessados na modelagem da taxa de regressão de foguetes híbridos e sua implementação prática podem ser resumidas da seguinte forma:

- A teoria de Marxman (1965) é baseada na suposição de que a difusão de oxidante e combustível na chama estabelece o processo de limitação de taxa na combustão híbrida e leva a previsões adequadas nas pressões moderadas e fluxos de massa que acompanham a operação em estado estacionário da maioria motores híbridos.
- Para híbridos clássicos não metalizados, a taxa de regressão de combustível depende de  $G^{0,8}$ , mas não sob pressão.
- A radiação aparece como uma correção secundária, mas não deve ser negligenciada em fluxos de massa baixos ou para combustíveis metalizados ou outros com alto teor de fuligem.
- A maioria das melhorias no modelo inicial de difusão limitada, além do tratamento com radiação, leva a pequenas correções no resultado final e normalmente podem ser ignorados.
- Numerosos modelos alternativos de taxa de regressão foram formulados para serem mais precisos para condições de operação cineticamente limitadas.

Para o par parafina- $N_2O$ , Sisi e Gany (2014) encontraram as curvas de taxa de regressão presentes na Fig.2.5, resultando na função da taxa de regressão presente na Eq. (2.19).

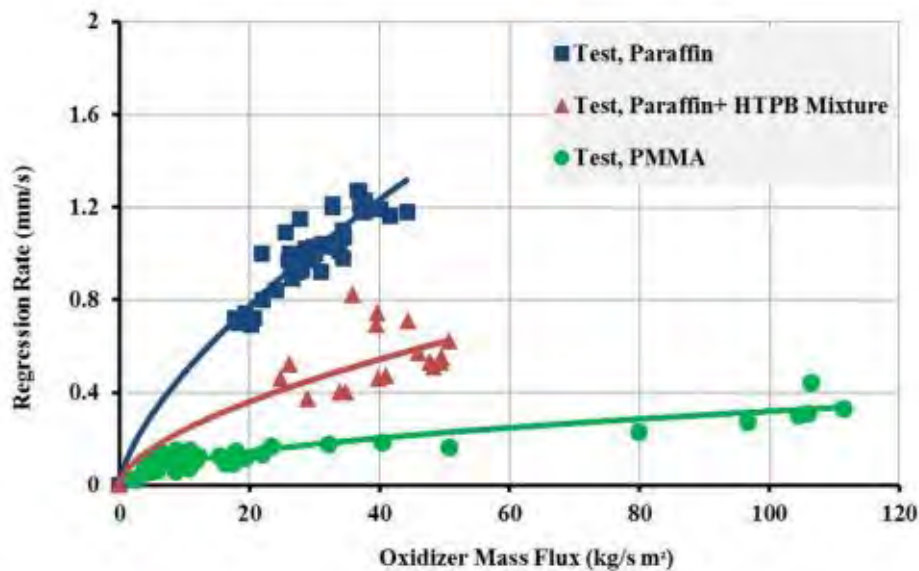


Figura 2.5: Taxa de regressão do par Parafina- $N_2O$  (SISI; GANY, 2014).

$$\dot{r} = 0,104G_o^{0,67} \quad (2.19)$$

### 2.1.9 Temperatura da Câmara de Combustão

A temperatura de combustão é um outro fator importante, que influenciará diretamente na velocidade de saída dos gases, conforme visto na Eq. (2.6). Para o projeto do motor, é considerada a temperatura adiabática da chama, que é obtida a partir da Primeira Lei da Termodinâmica, onde:

$$\Delta h = Q - W = 0, \quad (2.20)$$

uma vez que não há trabalho sendo realizado (paredes rígidas) e não há troca de calor entre o sistema e o ambiente (adiabático). Assim,

$$h_r = h_p \quad (2.21)$$

$$\sum_{i=1}^N n_{r_i} h_{r_i} = \sum_{j=1}^M n_{p_j} h_{p_j},$$

onde os subscritos  $r$  e  $p$  correspondem aos reagentes e aos produtos, respectivamente,  $n$  é o número de mol e  $h$  é a entalpia total (incluindo a entalpia de formação).

A partir desse equacionamento, é encontrada a temperatura em que a equação é satisfeita, sendo essa a temperatura de chama adiabática.

Para o par parafina- $N_2O$ , Sisi e Gany (2014) encontraram as curvas de temperatura da câmara de combustão vs O/F presentes na Fig.2.6.

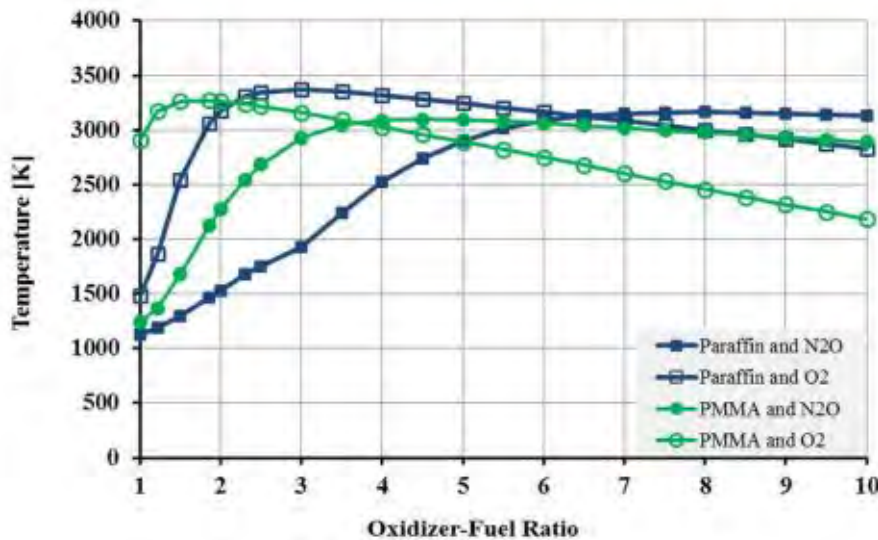


Figura 2.6: Temperatura da câmara de combustão para o par Parafina- $N_2O$  (SISI; GANY, 2014).

## 2.2 Balística Externa

A balística externa é uma ciência da mecânica baseada em estabilidade de movimento, teoria da vibração e aerodinâmica, sobre a moderna teoria de controle e tecnologia de computador. Em por outro lado, está intimamente relacionado com a medição tecnologia. A balística externa trata do voo, especialmente balas, bombas de gravidade, bomba de aviação, foguete, míssil e similares. Tradicionalmente, a balística externa apenas estuda o comportamento do projétil e fornece o projeto de trajetória simples e tabelas de disparo. Alguns métodos de controle como o controle

tolerante a falhas acionado por dados, controle robusto, e assim por diante, foram aplicados em este campo. Recentemente, a balística externa tem sido amplamente estudada nas áreas de pesquisa como cálculo de trajetória, estabilidade de voo, análise de perturbação inicial, disseminação, trajetória controlável, otimização integral de design, tecnologia experimental e identificação de parâmetros. Especialistas e professores apresentam uma série de novos projetos sobre este assunto (ZHANG et al., 2014).

Durante o voo de um foguete a massa total diminui devido ao consumo de propelente. Existem diversas forças que atuam em um foguete durante sua trajetória de voo como o empuxo, a força gravitacional, o arrasto, forças laterais, de controle e levantamento, que podem alterar a direção que o foguete irá percorrer. A Fig. 2.7 apresenta um diagrama de corpo livre (DCL) com base em um modelo bi-dimensional das forças atuantes durante o voo de foguete.

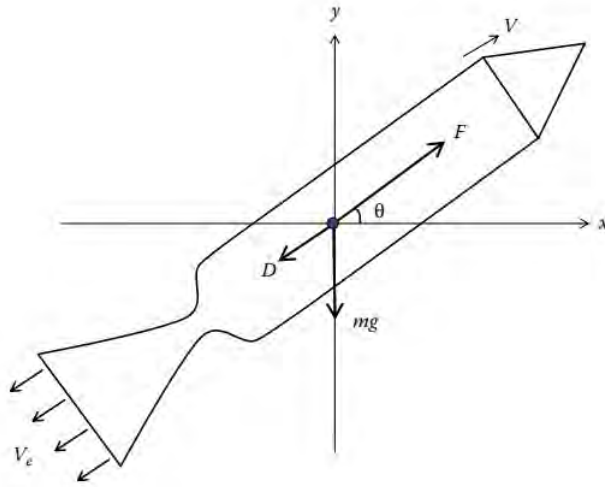


Figura 2.7: DCL de um modelo bi-dimensional de foguete durante voo (MISHRA, 2017).

Ao aplicar a segunda lei de Newton no DLC da Fig. 2.7 e assumir que direção de voo do foguete é a mesma direção do empuxo:

$$m \frac{dV}{dt} = F - D - mg \cos \theta, \quad (2.22)$$

em que  $m$  é a massa instantânea do foguete,  $V$  é a velocidade,  $F$  é o empuxo,  $D$  é a força de arrasto,  $g$  é a aceleração da gravidade e  $\theta$  é o ângulo entre a direção do veículo e a direção horizontal.

A massa instantânea ( $m$ ) do foguete pode ser determinada por:

$$m = m_o - (\dot{m}_p)t = m_o \left( 1 - PF \frac{t}{t_b} \right), \quad (2.23)$$

onde  $t$  é o tempo instantâneo,  $t_b$  é o tempo total de queima,  $m_o$  é a massa inicial do foguete,  $m_p$  é a massa inicial de propelente e  $PF = m_p/m_o$  é a razão de propelente.

Ao substituir a equação (2.23) na expressão (2.22), realizar as devidas manipulações algébricas

e escrever em termos de  $PF$  tem-se:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{(PF/t_b)V_{eq}}{\left[1 - PF\frac{t}{t_b}\right]} - \frac{\frac{1}{2}C_d\rho V^2 A}{\left[m_o\left(1 - PF\frac{t}{t_b}\right)\right]} - g\cos\theta, \quad (2.24)$$

sendo  $V_{eq}$  é a velocidade efetiva de exaustão,  $C_d$  o coeficiente de arrasto,  $\rho$  a densidade do fluido no qual o corpo se desloca e  $A$  a área frontal da seção transversal do corpo.

A altura total a ser atingida por um foguete pode ser estimada considerando a soma da altura alcançada durante o tempo de queima do combustível  $h_b$  com a altura adicional devido a energia cinética acumulada após o consumo de todo o combustível  $h_c$ .

$$h_b = V_o t_b + V_{eq} t_b \left[ \frac{1}{MR - 1} \ln \left( \frac{1}{MR} \right) + 1 \right], \quad (2.25)$$

onde  $V_o$  é a velocidade inicial e  $MR = m_o/m_b$  é a razão de massa do foguete.

$$h_c = \frac{V_b^2}{2g}, \quad (2.26)$$

em que  $V_b$  é a velocidade atingida ao final do consumo de todo o combustível.

Dessa forma determina-se que:

$$h_t = h_b + h_c, \quad (2.27)$$

sendo  $h_t$  altura total a ser atingida por um foguete.

## 2.3 Componentes do Motor

Assim como os sistemas de propulsão bipropelentes líquidos ou gelificados, os mono-propulsores e motores de foguetes sólidos, sistemas de propulsão de foguetes híbridos usam energia liberado da combustão de combustível e oxidante para gerar empuxo. Em foguetes híbridos, no entanto, os propulsores são fisicamente separados e armazenados em diferentes fases. Por exemplo, de maneira convencional (às vezes chamado de clássico ou típico) os motores híbridos usam um grão de combustível sólido e um oxidante líquido. O oxidante líquido é injetado no grão de combustível sólido, às vezes primeiro através de uma câmara de pré-combustão que serve para vaporizar o oxidante e permite que ele entre a porta de combustão de forma não preferencial. O combustível gasoso pirolisado e o oxidante reagem ao longo do comprimento do grão de combustível, e no fim da câmara de combustão a mistura definitiva é consumida. Os gases quentes do produto são então expelidos pelo bocal para gerar empuxo (CHIAVERINI et al., 2007).

Os componentes do motor de um foguete híbrido representados pela Fig.2.8 podem ser resumidos em:

- Sistema de pressurização.
- Tanque de oxidante.



- Injetor.
- Câmara de combustão.
- Bocal convergente divergente.

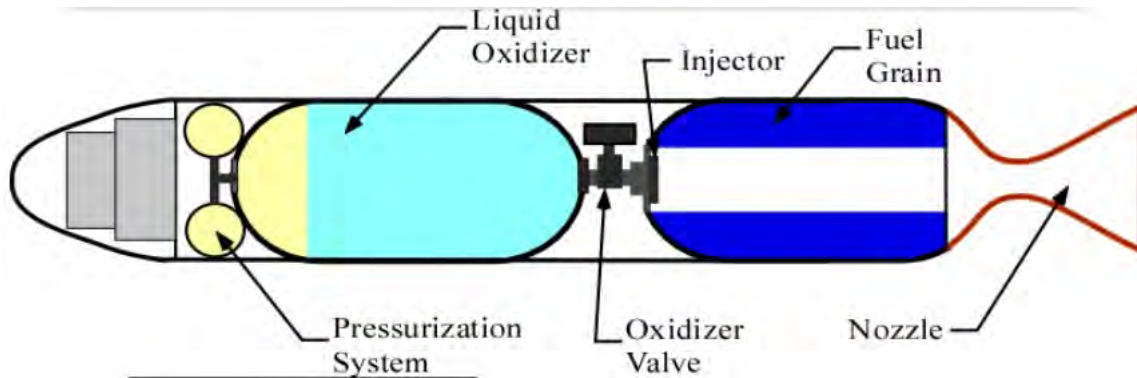


Figura 2.8: Componentes do motor (KARABEYOGLU, 2012).

### 2.3.1 Sistema de Pressurização

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

### 2.3.2 Tanque de Oxidante

Em sistemas de motores de foguetes bipropelentes líquidos, os propelentes são geralmente armazenados em um tanque de oxidante e um tanque de combustível dentro do foguete. Sistemas de motores de foguete monopropelente têm, é claro, apenas um tanque de propelente. Geralmente existem também um ou mais tanques de gás de alta pressão, sendo o gás usado para pressurizar o tanques propulsores. No entanto, existem esquemas de pressurização de tanque usando gás aquecido do motor sem a necessidade de um tanque de armazenamento de gás pesado de alta pressão. Os tanques podem ser organizados em uma variedade de maneiras, e o design, a forma e a localização do tanque podem ser usados para exercitar algum controle sobre a mudança na localização do centro de gravidade do veículo. Os materiais comuns do tanque são alumínio, aço inoxidável, titânio, liga de aço e plásticos reforçados com fibra com revestimento interno fino

impermeável de metal para evitar vazamento através dos poros das paredes reforçadas com fibra (SUTTON; BIBLARZ, 2010).

O tanque de oxidante pode ser dimensionado de forma análoga a um vaso de pressão. Ao considerar uma geometria cilíndrica, existem duas categorias de classificação para um vaso de pressão: parede fina ou parede grossa.

Para um vaso de pressão cilíndrico de parede fina a espessura ( $t$ ) da parede deve ser menor ou igual a 10% do raio, o que implica em assumir uma tensão uniformemente distribuída na parede do vaso com um erro praticamente desprezível. A Fig.2.9 demonstra as tensões resultantes da pressão interna em um vaso de pressão cilíndrico de parede fina.

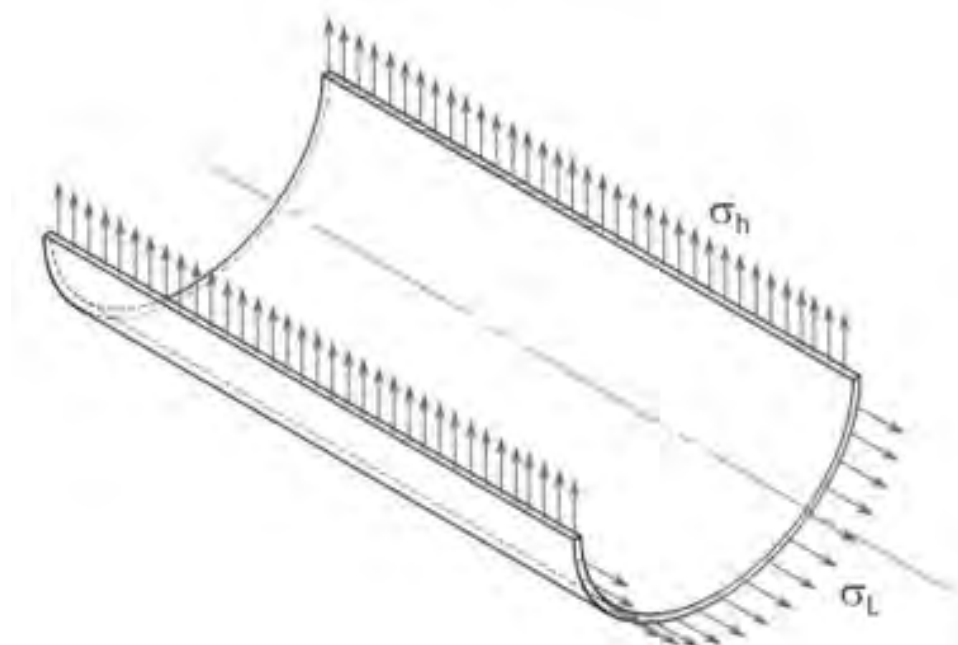


Figura 2.9: Tensões resultantes em um vaso de pressão cilíndrico de parede fina (DOANE, 2018).

