



UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
ESCOLA DE ENGENHARIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA QUÍMICA
TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO EM ENGENHARIA
QUÍMICA



Análise térmica de materiais ablativos do setor aeroespacial

Autora: Fernanda Fróis

Orientador: Prof. Dr. Nilo S. M. Cardozo

Co-orientadora: Profa. Dra. Juliana Basílio

Porto Alegre, setembro de 2023

Autora: Fernanda Fróis

Análise térmica de materiais ablativos do setor aeroespacial

*Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à
COMGRAD/ENQ da Universidade Federal do Rio
Grande do Sul como parte dos requisitos para a
obtenção do título de Bacharel em Engenharia
Química*

Co-orientadora: Profa. Dra. Juliana Basílio

Banca Examinadora:

Professora Dra. Lígia Damasceno – DEQUI/UFRGS

Professora Dra. Aline Cassini – DEQUI/UFRGS

Porto Alegre

2023

*“Sempre nos definimos pela capacidade de superar o impossível.
Momentos em que ousamos almejar mais alto, quebrar barreiras,
alcançar as estrelas, fazer o desconhecido conhecido.
Contamos sobre esses momentos como as nossas conquistas de maior orgulho.
Talvez apenas tenhamos esquecido que ainda somos pioneiros e
que as nossas maiores realizações não podem ficar para trás,
porque o nosso destino está acima de nós.”*
Interestelar

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, gostaria de agradecer a Deus, que me capacitou durante toda a graduação e foi a minha âncora em todos os momentos. A Ele, que é o Criador de tudo e o Pai de toda a ciência, eu dedico esse trabalho.

Aos meus orientadores, professores Nilo e Juliana, pela orientação incrível, pelo ensino e pela disposição em mergulhar em um tema um tanto quanto diferente e desafiador.

Aos meus familiares, em especial aos meus avós, dona Maria e seu Fróis, por terem me criado como filha e por terem sido os meus apoiadores desde o primeiro ano da escola. Ao meu pai, que sempre apoiou os meus sonhos e investiu tanto para que eu pudesse realizá-los, além de ser o meu maior apoiador na minha decisão de seguir no setor aeroespacial. E à minha irmã e ao meu avô Carlos (*in memoriam*), que já enxergavam uma engenheira em mim muito antes que eu o fizesse.

Às minhas melhores amigas de Belo Horizonte, Ana, Carol, Amanda, Bruna, Jéssica e Ludmila, pelo apoio ao longo desses anos e por se fazerem presentes mesmo de longe. Obrigada por acreditarem em mim.

Aos meus amigos de Porto Alegre e da graduação, que fizeram com que eu me sentisse acolhida, amada e feliz durante os 6 anos de faculdade. Especialmente, gostaria de agradecer à minha melhor amiga e irmã de coração, Flávia, pelo apoio ímpar desde os primeiros dias de curso, e à minha amiga Laura, por ter oferecido um grande suporte ao longo dos três últimos meses, me impulsionando a escrever o TCC e a conseguir realizar mais um sonho.

Ao meu namorado Luca, que mesmo do outro lado do Atlântico, me incentivou todos os dias da minha escrita e me ajudou a manter a calma em momentos turbulentos.

À Università di Bologna, por ter sido a minha casa por 6 meses e por me apresentar o tema que tanto me cativou, confirmando a área com a qual eu desejo trabalhar.

E por fim, à Universidade Federal do Rio Grande do Sul e ao Departamento de Engenharia Química pelos aprendizados, que não se limitaram apenas a esfera acadêmica e que com certeza levarei comigo para o resto da vida.

