

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

**ESTUDOS EXPERIMENTAIS E NUMÉRICOS DE
POLÍMEROS ABLATIVOS PARA PROTEÇÃO
INTERNA DE MOTORES FOGUETE DE
COMBUSTÍVEL HÍBRIDO**

**Autor: Gabriel Pachêco Milhomem
Orientador: Prof. Dr. Artem Andrianov**

**Brasília, DF
2018**



GABRIEL PACHÊCO MILHOMEM

**TÍTULO: ESTUDOS EXPERIMENTAIS E NUMÉRICOS DE POLÍMEROS
ABLATIVOS PARA PROTEÇÃO INTERNA DE MOTORES FOGUETE DE
COMBUSTÍVEL HÍBRIDO**

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

Orientador: Professor Doutor Artem Andrianov

**Brasília, DF
2018**

CIP – Catalogação Internacional da Publicação*

Milhomem, Gabriel Pachêco.

ESTUDOS EXPERIMENTAIS E NUMÉRICOS DE
POLIMEROS ABLATIVOS PARA PROTEÇÃO INTERNA
DE MOTORES FOGUETE DE COMBUSTÍVEL HÍBRIDO
/ Gabriel Pachêco Milhomem Brasília: UnB, 2018. 96 p. :
il. ; 29,5 cm.

Monografia (Graduação) – Universidade de Brasília
Faculdade do Gama, Brasília, 2018. Orientação: Artem
Andrianov.

1. Propulsão Híbrida. 2. Escudo Térmico. 3. Materiais Ablativos
3 I. Andrianov, Artem. II. ESTUDOS EXPERIMENTAIS E
NUMÉRICOS DE POLÍMEROS ABLATIVOS PARA
PROTEÇÃO INTERNA DE MOTORES FOGUETE DE
COMBUSTÍVEL HÍBRIDO.

CDU Classificação



ESTUDOS EXPERIMENTAIS DE POLÍMEROS ABLATIVOS PARA PROTEÇÃO INTERNA DE MOTORES FOGUETE DE COMBUSTÍVEL HÍBRIDO

Gabriel Pachêco Milhomem

Monografia submetida como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial da Faculdade UnB Gama - FGA, da Universidade de Brasília, em 10 de dezembro de 2018, apresentada e aprovada pela banca examinadora abaixo assinada:

Prof. Dr.: Artem Andrianov, UnB/ FGA
Orientador

Prof. Dr. Sergio Henrique da Silva Cordeiro
Membro Convidado

Prof. Dr. Manuel Nascimento Dias Barcelos Júnior
Membro Convidado

Brasília, DF
2018

AGRADECIMENTOS

Gostaria inicialmente de agradecer aos meus familiares, principalmente aos meus pais e irmã, que sempre me apoiaram e me deram forças durante toda essa trajetória. Que sempre permitiram que eu tivesse liberdade para sonhar e correr atrás dos meus sonhos.

Também agradeço a todos os amigos que fiz na Universidade de Brasília, pois sem eles teria sido impossível concluir essa graduação. Sempre levarei comigo todas as lembranças e aprendizados que obtive ao lado deles. O caminho foi árduo e cheio de adversidades e trilhá-lo ao lado de tantas pessoas incríveis foi uma honra imensa.

Sou grato a todos os professores da Universidade de Brasília que já me deram aula ou alguma orientação. Principalmente ao meu orientador, Prof. PhD. Artem Andrianov, por toda a paciência e sabedoria que possibilitaram o desenvolvimento do presente trabalho.

Agradeço a Deus por ter me permitido passar por tantas experiências magníficas, sempre me concedendo força, saúde e ótimas companhias para poder superar todas as dificuldades.

“Estou entre aqueles que acham que a ciência tem uma grande beleza.”
Marie Curie.

RESUMO

Com o objetivo de se verificar a aplicabilidade de um motor foguete de combustível híbrido como um desacelerador propulsivo para o Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA), foi construído um motor foguete de testes na Universidade de Brasília. Como o ambiente encontrado dentro de um foguete é bastante severo, onde as temperaturas e pressões são altíssimas, é necessário o uso de um escudo térmico para que a integridade estrutural do foguete seja mantida. Essa proteção é feita por meio de materiais poliméricos de sacrifício, que são colocados entre o propelente sólido e as paredes da estrutura. Para saber quais os melhores materiais isolantes entre os disponíveis no mercado brasileiro, um método de teste foi desenvolvido utilizando o motor de testes que foi construído. Esse método se baseia no uso de um módulo extra, onde os materiais a serem testados ficam durante a realização dos experimentos. O propelente sólido utilizado em todos os testes aqui feitos foi a parafina, enquanto o oxidante foi o óxido nitroso. Após os testes, as taxas de ablação e de perda de massa foram estimadas para cada material. Como o motor de testes foi instalado na direção horizontal, a gravidade faz com que a taxa de erosão seja maior na parte inferior das amostras do que na parte superior das mesmas. Desse modo, as partes inferiores das amostras devem ser desconsideradas para análise, pois divergem muito da média. O material que apresentou as menores taxas de decomposição foi a borracha de silicone preta, enquanto que o material mais sensível à erosão foi o poliuretano. Foi observado que as taxas de erosão para todos os materiais testados foram altas, sendo comparáveis às taxas de alguns dos combustíveis sólidos utilizados na propulsão híbrida. Consequentemente, não é recomendado o uso de polímeros puros para a proteção térmica. Foi criado então três compósitos diferentes utilizando silicone preto como matriz e fibra de vidro como reforço. Os testes experimentais com esses compósitos mostraram como a direção da fibra interfere na resistência à ablação, sendo que o compósito mais eficiente é o que possui as fibras perpendiculares ao eixo do motor. Com o objetivo de se estimar os fluxos de calor que são encontrados dentro do motor foguete de teste e determinar as propriedades térmicas do grafite aqui utilizado, foi realizado um teste de 11 segundos de duração e sem o módulo extra. Diversas simulações foram então realizadas utilizando um modelo completo do motor. Observou-se que o grafite pirolítico é o material com as propriedades mais semelhantes ao do grafite aqui utilizado. O fluxo de calor não é constante ao longo do tempo e varia com a distância axial do motor. Os valores dos fluxos de calor na região do grafite variam entre 0,035-0,4 W/mm².

Palavras-chave: Propulsão Híbrida. Escudo Térmico. Foguete de Subescala. Materiais Ablativos. Compósitos Ablativos. Ambiente Ablativo. Testes Ablativos. Método Inverso. ANSYS. Elementos Finitos.

ABSTRACT

In order to verify the applicability of a hybrid rocket as a propulsive decelerator for the Atmospheric Reentry Satellite, in Portuguese is *Satélite de Reentrada Atmosférica* (SARA), a rocket test motor was built at the University of Brasilia. The environment inside a rocket motor is quite severe, the temperatures and pressures are very high, so it is necessary to use a heat shield to maintain the rocket's structural integrity. This protection is made by the use of a sacrifice polymeric material, which are placed between the solid propellant and the internal walls of the structure. To find out the best insulation materials available in the Brazilian market, a test method was developed using the test motor that was built. This method is based on the use of an extra module, where the tested materials remain during the experiments. Paraffin was the solid propellant used in all tests made here, while the oxidant was nitrous oxide. After the tests, ablation and mass loss rates were estimated for each material. As this motor was installed in the horizontal direction, gravity causes a great increase in rate of erosion in the lower part of the samples. Thus this, the lower part of the samples should be disregarded for analysis, as they differ greatly from the mean. The material with the lowest decomposition rate was black silicon rubber, while the material most susceptible to erosion was Polyurethane. It was observed that the erosion rates for all the tested materials were high, these values can be comparable to the rates of the solid fuels used in hybrid propulsion. In this way, the use of pure polymers for thermal protection is not recommended. Then, three different composites were made using black silicon as matrix and glass fiber as reinforcement. The experimental tests with these composites showed how the direction of the fiber interferers in the ablation resistance, being that the most efficient composite is the one that has the fibers perpendicular to the axis of the motor. In order to estimate the heat fluxes that are found inside the test rocket engine, a test with 11 seconds and without the extra module was performed. Several simulations with a complete model of the rocket were executed. It has been observed that the pyrolytic graphite is the material with the most similar properties to the graphite used here. The heat flux is not constant over time and varies with the axial distance of the motor. The values of heat flux in the graphite region vary between 0,035-0,4 W/mm².

Keywords: Hybrid Propulsion. Heat Shield. Subscale Rocket. Ablative Materials. Ablative Composites. Ablative Environment. Ablative Tests. Inverse Method. ANSYS. Finite Elements.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 2.1 – Diferentes regiões durante a ablação de um ablativo carbonizável.....	22
Figura 2.2 - Representação das fases do material ablativo e das reações que ocorrem na ablação de um vidro fenólico. (KUROKAWA, 2003)	25
Figura 2.3 - Típica distribuição do fluxo de calor axial para foguetes de propelente líquido e sólido. Traduzido livremente pelo autor. (SUTTON e BIBLARZ, 2010)	33
Figura 3.1 - Design do motor de teste. (ANDRIANOV et al, 2015)	36
Figura 3.2.a -Tubearias feitas de aço 304L e de PRFC. (ANDRIANOV et al, 2015)	37
Figura 3.2.b - Isolantes térmicos feitos de Celeron. (ANDRIANOV et al, 2015)	37
Figura 3.3 - Esquemática da disposição dos aparelhos de medição. (ANDRIANOV et al, 2015)	37
Figura 3.4 - Motor montado e desligado. (ANDRIANOV et al, 2015)	39
Figura 3.5 - Motor de testes em funcionamento. (ANDRIANOV et al, 2015)	39
Figura 3.6 - Molde de aço usado na fabricação das amostras e geometria da amostra	39
Figura 3.7.a – Mecanismo para separar a amostra do molde, mecanismo antes do início da separação	42
Figura 3.7.b - Mecanismo para separar a amostra do molde, mecanismo antes ao fim da separação	42
Figura 3.8 - Compartimento das amostras e vista cortada do motor foguete adaptado para testes.	43
Figura 3.9 – Índice i ao longo de uma tira fina seccionada de um espécime	44
Figura 3.10 - Vista superior do modelo	47
Figura 3.11 - Vista cortada do motor de testes.	50
Figura 3.12 - Curva da pressão pelo tempo obtida pelo teste experimental	51
Figura 3.13 – Curvas das temperaturas pelo tempo obtidas pelos termopares 4 e 5 durante o teste experimental	51
Figura 3.14 – Modelo bidimensional da estrutura completa do motor foguete	52
Figura 3.15 – Exemplo da discretização feita na superfície interna da estrutura	53
Figura 3.16 – As superfícies pretas estão representando os termopares 4 (esquerda) e 5 (direita)	54

Figura 3.17 - Formato geral das curvas de fluxo de calor pelo tempo para os segmentos nas partes de Celeron	56
Figura 3.18 - Formato geral das curvas de fluxo de calor pelo tempo para os segmentos nas partes de grafite	56
Figura 4.1 - Esquema mostrando os pontos que foram seccionados	59
Figura 4.2 - Espessura das secções ao longo do comprimento	59
Figura 4.3 - Espessuras ao longo da circunferência de cada coordenada <i>i</i>	60
Figura 4.4 - Curvas da temperatura pelo tempo com os dados obtidos dos testes para os espécimes EF-R, EP-F e SI-P com termopar inserido a uma profundidade de 8 mm dentro dos espécimes	63
Figura 4.5 – Curvas da temperatura pelo tempo com os dados obtidos dos testes para os espécimes EF-R, EP-F e SI-P com termopar inserido a uma profundidade de 6,5 mm dentro dos espécimes	63
Figura 4.6 - Curvas dos fluxos de calor com relação à posição axial do eixo do motor	70
Figura 4.7- Curvas dos fluxos de calor médio	71
Figura 4.8 - Curvas da temperatura pelo tempo referentes ao termopar 4.	72
Figura 4.9 – Curvas da temperatura pelo tempo referentes ao termopar	72
Figura 4.10 – Distribuição de temperatura da região que representa o termopar	74
Figura 4.11 – Curva do fluxo de calor pela distância axial para o motor foguete de testes utilizando modelo completo	74
Figura 4.12 – Distribuição da temperatura em toda a estrutura do motor para 11s de queima	75
Figura 4.13 – Distribuição de temperatura na região de contato entre as estruturas de aço e grafite para 11 s de queima	75
Figura 4.14 - Distribuição da temperatura na estrutura de grafite para 11 s de queima	76
Figura 4.15 - Distribuição de temperatura na proteção térmica de Celeron para 11 s de queima	77
Figura 4.16 – Ponto da estrutura com maior valor de temperatura durante o instante 10,5 s..	78

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1 – Objetivo da medição. (ANDRIANOV et al, 2015)	38
Tabela 3.2 – Materiais ablativos	40
Tabela 3.3 – Propriedades do Aço 304L e do Celeron. (INCONPLAST, 2018 e MATWEB, 2018)	54
Tabela 4.1 – Algumas características do espécime cilíndrico de PUR após o teste	61
Tabela 4.2 – Características mensuradas dos materiais testados e suas massas específicas	62
Tabela 4.3 – Características mensuradas das amostras testadas dos compósitos e suas massas específicas	65
Tabela 4.4 – Propriedades térmicas do grafite pirolítico. (SHABALIN, 2014)	68
Tabela 4.5 – Propriedades térmicas do grafite que geraram os resultados mais satisfatórios	69

LISTA DE SÍMBOLOS

\bar{d}_r – Valor médio do desvio do relevo

\dot{r}_2 – Taxa de ablação estimada pela porcentagem da perda de massa

\bar{t}_r – Valor médio dos valores médios das espessuras remanescentes

T_∞ - Temperatura do fluido

T_s – Temperatura da superfície da estrutura

c_p – Calor específico

$c_p \cdot \rho$ – Capacidade calorífica volumétrica

d_r – Desvio do relevo

\dot{m} – Taxa de perda de massa

m_o – Massa inicial do espécime j

m_r – Massa do espécime j após a queima

\dot{r} – Taxa de ablação

r_e – Raio externo

r_i – Raio interno inicial

r_{if} – Raio interno final

t_i – Valor da espessura remanescente na coordenada i

t_o – Espessura inicial do espécime

t_r – Valor médio da espessura remanescente

v_j – Porcentagem da perda de massa

v_m – Porcentagem média da perda de massa

v_t – Porcentagem média da camada que sofreu ablação (da sua espessura) em relação a sua espessura inicial

h - Coeficiente de transferência de calor por convecção

L – Comprimento da amostra

N – Número de testes

P – Porcentagem da razão entre as médias do desvio de relevo pela espessura remanescente

T – Temperatura

V - Volume

i – Índice que corresponde à coordenada medida a partir da borda inicial da amostra ao longo do seu comprimento na direção do escoamento do gás

j – Índice do espécime

k – Condutividade térmica

n – Número da última coordenada i

q'' - Fluxo de calor

t – Tempo

α – Difusividade térmica

ρ – Massa específica

τ – Tempo de queima

LISTA DE EQUAÇÕES

Equação 1 – Equação de Fourier	32
Equação 2 – Equação da difusão de calor	33
Equação 3 – Equação da difusão de calor com condutividade térmica constante	34
Equação 4 – Difusividade térmica	34
Equação 5 – Lei do resfriamento de Newton	34
Equação 6 – Valor médio da espessura remanescente	44
Equação 7 – Desvio do relevo	45
Equação 8 – Valor médio dos valores médios das espessuras	45
Equação 9 – Valor médio dos desvios de relevo	45
Equação 10 – Porcentagem da razão entre as médias do desvio de relevo pela espessura remanescente	45
Equação 11 – Porcentagem média da camada que sofreu ablação	45
Equação 12 – Porcentagem da perda de massa	46
Equação 13 – Porcentagem média da perda de massa	46
Equação 14 – Taxa de ablação	46
Equação 15 – Taxa de perda de massa	46
Equação 16 – Porcentagem de perda de massa estimada usando volume	48
Equação 17 – Volume inicial	48
Equação 18 – Volume Final	48
Equação 19 – Equações (17) e (18) inseridas na equação (16)	48
Equação 20 – Manipulação algébrica da equação (19)	48
Equação 21 – Manipulação algébrica da equação (20)	48
Equação 22 – Raio interno após a queima	48
Equação 23 – Taxa de ablação estimada pela porcentagem de perda de massa em termos dos raios	49
Equação 24 – Taxa de ablação estimada pela porcentagem de perda de massa	49

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	18
1.1 OBJETIVOS	19
1.1.1 Objetivos específicos	20
1.2 METODOLOGIA.....	20
1.2 ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	21
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	22
2.1 ABLAÇÃO	22
2.2 MATERIAIS	25
2.3.1 Elastômeros	28
2.3.2 Compósitos	29
2.3.3 Grafite	31
2.3 TRANSFERÊNCIA DE CALOR	32
3 METODOLOGIA	36
3.1 DESCRIÇÃO DO MOTOR DE TESTES	36
3.2 MATERIAIS ABLATIVOS UTILIZADOS NOS TESTES EXPERIMENTAIS.....	40
3.3 DESCRIÇÃO DO TESTE EXPERIMENTAL.....	41
3.4 DESCRIÇÃO DAS SIMULAÇÕES COM O WORKBENCH.....	49
4 RESULTADOS DOS TESTES E DISCUSSÃO	58
4.1 VERIFICAÇÃO DA ATUAÇÃO DA GRAVIDADE NO TESTE	58
4.2 CARACTERIZAÇÃO DOS MATERIAIS PUROS.....	61
4.3 CARACTERIZAÇÃO DOS MATERIAIS COMPÓSITOS	65
4.4 DETERMINAÇÃO DAS PROPRIEDADES DO GRAFITE, DOS FLUXOS DE CALOR E DA DISTRIBUIÇÃO DE TEMPERATURA.....	68
5 CONCLUSÃO	79
5.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	81
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	82
ANEXO I: AMOSTRAS UTILIZADAS NOS TESTES	88
ANEXO II: VISTAS DAS ESTRUTURAS DO MOTOR FOGUETE HÍBRIDO	89
ANEXO III: TABELAS COM OS VALORES FINAIS ESTIMADOS DOS FLUXOS DE CALOR PARA A REGIÃO DA ESTRUTURA DE GRAFITE DO MODELO COMPLETO FINAL (TERMOPARES 4 E 5)	95

1. INTRODUÇÃO

Está sendo desenvolvido no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), Brasil, um Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA), que irá operar em uma órbita circular baixa de 300 km. Com o objetivo de serem realizados experimentos em ambiente de microgravidade, a cápsula ficará 10 dias em órbita após o lançamento. A reentrada do satélite na atmosfera será realizada com o uso de um desacelerador propulsivo (retrofoguete) (AEB, 2009).

Foi verificado por Cás et al (2010) que o sistema de propulsão híbrida é uma opção competitiva em relação a sistemas líquidos e sólidos, para ser utilizado como retrofoguete para o módulo SARA. Então com o objetivo de estudar a aplicabilidade dessa opção, um motor foguete híbrido de baixo empuxo para testes foi desenvolvido pela Universidade de Brasília (ANDRIANOV, et al. 2015). Inicialmente esse motor foguete de testes foi utilizado com grão de parafina, que fornece um tempo de queima na faixa dos 12-15 segundos. Outros combustíveis também podem ser utilizados como grão propelente sólido, como o polietileno, que provê um tempo de queima na faixa dos 40-50 segundos.

Segundo Sutton e Biblarz (2010), um motor foguete a propelente híbrido consiste em um sistema no qual o propelente possui uma fase sólida e outra líquida. Geralmente a fase líquida é o oxidante, ou comburente, e a fase sólida é o combustível. A mistura desses dois componentes gera uma mistura que após a queima libera gases de combustão que produzem o empuxo do foguete.

As temperaturas dos gases de combustão provenientes do propelente são altíssimas, na faixa dos 2000-4000 K e as pressões nesse ambiente podem ultrapassar o valor de 150 atm. Esses valores estão bem acima dos suportado pelos materiais que normalmente compõem as estruturas dos motores foguete (DAVENAS, 1992; DONSKOY, 1996). Partículas provenientes dos gases de combustão também podem causar danos às paredes do motor, fragilizando assim a estrutura do foguete. A combinação dessa fragilização com as elevadas pressões que ocorrem dentro da estrutura do foguete pode ocasionar a falha ou até mesmo a destruição do mesmo

(TWICHELL e KELLER, 1976). Desse modo, um dos desafios na concepção de um motor foguete está em manter a sua integridade estrutural durante todo o seu período de funcionamento.

A forma selecionada para se proteger as paredes internas do motor foguete híbrido, contra o calor e o choque de partículas, é a utilização de um material ablativo de sacrifício como escudo térmico. Esse material é colocado entre as paredes da estrutura e do propelente sólido, assim como é feito em motores foguete sólidos (SUTTON e BIBLARZ, 2010). A decomposição desse material de sacrifício é um processo endotérmico que também contém efeitos de bloqueio de calor, mantendo assim a estrutura a uma temperatura segura (MARTIN, 2013). Durante o uso de parafina como propelente a proteção térmica não precisa ser muito sofisticada, por ter um tempo de queima curto, porém quando se utiliza polietileno é necessária uma proteção mais robusta, pois o tempo de queima é bem mais alto.

Uma vantagem da propulsão híbrida é o fato de que o custo atrelado a esta tecnologia ser menor quando comparado a tecnologia da propulsão líquida, isso se deve ao fato de que a concepção do foguete híbrido ser mais simplificada que a do foguete líquido. Outra vantagem é que os propulsores híbridos são mais seguros que os propulsores sólidos. Os materiais de proteção térmica devem possuir um custo que seja abaixo do utilizado nas tecnologias de proteção térmica em propulsores líquidos (MAZETTI et al. 2016). Logo é preferível a utilização de polímeros menos sofisticados e que mantenham o preço do projeto relativamente baixo.

1.1. OBJETIVOS

O presente trabalho tem como objetivo geral a realização de estudos experimentais e numéricos que irão auxiliar na concepção do escudo térmico para o desacelerador propulsivo do SARA. Isso também irá permitir um melhor entendimento acerca do fenômeno ablativo em motores foguete híbridos e da criação de escudos térmicos nesses mesmos motores. Os seguintes objetivos específicos foram utilizados como guia para que o objetivo geral fosse concretizado:

1.1.1. Objetivos específicos

- I. Revisar sobre a química e física por trás do processo de proteção ablativa, quais materiais que já foram e ainda são utilizados para realizar esse tipo de proteção e sobre o processo de transferência de calor.
- II. Adaptar um motor foguete de combustível híbrido de baixo empuxo para que possam ser realizados experimentos que simulem o ambiente ablativo no mesmo.
- III. Determinar qual o melhor material ablativo de baixo custo do mercado brasileiro através de testes experimentais.
- IV. Determinar as propriedades térmicas do grafite utilizado na região da garganta.
- V. Estimar os fluxos de calor para certas regiões do motor foguete.
- VI. Estimar a distribuição de temperatura no motor foguete.

1.2. METODOLOGIA

Os objetivos específicos do presente trabalho foram concluídos através das etapas a seguir:

- I. Revisão bibliográfica sobre o processo de ablação, materiais utilizados na proteção térmica de motores foguete e transferência de calor.
- II. O motor foi adaptado através da adição de um módulo após a região do divergente, nesse módulo são adicionados até três espécimes para serem testados.
- III. Diversos testes foram realizados utilizando diversos materiais poliméricos e compósitos, suas propriedades foram analisadas através da diferença entre os estados anteriores e posteriores a realização dos testes experimentais.

- IV. As propriedades térmicas do grafite aqui utilizado foram determinadas através do uso combinado de testes experimentais e do método inverso de condução de calor utilizando elementos finitos.
- V. Os fluxos de calor foram estimados por meio da combinação de testes experimentais, método inverso de condução de calor utilizando elementos finitos e da interpolação de dados.
- VI. A distribuição da temperatura foi obtida por meio da utilização em conjunto de testes experimentais e do método inverso de condução de calor utilizando elementos finitos.

1.3. ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

O atual trabalho está dividido em 4 capítulos: revisão bibliográfica, metodologia, resultados e discussão e conclusão. Na revisão bibliográfica, capítulo 2, são apresentadas revisões de literatura referentes ao processo de ablação, aos materiais utilizados como isolamento térmico, aos testes experimentais ablativos e sobre a teoria da transferência de calor. Na metodologia, capítulo 3, são mostrados e detalhados todos os processos aqui realizados. Nos resultados e discussão, capítulo 4, são expostos e discutidos todos os resultados obtidos através dos métodos mostrados no capítulo 3. Na conclusão, capítulo 5, são exibidas todas as conclusões referentes a todo o estudo aqui feito.

2. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo estão contidas revisões da literatura referentes a como o processo de ablação ocorre, quais os materiais utilizados para isolamento interno de foguetes e a teoria da transferência de calor. Essa revisão é importante para se ter um entendimento sobre o estado da arte dos materiais ablativos e sobre o processo ablativo em si.

2.1. ABLAÇÃO

Na tecnologia aeroespacial, ablação é o processo de perda irreversível de massa de um certo material, que ocorre devido a uma temperatura elevada e/ou uma força cisalhante muito grande (DIMITRIENKO 2016). Esse processo também pode ser descrito como a dissipação de quantidades massivas de energia térmica devido à perda irreversível de material de superfície, com o objetivo de se proteger estruturas sujeitas a valores altos de fluxo de calor (VOJVODICH, 1969; FAVALORO, 2000).

A ablação se inicia com o material ablativo se comportando como um sumidouro de calor e que vai absorvendo todo o calor incidente. Esse calor é proveniente dos gases de combustão e é transferido em grande parte por convecção e em menor parte por radiação (5-35%) (SUTTON e BIBLARZ, 2010). Essa energia absorvida vai sendo então internamente transportada através do material virgem por condução simples e assim, o volume do material vai aumentando devido à expansão térmica. Porém o fluxo de calor é tão intenso que rapidamente a superfície do material alcança a temperatura de reação (SCHMIDT, 1969; TWICHELL e KELLER, 1976).

Nos ablativos carbonizáveis, que são os materiais mais comumente utilizados como escudo térmico, a temperatura de reação é a temperatura de pirólise, então ao alcançá-la inicia-se a decomposição térmica dos materiais orgânicos contidos nos mesmos. Durante essa decomposição a energia vai sendo absorvida pela fragmentação e quebra das moléculas. Então ocorre a liberação de gases de decomposição de baixa massa molar, o material virgem vai se transformando em resíduo carbonáceo, chamado de char, e toda água contida dentro do isolante é evaporada. Durante a pirólise também ocorre um aumento da porosidade do material,

isso acarreta em uma diminuição da condução de calor pelo material (DUFFA, 2013). Com o contínuo aumento da temperatura, o polímero vai experimentar uma grande perda de massa. Na Fig. (2.1) pode-se observar as diferentes fases encontradas na ablação desse tipo de material.

