

**CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA CELSO SUCKOW DA
FONSECA**

**DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
ENGENHARIA MECÂNICA**

VITOR HUGO RAMOS SANTOS

**ANÁLISE DE DIFERENTES MATERIAIS CONSTITUINDO A
CAMADA ABLATIVA DE UM MOTOR À PROPELENTE SÓLIDO DE
UMA EQUIPE DE FOGUETEMODELISMO**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

RIO DE JANEIRO

2023

Vitor Hugo Ramos Santos

**ANÁLISE DE DIFERENTES MATERIAIS CONSTITUINDO A
CAMADA ABLATIVA DE UM MOTOR À PROPELENTE SÓLIDO DE
UMA EQUIPE DE FOGUETEMODELISMO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado como requisito parcial à obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica, do Departamento de Engenharia Mecânica do Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca.

Orientador: Prof. Dr. Jonatas Motta Quirino

RIO DE JANEIRO

2023

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Central do CEFET/RJ

S237 Santos, Vitor Hugo Ramos
Análise de diferentes materiais constituindo a camada ablativa
de um motor à propelente sólido de uma equipe de
foguetemodelismo / Vitor Hugo Ramos Santos – 2023.
83f. : il. (algumas color.) , enc.

Projeto Final (Graduação) Centro Federal de Educação
Tecnológica Celso Suckow da Fonseca, 2023.
Bibliografia: f. 80-83
Orientador: Jonatas Motta Quirino.

1. Engenharia mecânica. 2. Motores de foguetes.
3. Propelentes sólidos. I. Quirino, Jonatas Motta (Orient.). II. Título

CDD 620.1

Dedico este trabalho à minha avó Glória, por
me motivar e ensinar desde criança.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente gostaria de agradecer aos meus pais Leir e Rogério, que me incentivam e me motivam todos os dias e fazem de tudo para o meu sucesso.

Gostaria de agradecer também aos meus padrinhos Leilda, por estar do meu lado em todos os momentos, e Marcelo, por sempre me motivar a seguir a carreira de engenharia e ser um grande exemplo para mim na área.

Ainda, gostaria de agradecer a todos os meus familiares mais próximos, meus primos e tios, por sempre me motivarem e entenderem minha ausência em eventos e reuniões de família, com o intuito de estudar para alguma prova, ou até mesmo escrever o Trabalho apresentado aqui.

Não poderia deixar de agradecer aos meus feitos no curso de engenharia mecânica, que sempre me inspiram a ser um melhor profissional, e por todos os dias de estudos e conversas nos corredores e na internet, sempre me ajudando a levar o dia a dia da faculdade de forma mais leve.

Quero deixar aqui minha total gratidão às equipes RocketWolf e SocialWolf, da extensão Ramo Estudantil CFETE/RJ, nessas equipes eu aprendi tudo que eu via em sala de aula de forma prática, aprendi a ser líder, e desenvolvi diversas habilidades ao longo dos quatro anos em que eu fiz parte. Além disso, não poderia deixar de mencionar meus amigos que fiz nessa extensão, que se tornaram parte da minha família, e que me ajudaram a me tornar uma pessoa melhor, tanto profissionalmente quanto pessoalmente falando. Foi uma honra fazer parte dessa equipe e construir amizades tão duradouras.

Por fim, gostaria de agradecer a meu orientador Jonatas Motta Quirino por me motivar e incentivar a finalizar o projeto, sendo um exemplo na área que eu gosto.

No mais, agradeço à Deus, e a todos os Deuses, Orixás, Santos, Mentores e Entidades que me deram forças a superar meus obstáculos e estar aqui hoje.

“Actually, I Guess it is Rocket Science.
(Jimmy Neutron: O Menino Gênio, 2001)

RESUMO

SANTOS, Vitor Hugo Ramos. **Análise De Diferentes Materiais Constituindo A Camada Ablativa De Um Motor À Propelente Sólido De Uma Equipe De Foguetemodelismo.** 2023. 96 páginas. Trabalho de Conclusão de Curso – Centro Federal de Educação Tecnológica Celso Suckow da Fonseca. Rio de Janeiro, 2023.

Este trabalho estuda e modela a transferência de calor dentro da câmara de combustão de um motor de foguetemodelismo com propelente sólido. O foco central é analisar diferentes materiais para proteger a parte interna da câmara contra as altas temperaturas e pressões geradas durante a combustão, se forma a assegurar a integridade da câmara para possibilitar sua reutilização em voos subsequentes do mesmo foguete, dado que a temperatura de combustão dos grãos propelentes utilizados nos motores sólidos podem atingir valores entre 1500 K e 3000 K, acompanhados de elevadas pressões. O estudo utilizará modelagem matemática para comparar as capacidades de diferentes materiais em resistir a essas condições de elevadas pressões e temperaturas. Os materiais comparados foram Poliuretano, Poliestireno, Fibra de Vidro, Lã de Rocha, Resina Epóxi, PVC, PLA e ABS, encontrando que os materiais que apresentaram a menor temperatura na superfície externa da câmara de combustão, julgando também a viabilidade de operação dos referidos materiais, foram o Poliuretano e o Poliestireno com bons resultados, e a Fibra de Vidro e Lã de Rocha com resultados satisfatórios.

Palavras-chave: Foguetemodelismo. Proteção Térmica. Transferência de Calor. Materiais. Camada Ablativa.

ABSTRACT

SANTOS, Vitor Hugo Ramos. **Analysis of Different Materials Comprising the Ablative Layer of a Solid Propellant Rocket Engine by a Rocket Modeling Team.** 2023. 96 pages. Final Course Project - Federal Center of Technological Education – Rio de Janeiro. Rio de Janeiro, 2023.

This work studies and models heat transfer within the combustion chamber of a solid propellant rocket engine for rocket modeling. The central focus is to analyze different materials to protect the internal part of the chamber against the high temperatures and pressures generated during combustion, aiming to ensure the chamber's integrity for potential reuse in subsequent flights of the same rocket. This is particularly crucial given that the combustion temperature of the propellant grains used in solid motors can reach values between 1500 K and 3000 K, accompanied by high pressures. The study employs mathematical modeling to compare the capabilities of different materials in resisting these conditions of high pressure and temperature. The materials compared include Polyurethane, Polystyrene, Fiberglass, Rock Wool, Epoxy Resin, PVC, PLA, and ABS. The findings indicate that the materials exhibiting the lowest temperature on the external surface of the combustion chamber, while also considering the operational viability of these materials, were Polyurethane and Polystyrene with promising results. Fiberglass and Rock Wool also demonstrated satisfactory outcomes.

Keywords: Rocket Modeling. Thermal Protection. Heat Transfer. Materials. Ablative Layer.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: Método de Projeto e Validação de um Motor-Foguete.....	8
Figura 2: Imagem de um motor com propulsão líquida.....	11
Figura 3: Imagem de um motor com propulsão sólida	12
Figura 4: Imagem de um motor com propulsão híbrida	13
Figura 5: Imagem do grão.....	18
Figura 6: Imagem comparativa entre diferentes curvas de empuxo para diferentes formatos da alma de um propelente sólido.....	19
Figura 7: Desenho com parte dos principais componentes de um motor de propulsão sólida	22
Figura 8: Desenho da geometria de uma Tubeira	23
Figura 9: Desenho de uma câmara de combustão e o campo de pressão interna da câmara, mostrando o fluxo de saída dos gases	25
Figura 10: Desenho referentes ao processo de condução de calor	29
Figura 11: Desenho ilustrativo mostrando o fluxo de calor em uma chaleira onde ocorre uma convecção natural	30
Figura 12: Desenho ilustrativo mostrando o fluxo de calor proveniente de um ventilador, onde ocorre uma convecção forçada	31
Figura 13: Imagem do processo de transferência de calor por radiação, considerando a emissão e absorção da radiação	34
Figura 14: resistência térmica em série	37
Figura 15: Resistência térmica em paralelo	38
Figura 16: Catálogo da Loja Aleluia Alumínio, referentes à tubos redondos	46
Figura 17: Dados do motor imputados na Planilha ezRocket.....	49
Figura 18: Parâmetros da tubeira.	51
Figura 19: Curva de Empuxo do motor.....	52
Figura 20: Geometria da câmara de combustão antes da combustão	53
Figura 21: Geometria da câmara de combustão após a combustão	54
Figura 22: Perfil geométrico do problema.....	55
Figura 23: localização das temperaturas no problema.....	58
Figura 24: Representação da Resistencia Térmica total	60
Figura 25: Propriedades do propelente	63
Figura 26: coeficiente convectivo dos gases de combustão	63
Figura 27: Perfil de Temperatura – PVC.....	65
Figura 28: Perfil de Temperatura – POLIURETANOS.....	66
Figura 29: Perfil de Temperatura – PLA	67
Figura 30: Perfil de Temperatura – EPS	68
Figura 31: Perfil de Temperatura – ABS.....	69
Figura 32: Perfil de Temperatura – Resina Epóxi	70
Figura 33: Perfil de Temperatura – Fibra de Vidro.....	72
Figura 34: Perfil de Temperatura – Lã de Rocha.....	73
Figura 35: Perfis de Temperaturas dos diferentes materiais.....	75

LISTA DE QUADROS

Quadro 1: Parâmetros de comparação entre motores de diferentes tipos de Propulsão	14
Quadro 2: Propriedades da Liga de Alumínio 6061-T6	46
Quadro 3: Propriedades físicas/termoquímicas do propelente.	48
Quadro 4: Dados do motor retirados da Planilha ezRocket.	49
Quadro 5: Resultados dos parâmetros da tubeira	51
Quadro 6: Parâmetros fundamentais do motor	52
Quadro 7: Valores de Temperatura – PVC.....	65
Quadro 8: Valores de Temperatura – POLIURETANOS	66
Quadro 9: Valores de Temperatura – PLA.....	67
Quadro 10: Valores de Temperatura – EPS.....	68
Quadro 11: Valores de Temperatura – ABS.....	70
Quadro 12: Valores de Temperatura – Resina Epóxi	71
Quadro 13: Valores de Temperatura – Fibra de Vidro.....	72
Quadro 14: Valores de Temperatura – Lã de Rocha	73
Quadro 15: Comparação da temperatura final usando cada material.....	74
Quadro 16: Comparação do gradiente térmico na camada ablativa para cada material.....	75

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	1
1.1 MOTIVAÇÃO.....	1
1.2 FOGUETEMODELISMO.....	2
1.2.1 Competições Ao Redor Do Mundo	3
1.2.2 Equipe RocketWolf	4
1.3 OBJETIVO GERAL.....	4
1.4 OBJETIVOS ESPECIFICOS	5
2. PRINCIPIOS PARA O PROJETO DE UM MOTOR-FOGUETE.....	6
2.1 SISTEMA PROPULSIVO	6
2.1.1 Propulsão Química	7
2.1.2 Cálculos e Dimensionamentos de um Sistema Propulsivo.....	7
2.2 PROPULSÕES QUÍMICAS	9
2.2.1 Motor com Propulsão Líquida.....	10
2.2.2 Motor com Propulsão Sólida	11
2.2.3 Motor com Propulsão Híbrida	13
2.3 GRÃO PROPELENTE.....	15
2.3.1 Grãos Aderidos ao Envelope-Motor.....	15
2.3.2 Grãos Independentes.....	16
2.3.3 Geometria dos Grãos	17
2.3.4 Composição dos Grãos	20
2.4 PARTES MECÂNICAS DO MOTOR-FOGUETE	21
2.4.1 Tubeira.....	22
2.4.2 Tampo.....	24
2.4.3 Ignitor	24
2.4.4 Câmara de Combustão.....	24
2.4.5 Proteção Térmica.....	26
3 TRANSFERÊNCIA DE CALOR EM FOGUETEMODELISMO	27
3.1 CONDUÇÃO	28
3.2 CONVECCÃO	30
3.3 RADIAÇÃO	32
3.4 COEFICIENTE GLOBAL DE TRANSFERENCIA DE CALOR	34
3.4.1 Resistencia Térmica Total	36
4 A SELEÇÃO DE MATERIAIS	39
4.1 METAIS	39
4.2 CERÂMICOS.....	40
4.3 POLIMÉRICOS	41
4.4 COMPÓSITOS.....	42
4.5 MATERIAIS ABORDADOS	43

5 ESTUDO DE CASO	45
5.1 ANÁLISE DO PROJETO DO MOTOR.....	45
5.1.1 Dimensionamento da Câmara de Combustão.....	45
5.1.2 Escolha do Propelente	48
5.1.3 Dimensionamento da Camada Ablativa e dos Grão.....	49
5.1.4 Performance do motor	51
5.2 MODELO ESTUDADO.....	53
5.2.1 Determinação dos parâmetros	55
6 RESULTADOS E DISCUSSÕES	62
6.1 DETERMINAÇÃO DAS CONSTANTES	62
6.2 POLICLORETO DE VINILA (PVC)	64
6.3 POLIURETANOS (PU'S)	65
6.4 ÁCIDO POLILÁTICO (PLA).....	67
6.5 POLIESTIRENO (EPS)	68
6.6 ACRILONITRILA BUTADIENO ESTIRENO (ABS)	69
6.7 RESINA EPÓXI.....	70
6.8 FIBRA DE VIDRO	71
6.9 LÃ DE ROCHA	72
6.10 COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS	74
6.10.1 Viabilidade de operação e maufatura dos materiais	76
7 CONCLUSÃO.....	78
TRABALHOS FUTUROS	79
REFERENCIAS	80

1 INTRODUÇÃO

Desde os primórdios da humanidade, o desejo de desbravar os céus tem sido uma constante em nossa história. Ao longo dos séculos, diferentes formas de exploração aérea foram desenvolvidas, impulsionando avanços tecnológicos significativos para a ciência.

Uma dessas áreas é o foguetemodelismo, uma atividade apaixonante que envolve o projeto, construção e lançamento de foguetes de pequeno porte. O foguetemodelismo, como hobby e campo de estudo, atrai cada vez mais entusiastas e acadêmicos interessados em explorar os limites da ciência, engenharia e tecnologia. Além de ser uma atividade emocionante e desafiadora, o foguetemodelismo oferece uma oportunidade única para o aprendizado prático e a experimentação científica.

Uma das áreas mais importantes no desenvolvimento de projetos de foguetemodelismo é a propulsão. Sistemas de propulsão fornecem forças que movem corpos inicialmente em repouso ou alteram sua velocidade, ou que superam forças de retardo quando os corpos são impulsionados através de um meio viscoso, ou seja, no foguetemodelismo é a área responsável por projetar e construir os motores dos foguetes experimentais (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Nessa área, são realizados diversos estudos sobre a combustão do propelente do foguete, e conseqüentemente, sobre a mecânica dos fluidos e transferência de calor durante o processo de queima do motor.

1.1 MOTIVAÇÃO

Atualmente, um dos grandes desafios para quem realiza a atividade do foguetemodelismo é garantir a eficiência máxima do motor, levando em conta principalmente a segurança e o custo do projeto, visto que é essencial que tanto o foguete, quanto o motor dele, retornem ao ponto inicial com os menores danos possíveis, e consigam serem reutilizados posteriormente.

Dessa forma, é intuitivo que o desenvolvimento de um motor de foguetemodelismo deve considerar o uso de mecanismos de segurança, garantindo um ambiente seguro para os técnicos que estarão em contato com o funcionamento do motor, e garantindo ainda a reutilização das partes mecânicas dele.

Considerando que a temperatura de combustão para os grãos propelentes, usados nos motores sólidos, que serão falados mais à frente no estudo, alcançam temperaturas entre 1500 K a 3000 K e trabalham com elevadas pressões, fica clara a necessidade de se utilizar uma

proteção térmica na parede da câmara de combustão com a finalidade de reduzir os efeitos causados pela exposição a altas temperaturas e pressões (DAVENAS, 1992).

Além de proteger dos choques das partículas gasosas, geradas pela queima do propelente, contra à parede do motor, o que pode gerar danos a mesma.

1.2 FOGUETEMODELISMO

A história do uso de foguetes na humanidade remonta a muitos séculos, dessa forma, os foguetes têm desempenhado um papel crucial em diversas áreas, desde a exploração espacial até a guerra e a ciência.

Um dos primeiros exemplos desse fato são os registros mais antigos do uso de foguetes, que remontam à China antiga, por volta do século IX. Os chineses utilizavam foguetes em cerimônias religiosas, como festivais e eventos festivos. Eles desenvolveram pós de pólvora, que eram usados como propelente para lançar foguetes primitivos. E, logo em seguida, os mongóis, no século XIII, adaptaram a tecnologia chinesa de foguetes para fins militares, utilizando-os como armas durante suas campanhas de conquista (VOGT, 2011).

Contudo, foi na virada do século XX que houve um marco crucial na história da tecnologia de foguetes, quando o cientista russo Konstantin Tsiolkovsky (1857-1935), frequentemente chamado de "pai da astronáutica", desenvolveu teorias fundamentais sobre o voo espacial, incluindo o conceito de uso de foguetes para alcançar o espaço. Suas equações e ideias sobre a propulsão de foguetes foram essenciais para o desenvolvimento posterior da tecnologia espacial. E logo após, o cientista americano Robert Goddard (1882-1945) construiu e lançou com sucesso o primeiro foguete de combustível líquido em 1926, em que suas experiências contribuíram para o desenvolvimento de motores de foguete mais eficientes (RIBEIRO, 2013).

Mas foi durante a Segunda Guerra Mundial que os alemães desenvolveram o foguete Vergeltungswaffe 2, mais conhecido como V-2, o qual foi um dos primeiros mísseis balísticos, tendo sido usado principalmente como arma durante a guerra.

Após o fim da Segunda Guerra Mundial, muitos cientistas e engenheiros alemães, incluindo Wernher von Braun, foram recrutados pelos Estados Unidos e pela União Soviética como parte da chamada "Corrida Espacial" da Guerra Fria. Essa corrida começou oficialmente em 1957, quando a União Soviética lançou o Sputnik 1, o primeiro satélite artificial da Terra. Esse evento marcou o início da exploração espacial e desencadeou uma competição intensa entre os EUA e a União Soviética para alcançar marcos no espaço.

Essa competição levou ao desenvolvimento de foguetes poderosos, como o Saturn V dos EUA, o qual foi um dos foguetes mais poderosos já construídos e foi usado no Projeto Apollo, culminando na missão Apollo 11 em 1969, quando astronautas americanos, liderados por Neil Armstrong e Buzz Aldrin, pousaram na Lua (D. R. GREATRIX, 2012).

A corrida espacial teve um impacto profundo na tecnologia de foguetes, impulsionando avanços significativos na capacidade de lançamento e exploração espacial, abrindo caminho também para a colaboração internacional e o estabelecimento de agências espaciais como a NASA e a Agência Espacial Europeia (ESA), que continuam a liderar a exploração e a pesquisa espacial até os dias atuais.

1.2.1 Competições Ao Redor Do Mundo

A busca pelo conhecimento e pela tecnologia avançada, bem como a paixão pela exploração espacial, estão refletidas no início do *hobby* de foguetemodelismo, que está profundamente entrelaçado com a história do uso de foguetes na humanidade. Hoje, o foguetemodelismo desempenha um papel crucial nessa herança, conectando entusiastas de foguetes em todo o mundo.

Diversas competições de foguetemodelismo são realizadas globalmente, reunindo entusiastas e engenheiros amadores em desafios empolgantes. Entre as competições mais notáveis estão o "Team America Rocketry Challenge" nos Estados Unidos, que atrai jovens talentos para projetar e lançar foguetes competitivos; o "Intercollegiate Rocket Engineering Competition (IREC)", que reúne equipes de estudantes universitários de todo o mundo para testar suas habilidades de engenharia de foguetes; e o "Spaceport America Cup", onde estudantes de engenharia demonstram seu conhecimento em design e construção de foguetes de alta potência.

No Brasil, o foguetemodelismo também tem uma presença crescente, com competições e eventos que atraem entusiastas de todas as idades. A "Latin America Space Challenge (LASC)" é um exemplo proeminente, onde estudantes de diversas universidades de todo América Latina, incluindo países como Índia e Taiwan, competem para lançar foguetes construídos por eles mesmos (LASC, 2023).

Essas competições de foguetemodelismo, tanto a nível global quanto no Brasil, alimentam a paixão pela exploração espacial e oferecem uma plataforma emocionante para o desenvolvimento de habilidades em engenharia, ciência e tecnologia. Elas também representam a continuidade da história dos foguetes como uma ferramenta para impulsionar o

conhecimento e a inovação, inspirando gerações futuras a se aventurarem nos mistérios do espaço.

1.2.2 Equipe RocketWolf

A equipe RocketWolf é uma equipe de foguetemodelismo que teve seu início no CEFET (Centro Federal de Educação Tecnológica) em 2015. Sua fundação ocorreu devido ao entusiasmo compartilhado por estudantes de diferentes cursos dessa instituição em relação ao hobby de foguetemodelismo. O grupo reúne uma equipe multidisciplinar que se uniram para explorar e aprimorar suas habilidades em design, construção e lançamento de foguetes.

Uma das características notáveis da equipe RocketWolf é sua abrangência interdisciplinar. Os membros representam diversos cursos do CEFET, incluindo Engenharia Mecânica, Engenharia Eletrônica e outros campos relacionados. Essa diversidade de conhecimento e habilidades permite que a equipe aborde os desafios do foguetemodelismo de maneira holística, considerando aspectos como aerodinâmica, eletrônica, propulsão e estrutura.

Um dos principais pontos da equipe RocketWolf é a construção de seus próprios motores de foguete. Isso não apenas demonstra o alto nível de conhecimento técnico dos membros, mas também permite que a equipe personalize os motores para atender às especificações exatas de suas missões de lançamento.

Ao longo dos anos, a equipe RocketWolf participou de várias competições de foguetemodelismo, incluindo competições de diferentes apogeus, como aquelas que envolvem lançamentos de foguetes a distâncias de 1 km, 500 m e 300 m. Essas competições não apenas testaram a capacidade da equipe de projetar e construir foguetes eficazes, mas também aprimoraram suas habilidades em termos de cálculos de trajetória, segurança e gerenciamento de projetos.

Ao longo dos anos, a equipe enfrentou uma série de desafios significativos no projeto e na construção de seus motores, sendo um dos principais obstáculos a combinação precisa de componentes e o dimensionamento correto de câmaras de combustão, juntamente com a escolha de materiais resistentes às condições extremas de temperatura e pressão encontradas durante as condições de operação do motor.

1.3 OBJETIVO GERAL

Este trabalho visa estudar e modelar a transferência de calor dentro de uma câmara de combustão de um motor de foguetemodelismo com propelente sólido. O trabalho visa estudar,

e comparar, a partir dos dados obtidos pela modelagem da transferência de calor, diferentes materiais com o objetivo de proteger a parte interna da câmara de combustão do motor do foguete contra altas temperaturas e pressões.

O objetivo é garantir que a câmara não seja danificada e possa ser reutilizada em voos futuros do mesmo foguete, ao comparar diferentes materiais para realizar a proteção térmica da câmara de combustão, impedindo, dessa forma, que a superfície externa atinja temperaturas críticas para o material da câmara. Para isso, serão analisados diferentes materiais e suas capacidades de resistir às condições extremas encontradas durante a combustão.

1.4 OBJETIVOS ESPECIFICOS

Com a finalidade de melhor cumprir o objetivo do presente trabalho, o estudo visa diferentes formas para se calcular o Fluxo de calor nas camadas de proteção térmica internas da câmara de combustão, evidenciando qual metodologia deve ser empregada.

Além disso, o presente trabalho se propõe a apresentar um modelo para estimar a temperatura interna da câmara de combustão após a queima, através dos parâmetros obtidos do combustível que irá ser definido.

Após determinar a melhor metodologia a ser calcular o Fluxo de Calor nas camadas de proteção térmica, o presente estudo se propõe a calcular os coeficientes de convecção e radiação dos gases gerados pelos propelentes, de forma a garantir resultados melhores na análise da transferência de calor.

Com os coeficientes de convecção e radiação dos gases propelentes, e com a modelagem matemática, o presente estudo irá analisar diferentes materiais, a fim de estudar a viabilidade de uso deles para serem usados como a proteção térmica interna da câmara de combustão

Por fim, o estudo visa aplicar as características dos materiais escolhidos na análise, a fim de gerar os perfis térmicos em cada situação com os diferentes materiais para o isolamento térmico, comparando o fluxo de calor, e determinando, a partir dos cálculos e características inerentes a cada material, qual seria o material mais adequado para se usar como proteção térmica interna da câmara de combustão de um motor de foguete modelismo com propelente sólido.

2. PRINCIPIOS PARA O PROJETO DE UM MOTOR-FOGUETE

A construção de um foguete eficiente e seguro requer a consideração cuidadosa de diversos princípios de projeto fundamentais. Dessa forma, é muito importante conhecer a missão do projeto para o qual foguete está sendo projetado, bem como suas principais áreas. Dentro de um projeto de foguetemodelismo, algumas principais áreas, como descrito por Santos (2019), são:

- Payload, também chamada também de carga útil, é o objetivo final pelo qual o foguete é lançado: pode ser, por exemplo, um experimento científico, cargas militares (por exemplo: explosivos), tripulantes humanos, animais etc.;
- Aviônica, sendo essa a parte eletrônica embarcada no foguete, responsável por quaisquer recepções e transmissões de sinais, bem como todo controle eletrônico e computacional, em nível de tempo real, ou para análises posteriores;
- Fuselagem, o corpo estrutural do foguete, sendo toda sua parte externa;
- Aerodinâmica, os dispositivos que dão estabilidade ao foguete, aletas e coifa;
- Sistemas de recuperação, com a finalidade de recuperar o foguete, como paraquedas, por exemplo; e
- Sistema Propulsivo, que será descrito mais a frente nesse trabalho.