As tensões tangencial ( $\sigma_h$ ) e longitudinal ( $\sigma_L$ ) podem ser calculadas pelas expressões (2.28) e (2.29), respectivamente.

$$\sigma_h = \frac{pD}{2t}, \quad (2.28)$$

onde  $p$  é a pressão interna e  $D$  é o diâmetro interno e  $t$  é a espessura da parede.

$$\sigma_L = \frac{pD}{4t}. \quad (2.29)$$

Para um vaso de pressão cilíndrico de parede grossa a espessura ( $t$ ) da parede deve ser maior que 10% do raio, o que implica em assumir uma tensão não uniforme distribuída na parede do vaso. A Fig. 2.10 demonstra as tensões resultantes da pressão interna em um vaso de pressão cilíndrico de parede grossa.

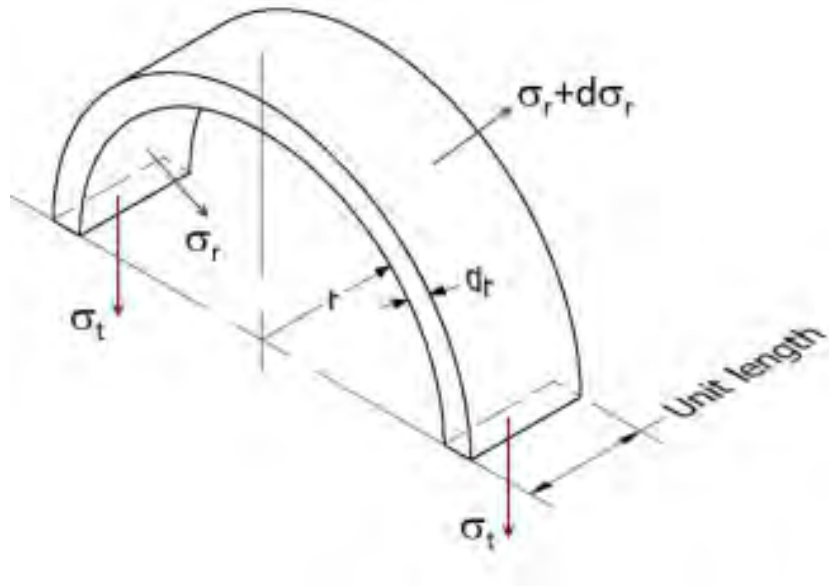


Figura 2.10: Tensões resultantes vaso de parede grossa (DOANE, 2018).

As tensões tangencial ( $\sigma_t$ ) e radial ( $\sigma_r$ ) podem ser calculadas pelas expressões (2.30) e (2.31), respectivamente.

$$\sigma_t = \frac{a^2 p_i - b^2 p_o}{b^2 - a^2} + \frac{a^2 b^2 (p_i - p_o)}{(b^2 - a^2) r^2}, \quad (2.30)$$

em que  $a$  é o raio interno,  $b$  é o raio externo,  $p_i$  é a pressão interna e  $p_o$  é a pressão externa.

$$\sigma_r = \frac{a^2 p_i - b^2 p_o}{b^2 - a^2} - \frac{a^2 b^2 (p_i - p_o)}{(b^2 - a^2) r^2}. \quad (2.31)$$

### 2.3.3 Injetor

Características de injeção de oxidante são significativas para o motor de foguete híbrido, porque durante todo processo de combustão o desempenho será severamente afetado pela entrada de fluxo de oxidante. Devido ao padrão simples de estrutura, processamento conveniente e baixo custo, as placas injetoras de orifício são amplamente utilizadas em motores de foguete híbridos. No entanto, a taxa de regressão da superfície do grão combustível devido queima na operação pode alterar a eficiência de combustão do motor de foguete híbrido em diferentes momentos. Assim, os padrões de injetores de oxidante devem ser razoavelmente projetado para manter a eficiência média de combustão em um nível relativamente alto em todo o processo de combustão (TIAN et al., 2022).

A injeção direta é preferencial em projetos envolvendo motores de pequeno porte com uma única porta de combustão, que deve ser sempre a escolha ideal nesse sistema propulsivo. Nos motores com grandes diâmetros, e envolvendo portas múltiplas, é preciso uma pré-câmara para vaporizar o oxidante e promover uma condição de entrada uniforme nas diversas câmaras de combustão (HUMBLE et al., 1995).

### 2.3.4 Câmara de Combustão

Mishra (2017) afirma que o processo de combustão em um motor de foguete híbrido é bastante diferente do da combustão do propelente sólido devido ao fato de que o grão combustível de um motor de foguete híbrido não contém qualquer oxidante. O processo envolvido durante a queima do propelente híbrido é bastante complexo, o que não é completamente compreendido até hoje, porque os processos físicos como vaporização, difusão de espécies, mistura e transferência de calor não só para combustível sólido, mas também para oxidante líquido ocorrem juntamente com a liberação de calor, devido a reações químicas exotérmicas globais durante a combustão. O combustível líquido sendo injetado na câmara de combustão logo a montante do grão combustível é convertido em spray e, posteriormente, é vaporizado devido para a transferência de calor da zona de combustão através de todas as três transferências de calor modos, ou seja, condução, convecção e radiação.

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

### 2.3.5 Bocal Convergente-Divergente

O desempenho dos motores de foguete é altamente dependente do projeto aerodinâmico do bocal convergente-divergente, os principais parâmetros de projeto são a forma do contorno e a razão de área. O design ideal dos bicos tipo sino tradicionais para determinadas condições de operação (ou seja, câmara e pressões ambientais) já é suportado por ferramentas precisas e validadas. No entanto, durante a operação em pressões da câmara abaixo da pressão de projeto, o fluxo não será totalmente anexado, mas separado. A linha de separação se moverá em direção à saída do bico à medida que o pressão da câmara aumenta (durante a partida) ou quando a pressão ambiente diminui (durante os veículos subida). Diferentes tipos de cargas dinâmicas ocorrem no bocal quando o fluxo é separado, o mais conhecido destes sendo o chamado *side-load*, que tem atraído a atenção de muitos pesquisadores (ÖSTLUND, 2002).

A Fig. 2.11 demonstra uma esquematização de bocal convergente divergente, explicitando suas principais propriedades termo-físicas.

Östlund (2002) explica que o bocal começa no ponto em que o diâmetro da câmara começa a diminuir. A área de fluxo é a primeira reduzido dando uma aceleração subsônica (número de Mach  $< 1$ ) do gás. A área diminui até o mínimo (área da garganta). Nesse ponto, a velocidade do gás corresponde a um número Mach = 1. Em seguida, o bocal acelera o fluxo supersônico (número de Mach  $> 1$ ) fornecendo um caminho de área de fluxo crescente. De forma simplificada, o bocal usa a pressão gerada na câmara de combustão,  $P_c$ , para aumentar o empuxo e acelerar o gás de combustão a uma alta velocidade supersônica.

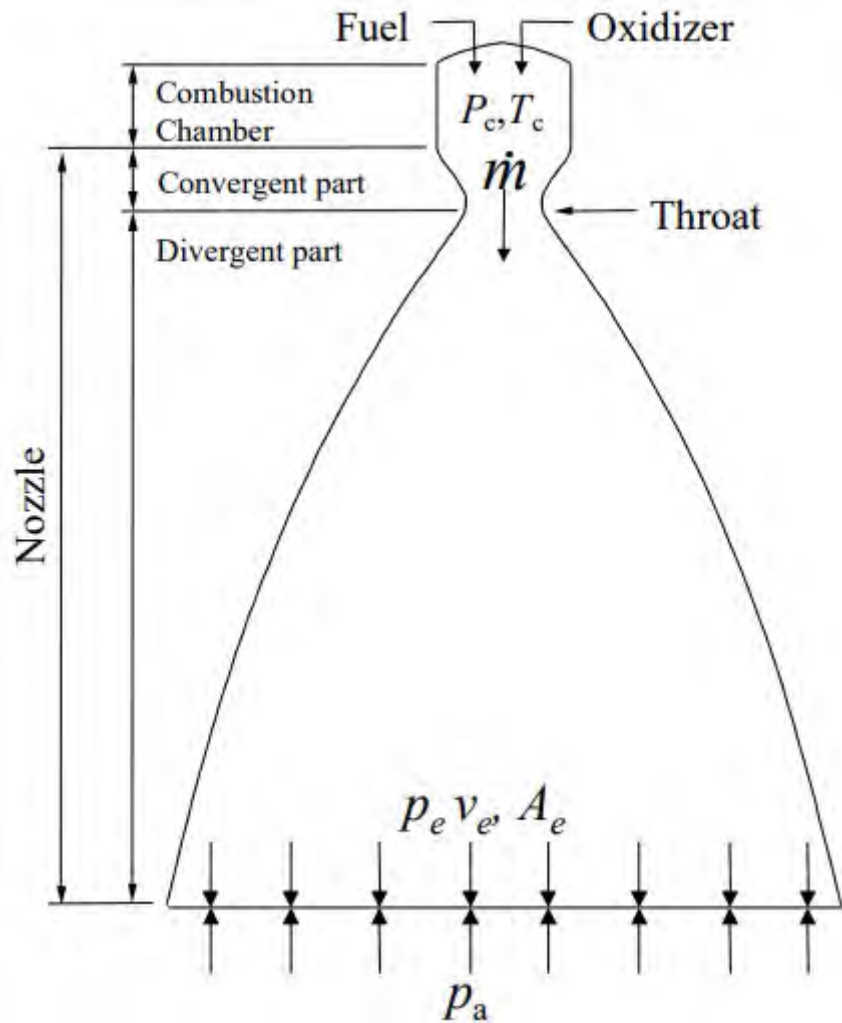


Figura 2.11: Bocal convergente divergente (ÖSTLUND, 2002).

Em um projeto de bocal convergente-divergente a velocidade do propelente na garganta deve ser igual a Mach 1. A razão de área ( $\frac{A_t}{A_e}$ ) e a razão de expansão ( $\epsilon$ ) definidas pelas Eq. (2.32) e (2.33) são os parâmetros responsáveis por estabelecer essa condição na garganta do bocal convergente divergente.

$$\frac{A_t}{A_e} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\left(\frac{1}{\gamma-1}\right)} \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\left(\frac{1}{\gamma}\right)} \sqrt{\left(\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}\right) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\left(\frac{\gamma-1}{\gamma}\right)}\right]}, \quad (2.32)$$

onde  $A_t$  é a área da garganta,  $A_e$  é a área no plano de saída do bocal,  $\gamma$  é razão de calores específicos do propelente,  $P_e$  é a pressão de saída e  $P_c$  é a pressão da câmara.

$$\epsilon = \frac{A_e}{A_t}. \quad (2.33)$$

A velocidade do som,  $a$ , é calculada por:

$$a = \sqrt{\gamma R \frac{T_c}{M}} \quad (2.34)$$

A área da garganta, por sua vez, é calculada de forma que os gases atinjam a velocidade do som, Mach = 1. A vazão mássica de propelente e a área da garganta se relacionam por meio da expressão:

$$\dot{m} = A_t \frac{P_c}{a} \sqrt{\gamma^2 \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\left( \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)}} \quad (2.35)$$

## Capítulo 3

# Projeto Preliminar do Motor

Este capítulo é destinado ao projeto preliminar do motor híbrido. Um dos problemas para a concepção de um motor híbrido é a variação das suas propriedades durante o tempo de queima. Isso, porque o grão combustível é consumido, ao passo que oxidante líquido também é consumido no tanque, alterando a geometria da câmara de combustão, a área de queima, a pressão do oxidante, a pressão da câmara, etc. Para o projeto preliminar, todas as propriedades (pressão, empuxo, impulso, etc.) serão consideradas constantes e médias. Após os testes experimentais dos primeiros protótipos, o projeto será ajustado e calibrado.

### 3.1 Par Combustível-Oxidante

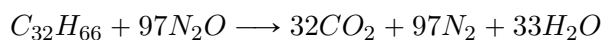
Conforme exposto nos capítulos anteriores, foi definido o par parafina-N<sub>2</sub>O como os propelentes do motor. A densidade do par está apresentada na Tabela 3.1 e a taxa de regressão é dada pela Eq. (2.19).

Tabela 3.1: Peso específico do par Parafina-N<sub>2</sub>O

Componente	Peso específico (kg/m <sup>3</sup> ) a 27°C
Parafina	900
N <sub>2</sub> O	744

$$\dot{r} = 0,104G_o^{0,67}$$

A partir da Equação (2.13), temos que a razão O/F no balanceamento estequiométrico é de 9,47.



## 3.2 Missão e Simulação do Foguete no OpenRocket e do Motor no EES

### 3.2.1 Missão

O motor a ser desenvolvido será utilizado por um foguete que participará das competições universitárias de foguetemodelismo, como a Cobruf no Brasil e a Spaceport America Cup nos Estados Unidos. Foi escolhida a missão de 3 km para o foguete. Nessas competições, o foguete deve alcançar o apogeu mais próximo possível à missão escolhida, sendo penalizado por diferenças de altura acima ou abaixo do apogeu.

### 3.2.2 Simulação no OpenRocket

Um foguete preliminar, Fig. 3.1, foi desenvolvido no software *open source* OpenRocket a fim de se obter estimativas de peso e dimensões do foguete e do motor, bem como os parâmetros de impulso e tempo de queima do motor. Foi realizado, então, um processo iterativo entre as simulações do foguete no OpenRocket e do motor no EES, com a retroalimentação de dados entre eles.



Figura 3.1: Foguete simulado no OpenRocket.

Tomou-se o cuidado para que houvesse uma margem estática maior do que 1 calibre. A velocidade máxima foi de Mach 0,92 (transônico).

### 3.2.3 Simulação no EES

Foi desenvolvida uma rotina no software Engineering Equation Solver (EES) para os cálculos do motor, que pode ser encontrada no apêndice A na seção A.1.1. Foram consideradas propriedades médias e constantes. Os dados de input estão apresentados na Tabela 3.2 e foram definidos a partir da iteração com o OpenRocket e das propriedades encontradas por Sisi e Gany (2014) (apresentadas nos capítulos anteriores).

Os dados de tempo de queima e pressão na câmara de combustão são estimados com base em benchmarking de motores semelhantes. A temperatura da chama é a temperatura adiabática estequiométrica.



Tabela 3.2: Dados de input para a rotina no EES.

<b>Propriedade</b>	<b>Valor</b>
Massa do foguete (kg)	5,8
Empuxo desejado (N)	853,2
Impulso Específico (s)	270
$G_o$ (kg/m <sup>2</sup> s)	100
Tempo de queima (s)	5
Temperatura da chama (K)	3238
Pressão de saída (atm)	1
Pressão na câmara (bar)	30
Razão O/F	9,47
$\gamma$	1,219

### 3.2.4 Resultados

Os resultados para o dimensionamento preliminar do foguete e do motor estão apresentados nas Tabelas 3.3 e 3.4 e na Fig. 3.2.

Tabela 3.3: Dimensionamento preliminar do foguete.

<b>Propriedade</b>	<b>Valor</b>
Tamanho (mm)	1150
Diâmetro (mm)	150
Apogeu (m)	2774
Massa (kg)	5,8
Velocidade máxima (m/s)	309
Velocidade máxima (Mach)	0,92
Aceleração máxima (m/s <sup>2</sup> )	105
Aceleração máxima (g)	10,7
Margem estática (calibres)	1,03
Tempo para o apogeu (s)	21,1
Tempo total de vôo (s)	52

Tabela 3.4: Dimensionamento preliminar do motor.

<b>Propriedade</b>	<b>Valor</b>
Empuxo (N)	693,5
Impulso (Ns)	4266
$\dot{m}$ (kg/s)	0,322
$\dot{m}_o$ (kg/s)	0,291
$\dot{m}_f$ (kg/s)	0,031

$\dot{r}$ (mm/s)	2,275
Velocidade de saída (m/s)	2152
Diâmetro de saída (mm)	30,6
Diâmetro da garganta (mm)	14,1
Diâmetro interno do grão (mm)	60,9
Diâmetro interno final do grão (mm)	72,0
Comprimento do grão (mm)	78,5
$C_F$	1,469
$C^*$ (m/s)	1465
$\epsilon$	4,66
Massa de $N_2O$ (kg)	1,457
Massa de parafina (kg)	0,146
Diâmetro externo do motor (mm)	100
Comprimento do tanque (mm)	294
Comprimento do motor (mm)	350
Massa total do motor (kg)	1,604

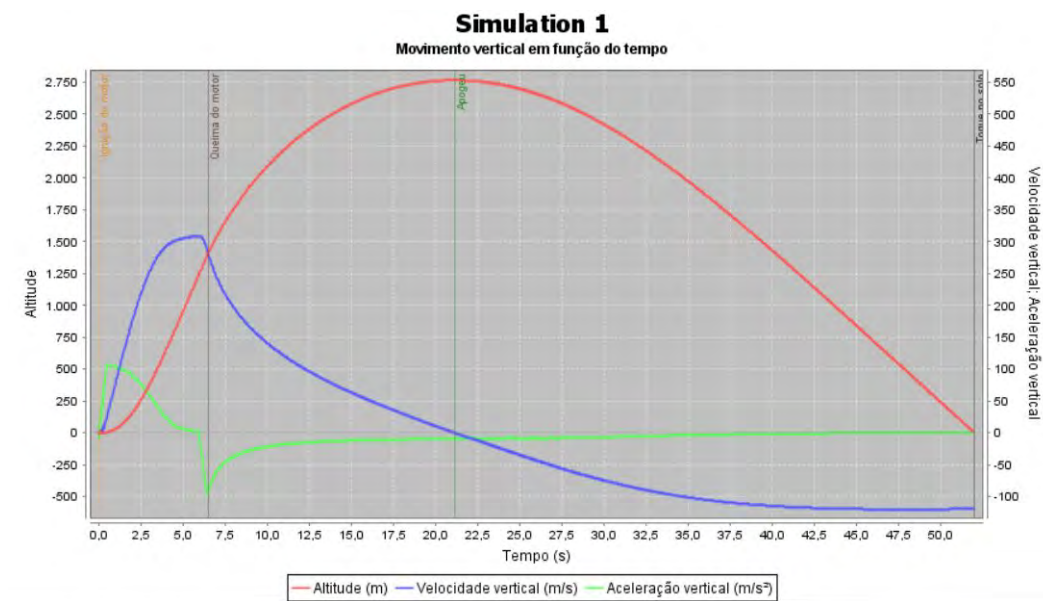


Figura 3.2: Simulação do foguete no OpenRocket.