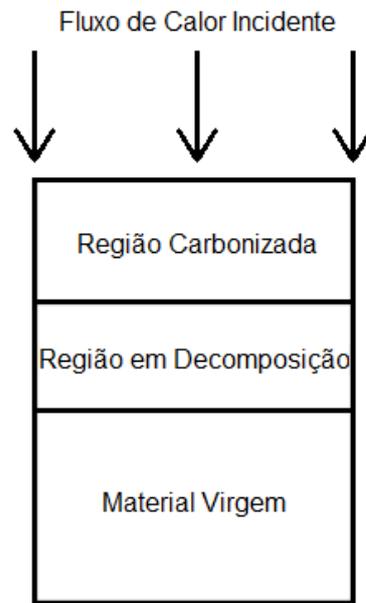


Figura 2.1 – Diferentes regiões durante a ablação de um ablativo carbonizável

Existem dois modos de transporte de calor ocorrendo dentro do material ablativo durante essa fase de decomposição: transferência por condução e transferência por pirólise. O aumento da temperatura de reação faz com que boa parte da energia absorvida durante o processo de ablação seja devido ao processo de formação e aquecimento dos gases de pirólise. A quantidade de energia dissipada irá depender dos componentes químicos dos materiais e da temperatura da reação.

Os gases de decomposição irão promover um aumento da camada limite na superfície do isolante e isso acarretará em uma diminuição da transferência de calor por convecção. Esses gases também irão absorver calor provenientes dos gases de combustão. Esses dois efeitos combinados são chamados de resfriamento transpiracional. A composição e a massa molecular dos gases de decomposição irão ser variadas, podendo ser, por exemplo, constituídos de hidrogênio, monóxido e dióxido de carbono, vapor d'água, metano, etano, etileno e acetileno (SCHMIDT, 1969; LEARY, 1983).

Os resíduos provenientes da pirólise irão continuar se decompondo até restar apenas o *char*. Essa camada serve como barreira térmica e oxidativa para o material virgem. Pode ocorrer que, durante a formação de gases de pirólise de baixa temperatura, aconteça também a deposição de carbono dentro dessa camada de material carbonáceo. Nessa zona de carbono elementar, irá existir uma variação com o tempo da pressão estática, vazão mássica, composição dos gases de pirólise e taxa do aumento da temperatura. O *char* irá sobreviver a grandes temperaturas, isso irá causar rerradiação e assim diminuirá a transferência de calor. (TWICHELL e KELLER, 1976; LEARY, 1983; TORRE, 1998).

Com a contínua exposição do isolante ao ambiente hipertermal do motor, a superfície do material sofrerá erosão, a esse efeito dá-se o nome de “regressão de superfície” (THIMOTEO, 1986). Essa regressão pode ser causada por efeitos químicos, físicos e combinados químico-físicos. Os efeitos químicos são: reações químicas da camada de *char* com os gases do propelente e partículas (normalmente líquidas), reações abaixo da superfície (normalmente pirólise) na zona de *char* e na zona de decomposição. Os efeitos físicos são: erosão da superfície por impacto de partículas e tensão de cisalhamento imposta pelos gases de combustão, tensão térmica induzida pela transferência de calor, enfraquecimento do material virgem devido às tensões térmicas nas zonas de *char* e de decomposição e falha mecânica do material devido à pressão interna criada pelos gases de pirólise (TWICHELL e KELLER, 1976).

O material ablativo irá manter a temperatura da superfície dentro de uma certa faixa, dessa maneira, um aumento do fluxo de calor não irá aumentar significativamente a sua temperatura, mas sim irá causar um aumento da taxa de regressão de superfície (STRAUSS, 1978). A formação de resíduo carbonáceo é um processo contínuo, assim, o *char* perdido na regressão de superfície é continuamente reposto. Essa reposição irá ocorrer enquanto houver material virgem para ser transformado (FAVALORO, 2000). A seguir encontra-se uma figura contendo toda a representação da ablação para um material fenólico (Fig. 2.2).

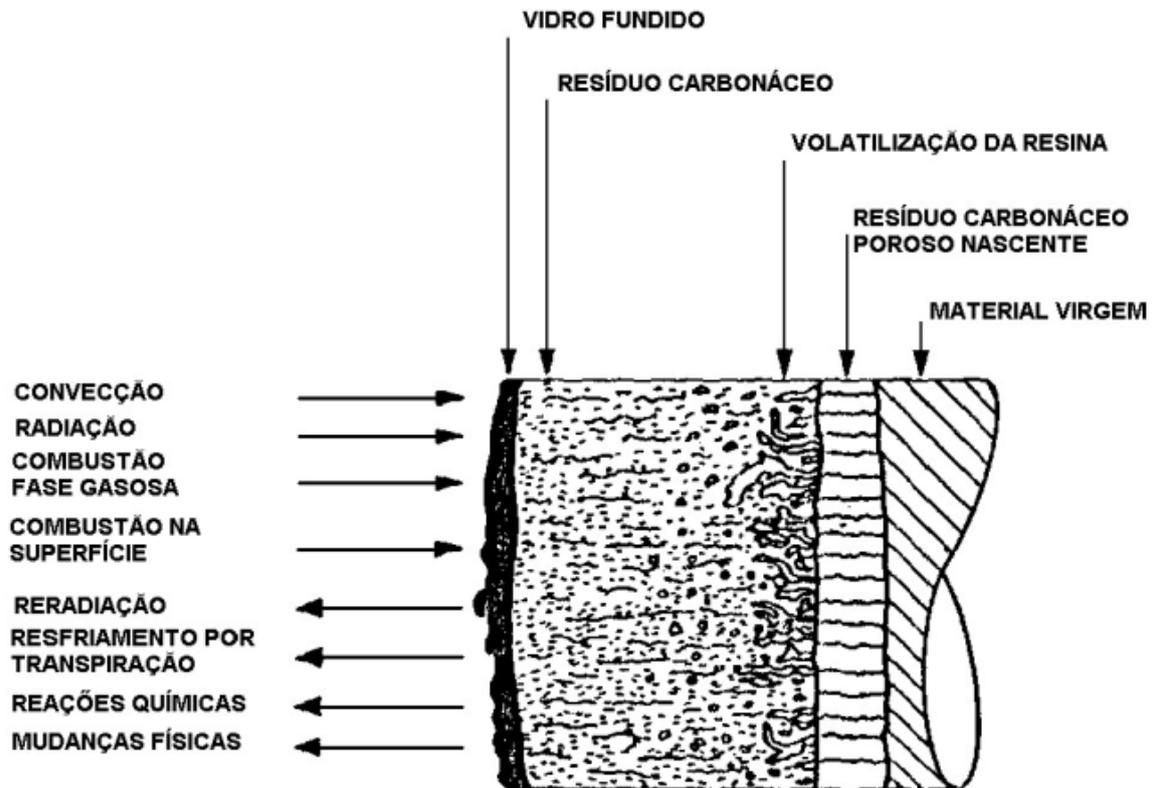


Figura 2.2 – Representação das fases do material ablativo e das reações que ocorrem na ablação de um vidro fenólico. Fonte: KUROKAWA, 2003

2.2. MATERIAIS

O isolamento térmico de um motor foguete possui a função principal de prevenir que as paredes internas do motor alcancem temperaturas que possam ser prejudiciais para a integridade estrutural do mesmo. Além disso, existem certas funções secundárias que também são importantes, estas funções são (TWICHELL e KELLER, 1976; PEKTAŞ, 1998; AHMED, 2009):

- 1) Impedir a transmissão de tensão do compartimento do motor para o propelente sólido e assim, proteger o propelente contra deformações causadas por impactos externos.
- 2) Inibir a queima em certas superfícies do propelente sólido, onde a queima é indesejável.

- 3) Prevenir o choque de produtos de combustão contra as paredes internas do motor.
- 4) Selar o compartimento, juntas e outros pontos para prevenir a queda de pressão e danos causados pelos produtos quentes de combustão.
- 5) Guiar os produtos de combustão para a direção da tubeira em um escoamento laminar pela maior extensão possível.
- 6) Dissipar cargas estáticas que se acumulam na superfície do isolante.
- 7) Restringir a transferência por difusão de substâncias entre o propelente e o isolante.

Em geral, os materiais isolantes falham em realizar uma ou outra função secundária, mas se a função principal é realizada de maneira apropriada, os projetistas normalmente fazem alguma alteração no projeto para garantir que as funções secundárias sejam realizadas (TWICHELL e KELLER, 1976).

Para que a função principal seja desempenhada de forma satisfatória, o material isolante precisa possuir muitas especificações difíceis de se quantificar. As seguintes propriedades fazem parte dessas especificações, mas não estão limitadas somente a elas (DAVENAS, 1992; AHMED e HOA, 2012):

- 1) Excelente adesão entre o isolante, o compartimento e o propelente durante todo a faixa de temperatura de trabalho.
- 2) Baixa taxa de ablação (normalmente entre 0,09 e 0,2 mm/s), para minimizar a massa inerte a bordo.
- 3) Baixa massa específica, indica-se que no máximo seja 1,5 g/cm³.
- 4) Resistência à tração de pelo menos 0,5 MPa.
- 5) Condutividade térmica baixa (normalmente entre 0,2 e 0,5 W/m·K).
- 6) Calor específico alto (normalmente entre 1000 e 2100 J/kg·K)
- 7) *Char* poroso com boas características de retenção.
- 8) Baixa absorção de umidade.

- 9) Boas características de envelhecimento, desejável que tenha pelo menos 10 anos de validade.
- 10) A temperatura na superfície em contato com o compartimento tem que ser baixa (menor que 150 °C) durante toda faixa de temperatura de trabalho.
- 11) Condutividade elétrica que seja suficiente para impedir o acúmulo de cargas eletrostáticas.
- 12) Os gases de decomposição devem possuir um baixo valor de massa molecular.
- 13) A pirólise do material não deve levar a emissão de fumaça ou emitir sinais luminosos.
- 14) Resistência mecânica que seja suficiente para suportar todo o esforço e deformação que for imposta durante toda as fases de manufatura, armazenamento e funcionamento do motor.
- 15) Compatibilidade pirotécnica com os constituintes ativos do motor, que são o combustível sólido e o combustível do ignitor.
- 16) Boa permeabilidade à passagem de gases.
- 17) Compatibilidade química com os outros componentes do motor, isto é, o material isolante não pode alterar as propriedades químicas do combustível sólido, mas sim mantê-las inalteradas.

Devido a essas exigências, apenas duas classes de materiais são utilizadas como isolantes ablativos, que são e as resinas termofixas os elastômeros. Ambos são materiais poliméricos, isto é, materiais compostos por macromoléculas formadas por muitas unidades de repetição (meros) e unidas por ligação covalente (CANEVAROLO JR, 2002).

Entretanto, as resinas termofixas são frágeis e não suportam grandes alongamentos e desse modo, possuem uso limitado para proteção interna de motores foguete e são mais indicadas para serem utilizadas como escudos de corpos rígidos. Por conseguinte, os elastômeros são os materiais mais indicados para realizar a

proteção interna dos foguetes (SCHMIDT, 1968; TWICHELL e KELLER, 1976; DUFFA, 2013).

2.2.1. Elastômeros

Os elastômeros são materiais amorfos, relativamente macios, com um módulo de elasticidade baixo, suportam deformações altíssimas (aproximadamente 900%), retornam rapidamente ao seu formato original após as deformações sofridas e suas temperaturas de transição vítrea estão abaixo das temperaturas usuais de trabalho (WULFF, 1965).

Elastômeros são muito úteis como escudo térmico, pois além de possuir ótimas propriedades térmicas, conseguem absorver toda a tensão que seria transmitida do compartimento do motor para o propelente, isso acontece devido a capacidade dos elastômeros de suportarem deformações altíssimas e mesmo assim retornarem ao seu formato original.

Uma ótima alternativa de elastômero é a borracha de silicone (ou polissiloxano) (GONTHIER e TAUZIA, 1984; DONSKOY, 1996; VERNON e NORMAN, 1997; OYUMI, 1998; KIM, 2008; NATALI et al, 2016; GEORGE et al, 2017). Tais borrachas podem ser distinguidas de acordo com o mecanismo de cura, assim podem ser ou vulcanizadas a alta temperatura ou vulcanizadas a temperatura ambiente (SHIT e SHAH, 2013; ZHAO et al, 2016). Esse material possui ótimas características como: estabilidade térmica alta, baixa temperatura de transição vítrea (aproximadamente -70°), excelentes propriedades dielétricas, fisiologicamente inerte, não absorção de plastificantes nitrados e resistências contra ozônio, radiação, vácuo elevado, agentes oxidantes e soluções salinas, ácidas e alcalinas (TAUZIA, 1992; DOSNKOY, 1995; DESHPANDE e REZAC, 2002; HANU et al, 2006).

Sua densidade média varia entre 1-1.2 g/cm³ e sua boa estabilidade térmica é devida às ligações Si-O-Si, que possuem um alto valor de energia de ligação (aproximadamente 443.7 kJ/mol) (JOVANOVIC, 1998). O silicone se mantém bastante flexível por uma grande gama de temperaturas (de -70° até 300°), isso acontece em razão da distância interatômica das ligações Si - O serem grandes quando relativas às ligações C-C (KOSHELEV et al, 1978). Esse tipo de borracha possui ótimas

características de envelhecimento, mesmo sob condições climáticas severas, pois a macromolécula desse tipo de elastômero não apresenta ligações duplas e devido a isso, não ocorrem reações de adição (DONSKOY, 1996). O tipo mais utilizado é o polidimetilsiloxano linear (PDMS), que é estável até 300 °C sob vácuo (GRASSIE e MACFARLANE, 1978; NATALI et al, 2016). Já foi comprovado que a utilização de metil-fenil siloxano ou difenil siloxano como copolímero junto ao PDMS aumenta a temperatura de degradação para 400 °C e melhora a estabilidade térmica (GRASSIE e FRANCEY, 1980a; GRASSIE e FRANCEY, 1980b).

Sob a influência de temperaturas altas, os polissiloxanos apresentam a possibilidade de formar compostos cíclicos de massa molecular baixa, que possuem uma alta capacidade de absorção térmica. Esses compostos dimetilciclossiloxanos são formados até uma temperatura de 400 °C (DONSKOY, 1996). Compostos voláteis, como água, metanol e CO₂, também são liberados durante a decomposição do PDMS (NATALI et al, 2016). Com o contínuo aumento da temperatura, o PDMS começa a pirolisar e a formar resíduos carbonáceos. Esses resíduos em sua maioria são compostos de silício, como o dióxido de silício (SiO₂) e o carbeto de silício (SiC), e por cima desses resíduos uma fina camada de *char* pode ser formada (MCKEON, 1969; NATALI e TORRE, 2011).

Já foi observado que uma das condições mais importantes para a formação de *char* em elastômeros de silicone está na capacidade dos mesmos em formar estruturas cíclicas durante o aquecimento (DONSKOY, 1996). Infelizmente, essa camada de resíduos carbonáceos é bastante frágil e desse modo, é facilmente retirada pelas forças cisalhantes que são encontradas dentro dos motores foguete (SOO KIM et al, 2011). Polímeros de alta retenção de *char*, como a resina fenólica, podem ser combinadas a matriz de silicone para aumentar a produção de resíduos carbonáceos (NATALI et al, 2016).

2.2.2. Compósitos

Os elastômeros em geral não possuem uma alta resistência mecânica, além de possuírem taxas de regressão relativamente altas. Visando melhorar a performance desses isolantes, certos reforços são adicionados aos materiais virgens. Tais reforços

podem ser cargas e fibras de formatos diversos (NATALI et al, 2016). Essa adição também melhora a retenção do char, pois normalmente os resíduos carbonáceos formados em polímeros virgens são fracos e frágeis, sendo facilmente retirados pelas forças cisalhantes dos gases de combustão. Tal remoção causa uma redução da eficiência da proteção térmica, então quanto maior for a retenção de char, maior será a efetividade do material como escudo e sumidouro de calor. (BEECHER, 1961; SCHMIDT, 1968a; SCHMIDT, 1968b; TORRE et al, 1998).

Com essa adição, os polímeros puros tornam-se compósitos, isto é, materiais multifásicos com fases constituintes quimicamente dissimilares e separadas por uma interface distinta. Esse tipo de material tem o seu uso baseado no princípio da ação combinada, onde melhores combinações de propriedades são alcançadas através da associação de 2 ou mais materiais distintos. Compósitos são geralmente formados por 2 fases, uma denominada como matriz e a outra como fase dispersa. A matriz é a fase continua que circunda a outra fase. A matriz nesse caso são os polímeros enquanto que os reforços são a fase dispersa. As propriedades do compósito são dependentes das propriedades e das quantidades relativas das suas fases constituintes, além da geometria da fase dispersa (CALLISTER, 2007).

Os reforços mais utilizados são as fibras, sendo que normalmente compõe de 60-70% da porcentagem total de massa dos isolantes e são os reforços que mais aumentam a retenção de *char* (SCHMIDT, 1968a; SCHMIDT, 1968b; SCHMIDT, 1971). Compósitos com fibras são inerentemente anisotrópicos, pois suas propriedades irão depender fortemente da direção das fibras. A máxima resistência mecânica irá ser encontrada na direção longitudinal as fibras, já na direção transversal, o reforço será praticamente inexistente e mesmo esforços baixos conseguirão causar fraturas (CALLISTER, 2007).

Em geral, as fibras possuem menores taxas de ablação e condutividades térmicas maiores. Isso altera como a ablação irá ocorrer na proteção térmica, pois a matriz irá se desgastar mais rápido do que o reforço e em contrapartida, o calor será conduzido mais rapidamente pelas fibras do que pela matriz. Porém, a taxa de regressão desempenha um papel mais importante na proteção térmica do que a condutividade e desse modo, o principal objetivo da matriz é o de manter as fibras juntas, resistindo a deformações e vibrações. O comportamento do compósito irá

dependem fortemente da orientação das fibras com relação aos gases de combustão (MACHADO et al, 2015; KUMAR et al, 2017; WANG et al, 2018).

As fibras também irão se comportar como sumidouros adicionais de calor, pois a fusão ou evaporação de tais materiais são processos bastante endotérmicos, já que seus pontos de fusão/evaporação são bem elevados. Em alguns casos, as fibras podem reagir de maneira endotérmica com a matriz (BEECHER, 1961). Os materiais mais comuns utilizados como fibras são os óxidos refratários (como alumina e sílica), asbestos e vidro (SCHMIDT, 1968a; SCHMIDT, 1968b; NATALI et al, 2011).

2.2.3. Grafite

O grafite é outro material de grande importância para os motores foguete. Esse material é um alótropo cristalino do carbono, sendo o alótropo mais estável sob condições normais, isto é, 25 °C e 1 atm. O grafite possui uma estrutura dividida em camadas planares chamadas de grafeno. Devido a isso, o grafite é um material com propriedades térmicas bastante anisotrópicas, pois o calor é conduzido mais facilmente nas próprias camadas do que entre elas (ANTHONY et al, 1990; SHABALIN, 2014).

O grafite pode ser considerado com um material ablativo de alta performance, pois possui valores elevados de capacidade térmica e energia de vaporização (NATALI et al, 2011). Sob a pressão atmosférica, não possui ponto de fusão e sublima em aproximadamente 3620 °C, desse modo, é considerado como um ablativo sublimável (ZAZULA, 1997; FAVALORO, 2000). Devido a isso, o grafite foi um dos primeiros materiais a serem utilizados para confinar e defletir os gases de combustão. Atualmente é muito utilizado para formar a região da garganta de motores foguete (SCHMIDT, 1968a; FAVALORO, 2000; NATALI et al, 2011).

As propriedades do grafite irão fortemente depender de como o mesmo é produzido, por conseguinte, existirão diversos tipos de grafite com propriedades bastantes distintas entre si. O melhor tipo será o grafite pirolítico, que é produzido através da decomposição de um gás hidrocarboneto a uma temperatura alta em um forno de deposição química em fase vapor. Esse processo resulta em um produto extremamente puro, bastante anisotrópico e praticamente sem poros (NATALI et al,

2011). Enquanto que os grafites industriais, que são manufacturados por extrusão ou moldados isotaticamente, possuem bem mais poros. O problema da porosidade é que durante o aquecimento, os gases presos nesses poros se expandem e causam a fratura do material. Em contrapartida, o grafite pirolítico será mais caro do que o industrial, além de estar mais suscetível a fraturas térmicas, pois sua expansão térmica é altamente anisotrópica (LIEBERMAN, 1971; MEYER & LYNCH, 1972; SCHAEFER et al, 1975; NATALI et al, 2011).

2.3. TRANSFERÊNCIA DE CALOR

Onde ocorre alguma variação de temperatura, sendo tanto pelo tempo ou pela direção, existe um fluxo de calor e uma grande quantidade de energia térmica é liberada durante o processo de queima de combustível em um foguete (DAVENAS, 1992; ÇENGEL, 2009). Esse fluxo de calor é proveniente de diversas relações complexas, como a composição química dos combustíveis envolvidos no processo, a taxa de queima do propelente, a velocidade dos gases de combustão e etc.

Apenas cerca de 0,5 a 5% da energia dos gases provenientes da queima é transferido na forma de calor para a estrutura, mesmo assim os valores de fluxo térmico são altíssimos, sendo geralmente para foguetes a propulsão química entre 0,5-160 W/mm². Essa energia é transferida para as superfícies internas do foguete em grande parte por convecção e em menor parte por radiação (5-35%) (SUTTON e BIBLARZ, 2010). Então a temperatura da estrutura vai aumentando por condução (DAVENAS, 1992). O fluxo varia de acordo com a distância axial dentro do foguete, sendo maior na garganta (Fig. 2.3).

Existem basicamente duas equações matemáticas que regem a transferência de calor por condução, a primeira é a equação de Fourier (1):

$$q'' = -k\nabla T \quad (1)$$

Onde q'' é o fluxo de calor, k a condutividade térmica e T a temperatura. Essa equação (1) determina que o fluxo térmico possuirá uma direção, sendo está sempre

proveniente da maior temperatura para a menor (BERGMAN, 2011). A condutividade térmica é a propriedade que define a capacidade do material em transferir calor (CALLISTER, 2007). A segunda é a equação da difusão de calor (2):

$$\nabla \cdot (k\nabla T) = c_p \rho \frac{\partial T}{\partial t} \quad (2)$$

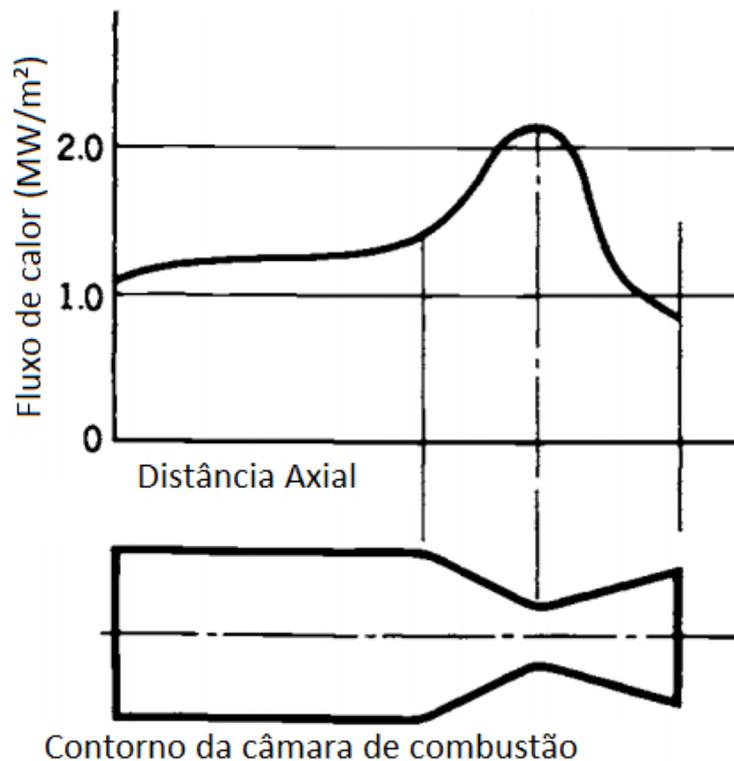


Figura 2.3 – Típica distribuição do fluxo de calor axial para foguetes de propelente líquido e sólido. Traduzido livremente pelo autor. Fonte: SUTTON e BIBLARZ, 2010

Onde t é o tempo, c_p é o calor específico e ρ é a massa específica. A equação da difusão (2) relaciona a diferença do fluxo de calor que entra pelo fluxo que sai do sistema (lado esquerdo da equação), com a variação em relação ao tempo da energia térmica acumulada no sistema (lado direito da equação) (ÇENGEL, 2009). O produto $c_p \cdot \rho$ é chamado de capacidade calorífica volumétrica, essa propriedade mede a habilidade de um material em armazenar energia térmica (BERGMAN, 2011). Se a condutividade térmica for constante, a equação da difusão de calor (2) se torna:

$$\alpha \nabla^2 T = \frac{\partial T}{\partial t} \quad (3)$$

$$\alpha = \frac{k}{c_p \cdot \rho} \quad (4)$$

Onde α é a difusividade térmica, propriedade que mede o quão rapidamente um material responde às variações das condições térmicas a ele submetidas (BERGMAN, 2011). Então para poder se analisar esse fluxo de calor necessita-se saber essas propriedades físicas dos materiais.

Outra forma de transferência de calor importante na análise aqui feita é a convecção, pois esse é o modo de transferência que ocorre na superfície externa do motor foguete. A transferência por convecção se dá por meio do movimento de um fluido. A equação que descreve esse fenômeno é a lei do resfriamento de Newton (5):

$$q'' = -h(T_s - T_\infty) \quad (5)$$

Onde h é o coeficiente de transferência de calor por convecção, T_s é a temperatura da superfície e T_∞ é a temperatura do fluido. O parâmetro h depende de diversas condições influenciadas pela geometria da superfície, pela natureza do escoamento do fluido e por uma série de propriedades termodinâmicas e de transporte do fluido. Na análise do presente trabalho, a convecção se dá na superfície externa do motor que está em contato com a atmosfera. Nesse tipo de situação, que é chamada de convecção natural, os valores típicos de h estão entre 2-25 W/(m²·K) (BERGMAN, 2011).

A energia térmica liberada na queima do propelente é o resultado de complexas reações e interações químicas, conseqüentemente, é praticamente impossível simular todas essas reações, logo será considerado apenas o fluxo resultante, não importando como é gerado ou a forma como é transferido.

No presente trabalho, o método da tentativa e erro irá consistir em construir um modelo que seja semelhante ao real, isto é, com a mesma geometria e mesmas

condições de contorno e iniciais, e então, através de simulações com elementos finitos, tenta-se encontrar um fluxo de calor que gere uma curva de temperatura pelo tempo que seja semelhante à do gráfico experimental. Com esse método ainda é possível encontrar as temperaturas da superfície interna do isolante, que está em contato com a fonte de calor, algo que é extremamente complicado de se conseguir experimentalmente devido às altas temperaturas. Metodologia semelhante foi utilizada no estudo feito por NUNES et al (2017).

3. METODOLOGIA

No presente capítulo, estão descritos detalhadamente todos os procedimentos realizados no atual trabalho. Nesse detalhamento estão incluídos: a descrição do motor híbrido de testes utilizado; quais foram os materiais ablativos utilizados no estudo e suas respectivas características; descrição de como os testes experimentais são realizados; descrição de como as simulações são realizadas.