2.1 SISTEMA PROPULSIVO

O termo propulsão pode ser definido, de forma genérica, como o ato de modificar o movimento de um corpo, ou mais brevemente, realizar o ato de empurrar um corpo. Assim, sistemas propulsivos são aqueles capazes de gerar forças que alterem a direção ou intensidade da velocidade de um corpo, esteja este em movimento ou em repouso (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Para o caso em foguetemodelismo, a propulsão se refere a uma classe de propulsão a jato que produz empuxo ao ejetar matéria, chamada de fluido de trabalho ou propelente, armazenada inteiramente na aeronave em voo (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Os sistemas de propulsão de foguetes podem ser classificados de várias maneiras, por exemplo, de acordo com o tipo de fonte de energia (química, nuclear ou solar) ou de acordo com sua função básica (estágio propulsor, sustentador ou estágios superiores, controle de atitude, manutenção de órbita, etc.) ou de acordo com o tipo de veículo que eles propulsionam (aeronave, míssil, decolagem assistida, veículo espacial, etc.), ou por seu tamanho, tipo de propelente, tipo de construção e/ou pelo número de unidades de propulsão de foguete usadas

em um determinado veículo. E a fonte de energia mais usada normalmente é a de Propulsão Química (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

2.1.1 Propulsão Química

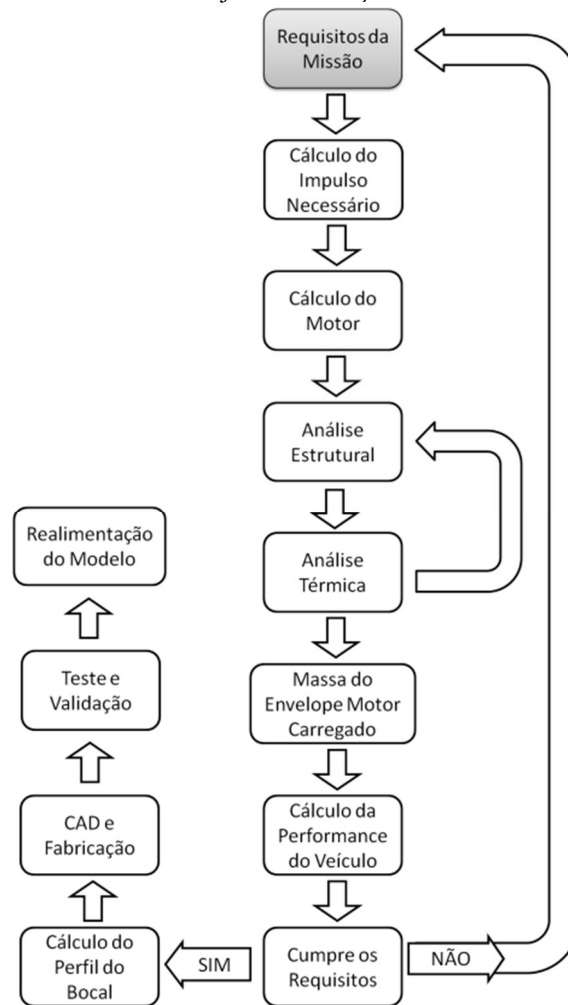
A energia proveniente da reação de combustão de propelentes químicos, normalmente um combustível e um oxidante, em uma câmara de alta pressão é convertida em aquecimento dos gases de reação a altas temperaturas (tipicamente 2500 a 4100 graus Celsius ou 4500 a 7400 graus Fahrenheit). Posteriormente, esses gases são expandidos em um bocal supersônico e acelerados a altas velocidades (de 1800 a 4300 metros por segundo ou 5900 a 14.100 pés por segundo) (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Dessa forma, os motores de foguetes, ao expulsar um fluido de alta velocidade criado pela combustão de alta pressão de propelentes, compostos por componentes de combustível e oxidante, de dentro de uma câmara de combustão, impõe uma força de empuxo ao foguete, de acordo com a terceira lei de newton (VOGT, 2011).

2.1.2 Cálculos e Dimensionamentos de um Sistema Propulsivo

Inicialmente, para se realizar o projeto de um motor-foguete da forma mais eficiente e eficaz possível, deve-se realizar diversas iterações do projeto, a fim de conseguir estimar a quantidade de massa necessária de propelente para se realizar a missão determinada previamente. Para isso Ribeiro (2013), determinou um método de projeto e validação de um motor-foguete, como mostrado na Figura 1:

Figura 1: Método de Projeto e Validação de um Motor-Foguete



Fonte: Ribeiro (2013)

Dessa forma, ao saber a missão, deve-se calcular o impulso necessário. Com a finalidade de se calcular o Impulso, primeiramente deve-se achar o empuxo do motor, que é a força gerada pelo fluxo dos gases de escape resultantes da combustão dos propelentes na câmara de combustão (O. S. OLAOYE, O. A. ABDULHAFEEZ, 2012; SUTTON; BIBLARZ, 2017), e pode ser expressa pela equação matemática:

$$F = \dot{m}v + A_s(p_s - p_a) \quad (1)$$

Sendo: F o empuxo; \dot{m} a vazão mássica; v a velocidade média de escape dos gases; A_s a área de saída da tubeira; p_s a pressão estática de saída; e p_a a pressão ambiente. Dessa

forma, o empuxo máximo ocorre quando a área de saída da tubeira é otimizada, de forma que $p_s = p_a$ (O. S. OLAOYE, O. A. ABDULHAFEEZ, 2012).

A partir do cálculo do empuxo, consegue-se obter o impulso total, que é definido como a integral do empuxo durante o tempo de operação do motor (NAKKA, 2007).

$$I_t = \int F dt \quad (2)$$

Sendo: I_t o Impulso Total

Além do impulso total, outro parâmetro importante para o desempenho de um motor-foguete é o impulso específico, que representa a razão entre o empuxo gerado e a massa de propelente consumido, e é o principal fator de desempenho do sistema propulsivo, sendo facilmente aplicável a diferentes sistemas. Dessa forma, quanto maior o valor do impulso específico, maior será o desempenho do motor (SUTTON; BIBLARZ, 2017). O impulso específico pode ser calculado como:

$$I_{sp} = \frac{I_t}{w_p} = \frac{\int F dt}{g_0 \cdot \int \dot{m} dt} \quad (3)$$

Sendo: I_{sp} o Impulso Específico; w_p o valor do peso de propelente consumido; g_0 a gravidade local.

Por fim, um dos parâmetros que ainda podem ser usados como parâmetro é a velocidade efetiva de exaustão, que é a velocidade média na saída da tubeira.

$$v_e = \frac{F}{\dot{m}} = I_{sp} \cdot g_0 \quad (4)$$

A partir dos cálculos apresentados acima, é possível se iniciar o dimensionamento do motor-foguete, levando em conta os principais parâmetros acima. Porém, como método de projeto e validação de um motor-foguete, determinado por Ribeiro (2013), ainda se tem uma série de análises e dimensionamentos que devem ser feitos a fim de garantir um melhor desempenho e projeto de um motor, mas que estes não serão discorridos nesse estudo.

2.2 PROPULSÕES QUÍMICAS

Conforme já mencionado acima, as propulsões químicas são as mais utilizadas em um projeto de motor-foguete. Dessa forma, existem diferentes tipos de propulsões químicas,

sendo cada uma relacionada a um diferente estado físico em que o propelente é armazenado. Logo, pode-se citar três principais tipos de motores de propulsão química: motor com propulsão líquida, motor com propulsão sólida e motor com propulsão híbrida.

Vale ressaltar que a configuração do sistema propulsivo a ser escolhido depende de várias características da missão, por exemplo, a órbita a ser alcançada, a quantidade de peso levada para o espaço, a tecnologia disponível, orçamento e os materiais, (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

2.2.1 Motor com Propulsão Líquida

Motores de foguetes de propelente líquido usam propelentes armazenados em estado líquido, que são alimentados sob pressão a partir de tanques para uma câmara de combustão. (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Dessa forma, em um foguete com propulsão líquida, o combustível e o oxidante são estocados em tanques normalmente cilíndricos, estes passam por uma bomba que injeta estes na câmara de combustão, onde são misturados e queimados. O processo de combustão produz uma grande quantidade de gases com alta pressão e temperatura dentro da câmara de combustão. Estes gases passam pela tubeira e são acelerados, produzindo o empuxo através da terceira lei de Newton, (HALL, 2017).

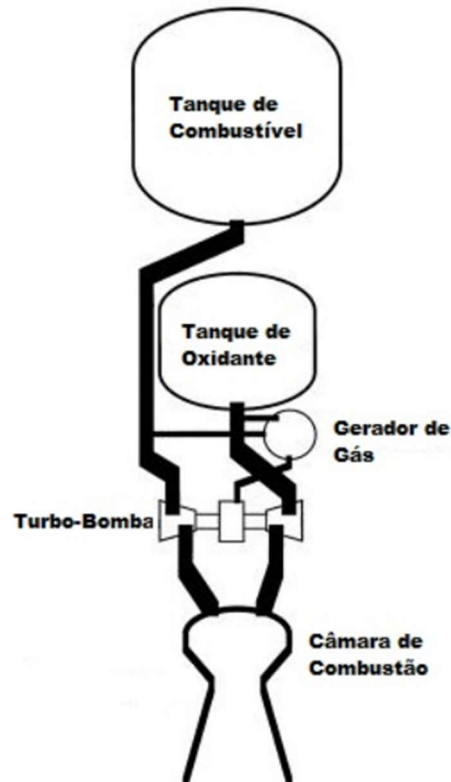
Logo, os sistemas de foguetes com propulsão líquida são mais comuns em aplicações que requerem maiores quantidades de propelente e maior empuxo, como os encontrados em veículos de lançamento espacial (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Algumas vantagens, dos motores de propulsão líquida, além de que permitem maior empuxo, são que alguns motores de foguete líquido permitem operações repetitivas e podem ser iniciados e desligados à vontade, podendo operar por horas, dependendo apenas do suprimento de propelente e do sistema de Resfriamento.

E a principal desvantagem de um sistema de propulsão líquida, é que requer várias válvulas de precisão e alguns possuem mecanismos de alimentação complexos que incluem bombas de propelente, turbinas e geradores de gás. Sendo, dessa forma, mecanismos mais complexos e estruturas mais pesadas, sendo somente viável à foguetes orbitais e de altos apogeus.

Na Figura 2 abaixo é possível verificar um esquemático de um motor com propulsão líquida, com um sistema de alimentação com gás pressurizado (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Figura 2: Imagem de um motor com propulsão líquida



Fonte: (TURNER, 2009) com tradução de Martins (2017)

Em relação ao propelente, os propulsores com propelentes líquidos podem ser categorizados, conforme descrito em Greatrix (2012), como:

- Monopropelentes, que possuem tanto o oxidante quanto o combustível presentes em um único composto químico, sendo vantajoso para aplicações de menor empuxo (menor complexidade/custo, peso estrutural), como propulsores de manobra usados no controle de atitude de satélites; e

- Bipropelentes, que utilizam misturas separadas de oxidante e combustível e são geralmente mais energéticos em relação aos propelentes Monopropelentes. Como resultado, os Bipropelentes são mais utilizados em aplicações de maior empuxo, onde um I_{sp} mais elevado é essencial para o sucesso da missão de voo.

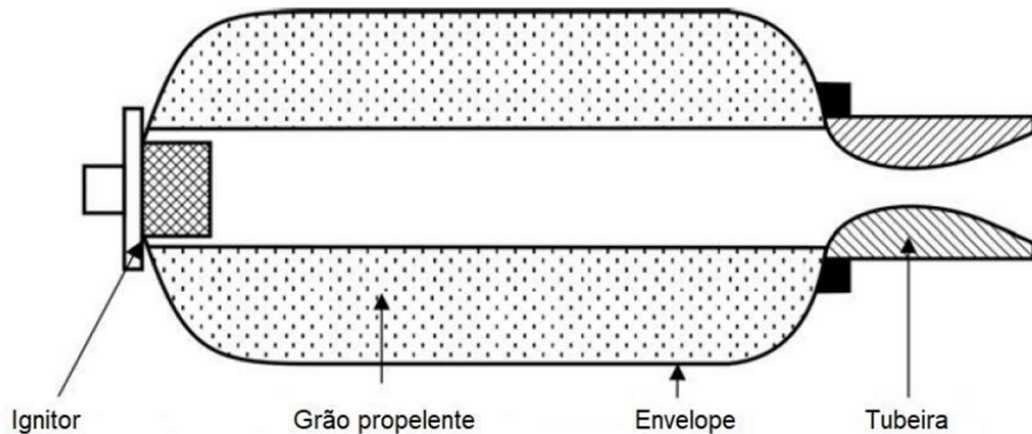
2.2.2 Motor com Propulsão Sólida

Nos motores de foguete com propulsão sólida, os ingredientes a serem queimados já estão armazenados dentro de uma câmara de combustão ou envelope-motor. O propelente

sólido é chamado de grão e contém todos os elementos químicos necessários para queimar completamente, conforme visto na Figura 3 abaixo. Uma vez iniciado, ele é projetado para queimar uniformemente a uma taxa predefinida em todas as superfícies internas do grão expostas (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

A cavidade interna se expande à medida que o propelente é queimado e consumido. Os gases quentes resultantes fluem através do bocal supersônico para proporcionar impulso. Uma vez iniciada, a combustão do motor é projetada para prosseguir de maneira ordenada até que essencialmente todo o propelente tenha sido consumido.

Figura 3: Imagem de um motor com propulsão sólida



Fonte: (KUENTZMANN, 2004)

Dessa forma, segundo Ribeiro (2013) e Humble (1995), os motores de foguete com propelente sólido são simples de operar e relativamente pequenos, porém difíceis de fabricar, manusear e ignitar, podendo conter produtos de exaustão tóxicos, oriundos de um grão sólido altamente reativo e potencialmente explosivo.

Ainda, segundo Ribeiro (2013) e Sutton; Biblarz (2017), estes motores foguetes são simples de se projetar, devido à ausência de partes móveis, fáceis de operar, de rápido preparo para uso, podem não conter gases de exaustão tóxicos, a um custo de perda de desempenho, e podem ser reutilizáveis. Entretanto, costumam apresentar falhas catastróficas, pois o grão sólido pode detonar espontaneamente sob certas condições, a integridade do grão é difícil de ser comprovada em campo, não há como controlar o empuxo durante a operação, não pode realizar um teste quente antes do funcionamento e possui uma ignição lenta, além de uma proteção térmica necessária em quase todos os motores.

Dessa forma, todos os esforços devem ser direcionados na precisão da predição do empuxo (e pressão interna) para obtenção do melhor benefício do motor (KUENTZMANN, 2004).

2.2.3 Motor com Propulsão Híbrida

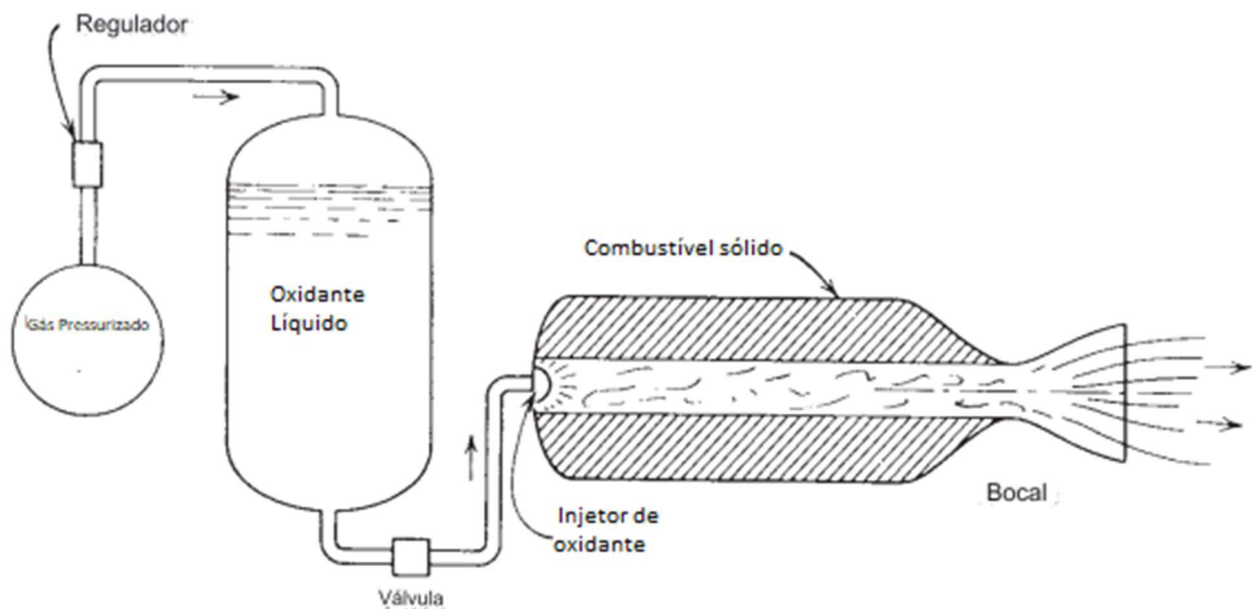
O foguete com propulsão híbrida tem como princípio a utilização de combustível na forma sólida e o uso do oxidante na forma líquida ou gasosa na câmara de combustão.

Dessa forma, infere-se que os motores de propulsão híbrida, são o resultado de uma fusão entre o motor de propulsão sólida e o motor de propulsão líquida. Logo, carrega com si as vantagens e desvantagens de cada tipo de motor já apresentado.

O propósito de sua criação, conforme definido por Sutton; Biblarz (2017), se deve as complexidades do foguete líquido e da falta de controlabilidade do foguete sólido.

A válvula controla a passagem do oxidante para a câmara de combustão e, dessa forma, todo o processo propulsivo, pois quando o oxidante é interrompido, a combustão e a saída de gases também serão, sendo possível interromper o processo de propulsão várias vezes durante uma missão (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Figura 4: Imagem de um motor com propulsão híbrida



Fonte: (SUTTON; BIBLARZ, 2017) com tradução do autor

Logo, pode-se influir que os motores com propulsão híbrida apresentam várias vantagens e desvantagens em comparação com os motores com propulsão líquidas e sólidas.

Dessa forma, as principais vantagens dos motores híbridos é a simplicidade e baixo custo de fabricação, visto que o combustível usado é sólido, e só lidando com o controle de uma válvula para liberar o oxidante. Além disso, pode pausar e reiniciar a operação do motor, visto que ao fechar a válvula de saída do oxidante, a queima é finalizada também, e possui maior impulso específico, quando comparado com motores com propulsão sólida, e melhor densidade/impulso específico em comparação com foguetes líquidos.

No entanto, também possui desafios, incluindo complexidade de projeto, possíveis limitações de desempenho e armazenamento limitado de combustível. A escolha entre os diferentes tipos de propulsão química depende das necessidades específicas da missão em questão.

Para tal, Humble (1995) compara as principais características de cada tipo de motor apresentado acima, e a partir do quadro apresenta em seu trabalho, foram filtrados alguns dados para a comparação. Dessa forma, apresenta-se o Quadro 1:

Quadro 1: Parâmetros de comparação entre motores de diferentes tipos de Propulsão

Propelente	Sólido	Híbrido	Líquido
Impulso Específico	260 - 300	290 - 350	320 - 460
Densidade do propelente	Alta	Média	Baixa
Tempo Máximo de Funcionamento	150 s	90 s	500 s
Modulação do Empuxo	Impossível	Possível	Possível

Fonte: adaptada de Ribeiro (2013)

Assim, é possível notar a diferença entre os principais parâmetros dos diferentes tipos de propulsão química, sendo a principal delas o Impulso Específico, mostrando que para uma mesma quantidade de propelente, os motores com propulsão líquida possuem maior impulso específico que o motor híbrido e sólidos, e que os motores híbridos ficam em um faixa que engloba tanto o Impulso Específico do motor sólido, quanto o motor Líquido. Além disso, nota-se que o líquido ainda apresenta a maior eficiência propulsiva, visto que apresenta maior impulso à menor quantidade de massa, mesmo que seja mais complexo.

Logo, é notório que cada sistema propulsivo tem sua especificação, vantagem e desvantagem, sendo necessário uma melhor análise de cada uma em relação à missão. No caso, para motores de projetos de foguetemodelismo, é usualmente encontrado motores de

propelente sólidos, pela sua facilidade e versatilidade em produção. Dessa forma, esse motor será mais discorrido ao longo do presente trabalho.

2.3 GRÃO PROPELENTE

Os grãos são os propelentes de um motor de propelente sólido. Os mesmos são uma mistura entre o oxidante e o combustível, em uma estequiometria determinada, de forma a realizar a combustão de maneira efetiva. Para melhor elucidar, o Sutton; Biblarz (2017) definem os grãos propelentes como formas moldadas, esculpidas ou extrudadas, com uma aparência e textura que se assemelham à borracha dura ou plástico.

Dessa forma, ao ser moldado e misturado, o propelente sólido está pronto para realizar o processo de combustão, o qual, uma vez iniciado o grão queima em todas as suas superfícies expostas, gerando gases quentes que são então expelidos através de uma tubeira.

O projeto de grãos de propelente envolve amplo conhecimento e numerosas técnicas, envolvendo inúmeros fenômenos relacionados à química, termodinâmica, dinâmica dos fluidos, mecânica dos meios contínuos, entre outros. (DAVENAS, 1992).

Primeiramente, os Requisitos do Motor de Foguete devem ser determinados com base na missão de voo, estabelecidos pelos projetistas do veículo e incluindo elementos como impulso total, curva desejada de empuxo-tempo, massa do motor, limites de temperatura, dentre outros fatores importantes para a missão do foguete.

E, como os grãos sólidos são uma mistura entre o oxidante e o combustível de forma sólida, compondo uma massa que pode ser modelada, os principais fatores que desempenham um papel crucial durante o projeto do propelente sólido são as substâncias as quais compõe o propelente, bem como sua geometria.

Além disso, ainda apresentam duas principais configurações: grãos independentes e grãos aderidos ao envelope-motor, os quais serão discorridos a seguir.

2.3.1 Grãos Aderidos ao Envelope-Motor

O processo de fabricação dos grãos aderidos ao envelope-motor é caracterizado pelo uso do próprio envelope-motor como molde, onde o propelente sólido é fundido diretamente, aderindo-se ao envelope-motor, seu revestimento ou isolamento. Esse método específico de fabricação resulta em características distintas que impactam o desempenho e a complexidade de produção desses grãos.

Os grãos aderidos ao envelope-motor oferecem vantagens notáveis em termos de desempenho quando comparados aos grãos independentes, destacando-se por uma menor

massa inerte. Essa redução é alcançada devido à eliminação da necessidade de dispositivos de retenção, suportes e menos isolamento térmico. A consequente melhoria na fração de carregamento volumétrico adiciona eficiência ao motor de foguete (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

No entanto, a implementação dos grãos aderidos ao envelope-motor não é isenta de desafios. Eles tendem a ser mais estressados e, frequentemente, mais difíceis e dispendiosos de fabricar. Essa complexidade adicional está relacionada às exigências precisas do processo de fusão direta no estojo e aos cuidados necessários para garantir a integridade estrutural do grão durante e após a fabricação (DAVENAS, 1992).

A prevalência dos grãos aderidos ao envelope-motor é evidente em motores de grande porte e muitos motores de mísseis táticos modernos, indicando uma preferência pela busca de um desempenho superior (DAVENAS, 1992).

Em resumo, os grãos aderidos ao envelope-motor representam uma abordagem avançada na fabricação de propelentes sólidos, oferecendo benefícios substanciais em termos de desempenho, embora acompanhados por desafios técnicos e custos mais elevados.

2.3.2 Grãos Independentes

Já os grãos independentes, carregados como cartuchos, representam uma abordagem distinta no projeto de propelentes sólidos, caracterizada por seu processo de fabricação separado do envelope-motor e por diversas vantagens associadas à sua aplicação.

No processo de fabricação, os grãos independentes são produzidos à parte do envelope-motor, utilizando métodos como extrusão ou fundição em um molde cilíndrico, conhecido como cartucho. Após a fabricação, esses grãos são então carregados ou montados no envelope-motor de maneira independente, proporcionando uma flexibilidade significativa no processo de produção.

Essa independência no processo de fabricação permite que os grãos independentes sejam substituídos mais facilmente, especialmente quando há um envelhecimento excessivo do propelente. A capacidade de realizar substituições individuais contribui para a eficiência na manutenção e prolonga a vida útil do míssil.

Os grãos independentes carregados como cartuchos encontram aplicação em mísseis táticos pequenos e motores de foguete de tamanho médio. Uma das principais razões para essa escolha é o custo mais baixo associado a essa configuração, tornando-a uma opção economicamente vantajosa. Além disso, a facilidade de inspeção durante o processo de

fabricação e montagem torna os grãos independentes uma escolha prática em determinados contextos (DAVENAS, 1992).

A vantagem crucial dos grãos independentes é a sua natureza não aderida ao envelope-motor, o que permite configurações que não seriam alcançáveis com grãos aderidos. Isso inclui a implementação de um tubo de queima interno-externo, proporcionando flexibilidade adicional no design do motor de foguete (DAVENAS, 1992).