RESUMO

Devido à complexidade do processo de ablação, o uso de Mecânica de Fluidos Computacional (CFD), tem aparecido como uma ferramenta de grande potencial para projeto e seleção de materiais neste tipo de aplicações. No entanto, os dados existentes na literatura sobre o uso de CFD em processos ablativos ainda não permitem um panorama claro sobre vários aspectos, principalmente no que diz respeito à descrição detalhada de modelos e metodologias numéricas utilizadas e ao uso deste tipo de ferramenta na comparação de desempenho de materiais para uso em ablação. No presente trabalho, que constitui um primeiro passo do autor no desenvolvimento de uma estratégia de CFD para este tipo de aplicação, foi utilizado um modelo simplificado do processo, no qual não foi incluído o fenômeno de perda de massa do material ablativo ao longo do processo, contemplando-se somente os efeitos térmicos decorrentes do fluxo de calor. O modelo foi implementado no ANSYS Workbench e aplicado à comparação entre 4 materiais, sendo 3 já usados como ablativos (2 tipos de compósitos de resina fenólica com fibra de carbono fenólica – FCFR - e um compósito de resina fenólica com fibra de vidro) e 1 escolhido a partir de dados da literatura (poli(cloreto de vinila - PVC). Os testes realizados permitiram observar o efeito da diferença de propriedades entre os materiais, sendo que o FCFR com $k=0,8 \text{ W/m}^2\text{K}$ foi o material com melhor desempenho em todos os testes, com valores mínimos de temperatura e fluxo de 27°C e $0,12355 \text{ W/m}^2$. Os resultados também indicam que vale a pena aprofundar o estudo relativo ao uso de PVC como ablativo, sendo que neste caso uma análise mais completa, com a incorporação da perda de massa no modelo, se faz fundamental, devido à baixa temperatura de ignição deste material.

Palavras-chave: *Materiais Ablativos; Escudo Térmico; ANSYS Workbench; Testes Ablativos; Análise Térmica.*

ABSTRACT

Due to the complexity of the ablation process, the use of Computational Fluid Mechanics (CFD) has been shown to be a tool of great potential for the design and selection of materials in this type of application. However, existing data in the literature on the use of CFD in ablative processes still do not allow a clear overview of several aspects, mainly about the detailed description of numerical models and methodologies used and the use of this type of tool in the comparison of performance of materials for use in ablation. In the present work, which constitutes the author's first step in the development of a CFD strategy for this type of application, a simplified model of the process was used, in which the characteristics of mass loss of the ablative material during the process were not included, contemplating only the thermal effects resulting from the heat flux. The model was implemented in ANSYS Workbench and applied to the comparison between 4 materials, 3 of which were already used as ablatives (2 types of phenolic resin composites with phenolic carbon fiber - FCFR - and a phenolic resin composite with glass fiber). and 1 chosen from literature data (poly(vinyl chloride - PVC). The tests carried out observed the effect of the difference in properties between the materials, and the FCFR with $k=0.8 \text{ W/m}^2\text{K}$ was the material with better performance in all tests, with minimum values of temperature and flow of 27°C and 0.12355 W/m^2 . The results also indicate that it is worth deepening the study regarding the use of PVC as an ablative, and in this case a more complete analysis, with the incorporation of mass loss in the model, is fundamental, due to the low ignition temperature of this material.

Keywords: *Ablative Materials; Thermal Shield; ANSYS Workbench; Ablative Tests; Thermal Analysis.*

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Representação ilustrativa e gráfica da ablação (adaptado de BARROS, 2008)	3
Figura 2 - Design de um motor-foguete (adaptado de ANDRIANOV et. al, 2015).....	4
Figura 3 - Fluxos de energia em uma superfície ablativa (adaptado de ALANYALIOGLU, 2019)6	
Figura 4 - Resina de sílica fenólica após o processo de ablação (SHENGBO, 2012)	9
Figura 5 - Estrutura química do PVC	10
Figura 6 - Esquema do aparato usado para o teste de ablação (adaptado de COSTA E SILVA, 2015)	13
Figura 7 - Representação da convergência do fluxo mínimo	15
Figura 8 - Representação da malha	15
Figura 9 - Representação do fluxo aplicado no eixo y	16
Figura 10 - Representação do fluxo de calor aplicado no eixo x	16
Figura 11 - Representação do fluxo de calor resultante da aplicação dos 30 KW $k = 0,8$ W/m^2K (11.a) e $k = 11 W/m^2K$ (11.b)	17
Figura 12 - Representação do fluxo de calor resultante da aplicação dos 30 KW $k = 0,485$ W/m^2K	18
Figura 13 - Representação do fluxo de calor resultante da aplicação dos 30 KW $k = 24 W/m^2K$	18
Figura 14 - Representação do fluxo de calor resultante da aplicação dos 30 KW $k = 0,17$ W/m^2K	19
Figura 15 - Fluxo mínimo x condutividade térmica	19
Figura 16 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 MW/m^2C$ - $k = 0,8$ W/m^2K para o caso de resina fenólica reforçada com fibras de carbono com fibras orientadas na direção normal ao fluxo	20
Figura 17 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 MW/m^2C$ - $k = 11$ W/m^2K para o caso de resina fenólica reforçada com fibras de carbono orientadas na direção paralela ao fluxo.....	21
Figura 18 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 MW/m^2C$ - $k = 0,485 W/m^2K$ para o caso de resina fenólica reforçada com fibras de sílica	21
Figura 19 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 MW/m^2C$ - $k = 24$ W/m^2K para o caso do grafite.....	21
Figura 20 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 MW/m^2C$ - $k = 0,17$ W/m^2K para o caso do PVC	22
Figura 21 - Temperatura superfície x fluxo de calor	22
Figura 22 - Temperatura mínima x fluxo de calor	23
Figura 23 - Temperatura superfície x fluxo de calor - $k = 0,8 W/m^2K$	24