3.1. DESCRIÇÃO DO MOTOR DE TESTES

O motor foi desenvolvido pela equipe da Universidade de Brasília (ANDRIANOV et al, 2015), tem empuxo de 1000 N e opera com óxido nítrico como oxidante e diferentes tipos de materiais como combustível sólido. A Figura (3.1) contém uma vista da seção transversal cortada do design do motor. A configuração do motor é modular e cada módulo é montado separadamente, assim, várias partes podem ser montadas simultaneamente. Sua estrutura é composta pelos aços AISI 310 e 304L. O grão de combustível possui a configuração de uma porta (Fig. 3.1) e normalmente é parafina, que possui uma alta taxa de regressão.

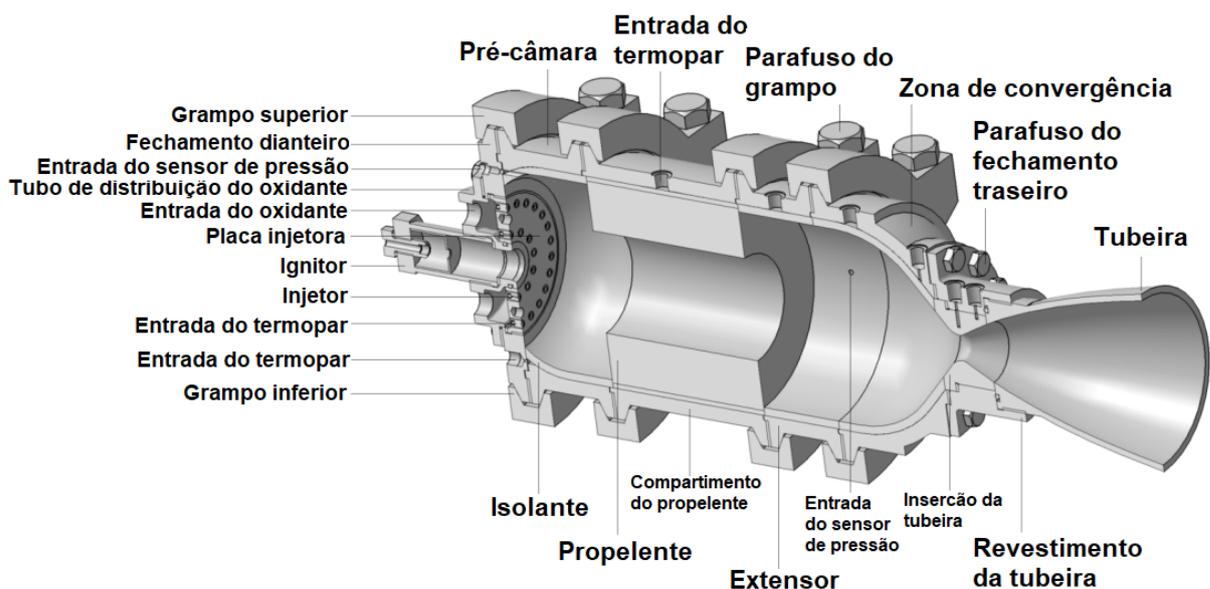


Figura 3.1 – Design do motor de teste. Fonte: ANDRIANOV et al, 2015

A tubeira pode ser formada por diversos materiais, como aço 304L e plástico reforçado com fibra de carbono (PRFC) (Fig. 3.2.a). A posição axial da tubeira pode ser ajustada através de uma conexão rosqueada. A proteção térmica do motor inicialmente foi feita com o uso de Celeron (Fig. 3.2.b), sendo possível a utilização de outros materiais. O Celeron é uma resina fenólica reforçada com tecido de algodão e é produzida sob pressão e altas temperaturas.



Figura 3.2 – a) Tubeiras feitas de aço 304L (esquerda) e de PRFC (direita). b) Isolantes térmicos feitos de Celeron. Fonte: ANDRIANOV et al, 2015

Para se conseguir saber o que está acontecendo dentro do motor foguete durante os testes, diversos sensores e aferidores são utilizados. Uma esquematização da disposição dos aparelhos de medição no sistema de teste é mostrada na Fig. (3.3).

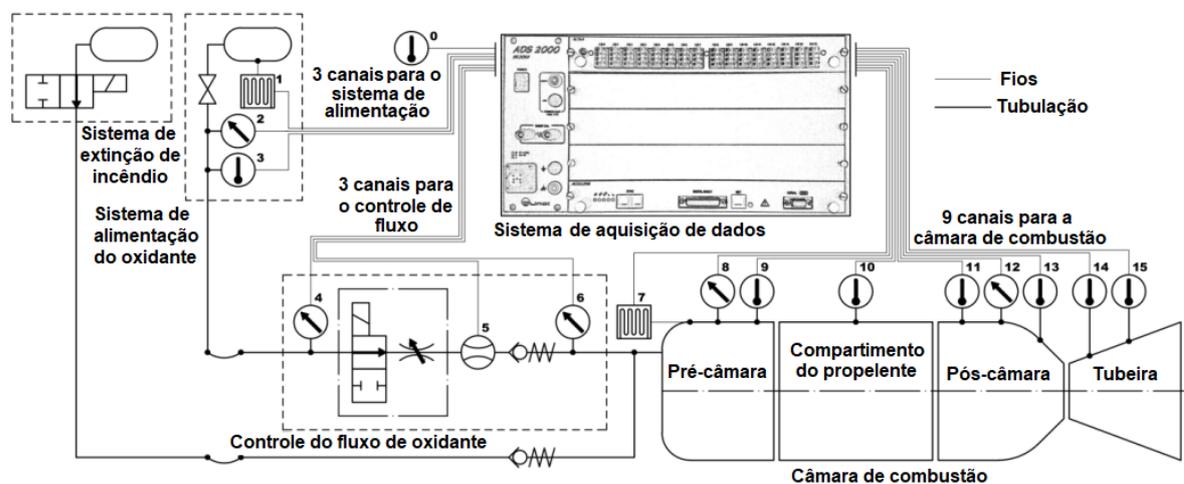


Figura 3.3 – Esquematização da disposição dos aparelhos de medição. Fonte: ANDRIANOV et al, 2015

A Tabela (3.1) possui o tipo e a função principal para cada sensor e aferidor utilizado. A aquisição de dados é feita por um sistema de 16 canais Lynx ADS2000, logo, o número máximo de aparelhos de medição diferentes que podem ser utilizados são 16.

Tabela 3.1 – Objetivo da medição. Fonte: ANDRIANOV et al, 2015

Nome do sensor/ aferidor	Posição	Parâmetro a ser medido	Função
Termopar tipo K	0	Temperatura ambiente	Temperatura de referência
Termopar tipo K	3	Temperatura do oxidante	Controle do estado do oxidante
Termopar tipo K	9	Temperatura da pré-câmara	Controle da condução térmica do isolante
Termopar tipo K	10	Temperatura do propelente	Controle da condução térmica no propelente
Termopar tipo N	11	Temperatura do isolante	Controle da condução térmica no isolante
Termopar tipo N	13-15	Temperatura da parte traseira do motor	Controle da temperatura da parte traseira do motor
Célula de carga	1	Massa do tanque de oxidante	Monitorar a taxa de fluxo do oxidante
Célula de carga	7	Empuxo do motor	Estudo da performance do motor
Transdutor de pressão	2	Pressão no tanque de oxidante	Controle do estado do oxidante
Transdutor de pressão	4 e 6	Pressão no tubo de oxidante	Controle da queda de pressão na válvula
Transdutor de pressão	12	Pressão na pós-câmara	Controle da pressão
Sensor de pressão piezoelétrico	8	Pressão na pré-câmara	Controle da pressão
Medidor de fluxo	5	Taxa de fluxo de massa de oxidante	Controle da válvula de operação

O sistema de teste é dividido em 5 subsistemas que são unidos por fios e tubulações, esses subsistemas são: câmara de combustão, controle de fluxo de oxidante, sistema de alimentação do oxidante, sistema de aquisição de dados e sistema de purga. O sistema de purga é responsável pelo fim da operação do motor, após o fechamento da válvula de oxidante, gás inerte é injetado para dentro da câmara de combustão.

Após cada teste o grão combustível e o ignitor são sempre substituídos. O grão combustível é produzido diretamente dentro do motor, no módulo de grão (Fig. 3.1). Já a tubeira e a proteção térmica foram substituídas a cada dois testes. A seguir encontram-se imagens do motor montado (Fig. 3.4) e desligado e em funcionamento (Fig. 3.5).

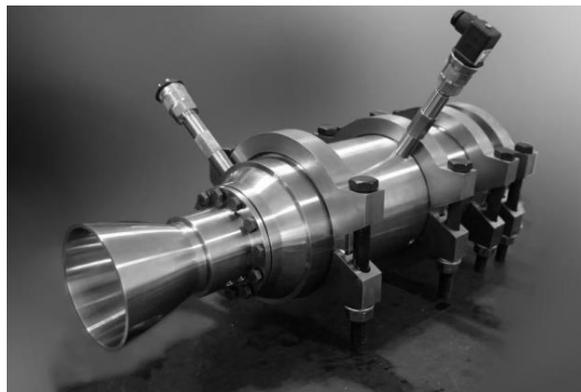


Figura 3.4 – Motor montado e desligado. Fonte: ANDRIANOV et al, 2015.

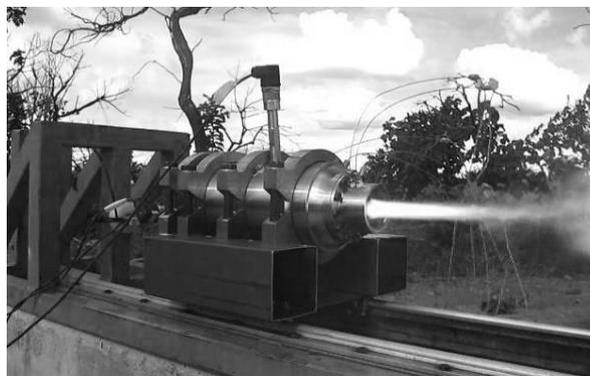


Figura 3.5 – Motor de testes em funcionamento. Fonte: ANDRIANOV et al, 2015.

3.2. MATERIAIS ABLATIVOS UTILIZADOS NOS TESTES EXPERIMENTAIS

A Tabela (3.2) contém informações sobre os materiais utilizados nos testes experimentais.

Tabela 3.2 – Materiais ablativos

Grupo	Amostra	Composição	Densidade	Custo relativo
Epóxi	EP-R	Bisfenol A e Éter diglicídico (DGEBA) com endurecedor à base de poliamina	1,04	1,40
Epóxi	EP-F	Bisfenol A, DGEBA e Éter alil-2,3-epoxipropílico com endurecedor à base de poliamina	1,12	1,70
Poliéster	PS-I	resina isoftálica com catalisador na base de Peróxido de metiletil cetona (MEKP) dissolvido em ftalato de dimetila	1,14	0,56
Poliéster	PS-O	resina ortoftálica com catalisador na base de MEKP dissolvido em ftalato de dimetila	1,20	0,40
Poliéster	PS-C	resina ortoftálica e monômero de estireno com catalisador na base de MEKP dissolvido em ftalato de dimetila	1,25	0,48
Poliuretano	PUR	*pré-polímero de poliuretano, ftalato de dietilhexilo com isômeros mistos de diisocianato de tolueno e polioli com dietiltoluenodiamina	0,98	2,23
Silicone	SI-P	combinação de polidimetilsiloxanos com enchimentos inorgânicos e ftalocianina de cobre (dureza Shore A55)	1,17	1
Silicone	SI-V	combinação de polidimetilsiloxanos com enchimentos inorgânicos e ftalocianina de cobre (dureza Shore A55)	1,28	1,10
Silicone	SI-B	combinação de polidimetilsiloxanos com enchimentos inorgânicos e ftalocianina de cobre (dureza Shore A10)	1,32	0,66

*Certos componentes não foram citados, pois são segredos do fabricante.

3.3. DESCRIÇÃO DO TESTE EXPERIMENTAL

O motor modular de combustível híbrido para testes, que está descrito na seção anterior, foi adaptado para o teste de materiais isolantes em condições de operações próximas das condições reais. As amostras de materiais puros, isto é, sem a adição de cargas, fibras e afins, foram fabricadas por moldagem em moldes de aço e depois cortadas em seções anulares de 120° (Fig. 3.6).

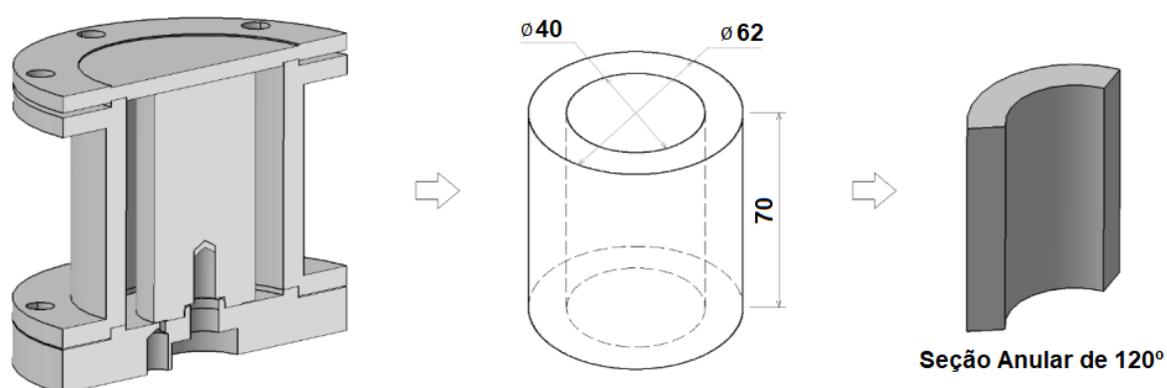


Figura 3.6 – Molde de aço usado na fabricação das amostras (esquerda) e geometria da amostra (direita)

A fabricação das amostras com manta de vidro consistiu em colar diversas camadas de manta impregnada com borracha de silicone preta sobre um molde cilíndrico de aço (Fig. 3.6) até o espécime possuir a espessura de 11 mm. Nas amostras em que as superfícies das fitas de fibra de vidro são paralelas ao eixo do motor, sua concepção baseou-se em enrolar a fita de fibra sobre um molde de aço (Fig. 3.6), ao mesmo tempo em que se passava borracha de silicone preta por entre as camadas da fita até o espécime possuir 11 mm de espessura.

Na confecção da amostra com as superfícies das fitas de fibra perpendiculares ao eixo do motor, inicialmente cortou-se a fita de fibra em círculos com orifícios concêntricos, esses círculos possuem 20 mm de raio interno e 31 mm de raio externo. Então esses círculos de fibra foram impregnados com borracha de silicone preta e

depois foram sendo colados um por cima do outro, até que o cilindro alcançasse a altura desejada que é de 70 mm. Cada espécime desse teve em torno de 150 camadas de fibra. No Anexo I estão figuras mostrando alguns dos isolantes aqui produzidos.

Para separar as amostras do molde de aço, foi utilizado um equipamento mecânico que tem o funcionamento baseado em prender a amostra entre duas placas de metal, sendo que uma tem um orifício circular com o mesmo diâmetro do molde, a outra placa possui um orifício circular menor por onde um parafuso é introduzido. Existem duas roscas enroscadas nesse parafuso, uma delas é mantida imóvel por meio de uma chave, enquanto utiliza-se outra chave para rotacionar a outra rosca e assim fazer com que o parafuso se movimente em direção ao molde. O parafuso então empurra o molde para fora do mecanismo, enquanto a amostra se mantém fixa entre as duas placas de aço. A Fig. (3.7.a) mostra esse mecanismo com a amostra antes do início da retirada do molde, por sua vez a Fig. (3.7.b) mostra esse mecanismo com a retirada do molde praticamente concluída. As amostras de materiais compósitos também foram posteriormente cortadas em seções anulares de 120° (Fig. 3.6).

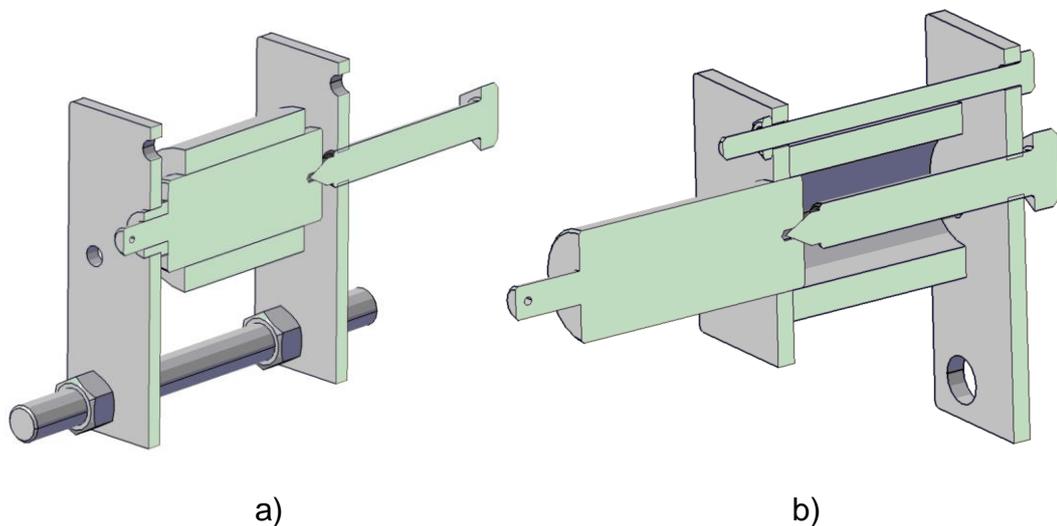


Figura 3.7 – Mecanismo para separar a amostra do molde. a) Mecanismo antes do início da separação. b) Mecanismo quase ao fim da separação

Amostras com formato de seções anulares (Fig. 3.6 e Anexo II) foram instalados diretamente entre a pós-câmara e a tubeira, na parte traseira do motor de

teste, inseridos em um módulo adicional especificamente projetado para isso (Fig. 3.8). Esse módulo, chamado de compartimento de amostras, é capaz de manter três amostras seccionadas firmemente adjacentes ao longo das bordas. O compartimento de amostras também é equipado com nove portas para termopares dos tipos K e N, usados para mensurar a distribuição de temperatura na superfície externa ou no interior dos materiais durante e após a queima do grão propelente. Para testes com o objetivo apenas de se estudar as propriedades ablativas dos materiais, foram colocadas mais de 3 amostras dentro do módulo adicional; neste caso, a temperatura não foi mensurada e as amostras foram unidas por meio de selante de silicone RTV (vulcanização a temperatura ambiente) com cura acética, que opera em temperaturas de até 315°C.

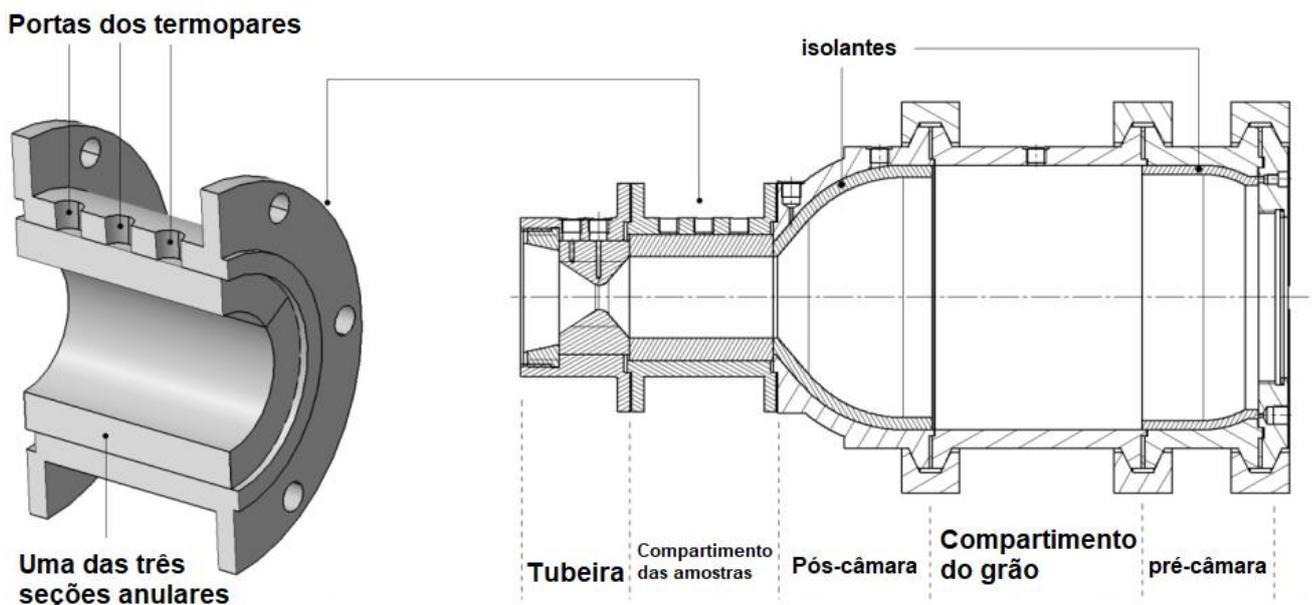


Figura 3.8 – Compartimento das amostras (esquerda) e vista cortada do motor foguete adaptado para testes (direita).

O tempo de queima do motor foi limitado pelo valor que fosse suficiente para detectar a erosão dos materiais sem que ocorresse suas completas decomposições. Portanto, a duração dos testes foi de 6 segundos. Óxido nítrico líquido foi usado como oxidante e parafina sólida em formato de grão cilíndrico de porta única foi usada como propelente em todos os testes. A razão entre oxidante e combustível (razão O/C) foi

calculada após cada teste, pois o sistema de alimentação não conseguiu manter sempre o mesmo valor exato para a razão O/C. Entretanto, as variações da razão O/C entre cada teste não foram altas, os valores dessa razão sempre estiveram na faixa entre 2.2-3.5.

Os sinais provenientes dos transdutores de pressão (instalados na linha de alimentação do oxidante e na câmara de combustão do motor) e dos termopares foram recebidos e processados por um sistema de aquisição de dados de 16 canais.

A espessura e a massa dos espécimes foram medidas antes e depois da queima do motor de teste, com o objetivo de calcular as taxas de erosão dos materiais. Após os testes, tiras finas, que foram seccionadas dos espécimes, foram limpas dos resíduos provenientes do teste, então a espessuras dos espécimes (tiras finas) foram medidas ao longo de seus respectivos comprimentos. O valor médio da espessura remanescente t_r para um dado espécime foi calculado pela seguinte fórmula (Eq. 6).

$$t_r = \sum_i^n \frac{t_i}{n} \quad (6)$$

Onde i – índice que corresponde à coordenada medida a partir da borda inicial da amostra ao longo do seu comprimento na direção do escoamento do gás, cm (Fig. 3.9); t_i – o valor da espessura remanescente na coordenada i , mm; n – o número da última coordenada i (igual a 7 para todos os espécimes).

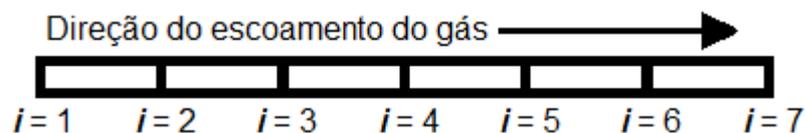


Figura 3.9 – índice i ao longo de uma tira fina seccionada de um espécime

O desvio do relevo d_r para cada espécime foi calculado do valor médio da espessura remanescente pela seguinte fórmula (Eq. 7):

$$d_r = \sum_i^n \frac{t_r - t_i}{n} \quad (7)$$

O parâmetro d_r caracteriza a não uniformidade da ablação de um dado espécime ao longo do seu comprimento.

Como diversos espécimes para cada tipo de material foram sujeitas ao teste, os valores médios de t_r e d_r para cada material foram calculados pelas seguintes fórmulas correspondentes (Eq. 8 e Eq. 9).

$$\bar{t}_r = \sum_j^N \frac{t_{rj}}{N} \quad (8)$$

$$\bar{d}_r = \sum_j^N \frac{d_{rj}}{N} \quad (9)$$

Onde j – é o índice do espécime; N – o número de testes.

Com o objetivo de se avaliar melhor a uniformidade da ablação, o parâmetro P , que é a porcentagem da razão entre as médias do desvio de relevo pela espessura remanescente, foi calculado usando a seguinte fórmula (Eq. 10).

$$P = \frac{\bar{d}_r}{\bar{t}_r} 100\% \quad (10)$$

O parâmetro \bar{t}_r foi usado para avaliar a eficiência do material isolante. A porcentagem média da camada que sofreu ablação (da sua espessura) em relação a sua espessura inicial foi calculada pela seguinte fórmula (Eq. 11).

$$v_t = \frac{t_0 - \bar{t}_r}{t_0} 100\% \quad (11)$$

Onde t_o – é a espessura inicial do espécime (11 mm para todos os espécimes).

A porcentagem da perda de massa para o espécime j em relação a sua massa inicial foi calculada pela seguinte fórmula (Eq. 12).

$$v_j = \frac{m_{oj} - m_{rj}}{m_{oj}} 100\% \quad (12)$$

Onde m_o – é a massa inicial do espécime j ; m_r – é massa do espécime j após a queima.

A porcentagem média da perda de massa para um dado material foi calculada pela fórmula (Eq. 13).

$$v_m = \sum_i^N \frac{v_j}{N} \quad (13)$$

A taxa de ablação (\dot{r}) pela espessura em unidades [mm/s] e a taxa de perda de massa (\dot{m}) em unidades [%/s] para cada material foram calculadas pelas correspondentes fórmulas (Eq. 14 e Eq. 15).

$$\dot{r} = \frac{t_o - \bar{t}_r}{\tau} \quad (14)$$

$$\dot{m} = \frac{v_m}{\tau} \quad (15)$$

Onde τ é o tempo de queima em segundos.

Para a aplicação dos resultados obtidos no processo de concepção do isolante térmico, o parâmetro \dot{r} (calculado a partir do \bar{t}_r e do v_t) é de grande interesse.

Contudo, o cálculo do v_m é mais preciso, pois as massas de todos os espécimes foram medidas antes e depois de todos os testes, já as medidas do t_r não foram tiradas continuamente ao longo de todo o espécime, mas sim discretamente em certos pontos selecionados. Então para se verificar a exatidão da metodologia adotada, a taxa de ablação irá também ser estimada através da porcentagem de perda de massa. Para isso irá ser deduzida uma equação que permita relacionar a taxa de ablação com a porcentagem da perda de massa.

A massa específica do material irá ser considerada como constante e sua ablação será considerada como tendo o comportamento linear e constante ao longo do eixo da amostra. Inicialmente serão definidos os raios externo (r_e), interno inicial (r_i) e interno final (r_{if}), que são mostrados na Fig. (3.10). O r_i será o raio interno da amostra antes da queima e o r_{if} será o raio interno após a queima.