A verificação final dos grãos independentes é mais fácil em comparação com os grãos aderidos ao envelope-motor. Durante a montagem final do foguete, os grãos são carregados no envelope-motor, e vários sistemas de suporte podem ser utilizados para garantir o correto funcionamento durante o disparo. A possibilidade de substituir o grão de forma independente ao longo da vida útil do míssil adiciona uma camada adicional de versatilidade operacional (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

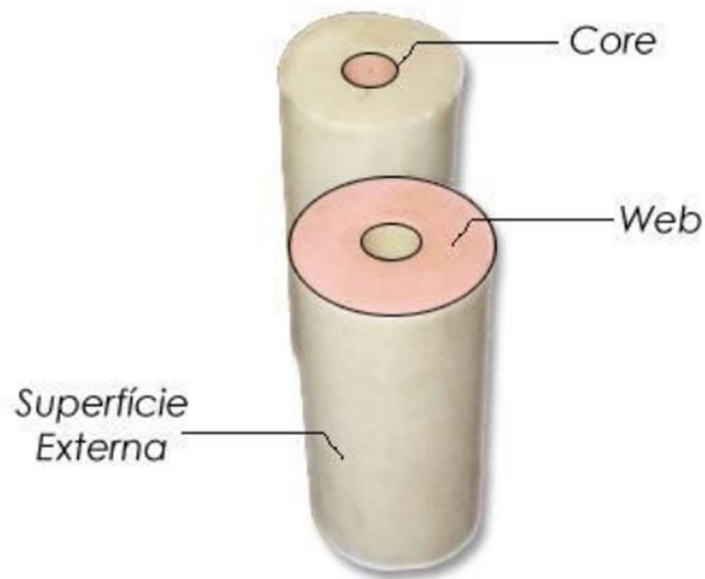
Logo, os grãos independentes carregados como cartuchos destacam-se por seu processo de fabricação independente, facilidade de substituição e aplicabilidade em mísseis táticos pequenos e motores de foguete de tamanho médio. A escolha entre grãos independentes e aderidos ao estojo depende das necessidades específicas do projeto, com considerações de custo, flexibilidade de design e manutenção influenciando a decisão na busca por soluções eficientes na propulsão espacial.

2.3.3 Geometria dos Grãos

Conforme destacado por Nakka (2007), todos os propelentes destinados a motores de foguete são processados em uma forma geométrica padronizada geralmente cilíndrica e são projetados para se encaixar eficientemente nos motores, maximizando a eficiência volumétrica.

O grão pode ser composto por um único segmento cilíndrico ou por vários segmentos, frequentemente incorporando um núcleo central, também chamado de alma ou “*core*”, que se estende por todo o comprimento para aumentar a área de superfície inicial exposta à combustão, formando uma espessura do grão, também chamada de “*web*”, conforme pode ser visto na Figura 5, abaixo:

Figura 5: Imagem do grão

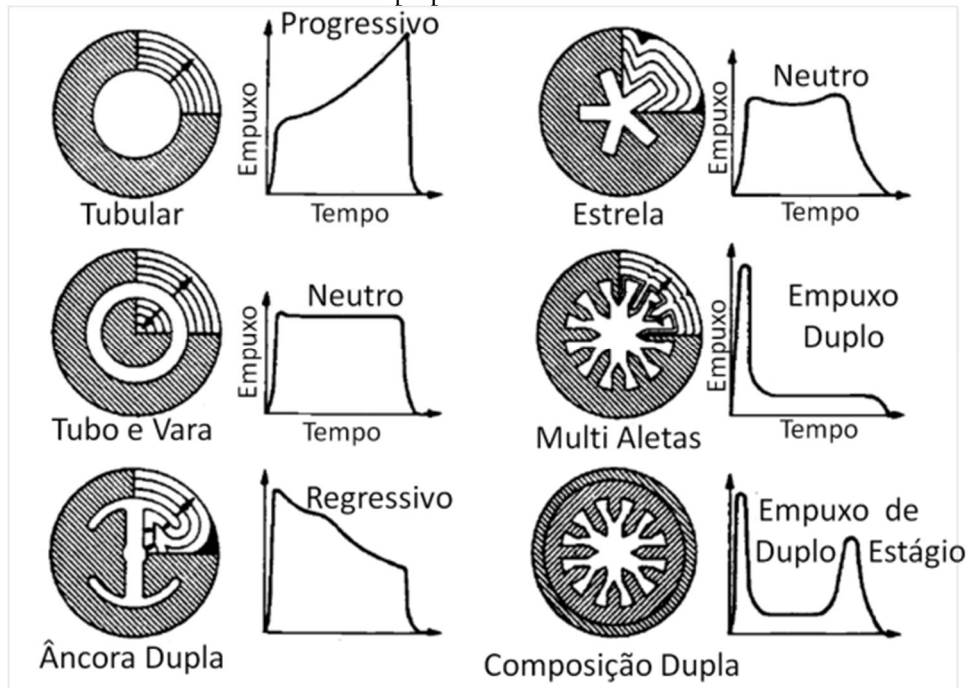


Fonte: Trubiene (2015) apud Santos (2019)

A forma específica da alma, que pode variar de circular a formas mais complexas, como estrelas e cruzes, desempenha um papel crucial na influência da curva de empuxo-tempo do motor de foguete. O empuxo gerado pelo motor é diretamente proporcional à área de queima instantânea, com a superfície de queima recuando perpendicularmente à superfície naquele ponto.

Esse conceito é visualizado na Figura 6 abaixo, onde as linhas de contorno representam a forma do núcleo em momentos sucessivos durante a queima. Formas específicas, como o grão em estrela, por exemplo, proporcionam uma queima aproximadamente neutra, desejável para otimizar a eficiência na entrega do impulso total, uma vez que uma pressão constante na câmara favorece o desempenho do bocal.

Figura 6: Imagem comparativa entre diferentes curvas de empuxo para diferentes formatos da alma de um propelente sólido



Fonte: Hill & Peterson (1970) apud Ribeiro (2013).

Como é possível se observar, há diferentes tipos de queimas, porém elas podem ser divididas em três principais: a Queima Neutra, a Queima Progressiva e a Queima Regressiva. Logo, de acordo com Sutton; Biblarz (2017), a Queima Neutra em um grão de propelente refere-se a uma condição em que o impulso, a pressão e a área de superfície de queima se mantêm relativamente constantes durante o processo de queima, dessa forma muitos grãos são intencionalmente projetados para apresentar essa queima neutra.

Em contraste, a Queima Progressiva caracteriza-se por um aumento progressivo no impulso, na pressão e na área de superfície de queima à medida que o tempo de queima avança. E, por fim, a Queima Regressiva envolve um grão de propelente em que o impulso, a pressão e a área de superfície de queima diminuem à medida que o tempo de queima progride.

A Geometria do Grão é então escolhida para atender aos requisitos do motor, sendo compacta e eficiente no uso do volume disponível, com um perfil de superfície de queima que coincida com a curva desejada de empuxo-tempo. A escolha visa evitar a queima erosiva e minimizar lascas de propelente não queimado e deslocamento do centro de gravidade durante a queima (SUTTON; BIBLARZ, 2017). Logo, o Processamento do Grão e a Fabricação do Propelente devem ser repetíveis, simples, de baixo custo e causar apenas estresses térmicos aceitáveis, para garantir uma melhor estabilidade dimensional do grão.

Dessa forma, uma melhor estabilidade dimensional do grão, garantindo sua geometria o máximo correto possível é essencial, visto que, um grão com a geometria não conforme, pode gerar as duas maiores falhas, segundo (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

A primeira falha é a formação de Trincas Superficiais, quando há deformações superficiais excessivas. Essas trincas se formam na superfície do grão de propelente, abrindo novas áreas de queima. Isso resulta em um aumento de pressão na câmara e, conseqüentemente, em um impulso mais alto, mas de duração mais curta. Essa variação no impulso pode desviar o veículo de sua trajetória planejada, comprometendo o alcance dos objetivos da missão. Em casos mais severos, com múltiplas trincas ou trincas profundas, o invólucro do motor fica sujeito a pressões excessivas, levando à sua falha.

Outra falha são as pequenas áreas desconectadas e localmente quebradas, que se refere à formação de lacunas finas na periferia do grão, entre o propelente e o revestimento, invólucro ou isolamento. Quando expostas aos gases quentes e de alta pressão na cavidade do grão, essas áreas não conectadas causam um aumento súbito na área de queima projetada. Esse aumento resulta em uma pressão de câmara mais elevada, gerando um impulso maior. Mesmo pequenas áreas não conectadas frequentemente levam à falha do motor de foguete.

Ambos os modos de falha destacados evidenciam a importância crítica da integridade estrutural do grão no desempenho e na segurança dos motores de foguete, segundo (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

2.3.4 Composição dos Grãos

A seleção do Propelente é baseada em seu desempenho, propriedades mecânicas, balísticas, características de fabricação, pluma de exaustão e propriedades de envelhecimento. Se necessário, a formulação pode ser ajustada para se adequar ao tempo de queima ou à geometria do grão requeridos (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

As composições dos propelentes em motores de foguete amadores experimentais variam em complexidade. Por exemplo, os propelentes à base de "açúcar" são relativamente simples, sendo compostos principalmente por dois elementos essenciais: combustível e oxidante. Em contrapartida, os propelentes experimentais compostos podem apresentar maior complexidade, incorporando elementos como oxidantes com diferentes tamanhos de malha, ligantes poliméricos e até mesmo metais como alumínio ou magnésio. Além disso, aditivos suplementares, como agentes de cura, estabilizadores de fase, solventes e agentes controladores de taxa de queima, podem ser incluídos em proporções reduzidas para ajustar as características do propelente (NAKKA, 2007).

Dessa maneira, a seleção dos elementos do propelente e a determinação das suas proporções são cruciais para o planejamento, estabelecendo, por exemplo, a faixa de I_{sp} na qual o motor funcionará (RIBEIRO, 2013).

Os requisitos fundamentais para a escolha e formulação de propelentes, conforme (NAKKA, 2007), abrangem uma variedade de aspectos essenciais. A segurança no manuseio, armazenamento e uso é primordial, exigindo precauções em todas as etapas do processo, desde a manipulação até o armazenamento e a utilização do propelente.

O segundo ponto crucial diz respeito à toxicidade dos constituintes e dos produtos da combustão. Nesse contexto, a busca é por propelentes não tóxicos, não carcinogênicos e não corrosivos, com atenção especial para componentes que demandam manuseio especial, como isocianatos.

Outro aspecto vital é a capacidade de moldagem do propelente de acordo com a geometria desejada, visando otimizar a eficiência volumétrica no motor. Considerações financeiras também desempenham um papel inegável, sendo o custo dos constituintes e do processo de formulação crucial, especialmente para entusiastas amadores com orçamentos limitados.

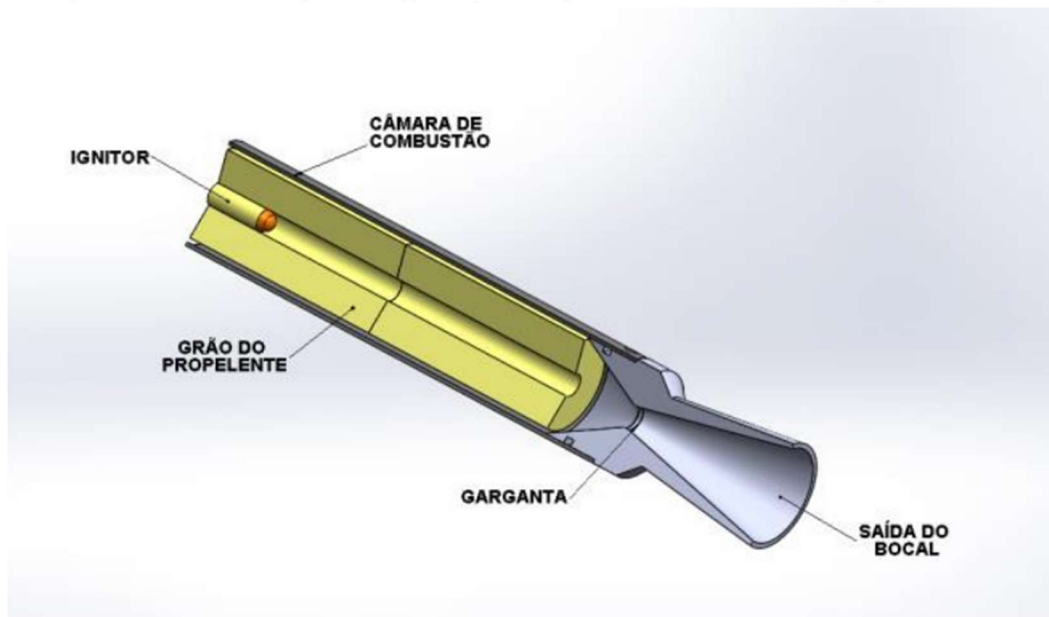
Para além do desempenho teórico, é imperativo avaliar as características práticas de queima do propelente, incluindo seu comportamento durante a queima real em um motor de foguete. Finalmente, a facilidade de formulação, como último critério, abrange a acessibilidade dos componentes, a simplicidade do processo e a minimização de estresses térmicos durante a fabricação.

2.4 PARTES MECÂNICAS DO MOTOR-FOGUETE

Um motor-foguete é um sistema mecânico complexo, composto por diversas partes que desempenham papéis cruciais em seu desenvolvimento. E quando se trata de motores feitos para projetos de foguetemodelismo, a complexidade depende da viabilidade de cada equipe.

Quando se trata de foguetemodelismo, por conta da praticidade e facilidade de desenvolvimento, em sua maioria das vezes é escolhido se desenvolver um motor de combustível sólido. Dessa forma, deve-se estudar as principais partes mecânicas de um motor-foguete de propulsão sólida, que são: a Tubeira, o Tampo, a Câmara de Combustão, o Ignitor e a Camada Ablativa.

Figura 7: Desenho com parte dos principais componentes de um motor de propulsão sólida



Fonte: (BALDISSERA; 2016)

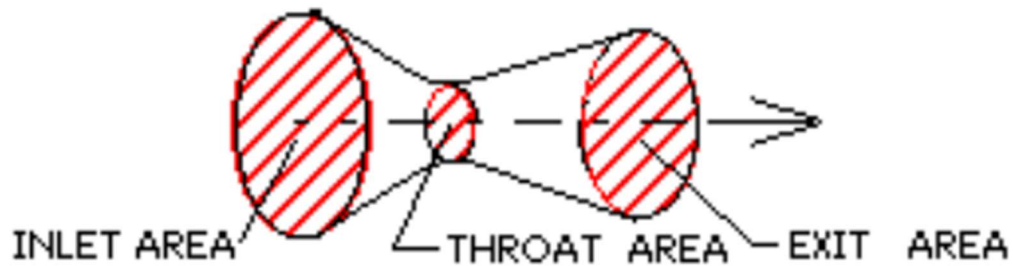
Na Figura 7 acima, consegue-se identificar parte dos principais elementos mencionados anteriormente como os principais componentes de um motor-foguete, como, por exemplo: o envelope-motor, chamado de câmara de combustão; a tubeira, com a garganta e a saída do bocal; o ignitor; e o grão propelente (BALDISSERA; 2016).

Essas partes trabalham em conjunto para fornecer a propulsão necessária para elevar o foguete. O design preciso e a integridade mecânica dessas partes são essenciais para garantir o funcionamento seguro e eficaz do motor de propulsão sólida.

2.4.1 Tubeira

A tubeira, também conhecida como bocal convergente-divergente ou *nozzle*, possui a função de canalizar e acelerar os produtos de combustão gerados pelo propelente em combustão, de forma a maximizar a velocidade do exaustor na saída, atingindo velocidade supersônica. A tubeira de um motor-foguete realiza essa façanha por meio de geometria simples, variando a área seccional (ou diâmetro) de maneira precisa (NAKKA, 2007).

Figura 8: Desenho da geometria de uma Tubeira



Fonte: (NAKKA, 2007)

A geometria de uma tubeira, conforme possível ver na Figura 8 acima, inclui três partes principais, que são bem descritas por (DAVENAS, 1992):

- Zona Convergente da tubeira, região que está entre a área de entrada (*inlet area*) e a garganta (*throat*) da tubeira, que tem como principal objetivo direcionar o fluxo dos gases de combustão do propelente;
- Garganta (*throat*), área de menor diâmetros, e o local que determina a operação do motor de foguete, acelerando os gases de combustão;
- Zona Divergente da tubeira, também chamado de cone de saída, região que está entre a garganta (*throat*) e a área de saída (*exit area*) da tubeira, e que é responsável por aumentar a velocidade de exaustão dos gases na fase de expansão, melhorando consequentemente o efeito propulsivo.

Com isso, os contornos internos da zona divergente e convergente apresentam formas cônicas, caracterizadas por semiângulos variando entre 15 e 25 graus, respectivamente, em projetos de motores para uso em foguetemodelismo. Já considerando motores de alto desempenho, operando sob pressões elevadas, usa-se perfis em formato de sino (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

Dessa forma, para se realizar a análise de uma tubeira deve-se considerar os conceitos de: escoamento constante, unidimensional e compressível de um gás ideal. Nesse contexto, o termo "constante" se refere à invariabilidade do fluxo do fluido (composto pelos gases de exaustão e partículas condensadas) ao longo do tempo durante a queima. A característica "unidimensional" implica que o fluxo ocorre ao longo de uma linha reta, sendo que, para uma tubeira, assume-se que essa direção segue o eixo de simetria. A compressibilidade do fluxo, apropriada para gases movendo-se a velocidades elevadas, difere do conceito de fluxo incompressível, aplicado a líquidos e gases em velocidades significativamente inferiores à velocidade do som, manifestando alterações notáveis na densidade, ao contrário do comportamento incompressível (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

O conceito de gás ideal, embora uma simplificação, permite uma relação direta entre pressão, densidade e temperatura, propriedades cruciais na análise do fluxo através da tubeira. O objetivo no projeto da tubeira do foguete é alcançar a maior velocidade de saída possível para os produtos de combustão. Isso é efetuado através do design do perfil geométrico da tubeira, buscando um fluxo isentrópico, dependente apenas da área seccional. Isso requer um fluxo sem atrito e adiabático, minimizando, portanto, os efeitos de atrito, perturbações no fluxo e condições propensas a perdas por choque. A redução das perdas de transferência de calor também é essencial, assegurando que as propriedades do fluxo se aproximem do estado isentrópico, sendo influenciadas apenas pela variação da área seccional à medida que o fluido se desloca pela tubeira (SUTTON; BIBLARZ, 2017).

2.4.2 Tampo

O tampo, também conhecido como *bulkhead*, desempenha o papel fundamental de vedar uma das extremidades do motor. Em determinadas situações, a própria extremidade do envelope-motor pode ser vedada, eliminando a necessidade desse componente.

No geral, esse componente é construído a partir de materiais metálicos, possuindo uma espessura maior que a câmara de combustão, gerando um peso maior ao motor. É necessário que ele seja metálico e ser mais pesado para garantir maior resistência e vedação na hora da queima do combustível, visto que é exposto a altas pressões e temperaturas.

2.4.3 Ignitor

O Ignitor é responsável por fornecer a energia necessária à superfície do propelente para iniciar a queima, geralmente sendo um elemento pirotécnico projetado para transformar um sinal de ignição, como choque, impulso elétrico ou luz, em queima constante de uma substância pirotécnica.

Um sistema de ignição para pequenos grãos, geralmente, se limita a um ignitor ligado a uma carga de pólvora primária (liberação instantânea e muito alta de gases durante alguns milissegundos) (DAVENAS, 1992).

2.4.4 Câmara de Combustão

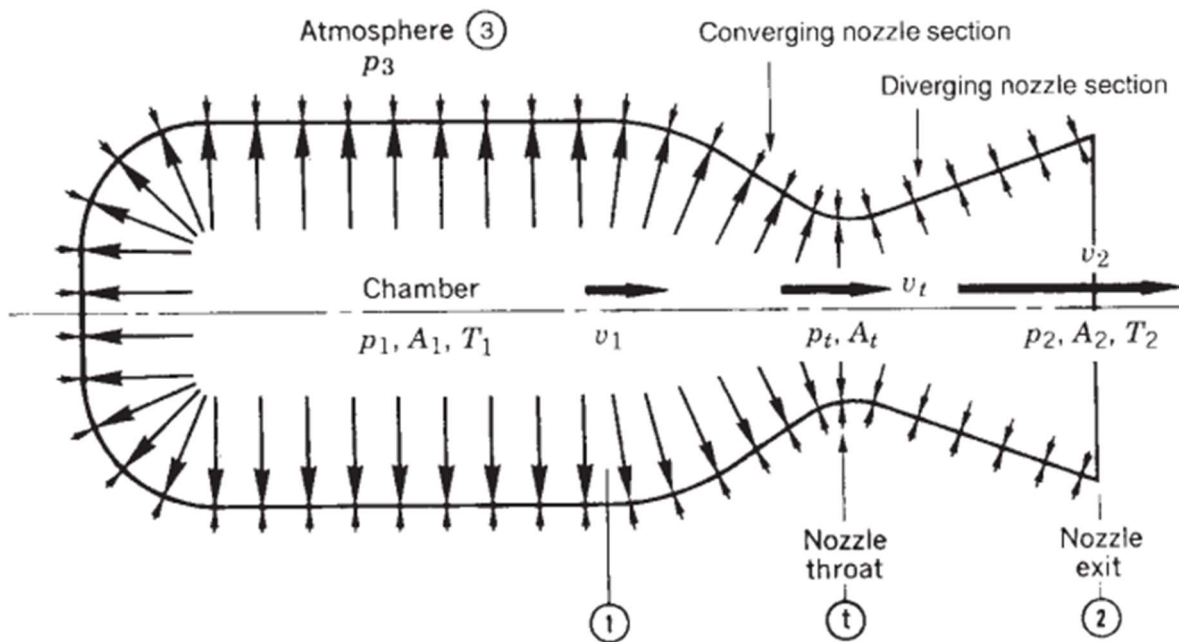
A câmara de combustão, também chamada de envelope-motor ou *case*, é o componente mecânico responsável por conter e direcionar a intensa reação química que ocorre durante a queima do propelente sólido. Essa câmara é caracterizada por conter em seu interior o grão propelente e ser o lugar onde a combustão ocorre. Dessa forma, sua concepção

desempenha um papel crítico na eficiência do motor, influenciando fatores como pressão, temperatura e taxa de queima.

A câmara deve ser capaz de suportar a pressão interna resultante da operação do motor, aproximadamente 3 a 25 MPa, com um coeficiente de segurança suficiente, geralmente da ordem de 1,4 (DAVENAS, 1992).

A geometria da câmara de combustão é projetada para maximizar a área de superfície de queima e otimizar a eficiência volumétrica do moto, logo, geralmente assume uma forma cilíndrica para a câmara de combustão. O formato e a disposição da pressão interna de uma câmara de combustão podem ser observados na Figura 9 abaixo.

Figura 9: Desenho de uma câmara de combustão e o campo de pressão interna da câmara, mostrando o fluxo de saída dos gases



Fonte: (SUTTON; BIBLARZ, 2017)

A seleção dos materiais para a câmara de combustão é crucial, pois precisa suportar as condições extremas de temperatura e pressão geradas durante a queima do propelente. Materiais como metais de alta resistência (aço, ligas de alumínio ou titânio), plásticos reforçados (fibra de vidro, aramida, fibra de carbono), compósitos especiais ou ligas resistentes ao calor são comumente empregados para garantir a integridade estrutural da câmara ao longo do ciclo de vida do motor (DAVENAS, 1992).

Além disso, a eficácia do resfriamento é uma consideração importante na concepção da câmara de combustão. Sistemas de resfriamento interno ou externo podem ser

incorporados para dissipar o calor gerado durante a combustão e proteger a estrutura da câmara.

A dinâmica complexa da câmara de combustão em um motor de foguete sólido exige uma abordagem cuidadosa no design, levando em conta os aspectos térmicos, mecânicos e aerodinâmicos para assegurar o desempenho eficiente e seguro do motor (DAVENAS, 1992).

2.4.5 Proteção Térmica

A proteção térmica, também chamada de camada ablativa ou *liners*, desempenha um papel crucial na proteção térmica da câmara de combustão do motor-foguete. Essa camada é projetada para enfrentar as condições extremas de calor geradas durante a queima do propelente, visto que, conforme (DAVENAS, 1992) revela, a temperatura de combustão dos grãos propelente, variam de entre, aproximadamente, 1500 a 3500 K.

Geralmente composta por materiais ablativos avançados, como compostos de resina ou cerâmicas de alta resistência térmica, a camada ablativa é aplicada estrategicamente na região interna da câmara de combustão.

Enquanto o foguete está em operação, a camada ablativa sacrifica-se para preservar a integridade da câmara de combustão, liberando gases ou vapores que absorvem e dissipam o calor excessivo. Esse processo de ablação é fundamental para evitar danos térmicos à estrutura interna do foguete, garantindo a durabilidade e a eficácia do motor.

Dessa forma, a escolha cuidadosa dos materiais utilizados na camada ablativa e o design preciso dessa tecnologia são cruciais para assegurar o desempenho ideal dos motores de foguete utilizados em foguetemodelismo, contribuindo para o sucesso das missões e para uma experiência segura e confiável.

3 TRANSFERÊNCIA DE CALOR EM FOGUETEMODELISMO

A transferência de calor, ou o calor, pode ser definida como o processo pelo qual a energia térmica é trocada entre diferentes corpos ou sistemas. Este fenômeno ocorre em resposta a uma diferença de temperatura entre os objetos envolvidos, movendo-se do corpo com temperatura mais elevada para o de temperatura mais baixa. (CENGEL, GHAJAR; 2012)

A transferência de calor pode ocorrer de duas formas principais: através do calor sensível e do calor latente. Essas formas de transferência de calor estão associadas a diferentes mudanças de estado físico da substância.

O calor sensível refere-se à transferência de energia térmica que causa uma mudança de temperatura em um material sem alterar seu estado físico. Em outras palavras, está relacionado à variação da temperatura de uma substância sem que ocorra sua transformação de fase. A quantidade de calor sensível necessário para elevar ou diminuir a temperatura de uma substância é determinada pela sua capacidade térmica, que é uma propriedade específica de cada material.

O calor latente, por sua vez, está associado à mudança de fase de uma substância, como a fusão (mudança de sólido para líquido) ou a vaporização (mudança de líquido para vapor). Durante essas transições de fase, a temperatura permanece constante mesmo quando a substância continua a receber calor. Isso ocorre porque a energia térmica está sendo utilizada para superar as forças intermoleculares que mantêm a substância em um estado específico.