### 3.3 Tanque de Oxidante e Câmara de Combustão Integrados

Conforme foi apresentado na Fig. 2.8, motores híbridos sólido-líquido geralmente apresentam um robusto tanque de oxidante, uma válvula, um injetor e uma câmara de combustão (onde se

encontra o grão do combustível) separados. Para esse projeto, o objetivo é simplificar esse *assembly*, fazendo um sistema mais simples, mais barato e mais leve. O motor possuirá o tanque de oxidante e a câmara de combustão integrados, separados por uma placa injetora móvel, Fig. 3.3.

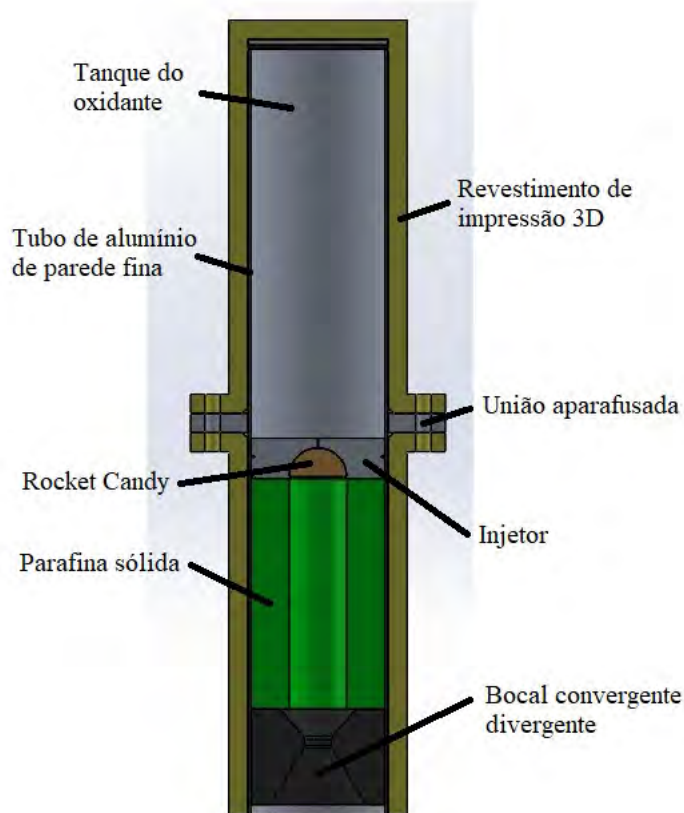


Figura 3.3: Modelo de motor de foguete.

### 3.3.1 Tanque de Oxidante

Assim como foi apresentado anteriormente, o oxidante óxido nítrico,  $N_2O$ , elimina a necessidade de um sistema de pressurização, fazendo a autopressurização do tanque a aproximadamente 55 bar.

O tanque será abastecido por meio de uma válvula instalada na sua tampa superior e, conforme o líquido entra no tanque e o pressuriza, ele desloca a placa injetora (com sua saída obstruída) para baixo, até ela encostar no grão de parafina, onde será posteriormente fixado.

A parte superior do tanque abastecido conterá  $N_2O$  na fase gasosa, que funcionará como uma mola para empurrar o oxidante pela placa injetora quando a saída do injetor for desobstruída.

O sistema será modelado como um vaso de pressão e sua rotina já está desenvolvida, conforme o apêndice A na seção A.1.3. No entanto, antes do dimensionamento em si, testes experimentais de vasos de pressão revestidos com impressão 3D serão realizados em laboratório na UnB para validar a metodologia.

Todo o motor, incluindo o tanque de oxidante e a câmara de combustão, será montado dentro

de um único tubo de alumínio de parede fina, revestido com impressão 3D de PLA e uma camada externa de fibra de vidro. Todas as partes serão desmontáveis, para possibilitar a inspeção e a manutenção.

### 3.3.2 Câmara de Combustão

A função principal da câmara de combustão no motor híbrido é alojar o grão de combustível e realizar a queima do par combustível-oxidante em seu interior.

Essa seção também será projetada como um vaso de pressão.

### 3.3.3 Revestimento e Integração do Tanque e da Câmara de Combustão

Uma outra inovação do projeto consiste em utilizar uma impressora 3D para imprimir o revestimento exterior do tubo de alumínio de parede fina, de modo a suportar a pressão dentro do tanque de oxidante. Essa opção foi escolhida porque facilitaria o processo de fabricação e melhoraria o desempenho do foguete devido a redução de peso. O dimensionamento será feito como um vaso de pressão, conforme foi feito no apêndice A na seção A.1.3.

Outra vantagem de utilizar a impressão 3D é que seria possível imprimir o revestimento em 2 ou mais partes e dessa forma realizar uniões entre as partes de maneira facilitada. Logo, o tanque do oxidante e a câmara de combustão estariam integrados ao mesmo tempo que permitiria a montagem e desmontagem do motor sempre que necessário.

Outra função desse revestimento será de integrar o motor ao foguete propriamente dito.

O PLA possui as propriedades mecânicas apresentadas na Tabela 3.5.

Tabela 3.5: Propriedades do PLA.

<b>Propriedade</b>	<b>Valor</b>
Ponto de fusão (°C)	155
Tensão de escoamento (MPa)	24,8
Módulo de elasticidade (GPa)	1,89
Densidade (kg/m <sup>3</sup> )	1240
Custo (R\$/kg)	98

### 3.3.4 Injetor móvel

A última inovação tem como finalidade a simplificação do processo de enchimento do tanque do oxidante. O uso de um injetor móvel que se deslocasse para dentro do tanque conforme é realizado o abastecimento com oxidante poderia trazer alguns benefícios como a possibilidade de remover o injetor se fosse necessário e o controle da quantidade desejada de oxidante sem a necessidade da utilização de um sistema mais complexo que incluísse válvulas e sensores.

O deslocamento do injetor móvel poderia ser viabilizado com o uso de orings de borracha encaixados na lateral do injetor, de modo que não houvesse contato de metal com metal, além de possuir função de vedação. A folga calculada permitiria que a pressão exercida pelo oxidante empurrasse o injetor para baixo até que atingisse a posição desejada e fosse fixado por meio de algum mecanismo de trava. A Figura 3.4 apresenta o modelo descrito para o injetor móvel.

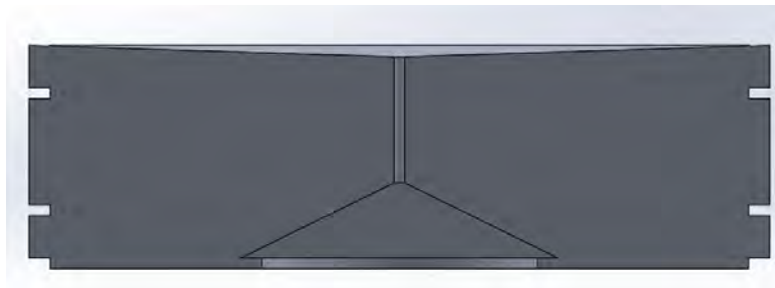


Figura 3.4: Modelo de injetor móvel.

Espera-se que o mecanismo de funcionamento do injetor seja puramente mecânico e químico, o que reduziria a chance de falha e aumentaria a segurança do sistema, pois não haveria risco de ignição por fios elétricos. Porém, poderia ser de interesse a automação do processo de enchimento do tanque por meio da instalação de um sensor na parede do motor que enviasse um sinal que cortasse o abastecimento do tanque quando o injetor chegasse a sua posição final.

A partir dos dados do dimensionamento do motor, como as pressões do tanque e da câmara de combustão e da vazão mássica de oxidante, foi possível dimensionar o diâmetro do furo de injetor, de 2 mm, com o uso da rotina feita no EES disponível no apêndice A na seção A.1.2.

A parte superior do injetor será levemente inclinada em direção ao furo, para facilitar o direcionamento do oxidante ao furo. A parte inferior contará com uma cavidade conoidal para a inserção do ignitor (*rocket candy*) e um anel soldado para a fixação do ignitor. Nas laterais, há rasgos para os anéis de borracha.

### 3.3.5 Obstrução do Injetor e Ignição

Os propulsores  $KNO_3$ -Açúcar, também conhecidos como *rocket candy*, formam um grupo de sólidos simples, baratos e seguros que são usados extensivamente como propelentes em comunidades de estudantes e amadores de foguetes. Uma das composições mais frequentemente usadas é  $KNO_3$ -sorbitol (KNSB) com uma proporção típica de 65/35 em massa. Esta composição é amplamente utilizada pela Delft Aerospace Rocket Engineering (DARE) para pequenos experimentos de lançamentos, incluindo o voo recorde do Stratos I em 2009 a 12,3 km de altitude. No entanto, a qualidade do propelente KNSB tem sido inconsistente: a densidade do propulsor é ocasionalmente abaixo de 85% em combinação com grandes defeitos de superfície. Além de uma taxa de rejeição de grãos muito alta, o que resultou em várias falhas explosivas de novos motores experimentais nos últimos anos (ADENIYI et al., 2021).

O *rocket candy* será utilizado no nosso motor com dois princípios: ajudar na obstrução do

oxidante e dar a ignição inicial para a combustão do par parafina- $N_2O$ . Será utilizado um *rocket candy* de nitrato de potássio com açúcar de cozinha, em uma proporção mássica de 65/35.

Para a obstrução do oxidante, será utilizado um fio de nylon passando por dentro do furo do injetor, colado e vedado com silicone ou super cola. Abaixo dele, virá uma grande camada de *rocket candy* endurecido e apoiado por um anel soldado.

No momento do lançamento, o *rocket candy* será ignitado (método ainda a ser definido). Com o consumo do *rocket candy*, a pressão do tanque de oxidante empurrará o fio de nylon para fora do furo, desobstruindo a passagem e iniciando a vazão de oxidante para a câmara de combustão. A primeira porção de oxidante será ignitada pelo *rocket candy* ainda em chamas e todo o processo de queima do motor será iniciado.

A Figura 3.5 demonstra um protótipo de injetor para teste em bancada, que consistirá em validar o seguinte procedimento:

1. Colocar o fio de nylon no furo e vedar com silicone ou super cola;
2. Depositar o *rocket candy* na cavidade inferior do injetor e esperar a solidificação;
3. Pressurizar o lado rosqueado com ar comprimido;
4. Iniciar a ignição do *rocket candy*;
5. Verificar se a passagem do oxidante foi liberada ao final da queima do *rocket candy*;
6. Refazer o experimento com óxido nítrico.

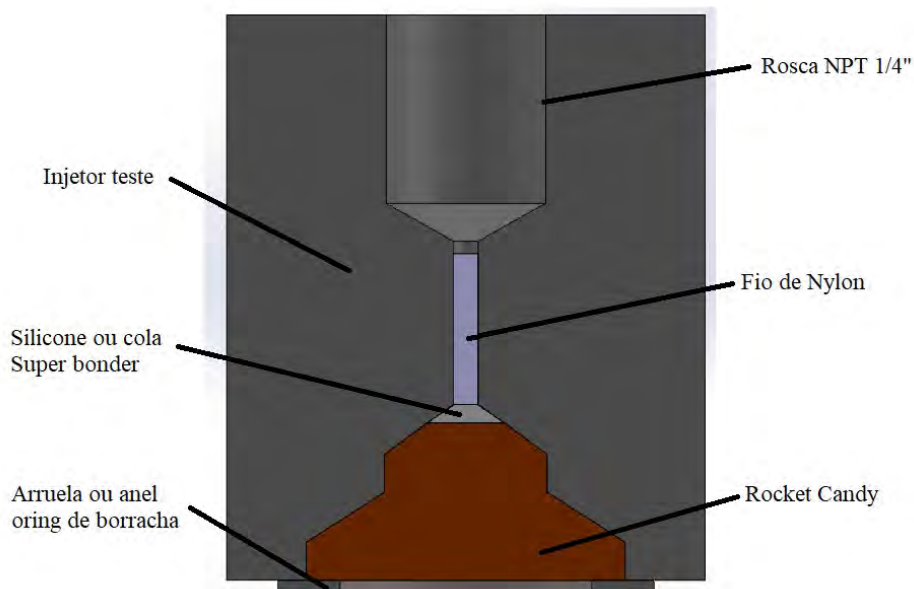


Figura 3.5: Modelo do injetor de teste com *rocket candy*.

# Capítulo 4

## Metodologia Experimental - Parte 1

### 4.1 Teste do Injetor

Conforme explicado no final do último capítulo, um protótipo de injetor foi fabricado para testes em bancada, conforme a geometria apresentada na Fig. 3.5. Os testes foram realizados na Universidade de Brasília, campus do Gama (UnB - Gama).

#### 4.1.1 Teste 1 - Nylon, silicone e ar comprimido

O primeiro teste foi realizado utilizando um fio de nylon de 1,8 mm de espessura, fixado e vedado com silicone Tek Bond transparente. Não havia, no entanto, o anel de alumínio soldado.

Materiais utilizados:

1. Injetor de teste em alumínio sem anel soldado, Fig.4.1;
2. Fio de nylon de 1,8 mm, Fig.4.2;
3. Silicone Tek Bond transparente, Fig.4.2;
4. Conexões 1/4"NPT, Fig.4.2;
5. Nitrato de potássio, Fig.4.3;
6. Açúcar refinado, Fig.4.3;
7. Tanque de oxigênio, Fig.4.4;
8. Mangueira flexível, Fig.4.4.



Figura 4.1: Injetor de teste fabricado, sem anel soldado.



Figura 4.2: Materiais usados para vedação do injetor.





Figura 4.3: Nitrato de potássio e açúcar utilizados para fazer o *rocket candy*.



Figura 4.4: Ensaio montado para o teste.

As Figuras 4.5 e 4.6 mostram o processo de manufatura do *rocket candy* e ele colocado na cavidade do injetor.



Figura 4.5: Manufatura do *rocket candy*.



Figura 4.6: *Rocket candy* colocado na cavidade do injetor.

O sistema foi pressurizado gradativamente, a fim de se encontrar a máxima pressão que essa configuração suportaria. O teste foi realizado duas vezes e, em ambas, houve vazamento de gás pelo orifício do injetor quando a pressão atingiu aproximadamente 5 bar, expelindo o *rocket candy* para fora da cavidade. No foguete montado, a vedação deve suportar até aproximadamente 60 bar. Além disso, a pressão de 5 bar que iniciou o vazamento não foi suficiente para expelir o nylon e o silicone. Assim, melhorias devem ser feitas no sistema.

Após o teste de pressurização, ignitou-se o *rocket candy* (sem pressão e sem estar conectado ao tanque de oxigênio), apenas para acompanhar a queima dele na cavidade. A queima durou aproximadamente 8 s. O injetor após a queima pode ser visto na Fig. 4.7.



Figura 4.7: Injetor após a ignição do *rocket candy*.

#### 4.1.2 Teste 2 - Nylon, super cola, ar comprimido e anel soldado

O Teste 2 seguiu os mesmos procedimentos do Teste 1. No entanto, ao invés de se usar o silicone, utilizou-se super cola Super Bonder para fixar e vedar o fio de nylon, com uma pequena camada de silicone por cima. Além disso, foi soldado um anel de alumínio na base do injetor, Fig. 4.8, assim como tinha sido apresentado na Fig. 3.5. Esse anel tem o intuito de servir como suporte para o *rocket candy* sólido, para suportar mais pressão. A montagem do segundo ensaio foi feita conforme a Fig. 4.9.

Durante o teste, foi colocada uma pressão de até 8 bar, não apresentando vazamentos. No entanto, não foi possível atingir pressões maiores devido a um problema no regulador de pressão do tanque de oxigênio.



Figura 4.8: Injetor com anel de alumínio soldado.



Figura 4.9: Montagem do segundo ensaio.

Colocou-se, então, o *rocket candy* em ignição. Após a queima, o nylon não foi expelido, mostrando que o nylon e o Super Bonder aguentam sozinhos a pressão de 8 bar. O desejado é que, para a pressão de 60 bar, o conjunto todo aguarde a pressão de 60 bar, mas que, após a ignição do *rocket candy*, o nylon seja expelido, desobstruindo o injetor. Dessa forma, o nylon com Super Bonder não devem ser capazes de suportar, sozinhos, a pressão de 60 bar. O estado final do injetor após a queima completa do *rocket candy* pode ser visto na Fig. 4.10



Figura 4.10: Injetor após a queima completa do *rocket candy*.

## Capítulo 5

# Revisão do Projeto

Após os primeiros resultados experimentais, algumas alterações foram sugeridas para o injetor e o rocket candy. Primeiramente, notou-se uma queima muito lenta do rocket candy. Para isso, será estudado a utilização de sorbitol no lugar de açúcar na mistura, bem como a adição de pólvora. Segundamente, verificou-se que as ranhuras criadas no corpo do injetor não foram suficientes para ajudar na fixação do rocket candy, sendo necessário o ressalto criado pelo anel soldado. No entanto, a geometria e a fabricação do anel soldado não ficaram de boa qualidade. Além disso, a inserção do rocket candy na cavidade mostrou-se dificultosa. Para solucionar esses problemas e possibilitar um maior estudo quanto à geometria e tamanho do anel, sugeriu-se a utilização de um anel aparafusado e não soldado.