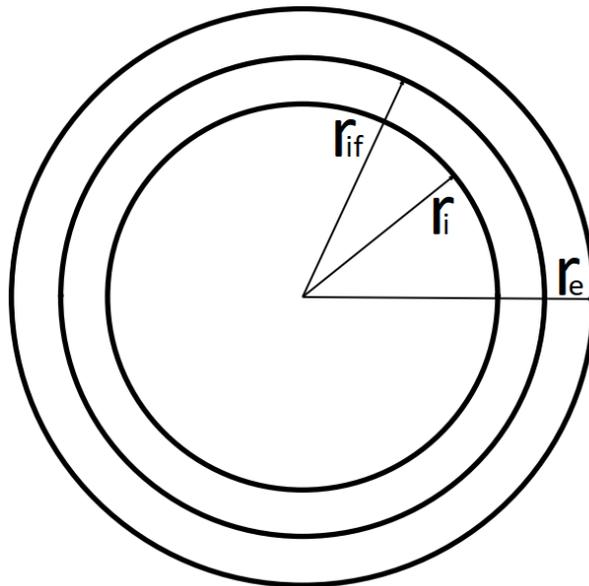


Figura 3.10. Vista superior do modelo

Sabe-se que a porcentagem de perda de massa é:

$$v = \frac{m_o - m_r}{m_o} 100 \% \quad (12)$$

Onde m_o é a massa inicial do espécime e m_r é a massa final do espécime. Sabendo que $m = \rho V$, onde ρ é a massa específica da amostra e V o volume da amostra, a eq (7) torna-se:

$$v = \frac{V_o - V_r}{V_o} 100 \% \quad (16)$$

Sendo que:

$$V_o = \pi L(r_e^2 - r_i^2) \quad (17)$$

$$V_r = \pi L(r_e^2 - r_{if}^2) \quad (18)$$

Onde L é o comprimento da amostra. Colocando as equações (17) e (18) na equação (16):

$$v = \frac{\pi L(r_e^2 - r_i^2) - \pi L(r_e^2 - r_{if}^2)}{\pi L(r_e^2 - r_i^2)} 100 \% \quad (19)$$

$$v = \frac{r_e^2 - r_i^2 - r_e^2 + r_{if}^2}{r_e^2 - r_i^2} 100\% \quad (20)$$

$$v = \frac{r_{if}^2 - r_i^2}{r_e^2 - r_i^2} 100\% \quad (21)$$

E isolando o r_{if} tem-se:

$$r_{if} = \sqrt{r_i^2 + \left(\frac{v}{100 \%}\right)(r_e^2 - r_i^2)} \quad (22)$$

A taxa de ablação \dot{r}_2 será a espessura decomposta dividida pelo tempo de queima τ , logo:

$$\dot{r}_2 = \frac{r_{if} - r_i}{\tau} \quad (23)$$

Ao colocar a equação (22) na equação (23) tem-se:

$$\dot{r}_2 = \frac{\sqrt{r_i^2 + \left(\frac{v}{100\%}\right)(r_e^2 - r_i^2)} - r_i}{\tau} \quad (24)$$

A equação (24) será utilizada para relacionar a taxa de ablação e porcentagem da perda de massa.

Com o objetivo de se verificar e estudar o efeito da gravidade sobre o escoamento de gás, pois o motor foi instalado horizontalmente, um único teste foi realizado contendo uma única amostra cilíndrica de poliuretano. Foi assumido, nesse caso, que a região inferior do material iria sofrer uma erosão maior do que as outras partes do espécime cilíndrico.

3.4. DESCRIÇÃO DAS SIMULAÇÕES COM O WORKBENCH

A análise aqui feita possui 3 objetivos distintos que são obtidos em conjunto. Os objetivos são: estimar os fluxos de calor nas regiões próximas aos termopares 4 e 5 (Fig. 3.11), onde a proteção térmica é formada por grafite; determinar os valores das propriedades térmicas do grafite que gerem resultados mais próximos possíveis dos experimentais; definir a distribuição de temperatura no motor.

Antes dos trabalhos numéricos, foi realizado um experimento com o motor de testes para se obter gráficos de pressão e temperatura pelo tempo. Nesse teste foi utilizado parafina como propelente sólido e óxido nitroso como oxidante, a razão entre combustível e oxidante neste teste possui o valor igual a 1,5.

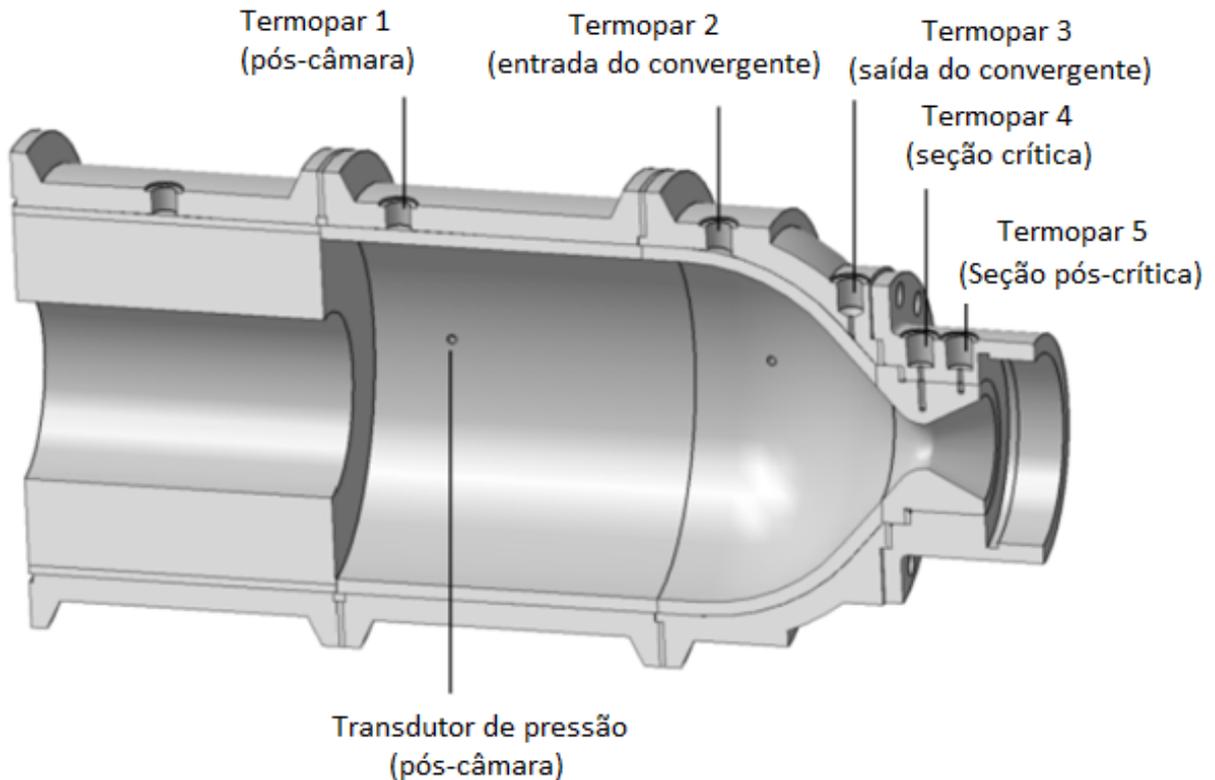


Figura 3.11 – Vista cortada do motor de testes

Ao observar as curvas de pressão e temperatura pelo tempo obtidas pelo teste experimental (Figs. 3.12 e 3.13) é possível saber certos valores e aspectos que são imprescindíveis para o trabalho com o *Workbench* do Ansys. Esses valores e aspectos são: o tempo exato de queima, como será a forma da curva da distribuição do fluxo de calor pelo tempo e qual a temperatura final esperada, obtidas pelo teste experimental.

A queima tem início onde ocorre o aumento de pressão e tem fim onde a pressão volta a zero. Então ao se observar o gráfico de pressão (Fig. 3.12) é possível notar que a queima foi iniciada no instante 5,2 s e terminou no instante 16,2 s. Dessa forma a duração do teste foi de 11 s. Durante o instante 5,2 as temperaturas nos termopares 4 e 5 são respectivamente de 32,7 °C e 31,3 °C, enquanto que durante o instante 16,2 as temperaturas são respectivamente 163 °C e 67,7 °C (Fig. 3.13)

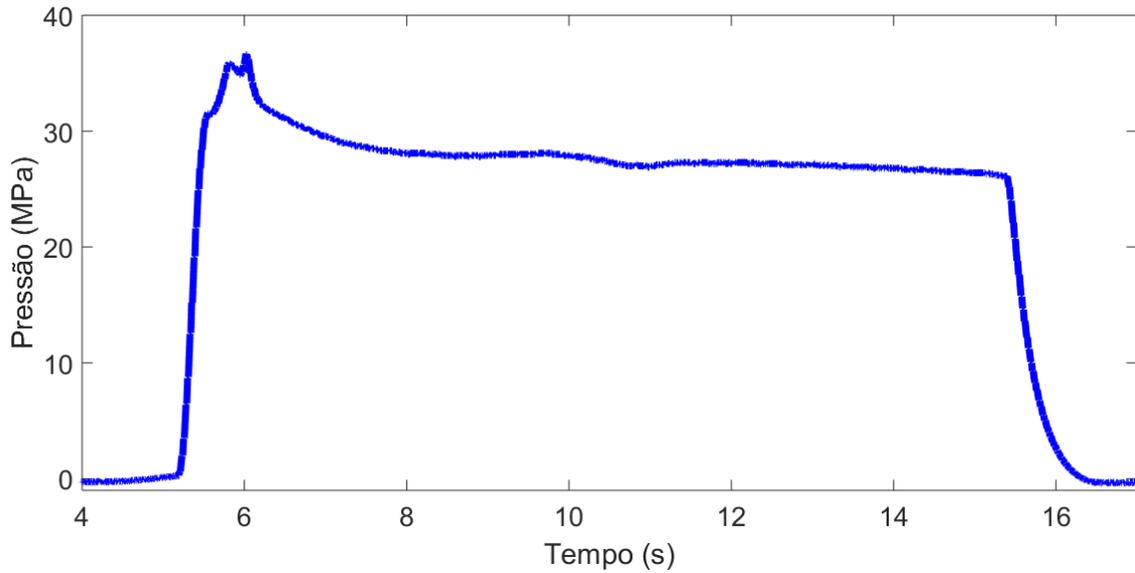


Figura 3.12 – Curva da pressão pelo tempo obtida pelo teste experimental

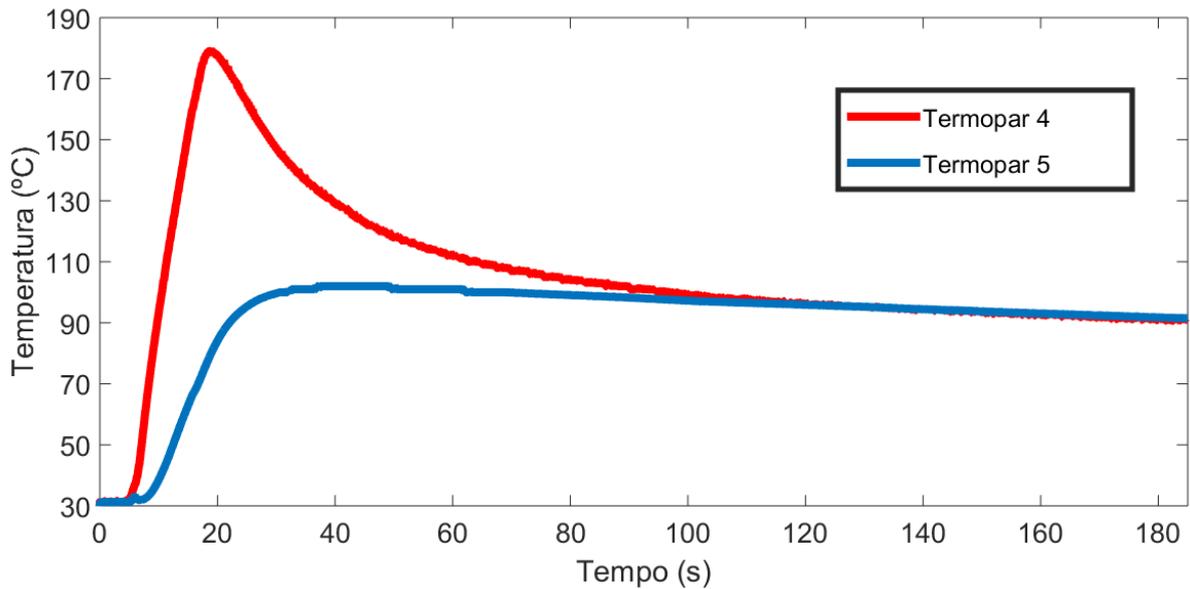


Figura 3.13 – Curvas das temperaturas pelo tempo obtidas pelos termopares 4 e 5 (Fig. 3.10) durante o teste experimental

Utilizando as vistas isométricas apresentadas no Anexo II, constrói-se, por meio do software *DesignModeler*, um modelo bidimensional da estrutura do motor (Fig. 3.14). Nesse modelo, os orifícios onde os sensores ficam alocados não são levados

em consideração, pois a análise aqui realizada é axissimétrica. Nesse tipo de análise o modelo bidimensional torna-se um sólido de revolução e conseqüentemente, os orifícios na realidade se tornam fendas que atravessaram toda a estrutura, sendo que efetivamente tais orifícios são apenas aberturas cilíndricas. Desse modo, tal desconsideração faz com que o modelo fique mais próximo da estrutura real.

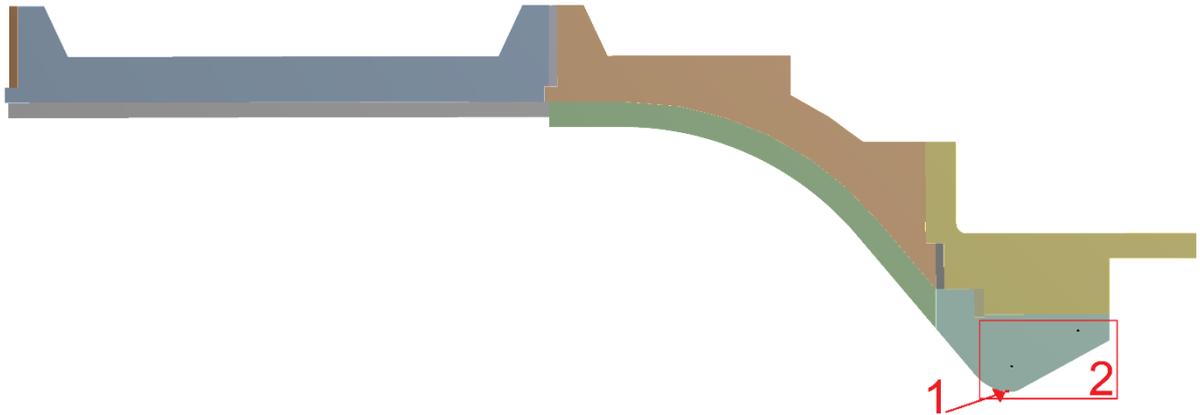


Figura 3.14 – Modelo bidimensional da estrutura completa do motor foguete. Os números 1 e 2 indicam respectivamente os locais das Figs. (3.15) e (3.16).

Como o fluxo de calor varia ao longo do eixo do motor, é necessária uma discretização da região exposta ao fluxo de calor. Essa discretização se dá através da divisão da superfície em vários segmentos de reta, sendo que tais segmentos são criados a partir da distância horizontal dentre as extremidades de cada segmento, isto é, seguindo a direção do eixo do motor. As distâncias dentre as extremidades de cada segmento variam para cada região. Observa-se na Fig. (3.15) esses segmentos de reta em uma seção curvada da estrutura (Fig. 3.14)

A superfície do isolamento da pós-câmara é dividida em 51 pontos de 2 mm e um ponto de 3,6 mm. O isolamento do convergente é subdividido em 3 regiões de acordo o formato da superfície. A primeira região é uma superfície reta e tem 7 partes de 2 mm, a segunda região é curvada e é fragmentada em 46 partes de 1 mm e a terceira região, que também é uma reta, é decomposta em 7 partes de 2 mm. A parte da garganta é subdividida em 4 regiões, também de acordo com o formato da sua superfície. A primeira região é retilínea e possui 7 partes de 1 mm, a segunda região

é curvada e foi dividida em 14 partes de 0,5 mm, a terceira região, que é onde realmente está a garganta, possui um segmento de 1,443 mm e a quarta região, que é novamente retilínea, foi segmentada em 17 partes de 1 mm. No Anexo II, estão as vistas referentes a essas geometrias.

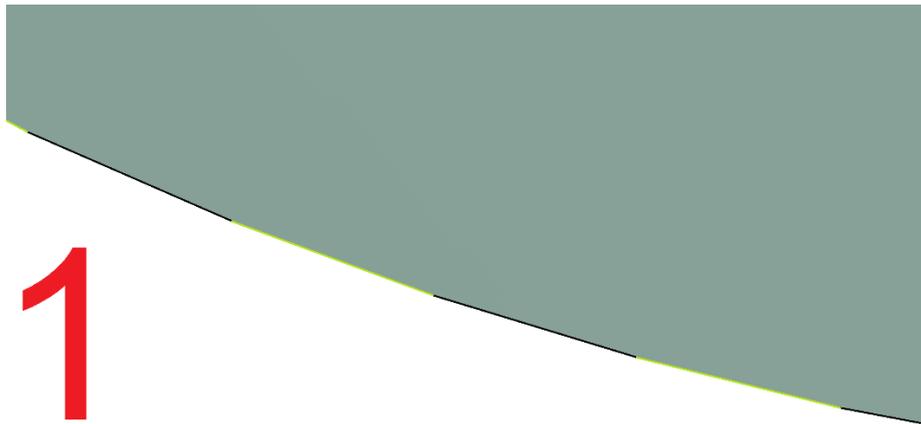


Figura 3.15 – Exemplo da discretização feita na superfície interna da estrutura. Pode se observar como os segmentos cinzas e pretos são todos retilíneos. O local dessa geometria na estrutura do motor é mostrado na Fig. (3.14).

Para poder se obter dados de temperatura que sejam comparáveis com os experimentais, são criadas duas superfícies nos pontos onde estão localizados os termopares 4 e 5 (Figura 3.16).

Então cria-se, no *Engineering Data* do *Transient Thermal*, os materiais que serão utilizados nas simulações. Esses materiais são o Celeron, o aço 304L e o grafite. As propriedades do Celeron e do aço a serem utilizadas na simulação estão nas Tab. (3.3).

A única propriedade conhecida do grafite aqui utilizado é a densidade, com valor de 1.700 kg/m^3 , já as outras propriedades são desconhecidas. Como consequência, as mesmas serão determinadas por tentativa e erro. CHIRKIN (2013) e SHABALIN (2014) são usados como referência, pois possuem um vasto catálogo de propriedades térmicas de diversos tipos de grafite.

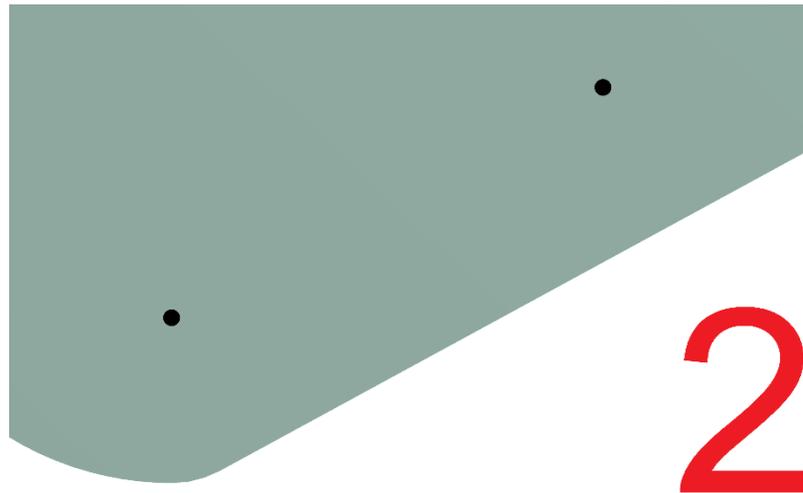


Figura 3.16 – Superfícies pretas utilizadas para se saber as temperaturas nos termopares 4 (esquerda) e 5 (direita). O local dessa geometria na estrutura do motor é mostrado na Fig. (3.14).

Tabela 3.3 – Propriedades do Aço 304L e do Celeron

Fonte: INCONPLAST, 2018 e MATWEB, 2018

Material	Massa específica, kg/m ³	Capacidade térmica (J/kg·K)	Condutividade térmica (W/m·K)
Aço 304L	8000	500	14,2
Celeron	1350	1464,4	0,35

Após isso, no *model do Transient Thermal*, o comportamento bidimensional da estrutura é escolhido como sendo axissimétrico. Nesse tipo de comportamento, a geometria é tratada como um sólido de revolução e dessa maneira uma análise tridimensional é realizada (SHARCNET, 2018). Em seguida, define-se o material de cada parte da estrutura, sendo que os isolantes da pós-câmara e do convergente são feitos de Celeron, a estrutura do foguete é feita de aço 304L e a garganta é feita de grafite (Fig. 3.11).

Em seguida, cria-se a malha, no qual define-se o tamanho máximo da lateral de cada segmento como 1 mm e também se coloca *Face Meshing* em todas as superfícies. Desse modo, a malha é composta por 15,211 nós e 4,643 elementos.

Os tipos de elementos utilizados nas malhas são o PLANE 77 e o SURF 151, que são elementos apropriados para análises bidimensionais. O PLANE 77 possui um grau de liberdade e uma temperatura referente a cada nó, assim elementos com oito nós possuem formas de temperaturas compatíveis e são bastante apropriados para modelar contornos curvos (ANSYS, 2018a). O SURF 151 é um elemento termal sólido que permite que vários carregamentos e efeitos de superfície ocorram simultaneamente, normalmente é formado por dois a quatro nós, sendo possível o uso de um nó extra para simular efeitos de radiação ou convecção (ANSYS, 2018b).

Em seguida, define-se a temperatura inicial para toda estrutura como sendo 30 °C e utiliza-se 6 passos para todas as simulações. Os tempos definidos para cada passo são os segundos 0.5, 1, 4, 5, 10.5 e 11. Esses passos foram definidos nos momentos onde o valor do fluxo de calor é alterado. Então coloca-se uma convecção na superfície externa do modelo, o valor definido da constante de convecção é 25 W/m².°C e a temperatura de referência é 30 °C.

Posteriormente, coloca-se os fluxos de calor em cada segmento de reta da superfície interna. As curvas do fluxo de calor pelo tempo irão seguir a curva de pressão pelo tempo que foi obtida experimentalmente (Fig. 3.12), porém serão diferentes para cada ponto, sendo que para a região do Celeron, onde estão os termopares 1, 2 e 3 (Fig. 3.11), os fluxos de calor seguem o padrão da Fig. (3.17). Já para o resto, foram testados diversos padrões diferentes, sendo que o padrão que criou curvas de temperatura pelo tempo que mais se aproximaram das curvas experimentais é mostrado na Fig. (3.18). Essas diferenças são necessárias para se obter resultados que sejam o mais próximo possível da realidade.

O processo de tentativa e erro é um processo iterativo. Após cada simulação verifica-se a curva da temperatura pelo tempo simulada com a experimental (Fig. 3.13). Se os resultados não forem compatíveis, altera-se as curvas do fluxo de calor e as propriedades do grafite. Após isso, simula-se novamente. Esse processo é realizado até se obter curvas simuladas muito próximas das experimentais.

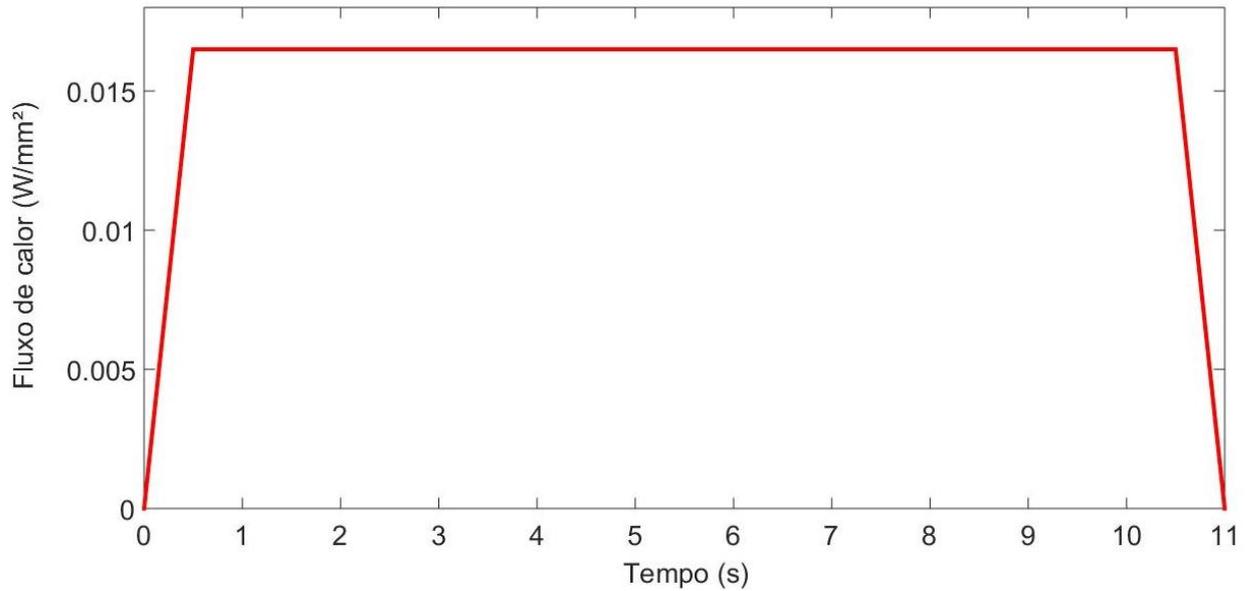


Figura 3.17 – Formato geral das curvas de fluxo de calor pelo tempo para os segmentos nas partes de Celeron

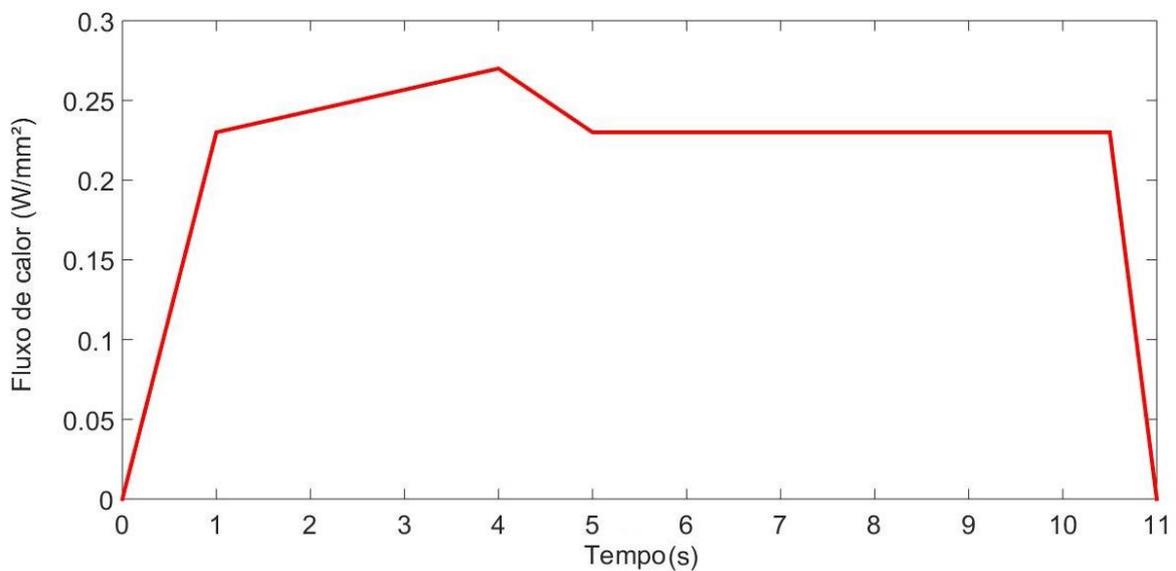


Figura 3.18 – Formato geral das curvas de fluxo de calor pelo tempo para os segmentos nas partes de grafite

Como uma forma de se agilizar esse processo iterativo, são inicialmente considerados 5 fluxos de calor diferentes na parte de grafite. Ao alcançar o resultado desejado, são então considerados 13 fluxos de calor e então, ao se obter os resultados

desejados novamente, os números de fluxos são aumentados para 39 e por fim, os valores finais dos fluxos de calor e das propriedades térmicas do grafite são obtidos. Esses valores são então utilizados para a criação da distribuição de temperatura no motor foguete.