Portanto, no calor sensível, a energia térmica é absorvida ou liberada e causa uma mudança de temperatura, enquanto no calor latente, a energia térmica é absorvida ou liberada durante uma mudança de fase, sem alterar a temperatura. Ainda, é possível se calcular o calor sensível ou o calor latente através de suas respectivas fórmulas:

$$Q_s = mc_p \Delta T \quad (5)$$

e

$$Q_l = m \Delta H_{vap} \quad (6)$$

Onde: Q_s = o calor sensível transferido; Q_l = o calor latente transferido; m = a massa do corpo; c_p = o calor específico do material do corpo; ΔT = a variação de temperatura no corpo; e H_{vap} = a entalpia específica da vaporização.

Além disso, a transferência de calor depende do meio pelo qual o calor irá ser transferido, logo há três possíveis formas de transferência de calor, sendo elas: condução, convecção e radiação, de acordo com Cengel e Ghajar (2012).

3.1 CONDUÇÃO

A condução de calor é um processo de transferência de energia térmica que ocorre através da interação direta entre partículas adjacentes em um meio material. Este fenômeno se dá devido à vibração das partículas em resposta à energia térmica, transmitindo-a a partículas vizinhas.

Ou seja, o calor é conduzido através da colisão entre os átomos e/ou moléculas que possuem mais energia cinética, ou de excitação, para as moléculas e/ou átomos com menor energia cinética, dessa forma ocorre uma transferência de energia das moléculas mais energéticas para as menos energéticas (INCROPERA, 2008).

Normalmente, materiais no estado sólidos são melhores condutores de calor quando colocado em comparação com fluidos.

A quantificação desse fenômeno de transferência de calor é realizada por meio das equações de taxa pertinentes, permitindo o cálculo preciso da quantidade de energia transferida ao longo do tempo. No contexto da condução térmica em uma parede plana unidimensional, a lei de Fourier é empregada para quantificar esse valor (INCROPERA, 2008). A expressão matemática correspondente é apresentada abaixo:

$$\ddot{Q}_{cond} = -k \cdot \frac{dT}{dx} \quad (7)$$

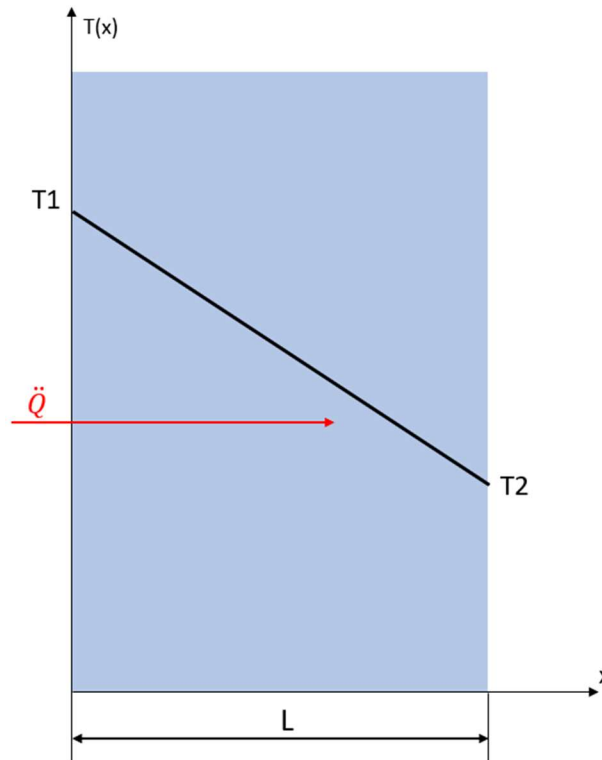
Onde: \ddot{Q}_{cond} é o fluxo térmico dado em (W/m²); k é o coeficiente de condutividade térmica do material dado em (W/Km); e $\frac{dT}{dx}$ é a derivada da temperatura no espaço, representando a variação na temperatura pelo comprimento L entre essas temperaturas. Ao considerar uma condição de estado estacionária, pode se obter a seguinte simplificação do fluxo térmico:

$$\ddot{Q}_{cond} = -k \cdot \frac{T_2 - T_1}{L} \quad (8)$$

Onde: T_2 é a menor temperatura, dada em (K); T_1 é a maior temperatura, dada em (K); e L é a comprimento da parede dado em (m). O sinal negativo apresentado nas fórmulas (7) e

(8) representa apenas o sentido em que o calor flui no material, sendo esse do local mais quente para o mais frio, como pode-se observar na figura 10 abaixo:

Figura 10: Desenho referentes ao processo de condução de calor



Fonte: o autor

Dessa forma, ainda é possível se determinar a taxa de transferência por condução térmica, a qual é influenciada pela condutividade térmica do material e pela área de seção transversal por onde ocorre a transferência, sendo um produto do fluxo térmico pela área de seção transversal do meio. Logo, a fórmula pode ser dada por:

$$\dot{Q}_{cond} = -k \cdot \frac{dT}{dx} \cdot A \text{ ou} \quad (9)$$

$$\dot{Q}_{cond} = -k \cdot \frac{T_2 - T_1}{L} \cdot A \text{ ou} \quad (9.1)$$

$$\dot{Q}_{cond} = A \cdot \ddot{Q}_{cond} \quad (9.2)$$

Onde: \dot{Q}_{cond} é a taxa de transferência por condução térmica dada em (W); e A é a área de seção transversal dada em (m^2)

A condução térmica desempenha um papel fundamental no motor-foguete, visto que o calor proveniente da queima do propelente é conduzido através das estruturas internas do

motor, como, por exemplo, a camada ablativa, com o propósito de proteger as partes externas do motor contra danos decorrentes de temperaturas extremas. Este processo de condução é meticulosamente considerado no design do motor, onde a eficiência da transferência de calor é uma consideração crucial para a preservação da integridade estrutural e desempenho otimizado do motor de foguete.

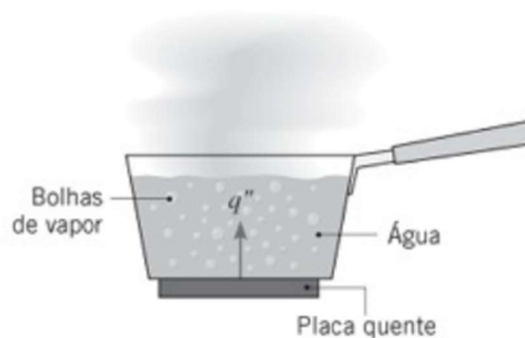
3.2 CONVECÇÃO

A convecção ocorre em meios fluidos, como líquidos e gases, e envolve o transporte de calor pela movimentação do próprio fluido, quando o mesmo em contato com uma superfície sólida, estando os dois a diferentes temperaturas. Conforme definido por Cengel e Ghajar (2012), sendo o processo de transferência de calor que envolve os efeitos combinados de condução e de movimento de um fluido quando este em contato com uma superfície.

A convecção pode ocorrer de duas formas, sendo ela a convecção natural ou a convecção forçada. A convecção natural, como o próprio nome já diz, ocorre de forma natural ao corpo, quando há uma diferença de temperaturas entre uma superfície sólida e um fluido, seja esse líquido ou gasoso.

Nesse caso, a convecção natural ocorre pela diferença de temperaturas entre o fluido e a superfície em contato, e pelo movimento do fluido decorrente da diferença de densidade no fluido, visto que um fluido com temperaturas mais elevadas tende a ser mais denso quando comparado com um fluido com menor temperatura. Dessa forma, ao mudar a densidade do fluido alterando sua temperatura, ocorre uma movimentação no mesmo, gerando correntes de convecção. Um exemplo da convecção natural pode ser visto na Figura 11.

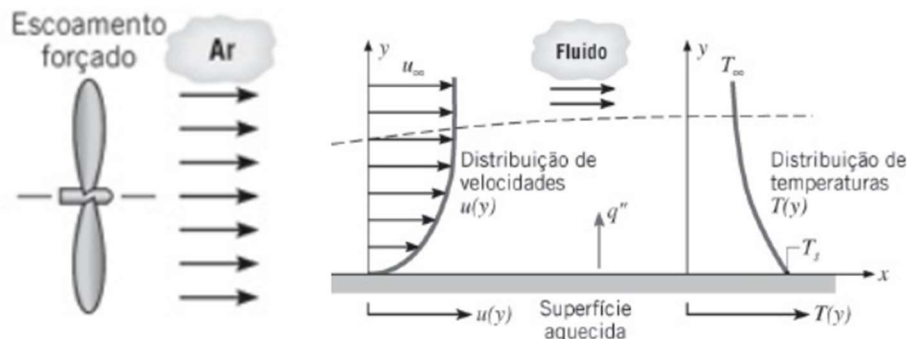
Figura 11: Desenho ilustrativo mostrando o fluxo de calor em uma chaleira onde ocorre uma convecção natural



Fonte: (INCROPERA, 2008)

Já a convecção forçada é caracterizada por necessitar de uma máquina de fluxo, como, por exemplo, uma bomba ou um ventilador, gerando o movimento do fluido no contato com a superfície por onde o calor está sendo transferido. Nesse caso, a convecção forçada ocorre tanto pela diferença de temperaturas entre o fluido e a superfície, quanto pelo movimento imposto ao fluido decorrente de uma máquina de fluxo. Na convecção forçada é esperado que seja transferido uma maior taxa e calor, quando comparado com a convecção natural (MARTINS, 2017). Um exemplo da convecção forçada pode ser visto na Figura 12.

Figura 12: Desenho ilustrativo mostrando o fluxo de calor proveniente de um ventilador, onde ocorre uma convecção forçada



Fonte: adaptado de Incropera (2008).

Além desses dois tipos de convecção, ainda pode acontecer uma convecção mista, ou seja, quando a convecção forçada ocorre junto com a convecção natural. Porém, independente da forma em que a convecção ocorra, a mesma pode ser calculada através da Lei de Resfriamento de Newton, que determina o fluxo de calor sendo:

$$\dot{Q}_{conv} = h_{cv} \cdot (T_s - T_f) \quad (10)$$

Onde: \dot{Q}_{conv} é o fluxo térmico por convecção dado em (W/m²); h_{cv} é o coeficiente convectivo de transferência de calor, dado em (W/m² K); T_s é a temperatura da superfície, dado em (K); e T_f é a temperatura do fluido em movimento, dado em (K).

Em relação ao coeficiente convectivo de transferência de calor, esse coeficiente depende das condições na camada-limite entre a superfície sólida e o fluido, as quais, por sua vez, são influenciadas pela geometria da superfície, pela natureza do escoamento do fluido e por uma série de propriedades termodinâmicas e de transporte do fluido (INCROPERA, 2008).

Dessa forma, ainda é possível se determinar a taxa de transferência por convecção térmica, a qual é influenciada pelo coeficiente convectivo e pela área de seção transversal por onde ocorre a transferência, sendo um produto do fluxo térmico pela área de seção transversal do meio. Logo, a fórmula pode ser dada por:

$$\dot{Q}_{conv} = A \cdot \ddot{Q}_{conv} \quad (11)$$

Onde: \dot{Q}_{conv} é a taxa de transferência por convecção dada em (W); e A é a área de seção transversal dada em (m²).

A convecção ocorre no ciclo operacional do motor-foguete durante a ignição e queima do propelente, quando os gases resultantes experimentam expansão. Nesse contexto, à medida que os gases percorrem as câmaras internas do motor, ocorre a transferência de calor para as superfícies internas por meio da convecção. Este mecanismo é vital para prevenir o superaquecimento dessas superfícies críticas, assegurando, assim, a estabilidade térmica e operacional do sistema.

3.3 RADIAÇÃO

A radiação é um método de transferência de energia térmica que ocorre por meio de ondas eletromagnéticas, de forma que não requer um meio material para se propagar e pode ocorrer no vácuo. Conforme descrito por Incropera (2008), a radiação térmica é a energia emitida pela matéria que se encontra a uma temperatura diferente de zero, independente de que forma esteja a matéria, seja ela sólida, líquida ou gasosa.

A radiação térmica refere-se, dessa forma, à emissão de radiação por uma superfície devido à sua energia térmica intrínseca. Essa emissão de energia é quantificada pelo poder emissivo, representado por E, que indica a taxa na qual a energia é liberada por unidade de área (W/m²) da superfície. A lei de Stefan-Boltzmann estabelece um limite superior para o poder emissivo, expresso por:

$$E = \sigma T^4 \quad (12)$$

Onde: T é a temperatura absoluta da superfície, dado em (K); e σ é a constante de Stefan-Boltzmann ($\sigma = 5,67.10 \text{ W/ (m}^2.\text{K}^4)$).

Essa lei é fundamental para compreender a radiação térmica e define o comportamento de uma superfície chamada de radiador ideal ou, como comumente chamada, corpo negro. O corpo negro representa uma superfície que emite a máxima quantidade possível de radiação térmica para uma dada temperatura, sendo um conceito essencial em estudos relacionados à transferência de calor por radiação (INCROPERA, 2008). Porém, o poder emissivo de um corpo real é menor do que aquele emitido por um corpo negro à mesma temperatura, e é dado por:

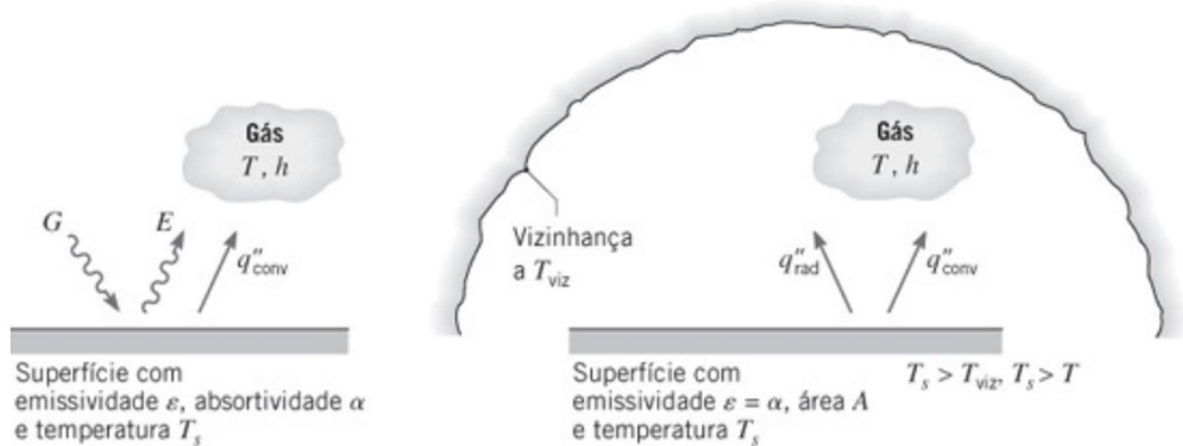
$$E = \varepsilon\sigma T^4 \quad (13)$$

Onde: ε , chamada de emissividade, é uma característica radiante da superfície que varia entre 0 e 1. Esta propriedade reflete a eficiência com a qual uma superfície emite energia quando comparada a um corpo negro. A emissividade é influenciada significativamente pelo material que compõe a superfície, bem como pela qualidade do seu acabamento.

Além de ser emitida, a radiação também pode ser incidida em uma superfície proveniente de uma vizinhança, e a radiação que incide sobre uma área unitária pode ser chamada de Irradiação, sendo representada pela variável G , e dada em (W/m^2). Da mesma forma que o Poder Emissivo, uma superfície pode não absorver toda radiação recebida, sendo assim, surge o conceito de absorvidade α que, como a emissividade, varia em um valor de 0 a 1. Dessa forma é possível se calcular a irradiação absorvida G_{abs} , dada em (W/m^2), pelo corpo, através da fórmula:

$$G_{abs} = \alpha \cdot G \quad (14)$$

Figura 13: Imagem do processo de transferência de calor por radiação, considerando a emissão e absorção da radiação



Fonte: (INCROPERA, 2008)

Como é possível observar na Figura 13 acima é possível observar que todo corpo emite e absorve radiação, dado isso, o cálculo do fluxo de calor trocado por radiação pode ser dado por:

$$\dot{Q}_{rad} = \varepsilon \sigma (T_s^4 - T_{viz}^4) \quad (15)$$

Onde: \dot{Q}_{rad} é o fluxo de calor de radiação da superfície; T_s^4 é a temperatura da superfície; e T_{viz}^4 é a temperatura da vizinhança. Dessa forma, é notório que se o fluxo for positivo, significa que a superfície está emitindo calor através de radiação, e se o valor do fluxo de calor por radiação for negativo, significa que a superfície está absorvendo calor através da irradiação.

Adicionalmente, a radiação térmica representa um componente preponderante na dinâmica de troca de calor na periferia externa do motor-foguete. Superfícies aquecidas do propulsor emitem radiação térmica na forma de ondas eletromagnéticas, efetuando, portanto, a transferência de calor para o meio ambiente circundante. A eficácia intrínseca desse processo está intrinsecamente vinculada à temperatura das superfícies irradiantes e às propriedades radiativas inerentes dos materiais envolvidos.

3.4 COEFICIENTE GLOBAL DE TRANSFERENCIA DE CALOR

Na transferência de calor, quando se trata de casos com os Mecanismos Combinados consideram que a transferência de calor ocorre por vários mecanismos simultaneamente, ou

seja, considera-se que ocorre condução, convecção e radiação de forma conjunta no mesmo momento.

Por exemplo, em um meio sólido opaco à radiação térmica, o transporte de calor se dá exclusivamente por condução, enquanto em um fluido opaco, como explicado anteriormente, ocorre principalmente por convecção, a qual intrinsecamente engloba o processo de condução. Em ambientes de vácuo, a transferência de calor se resume à radiação térmica. Em meios que não são opacos, como sólidos, líquidos e gases, a transferência de calor pode ocorrer simultaneamente por radiação, condução e convecção (ÇENGEL, GHAJAR; 2012).

Para se resolver o problema com mecanismos combinados, a principal técnica utilizada é o uso do método da Resistência Térmica, que considera cada processo de transferência de calor, dividindo o sistema em resistências térmicas individuais, em que cada resistência representa uma etapa ou meio de transferência de calor.

A resistência térmica é uma medida da oposição que um material ou sistema oferece à transferência de calor, ou seja, ela representa a dificuldade que um material ou estrutura apresenta para a passagem de calor através dele. A resistência térmica é geralmente expressa em unidades Kelvin por Watt (K/W) e é inversamente proporcional à condutividade térmica do material. Quanto maior a resistência térmica, mais difícil é para o calor atravessar o material ou sistema, e pode ser calculada usando a seguinte fórmula:

$$R = \frac{\Delta T}{\dot{Q}} \quad (16)$$

Onde: R é a resistência térmica (em K/W); ΔT é a diferença de temperatura através do material ou sistema (em K); e \dot{Q} é a taxa de transferência de calor (em W).

Os materiais podem ter resistência térmica devido à condução, convecção, radiação ou uma combinação desses mecanismos, dependendo das propriedades do material e das condições de transferência de calor. Para a condução, a resistência térmica pode ser calculada como:

$$R_{cond} = \frac{L}{kA} \quad (17)$$

Onde: R_{cond} é a resistência térmica proveniente da condução (em K/W); L é a comprimento da parede dado em (m); k é o coeficiente de condutividade térmica do material dado em (W/Km); e A é a área da transferência de calor dada em (m²).

Para a condução, a resistência térmica pode ser calculada como:

$$R_{conv} = \frac{1}{hA} \quad (18)$$

Onde: R_{conv} é a resistência térmica proveniente da convecção (em K/W); h é o coeficiente convectivo do fluido dado em (W/m² K); e A é a área da transferência de calor dada em (m²).

3.4.1 Resistencia Térmica Total

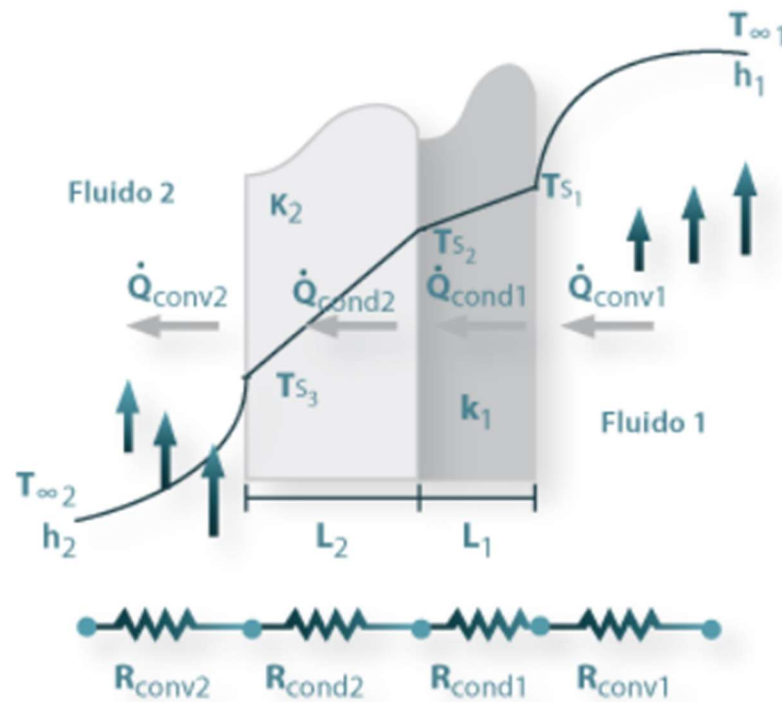
A resistência térmica total em um sistema é a soma das resistências térmicas individuais associadas a cada mecanismo de transferência de calor presente. Sendo assim, a avaliação da resistência térmica total é crucial para otimizar o desempenho térmico e garantir que a dissipação ou retenção de calor atenda aos requisitos de projeto. Uma análise cuidadosa da resistência térmica total permite a seleção apropriada de materiais e estruturas, visando melhor eficiência no controle térmico.

A resistência térmica total é calculada dependendo da disposição entre os mecanismos de transferência de calor, podendo estar de duas formas principais: em série e em paralelo. As resistências térmicas em série indicam que a transferência de calor atravessa vários materiais ou interfaces em uma sequência. Logo, se calcula a resistência térmica total em série através da soma das resistências térmicas.

$$R_{total} = R_1 + R_2 + \dots + R_n \quad (19)$$

Um exemplo prático para determinar a resistência térmica total em situações de resistências térmicas em série consiste na análise da transferência de calor por meio de uma parede composta por diversos materiais distintos. Nesse contexto, é imprescindível conduzir uma análise detalhada e realizar cálculos apropriados para quantificar o fluxo de calor global através do sistema. Essa abordagem é ilustrada na Figura 14 apresentada abaixo:

Figura 14: resistência térmica em série



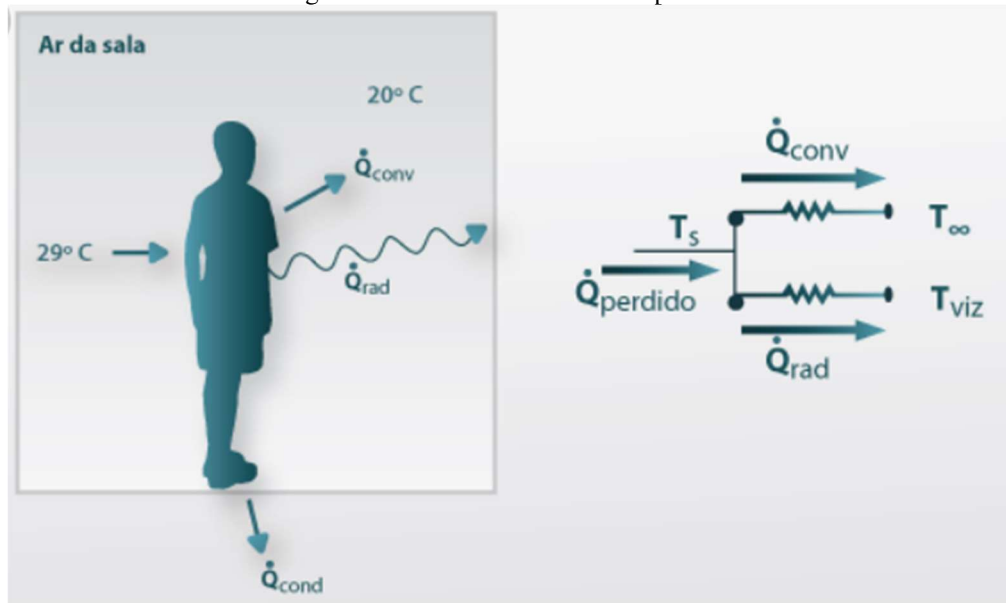
Fonte: (FCTUC, 2007).

Já as resistências térmicas em paralelo indicam que a transferência de calor ocorre por diferentes caminhos simultaneamente. Logo, a resistência térmica total em paralelo pode ser calculada como:

$$\frac{1}{R_{total}} = \frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} + \dots + \frac{1}{R_n} \quad (20)$$

Um exemplo ilustrativo para calcular a resistência térmica total em arranjos paralelos é o caso de um ser humano interagindo termicamente com o ambiente. Nessa situação, ocorrem simultaneamente trocas de calor por meio dos mecanismos de radiação, convecção e condução. Essa abordagem é ilustrada na Figura 15 apresentada abaixo:

Figura 15: Resistência térmica em paralelo



Fonte: (FCTUC, 2007).

O coeficiente global de transferência de calor e a teoria das resistências térmicas vão ser usadas nesse trabalho para determinar o modelo da transferência de calor dentro de um motor-foguete, sendo possível o cálculo para diferenciar os materiais selecionados para a camada ablativa.

4 A SELEÇÃO DE MATERIAIS

A seleção adequada de materiais na construção mecânica é de extrema importância para o desempenho e confiabilidade de componentes e sistemas mecânicos. Diversos fatores influenciam essa escolha, como propriedades mecânicas, resistência à corrosão, durabilidade, peso específico, custo e facilidade de fabricação. Devido a isso, é de suma importância entender as condições de operação do componente a ser projetado, a fim de garantir que o material escolhido terá as propriedades requisitadas para o projeto.