### 5.1 Reformulação do Rocket Candy

O rocket candy utilizado nos primeiros ensaios foi constituído de  $\text{KNO}_3$ -Sacarose ( $\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$ ), sendo a sacarose o combustível e o nitrato de potássio o oxidante, na proporção mássica de 65:35. Qualitativamente, a queima mostrou-se lenta. Para efeitos de ignição, deseja-se uma queima mais rápida. Idealmente, essa queima seria instantânea. No entanto, por motivos práticos e segurança, uma queima rápida é suficiente. Decidiu-se, então, testar a composição do rocket candy com sorbitol, ou seja,  $\text{KNO}_3$ -Sorbitol ( $\text{C}_6\text{H}_{14}\text{O}_6$ ), mantendo-se a proporção mássica 65:35. Testou-se, também, composições com sacarose e sorbitol, mantendo-se a fração mássica de 35% de combustível. Foi testado, ainda, a adição de pólvora no meio do rocket candy.

Para a comparar os resultados, é necessário avaliar qualitativamente a chama, o tempo de queima e a resistência física do rocket candy.

Um outro cuidado que se deve ter é com o formato do rocket candy. A Figura 5.1 mostra um exemplo de frente de chama no momento da ignição do rocket candy. É necessário que a frente de chama desobstrua o furo de injeção antes de consumir as paredes laterais, para que o rocket candy mantenha sua sustentação, garantindo a ignição do óxido nítrico e a não obstrução do furo e do bocal de exaustão. Assumindo uma frente de chama com taxa de queima uniforme, é necessário que o menor caminho seja até o furo.

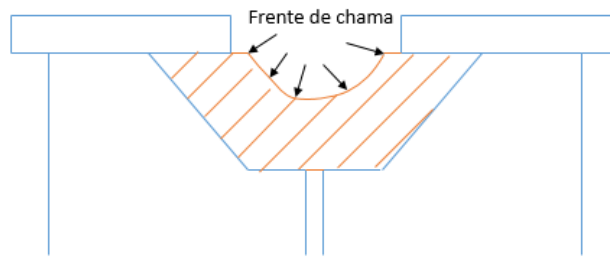


Figura 5.1: Frente de chama do rocket candy.

## 5.2 Vedação

Após os primeiros testes, decidiu-se por modificar o sistema de vedação do injetor. A opção com o fio de nylon e a opção com super cola foram descartadas. O fio de nylon apresentou dificuldade para a montagem e o a super cola apresentou dificuldade para a desobstrução do injetor após a ignição.

Foram pensados, então, dois novos métodos. Um para o injetor final e um para o injetor de teste. O motivo da diferenciação entre os dois está na peça já usinada (injetor de teste) e será apresentado adiante.

Para o injetor final, haverá uma superfície plana no final da reigição cônica, onde se encontra o canal injetor. Nessa superfície será colocado uma borracha redonda que será pressionada pelo rocket candy após a montagem, como apresentado na Fig. 5.2. O rocket candy terá sido pré-fabricado sem a presença da borracha e por isso pressionará a borracha para a vedação.

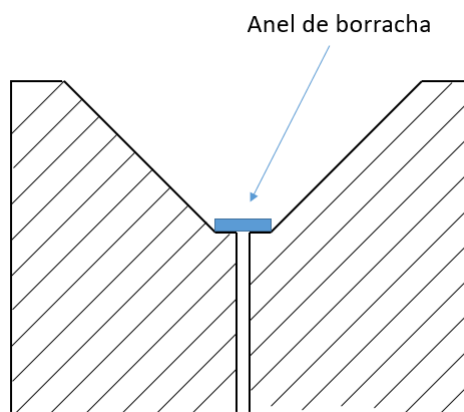


Figura 5.2: Vedação do injetor final.

Já no injetor de teste, não há essa região plana no final da região cônica. Será colocado silicone por dentro do canal injetor e deixar-se-á uma gota sobressalente, que será pressionada pelo rocket candy, e assim proporcionando a vedação desejada, conforme mostrado na Fig. 5.3. Novamente, o rocket candy terá sido pré-fabricado sem a presença do silicone.

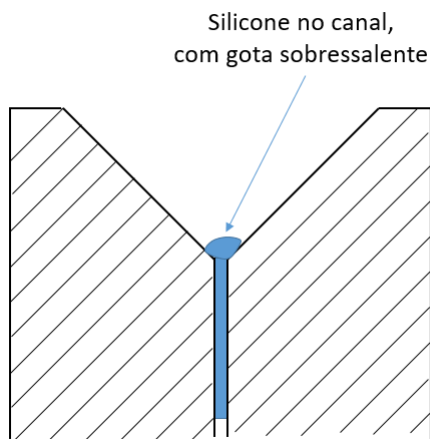


Figura 5.3: Vedação do injetor de teste.

Em ambos os casos, a borracha e o silicone serão expelidos após a queima do rocket candy, dando abertura para a injeção do óxido nítrico na câmara de combustão.

Os ensaios iniciais serão feitos de acordo com a última vedação apresentada e, posteriormente, serão feitos ensaios com a vedação pelo anel de borracha. A vedação com a borracha é preferível, pois é mais precisa, melhor replicável em diferentes testes, não necessita de tempo de cura e garante uma desobstrução limpa do canal de injeção.

### 5.3 Injetor com Anel Aparafusado

O injetor de teste com o anel soldado mostrou-se capaz de resistir à pressão de 10 bar. No entanto, o processo de inserção do rocket candy mostrou-se difícil, bem como a dificuldade de manutenção e ajustes. Além disso, o processo de solda não foi bem executado.

Ao utilizar a pressão nominal de 55 bar e um furo com diâmetro de 2 mm, tem-se que a força exercida pelo óxido nítrico contra o rocket candy é de 17,3 N, ou 1,76 kgf. Essa força é facilmente suportada por parafusos. Além disso, a montagem com o parafuso resolveria as questões levantadas no parágrafo anterior.

Dessa forma, decidiu-se por utilizar um anel metálico aparafusado no injetor como forma de dar suporte ao rocket candy para a vedação e ignição.

### 5.4 Sistema de Ignição

Para a ignição dos rocket candy, tanto no foguete final quanto nos ensaios experimentais, optou-se por utilizar skibs elétricos, Fig. 5.4, posicionados em contato com a superfície exposta do rocket candy.





Figura 5.4: Skibs elétricos utilizados para ignição.

O skib, quando ligado a uma bateria de 12 V, causa uma centelha, dando início à queima do rocket candy.

## Capítulo 6

# Metodologia Experimental - Parte 2

### 6.1 Formulação do Rocket Candy

Após avaliar qualitativamente a chama do rocket candy utilizado nos ensaios, decidiu-se por testar novas formulações para esse componente, conforme foi explicado no capítulo anterior.

As novas misturas são formadas por nitrato de potássio, sacarose (açúcar) e sorbitol. Foi mantida a proporção mássica oxidante:combustível de 65:35. Dessa forma, a quantidade de nitrato de potássio foi mantida fixa, alterando-se apenas as quantidades de açúcar e sorbitol. Foram testadas as misturas com porcentagem de açúcar no combustível, Fig. 6.1, de 0%, 33%, 50%, 66% e 100%. A porcentagem restante corresponde ao sorbitol.



Figura 6.1: Misturas para teste de queima do Rocket Candy

Foi testada, ainda, a influência da presença de pólvora na mistura. Nesses casos, uma pequena

quantidade de pólvora foi acrescentada ao rocket candy em sua forma líquida durante a preparação.

Uma vez que o rocket candy agirá como ignitor, mas também como elemento estrutural para a vedação do injetor, sua consistência também foi avaliada. O rocket candy deverá ser duro o suficiente para aguentar os esforços mencionados nos capítulos anteriores.

Para a comparação da chama e do tempo de queima, foram preparados 50 gramas de cada mistura. As Figs. 6.2 e 6.3 apresentam os resultados. As legendas correspondem à porcentagem mássica de açúcar e sorbitol no combustível (%Açúcar / %Sorbitol).

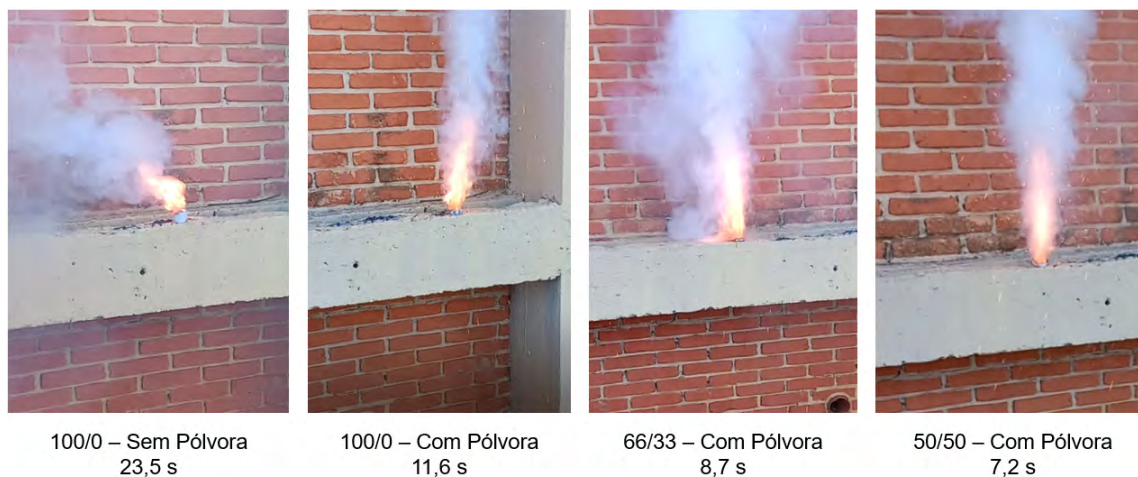


Figura 6.2: Comparação das chamas dos rocket candys (Parte 1).

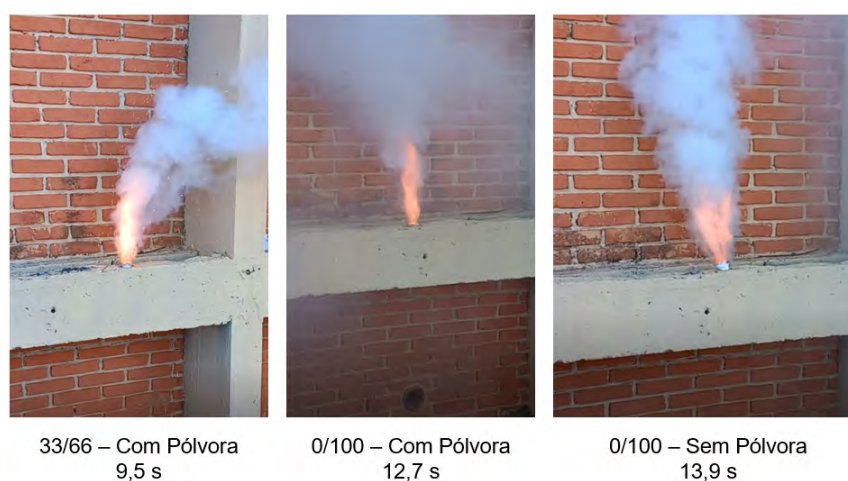


Figura 6.3: Comparação das chamas dos rocket candys (Parte 2).

A primeira observação a se fazer é o quanto a composição com apenas açúcar é inferior às demais. Sua chama é fraca e dispersa e o seu tempo de queima é o dobro ou o triplo das demais. Nota-se que a adição de um pouco de pólvora nessa composição de apenas açúcar já tem uma grande influência no resultado, embora a chama continue um pouco mais fraca e dispersa do que as restantes.

A mistura 50/50 apresentou o melhor tempo de queima e a melhor chama, embora as composições com mais porcentagem de sorbitol apresentassem chamas semelhantes.

Além disso, as misturas com maior porcentagem de sorbitol apresentaram uma dificuldade inicial para a ignição, sendo necessária a adição de pólvora livre na superfície para dar início à queima. Quanto maior a porcentagem de sorbitol, mais esse efeito se mostrava presente.

Quanto à dureza, as misturas demonstraram comportamentos bem diferentes. A mistura com apenas açúcar se solidificou e ficou dura em aproximadamente 3 minutos. No entanto, com a adição do sorbitol, as misturas demoraram cada vez mais para solidificar e endurecer. Com 33% de sorbitol, a mistura apresentou um aspecto granular e macio nos primeiros minutos, endurecendo depois de cerca de 20 minutos. A mistura com 50% de sorbitol levou aproximadamente 2 horas. As demais, só endureceram no dia seguinte. Apesar disso, depois que solidificaram, apresentaram uma dureza equivalente ou ainda maior do que as anteriores.

Além disso, o envelhecimento agiu de forma diferente nas composições. A composição com apenas açúcar começou a derreter e amolecer as camadas mais externas, ficando com um aspecto viscoso, após 1 dia e esse efeito foi piorando com o passar de mais dias. Já a composição com apenas sorbitol não apresentou sinais de deterioração com o tempo, mantendo-se dura e rígida após semanas. As misturas intermediárias apresentaram resultados proporcionais às suas composições.

## 6.2 Aparato Experimental

Após os primeiros ensaios, pensou-se em um novo *setup* para os experimentos. Decidiu-se por criar um aparato estrutural no qual o injetor seria fixado, facilitando a montagem dos experimentos, as filmagens e melhorando a segurança. Essa mesma estrutura supre o papel do anel que será aparafusado no injetor.

O aparato consiste em duas placas de aço 150 x 150 mm, com 2 mm de espessura, furadas; 4 barras roscadas M12; porcas M12; 1 o-ring de borracha.

As Figs.6.4 e 6.5 mostram as peças e a estrutura montada.



Figura 6.4: Peças da estrutura experimental.



Figura 6.5: Estrutura experimental montada.

Vale ressaltar que se o aperto das placas metálicas com os parafusos fosse feito em contato diretamente com o rocket candy solidificado poderia ocasionar sua quebra quando o sistema fosse pressurizado. Para contornar o problema, o posicionamento de um o-ring de borracha em contato com o rocket candy serviria como uma mola de compressão, e assim impediria que o rocket candy quebrasse.

### 6.3 Posicionamento do Skib Elétrico

Foram testados dois posicionamentos distintos para o skib elétrico. No primeiro, ele foi inserido dentro do rocket candy durante a solidificação. No segundo, ele foi posicionado apenas superficialmente no rocket candy na hora da ignição.

Na primeira configuração, ao dar ignição no skib, ele quebrou o rocket candy em diversos pedaços, mostrando-se não apropriado para o nosso objetivo. As Figs. 6.6 e 6.7 mostram o skib posicionado dentro do rocket candy e os diversos pedaços em chamas após a ignição.

A segunda configuração mostrou-se mais promissora, não causando prejuízo estrutural ao rocket candy na hora da ignição. No entanto, em alguns casos, a ignição do skib não foi suficiente para dar ignição ao rocket candy. Dessa forma, optou-se por adicionar um pouco de pólvora superficial no rocket candy. Com essa medida, não houve mais casos de falha de ignição. As Figuras 6.8 e 6.9 mostram o skib posicionado por cima do rocket candy, com a pólvora superficial, e o rocket candy em chamas após a ignição.

Após seis testes, todos com bons resultados, o sistema de ignição pelo skib posicionado superficialmente no rocket candy, com pólvora superficial, foi aprovado para o prosseguimento dos demais testes.



Figura 6.6: Skib posicionado no interior do rocket candy.



Figura 6.7: Destroços de rocket candy em chamas.



Figura 6.8: Skib posicionado em cima do rocket candy.



Figura 6.9: Rocket candy em chamas.

## 6.4 Testes até 8 bar

Para testar o todo o sistema do injetor, foram definidas duas etapas. A primeira, descrita nesta seção, consiste em fazer os ensaios usando ar comprimido até uma pressão de 8 bar. Depois de o sistema ser aprovado nessa etapa, prosseguir-se-á para a próxima: testes utilizando óxido nitroso (gasoso e líquido) até 55 bar.

Nessa primeira etapa, foi utilizado um compressor de 120 psi, aproximadamente 8,3 bar, e um regulador de pressão de até 10 bar. Esses componentes, bem como o experimento montado (ainda sem o skib), podem ser vistos nas Figs. 6.10 a 6.13.



Figura 6.10: Compressor de 120 psi.



Figura 6.11: Manômetro e válvula do compressor de 120 psi.





Figura 6.12: Regulador de pressão de até 10 bar.



Figura 6.13: Experimento de até 8 bar montado, sem o skib.

Com o experimento montado conforme a Fig. 6.13, é necessário ainda adicionar o skib e a pólvora superficial. Então, abre-se o tanque do compressor e regula-se a pressão até 8,3 bar, avaliando-se a presença de vazamentos e a integridade estrutural do experimento. Depois, estoura-

se o skib utilizando uma bateria de 12 V e fios de extensão. A Figura 6.14 mostra o rocket candy pré-moldado. As Figuras 6.15 a 6.19 mostram momentos do ensaio.



Figura 6.14: Rocket candy pré-moldado no injetor de teste.



Figura 6.15: Experimento pressurizado a 8 bar, com o skib.



Figura 6.16: Ignição do skib.



Figura 6.17: Início da queima do rocket candy.



Figura 6.18: Queima do rocket candy.



Figura 6.19: Final da queima do rocket candy e desobstrução do canal injetor.

Durante os primeiros ensaios, foram anotados pontos importantes. Primeiro, é importante o tempo de cura do silicone de pelo menos 45 minutos. Com um tempo menor do que esse, ele

não sustenta a pressão de 8 bar e causa vazamentos. Segundo, é necessária a gota de silicone sobressalente, Fig. 5.3. Sem ela, o rocket candy não pressiona a base do silicone, não havendo vedação. Terceiro, é necessário o tempo de cura do rocket candy. Dependendo da composição utilizada, usar o rocket candy antes do tempo de cura faz com que ele não apresente a rigidez necessário, fazendo com que o silicone penetre e fure o rocket candy no centro, abrindo o canal do injetor.