Toda a interpolação de dados aqui realizada é feita através do método de interpolação cúbica polinomial por partes de Hermite. A ideia principal desse método está em encontrar as inclinações da curva, de maneira que os valores encontrados não sejam localmente maiores que os dados inseridos (MOLER, 2008).

4. RESULTADOS DOS TESTES E DISCUSSÃO

No capítulo atual estão os resultados que foram obtidos através dos métodos e experimentos descritos no capítulo anterior. Visando facilitar a compreensão dos resultados, o atual capítulo é subdividido em 5 seções diferentes:

1. VERIFICAÇÃO DA ATUAÇÃO DA GRAVIDADE NO TESTE. Onde é mostrado os resultados referentes ao experimento que tem o objetivo de verificar como a gravidade influencia os testes experimentais com o motor híbrido.
2. CARACTERIZAÇÃO DOS MATERIAIS PUROS. Onde é mostrado os resultados referentes aos testes experimentais com materiais puros que foram realizados com o motor foguete híbrido.
3. CARACTERIZAÇÃO DOS MATERIAIS COMPÓSITOS. Onde é mostrado os resultados referentes aos testes experimentais com materiais compósitos que foram realizados com o motor foguete híbrido.
4. DETERMINAÇÃO DAS PROPRIEDADES DO GRAFITE, DOS FLUXOS DE CALOR E DA DISTRIBUIÇÃO DE TEMPERATURA. Onde é mostrado os resultados referentes aos testes numéricos aqui realizados.

4.1 VERIFICAÇÃO DA ATUAÇÃO DA GRAVIDADE NO TESTE

Após o teste, a amostra foi cortada arbitrariamente em seções longitudinais de acordo com o esquema mostrado na Fig. (4.1). Os resultados da mensuração da espessura remanescente de cada seção longitudinal ao longo do comprimento estão contidos na Fig. (4.2) e ao longo da circunferência estão na Fig. (4.3). As características calculadas estão na Tab. (4.1).

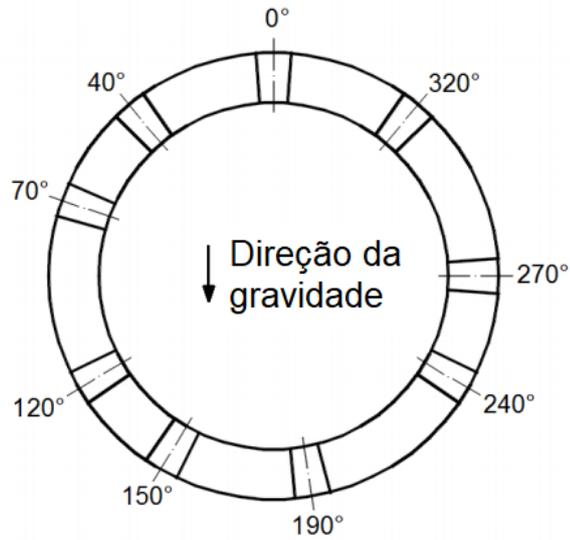


Figura 4.1 – Esquema mostrando os pontos que foram seccionados

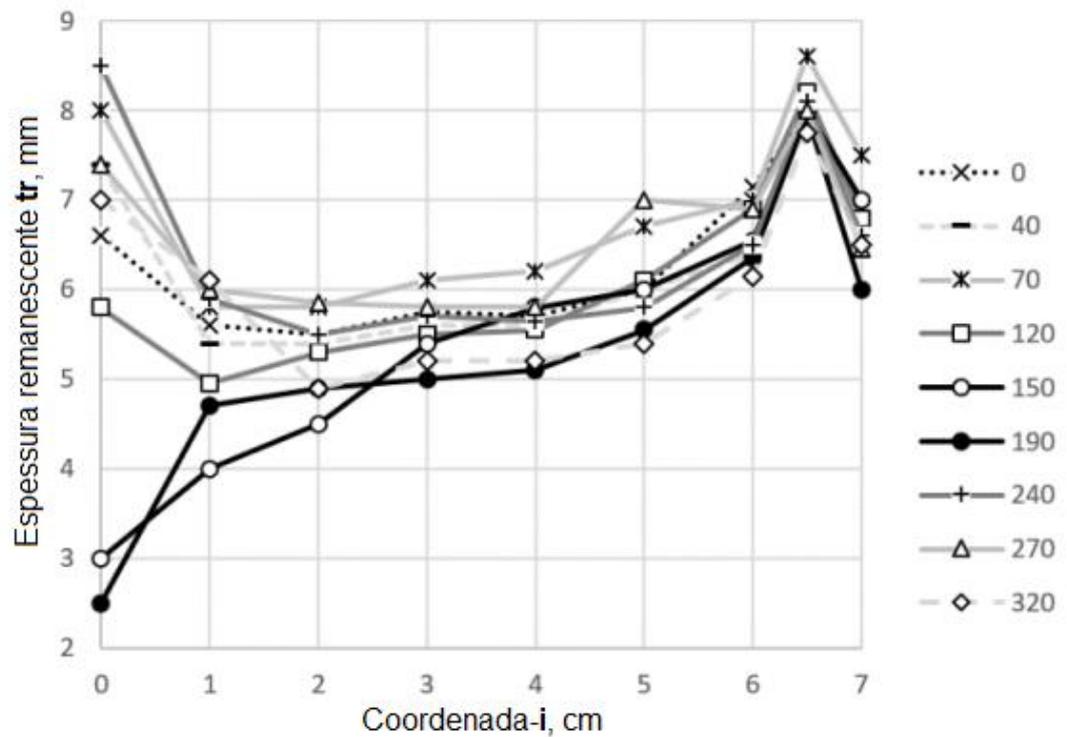


Figura 4.2 - Espessura das secções ao longo do comprimento

Analisando os dados da Tab. (4.1) e as Figs. (4.2) e (4.3), é possível notar que as regiões mais erodidas se encontram na parte inferior do espécime, na região entre os ângulos 150° e 190° , o que significa que de fato a gravidade age sobre o escoamento do gás, puxando o gás para baixo e assim, causa um aumento na taxa de calor nessa área. Dessa forma, os espécimes que estiverem na região inferior do cilindro não poderão ser usados em estudos posteriores, pois os seus valores de espessura remanescente serão muito abaixo da média.

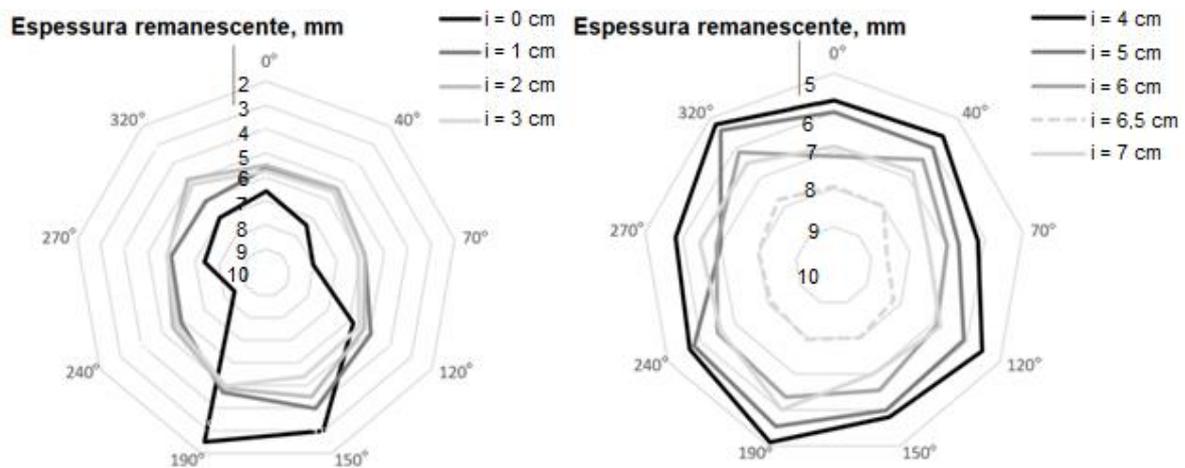


Figura 4.3 - Espessuras ao longo da circunferência de cada coordenada i

Pode se observar que na entrada do módulo de teste as espessuras das regiões médias e superiores (0° - 120° e 240° - 320°) são mais altas do que na coordenada 1 cm, isso ocorre devido ao fluido estar sendo puxado para baixo, após a entrada do cilindro, a viscosidade faz com que o gás seja atraído para as paredes do compartimento e assim, o fluxo de calor é melhor distribuído entre as regiões, apesar disso, a ação da gravidade continua presente e o fluxo de calor na parte inferior continua maior que nas outras regiões. Devido a essa redistribuição de calor, as espessuras da parte inferior na coordenada 1 cm são substancialmente maiores que na coordenada 0 cm, e as diferenças de relevo para os espécimes da região inferior são maiores e bem acima da média.

Tabela 4.1 – Algumas características do espécime cilíndrico de PUR após o teste

Posição das seções (Fig. 3.8.a)	t_r , mm	d_r , mm	v_t , %	$*v_j$, %
0°	6,4	0,7	42,3	39
40°	6,3	0,8	42,8	39
70°	6,9	0,8	37,7	39
120°	6,1	0,8	44,3	39
150°	5,6	1,2	49,2	39
190°	5,3	1,0	51,5	39
240°	6,5	0,8	41,2	39
270°	6,6	0,7	40,2	39
320°	6,0	0,8	45,3	39
Valores médios	6,2	0,8	43,8	39

*Mensurado da amostra cilíndrica.

O fluxo de calor absorvido pelo material não é uniforme ao longo do cilindro, pois as espessuras vão aumentando, o que significa que o calor absorvido é menor. Acontece um aumento do fluxo de calor entre as coordenadas 6.5 cm e 7 cm, pois na saída do módulo os gases próximos das paredes fazem uma curva na direção das bordas do cilindro, devido a ação das forças viscosas, assim essa região possui mais contato superficial com o fluido e conseqüentemente mais energia térmica é absorvida.

4.2 CARACTERIZAÇÃO DOS MATERIAIS PUROS

As características dos materiais, que foram calculadas a partir dos dados obtidos dos testes de 6 segundos para faixa de valores da razão O/C entre 2.2-3.5, e suas massas específicas estão contidas na Tab. (4.2).

Tabela 4.2 – Características mensuradas dos materiais testados e suas massas específicas

Materiais	\bar{t}_r , mm	\bar{d}_r , mm	v_t , %	v_m , %	p , %	\dot{m} , %/s	$\dot{r} - e^*$, mm/s	$\dot{r} - m^*$, mm/s	Densidade, g/cm ³
EP-F	7,6	0,3	31,1	31,3	4	5,2	0,57	0,67	1,12
EP-R	7,3	0,5	33,6	28,5	6,9	4,7	0,62	0,61	1,04
PS-C	6,4	0,7	41,5	32,0	10,9	5,3	0,76	0,68	1,25
PS-I	6,9	0,4	37,5	33,6	5,8	5,6	0,69	0,71	1,14
PS-O	6,7	0,3	38,8	35,5	4,5	5,9	0,71	0,75	1,20
PUR	5,7	0,6	48,3	43,8	10,5	7,3	0,89	0,90	0,98
SI-B	5,9	0,9	46,3	42,6	15,3	7,1	0,85	0,88	1,32
SI-P	7,9	0,5	28,2	20,5	6,3	3,4	0,52	0,45	1,17
SI-V	7,2	0,7	34,3	30,9	9,7	5,2	0,63	0,66	1,28

*O $\dot{r} - e$ é o que foi estimado pelas mensurações da espessura, enquanto o $\dot{r} - m$ foi estimado pela porcentagem de massa perdida.

O melhor material ablativo dentre os analisados é o SI-P, pois possui as menores taxas de ablação e perda de massa, além de possuir uma ablação relativamente uniforme, pois possui uma razão p de 6.3%, e de ser o material com a menor perda percentual de massa. O segundo melhor material será o EP-R, pois apesar do EP-F ter um valor de \dot{r} exp menor, a discrepância entre os valores de taxa de ablação do EP-R é mínima e assim é um resultado mais confiável, além de possuir uma massa específica menor. O EP-F é o material com a ablação mais uniforme, pois sua razão p é menor que a dos demais materiais analisados. O EP-R também possui uma ablação relativamente uniforme, o que mostra que a resina epóxi tem uma decomposição estável.

Outra vantagem das resinas epóxi em comparação à borracha de silicone, é que suas difusividades térmicas são menores, isso é mostrado indiretamente na curva da temperatura pelo tempo para os espécimes EP-F, EP-R e SI-P, que foram testados ao mesmo tempo (Figs. 4.4 e 4.5), onde o fato da temperatura do espécime SI-P começar a aumentar antes dos outros indica uma difusividade térmica mais elevada. O decréscimo da temperatura no início da queima é resultado do resfriamento da superfície interna dos espécimes pelo fluxo inicial do oxidante. Ao fim da queima, as temperaturas continuam a subir devido ao calor ser transferido na direção de onde as temperaturas são menores.

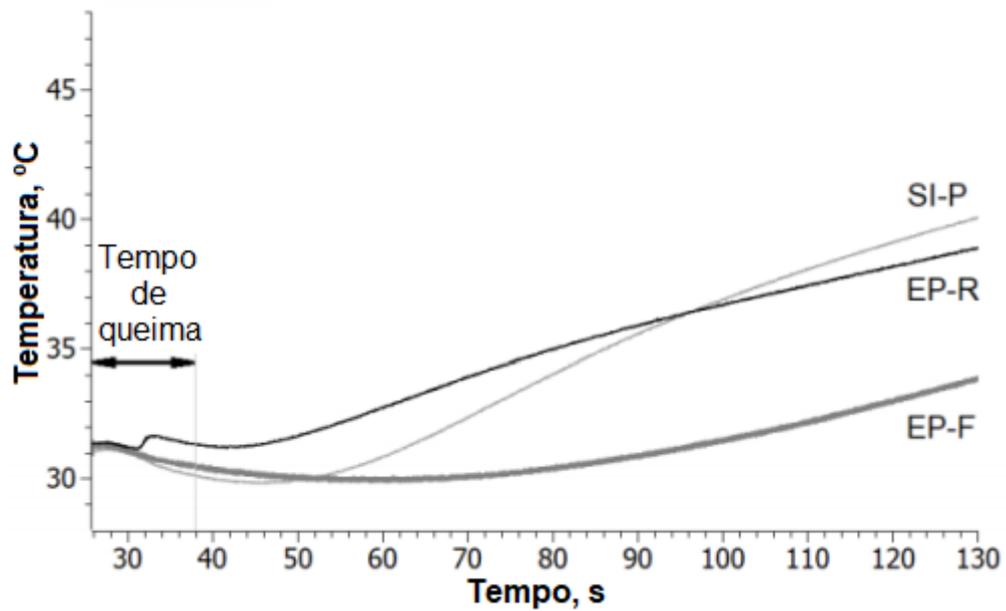


Figura 4.4 – Curvas da temperatura pelo tempo com os dados obtidos dos testes para os espécimes EF-R, EP-F e SI-P com termopar inserido a uma profundidade de 8 mm dentro dos espécimes

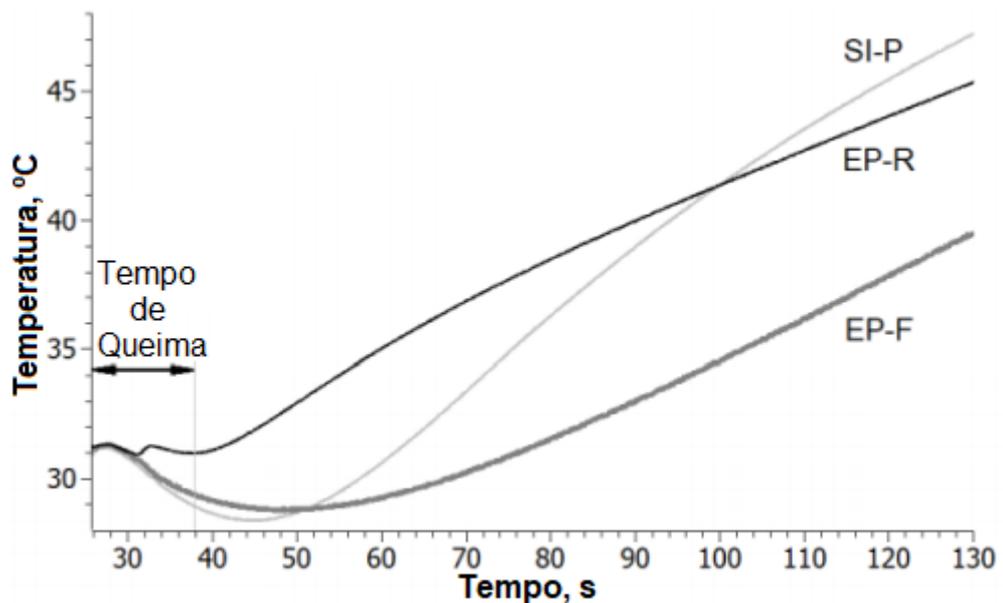


Figura 4.5 – Curvas da temperatura pelo tempo com os dados obtidos dos testes para os espécimes EF-R, EP-F e SI-P com termopar inserido a uma profundidade de 6,5 mm dentro dos espécimes

O fato da massa específica do SI-P ser maior que a dos epóxis não prejudica em nada a sua superioridade, em relação a ser um isolante térmico de um motor foguete, pois no caso hipotético de um espécime possuindo comprimento de 70 mm, raio do orifício de 20 mm e raio externo de 20 mm mais a espessura do isolante que seja suficiente para que o material suporte 40 segundos de queima, o espécime de SI-P seria mais leve que os espécimes de epóxis

Se forem consideradas apenas as propriedades ablativas, o pior material é PUR, porém levando em consideração também a massa específica, o pior material será o SI-B, o fato da massa específica do SI-B ser 1.35 vezes maior que a do PUR é tão significativa, que no caso do espécime hipotético, com as mesmas especificações do exemplo anterior, de SI-B seria 150,3 g mais pesado, considerando a taxa $\dot{r}-e$, e 178,8 g mais pesado, considerando a taxa $\dot{r}-m$, do que o espécime de PUR. Os poliésteres demonstraram que não são bons materiais para serem usados como proteção ablativa, pois todos possuem taxas de ablação e perda de massa altas, além de densidades que não compensam essas taxas altas. Apenas não são inferiores ao Poliuretano e a SI-B.

As taxas de decomposição aqui estimadas dos materiais testados são bem altas, sendo comparáveis as taxas de regressão dos combustíveis sólidos utilizados na propulsão híbrida. Como por exemplo, é em torno de 0,75 mm/s a taxa de regressão do polietileno de baixa densidade utilizado com peróxido de hidrazina, quando a vazão de massa é de 300 kg/m²·s. Outro exemplo é a taxa de regressão que é em volta de 1 mm/s para o polibutadieno com terminação hidroxílica utilizado com oxigênio gasoso, quando o fluxo mássico é de 100 kg/m²·s (GREATRIX, 2009).

As diferenças entre os valores das taxas de ablação $\dot{r}-e$ e $\dot{r}-m$ demonstram que a mensuração considerando apenas alguns pontos do espécime podem carregar muitos erros consigo, porque as superfícies dos espécimes são cheias de imperfeições e desníveis, dessa forma, impedindo uma medição precisa. O mesmo não ocorre quando a massa do espécime é mensurada, pois toda a massa do material é medida ao mesmo tempo.

4.3 CARACTERIZAÇÃO DOS MATERIAIS COMPÓSITOS

As características dos materiais compósitos, que foram calculadas a partir dos dados obtidos do teste de 14 segundos, e suas massas específicas estão contidas na Tabela (4.3).

Tabela 4.3 - Características mensuradas das amostras testadas dos compósitos e suas massas específicas

Amostra **	\bar{t}_r , mm	\bar{d}_r , mm	v_t , %	v_m , %	p , %	\dot{m} , %/s	$\dot{r}-e^*$, mm/s	$\dot{r}-m$, mm/s	Densidade, g/cm ³
A	5,6	0,4	49,4	47,8	7,6	3,4	0,39	0,41	1,48
B	9,2	0,5	19,1	34,7	5,0	2,5	0,13	0,31	1,55
C	3,9	1,1	65,0	80,8	27,6	3,8	0,51	0,54	1,14

* - O $\dot{r}-e$ é o que foi estimado pelas mensurações da espessura, enquanto o $\dot{r}-m$ foi estimado pela porcentagem de massa perdida através da equação (A.8).

** - A – Superfície da fita de fibra de vidro paralela ao eixo do motor; B – Superfície da fita de fibra de vidro perpendicular ao eixo do motor; C – Manta;

O que mais chama a atenção nessa tabela é a diferença substancial entre as taxas ablativas $\dot{r}-e$ e $\dot{r}-m$ para a amostra B. Isso acontece devido ao modo que a decomposição térmica ocorre nesse compósito, onde as fibras são placas circulares paralelas entre si e perpendiculares ao eixo do motor, enquanto que a matriz é formada por borracha de silicone preto. O silicone possui uma taxa de ablação mais alta que a fibra de vidro, dessa maneira boa parte da perda de massa do compósito se dá pela decomposição da matriz, enquanto a parte de vidro é menos afetada. Isso faz com que ocorra uma mudança a densidade do material e devido a isso, a massa que realmente foi perdida é maior do que a estimada, quando levado em conta somente a espessura remanescente.

Já para as amostras A e C as diferenças são menores, porém $\dot{r} - m$ ainda é maior que $\dot{r} - e$, isso demonstra como o processo de ablação nesses compósitos não é uniforme entre fibra e matriz. A perda de material de matriz é sempre maior do que a de fibra, pois a matriz possui maior taxa de ablação. Essas diferenças também estão, em menor parte, relacionadas ao erro resultante da discretização para o aferimento das espessuras. Devido a essas diferenças entre as taxas $\dot{r} - e$ e $\dot{r} - m$, o parâmetro mais confiável para se comparar os isolantes compósitos será a taxa de perda de massa.

Para a amostra A, a taxa de perda de massa se manteve a mesma em relação ao material puro, porém ocorreu um aumento da densidade da amostra e isso representa uma piora do material. Pois apesar das taxas ablativas serem menores, o aumento da densidade foi grande o suficiente para anular isso. Na amostra C o caso é ainda pior, pois a taxa de perda de massa para esse compósito foi maior do que para o material puro. A amostra C também é o material que possui a queima menos linear, já que sua razão p de 27,6% é bastante elevada. Esse valor é bem maior que o observado no material puro, o que demonstra um aumento na fragilidade da estrutura e uma maior facilidade para a perda de material.

O uso de das fitas de fibras na direção perpendicular ao fluxo é de longe a melhor configuração, pois sua resistência ablativa é muito superior a das outras amostras. E apesar se sua densidade ser a mais elevada, suas taxas ablativas são tão mais baixas que isso não se torna irrelevante. Para ilustrar isso será considerado o caso hipotético de uma amostra cilíndrica possuindo 70 mm de comprimento, raio interno de 20 mm e raio externo de 20 mm mais a espessura necessária para que o material aguarde 40 segundos de queima. Levando em consideração apenas as ablações estimadas pela perda de massa, a amostra com fitas perpendiculares teria 73,52% da massa da amostra com as fitas paralelas, 66,40 % da massa da amostra formada com manta de vidro e 83,38 % da amostra feita de silicone preto puro.

Essa situação hipotética ainda demonstra que, se levando em consideração apenas as taxas ablativas estimadas pela perda de massa, o uso da manta e das fibras na direção paralela na verdade pioraram o material. Porém quando se analisa a mesma situação hipotética, mas utilizando as taxas de ablação estimadas pelo aferimento da espessura, todos os compósitos teriam uma massa menor que a

amostra de material puro. Isso é observado pelas discrepâncias observadas entre as taxas $\dot{r} - e$ e $\dot{r} - m$ desses materiais, pois enquanto $\dot{r} - m$ é menor que $\dot{r} - e$ para o material puro, para os compósitos $\dot{r} - e$ é maior que $\dot{r} - m$. Isso demonstra novamente que a taxa de perda de massa é o parâmetro mais confiável para se comparar os isolantes.

A amostra B é a única que de fato pode ser concluído que houve uma melhora nas propriedades do material. Pois apesar de ter a maior densidade entre os compósitos aqui analisados, com um aumento de 32,48 % na densidade da amostra em relação ao material puro, as taxas de ablação são menores e a degradação do material ocorre de uma maneira mais uniforme, o que não acarreta em grandes alterações na geometria interna do motor durante o seu funcionamento. Como ilustrado nos casos hipotéticos anteriormente citados, o aumento na resistência a degradação térmica foi grande o suficiente para que o aumento da densidade não tenha sido prejudicial, ao contrário do ocorrido na amostra A.

Uma das razões da superioridade da amostra B em relação as outras é devido a como as suas fibras estão orientadas, pois estão na direção de maior resistência mecânica. A outra razão para essa superioridade está em como ocorre a ablação nesse material. Como a borracha de silicone está entre as placas circulares de fibra de vidro, a área de cada uma dessas seções exposta aos gases é pequena em relação com as áreas laterais que estão em contato com as fibras, o que permite uma ótima adesão do silicone as fibras. Enquanto a parte da borracha de silicone, que está mais próxima ao gás, vai se decompondo, as partes que estão mais perto da estrutura do motor se mantêm intactas e seguram as fibras, que por sua vez, possuem uma taxa de ablação bem menor do que a da matriz. A ótima adesão do silicone às fitas também permite a utilização de um maior número de fibras e como resultado, a densidade desse material é maior do que a dos outros dois compósitos.