A principal forma de classificar os materiais é de acordo com base na natureza de suas ligações químicas predominante em cada material. Com essa definição, conseguimos obter quatro classificações principais dos materiais, são elas: Metais; Cerâmicos; Polímeros e Compósitos. (CALLISTER; 2009)

4.1 METAIS

Os metais compõem uma vasta classe de materiais que envolvem praticamente toda a tabela periódica, fazendo que possua a capacidade de ajustar as proporções dos constituintes em ligas, proporcionando grande versatilidade e permitindo controlar as propriedades materiais para atender a uma variedade de necessidades industriais e tecnológicas.

Um exemplo das principais ligas existentes são: as ligas de aço carbono, ligas de alumínio, ligas de cobre e ligas de titânio, em que cada liga apresenta características específicas que a tornam adequada para determinadas aplicações.

Em um nível atômico, os metais são caracterizados por sua estrutura cristalina, na qual os átomos estão organizados em uma rede ordenada. Esse arranjo confere aos metais sua alta condutividade elétrica, uma vez que os elétrons livres podem se mover facilmente através da estrutura cristalina. Além disso, esse arranjo faz que os metais possuem um ótimo desempenho em aplicações de alta temperatura, sendo ótimos condutores de calor. (CALLISTER; 2009)

Outra característica marcante dos metais é a ductilidade, que se refere à capacidade de um material se deformar plasticamente antes de se romper. Essa propriedade é explorada em processos de conformação mecânica, como laminação e extrusão, para produzir peças complexas com geometrias específicas. A maleabilidade dos metais também é evidente nesses processos, permitindo a formação de chapas finas e detalhes intrincados.

A resistência mecânica é uma propriedade crítica dos metais e pode ser ajustada por meio de tratamentos térmicos e ligas. Isso permite que os metais se adequem às demandas

específicas de diferentes aplicações, desde estruturas de suporte até componentes de carga crítica em aeronaves e veículos. (CALLISTER; 2009)

Metais como aço inoxidável e ligas de alumínio são desenvolvidos para resistir à corrosão em aplicações práticas, como estruturas ao ar livre, equipamentos químicos e setores marítimos. Esses materiais oferecem uma solução eficaz para a degradação causada por ambientes corrosivos.

Como os metais apresentam uma grande versatilidade devido à grande quantidade de diferentes ligas possíveis, apresentando diversas características mecânicas, como ótima resistência mecânica e boa ductilidade, os metais são empregados em diversas áreas de um motor, como na fabricação das câmaras de combustão e elementos de sustentação, como anéis e suportes do motor, proporcionando a estabilidade necessária durante o processo de ignição e ascensão, além de componentes estruturais da própria fuselagem do motor.

4.2 CERÂMICOS

Os materiais cerâmicos, derivados de elementos metálicos e não metálicos, são caracterizados por ligações iônicas ou parcialmente iônicas, com algum caráter covalente. O termo cerâmico reflete a necessidade de um tratamento térmico, conhecido como cozimento ou queima, para alcançar suas propriedades úteis. A argila ou barro é frequentemente utilizada como matéria-prima fundamental para esses materiais. (CALLISTER; 2009)

As características gerais dos materiais cerâmicos incluem: uma alta dureza; má condução de corrente elétrica; má condução de calor, se tornando um bom isolamento térmico; uma boa estabilidade dimensional; alta resistência a altas temperaturas; e, por fim, alta resistência à corrosão. Contudo, sua elevada fragilidade é uma desvantagem significativa. (CALLISTER; 2009)

Existem dois grandes grupos em que os cerâmicos são divididos, sendo eles: as cerâmicas comuns ou tradicionais, que são compostas cerâmicas de baixo custo provenientes de matérias-primas naturais, como, por exemplo, argila e porcelana; e as cerâmicas avançadas, ou de engenharia, que se destacam por serem destinadas a aplicações específicas, essas cerâmicas atendem a exigências mais rigorosas de desempenho, e devido a possuem o custo mais elevado.

Um exemplo notável é o alumínio, que, embora seja um metal, seu óxido Al_2O_3 pertence à família de cerâmicos óxidos. Comparando o alumínio com o Al_2O_3 , observa-se que o Al_2O_3 é mais estável e resistente ao calor, sendo aplicado na fabricação de tijolos refratários para fornos industriais. Outros exemplos incluem MgO e SiO_2 , base da família de

silicatos, ampliando a diversidade de aplicações dos materiais cerâmicos. (CALLISTER; 2009).

A aplicação de cerâmicos em componentes estruturais é restrita devido à fragilidade inerente desse material. Essa fragilidade é atribuída à presença de microtrincas internas e/ou externas, que surgem durante o processo de fabricação, representando aproximadamente 20% do volume total. Além disso, a capacidade de deformação permanente é baixa. Embora avanços nos processos de fabricação tenham possibilitado a produção de cerâmicos com índices reduzidos de defeitos, o custo ainda permanece elevado.

Nos motores-foguete, os materiais cerâmicos são usados em componentes que estão sujeitos a condições extremas de temperatura e desgaste. Em ambientes de alta temperatura, como os encontrados durante a combustão do propelente, os componentes críticos do motor requerem materiais capazes de suportar tais extremos. Nesse contexto, os cerâmicos são escolhas proeminentes devido às suas propriedades intrínsecas de resistência térmica e durabilidade. Especificamente, revestimentos cerâmicos refratários são estrategicamente aplicados em áreas cruciais, como bocais de exaustão e gargantas do motor.

4.3 POLIMÉRICOS

Os polímeros, também conhecidos como plásticos de engenharia, são materiais de destaque na engenharia, derivados da manipulação de macromoléculas por meio da química orgânica. Esses materiais, comumente denominados plásticos, são formados por longas cadeias de moléculas, compostas por repetições de unidades conhecidas como "*meros*". A formação dessas macromoléculas ocorre por meio de um processo chamado polimerização.

Os polímeros são predominantemente compostos de carbono e hidrogênio, mas a combinação com outros elementos resulta em tipos específicos de polímeros, como acrílicos com oxigênio, nylons com nitrogênio, fluoroplastos ou fluoelastômeros (viton) com flúor, e silicones com silício.

As características dos polímeros incluem grande ductilidade, baixo peso, custo reduzido em comparação com metais, baixa resistência estrutural, baixo ponto de fusão e alta reatividade, especialmente em plásticos comuns. (CALLISTER; 2009)

Alguns exemplos de polímeros de engenharia são PET (polietileno tereftalato), EPDM (etileno propeno diamino monômero), PP (polipropileno), PE (polietileno) e PVC (policloreto de vinila). Além disso, há ligas poliméricas que resultam da combinação de dois ou mais tipos de polímeros.

Outros polímeros muito estudados e utilizados recentemente são os elastômeros, que são conhecidos por suas propriedades elásticas e de retorno à forma original após deformação. Esses materiais são compostos principalmente por cadeias moleculares longas, flexíveis e altamente entrelaçadas, conferindo-lhes características únicas de elasticidade e deformação reversível.

Além disso, os elastômeros desempenham um papel crucial como escudo térmico, não apenas por suas excelentes propriedades térmicas, mas também por sua capacidade única de absorver a totalidade da tensão que normalmente seria transferida do compartimento do motor para o propelente. Essa característica torna os elastômeros especialmente eficazes na mitigação de impactos térmicos e mecânicos, contribuindo para a estabilidade e durabilidade dos sistemas em que são aplicados, como em escudos térmicos de veículos espaciais ou em outras aplicações similares. (MILHOMEM, 2018)

Em um motor-foguete, os polímeros são usados principalmente para vedações, isolamentos térmicos e em partes não estruturais. No âmbito das vedações, polímeros flexíveis e resilientes são frequentemente empregados para assegurar a estanqueidade em interfaces críticas do motor, prevenindo vazamentos indesejados de gases ou líquidos.

Em relação aos isolamentos térmicos, polímeros de alta temperatura, como o poliuretano de alta densidade, conhecidos por suas propriedades isolantes eficazes, contribuindo para a proteção de componentes sensíveis do motor contra as temperaturas extremas geradas durante a queima do propelente. Além disso, em partes não estruturais, os polímeros oferecem benefícios significativos, tais como leveza e facilidade de moldagem, podendo serem utilizados em componentes como suportes e conectores

4.4 COMPÓSITOS

Os materiais compósitos são materiais multifásicos, ou seja, é um material formado pela combinação estratégica de dois ou mais componentes, buscando melhores combinações de propriedades pela associação de dois ou mais materiais distintos, sendo esses metais, cerâmicos e polímeros.

Compósitos com fibras são inerentemente anisotrópicos, com propriedades dependentes da direção das fibras. A resistência mecânica máxima ocorre na direção longitudinal das fibras, enquanto na direção transversal, o reforço é praticamente inexistente. As fibras, em geral, possuem menores taxas de ablação e maiores condutividades térmicas, afetando a forma como a ablação ocorre na proteção térmica. A matriz, por sua vez,

desempenha um papel crucial ao manter as fibras juntas, resistindo a deformações e vibrações. (CALLISTER; 2009)

Os reforços mais utilizados são as fibras, que geralmente compõem 60-70% da porcentagem total de massa dos isolantes, contribuindo significativamente para aumentar a retenção de char. (MILHOMEM, 2018)

Além de fortalecer a resistência mecânica, as fibras desempenham um papel adicional como absorvedores de calor suplementares, visto que a fusão ou evaporação desses materiais são procedimentos que absorvem energia. Em algumas situações, as fibras podem reagir de maneira que consome calor junto à matriz. Entre os materiais frequentemente empregados como fibras estão óxidos refratários, tais como alumina e sílica, asbestos e vidro. A performance do compósito está intimamente relacionada à orientação das fibras em relação aos gases resultantes da combustão. (MILHOMEM, 2018).

Nos motores-foguete, os compósitos são utilizados como elementos estruturais avançados, como os compósitos de matriz de fibra de carbono, representando uma abordagem revolucionária na busca por equilíbrio entre resistência mecânica e peso. O destaque desses compósitos reside na sua excepcional relação resistência-peso, que supera significativamente as alternativas tradicionais, como metais convencionais. A utilização extensiva desses compósitos avançados é particularmente evidente em componentes como carenagens e suportes estruturais críticos. A combinação de alta resistência, durabilidade e leveza desses compósitos contribui significativamente para reduzir a massa total do foguete, melhorando assim a eficiência do veículo durante o lançamento. Além disso, a maleabilidade dos compósitos oferece flexibilidade no design, permitindo a criação de formas e geometrias complexas que seriam desafiadoras ou impraticáveis com materiais convencionais. Essa capacidade de personalização no design estrutural otimiza ainda mais o desempenho do motor, resultando em sistemas mais eficientes e adaptados às demandas específicas de cada missão espacial.

4.5 MATERIAIS ABORDADOS

Para realizar as análises necessárias da câmara ablativas, deve-se determinar materiais, para isso materiais foram escolhidos de acordo com os critérios descritos por Davenas (1992), incluindo nesses, mas não está limitado a:

- Adesão suficiente em toda a faixa de temperaturas de trabalho do motor.
- Baixa taxa de ablação, para minimizar a massa inerte a bordo.
- Baixa condutividade térmica.

- Alto calor específico.
- Baixa densidade.
- Compatibilidade química com os componentes do motor: os materiais isolantes não devem afetar a química do propelente, mas manter as características nominais deste último.
- Boa permeabilidade ao gás.
- Baixa absorção de umidade.

Ao considerar os critérios mencionados acima, percebe-se que materiais como polímeros e cerâmicos seriam ideais para realizar as análises. Porém, também seria essencial analisar os materiais compósitos e os materiais mais utilizados na área de foguetemodelismo para realizar a análise. Dessa forma, foram escolhidos os seguintes materiais para a análise:

- Policloreto de Vinila (PVC);
- Poliuretano (PU's);
- Ácido Polilático (PLA);
- Poliestireno (EPS);
- Acrilonitrila Butadieno Estireno (ABS);
- Resina Epóxi;
- Fibra de Vidro;
- Lã de Rocha.

5 ESTUDO DE CASO

Nesse trabalho será feita a análise da camada ablativa de um motor de combustão sólida, considerando diferentes materiais. Para isso, será analisado sob o motor construído pela equipe universitária de foguetemodelismo do CEFET/RJ, RocketWolf, avaliando diferentes materiais para a proteção térmica do motor.

5.1 ANÁLISE DO PROJETO DO MOTOR

Inicialmente, é imperativo realizar uma análise minuciosa dos elementos técnicos inerentes ao projeto do motor-foguete desenvolvido pela equipe RocketWolf. Tal avaliação deve ser conduzida em conformidade com as etapas cruciais delineadas no fluxograma proposto por (RIBEIRO, 2013), como explicitado na Figura 1 neste trabalho.

Nesse contexto, torna-se imprescindível examinar os requisitos fundamentais da missão designada como Helder I. Estes requisitos compreendem a consecução de um apogeu de 1000 metros, acompanhada pela capacidade de transportar uma carga de 3500 g, ou 3,5 kg.

A consecução desse objetivo demandou a determinação de parâmetros essenciais, os quais servem como base para a continuidade do projeto, notadamente o dimensionamento preliminar do foguete. Conforme delineado no planejamento, está previsto que o foguete será dotado de uma fuselagem com diâmetro interno de 75 milímetros. Este dado primário serve como ponto de partida para o início do dimensionamento do motor.

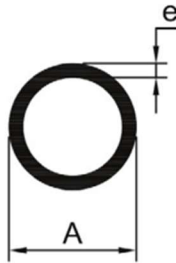
5.1.1 Dimensionamento da Câmara de Combustão

Para realizar o dimensionamento do motor, o primeiro passo consiste na seleção do tubo a ser empregado como câmara de combustão, conhecido também como envelope. A determinação crucial nesse processo recai sobre a escolha de um material que apresente elevada resistência mecânica, associada à mínima densidade e, por conseguinte, reduzido peso. Adicionalmente, é imperativo levar em consideração o diâmetro interno máximo, previamente mencionado, estabelecido em 75 milímetros.

Subsequentemente à análise supracitada, foi estabelecida a pressão interna máxima a ser considerada para a câmara de combustão. Nesse contexto, definiu-se que a pressão máxima no interior da câmara, resultante da queima do propelente, seria de 1000 psi.

Considerando os parâmetros supramencionados, foi possível determinar os elementos constituintes iniciais da câmara de combustão, a saber: o diâmetro externo, a espessura da parede e o material de construção da referida câmara. Para tal, recorreu-se ao catálogo fornecido pela Aleluia Alumínio (2023), a fim de estabelecer os parâmetros em questão.

Figura 16: Catálogo da Loja Aleluia Alumínio, referentes à tubos redondos



POLEGADAS		MILÍMETROS		PESO (KG/M)
A	e	A	e	
3/8	1/16	9,52	1,58	0,108
1/2	1/16	12,70	1,58	0,150
5/8	-	15,87	1,00	0,126
5/8	-	15,87	1,20	0,150
5/8	1/16	15,87	1,58	0,192
3/4	-	19,05	1,00	0,150
3/4	1/16	19,05	1,58	0,234
7/8	-	22,22	1,20	0,200
7/8	1/16	22,22	1,58	0,278
1	-	25,40	1,00	0,205
1	1/16	25,40	1,58	0,320
1	5/64	25,40	2,00	0,398
1	3/32	25,40	2,38	0,464
1	1/8	25,40	3,18	0,600
1.1/4	1/16	31,75	1,58	0,450
1.1/4	5/64	31,75	2,00	0,505
1.1/4	1/8	31,75	3,18	0,770
1.1/2	1/16	38,10	1,58	0,467
1.1/2	5/64	38,10	2,00	0,612
1.1/2	1/8	38,10	3,18	0,942
1.3/4	1/8	44,45	3,18	1,195
2	-	50,80	1,20	0,516
2	1/16	50,80	1,58	0,668
2	5/64	50,80	2,00	0,826

Fonte: (ALELUIA ALUMÍNIO; 2023)

Assim, com base no referido catálogo, presente na Figura 16, e nos requisitos mencionados previamente, optou-se por um tubo de formato circular com um diâmetro externo de 50,80 milímetros, apresentando uma espessura de parede de 1,58 milímetros, confeccionado a partir da liga de alumínio 6061 – T6. A escolha dessa liga se fundamentou na necessidade de atender aos requisitos de resistência mecânica e conformabilidade, associados a uma baixa densidade em comparação com outras ligas metálicas, como ilustrado no Quadro 2 a seguir:

Quadro 2: Propriedades da Liga de Alumínio 6061-T6

Tensão de Limite de Escoamento	290 MPa
Dureza	100 HB
Massa específica (Densidade)	2710 Kg/m ³
Condutividade Térmica	169 W/mK

Fonte: adaptado de Indusmart (2023)

Dessa forma, para finalizar o dimensionamento da câmara de combustão é necessário verificar se o tubo escolhido corresponde ao requisito de segurança imposto pela competição LASC. De acordo com o documento “2023 LASC Design, Test, & Evaluation Guide”

(LASC, 2023), o projeto estrutural da câmara de combustão deve ser projetado para uma pressão máxima não inferior a 2 vezes a pressão operacional máxima esperada, ou seja, tendo um coeficiente de segurança necessariamente maior que 2. Para isso, deve-se calcular a tensão máxima em vasos de pressão de paredes finas, por meio da fórmula a seguir (HIBBELER, 2010):

$$\sigma_{cir} = \frac{pr}{t} \quad (21)$$

Onde: σ_{cir} é a tensão máxima em vasos de pressão de paredes finas, dada em (MPa); p é a pressão interna máxima, dada em (MPa); r é o raio interno, dada em (m); t é a espessura da parede, dada em (m).

Um vaso de pressão de paredes finas é um recipiente projetado para conter fluidos sob pressão interna, caracterizado pela espessura relativamente pequena das suas paredes em relação ao diâmetro do recipiente.

Dessa forma, sabendo que a pressão interna máxima é 1000 psi, o diâmetro interno é 50,80 milímetros e a espessura da parede é 1,58 milímetros, ao realizar ajustes nos parâmetros e a conversão de unidade, conseguimos calcular a tensão máxima em vasos de pressão de paredes finas sendo igual a:

$$\sigma_{cir} = 110,76 \text{ MPa}$$

Para determinar o coeficiente de segurança, deve-se dividir a Tensão de Limite de Escoamento do material, pela tensão máxima em vasos de pressão de paredes finas calculada acima, seguindo a seguinte fórmula:

$$CS = \frac{\sigma_{escoamento}}{\sigma_{cir}} \quad (22)$$

Onde: CS é o coeficiente de segurança. Dessa forma, sabe que σ_{cir} é igual a 110,76 MPa, e que $\sigma_{escoamento}$ é igual a 290 Mpa, temos que o coeficiente de segurança será:

$$CS = 2,61$$

Dessa forma, é possível garantir que o projeto estrutural da câmara de combustão foi projetado corretamente. Logo, se obtém os seguintes parâmetros iniciais para o projeto do motor-foguete:

$$D_{externo} = 50,80 \text{ mm}$$

$$t = 1,58 \text{ mm}$$

$$D_{interno} = 47,64 \text{ mm}$$

$$p = 1000 \text{ psi} = 6,89 \text{ MPa}$$

Material: Alumínio 6061 – T6

5.1.2 Escolha do Propelente

Após realizar o dimensionamento da câmara de combustão, deve-se realizar a escolha do Propelente a ser usado no projeto do motor-foguete. Conforme mencionado na subseção 2.3.4 do trabalho que está sendo apresentado, as composições dos propelentes em motores de foguete amadores experimentais variam em complexidade.

Dessa forma, para o presente projeto foi escolhido um propelente da classe de propelentes à base de "açúcar", visto que eles são relativamente mais simples de se confeccionar, sendo compostos principalmente por dois elementos essenciais: combustível e oxidante.

Logo, o propelente escolhido foi o chamado KNSB, esse propelente possui como base Nitrato de Potássio (KN) e Sorbitol (SB), na proporção de 65% de KN para 35% de SB. Essa proporção é específica para propelentes à base de açúcar, e é mais bem detalhado no Nakka (2007).

Quadro 3: Propriedades físicas/termoquímicas do propelente.

Propriedades físicas/termoquímicas do propelente e produtos da combustão.			
Tipo de propelente	Símbolo	Unidades	KNSB
Densidade de massa do grão, ideal	ρ_r	g/cm ³	1.841
Peso molecular efetivo	M	kg/kmol	39.90
Temperatura da câmara	T_0	K	1600

Fonte: do autor com referência em Nakka – SRM Spreadsheet (2023).

5.1.3 Dimensionamento da Camada Ablativa e dos Grão

Após obter os dados acima, foi realizado o dimensionamento dos grãos, ou seja, quantos gramas de propelente são necessários para cumprir a missão estipulada. Para isso, foi utilizado a tabela interativa *ezRocket* do Nakka (2007).

Foram imputados os seguintes dados na planilha, conforme pode ser visto na Figura 17 abaixo:

Figura 17: Dados do motor imputados na Planilha *ezRocket*.

INPUT DATA		
Zpeak =	1000	metres Target apogee
t =	1	sec. Motor burn time
md	3,5	kg. Rocket empty mass
r	15	% Percentage of propellant mass to rocket empty mass
D	7,5	cm. Rocket diameter
Cd	0,45	Rocket average drag coefficient

Fonte: do autor com referência em Nakka – *ezRocket* (2023)

Que tiveram o seguinte resultado, conforme apresentado no Quadro 4:

Quadro 4: Dados do motor retirados da Planilha *ezRocket*.

M_p	0,525 Kg	Massa de Propelente
V_{bo}	103 m/sec	Velocidade de Queima
$Mach$	0,30	Número de Mach da Queima

Fonte: do autor com referência em Nakka – *ezRocket* (2023).

Dessa maneira, é necessária uma massa de 525 gramas para atender aos requisitos da missão. Contudo, os cálculos foram realizados considerando 600 gramas de propelente, uma vez que, quanto maior o peso resultante da adição de propelente, mais propelente deve ser incorporado para atender à massa inicial. Portanto, a aproximação de 600 gramas foi utilizada para a massa de propelente.

No dimensionamento da camada ablativa, estabelece-se uma espessura de 2 milímetros, deixando um espaço de 43,64 milímetros disponíveis para o grão ocupar. Desse modo, o diâmetro externo do grão é determinado, sendo necessário especificar o diâmetro da alma.

Para dimensionar o diâmetro da alma, foram selecionados tamanhos de tubos comerciais, e, assim, optou-se pelo diâmetro de 19,05 milímetros, conforme indicado pelo catálogo fornecido pela Aleluia Alumínio (2023), visto na Figura 16 acima.

Finalizando o dimensionamento do grão, optou-se por utilizar três grãos propelentes, cada um com altura de 100 milímetros, totalizando 300 milímetros ou 30 centímetros de altura total referente aos grãos propelentes, onde cada grão terá 200 gramas de propelente. Logo, se obtém os seguintes parâmetros para o dimensionamento do grão propelente:

$$D_{ext\ do\ gr\ ao} = 43,64\ mm$$

$$D_{alma} = 19,05\ mm$$

$$t_{ablativo} = 2\ mm$$

$$H_{gr\ ao} = 100\ mm$$

Para garantir melhor segurança referente ao inibidor, que no nosso caso é a camada ablativa, Trubiene (2015) determinou que o mesmo deveria ter uma espessura de 3% a 5% da espessura referente ao grão propelente, de acordo com a seguinte fórmula:

$$t_{ablativo} = CF \cdot t_{gr\ ao} \quad (23)$$

$$t_{ablativo} = CF \cdot \left(\frac{D_{ext\ do\ gr\ ao} - D_{alma}}{2} \right) \quad (24)$$

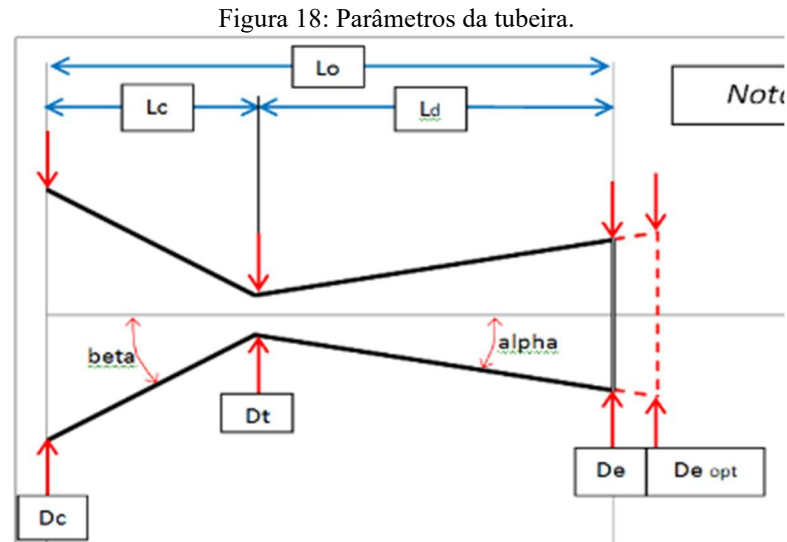
Dessa forma, considerando um coeficiente de segurança CF de 5%, obtemos um $t_{ablativo}$ de:

$$t_{ablativo} = 0,61\ mm$$

No entanto, a decisão foi tomar uma espessura de 2 milímetros para o material ablativo, com o intuito de assegurar a integridade da câmara de combustão diante de pressões e temperaturas elevadas. Essa escolha visa também otimizar a precisão do processo, uma vez que uma espessura de 0,61 milímetros é considerada inadequada para confecção e usinagem, tornando-se mais viável trabalhar com uma espessura superior.

5.1.4 Performance do motor

Com os dimensionamentos realizados acima, foi possível realizar a finalização do projeto do motor. Para isso, foi utilizado uma planilha desenvolvida pelo Nakka, (2007), capaz de dimensionar a tubeira e calcular os principais parâmetros do projeto de uma motor-foguete. Logo, é possível definir o dimensionamento da tubeira, conforme pode ser visto na Figura 18:



Fonte: Nakka – SRM spreadsheet (2023).