Corrigidos esses pontos, novos ensaios foram realizados com sucesso. Após 6 ensaios bem sucedidos, sem apresentar nenhuma falha, o sistema foi aprovado para prosseguir aos ensaios com óxido nitroso.

## 6.5 Testes com Óxido Nitroso

Os testes com Óxido Nitroso ( $N_2O$ ) foram realizados no campus universitário UnB do Gama (FGA) com o auxílio de 2 professores autorizados a trabalhar com o produto, visto que esse oxidante é altamente inflamável, de modo a ser necessário tomar diversos cuidados ao manuseá-lo.

Para os testes, foram preparados 7 rocket candys, pré-moldados no injetor. O aparato experimental é constituído dos mesmos componentes do ensaio até 8 bar, mas substituindo a entrada de ar comprimido pelo óxido nitroso. As Figuras 6.20 e 6.21 mostram a montagem no experimento.



Figura 6.20: Aparato do experimento com N2O aproximado.



Figura 6.21: Aparato do experimento com N20 completo.

Para o experimento ser bem sucedido o sistema precisava passar por duas verificações:

- Teste de pressão: para confirmar se a vedação estava aceitável ao pressurizar o sistema.
- Teste de queima: a frente de chama acesa pelo skib deveria desobstruir o furo e permitir a passagem do óxido nítrico.

No primeiro ensaio, foi usado silicone para fazer a vedação e rocket candy 100% açúcar sem pólvora para a queima. A Figura 6.22 retrata o momento em que o rocket candy queima durante o ensaio. O sistema passou pelo teste de pressão. É possível perceber uma chama relativamente fraca e bastante fumaça. Após a queima, o furo foi desobstruído com sucesso.

No segundo ensaio, Fig. 6.23, foi usada borracha para fazer a vedação e rocket candy 100% açúcar com pólvora para a queima. A Figura 6.23 retrata o momento em que o rocket candy queima durante o ensaio. O sistema também passou pelo teste de pressão. É possível perceber uma chama moderada e uma quantidade menor de fumaça. Após a queima, o furo foi desobstruído com sucesso.

O terceiro ensaio, Fig. 6.24, foi uma repetição do segundo e obteve os mesmos resultados.

A partir do quarto, todos foram reprovados no teste de pressão, logo não foram feitos testes de queima.



Figura 6.22: Teste 1 com N20.



Figura 6.23: Teste 2 com N20.



Figura 6.24: Teste 3 com N20

É importante ressaltar que nos 3 experimentos em que foi feito o teste de queima o sistema funcionou exatamente como se desejava, sendo aprovado nos dois testes. A Figura 6.25 mostra a cavidade do injetor após os testes, sendo possível verificar restos do rocket candy aderidos a superfície.



Figura 6.25: Cavidade do rocket candy após a queima.

Dentre os possíveis motivos da falha dos sistemas a partir do quarto teste, destacam-se: erros na montagem (a borracha pode ter se deslocado na entrada do furo e assim deixado de vedar) e a qualidade do rocket candy (formato para encaixe e rigidez não suficiente). Os melhores rocket candys (formato e rigidez) foram selecionados para compor os três primeiros ensaios e foram bem sucedidos. Os outros quatro já estavam sob suspeita antes mesmo de iniciar os testes devido a problemas na fabricação. Dentre esses quatro, dois eram de 33% sorbitol e não haviam endurecido o suficiente até o momento do ensaio. Os outros dois apresentavam deformidades na sua geometria.

Assim, conclui-se que o método proposto para vedação, desobstrução e ignição atendem às demandas do projeto. No entanto, é exigida uma atenção à seleção do rocket candy a ser utilizado, quanto à sua geometria e rigidez.

## 6.6 Vasos de Pressão de PLA

Não foi encontrado na literatura e nem em artigos científicos o estudo de vasos de pressão em impressão 3D. Dessa forma, tivemos como um dos objetivos caracterizar os vasos de pressão em PLA para uso estrutural no nosso motor.

O projeto de um vaso de pressão de impressão 3D difere de um projeto de vaso de pressão de tradicional. Isso, porque a impressão 3D é altamente anisotrópica e dependente de diversas variáveis de impressão. E, diferentemente de materiais compósitos, as propriedades do material

impresso não são encontradas na literatura e em artigos científicos.

Por esses fatores, decidiu-se por caracterizar os vasos de pressão de impressão de PLA de maneira experimental. Para isso, foi utilizada uma impressora 3D Hellbot Magna 1 e o compressor e o regulador apresentados na Seção 6.4.

Sabendo que a pressão máxima do ensaio seria de 8,3 bar, foram desenhados diferentes corpos de prova a serem ensaiados. Todos são vasos de pressão cilíndricos com extremidades hemisféricas. Esse tipo de vaso de pressão é bem caracterizado na literatura, com as equações de tensões bem conhecidas, como apresentado na Subseção 2.3.2. Além disso, todos os vasos ensaiados são de paredes finas e apresentam uma entrada de ar com rosca NPT 1/4.

Sabendo que o sentido de impressão é um dos maiores fatores que influenciam a anisotropia da peça impressa, foram avaliadas dois sentidos de impressão: tanque vertical e tanque horizontal, Fig. 6.26. O software utilizado para o fatiamento foi o Cura e a qualidade utilizada foi de 0.1 mm, com preenchimento de 100%.

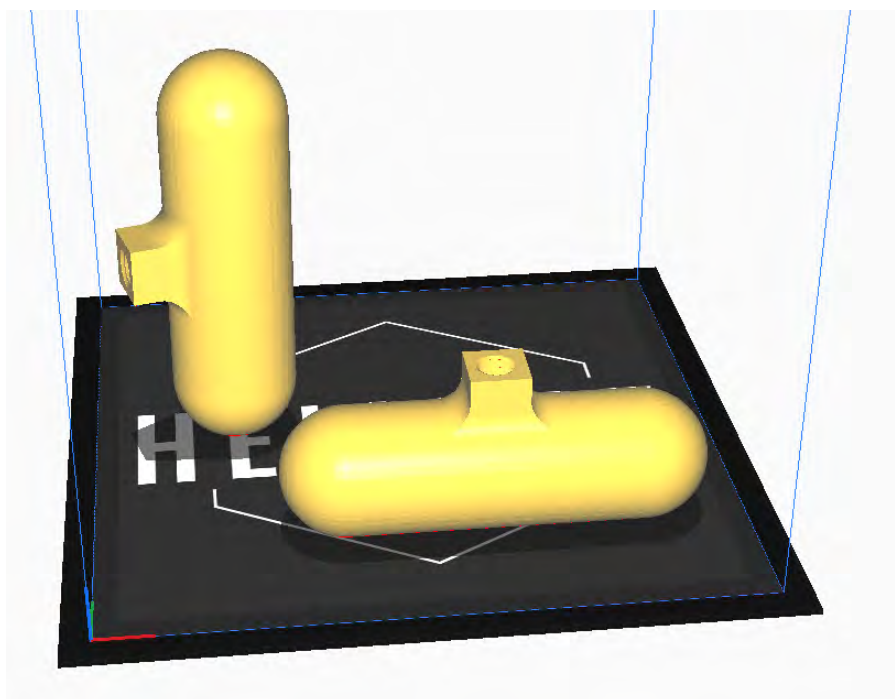


Figura 6.26: Vaso vertical (esquerda) e vaso horizontal (direita).

Uma vez que os pontos mais frágeis de uma peça impressa tendem a ser nas junções das camadas, vindo a falhar por descolamento delas, imagina-se que o vaso de pressão vertical agüente maiores pressões, uma vez que suas camadas estão impressas justamente no sentido de resistir às maiores tensões (anelares). Já os corpos de prova horizontais possuem as junções de camadas justamente no sentido das maiores tensões.

Os resultados dos ensaios está presente na Tabela 6.1. Caso o corpo de prova tenha falhado, as tensões  $\sigma_L$  e  $\sigma_H$  são as calculadas na pressão de ruptura. Caso o corpo não tenha falhado, as tensões apresentadas são as calculadas para a pressão de 120 psi (8,3 bar). Na tabela,  $\mathbf{a}$  é o raio interno,  $\mathbf{t}$  é a espessura e  $\sigma_{eq,VM}$  é a tensão equivalente de Von Mises.



Tabela 6.1: Resultados dos vasos de pressão.

N	a	t	Orientação	Falhou?	Pressão	$\sigma_H$	$\sigma_L$	$\sigma_{eq,VM}$
1	20 mm	1 mm	Horizontal	Sim	75 psi	10,3 MPa	5,2 MPa	9,0 MPa
2	20 mm	1 mm	Horizontal	Sim	85 psi	11,7 MPa	5,9 MPa	10,1 MPa
3	20 mm	1 mm	Horizontal	Sim	85 psi	11,7 MPa	5,9 MPa	10,1 MPa
4	20 mm	1 mm	Vertical	Não	-	16,6 MPa	8,3 MPa	14,3 MPa
5	20 mm	1 mm	Vertical	Não	-	16,6 MPa	8,3 MPa	14,3 MPa
6	20 mm	2 mm	Horizontal	Sim	110 psi	7,6 MPa	3,8 MPa	6,6 MPa
7	20 mm	2 mm	Horizontal	Não	-	8,3 MPa	4,1 MPa	7,2 MPa
8	20 mm	2 mm	Horizontal	Não	-	8,3 MPa	4,1 MPa	7,2 MPa
9	20 mm	2 mm	Vertical	Não	-	8,3 MPa	4,1 MPa	7,2 MPa
10	20 mm	2 mm	Vertical	Não	-	8,3 MPa	4,1 MPa	7,2 MPa
11	20 mm	3 mm	Horizontal	Não	-	5,5 MPa	2,3 MPa	4,8 MPa
12	20 mm	3 mm	Vertical	Não	-	5,5 MPa	2,3 MPa	4,8 MPa
13	30 mm	1 mm	Horizontal	Sim	45 psi	9,3 MPa	4,7 MPa	8,1 MPa
14	30 mm	1,2 mm	Vertical	Sim	90 psi	15,5 MPa	7,8 MPa	13,4 MPa
15	30 mm	1,2 mm	Vertical	Sim	95 psi	19,6 MPa	9,8 MPa	17,0 MPa

Como esperado, os vasos verticais aguentaram pressões muito maiores. A Figura 6.27 mostra o corpo de prova número 14 quebrado após o teste. Nota-se a falha estrutural justamente na junção entre as camadas. Todos os demais corpos apresentaram falhas semelhantes, entre camadas.



Figura 6.27: Corpo de prova 14 com falha entre as camadas.

A partir dos dados obtidos e dos modos de falha dos corpos de prova, é possível observar que a tensão limitante é aquela atuando na separação das camadas. No caso do corpo horizontal, é a  $\sigma_H$ , e no caso do corpo vertical, é a  $\sigma_L$ . Nos casos em que o corpo de prova falhou, essa tensão de separação de camada estava em torno de 10 a 12 MPa, valores aproximadamente metade do valor de escoamento do PLA (24,8 MPa). O corpo de prova 5 falhou com uma tensão de 7,6 MPa, mas dois outros corpos iguais não falharam e suportaram tensões de 8,3 MPa. O corpo de prova 14 falhou com uma tensão de 7,8 MPa, mas o corpo de prova 15 falhou com 9,8 MPa. Nota-se que a diferença de pressão foi de apenas 5 psi, o limite da escala do regulador de tensão e pode ter havido erro na leitura do corpo 14. Para o prosseguimento do projeto, adotaremos uma tensão de falha de 10 MPa, um fator de segurança de 1,5 e utilizaremos os vasos verticais.

Dadas as variáveis já definidas do projeto, como a pressão do tanque de 55 bar e um raio interno de 50 mm, o vaso de pressão superior deve ser de paredes grossas, com  $t > 5$  mm. Já o vaso de pressão inferior não possui tampa, logo, não sofre esforços longitudinais (no sentido de separação das camadas). Os esforços causados devido ao coeficiente de Poisson serão compressivos e não tenderão a separar as camadas. Para essa peça, arbitraremos um esforço cisalhante máximo de 10 MPa.

Assim, o vaso de pressão superior deve ter uma espessura de 18 mm e o vaso de pressão inferior deve ter uma espessura de 10 mm.

Nesse estudo, foi considerado um preenchimento de 100% e uma qualidade de 0,1 mm. É sugerido que outros tipos de preenchimento sejam estudados, bem como a influência da qualidade na resistência final da peça.

Por fim, sugerimos também o estudo de um vaso de pressão de PLA com uma camada de material compósito externa (fibra de vidro ou de carbono com resina epóxi). A camada adicional terá um peso quase insignificante, mas adicionará uma grande resistência ao componente, especialmente para ajudar nos esforços de tração que tenderão a delaminar a impressão 3D. Assim, será possível projetar um vaso de pressão ainda mais fino, mais leve e mais resistente.

## Capítulo 7

# Conclusão e Trabalhos Futuros

Durante esse projeto de graduação, foi realizado o estudo bibliográfico das equações que regem o comportamento do motor de um foguete; foram desenvolvidas simulações no OpenRocket e no EES para a concepção preliminar de um motor de propulsão híbrida utilizando o par combustível-oxidante de parafina- $N_2O$  para um foguete com uma missão de 3 km; foi testado o sistema de vedação e ignição, parte essencial para a integração do tanque de oxidante e da câmara de combustão; foram estudadas diferentes composições de rocket candys e suas características; foram realizados testes com vasos de pressão impressos em PLA e a caracterização desse material como vaso de pressão.

O motor concebido tem o intuito de ser mais simples, leve e barato do que a maioria dos motores híbridos utilizados atualmente na categoria. Para isso, ele conta com um tanque de oxidante e câmara de combustão integrados e separados por uma placa injetora móvel. Além disso, será utilizada impressão 3D de PLA para fazer parte da estrutura mecânica do motor, suportando as tensões do vaso de pressão e fazendo a integração do motor com o foguete.

Para o controle de vazão do oxidante, será utilizada uma placa injetora móvel, inicialmente vedada com uma borracha e rocket candy. O rocket candy será responsável tanto pela ignição inicial como pela desobstrução da canal do injetor. Diferentes composições dele foram testadas e caracterizadas.

O sistema de vedação será feito por uma borracha pressionada entre o furo injetor e o rocket candy pré-moldado, que será suportado por um anel aparafusado na placa injetora.

O sistema de ignição se dará por meio de um skib elétrico e pólvora, que dará ignição ao rocket candy, desobstruindo o furo injetor e dando início à queima do óxido nitroso na câmara de combustão.

O sistema de vedação e ignição foi testado em duas baterias distintas, uma com ar comprimido a 8 bar e, após aprovação nesta, outra com óxido nitroso gasoso a aproximadamente 60 bar. Novamente, com sucesso.

Foi realizado um estudo inédito com vasos de pressão fabricados em impressão 3D de PLA, caracterizando o modo e as tensões de falha dos vasos. Esse material será utilizado como estrutura

principal do motor, bem como fará a integração motor-foguete.

Esse conceito de motor será inovador nas competições universitárias e poderá, posteriormente, servir como modelo para o projeto de motores híbridos de foguetes maiores.

Para o prosseguimento desse projeto por estudantes de graduação e pós-graduação, sugerimos alguns passos e estudos: realizar ensaios com um injetor de teste, um grão de parafina e óxido nítrico; estudar a influência do preenchimento e da qualidade na tensão de ruptura do PLA; estudar a influência de uma camada externa de material compósito no vaso de pressão de PLA; fabricação completa do motor; testes estáticos do motor; fabricação e teste do foguete completo.

A Figura 7.1 mostra o design final do motor projetado neste trabalho.

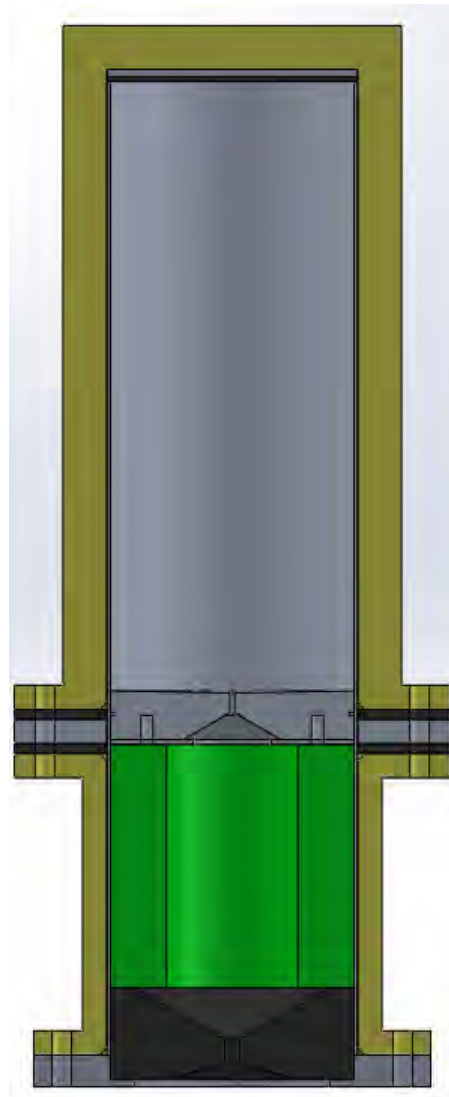


Figura 7.1: Projeto final do motor híbrido.