Já na configuração das amostras A e C, as fibras estão expostas aos esforços térmicos e mecânicos na sua direção mais fraca. Além disso, a estrutura desses compósitos é formada de camadas de fibras enroladas paralelamente ao eixo do motor, com apenas finas faixas de borrachas entre essas camadas. Como resultado disso, quando a camada mais externa de borracha sofre ablação, a camada de fibra que está abaixo dessa borracha começa a aquecer e a transferir calor para a camada

de matriz que está abaixo, quando essa camada de silicone começa a se decompor, toda a camada de fibra que está acima desse silicone se solta. Isso acontece de forma veloz e severa, o que ocasiona em uma grande perda de massa e ineficiência nesse tipo de configuração.

4.4 DETERMINAÇÃO DAS PROPRIEDADES DO GRAFITE, DOS FLUXOS DE CALOR E DA DISTRIBUIÇÃO DE TEMPERATURA

Diversas simulações foram feitas com diferentes valores para a condutividade térmica, a tabela com as propriedades do carbono pirolítico (Tab. 4.4) foi a única com valores de condutividade próximos aos valores que obtiveram resultados desejáveis, devido a isso, essa tabela foi utilizada como referência para as simulações finais.

Tabela 4.4 – Propriedades térmicas do grafite pirolítico.

Fonte: SHABALIN, 2014

Temperatura (°C)	Calor Específico (J/(kg·K))	Condutividade térmica na direção perpendicular ao eixo do motor (W/(m·K))	Condutividade térmica na direção paralela ao eixo do motor (W/(m·K))
20	-	1 - 6,5	190 - 1100
27	962	-	-
127	1000	-	-
200	-	1.5 - 5,4	290 - 500
250	1250	-	-
700	-	1.2 - 4,6	150 - 310

Após várias simulações utilizando os dados contidos na Tabela (4.4), observou-se que resultados satisfatórios apenas são obtidos com os maiores valores de condutividade térmica para cada direção. Valores menores, em quaisquer orientações, resultaram em fluxo maiores em locais que não sejam a garganta, o que

não condiz com o observado na literatura. Sendo assim, os fluxos definidos como sendo os mais próximos da realidade estão na Tab. (4.5). Pode-se notar também que o grafite aqui utilizado é anisotrópico, desde que seus valores de condutividade térmica sejam próximos aos da Tabela (4.4).

Tabela 4.5 – Propriedades térmicas do grafite que geraram os resultados mais satisfatórios

Temperatura (°C)	Calor Específico (kJ/(kg·K))	Condutividade térmica na direção perpendicular ao eixo do motor (W/(m·K))	Condutividade térmica na direção paralela ao eixo do motor (W/(m·K))
20	-	6,5	1100
27	962	-	-
127	1000	-	-
200	-	5,4	500
250	1250	-	-
700	-	4,6	310

As curvas dos fluxos de calor estimados pela distância axial da estrutura de grafite para o modelo com as propriedades térmicas da Tab. (4.5) estão contidas na Fig. (4.6). Os fluxos de calor são os mesmos do início até a distância axial de 185 mm, pois seus valores não realizam uma influência significativa nos valores das temperaturas nos termopares.

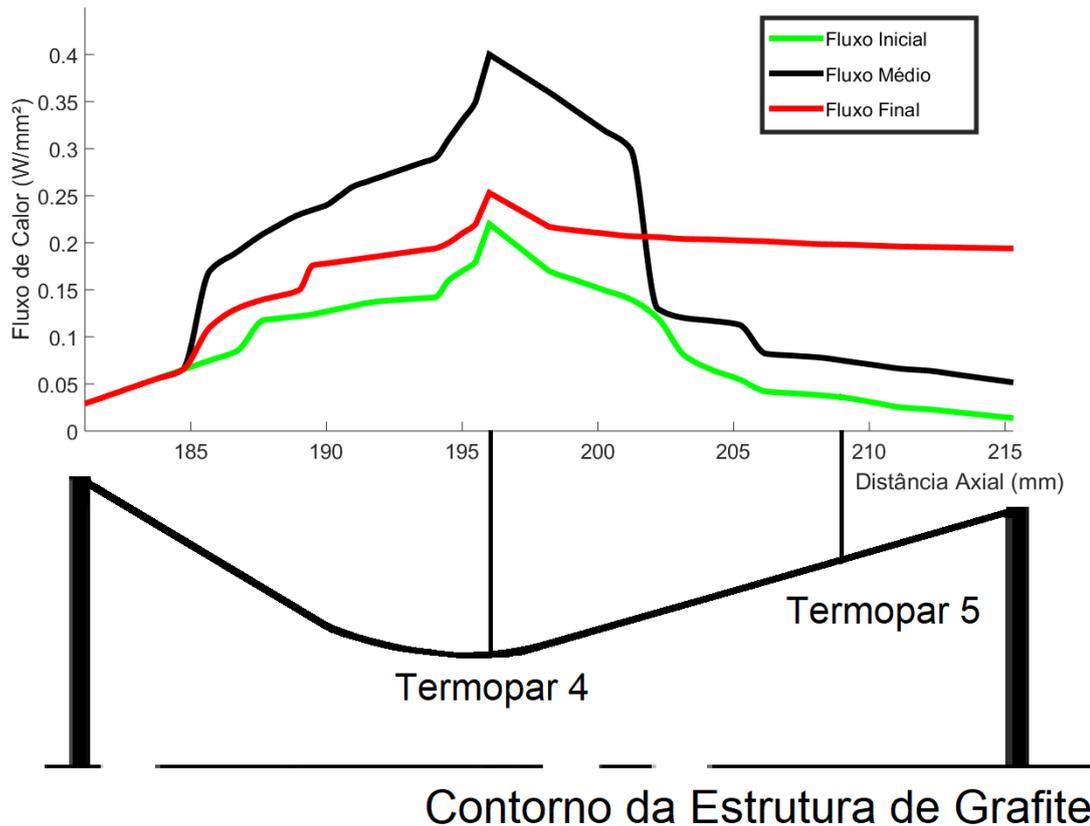


Figura 4.6 – Curvas dos fluxos de calor com relação à posição axial do eixo do motor. Os fluxos iniciais são os valores no instante 0,5 s, os fluxos médios no instante 4 s e os fluxos finais entre os segundos 5 e 10,5. No Anexo III encontra-se tabelas com todos os valores referentes a essas curvas.

Existem algumas variações abruptas nas curvas de fluxos (Fig. 4.6). Essas alterações são resultado da forma como essas curvas foram estimadas, pois inicialmente foram utilizados apenas 5 fluxos, depois 13 e então os atuais 39. Como os novos fluxos foram criados de modo que a média de seus valores seja igual ao valor do fluxo da região que foi anteriormente estimado, essas alterações repentinas definem os locais onde ocorrem a mudanças de região.

As regiões de variação suave, como a da pós-garganta na curva de fluxo final que possui um valor constante de $0,2 \text{ W/mm}^2$, também são consequência de como as curvas foram estimadas (Fig. 4.6). Pois para essas regiões os valores são constantes para os fluxos estimados a partir de 5 pontos. A Figura (4.7) consegue ilustrar isso, pois observa-se que as variações abruptas da curva de 39 pontos coincidem com as

variações das curvas de 5 e 13 pontos, assim como as alterações suaves coincidem com as regiões constantes.

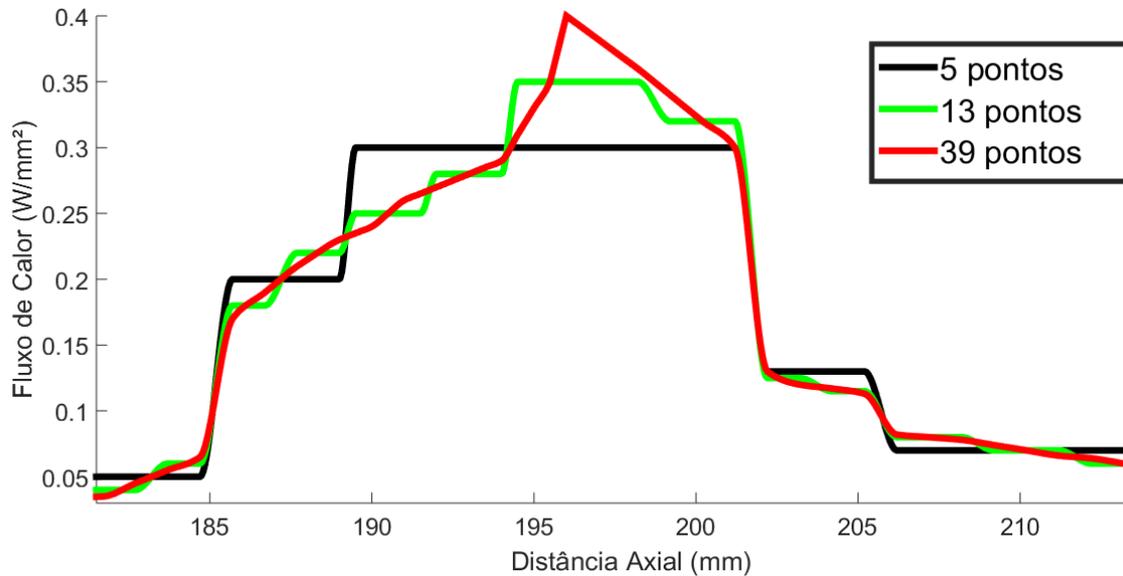


Figura 4.7– Curvas dos fluxos de calor médio (instante de 5 s) estimadas a partir de 5 pontos (preta), 13 pontos (verde) e 39 pontos (vermelha). No Anexo III encontra-se uma tabela com todos os valores referentes à essas curvas.

Os maiores valores de fluxo de calor par cada curva são os picos que se encontram na região da garganta. Os seus valores são: 0,22 W/mm² para o fluxo inicial, 0,4 W/mm² para o fluxo médio e 0,253 W/mm² para o fluxo final. O fluxo médio para esse ponto é de 0,271 W/mm².

O fato de existirem 3 curvas distintas, de fluxo de calor pelo tempo, para cada momento, se deve pelo modo que a validação dessas simulações é feita. Essa validação se dá por meio da comparação entre certos dados obtidos experimentalmente e os gerados pelas simulações. Os dados em questão são as curvas da temperatura pelo tempo para as regiões dos termopares 4 e 5 (Fig. 3.13). Então como forma de se obter as curvas simuladas mais próximas possíveis das curvas experimentais (Figs. 4.8 e 4.9), foi necessário o uso de curvas distintas para cada momento. E também cada região necessita de valores diferentes de fluxo para

cada instante, isso explica o motivo dos fluxos médios serem maiores do que os dos fluxos finais apenas até o ponto 201,7, onde o fluxo é de $0,207 \text{ W/mm}^2$.

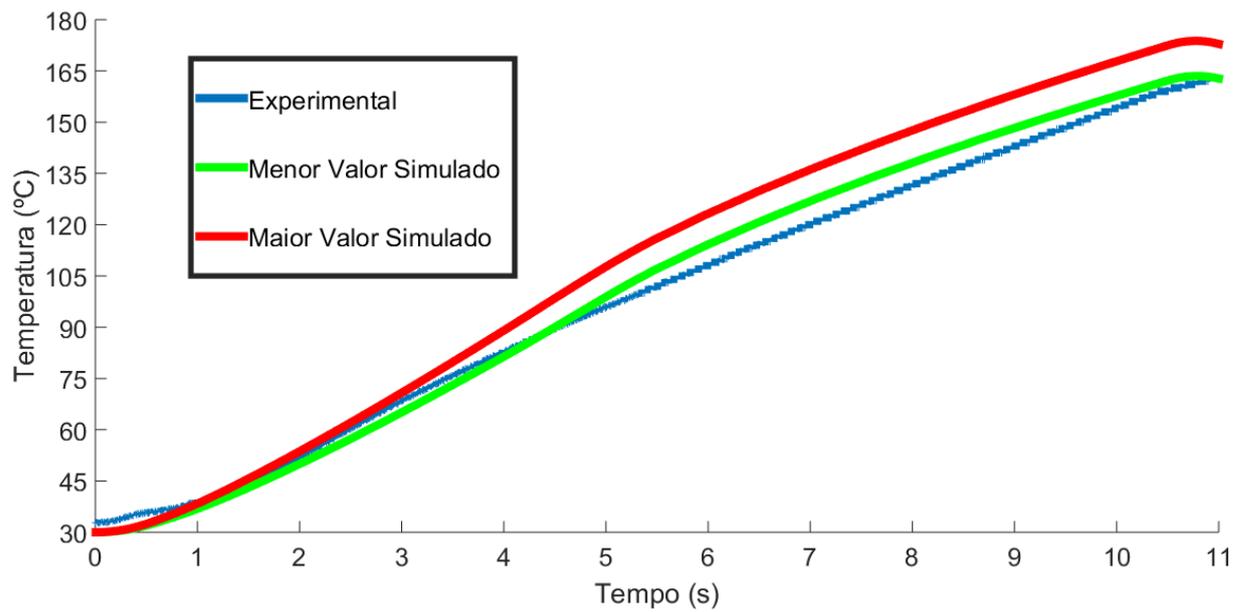


Figura 4.8 – Curvas da temperatura pelo tempo referentes ao termopar 4

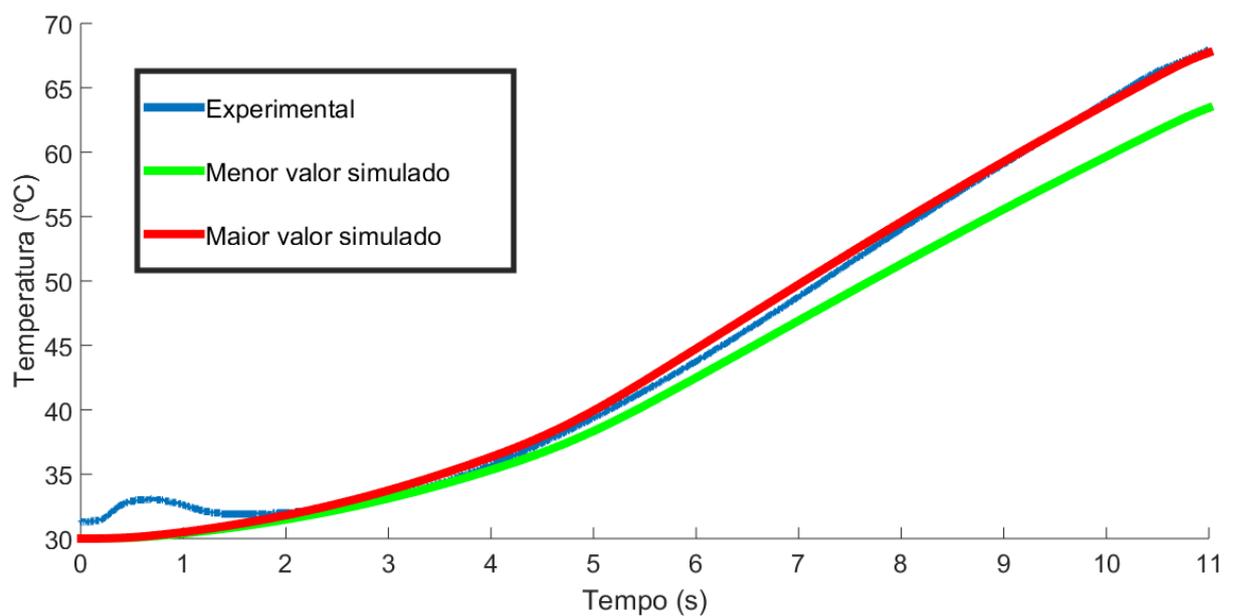


Figura 4.9 – Curvas da temperatura pelo tempo referentes ao termopar 5

Foram usadas 2 curvas simuladas para cada termopar, maiores e menores, por existirem gradientes de temperatura relativamente significativos nos pontos criados para representarem os termopares. Isso ocorre devido à baixa condutividade térmica na direção perpendicular ao eixo do motor.

Os valores estimados de fluxo de calor (Fig. 4.6) são satisfatórios, pois as diferenças entre os valores das temperaturas simuladas e experimentais são pequenas. Sendo que para o termopar 5 (Fig. 4.9), a curva experimental está praticamente toda contida entre as curvas simuladas. Já no caso do termopar 4 (Fig. 4.8), os valores mínimos tornam-se um pouco maiores a partir do instante 4,5 s. Isso indica uma certa limitação na consideração da curva do fluxo de calor pelo tempo na região da garganta, pois o real deve possuir mais variações além das consideradas. Porém, essa diferença, entre as temperaturas simulada e experimental, é pequena e pode ser desprezada.

Para se criar um gráfico semelhante ao da Fig. (2.3) foram utilizados os valores que foram anteriormente estimados para os termopares 1, 2 e 3 (NUNES et al, 2017) e os valores médios dos fluxos estimados para a região da estrutura de grafite (Fig. 4.6). Pois como as curvas dos fluxos pelo tempo não são constantes, utilizar seus valores médios é a melhor escolha para se ter uma melhor ideia de como o fluxo é distribuído pela distância axial do motor. Esse gráfico está na Fig. (4.10).

Utilizando as curvas estimadas (Figs. 4.6 e 4.10), a distribuição de temperatura mostrada na Fig. (4.11) foi obtida para toda a estrutura do motor no instante de 11 s. Observa-se que não ocorre alteração na temperatura de boa parte da estrutura de aço durante os 11 segundos de queima. O local de maior temperatura no aço é na superfície que está em contato com o grafite, onde o seu valor é de 41,972 °C (Figura 4.12). Devido a essas alterações baixas, esse teste pode ser considerado como sendo bastante seguro, utilizando tais fluxos de calor e propriedades dos materiais como parâmetros.

As maiores temperaturas, como o esperado, serão na garganta e em suas proximidades. Mas, quando se leva em conta todo o período de funcionamento do motor, as maiores temperaturas serão observadas no instante 10,5 s. Para o instante 11 s, a maior temperatura é de 279,6 °C e ocorre exatamente na garganta (Fig. 4.13).

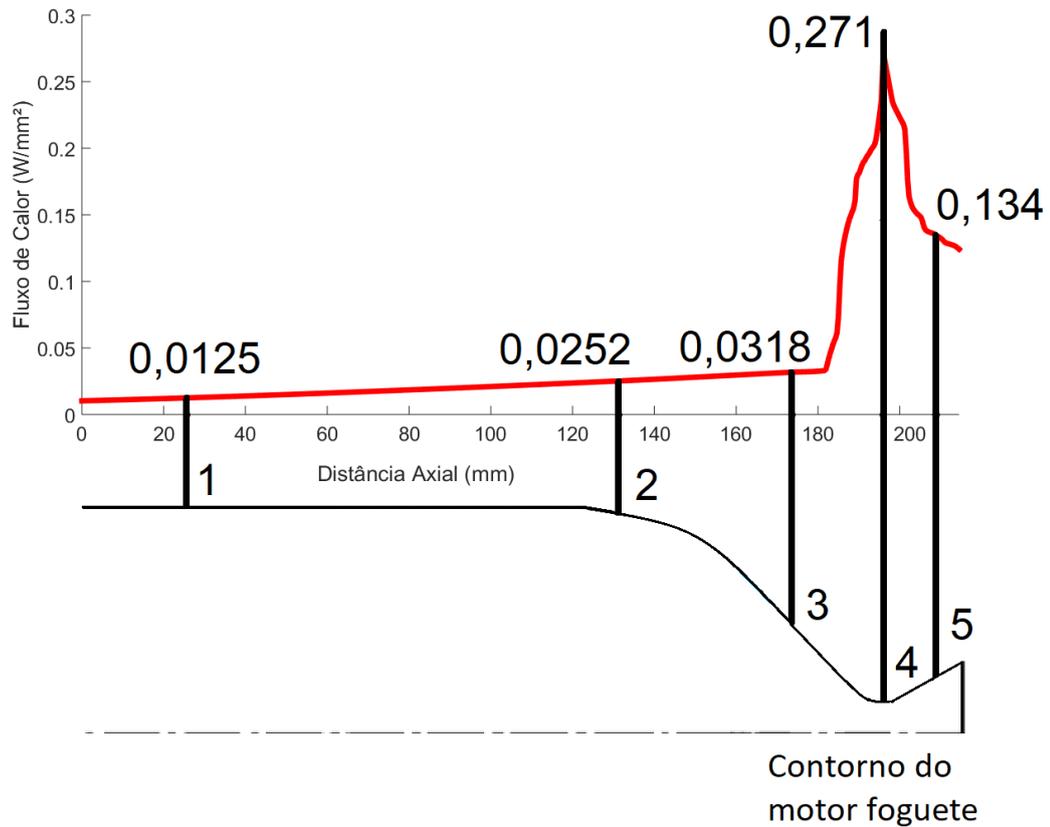


Figura 4.10 - Curva do fluxo de calor pela distância axial para o motor foguete de testes utilizando modelo completo. Os pontos pretos são as posições dos termopares. No Anexo III encontra-se uma tabela com os valores referentes à essas curvas.

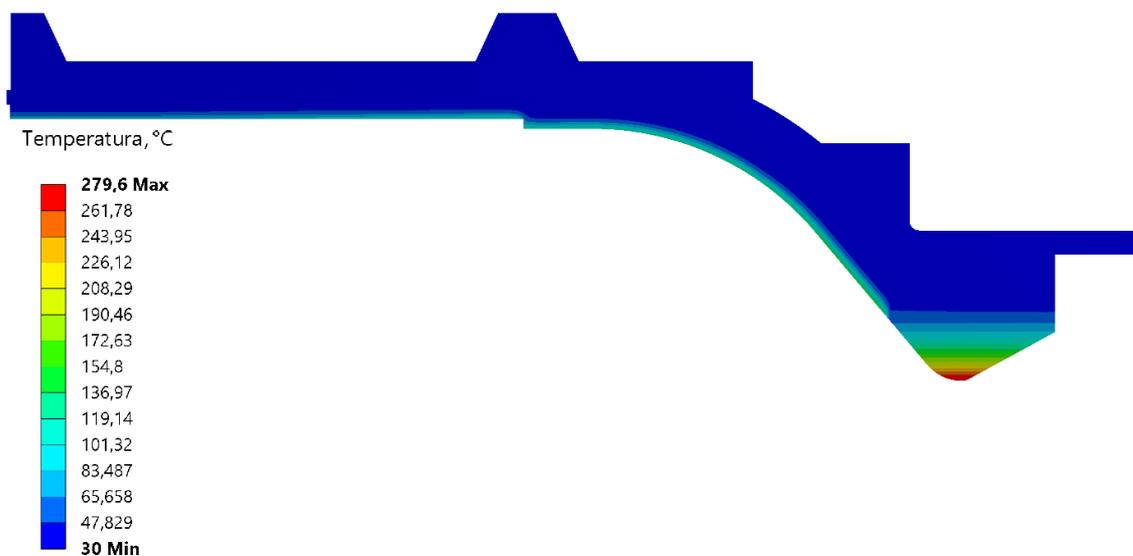


Figura 4.11 – Distribuição da temperatura em toda a estrutura do motor para 11s de queima.

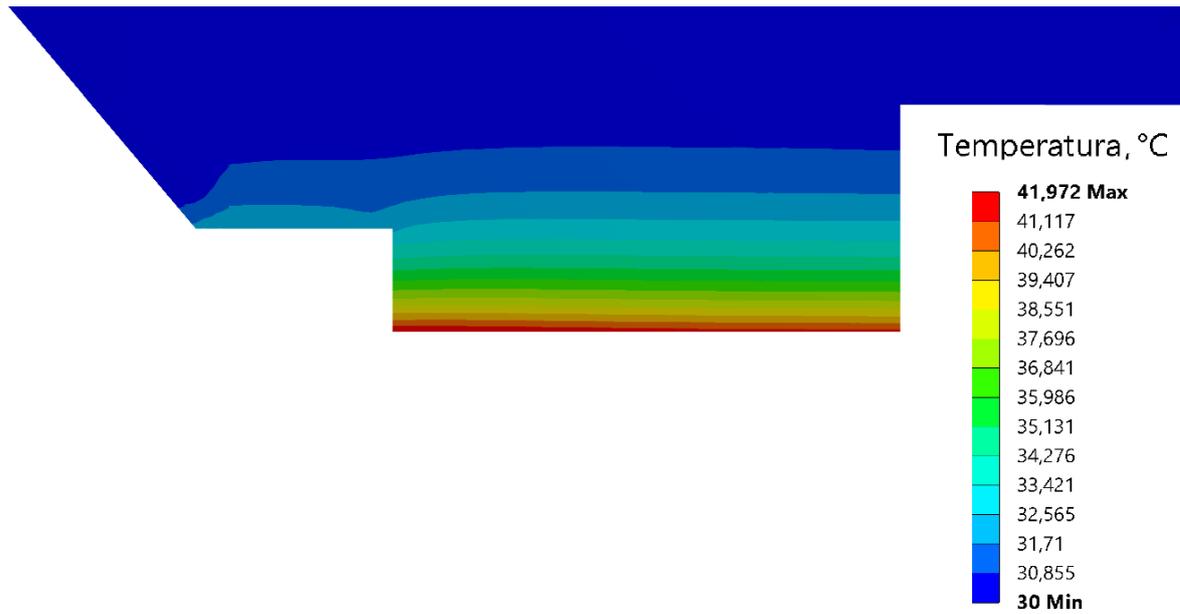


Figura 4.12 – Distribuição de temperatura na região de contato entre as estruturas de aço e grafite para 11 s de queima

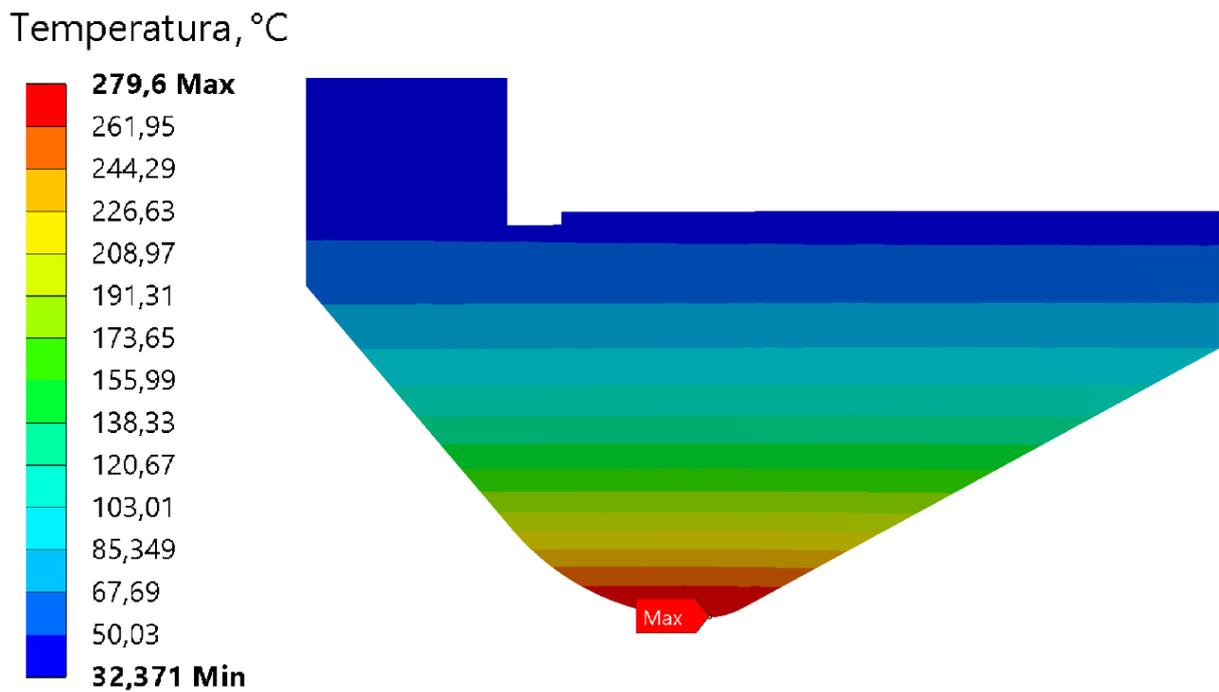


Figura 4.13 – Distribuição da temperatura na estrutura de grafite para 11 s de queima

Como a condutividade térmica do grafite na direção paralela ao eixo do motor é bem alta, o fluxo de calor, nessa mesma direção, flui rapidamente para ambos os lados e dessa maneira, as temperaturas são iguais em certas camadas. A variação da temperatura se dará na direção perpendicular ao eixo, onde a condutividade térmica é baixa (Fig. 4.13). E apesar da grande energia térmica absorvida, a superfície mais distante do fluxo sofreu um aumento baixo em sua temperatura, de um pouco mais do que 2 °C. Isso também é devido ao baixo valor da condutividade térmica.