Onde: D_c é o diâmetro de entrada; D_t é o diâmetro da garganta; D_e é o diâmetro de saída; $D_{e_{opt}}$ é o diâmetro ótimo de saída; L_c é o comprimento da seção de convergência; L_d é o comprimento da seção de divergência; L_o é o comprimento total da tubeira; β é o ângulo de convergência; e α é o ângulo de divergência. Os resultados dos parâmetros acima estão mostrados no Quadro 5, abaixo:

Quadro 5: Resultados dos parâmetros da tubeira

beta	30.0	degrees
alpha	12.0	degrees
Dc	47.64	mm
Dt	9.85	mm
De	27.86	mm
De opt	31.41	mm
Lc	32.73	mm
Ld	42.36	mm
Lo	75.09	mm

Fonte: autor (2023).

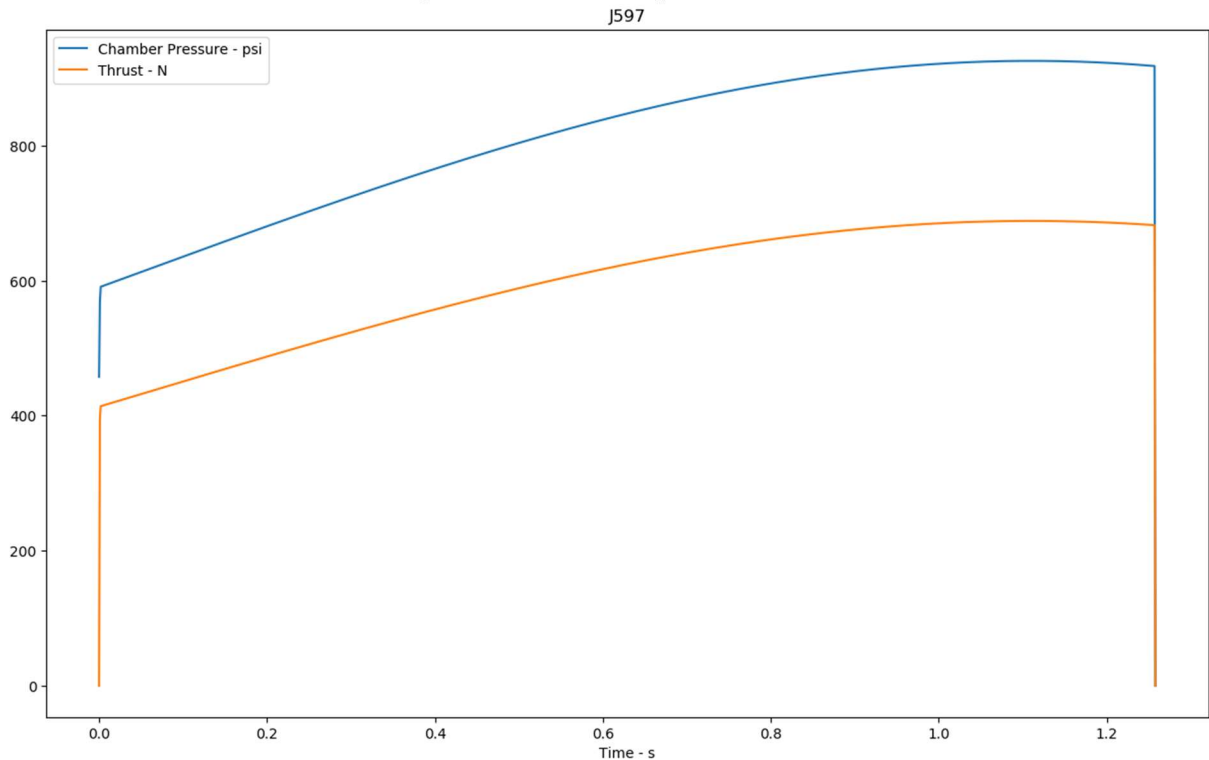
A partir dos dados obtidos da tubeira e com o dimensionamento aqui levemente explicado, foi analisado os dados e postos no software chamado *OpenMotor*, a fim de retirar os principais dados, como a curva de empuxo e o impulso específico do motor. Logo, foram obtidos os seguintes resultados:

Quadro 6: Parâmetros fundamentais do motor

Classificação do Motor	J597
Impulso	751,816 Ns
Impulso Específico	120,61 s
Tempo de Queima	1,258 s
Pressão Média de Operação	814,367 psi
Pressão Máxima de Operação	925,209 psi
Massa de Propelente	636 kg
Comprimento do Propelente	300 mm

Fonte: do autor feito no software *OpenMotor* (2023).

Figura 19: Curva de Empuxo do motor



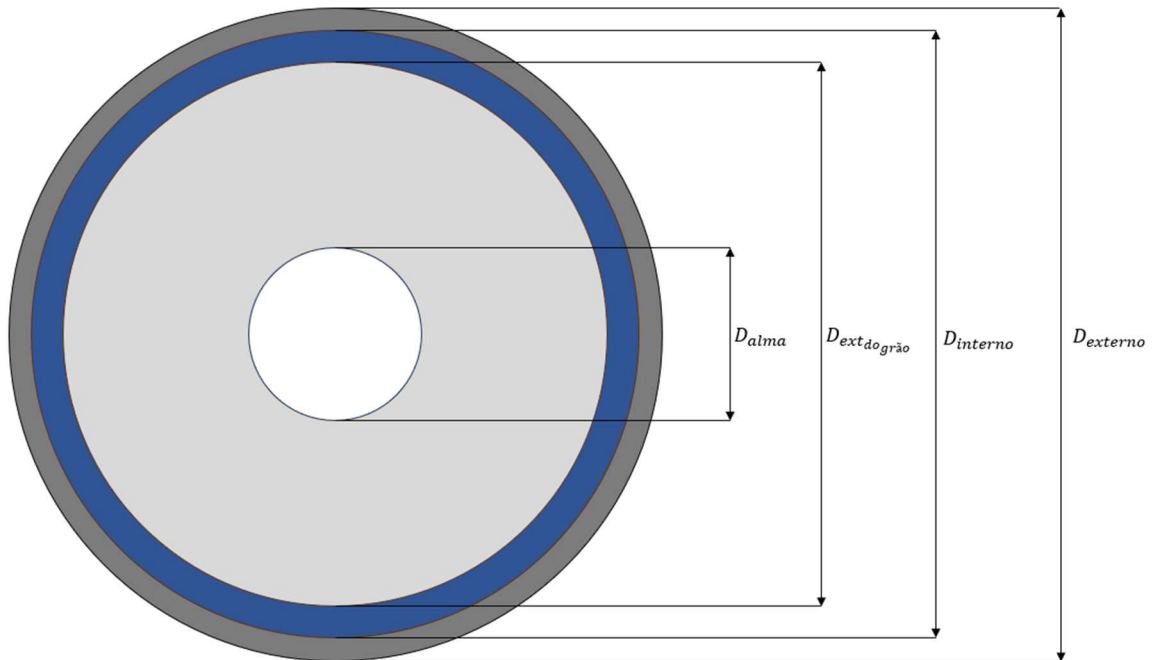
Fonte: do autor feito no software *OpenMotor* (2023)

Dessa forma, pode-se observar que o motor projetado produz uma queima progressiva, ou seja, o empuxo aumenta com o tempo até atingir seu valor máximo em um valor de 597 Newtons. Sendo, dessa forma, suficiente para atingir os requisitos da dada missão.

5.2 MODELO ESTUDADO

Com a finalidade de desenvolver o modelo matemático para o problema, deve-se inicialmente considerar a geometria do problema a ser solucionado. Inicialmente, antes de acontecer a queima do combustível, a geometria segue conforme a Figura 20 abaixo:

Figura 20: Geometria da câmara de combustão antes da combustão



Fonte: o autor (2023)

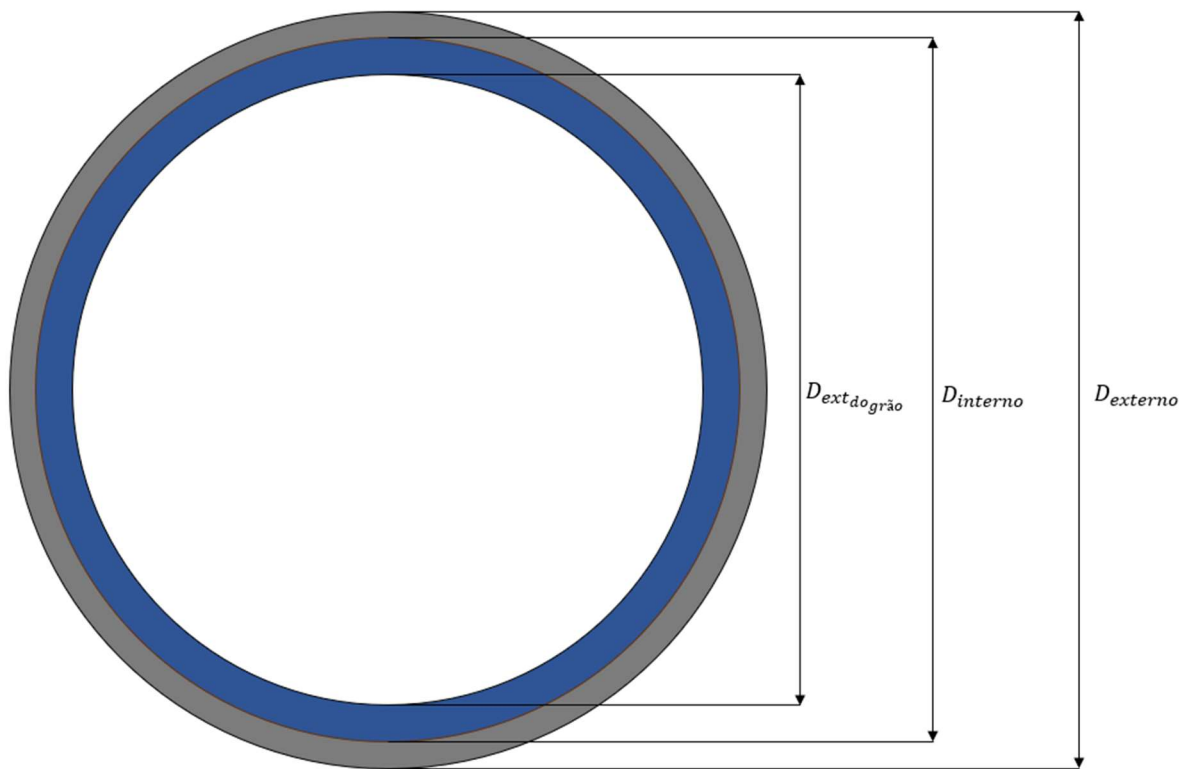
Onde, na Figura 20 acima é possível visualizar um desenho fora de escala do posicionamento e dimensionamento da câmara de combustão, em que o Diâmetro da alma (D_{alma}) e o Diâmetro externo do grão ($D_{extdo\grão}$) delimitam o grão propelente, o qual é composto de KNSB, conforme mencionado anteriormente. Também é possível visualizar a câmara de combustão, ou envelope, presente na cor cinza escura, e delimitada pelo Diâmetro interno ($D_{interno}$) e o Diâmetro externo ($D_{externo}$). Por fim, é possível visualizar a camada ablativa, ou proteção térmica, presente na cor azul escura, e delimitada pelo Diâmetro externo

do grão ($D_{ext\ do\ gr\ ao}$) e pelo Diâmetro interno ($D_{interno}$), caracterizando assim sua espessura sendo:

$$t_{ablativo} = \frac{D_{interno} - D_{ext\ do\ gr\ ao}}{2} \quad (25)$$

Após visualizar o dimensionamento dos componentes antes da combustão do grão propelente, deve-se analisar o comportamento térmico dos componentes após a combustão, como pode ser visto na Figura 21 abaixo:

Figura 21: Geometria da câmara de combustão após a combustão



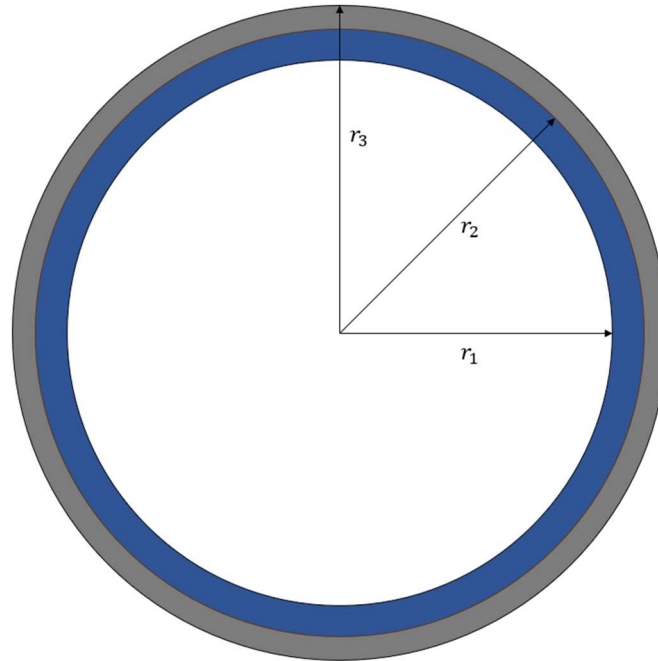
Fonte: o autor (2023)

Dessa forma, no instante após a combustão e o propelente ser totalmente consumido, considera-se que a temperatura gerada pelo fluido é equivalente a Temperatura de Câmara (T_{cam}). Considera-se também que não houve deformação da camada ablativa, e que não possui geração de calor. Dessa forma, o problema de transferência de calor pode ser modelado a partir da resistência térmica global, como será feito a seguir.

5.2.1 Determinação dos parâmetros

Primeiramente é importante definir os parâmetros para realizar a modelagem. Logo, será usado o modelo de resistência total, conforme visto no capítulo 3.4.1 do presente trabalho. Para isso, deve-se obter o perfil geométrico do problema e definir as resistências térmicas presentes, conforme será visto na Figura 22:

Figura 22: Perfil geométrico do problema



Fonte: o autor

Onde, r_1 é a distância do centro da câmara até o início da camada ablativa, dada em (mm), r_2 é a distância do centro da câmara até o final da camada ablativa, sendo o início da câmara de combustão, dada em (mm), e r_3 é a distância do centro da câmara até o final da câmara de combustão, dada em (mm).

Logo, como existe um fluido com temperatura elevada no interior do tubo, e um fluido (nesse caso, o ar) na parte externa do tubo, após a câmara de combustão, dessa forma ocorrerá um processo de transferência de calor. Ocorrendo, dessa forma, um processo de convecção no interior do tubo, um processo de condução na camada ablativa, um processo de condução na câmara de combustão, e um processo de convecção no exterior do tubo, com o ar. Desconsiderando os efeitos da radiação térmica.

Dessa forma, a modelagem deve ser feita em coordenadas cilíndricas, a fim de garantir maior precisão e fidelidade ao modelo apresentado. Logo, as fórmulas referentes à condução e

convecção de calor apresentadas no capítulo 3 da presente pesquisa irão ser alteradas para corresponder ao presente modelo, conforme poderá ser visto a seguir.

A taxa de transferência de calor por condução térmica a partir da fórmula (9):

$$Q_{cond} = -k \cdot A \cdot \frac{dT}{dx}$$

$$Q_{cond} = -k \cdot (2\pi r L) \cdot \frac{dT}{dr}$$

$$Q_{cond} = \frac{2\pi L k (T_1 - T_2)}{\ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)} \quad (26)$$

Dessa forma, conseguimos obter o cálculo para a taxa de transferência de calor por condução Q_{cond} , dada em (W), porém, como o dimensionamento foi projetado somente na direção radial, divide-se o Q_{cond} pelo seu comprimento L , achando a taxa de transferência de calor por metro \dot{Q}_{cond} dada em (W/m), mostrada na fórmula abaixo:

$$\dot{Q}_{cond} = \frac{2\pi k (T_1 - T_2)}{\ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)} \quad (27)$$

Além disso, a Resistência térmica por condução, de acordo com a fórmula (16) e com a fórmula (27), ficará:

$$R_{cond} = \frac{\Delta T}{\dot{Q}_{cond}} = \frac{\Delta T}{\frac{2\pi k (T_1 - T_2)}{\ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}} = \frac{\Delta T}{\frac{\Delta T}{\ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}}$$

$$R_{cond} = \frac{\ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}{2\pi k} \quad (28)$$

Analogamente a taxa de transferência de calor por condução, temos a taxa de transferência de calor por convecção dada pela fórmula (10) e pela fórmula (11):

$$Q_{conv} = A \cdot h_{cv} \cdot (T_s - T_f)$$

$$Q_{conv} = (2\pi rL) \cdot h_{cv} \cdot (T_s - T_f) \quad (29)$$

Dessa forma, conseguimos obter o cálculo para a taxa de transferência de calor por convecção Q_{conv} , dada em (W), porém, como o dimensionamento foi projetado somente na direção radial, divide-se o Q_{conv} pelo seu comprimento L , achando a taxa de transferência de calor por metro \dot{Q}_{conv} dada em (W/m), mostrada na fórmula abaixo:

$$\dot{Q}_{conv} = (2\pi r) \cdot h_{cv} \cdot (T_s - T_f) \quad (29)$$

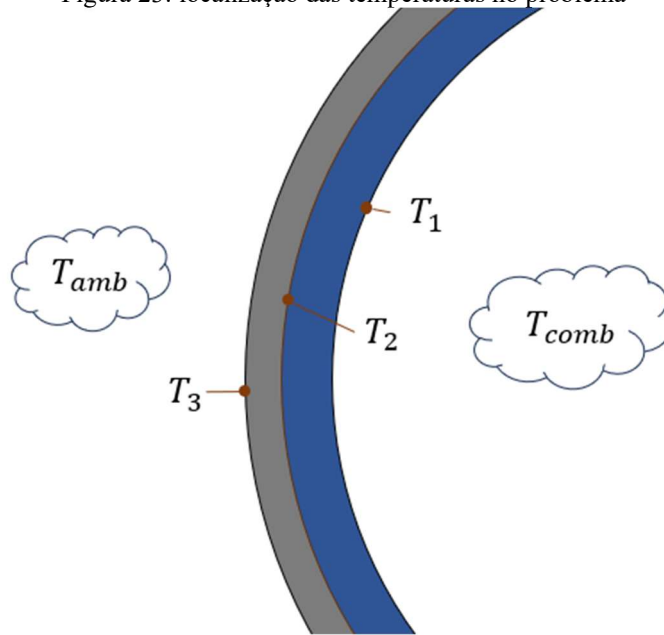
Além disso, a Resistência térmica por convecção, de acordo com a fórmula (16) e com a fórmula (29), ficará:

$$R_{conv} = \frac{\Delta T}{\dot{Q}_{conv}} = \frac{\Delta T}{(2\pi r) \cdot h_{cv} \cdot (T_s - T_f)} = \frac{\Delta T}{(2\pi r) \cdot h_{cv} \cdot \Delta T}$$

$$R_{conv} = \frac{1}{2\pi r \cdot h_{cv}} \quad (30)$$

Após modelar as fórmulas apresentadas para um modelo de transferência de calor em paredes cilíndricas, deve-se modelar o problema a ser resolvido. Como o objetivo do presente estudo é comparar diferentes materiais para a camada ablativa de um motor-foguete, os melhores resultados seriam provenientes de materiais para camada ablativa que faça a câmara de combustão motor possuir a menor temperatura em sua superfície externa, ou seja, que tenha a menor T_3 , de acordo com a Figura 23 abaixo:

Figura 23: localização das temperaturas no problema



Fonte: o autor (2023)

Onde: T_{comb} é a temperatura de combustão dos gases, também chamada de temperatura de câmara, dada em (K); T_1 é a temperatura da superfície da camada ablativa em contato com os gases de combustão, após a convecção térmica, dada em (K); T_2 é a temperatura da superfície no contato da camada ablativa com a câmara de combustão, dada em (K); e T_3 é a superfície final da câmara de combustão, em contato com o ar externo, dada em (K).

Para isso, deve-se inicialmente calcular a taxa de transferência de calor global referente ao problema, que pode ser dada por:

$$Q_{global} = \frac{T_{final} - T_{inicial}}{R_{total}} \quad (31)$$

Considerando que o problema está sendo modelado em uma única dimensão, sendo ela a radial, e que a $T_{inicial}$ é a temperatura mais elevada, e a T_{final} é a menor temperatura, temos que:

$$\dot{Q}_{global} = \frac{T_{amb} - T_{comb}}{R_{total}} \quad (32)$$

Logo, para calcular a resistência térmica total, a qual vai ser dada em somente uma dimensão, deve-se considerar a fórmula (19) que representa o cálculo da resistência total de um sistema de resistência térmicas em série:

$$R_{total} = R_1 + R_2 + \dots + R_n$$

A partir disso, calcula-se as quatro resistências térmicas presentes no problema apresentado, sendo elas: a convecção térmica dos gases de combustão com a camada ablativa, a condução térmica da camada ablativa, a condução térmica da câmara de combustão, e a convecção térmica da câmara com o ar externo.

A resistência térmica proveniente da convecção térmica dos gases com a camada ablativa é dada por:

$$R_{conv_{fluido}} = \frac{1}{2\pi r_1 h_{prop}} \quad (33)$$

Onde: $R_{con_{fluido}}$ é a resistência térmica de convecção dos gases de combustão, em uma única dimensão, dada em (em Km/W); r_1 é a distância do centro da câmara até o início da camada ablativa, dada em (mm); e h_{prop} é o coeficiente convectivo dos gases gerados pela combustão, dados em (W/m²K).

A resistência térmica proveniente da condução térmica da camada ablativa é dada por:

$$R_{cond_{ablat}} = \frac{\ln\left(\frac{r_2}{r_1}\right)}{2\pi k_{ablat}} \quad (34)$$

Onde: $R_{cond_{ablat}}$ é a resistência térmica da condução térmica da camada ablativa, em uma única dimensão, dada em (em Km/W); r_1 é a distância do centro da câmara até o início da camada ablativa, dada em (mm); r_2 é a distância do centro da câmara até o final da camada ablativa, sendo o início da câmara de combustão, dada em (mm) e k_{ablat} é o coeficiente de condução térmica da camada ablativa, dados em (W/mK).

A resistência térmica proveniente da condução térmica da câmara de combustão é dada por:

$$R_{con\ camara} = \frac{\ln\left(\frac{r_3}{r_2}\right)}{2\pi k_{camara}} \quad (35)$$

Onde: $R_{cond_{camara}}$ é a resistência térmica da condução térmica da câmara de combustão, em uma única dimensão, dada em (em Km/W); r_2 é a distância do centro da câmara até o final da camada ablativa, sendo o início da câmara de combustão, dada em (mm); r_3 é a distância do centro da câmara até o final da câmara de combustão, dada em (mm) e k_{camara} é o coeficiente de condução térmica da câmara de combustão, dados em (W/mK).

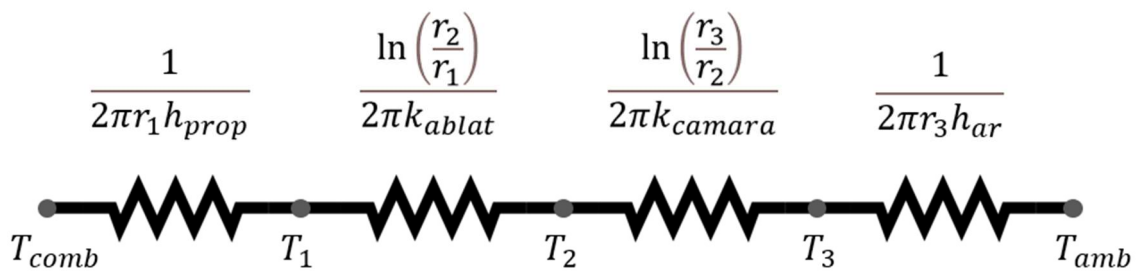
A resistência térmica proveniente da convecção térmica da câmara de combustão com o ar externo é dada por:

$$R_{conv_{ar}} = \frac{1}{2\pi r_3 h_{ar}} \quad (36)$$

Onde: $R_{conv_{ar}}$ é a resistência térmica de convecção do ar, em uma única dimensão, dada em (em Km/W); r_1 é a distância do centro da câmara até o início da camada ablativa, dada em (mm); e h_{ar} é o coeficiente convectivo do ar, dados em (W/m²K).

Com os valores das resistências térmicas, é possível se montar e calcular a Resistencia térmica total, conforme mostrado na Figura 24 abaixo:

Figura 24: Representação da Resistencia Térmica total



Fonte: o autor

Dessa forma, a fórmula que representa a resistência térmica total é dada por:

$$R_{total} = R_{conv_{fluido}} + R_{cond_{ablat}} + R_{cond_{camara}} + R_{conv_{ar}} \quad (37)$$

Sendo assim, com o valor de resistência total é possível se calcular a taxa de transferência de calor global referente ao problema, dada pela fórmula (32). Com a taxa de transferência de calor global, é possível se determinar os gradientes térmicos dos processos de transferência de calor. Os gradientes térmicos representam a temperatura que é perdida naquele processo, e são representados aqui por:

$$\Delta T_{combust\tilde{a}o} = \dot{Q}_{global} \cdot R_{conv_{fluido}} \quad (38)$$

$$\Delta T_1 = \dot{Q}_{global} \cdot R_{cond_{ablat}} \quad (39)$$

$$\Delta T_2 = \dot{Q}_{global} \cdot R_{cond_{camara}} \quad (40)$$

$$\Delta T_3 = \dot{Q}_{global} \cdot R_{conv_{ar}} \quad (41)$$

Onde: $\Delta T_{combust\tilde{a}o}$ é o gradiente térmico da convecção dos gases de combustão, dada em (K); ΔT_1 é o gradiente térmico na camada ablativa, dada em (K); ΔT_2 é o gradiente térmico na câmara de combustão, dada em (K); ΔT_3 é o gradiente térmico da convecção do ar.