# Referências

- ADENIYI, Gbadebo Omoniyi et al. Performance Analysis of a Dual-Fuel Sugar Based Solid Rocket Propellant. **European Journal of Engineering and Technology Research**, v. 6, n. 2, p. 3, 2021.
- BERTOLDI, Artur Elias de Moraes. Avaliação experimental da queima de parafina e óxido nítrico em motores híbridos, p. 7, 2007.
- CÁS, Da et al. An optimized hybrid rocket motor for the SARA platform reentry system. **Journal of Aerospace Technology and Management**, Instituto de Aeronáutica e Espaço, v. 4, n. 3, p. 317–330, 2012.
- CHIAVERINI et al. **Fundamentals of hybrid rocket combustion and propulsion**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics e Astronautics, 2007. p. 54.
- DOANE, James. **Pressure Vessels Thin and Thick-Walled Stress Analysis**. [S.l.: s.n.], 2018.
- ERSA. **Experimental Sounding Rocket Association**. 2018. Disponível em: <<https://www.soundingrocket.org>>.
- HASIM et al. Design, modelling, fabrication and testing of hybrid rocket engine and evaluation of burning rate for different solid fuels. **International Journal of Advances in Scientific Research and Engineering**, International Journal of Advances in Scientific Research e Engineering, v. 2, p. 37, 2016.
- HUMBLE et al. **Space propulsion analysis and design**. [S.l.]: McGraw-Hill, 1995.
- KARABEYOGLU, Arif. **Lecture 8 Hybrid Rocket Propulsion Fundamentals**. [S.l.: s.n.], 2012.
- LIU, Lin-lin et al. Regression rate of paraffin-based fuels in hybrid rocket motor. **Aerospace Science and Technology**, Elsevier, v. 107, p. 2, 2020.
- MARQUARDT, Timothy; MAJDALANI, Joseph. Review of Classical Diffusion-Limited Regression Rate Models in Hybrid Rockets. **Aerospace**, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 6, n. 6, p. 75, 2019.
- MARXMAN, Gerald A. Combustion in the turbulent boundary layer on a vaporizing surface. In: 1. SYMPOSIUM (International) on Combustion. [S.l.: s.n.], 1965. v. 10, p. 1337–1349.
- MISHRA, DP. **Fundamentals of rocket propulsion**. [S.l.]: CRC Press, 2017. p. 314–316.

MOORE. Solid Propulsion Enabling Technologies and Milestones for Navy Air-launched Tactical Missiles. In: AIAA Centennial of Naval Aviation Forum "100 Years of Achievement and Progress". [S.l.: s.n.], 1959. p. 6941.

ÖSTLUND, Jan. **Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads**. 2002. Tese (Doutorado) – Mekanik.

SHIN, Kyung-Hoon et al. The enhancement of regression rate of hybrid rocket fuel by various methods. In: 43RD AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S.l.: s.n.], 2005. p. 359.

SISI, Shani; GANY, Alon. COMBUSTION OF PLAIN AND REINFORCED PARAFFIN WITH NITROUS OXIDE, p. 15, 2014.

SPEIGHT, James G. **Handbook of industrial hydrocarbon processes**. [S.l.]: Gulf Professional Publishing, 2019.

SURMACZ, Paweł; RARATA, Grzegorz. Hybrid rocket propulsion development and application. **Progress in Astronautics**, v. 1, p. 13–25, 2009.

SUTTON, George P. **ROCKET PROPULSION ELEMENTS**. [S.l.]: New Jersey: John Wiley & Sons, Inc, 2017.

SUTTON, George P; BIBLARZ, Oscar. **Rocket propulsion elements**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2010.

TIAN, Hui et al. Numerical analysis of the hybrid rocket motor with axial injection based on oxidizer flow distribution. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 192, p. 245–257, 2022.

WHITMORE, Stephen A; CHANDLER, Spencer N. Engineering model for self-pressurizing saturated-N<sub>2</sub>O-propellant feed systems. **Journal of propulsion and Power**, v. 26, n. 4, p. 706–714, 2010.

ZAKIROV, Vadim et al. Nitrous oxide as a rocket propellant. **Acta Astronautica**, Elsevier, v. 48, n. 5-12, p. 353–362, 2001.

ZHANG, Bo et al. Impacts of deflection nose on ballistic trajectory control law. **Mathematical Problems in Engineering**, Hindawi, v. 2014, 2014.

# Apêndice A

## Memorial de Cálculo

### A.1 Códigos EES

#### A.1.1 Dimensionamento do motor

```
1 "Inputs"
2 n_C = 32 "number of carbons in the paraffine molecule"
3 m_rocket = 5,8 [kg]
4 F = 15*m_rocket*g
5 Isp = 270 [s]
6 "r_dot_avg = 1,2 [mm/s]"
7 G_o = 100 [kg/m^2-s]
8 a_regression = 0,104
9 n_regression = 0,67
10 rho_f = 0,9 [g/cm^3]*convert(g/cm^3;kg/m^3)
11 rho_N2O_liq = 743,9 [kg/m^3]
12 t_b = 5 [s]
13 D_motor = 0,1 [m]
14 T_c = 3200 [K] "Tempetarura no artigo"
15 {T_c = 3467 [K] "Tempetarura calculada para C8H18"}
16 P_e = 101325 [Pa]
17 P_c = 30*convert(bar;Pa)
18
19 "Reaction: CnH2n+2 + N2O ---> CO2 + N2 + H2O"
20 n_H = 2*n_C+2
21 n_N2O = n_C*2 + n_H/2
22 n_CO2 = n_C
23 n_N2 = n_N2O
24 n_H2O = n_H/2
25
26 x_CO2 = n_CO2/(n_CO2 + n_N2 + n_H2O)
27 x_N2 = n_N2/(n_CO2 + n_N2 + n_H2O)
28 x_H2O = 1 - (x_CO2 + x_N2)
29
30 MW_f = n_C*MolarMass(C) + n_H*MolarMass(H)
31 MW_N2O = MolarMass(N2O)
```

```

32 OF = n_N20*MW_N20/(MW_f)
33
34 Cv_mix = x_CO2*Cv(CO2;T=T_c) + x_N2*Cv(N2;T=T_c) + x_H2O*Cv(H2O;T=T_c)
35 Cp_mix = Cv_mix + R
36 gamma = Cp_mix/Cv_mix
37 MW_mix = x_CO2*MolarMass(CO2)+ x_N2*MolarMass(N2)+ x_H2O*MolarMass(H2O)
38
39 "Rocket equations"
40 I_t = t_b*F
41 Isp = F/(m_dot*g)
42 m_dot = m_dot_f + m_dot_N20
43 m_dot_N20/ m_dot_f = OF
44 m_dot_N20 = A_i_g*G_o
45 A_i_g = pi*D_i_g^2/4
46 r_dot_avg = a_regression*G_o^n_regression
47 m_dot_f = A_b*rho_f*r_dot_avg*convert(mm;m)
48 A_b = pi*D_i_g * L_g
49 D_f_g = (a_regression/1000 * (4*n_regression+2) *
50         (4*m_dot_N20/pi)^n_regression * t_b +
51         D_i_g^(2*n_regression+1) )^(1/(2*n_regression+1))
52
53 "Nozzle Equations"
54 v_sound = sqrt(gamma*R*T_c/MW_mix)
55 "F = m_dot * v_exit"
56 P_ratio = P_c/P_e
57 v_exit = sqrt((R*T_c/MW_mix) * (2*gamma/(gamma-1)) *
58             (1-(P_e/P_c)^((gamma-1)/gamma)))
59 P_c_bar = P_c*convert(Pa;bar)
60 m_dot = A_t*P_c/sqrt(R*T_c/MW_mix) * sqrt(gamma *
61         (2/(gamma+1))^((gamma+1)/(gamma-1)))
62 A_t = pi*d_t^2/4
63 A_t/A_e = ((gamma+1)/2)^(1/(gamma-1)) * (P_e/P_c)^(1/gamma) *
64         sqrt(((gamma+1)/(gamma-1))*(1-(P_e/P_c)^((gamma-1)/gamma)))
65 A_e = pi*d_e^2/4
66 CF = sqrt( (2*gamma^2/(gamma-1)) *
67           (2/(gamma+1))^((gamma+1)/(gamma-1)) *
68           (1-(P_e/P_c)^((gamma-1)/gamma)) )
69 c_star = sqrt( 1/gamma * ((gamma+1)/2)^((gamma+1)/(gamma-1)) *
70             R*T_c/MW_mix )
71 epsilon_nozzle = A_e/A_t
72
73 F2 = m_dot * v_exit
74
75
76 "Masses"
77 m_t_N20 = m_dot_N20*t_b
78 m_t_f = pi*(D_f_g^2 - D_i_g^2)/4 * L_g * rho_f
79 m_motor = m_t_N20 + m_t_f
80
81 "Lengths"
82 L_N20 * pi*D_motor^2/4 * rho_N20_liq = m_t_N20
83 L_motor = L_N20 + L_g

```



```

84
85 "Constants"
86 g = g#
87 R = R#

```

### A.1.2 Dimensionamento do furo passante do injetor

```

1 d_1=0,1
2 d_o=0,025
3 rho =1192,7
4 mu = 0,3404e-3
5 "m_dot_N2O = 0,2261"
6 g=9,81
7 gamma=mu/rho
8 P_1=5,5e6
9 P_o=3e6
10
11 Q = m_dot_N2O/rho
12 A_o = pi*d_o^2/4
13 A_1 = pi*d_1^2/4
14
15 "Continuidade"
16 Q=V_ot*A_o
17 Q=V_1*A_1
18
19 "Desprezando a altura"
20 V_ot^2/(2*g)+P_o/gamma=V_1^2/(2*g)+P_1/gamma
21
22 Re = d_1*V_1/gamma
23
24 C_d= 0,59
25
26 V_o=C_d*V_ot

```

### A.1.3 Dimensionamento do Revestimento do Tanque do Oxidante

```

1 "Revestimento de PLA - Parede grossa"
2 d = 101,6 "diâmetro do tubo de alumínio - 4 pol"
3 t = 1,6 "Espessura da parede do tubo"
4 a = d/2-t "Raio interno"
5 p = 25 "Espessura do revestimento"
6 b= a + t + p "Raio externo"
7 p_i= 5,5 "Pressão interna"
8 p_o= 0,1 "Pressão externa"
9
10 A1=(a^2*p_i-b^2*p_o)/(b^2-a^2) "Constante A"
11 B1=(a^2*b^2*(p_i-p_o))/(b^2-a^2) "Constante B"
12
13 sigma_r= A1-B1/a^2 "Tensão radial"

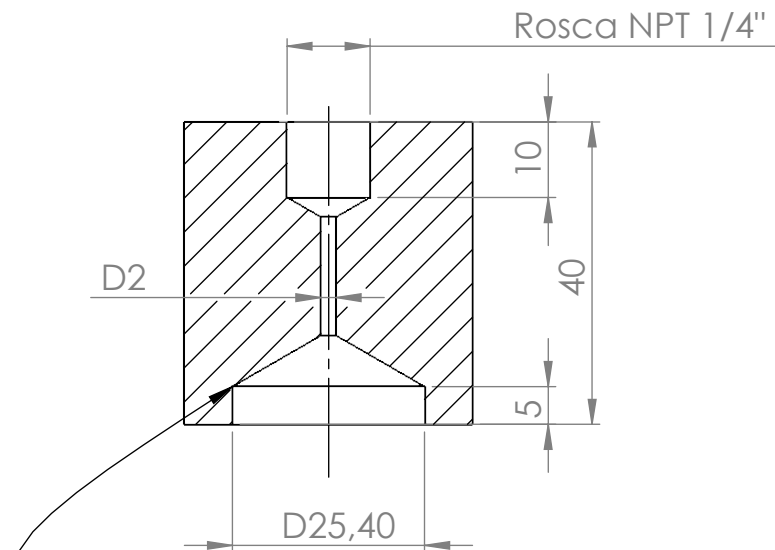
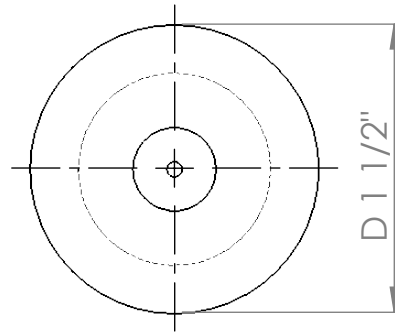
```

```
14
15 sigma_t= A1+B1/a^2 "Tensão tangencial"
16
17 "Fator de segurança"
18 sigma_esc_PLA = 24,8
19 FS= sigma_esc_PLA/sigma_t
20
21 "Tubo de alumínio - Parede fina"
22 "t=1,6" "Espessura da parede do cilindro"
23 "c=50,8-t" "Raio interno do tubo de alumínio"
24
25 "sigma_L_al=(p_i-p_o)*c/(2*t)" "Tensão longitudinal"
26
27 "sigma_t_al=(p_i-p_o)*c/t" "Tensão tangencial"
```

## Apêndice B

# Desenhos Técnicos

### B.1 Injetor teste



Furos realizados apenas com as brocas mesmo  
(a parte cônica corresponde à cabeça da broca)



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação 1

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:1

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

Folha 1/1

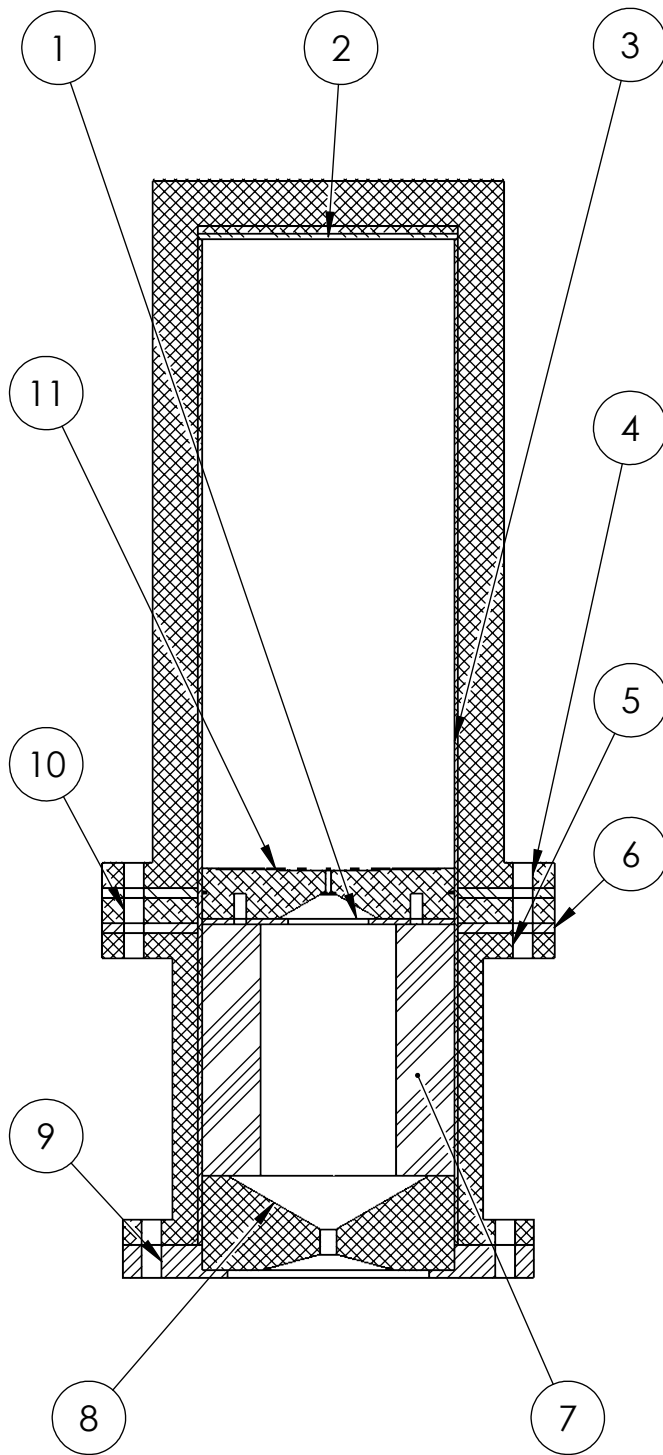
Primeiro Diedro

Milímetros

**Injetor teste**

06/03/2022

## B.2 Motor



12	Tampa	Alumínio	1
11	Injetor	Alumínio	1
10	Alça	Alumínio	1
9	Suporte inferior	Alumínio	1
8	Tubeira	Grafite	1
7	Grão de Parafina	Parafina	1
6	Vedação central	Borracha	2
5	PLA Inferior	PLA	1
4	PLA superior	PLA	1
3	Tubo de aluminio	Alumínio	1
2	Vedação superior	Borracha	1
1	Placa Rocket Candy	Alumínio	1
Nº DO ITEM	Nº DA PEÇA	MATERIAL	QTD.