No Celeron, as temperaturas, da superfície em contato com o fluxo de calor, vão aumentando ao longo da distância axial (Fig. 4.14). Isso ocorre pelo aumento do fluxo de calor ao longo do eixo do motor (Fig. 4.10). As temperaturas da superfície externa do Celeron sofreram alterações desprezíveis, com valor de apenas 0,03 °C. Isso é um indicativo de que as hipóteses utilizadas nas análises dos fluxos dos termopares 1, 2 e 3 não são adequadas, pois deveriam ter ocorrido aumentos entre 2-6 °C nas superfícies externas do Celeron (NUNES et al, 2017). As simplificações que foram assumidas fazem com que o fluxo estimado seja mais baixo do que o real, assim como observou-se no caso dos modelos simplificados do presente trabalho. Isso pode ser explicado pelas condições de fronteira desses modelos, os modelos simplificados não conseguem simular as mesmas condições de fronteiras encontradas no modelo completo e real.

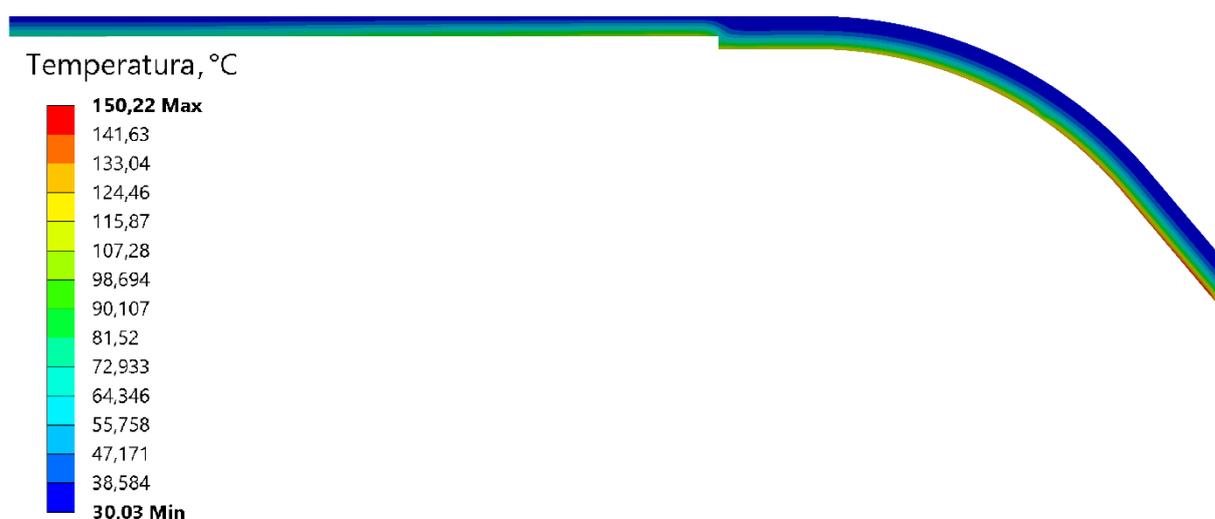


Figura 4.14 – Distribuição de temperatura na proteção de Celeron para 11 s de queima

São necessários valores de fluxo mais altos para a região do Celeron. A alteração causada por esses novos valores será mais significativa com relação aos fluxos da estrutura de grafite, que devem diminuir. Entretanto, isso não irá ter impacto na distribuição de temperatura na estrutura de grafite, pois como a condutividade térmica na direção paralela ao fluxo é altíssima, a distribuição observada na Fig. (4.14) será mantida. Já para as outras estruturas, irão ocorrer alterações em suas distribuições.

A temperatura mais alta no Celeron não será no ponto de maior fluxo de calor, mas sim um pouco antes (Fig. 4.15). Isso ocorre devido ao alto valor da condutividade térmica do grafite na direção paralela ao eixo do motor, pois o calor flui do Celeron para o grafite na região de contato. Desse modo, o grafite causa o resfriamento da extremidade do Celeron.

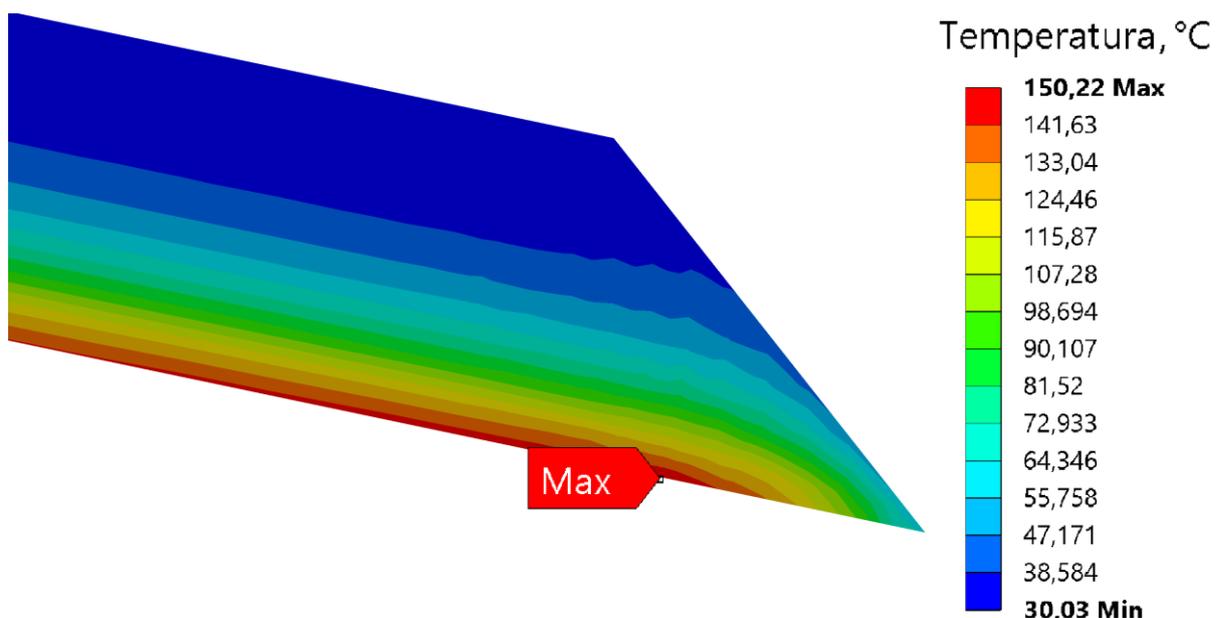


Figura 4.15 – Vista mais aproximada da extremidade da proteção de Celeron mais próxima da estrutura de Grafite para 11 s de queima

Como dito anteriormente, as maiores temperaturas irão ocorrer no segundo 10,5, pois a partir desse momento que o se inicia a diminuição dos valores dos fluxos de calor. A maior temperatura nesse instante será de 320,6 °C e também irá ocorrer

na garganta (Fig. 4.16). O resfriamento que acontece se deve ao fato de que a energia térmica continua a fluir em direção aos locais de menor temperatura.

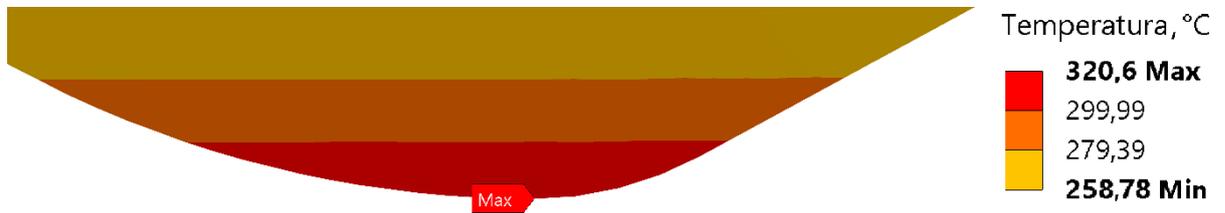


Figura 4.16 - Ponto da estrutura com maior valor de temperatura durante o instante 10,5 s

5. CONCLUSÃO

Uma revisão de bibliografia foi feita e verificou-se como ocorre a ablação nos materiais carbonizáveis. Esses são os materiais mais interessantes para o isolamento térmico de motores foguete, pois possuem diversas propriedades que favorecem a proteção da estrutura do foguete. Dentre esses materiais carbonizáveis, os elastômeros são os mais indicados a serem utilizados, pois esse grupo de materiais é o que consegue melhor cumprir as funções secundárias que são exigidas. As borrachas de silicone são uma das melhores opções no mercado, pois possuem características que permitem uma formação de isolantes efetivos.

O método com motor híbrido se mostrou apto para ser utilizado em testes ablativos, pois foi possível criar com sucesso um ambiente severo para o teste das amostras. A atuação da gravidade no método de teste proposto é grande e não pode ser ignorada, causando uma enorme discrepância na distribuição de erosão na amostra testada, onde o desgaste foi maior na parte inferior da amostra do que na parte superior do mesmo.

Com os testes feitos no motor de subescala desenvolvido na Universidade de Brasília foram determinadas as taxas de ablação de diversos polímeros puros e materiais compósitos. Com relação aos polímeros puros, a borracha de silicone preta foi a que teve as menores taxas de ablação, enquanto que o Poliuretano foi o material com as maiores taxas de ablação, sendo assim o material mais sensível a ação da erosão.

Os materiais não foram desgastados de maneira uniforme ao longo do seu comprimento, então os valores das taxas ablação são uma média. Devido a isso, ocorre uma certa variação entre as taxas de ablação experimentais e as que foram estimadas pelas taxas de perda de massa, onde em geral as taxas estimadas foram mais altas. Nos compósitos, como ocorre uma diferença entre a decomposição da fibra e da matriz, a taxa de perda de massa se mostrou ser o parâmetro mais confiável para se comparar os isolantes. Para a maioria dos materiais poliméricos testados, as taxas de ablação não foram constantes durante tempos de queima curto, é possível que isso tenha sido causado por um curto período de baixa ablação durante o início da queima.

Nos experimentos com compósitos, foi observado que a introdução de alguma carga ou fibra nem sempre são benéficas ao material, pois é necessário que o aumento da resistência térmica seja grande o suficiente para que a performance não seja afetada negativamente pelo aumento da densidade. Foi possível notar que a direção das fibras em relação ao eixo do motor altera as propriedades termomecânicas do compósito, sendo que as fibras com a direção perpendicular ao eixo do motor possuem as menores taxas de ablação.

Também foi possível observar, durante os testes experimentais, que o maior obstáculo no uso de materiais na propulsão híbrida para longos períodos de operação, não está nas propriedades térmicas de isolamento, mas sim na taxa de ablação dos mesmos, pois o motor só irá poder funcionar enquanto a proteção térmica aguentar. Foi notado que, em geral, as taxas foram altas para os materiais puros e para os compósitos com as fibras paralelas ao eixo, sendo comparáveis as taxas de decomposição de alguns combustíveis sólidos utilizados na propulsão híbrida. Desse modo, não é indicada a utilização de tais materiais para proteção térmica. O melhor material é o compósito com as fibras perpendiculares ao eixo do motor.

Foram realizadas diversas simulações numéricas com um modelo completo do motor foguete híbrido. Através dos resultados dessas simulações, observou-se que o grafite utilizado na região crítica possui propriedades térmicas semelhantes ao do grafite pirolítico. Sendo assim, é um material que é termicamente sensível na direção paralela ao eixo do motor. Isso ocorre devido ao seu alto valor de condutividade térmica que conseqüentemente, faz com que o material reaja rapidamente as variações das condições térmicas. Porém, na direção perpendicular a realidade é outra, pois é lenta a reação resultante das alterações das condições. Essas características fazem com que o grafite seja um ótimo material para ser utilizado na região da garganta, pois mantém a estrutura de aço a uma temperatura segura.

O fluxo de calor não é constante ao longo do tempo e as curvas de fluxo pelo tempo são diferentes para cada ponto. Para a região próxima ao termopar 5, os fluxos de calor terão uma fase transiente que terminará ao alcançar o valor de pico. Já para os outros pontos na estrutura de grafite, o pico irá ocorrer ainda na fase transiente, sendo que o valor estacionário estará abaixo desse pico. Os valores dos fluxos de calor na região de grafite variam entre 0,035-0,4 W/mm².

5.1. SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

É necessário realizar mais testes com materiais compósitos, criando novos isolantes com combinações diversas entre fibras/cargas e matriz polimérica. Pois desse modo, será possível fazer uma melhor avaliação dos reforços e da combinação dos mesmos com os polímeros. As matrizes utilizadas devem ser de borracha de silicone preta e das resinas epóxis, para assim, ser realizada uma comparação mais aprofundada entre esses materiais.

Também é preciso fazer experimentos para determinar as propriedades térmicas dos materiais. Isso é imprescindível para obter melhores resultados nas simulações, pois, como observado, tais propriedades exercem grande influência nos resultados. Após isso, os fluxos devem ser recalculados com essas propriedades, então os resultados desses novos estudos devem ser comparados com os aqui realizados.

Sabendo as propriedades térmicas dos materiais isolantes e os valores dos fluxos de calor, deve-se então realizar simulações que levem em conta o desgaste dos materiais. Pois, desse modo, será possível realizar previsões mais corretas e condizentes com a realidade. Por meio de tais previsões, poderão ser feitos designs melhores para o escudo térmico do motor foguete.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

1. AEB, A. E. B. 2009. Disponível em: <<http://www.aeb.gov.br/brasil-desenvolve-satelite-para-pesquisa-de-microgravidade/>>. Acessado em: 10 de jan. de 2018.
2. AHMED, Ashraf Fathy. **Thermal insulation by heat resistant polymers**. 2009. Tese de Doutorado. Concordia University.
3. AHMED, Ashraf Fathy; HOA, Suong V. Thermal insulation by heat resistant polymers for solid rocket motor insulation. **Journal of Composite Materials**, v. 46, n. 13, p. 1549-1559, 2012.
4. ANDRIANOV, Artem et al. Concept and design of the hybrid test-motor for the development of a propulsive decelerator of SARA reentry capsule. In: **Joint Propulsion Conference. Anais... Orlando: AIAA**. 2015.
5. ANTHONY, John W. et al. **Handbook of Mineralogy. Volume I. Elements, Sulphides, Sulphosalts**. 1990.
6. ANSYS, 2018a. Disponível em: <http://www.ansys.stuba.sk/html/elem_55/chapter4/ES4-77.htm>. Acessado em: 22 de jan. de 2018
7. ANSYS, 2018b. Disponível em: <http://www.ansys.stuba.sk/html/elem_55/chapter4/ES4-151.htm>. Acessado em: 22 de jan. de 2018
8. ASTM, E. 285-80. Standard test method for oxyacetylene ablation testing of thermal insulation materials. **Annual book of ASTM standards**, v. 15, n. 03, 2008.
9. BEALL, Gary et al. Development of an ablative insulation material for ramjet applications. *Journal of spacecraft and rockets*, v. 41, n. 6, p. 1068-1071, 2004.
10. BEECHER, Norman. Ablation mechanisms in plastics with inorganic reinforcement. **ARS journal**, v. 31, n. 4, p. 532-539, 1961.
11. BERGMAN, Theodore L.; INCROPERA, Frank P. **Fundamentals of heat and mass transfer**. John Wiley & Sons, 2011.
12. CALLISTER JR, William D. **Materials Science and Engineering**, John Willey & Sons. Inc, New York, 2007.
13. CANEVAROLO JR, Sebastião V. **Ciência dos polímeros**. Artiber editora, São Paulo, 2002.
14. CÁS, P.L.K, VILANOVA, C.Q. E VERAS, C.A.G. **Aplicação de motor foguete híbrido para indução de reentrada de plataforma orbital – estudo de caso**. Departamento de Engenharia Mecânica. UNB, 2010

15. ÇENGEL, Yunus A.; GHAJAR, Afshin J. **Tranferência de Calor e Massa**. Amgh Editora, 2009.
16. CHABOKI, A. et al. Supersonic torch facility for ablative testing. In: **5th Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference**. 1990. p. 1761
17. CHIRKIN, Victor Sergeevich (ЧИРКИН, Виктор Сергеевич). **Теплофизические свойства материалов**. Рипол Классик, 2013.
18. DAVENAS, A. Solid Rocket Propulsion Technology. **Solid Rocket Propulsion Technology by A. Davenas. Elsevier Science, 1992.**, 1992.
19. DESHPANDE, Girish; REZAC, Mary E. Kinetic aspects of the thermal degradation of poly (dimethyl siloxane) and poly (dimethyl diphenyl siloxane). **Polymer Degradation and Stability**, v. 76, n. 1, p. 17-24, 2002.
20. DIMITRIENKO, Yuriy I. **Thermomechanics of Composite Structures under High Temperatures**. Springer, 2016.
21. DONSKOY, A. A. Elastomeric heat-shielding materials for internal surfaces of missile engines. **International journal of polymeric materials**, v. 31, n. 1-4, p. 215-236, 1996.
22. DUFFA, Georges. **Ablative thermal protection systems modeling**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Incorporated, 2013.
23. EPSTEIN, George; KING, Harry. Plastics for Rocket Motor Nozzles. **Industrial & Engineering Chemistry**, v. 52, n. 9, p. 764-767, 1960.
24. FAVALORO, Michael. Ablative materials. **Kirk-Othmer Encyclopedia of Chemical Technology**, 2000.
25. GEORGE, Kesiya et al. Recent developments in elastomeric heat shielding materials for solid rocket motor casing application for future perspective. **Polymers for Advanced Technologies**, 2017.
26. GONTHIER, B.; TAUZIA, J. Minimum smoke rocket motors with silicone inhibitors. In: **20th Joint Propulsion Conference**. 1984. p. 1418.
27. GRASSIE, N.; FRANCEY, K. F. The thermal degradation of polysiloxanes—Part 3: Poly (dimethyl/methyl phenyl siloxane). **Polymer Degradation and Stability**, v. 2, n. 1, p. 53-66, 1980a.
28. GRASSIE, N.; FRANCEY, K. F.; MACFARLANE, I. G. The thermal degradation of polysiloxanes—Part 4: Poly (dimethyl/diphenyl siloxane). **Polymer Degradation and Stability**, v. 2, n. 1, p. 67-83, 1980b.
29. GRASSIE, N.; MACFARLANE, I. G. The thermal degradation of polysiloxanes—I. Poly (dimethylsiloxane). **European polymer journal**, v. 14, n. 11, p. 875-884, 1978.

30. GREATRIX, David R. Regression rate estimation for standard-flow hybrid rocket engines. **Aerospace Science and Technology**, v. 13, n. 7, p. 358-363, 2009.
31. HANU, L. G.; SIMON, G. P.; CHENG, Y.-B. Thermal stability and flammability of silicone polymer composites. **Polymer Degradation and Stability**, v. 91, n. 6, p. 1373-1379, 2006.
32. INCONPLAST. Celeron. 2018. Disponível em: <<http://www.incomplast.com.br/celeron>>. Acessado em: 29 de Set. de 2018
33. JOVANOVIC, Jelena D. et al. The thermogravimetric analysis of some polysiloxanes. **Polymer Degradation and Stability**, v. 61, n. 1, p. 87-93, 1998.
34. KIM, Eung Soo et al. Thermal stability and ablation properties of silicone rubber composites. **Journal of applied polymer science**, v. 110, n. 2, p. 1263-1270, 2008.
35. KIM, Jin-Tae et al. Characteristics of nitrile–butadiene rubber layered silicate nanocomposites with silane coupling agent. **Journal of Applied Polymer Science**, v. 89, n. 10, p. 2633-2640, 2003.
36. KOO, J. H. et al. Comparison of ablative materials in a simulated solid rocket exhaust environment. In: **32nd SDM Structures Structural Dynamics and Materials Conference**. 1991.
37. KOO, J. H. et al. Effects of major constituents on the performance of silicone polymer composite. **Society for the Advancement of Material and Process Engineering, Materials-The Star at Center Stage(USA)**,, p. 117-126, 1998.
38. KOO, J. H. et al. Thermal performance of a class of silicone matrix composites. **Society for the Advancement of Material and Process Engineering, Evolving and Revolutionary Technologies for the New Millenium**, v. 44, p. 1431-1441, 1999.
39. KOO, Joseph. **Fundamentals, Properties, and Applications of Polymer Nanocomposites**. Cambridge University Press, 2016.
40. KOSHELEV, F. F.; KORNEV, A. E.; BUKANOV, A. M. **General technology of rubber**. Khimiya, Moscow, 1978.
41. KUMAR, L. Mohan et al. Effect of Fibre Orientation on the Properties and Functional Performance of Ablative Materials for Solid Rocket Motors. **Transactions of the Indian Institute of Metals**, v. 70, n. 9, p. 2407-2413, 2017. FEITOOO
42. KUROKAWA, Fábio Yukio. **Estudo Híbrido Analítico/Numérico da Equação de Difusão Bidimensional em Sólidos com Proteção Térmica Ablativa**. 2003. Tese de Doutorado. Universidade Estadual Paulista “Júlio de Mesquita Filho.

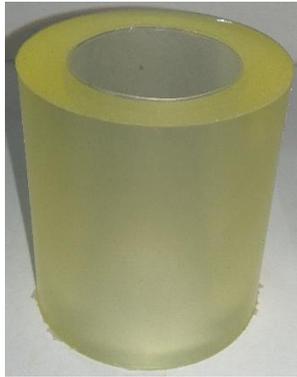
43. LEARY, James Marcellus. **Characteristics of Various Types of Ablative Materials with Associated Naval Applications**. CHARLES STARK DRAPER LAB INC CAMBRIDGE MA, 1983.
44. LIEBERMAN, Morton L. Effect of gases on particle emission during the heating of graphite. **Carbon**, v. 9, n. 3, p. 345-347, 1971.
45. MACHADO, Humberto Araújo et al. Effect of the fiber orientation relatively to the plasma flow direction in the ablation process of a carbon-phenolic composite. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 7, n. 1, p. 43-52, 2015.
46. MARTIN, Heath Thomas. **Assessment of the performance of ablative insulators under realistic solid rocket motor operating conditions**. The Pennsylvania State University, 2013.
47. MATWEB. Material Property Data. 2018. Disponível em: <<http://www.matweb.com/>>. Acessado em: 29 de Set. de 2018.
48. MAZZETTI, Alessandro; MEROTTO, Laura; PINARELLO, Giordano. Paraffin-based hybrid rocket engines applications: A review and a market perspective. **Acta Astronautica**, v. 126, p. 286-297, 2016.
49. MCKEON, Thomas. Ablative degradation of a silicone foam. **Journal of Macromolecular Science—Chemistry**, v. 3, n. 4, p. 585-612, 1969.
50. MELLO, Sandra Aparecida Coelho de. **Estudo de elastômeros à base de EPDM, com propriedades ablativas, para uso como proteção-térmica**. 2012. 156f. Tese de doutorado em Materiais e processos de Fabricação - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
51. MEYER, R. T.; LYNCH, A. W. Mechanism of particle emission from graphites during pulsed laser heating. **High Temperature Science**, v. 4, n. 4, p. 283-289, 1972.
52. MOLER, Cleve B. **Numerical Computing with MATLAB: Revised Reprint**. Siam, 2008.
53. NATALI, M.; TORRE, L. Ablative materials. **Encyclopedia of Composites**, Wiley, New York, 2011.
54. NATALI, Maurizio; KENNY, Jose Maria; TORRE, Luigi. Science and technology of polymeric ablative materials for thermal protection systems and propulsion devices: A review. **Progress in Materials Science**, v. 84, p. 192-275, 2016.
55. NUNES, A.P.C.P. ; MILHOMEM, G.P. ; RISPOLI, V.C. ; ANDRIANOV, A. **Application of an inverse method for the estimation of heat flux in low-**

- thrust hybrid propellant rocket motor and its analytical validation.** In: XXXVIII CILAMCE, Florianópolis, 2017.
56. OYUMI, Yoshio. Ablation characteristics of silicone insulation. **Journal of Polymer Science Part A: Polymer Chemistry**, v. 36, n. 2, p. 233-239, 1998.
 57. SCHAEFER, J. W.; TONG, H.; BEDARD, R. J. Kinetic reaction rates for consumption of pyrolytic graphite by combustion gases. **Journal of Spacecraft and Rockets**, v. 12, n. 9, p. 552-557, 1975.
 58. SCHMIDT, D. Chemical propulsion exhaust. **Environmental effects on polymeric materials**, v. 1, p. 413-486, 1968a.
 59. SCHMIDT, D. Hypersonic atmospheric flight. **Environmental Effects on Polymeric Materials**, p. 487-588, 1968b.
 60. SCHMIDT, D. L. Ablative plastics for re-entry thermal protection. **Ohio: WADD TR**, p. 60 -862, 1961a.
 61. SCHMIDT, DL. Ablation materials. In: Materials symposium, Phoenix Arizona, 1961, September 13-15. **Ohio: Directorate of materials and Processes: Wright-Patterson Air Force Base.** 1961b. p. 774-815.
 62. SCHMIDT, Donald L. Ablative polymers in aerospace technology. **Journal of Macromolecular Science—Chemistry**, v. 3, n. 3, p. 327-365, 1969.
 63. SCHMIDT, Donald L.; SCHWARTZ, Herbert S. Evaluation methods for ablative plastics. A review of the techniques used. **Polymer Engineering & Science**, v. 3, n. 4, p. 238-250, 1963.
 64. SHABALIN, Igor L. **Ultra-high temperature materials I: carbon (graphene/graphite) and refractory metals.** Springer, 2014.
 65. SHARCNET, 2018. Disponível em: < https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/17.0/en-us/help/wb_sim/ds_2d_simulations.html>. Acessado em: 17 de jan. de 2018.
 66. SHIT, Subhas C.; SHAH, Pathik. A review on silicone rubber. **National Academy Science Letters**, v. 36, n. 4, p. 355-365, 2013.
 67. SOO KIM, Eung et al. Effect of incorporation of carbon fiber and silicon carbide powder into silicone rubber on the ablation and mechanical properties of the silicone rubber-based ablation material. **Journal of Applied Polymer Science**, v. 120, n. 2, p. 831-838, 2011.
 68. STRAUSS, E. L.; JELLINEK, H. H. G. Aspect of Polymer Degradation and Stabilisation. **Elsevier, New York**, p. 528, 1978.
 69. SUTTON, George P.; BIBLARZ, Oscar. **Rocket propulsion elements.** John Wiley & Sons, 2010.