Tendo os gradientes térmicos dos processos de transferência de calor, deve-se, por fim, calcular o valor das temperaturas nas superfícies em contato, a fim de chegar no valor de temperatura da superfície externa da câmara de combustão para cada valor de condutividade térmica dos referidos materiais mencionados no capítulo 6.2 do trabalho aqui apresentado. Dessa forma, o cálculo das temperaturas se são por:

$$T_1 = T_{combust\tilde{a}o} - \Delta T_{combust\tilde{a}o} \quad (42)$$

$$T_2 = T_1 - \Delta T_1 \quad (43)$$

$$T_3 = T_2 - \Delta T_2 \quad (44)$$

6 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Conforme mencionado, o modelo matemático para se alcançar as Temperaturas e os Gradientes Térmicos foi calculado através do Software MatLab (2023), variando o $k_{ablativo}$ dependendo do material pré-determinado.

6.1 DETERMINAÇÃO DAS CONSTANTES

Conforme visto acima, para realizar o modelo desenvolvido deve-se determinar o valor para as constantes do problema, sendo essas:

- Os raios, referentes à geometria do modelo;
- Os coeficientes convectivos e de condução do modelo; e
- As temperaturas de combustão e a temperatura ambiente.

Os valores dos raios são dados de acordo com o projeto e dimensionamento do motor conforme visto na subseção 5.1 do presente trabalho, sendo esses:

$$r_1 = \frac{D_{ex\ do\ grão}}{2} = \frac{43,64}{2} \rightarrow r_1 = 21,82\ mm$$

$$r_2 = \frac{D_{interno}}{2} = \frac{47,64}{2} \rightarrow r_2 = 23,82\ mm$$

$$r_3 = \frac{D_{externo}}{2} = \frac{50,8}{2} \rightarrow r_3 = 25,4\ mm$$

Para os valores referentes à temperatura dos gases de combustão e o coeficiente de convecção dos gases de combustão, tem-se que: o valor da temperatura de câmara foi retirado do Software PROPEP3 (2023), juntamente com outros valores referentes ao propelente escolhido, sendo esse o KNSB, conforme pode ser visto na Figura 25 abaixo:

Figura 25: Propriedades do propelente

Code	WEIGHT	D-H	DENS	COMPOSITION		
0 SORBITOL	222,600	-1776	0,00001	6 C	14 H	6 O
0 POTASSIUM NITRATE	413,400	-1167	0,00001	1 N	3 O	1 K

THE PROPELLANT DENSITY IS 0,00001 LB/CU-IN OR 0,0003 GM/CC
 THE TOTAL PROPELLANT WEIGHT IS 636,0000 GRAMS

NUMBER OF GRAM ATOMS OF EACH ELEMENT PRESENT IN INGREDIENTS

17,106350 H
 7,331292 C
 4,088697 N
 19,597380 O
 4,088697 K

*****CHAMBER RESULTS FOLLOW *****

T(K)	T(F)	P(ATM)	P(PST)	ENTHALPY	ENTROPY	CP/CV	GAS	RT/V
1603	2426	68,02	1000,00	-877,78	1072,75	1,1362	15,958	4,263

Fonte: autor com base no Software PROPEP3 (2023)

Com base nas informações retiradas do Software PROPEP3 (2023) e dos dados do motor referentes ao Software OpenMotor (2023), mostrados no capítulo 5.1.4 do presente estudo, foi utilizado a planilha do Software Thermcas (2023) para se calcular o valor do coeficiente convectivo médio para os gases de combustão gerados pelo propelente utilizado, como pode ser visto na Figura 26 abaixo:

Figura 26: coeficiente convectivo dos gases de combustão

DATA INPUT Clear

English Units

Cp: BTU/lb-R
 Wp: lb
 tb: sec.
 Di: in.
 L: in.
 μ_f : lb-sec/ft² x 10⁸

S.I. Units

Cp: J/g-K (or kJ/kg-K) Note [2]
 Wp: kg.
 tb: sec.
 Di: mm.
 L: mm.
 μ_f : N-sec/m² x 10⁷ Note [3]

h_m = BTU/hr-ft²-F **Convective (film) coefficient, avg.**
 or W/m²-K

Fonte: o autor com base no Software Thermcas (2023)

Dessa forma, obtendo como coeficiente convectivo dos gases de combustão e a temperatura dos mesmos:

$$T_{comb} = 1603 \text{ K}$$

$$h_{prop} = 1380 \frac{W}{m^2K}$$

Para o coeficiente convectivo do ar, foi usado como base o usado por Martins (2017) em sua análise de transferência de calor em motores híbridos, e para a temperatura ambiente, ou seja, a temperatura do ar externo à câmara de combustão foi considerada a temperatura padrão, de 25 graus Celsius, sendo assim:

$$h_{ar} = 10 \frac{W}{m^2K}$$

$$T_{amb} = 298 \text{ K}$$

Por fim, para a condutividade térmica da câmara de combustão foi utilizada a condutividade térmica da liga de alumínio 6061 – T6, proveniente da Indusmart (2023), sendo essa de:

$$k_{camara} = 169 \text{ W/Km}$$

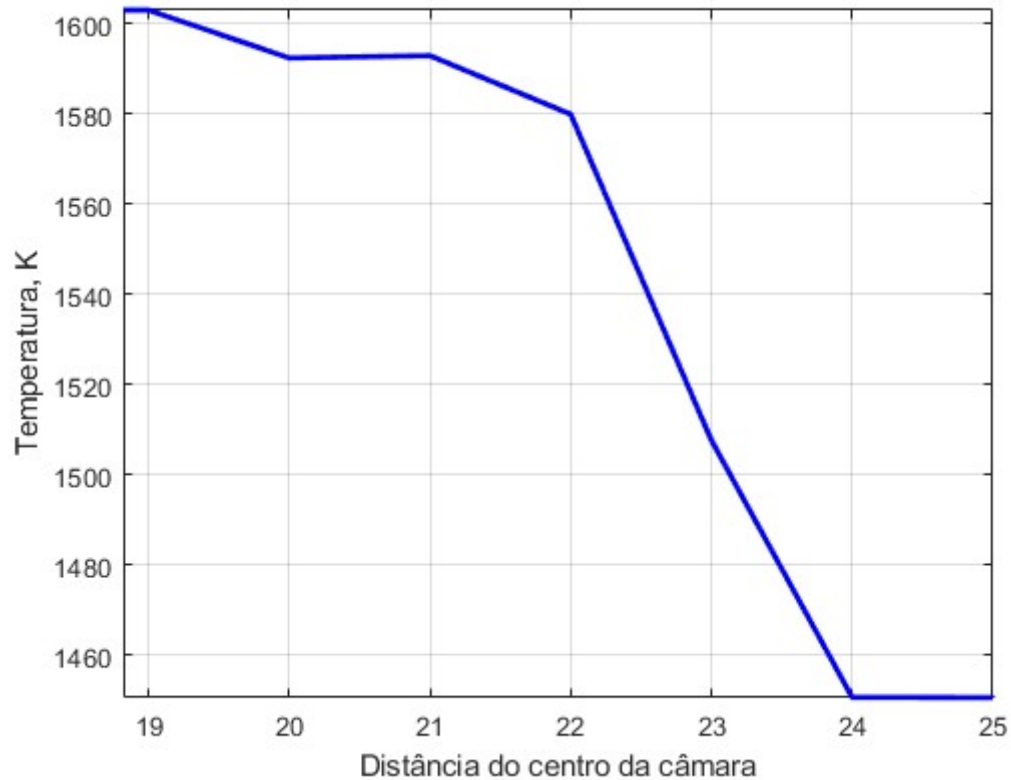
Dessa forma, para realizar os cálculos e as análises variando as condutividades térmicas dos materiais para a camada ablativa do motor-foguete, foi utilizado o Software MatLab (2023), e os resultados são discutidos a seguir:

6.2 POLICLORETO DE VINILA (PVC)

O Policloreto de Vinila (PVC) é um polímero termoplástico amplamente utilizado na indústria de plásticos devido a suas propriedades, como durabilidade, resistência à abrasão, baixa inflamabilidade e estabilidade dimensional. Essas características fazem dele adequado para diversas aplicações, sendo capaz de assumir formas rígidas ou flexíveis conforme necessário.

Segundo Pereira, a condutividade térmica do PVC varia de 0,151 a 0,21 W/mK, dependendo do valor de potência aplicado e das variações no material. No entanto, um valor médio de 0,18 W/mK é comumente considerado.

Figura 27: Perfil de Temperatura – PVC



Fonte: o autor

Quadro 7: Valores de Temperatura – PVC

$T_{comb} =$	1603 K	$\Delta T_{combust\tilde{a}o} =$	10,10 K
$T_1 =$	1593,3 K	$\Delta T_1 =$	85,65 K
$T_2 =$	1450,6 K	$\Delta T_2 =$	0,08 K
$T_3 =$	1450,5 K	$\Delta T_3 =$	115,25 K

Fonte: o autor

Dessa forma, observa-se que o PVC apresenta valores de temperaturas na superfície externa da câmara de combustão 9,5% menor que a temperatura de combustão no interior da câmara. Esse resultado não apresenta quedas de temperaturas elevadas, tendo uma queda de 152,5 K, demonstrando não ser uma boa solução para o isolante térmico do motor calculado.

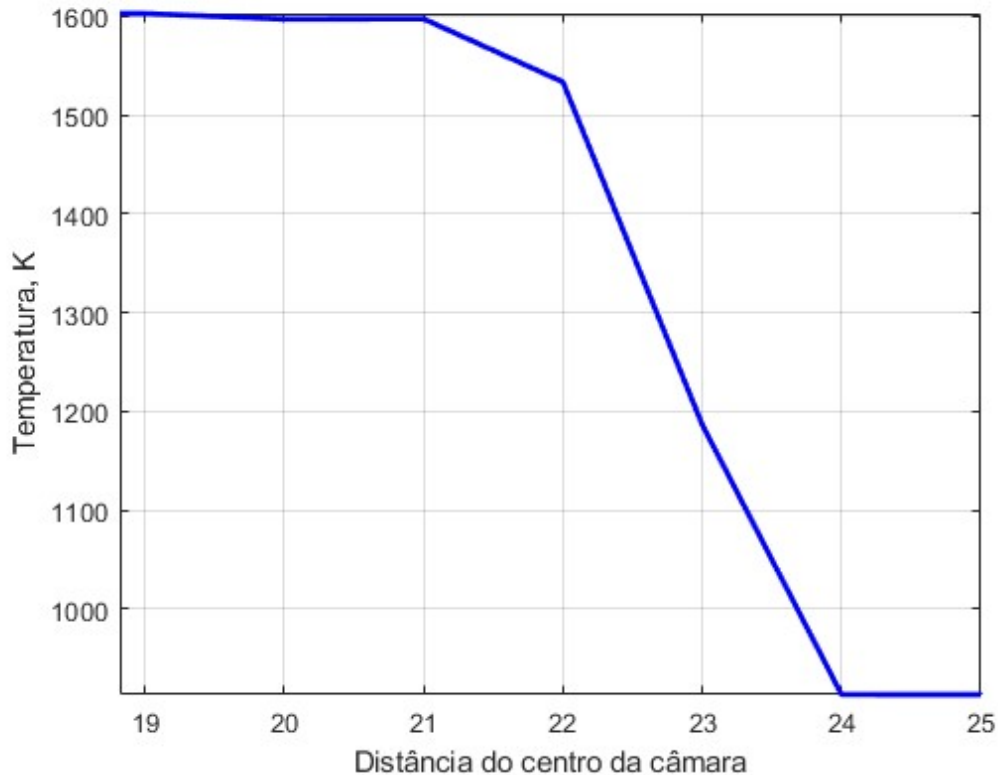
6.3 POLIURETANOS (PU'S)

Os poliuretanos (PU's) constituem uma classe altamente versátil de polímeros que são amplamente comercializados em diversas formas, incluindo espumas flexíveis, rígidas e elastômeros. Notavelmente, as espumas rígidas de poliuretano são extensivamente empregadas em isolamento térmico devido à sua baixa densidade e condutividade térmica.

Essas propriedades tornam-nas materiais ideais para o isolamento em frigoríficos, refrigeradores, tubulações e painéis divisórios (VILAR, 2002).

Segundo Figueiredo (2019), os poliuretanos possuem uma condutividade térmica dos poliuretanos é de 0,02 W/mK, e comprovado por Alimena (2009) em seus ensaios.

Figura 28: Perfil de Temperatura – POLIURETANOS



Fonte: o autor

Quadro 8: Valores de Temperatura – POLIURETANOS

$T_{comb} =$	1603 K	$\Delta T_{combustão} =$	5,38 K
$T_1 =$	1597,8 K	$\Delta T_1 =$	411,28 K
$T_2 =$	912,95 K	$\Delta T_2 =$	0,04 K
$T_3 =$	912,89 K	$\Delta T_3 =$	61,48 K

Fonte: o autor

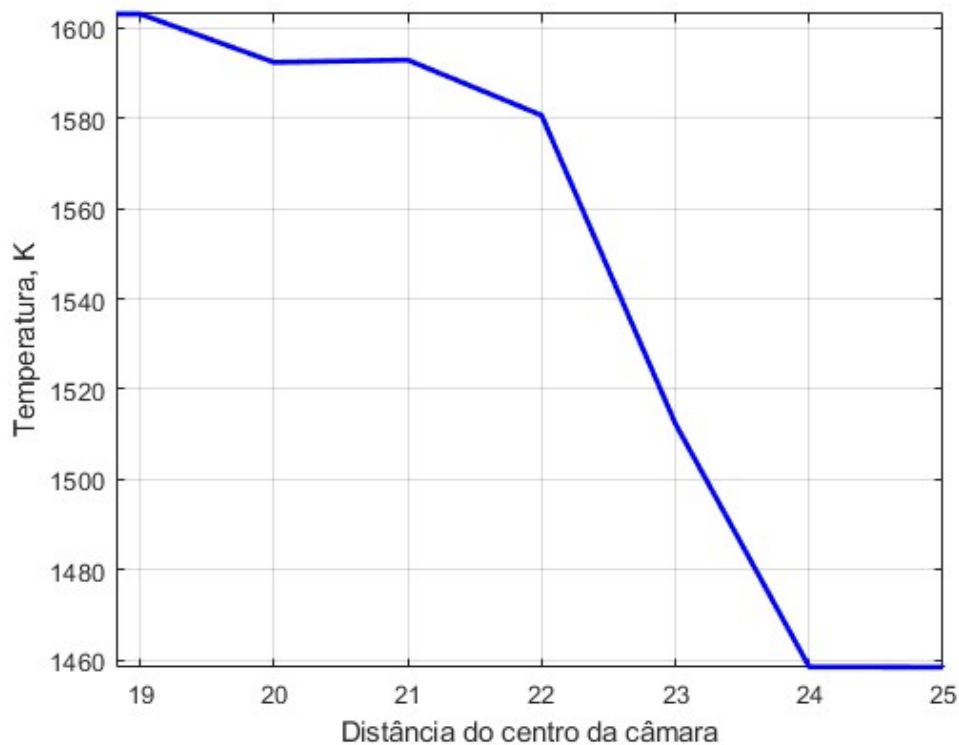
Dessa forma, observa-se que o poliuretano apresenta valores de temperaturas na superfície externa da câmara de combustão 43,05% menor que a temperatura de combustão no interior da câmara. Esse resultado apresenta uma boa queda de temperatura, tendo uma queda de 690,11 K, em que a temperatura foi reduzida à quase a metade, demonstrando ser uma boa solução para o isolante térmico do motor calculado.

6.4 ÁCIDO POLILÁTICO (PLA)

O Ácido Polilático, mais conhecido pela sigla PLA, é um bioplástico de origem renovável e biodegradável derivado de fontes naturais, além disso apresenta uma versatilidade de aplicações, sendo mais conhecido pelos filamentos para impressão 3D.

De acordo com Castanheira (2016), foi estimado um valor de condutividade térmica do PLA de 0,192 W/mK a partir do cálculo de seus protótipos.

Figura 29: Perfil de Temperatura – PLA



Fonte: o autor

Quadro 9: Valores de Temperatura – PLA

$T_{comb} =$	1603 K	$\Delta T_{combust\tilde{a}o} =$	10,17 K
$T_1 =$	1593,2 K	$\Delta T_1 =$	80,85 K
$T_2 =$	1458,6 K	$\Delta T_2 =$	0,08 K
$T_3 =$	1458,5 K	$\Delta T_3 =$	116,04 K

Fonte: o autor

Dessa forma, observa-se que o PLA apresenta valores de temperaturas na superfície externa da câmara de combustão 9,01% menor que a temperatura de combustão no interior da

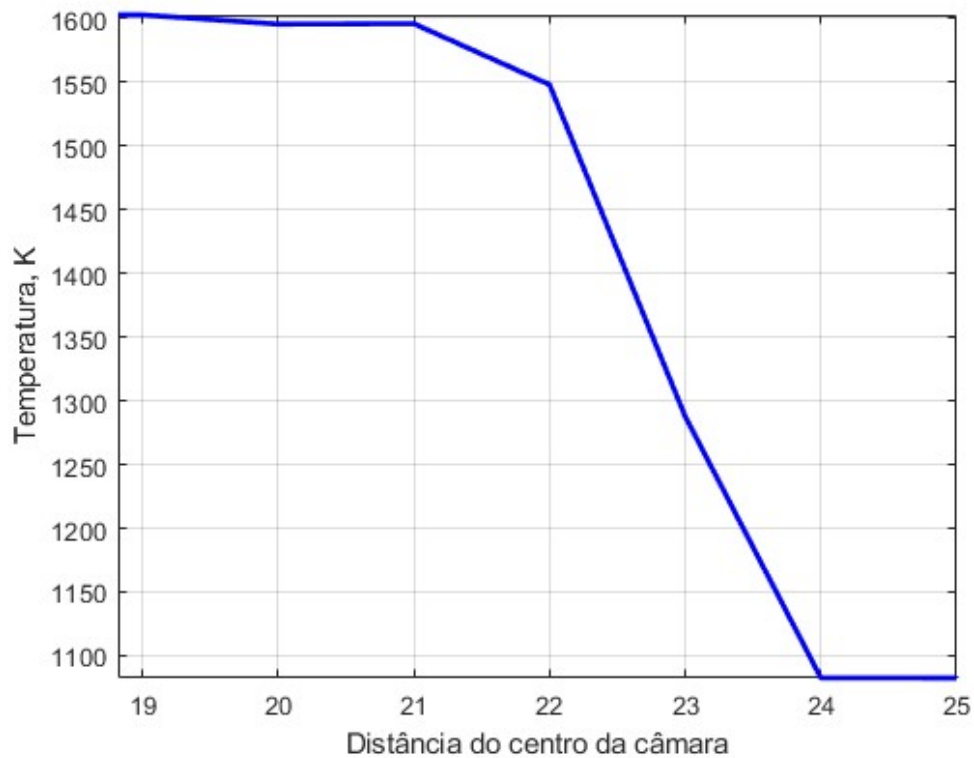
câmara. Esse resultado não apresenta quedas de temperaturas elevadas, tendo uma queda de 144,5 K, demonstrando não ser uma boa solução para o isolante térmico do motor calculado.

6.5 POLIESTIRENO (EPS)

O poliestireno, também conhecido como isopor, é um polímero termoplástico amplamente utilizado, conhecido por suas propriedades isolantes. Devido à sua estrutura celular fechada, o poliestireno expandido (EPS) é eficaz na transferência de calor, sendo comumente empregado em isolamento térmico para construções e embalagens.

De acordo com o site Indusmart (2023), a condutividade térmica do Poliestireno é de 0,034 W/mK.

Figura 30: Perfil de Temperatura – EPS



Fonte: o autor

Quadro 10: Valores de Temperatura – EPS

$T_{comb} =$	1603 K	$\Delta T_{combustão} =$	6,87 K
$T_1 =$	1596,4 K	$\Delta T_1 =$	308,62 K
$T_2 =$	1082,5 K	$\Delta T_2 =$	0,05 K
$T_3 =$	1082,4 K	$\Delta T_3 =$	78,44 K

Fonte: o autor

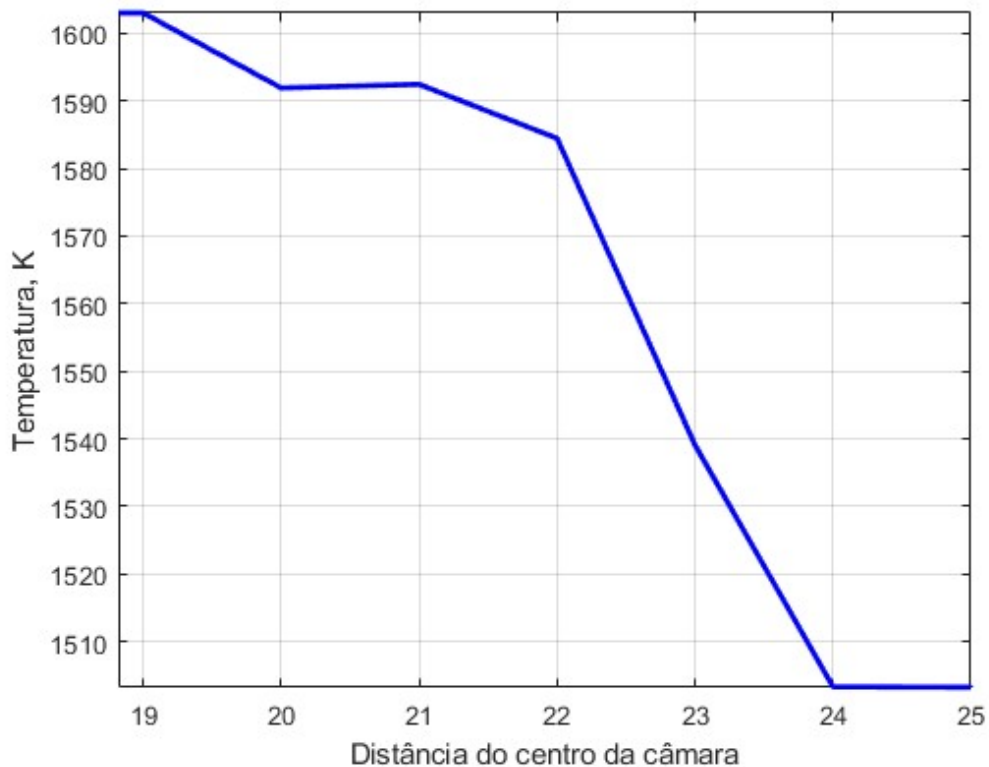
Dessa forma, observa-se que o Poliestireno apresenta valores de temperaturas na superfície externa da câmara de combustão 32,47% menor que a temperatura de combustão no interior da câmara. Esse resultado apresenta uma boa queda de temperatura, tendo uma queda de 520,6 K, demonstrando ser uma boa solução para o isolante térmico do motor calculado.

6.6 ACRILONITRILA BUTADIENO ESTIRENO (ABS)

O Acrilonitrila Butadieno Estireno (ABS) é um polímero termoplástico amplamente utilizado devido à sua resistência e versatilidade, sendo mais conhecido pelos filamentos para impressão 3D e por possuir ótimas características mecânicas, resistência mecânica e a durabilidade.

De acordo com o site Indusmart (2023), a condutividade térmica do Poliestireno é de 0,3 W/mK.

Figura 31: Perfil de Temperatura – ABS



Fonte: o autor

Quadro 11: Valores de Temperatura – ABS

$T_{comb} =$	1603 K	$\Delta T_{combust\tilde{a}o} =$	10,56 K
$T_1 =$	1592,8 K	$\Delta T_1 =$	53,74 K
$T_2 =$	1503,3 K	$\Delta T_2 =$	0,08 K
$T_3 =$	1503,2 K	$\Delta T_3 =$	120,52 K

Fonte: o autor

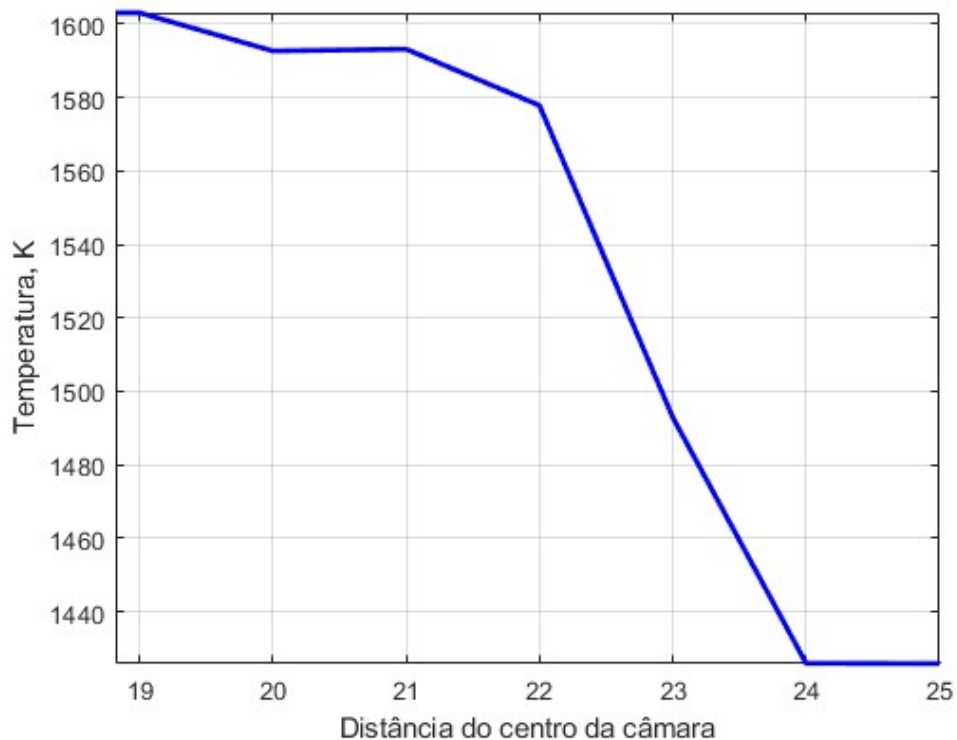
Dessa forma, observa-se que o ABS apresenta valores de temperaturas na superfície externa da câmara de combustão 6,22% menor que a temperatura de combustão no interior da câmara. Esse resultado não apresenta quedas de temperaturas elevadas, tendo uma queda de 99,8 K, demonstrando não ser uma boa solução para o isolante térmico do motor calculado.