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:3

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

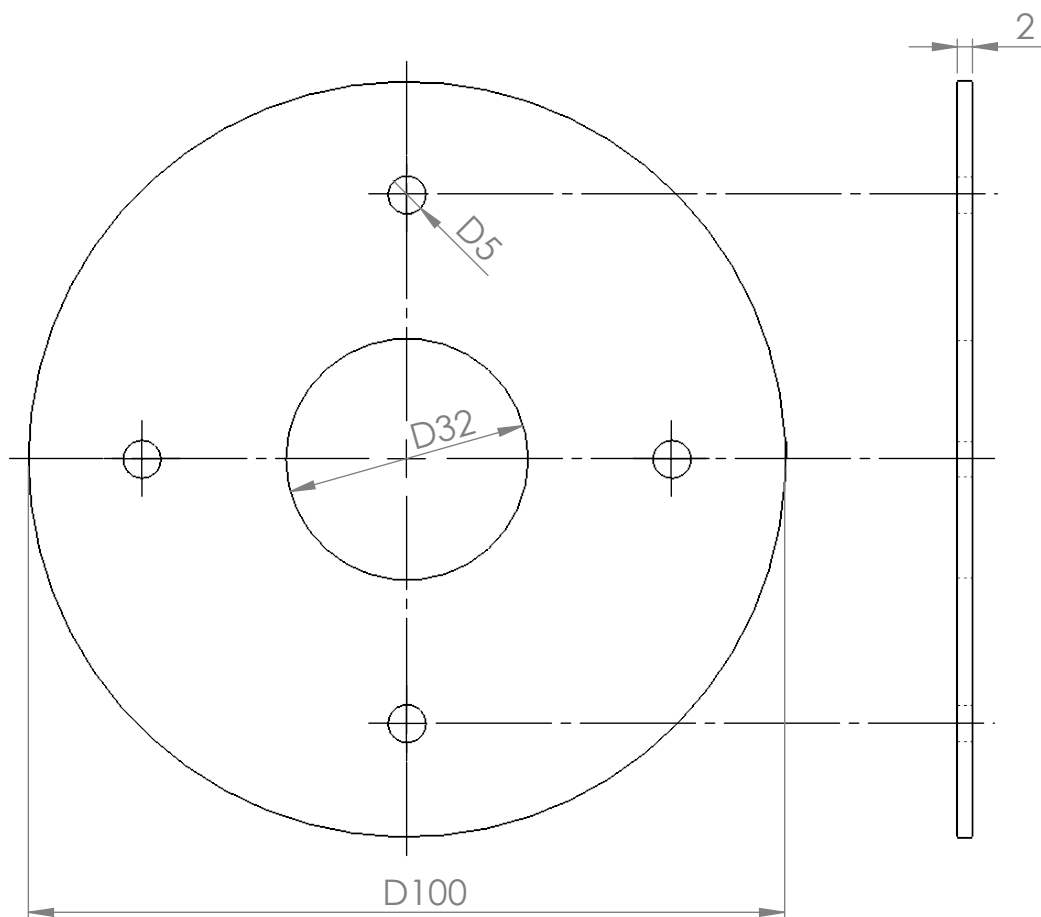
Folha 1/13

Primeiro Diedro

Milímetros

**Motor - Conjunto**

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:1

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

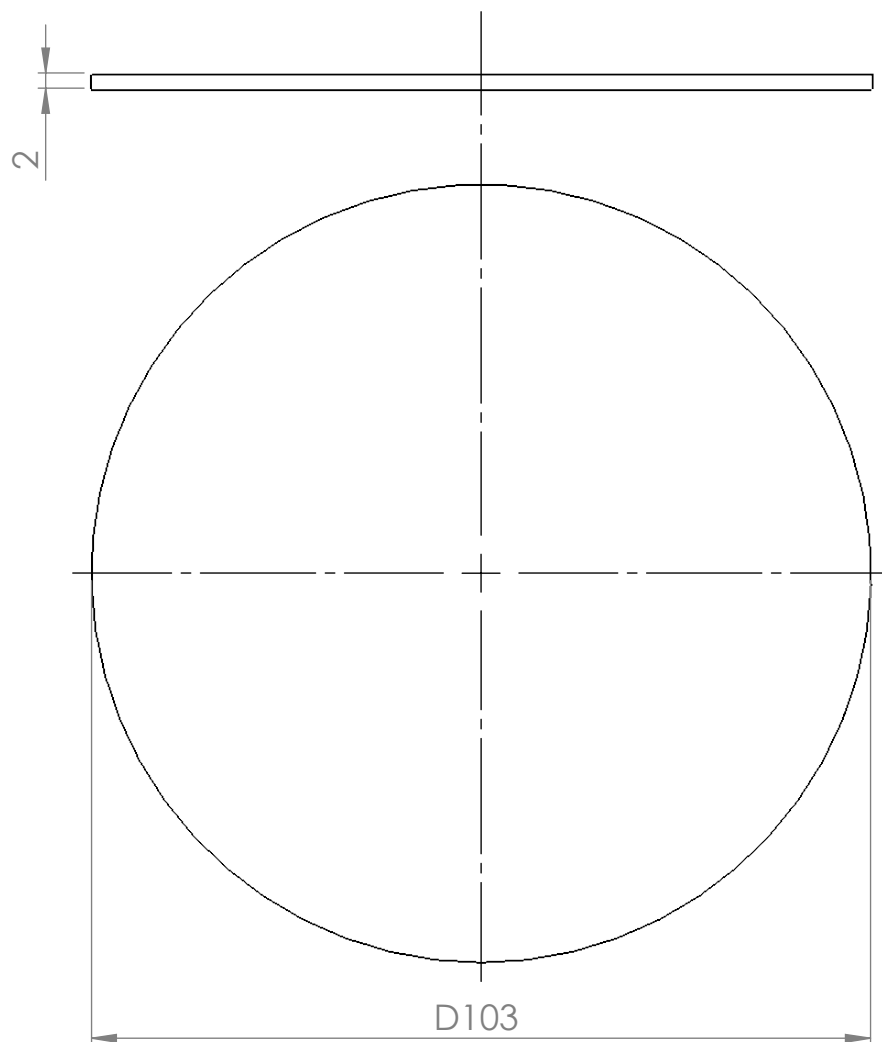
Folha 2/13

Primeiro Diedro

Milímetros

1 - Placa Rocket Candy

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:1

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

Folha 3/13

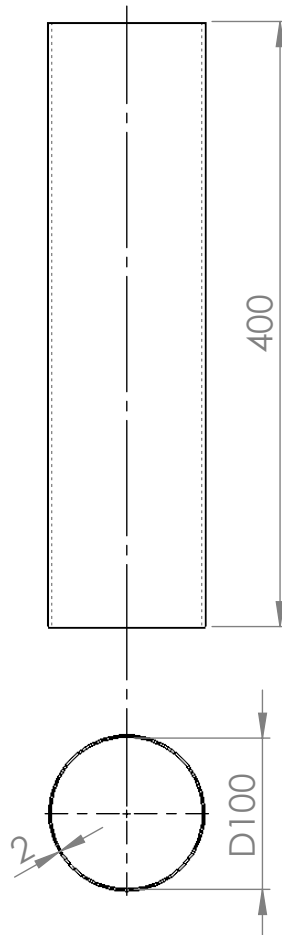
Primeiro Diedro

Milímetros

**2 - Vedação superior**

21/07/2022





Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:5

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

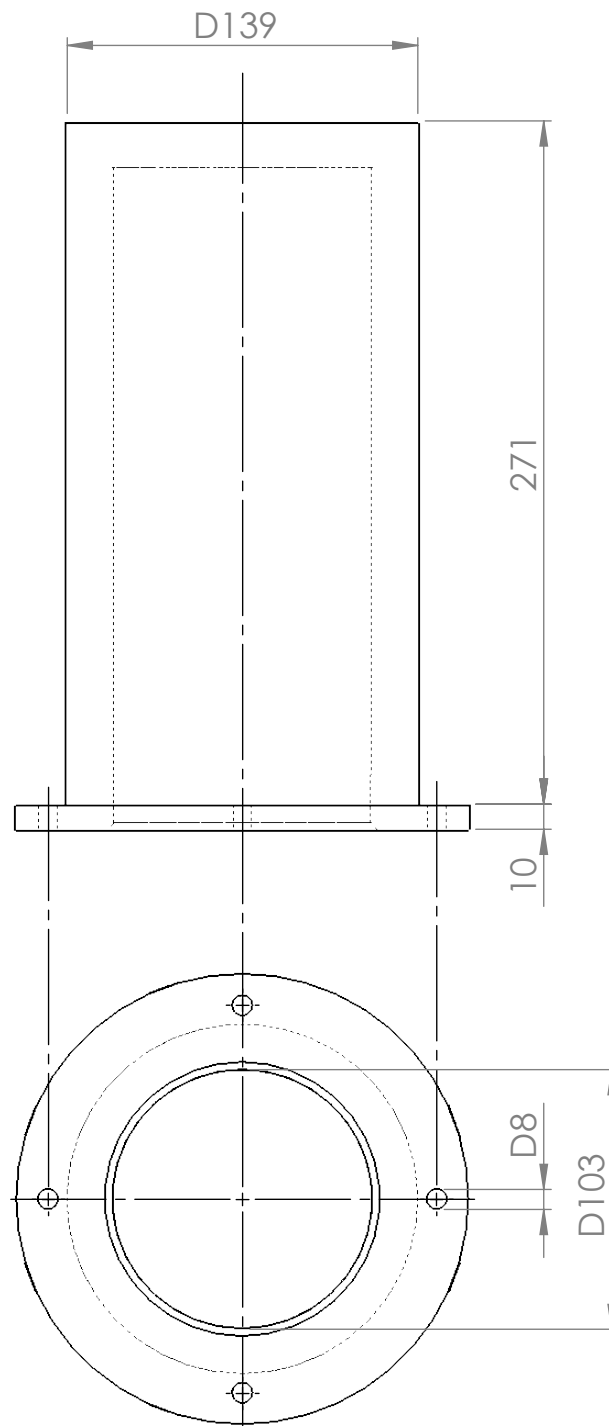
Folha 4/13

Primeiro Diedro

Milímetros

**3 - Tubo de alumínio**

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:3

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

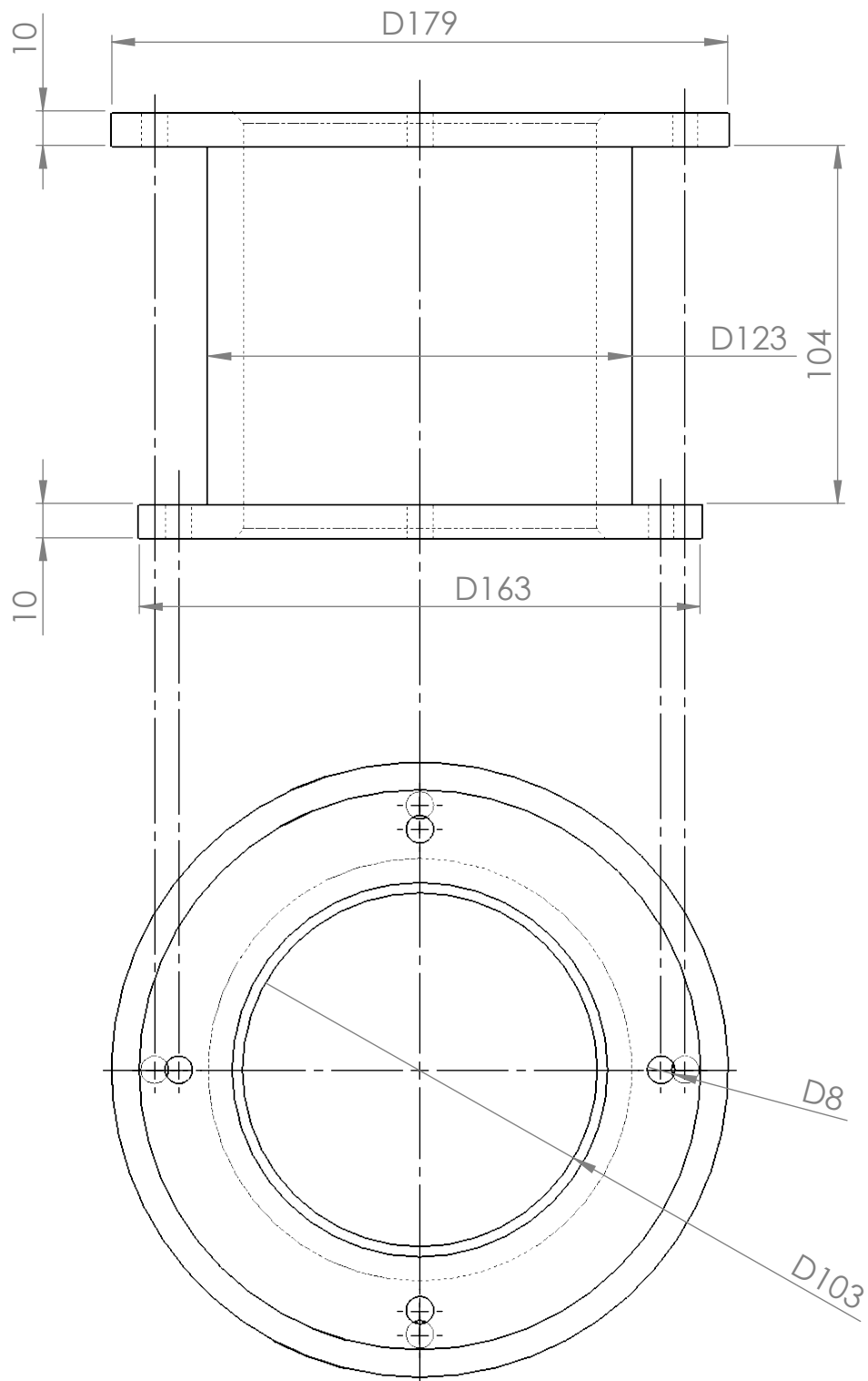
Folha 5/13

Primeiro Diedro

Milímetros

4 - PLA Superior

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:2

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

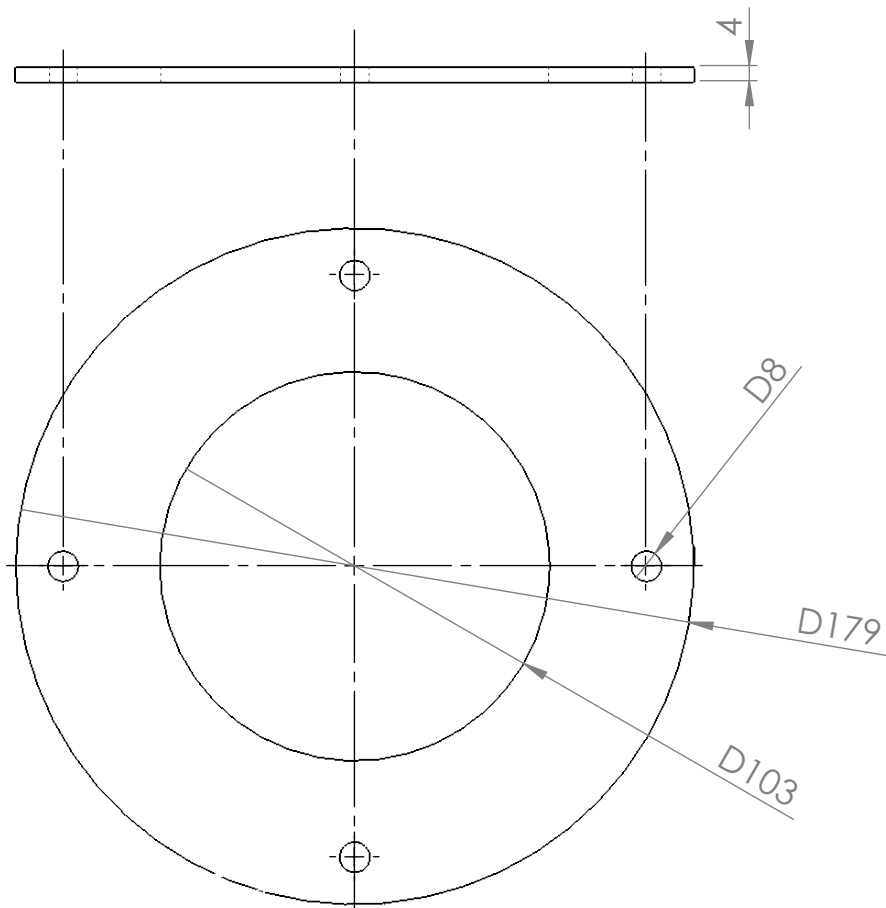
Folha 6/13

Primeiro Diedro

Milímetros

**5 - PLA Inferior**

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:2

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