70. TORRE, L.; KENNY, J. M.; MAFFEZZOLI, A. M. Degradation behaviour of a composite material for thermal protection systems Part I—Experimental characterization. **Journal of materials science**, v. 33, n. 12, p. 3137-3143, 1998.
71. THIMOTEO, Hilzete PCA. **Estudo do Comportamento Ablativo de Composições Fenólicas com Carga**. 1986. Tese de Doutorado. Tese de Mestrado, IMA, UFRJ, Rio de Janeiro.
72. TWICHELL, S. E.; KELLER JR, R. B. **Solid rocket motor internal insulation**. 1976.
73. VERNON, W. F.; NORMAN, F. E. Space shuttle solid propellant rocket motors, asbestos filled insulation replacement. **AIAA paper**, v. 2992, p. 1997, 1997.
74. VOJVODICH, Nick S. Hypervelocity heat protection-A review of laboratory experiments. **Journal of Macromolecular Science—Chemistry**, v. 3, n. 3, p. 367-394, 1969.
75. WANG, Chuang et al. Effect of ablative angles on the ablation behaviors of ZrB₂-SiC modified carbon/carbon composites. **Journal of Alloys and Compounds**, v. 745, p. 569-578, 2018.
76. WULFF, John (Ed.). **Structure and Properties of Materials: Mechanical behavior**, by HW Hayden, LG Moffatt, and J. Wulff. Wiley, 1965.
77. ZAZULA, Jan M. **On graphite transformations at high temperature and pressure induced by absorption of the LHC beam**. CERN-LHC-Project-Note-78, 1997.
78. ZHAO, Qian et al. Preparation and characterization of room temperature vulcanized silicone rubber using α -amine ketoximesilanes as auto-catalyzed cross-linkers. **RSC Advances**, v. 6, n. 44, p. 38447-38453, 2016.

ANEXO I: Amostras utilizadas nos testes

A Tabela (3.2) contém informações sobre os materiais utilizados nessas amostras.



Amostra EP-F feita de resina epóxi



Amostra PS-I feita de poliéster



Amostra PUR feita de Poliuretano

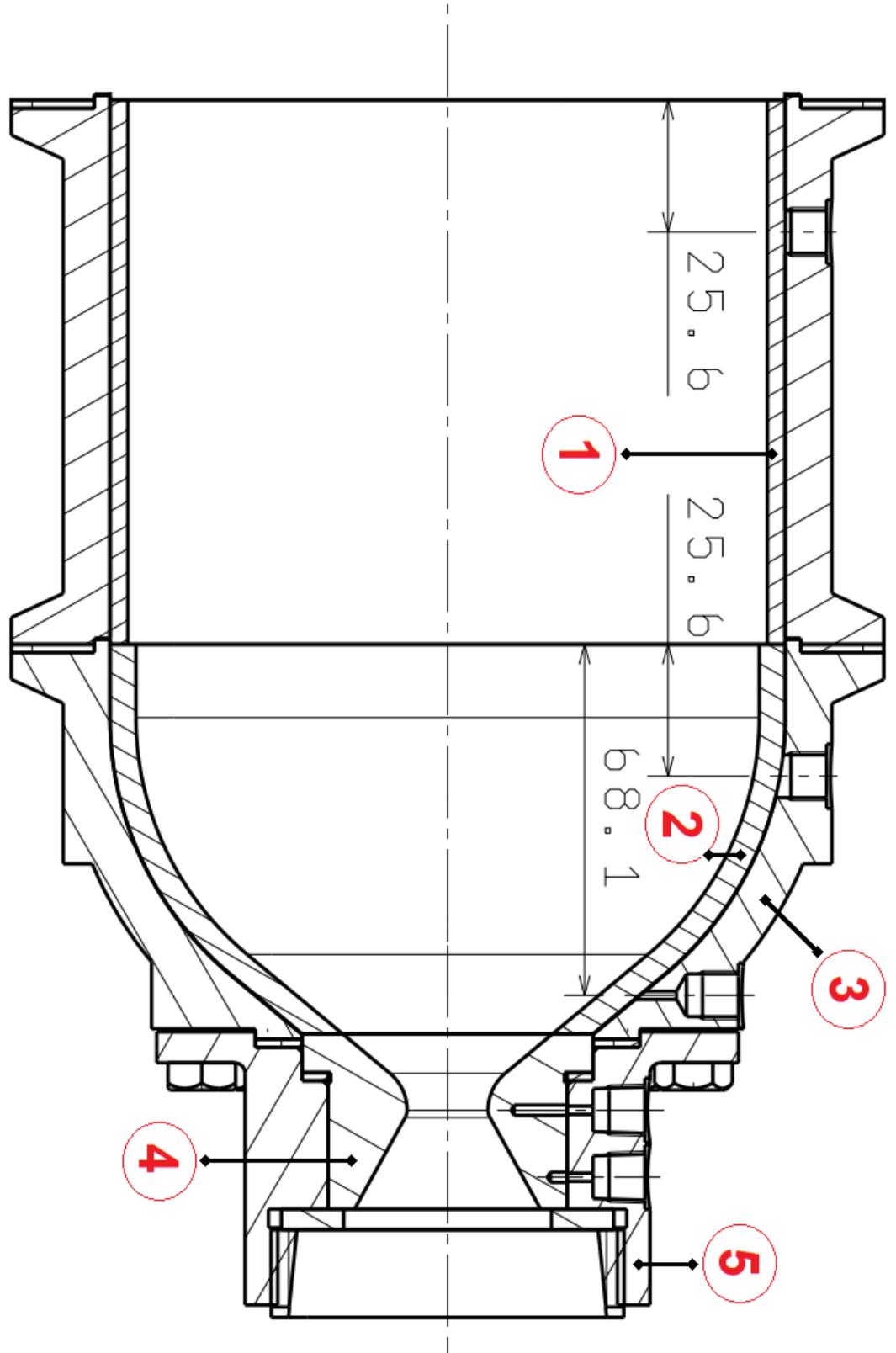


Amostra SI-P feita de Silicone

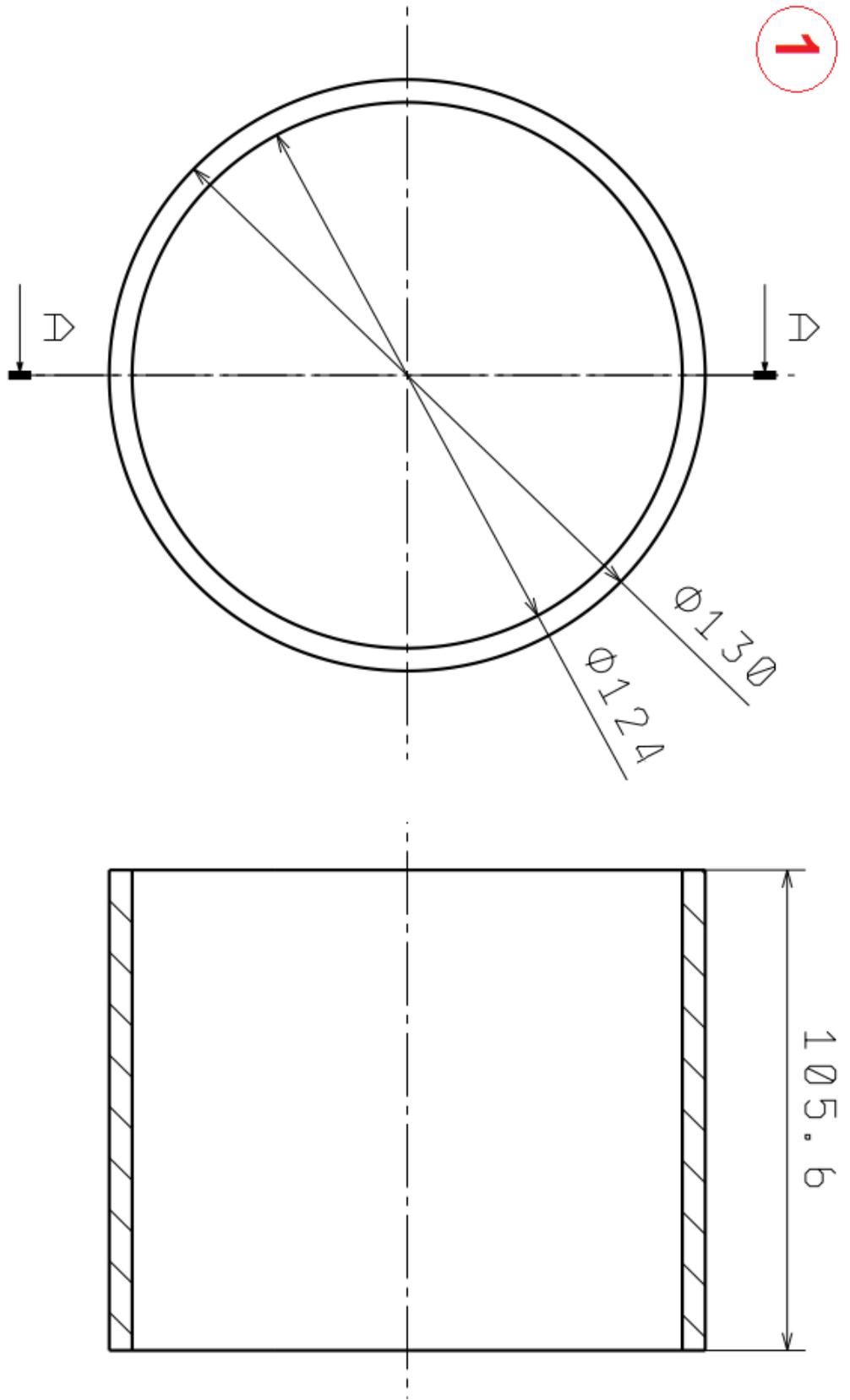


Amostra de compósito de silicone preto (SI-P) com a superfície da fita de fibra de vidro paralela ao eixo do motor

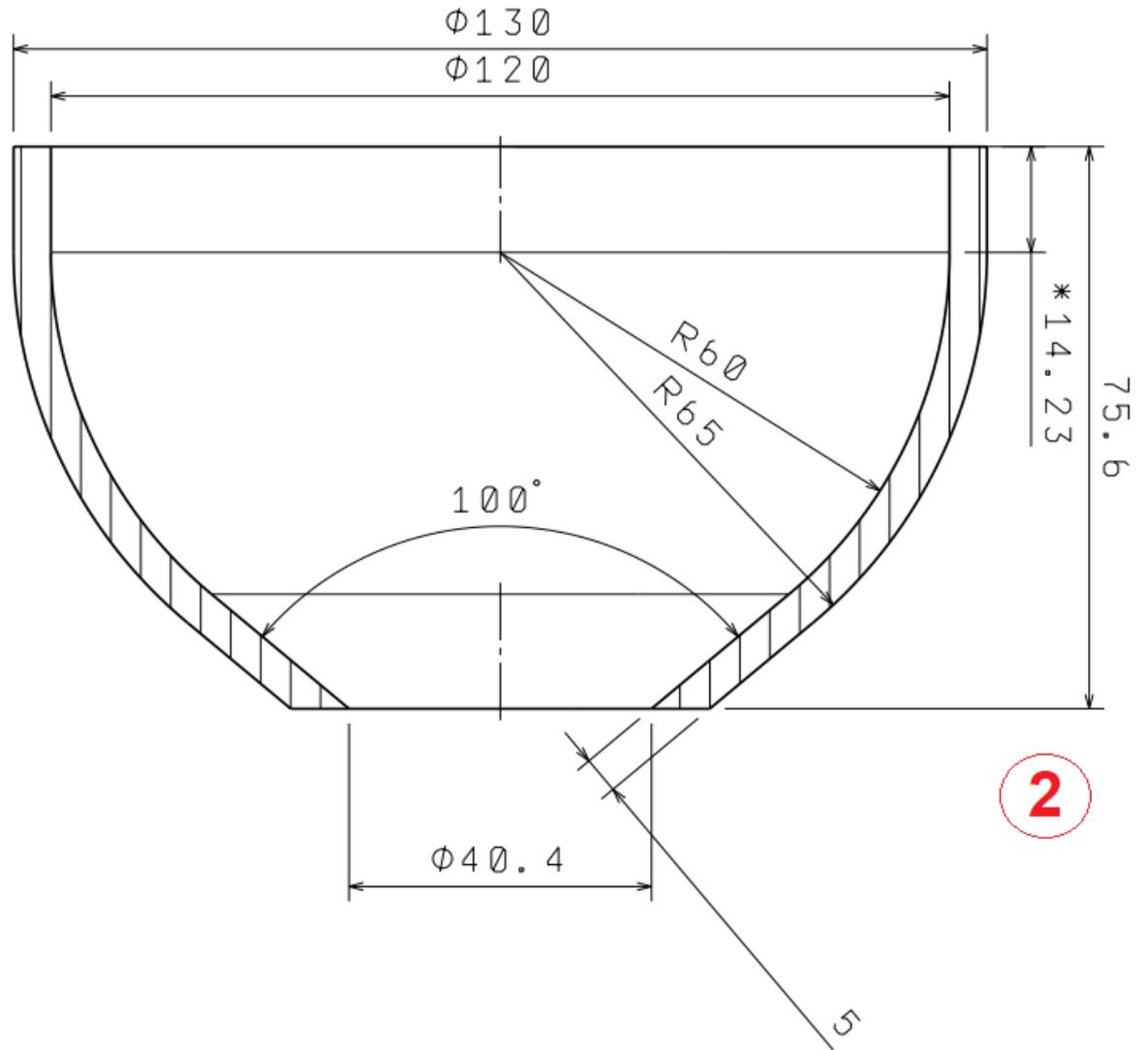
ANEXO II: Vistas das estruturas do motor foguete híbrido



Vista cortada da estrutura completa contendo as distâncias em mm das posições dos termopares. Os números em vermelhos indicam a região de cada estrutura.

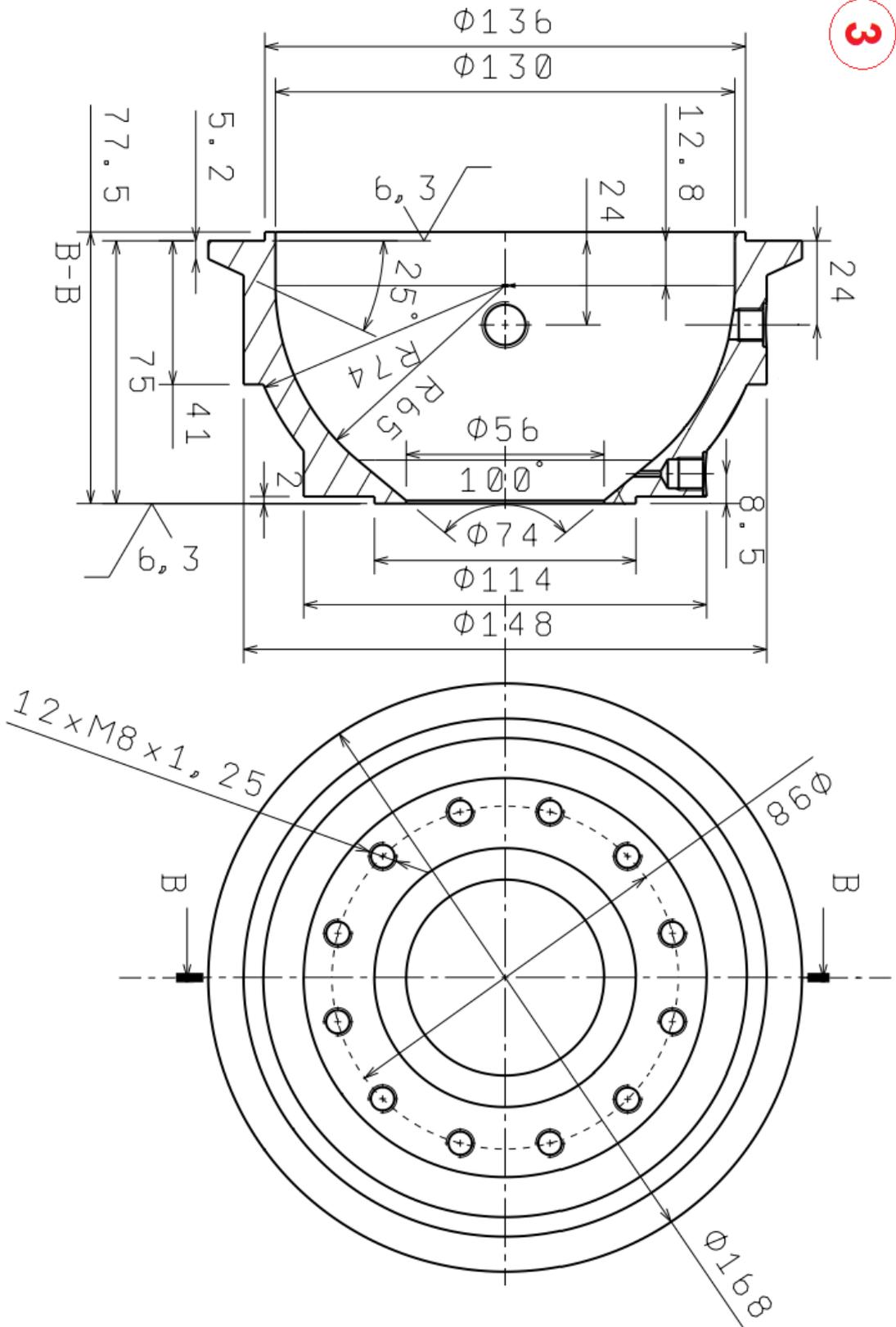


Vista da proteção de Celeron para a região da pós-câmara (Região 1). Todas as unidades estão em mm.



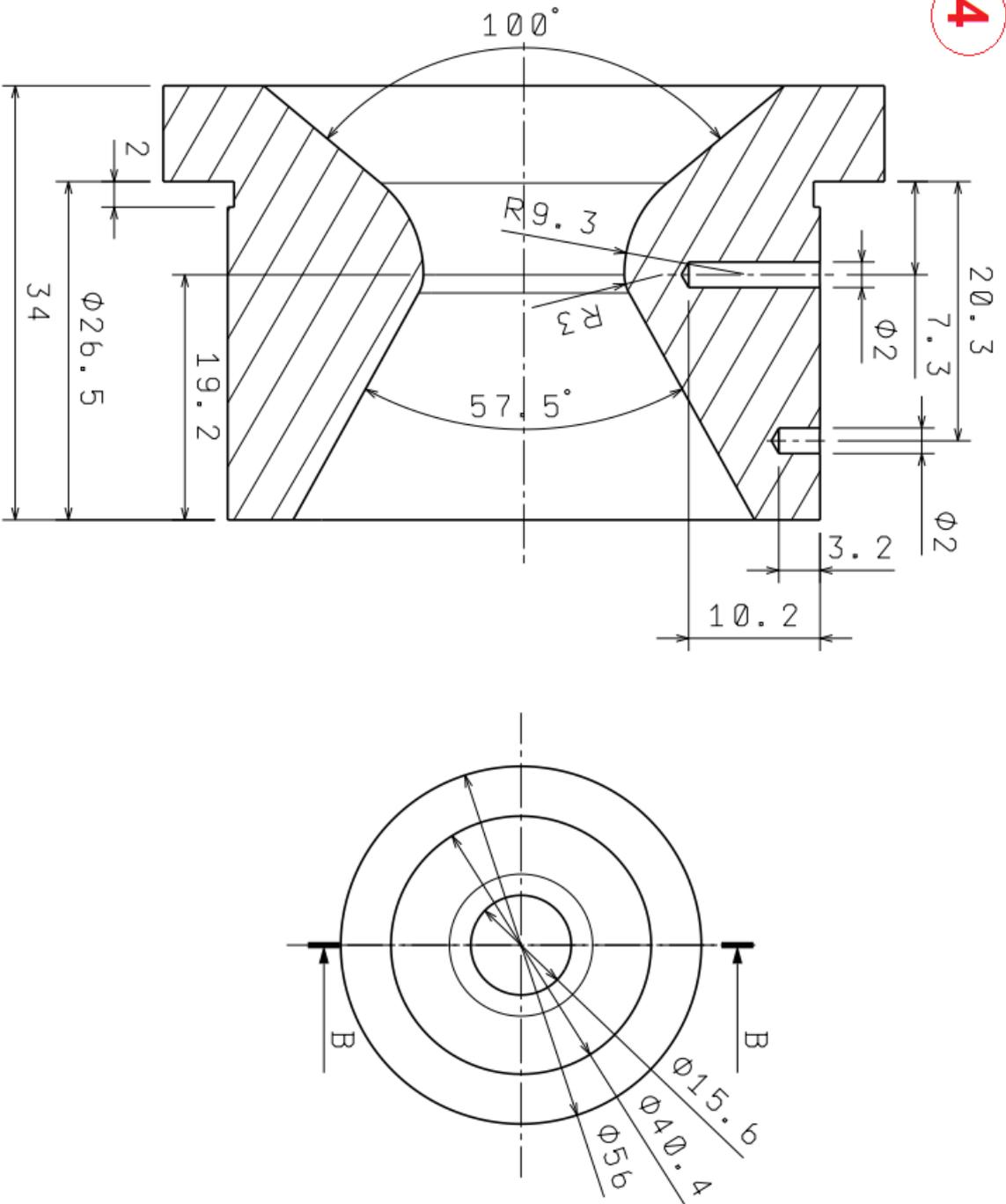
Vista da proteção de Celeron para a região do convergente (Região 2). Todas as unidades estão em mm.

3



Vista da estrutura de Aço 304L para a região do convergente (Região 3). Sendo que os encaixes dos termopares são, respectivamente, à esquerda para o 2 e à direita para o 3. Todas as unidades estão em mm.

4



Vista cortada da estrutura de grafite (Região 4). Sendo que os encaixes dos termopares são, respectivamente, à esquerda para 4 e à direita para o 5. Todas as unidades estão em mm.

ANEXO III: Tabelas com os valores finais estimados dos fluxos de calor para a região da estrutura de grafite do modelo completo (termopares 4 e 5)

Valores dos fluxos de calor para análise com 39 pontos

Ponto	Posição axial, mm	Fluxo inicial, W/mm ²	Fluxo médio, W/mm ²	Fluxo final, W/mm ²	Valor médio dos fluxos, W/mm ²
1	156,1	0,035	0,035	0,0350	0,035
2	157,1	0,045	0,045	0,0450	0,045
3	158,1	0,055	0,055	0,0550	0,055
4	159,1	0,065	0,065	0,0650	0,065
5	160,1	0,075	0,170	0,1100	0,116
6	161,1	0,085	0,190	0,1300	0,135
7	162,1	0,118	0,210	0,1400	0,147
8	163,4	0,122	0,230	0,1500	0,159
9	163,9	0,124	0,235	0,1760	0,179
10	164,4	0,127	0,240	0,1780	0,181
11	164,9	0,130	0,250	0,1800	0,185
12	165,4	0,133	0,260	0,1820	0,189
13	165,9	0,136	0,265	0,1840	0,181
14	166,4	0,138	0,270	0,1860	0,194
15	166,9	0,139	0,275	0,1880	0,196
16	167,4	0,140	0,280	0,1900	0,199
17	167,9	0,141	0,285	0,1920	0,201
18	168,4	0,142	0,290	0,1940	0,204
19	168,9	0,160	0,310	0,2000	0,213
20	169,4	0,170	0,330	0,2100	0,224
21	169,9	0,180	0,350	0,2200	0,236
22	170,4	0,220	0,400	0,2530	0,271
23	172,6	0,170	0,360	0,2170	0,235
24	173,6	0,160	0,340	0,2130	0,228
25	174,6	0,150	0,320	0,2100	0,222
26	175,6	0,140	0,300	0,2070	0,215
27	176,6	0,120	0,130	0,2060	0,165
28	177,6	0,080	0,120	0,2040	0,155
29	178,6	0,065	0,117	0,2035	0,151
30	179,6	0,055	0,113	0,2025	0,148
31	180,6	0,042	0,082	0,2015	0,139
32	181,6	0,040	0,080	0,2000	0,137
33	182,6	0,038	0,078	0,1985	0,136
34	183,6	0,035	0,074	0,1980	0,134
35	184,6	0,030	0,070	0,1970	0,132
36	185,6	0,025	0,066	0,1960	0,129
37	186,6	0,023	0,064	0,1955	0,128
38	187,6	0,020	0,060	0,1950	0,127
39	188,6	0,017	0,056	0,1945	0,125

Valores dos fluxos de calor para análise com 13 pontos

Ponto	Posição axial, mm	Fluxo inicial, W/mm ²	Fluxo médio, W/mm ²	Fluxo final, W/mm ²
1	156,1-157,1	0,04	0,040	0,040
2	158,1-159,1	0,06	0,060	0,060
3	160,1-161,1	0,08	0,180	0,120
4	162,1-163,4	0,12	0,220	0,140
5	163,9-165,9	0,13	0,250	0,180
6	166,4-168,4	0,14	0,280	0,190
7	168,9-172,6	0,18	0,350	0,220
8	173,6-175,6	0,15	0,320	0,210
9	176,6-177,6	0,10	0,125	0,205
10	178,6-179,6	0,06	0,115	0,203
11	180,6-182,6	0,04	0,08	0,200
12	183,6-185,6	0,03	0,07	0,197
13	186,6-188,6	0,02	0,06	0,195

Valores dos fluxos de calor para análise com 5 pontos

Ponto	Posição axial, mm	Fluxo inicial, W/mm ²	Fluxo médio, W/mm ²	Fluxo final, W/mm ²
1	156,1-159,1	0,05	0,05	0,05
2	160,1-163,4	0,10	0,20	0,13
3	163,9-175,6	0,15	0,30	0,20
4	176,6-179,6	0,08	0,13	0,20
5	180,6-188,6	0,03	0,07	0,20