6.7 RESINA EPÓXI

A resina epóxi é um polímero termofixo amplamente utilizado devido à sua notável resistência química, adesão forte e versatilidade. Além disso, a resina epóxi é conhecida por sua habilidade em formar compósitos reforçados com fibras, resultando em materiais leves e de alta resistência.

De acordo com Beretta (2017), a resina epóxi possui uma condutividade térmica de 0,15 W/mK.

Figura 32: Perfil de Temperatura – Resina Epóxi



Fonte: o autor

Quadro 12: Valores de Temperatura – Resina Epóxi

$T_{comb} =$	1603 K	$\Delta T_{combustão} =$	9,88 K
$T_1 =$	1593,5 K	$\Delta T_1 =$	100,58 K
$T_2 =$	1426,0 K	$\Delta T_2 =$	0,08 K
$T_3 =$	1425,9 K	$\Delta T_3 =$	112,7 K

Fonte: o autor

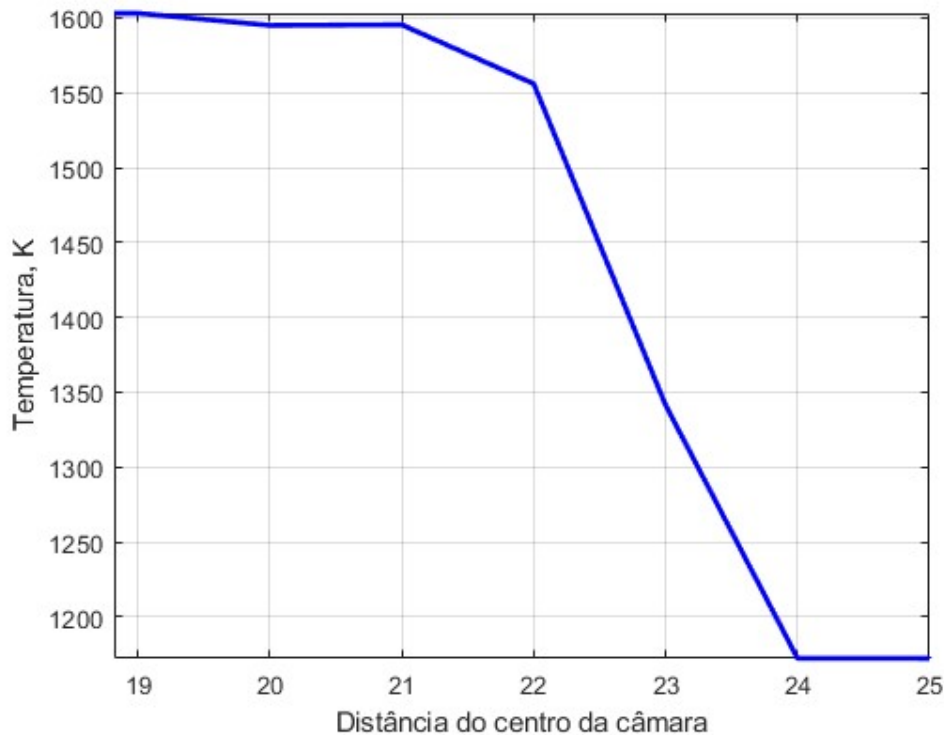
Dessa forma, observa-se que a Resina Epóxi apresenta valores de temperaturas na superfície externa da câmara de combustão 11,04% menor que a temperatura de combustão no interior da câmara. Esse resultado não apresenta quedas de temperaturas elevadas, tendo uma queda de 177,1 K, demonstrando não ser uma boa solução para o isolante térmico do motor calculado.

6.8 FIBRA DE VIDRO

A fibra de vidro é um material composto por finas fibras de vidro fundido. Renomada por sua leveza, resistência e durabilidade, a fibra de vidro é amplamente utilizada em diversas aplicações, podendo ser moldada em diferentes formas e tamanhos, proporcionando excelente isolamento térmico e resistência ao fogo, tornando-a uma ótima escolha para isolantes.

De acordo com o site Sercel (2023), a resina epóxi possui uma condutividade térmica de 0,046 W/mK.

Figura 33: Perfil de Temperatura – Fibra de Vidro



Fonte: o autor

Quadro 13: Valores de Temperatura – Fibra de Vidro

$T_{comb} =$	1603 K	$\Delta T_{combust\tilde{a}o} =$	7,66 K
$T_1 =$	1595,6 K	$\Delta T_1 =$	254,23 K
$T_2 =$	1172,3 K	$\Delta T_2 =$	0,06 K
$T_3 =$	1172,2 K	$\Delta T_3 =$	87,42 K

Fonte: o autor

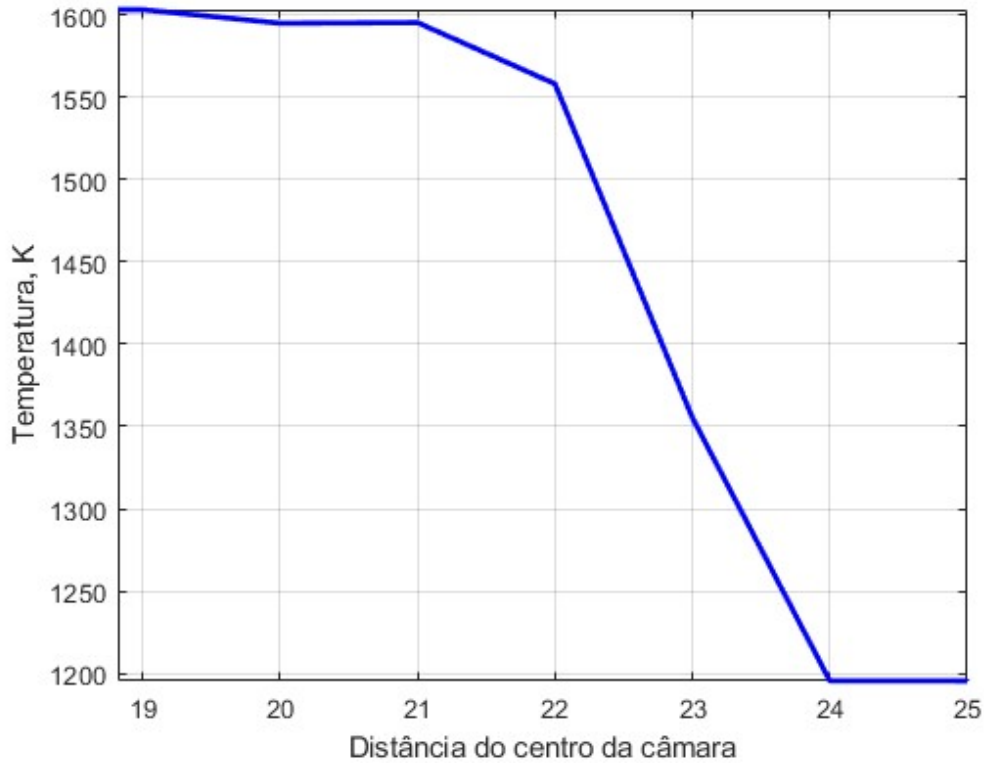
Dessa forma, observa-se que a Fibra de Vidro apresenta valores de temperaturas na superfície externa da câmara de combustão 26,87% menor que a temperatura de combustão no interior da câmara. Esse resultado não apresenta grandes quedas de temperaturas, tendo uma queda de 430,8 K, porém apresentando resultados significativos, podendo, dependendo da viabilidade do projeto, ser uma boa solução para o isolante térmico do motor calculado.

6.9 LÃ DE ROCHA

A lã de rocha é produzida a partir de rochas vulcânicas, destacando-se por suas notáveis propriedades isolantes. Amplamente utilizada em aplicações industriais e construção civil, esse material não apenas oferece eficaz isolamento térmico, mas também desempenha um papel crucial na resistência ao fogo e absorção acústica.

De acordo com Figueiredo (2019), a resina epóxi possui uma condutividade térmica de 0,05 W/mK.

Figura 34: Perfil de Temperatura – Lã de Rocha



Fonte: o autor

Quadro 14: Valores de Temperatura – Lã de Rocha

$T_{comb} =$	1603 K	$\Delta T_{combustão} =$	7,86 K
$T_1 =$	1595,4 K	$\Delta T_1 =$	240,12 K
$T_2 =$	1195,6 K	$\Delta T_2 =$	0,06 K
$T_3 =$	1195,5 K	$\Delta T_3 =$	89,74 K

Fonte: o autor

Dessa forma, observa-se que a Lã de Rocha apresenta valores de temperaturas na superfície externa da câmara de combustão 25,42% menor que a temperatura de combustão no interior da câmara. Esse resultado não apresenta grandes quedas de temperaturas, tendo uma queda de 407,5 K, porém apresentando resultados significativos, podendo, dependendo da viabilidade do projeto, ser uma boa solução para o isolante térmico do motor calculado.

6.10 COMPARAÇÃO DOS RESULTADOS

Com a finalidade de melhor visualização dos dados apresentados, foi montada um Quadro 15 abaixo e um gráfico na Figura 35, que reúne os valores da temperatura externa à câmara de combustão, ou seja, os valores de T_3 , e os perfis térmicos dos diferentes materiais:

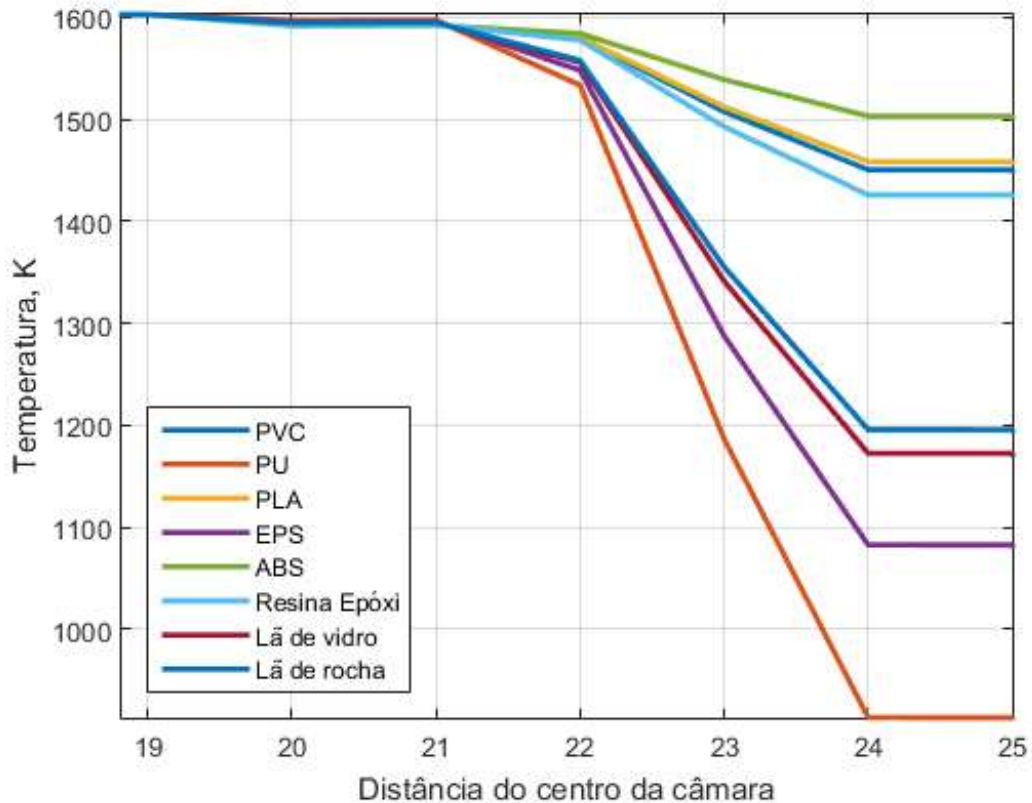
Quadro 15: Comparação da temperatura final usando cada material

Poliuretano	$T_3 = 912,89 \text{ K}$
Poliestireno	$T_3 = 1082,4 \text{ K}$
Fibra de Vidro	$T_3 = 1172,2 \text{ K}$
Lã de Rocha	$T_3 = 1195,5 \text{ K}$
Epóxi	$T_3 = 1425,9 \text{ K}$
PVC	$T_3 = 1450,5 \text{ K}$
PLA	$T_3 = 1458,5 \text{ K}$
ABS	$T_3 = 1503,2 \text{ K}$

Fonte: o autor

Nesse contexto, evidencia-se que o poliuretano destacou-se como o material que proporcionou a maior resistência térmica à câmara de combustão, demonstrando ser aquele que conduziu menos calor para a superfície externa da referida câmara. Adicionalmente ao poliuretano, o poliestireno também apresentou valores significativos na superfície externa da câmara de combustão.

Figura 35: Perfis de Temperaturas dos diferentes materiais



Fonte: o autor

Outro método de avaliação da capacidade de retenção de temperatura por parte de cada material na camada ablativa consiste na realização de uma análise do ΔT_1 , que representa o gradiente térmico na referida camada. Em outras palavras, o ΔT_1 quantifica a quantidade de calor retido pelo material. Desta maneira, o Quadro 16 abaixo exhibe os distintos valores de ΔT_1 para os materiais em questão:

Quadro 16: Comparação do gradiente térmico na camada ablativa para cada material

Poliuretano	$\Delta T_1 = 411,28$ K
Poliestireno	$\Delta T_1 = 308,62$ K
Fibra de Vidro	$\Delta T_1 = 254,23$ K
Lã de Rocha	$\Delta T_1 = 240,12$ K
Epóxi	$\Delta T_1 = 100,58$ K
PVC	$\Delta T_1 = 85,65$ K
PLA	$\Delta T_1 = 80,85$ K
ABS	$\Delta T_1 = 53,74$ K

Fonte: o autor

De acordo com os resultados obtidos, observa-se que o poliuretano e o poliestireno são os materiais que mais retiveram calor, indicando uma maior resistência à condução térmica em comparação com os demais materiais analisados. Esses materiais poliméricos, caracterizados por baixa densidade e condutividade térmica reduzida, emergem como escolhas proeminentes para a proteção térmica da câmara de combustão de um motor-foguete, proporcionando as temperaturas mais baixas nas condições especificadas e, portanto, os resultados mais favoráveis entre os materiais avaliados.

A fibra de vidro e a lã de rocha, embora tenham demonstrado uma condução térmica mais elevada, resultando em temperaturas mais altas na superfície externa da câmara de combustão, apresentaram desempenhos satisfatórios, ligeiramente superiores aos do poliuretano e do poliestireno. Estes materiais, compostos por fibras naturais e caracterizados como cerâmicos, exibem baixa densidade e valores aceitáveis de condutividade térmica, constituindo assim opções viáveis para proteção térmica, embora não tenham atingido a eficácia dos materiais mencionados anteriormente.

Por fim, a resina epoxi, PVC, PLA e ABS, apesar de possuírem baixa condutividade térmica e baixa densidade, revelaram-se inadequados para garantir uma proteção térmica eficaz no contexto apresentado.

Porém, a fim de analisar o projeto de uma camada abaltiva de um motor-foguete, mesmo evidenciando melhores valores, outros parâmetros devem ser discutidos, como a viabilidade de operação e manufatura.

6.10.1 Viabilidade de operação e manufatura dos materiais

Assegurar não apenas os valores ideais de temperatura na superfície externa da câmara, mas também a viabilidade operacional e de fabricação dos materiais é essencial, visto que é imperativo que uma equipe universitária, independentemente dos recursos disponíveis, seja capaz de operar eficientemente. Nesse contexto, um dos parâmetros críticos reside na fabricação da camada ablativa, onde a precisão geométrica é crucial para garantir a fidelidade ao projeto inicial.

Observa-se, portanto, que dentre os materiais apresentados, os polímeros compatíveis com processos de impressão 3D se destacam como escolhas mais vantajosas. Mesmo diante de falhas potenciais no processo de impressão, a tecnologia 3D tende a manter tolerâncias geométricas satisfatórias em relação ao projeto original. Essa característica se estende também a métodos de moldagem por derramamento de fluidos, como é o caso da Resina Epoxi. Dessa forma, materiais como ABS, PLA e resina epoxi emergem como opções preferenciais.

Por outro lado, polímeros como PVC, Poliuretano e Poliestirenos dependem de conformações mais suscetíveis a ferramentas mecânicas para manter as tolerâncias corretas, aumentando a probabilidade de erros na geometria em relação ao projeto.

Finalmente, os materiais naturais, como fibras de vidro e lã de rocha, requerem processos de laminação e conformação mais rigorosos, tornando desafiada a obtenção de tolerâncias geométricas adequadas sem o auxílio de maquinaria avançada. Sua utilização em operações práticas torna-se mais complexa.

7 CONCLUSÃO

A análise dos materiais na camada ablativa do motor-foguete revelou dados cruciais para a eficácia e viabilidade. O poliuretano, destacado no quadro de temperatura (T_3), mostrou a maior resistência térmica, conduzindo menos calor para a superfície externa. Junto com o poliestireno, demonstrou boa capacidade de proteção térmica, reforçada pelo gradiente térmico (ΔT_1), que evidenciou sua eficácia na retenção de calor, tornando-os escolhas proeminentes.

Em contraste, fibra de vidro e lã de rocha, apesar da condução térmica mais elevada, tiveram desempenhos satisfatórios, ligeiramente superiores aos do poliuretano e poliestireno. Resina Epóxi, PVC, PLA e ABS, com baixa condutividade térmica e densidade, revelaram-se inadequados para proteção térmica eficaz, enfatizando a importância de considerar vários parâmetros.

A viabilidade operacional e de fabricação traz novas considerações, visto que os polímeros compatíveis com impressão 3D, como ABS, PLA e resina epóxi, destacam-se devido à capacidade de manter tolerâncias geométricas, mesmo com falhas potenciais na impressão. Já PVC, poliuretano e poliestireno dependem de conformações mais suscetíveis a ferramentas mecânicas, aumentando a probabilidade de erros na geometria. Materiais naturais, como fibras de vidro e lã de rocha, exigem processos de laminação mais rigorosos, tornando desafiada a obtenção de tolerâncias geométricas adequadas sem maquinaria avançada.

Contudo, apesar da maior viabilidade operacional atribuída aos materiais ABS, PLA e Resina Epóxi, é imperativo observar que os elevados valores de temperatura associados a esses materiais podem potencialmente resultar em uma falha crítica no motor-foguete, representando uma situação catastrófica para a missão. Nesse contexto, os materiais mais apropriados a serem considerados como camada ablativa para o projeto em questão são o Poliuretano e o Poliestireno. Adicionalmente, a inclusão de materiais coadjuvantes, como a fibra de vidro e a lã de rocha, poderia contribuir significativamente para a eficácia do sistema.

TRABALHOS FUTUROS

Para os trabalhos futuros, deve-se aprimorar a modelagem do problema e estudar outras condições adversas à câmara de combustão de um projeto de motor-foguete, levando aos seguintes possíveis trabalhos:

- Estudar e considerar a radiação no processo de transferência e calor com o ambiente externo à câmara de combustão;

- Estudar melhor a convecção térmica do fluido gerado pela combustão dos gases, e como a temperatura se comporta dentro da câmara de combustão após a queima;

- Estudar a modelagem para outros tipos de propulsões químicas, como o projeto de um motor com propelente líquido e motor com propelente híbrido;

- Considerar a transferência de calor através do regime transiente, considerando o tempo de queima e como pode afetar a câmara de combustão;

- Estudar os efeitos dos materiais da camada ablativa frente às pressões elevadas no interior da câmara, e considerar a erosão dos materiais devido às elevadas temperaturas e o contato com a chama.

REFERENCIAS

ALIMENA, Luiz Alberto Moura. **Estudo comparativo do coeficiente de condutividade térmica de espuma rígida de poliuretano obtida por reciclagem mecânica e química**. 2009. 56f. Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia de Materiais) - Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2009.

ALELUIA ALUMÍNIO, 2023. **Catálogo completo**. Disponível em: <https://www.aleluiaaluminio.com.br/pdf/catalogo.pdf>. Acessado em: 2023.

BALDISSERA, Rafaela et al. **Propelentes sólidos para foguetes: Avaliação teórica do desempenho da mistura nitrato de potássio/açúcar**. Interdisciplinary Journal of Applied Science, v. 1, n. 2, p. 7-9, 2016.

BERETTA, Lucas de Lima. **Estudo da condutividade térmica em materiais ortotrópicos usando termografia**. 2017.

CALLISTER, William. **Ciência E Engenharia de Materiais: Uma Introdução**. Grupo Gen-LTC, 2000

ÇENGEL, Yunus A; GHAJAR, Afshin J. **Transferência de Calor e Massa: Uma Abordagem Prática**. McGraw-Hill, São Paulo, São Paulo: 2012.

DAVENAS, A. **Solid rocket propulsion technology**, Nova York: Pergamon Press Ltd, 1993. p.603.

FCTUC, DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA QUÍMICA, 2007. **Transferência de calor**. Disponível em: [http://labvirtual.eq.uc.pt/siteJoomla/index.php?option=com_content&task=view&id=248&Itemid=422#:~:text=cP%2Fk%20%3D%20v%2F,onde%20%3Dk%2F\(p](http://labvirtual.eq.uc.pt/siteJoomla/index.php?option=com_content&task=view&id=248&Itemid=422#:~:text=cP%2Fk%20%3D%20v%2F,onde%20%3Dk%2F(p). Acessado em: 2023.

FIGUEIREDO, Leticia Antunes Resende. **Estudo Térmico Do Material Polimérico No Revestimento De Embalagem Para O Transporte De Material Biológico Categoria B-UN3373**; Belo Horizonte, 2019.

GREATIX, D. R. **Powered flight: The engineering of aerospace propulsion**. 2012.

HALL, N. **Liquid rocket engine**. 2017.

HIBBELER, R. C. **Resistência dos materiais**. 7ed. São Paulo: Pearson Education do Brasil Ltda, 2010

HILL, Philip G.; PETERSON, Carl R. **Mechanics and Thermodynamics of Propulsion**. 2ed. Nova Dehli: Pearson, 2014

HUMBLE, G. N. H. W. J. L. R. W. **Space Propulsion Analysis and Design**. [S.l.]: McGraw-Hill, 1995.

INCROPERA, Frank P.; DEWITT, David P.; BERGMAN, Theodore L. **Fundamentos de Transferência de Calor E de Massa**. Grupo Gen-LTC, 2000.

INDUSMART, 2023. **Alumínio 6061 T6**. Disponível em: <https://www.indusmart.com.br/materiais/aluminio-6061-t6/>. Acessado em: 2023.

INDUSMART, 2023. **Materiais para Impressão 3D**. Disponível em: <https://www.indusmart.com.br/project-category/impressao-3d/>. Acessado em: 2023.

KUENTZMANN, P. **Introduction to Solid Rocket Propulsion**. Châtillon: RTO-EN-023, 2004. 16 p.

LASC, 2023. **Documents, Forms & Artwork.** Disponível em: <https://www.lasc.space/2023-lasc/documents-forms>. Acessado em: 2023.

MARTINS, Paulo Gabriel Cunha. **Análise dos processos da propulsão e da transferência de calor de um motor-foguete híbrido.** 2017.

MILHOMEM, Gabriel Pachêco. **Estudos experimentais e numéricos de polímeros ablativos para proteção interna de motores foguete de combustível híbrido.** 2018.

NAKKA, 2007. **Richard Nakka's *Experimental Rocketry* Web Site.** Disponível em: <https://www.nakka-rocketry.net>. Acessado em: 2023.

OLAOYE, O.S.; ABUDULHAFEEZ, O.A. **Design and performance characteristics of a rocket using potassium nitrate and sucrose as propellants.** *International Journal of Science and Research.* 2014, v3, n.8, p. 1892-1897.

PEREIRA, Geovanne Melo Gomes; GUIMARÃES, Gilmar. **Análise de incerteza na medição da condutividade térmica usando dispositivo placa quente protegida.**

PROPEP3, 2012. **Propellant Characterization.** Disponível em: <http://www.rimworld.com/loggerusb/propep3/intro.html>. Acessado em: 2023.

RIBEIRO, Marcos Vinícius Fernandes. **Metodologia de projeto e validação de motores foguete a propelente sólido.** 2013. Tese de Doutorado. Universidade de São Paulo.

SANTOS, Bruno Castro Gomes dos. **Projeto e desenvolvimento de motor foguete a propelente sólido.** 2019.

SERCEL, 2023. **Tipos de resistências que a fibra de vidro proporciona às peças.** Disponível em: <http://www.sercel.com.br/blog/fibra-de-vidro-blog/tipos-de-resistencias-que-a-fibra-de-vidro-proporciona-as-pecas.html>. Acessado em: 2023.

SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. **Rocket propulsion elements.** John Wiley & Sons, 2010.

TRUBIENE, C. S. **Proteção Térmica: Motor-Foguete de Propelente Sólido.** Competição Brasileira Universitária de Foguetes (COBRUF), São Paulo, SP. Junho de 2015.

TURNER, M. J. L. **Rocket and Spacecraft Propulsion.** [S.l.]: Springer, 2009.

THERMCAS, 2023. **Motor Casing Thermal Analysis.** Disponível em: <https://www.nakka-rocketry.net/softw.html#THERM>. Acessado em: 2023.

VOGT, S., SHEARER, D. A., e VOGT, G. L. **Rocket: Educator's Guide with Activities in Science, Technology, Engineering and Mathematics.** NASA's Education Division. 2011.