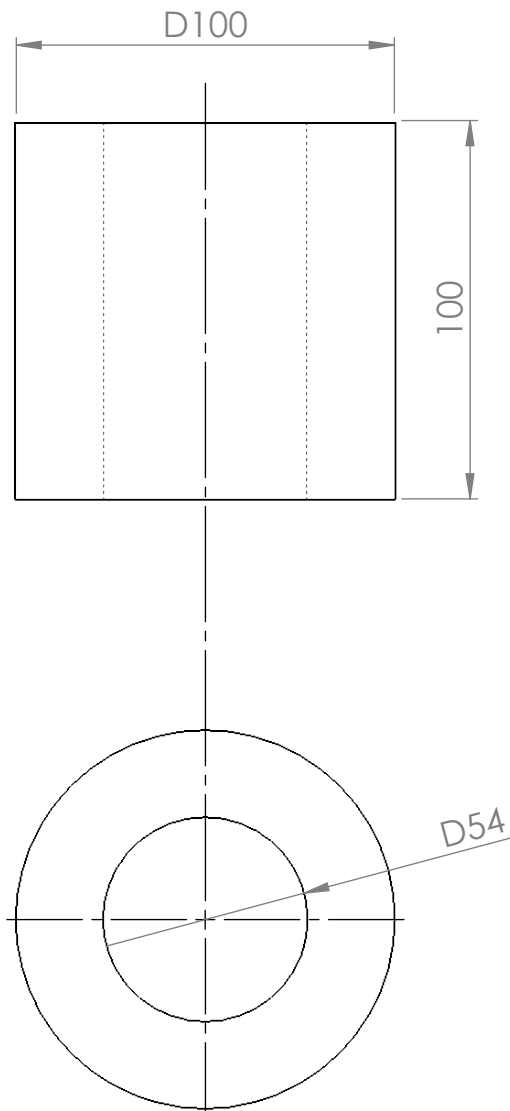
Folha 7/13

Primeiro Diedro

Milímetros

**6 - Vedação Central**

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:2

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

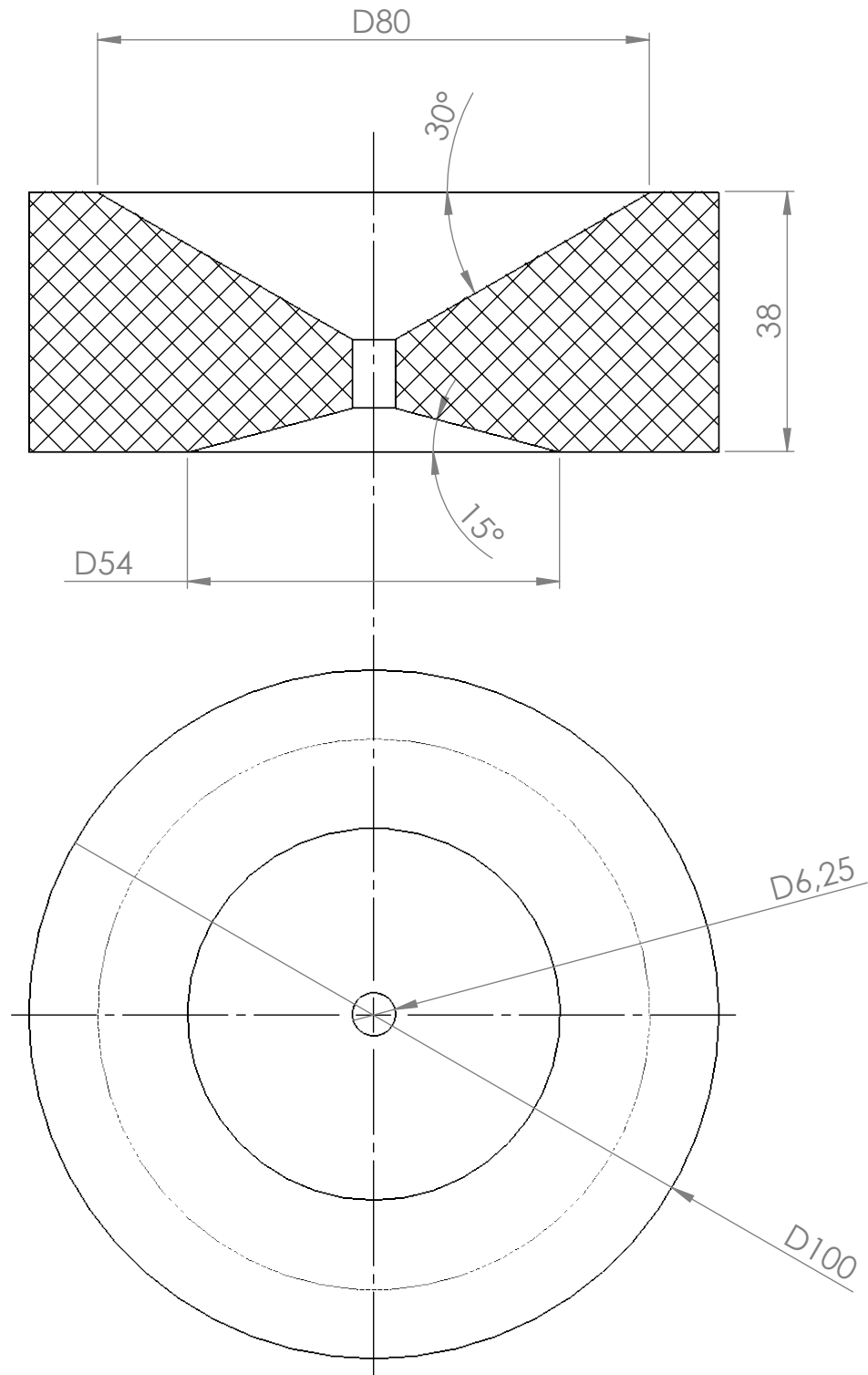
Folha 8/13

Primeiro Diedro

Milímetros

**7 - Grão de parafina**

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:1

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

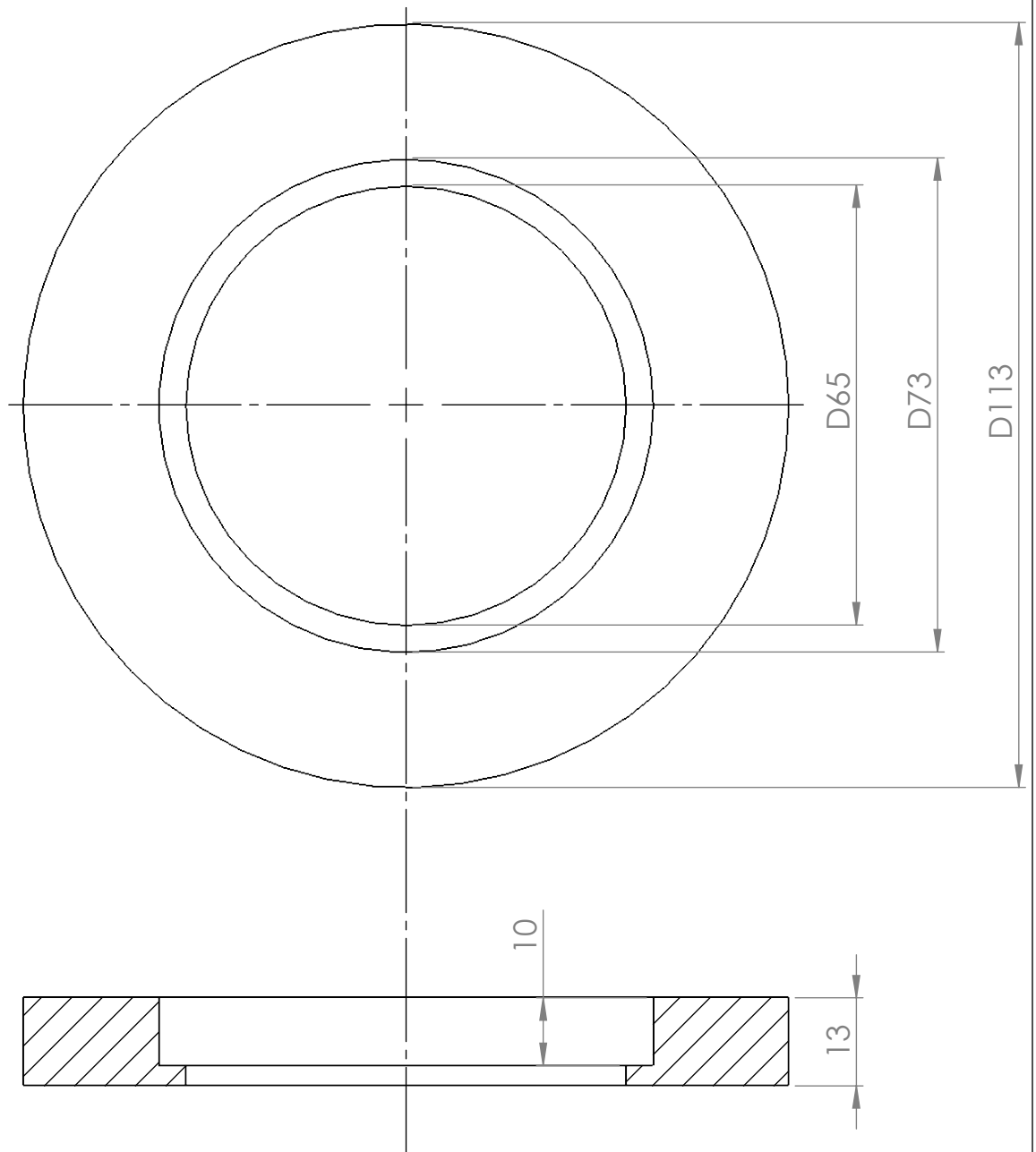
Folha 9/13

Primeiro Diedro

Milímetros

**8 - Tubeira**

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:1

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

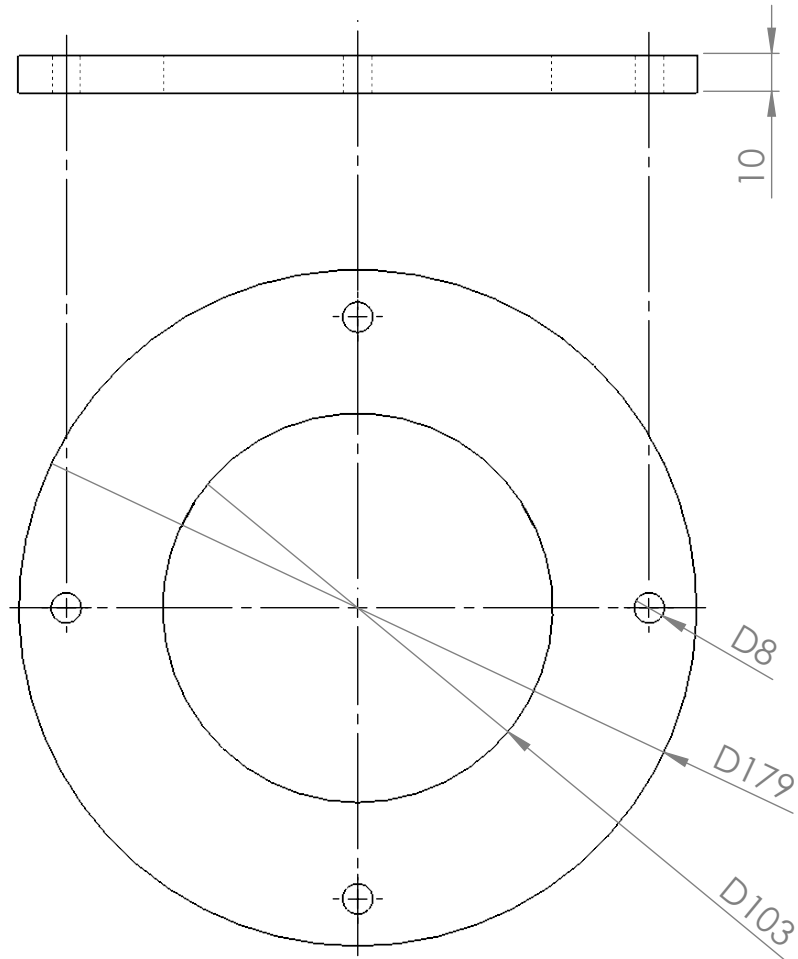
Folha 10/13

Primeiro Dieder

Milímetros

**9 - Suporte inferior**

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:2

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

Folha 11/13

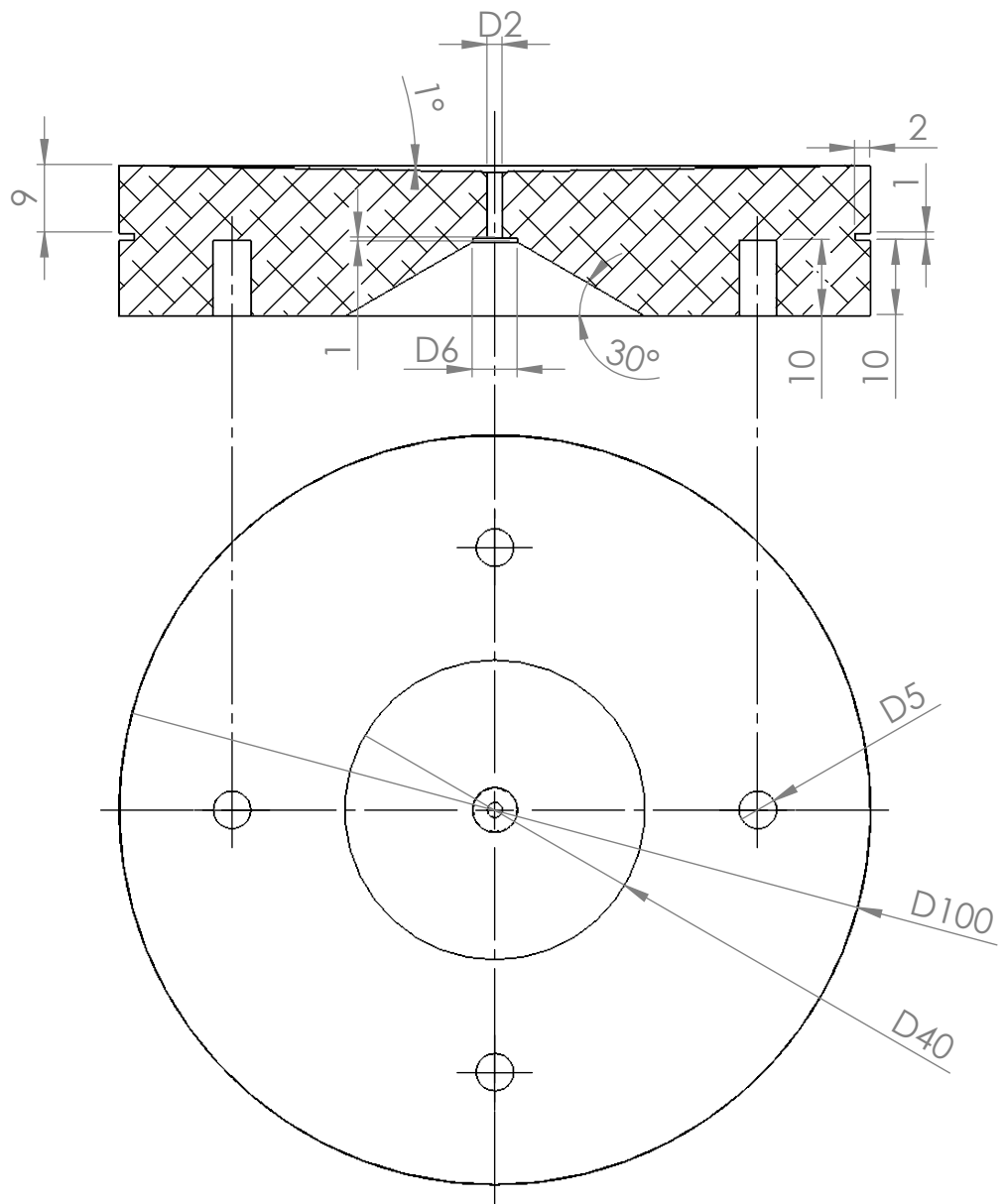
Primeiro Diedro

Milímetros

**10 - Alça**

21/07/2022





Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:1

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

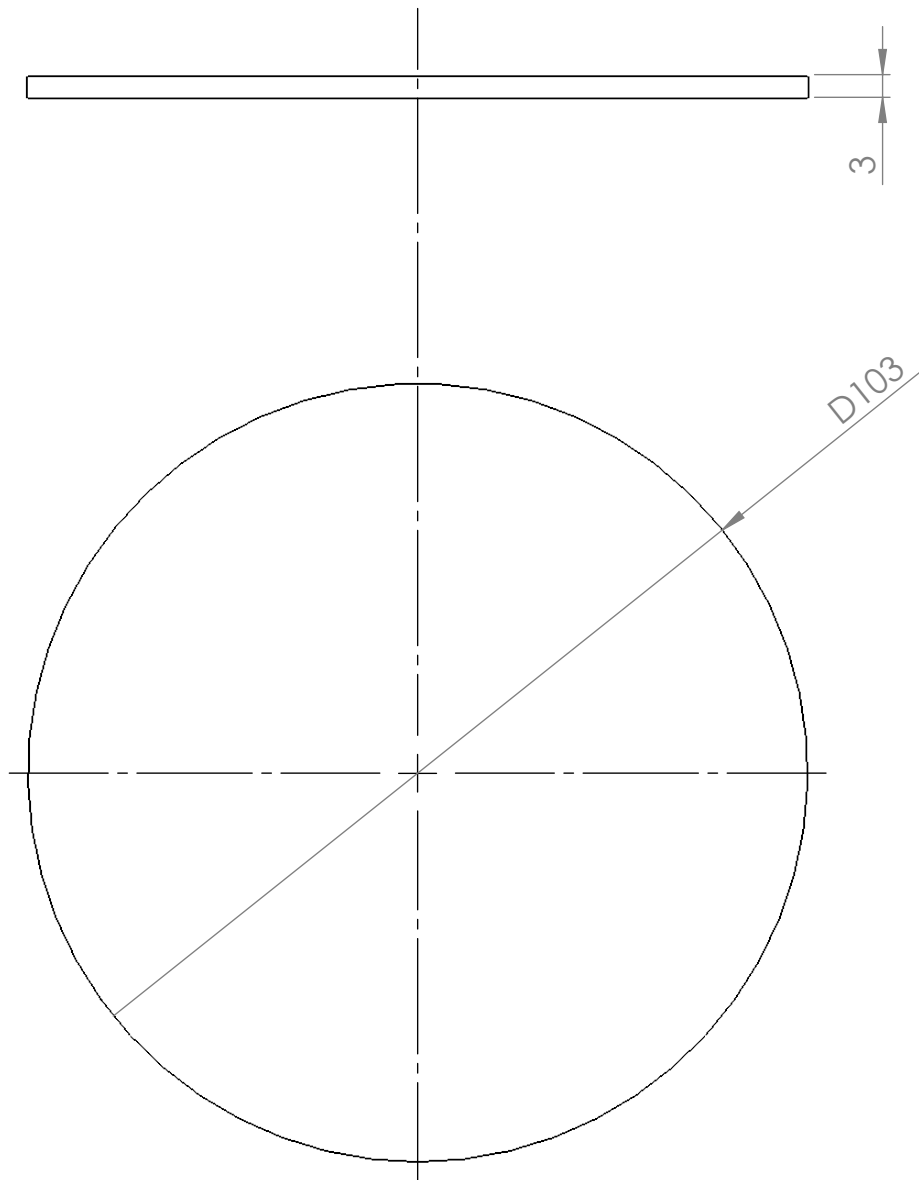
Folha 12/13

Primeiro Diedro

Milímetros

**11 - Injetor**

21/07/2022



Faculdade de Tecnologia - FT - UnB

Projeto de Graduação

Desenhista

André Sarkis Rosa

Escala 1:1

Professor

Carlos Alberto Gurgel Veras

Folha 13/13

Primeiro Diedro

Milímetros

**12 - Tampa**

21/07/2022