Figura 24 - Temperatura superfície x fluxo de calor – $k = 11 \text{ W/m}^2\text{K}$ 24

LISTA DE TABELAS

Tabela 3-1 - Propriedades dos materiais	12
Tabela 3-2 - Metodologia das malhas	14

LISTA DE SÍMBOLOS

ρ	Massa específica
C_p	Calor específico a pressão constante
T	Temperatura
k	Condutividade térmica
∇T	Gradiente de temperatura
dS	Definição do contorno do volume de controle
\mathbf{v}	Vetor velocidade
\dot{s}	Termo fonte da pirólise
\dot{s}_{pir}	Energia associada ao calor de pirólise
$\dot{s}_{gás}$	Energia associada ao calor do gás de pirólise
Γ_V	Fração volumétrica
A_j	Constante cinética de Arrhenius
E_j	Constante cinética de Arrhenius
n_j	Constante cinética de Arrhenius
ΔH_{pir}	Entalpia da pirólise
h_{gas}	Entalpia do gás
\bar{h}	Entalpia do sólido
Γ_M	Fração mássica
\dot{m}_{gas}	Massa do gás
q''	Fluxo de calor
α	Difusividade térmica
t	Tempo

q_{rad}	Radiação emitida
σ	Constante de Boltzmann
ε	Emissividade do material

LISTA DE EQUAÇÕES

Equação 1 - Equação geral de conservação de energia para um material sólido	5
Equação 2 – Termo fonte da pirólise	5
Equação 3 – Densidade do material	5
Equação 4 – Equação de Arrhenius	5
Equação 5 – Energia gerada associada ao calor de pirólise	5
Equação 6 – Calor de pirólise	5
Equação 7 – Entalpia do sólido	6
Equação 8 – Fração volumétrica	6
Equação 9 – Conversão entre as frações mássica e volumétrica	6
Equação 10 – Massa do gás de pirólise	6
Equação 11 – Energia transferida entre o gás de pirólise e o sólido	6
Equação 12 – Equação de Fourier	6
Equação 13 – Equação da difusão de calor	7
Equação 14 – Equação da difusão de calor para k constante	7
Equação 15 – Difusividade térmica	7
Equação 16 – Equação da radiação	7

SUMÁRIO

1	Introdução	1
2	Conceitos Fundamentais e Revisão Bibliográfica	2
2.1	<i>Ablação</i>	2
2.2	<i>Aplicações dos materiais ablativos</i>	4
2.3	<i>Equações governantes</i>	5
2.4	<i>Materiais</i>	7
2.4.1	Grafite	7
2.4.2	Materiais compósitos	8
2.4.3	Policloreto de vinila (PVC - elastômero)	9
2.5	<i>Sobre as literaturas atuais e seus desafios</i>	10
3	Materiais e Métodos	12
3.1	<i>Materiais ablativos escolhidos</i>	12
3.2	<i>Descrição das simulações</i>	12
4	Resultados	17
4.1	<i>Análise do fluxo de calor</i>	17
4.2	<i>Análise da temperatura</i>	20
5	Conclusões e Trabalhos Futuros	25
	REFERÊNCIAS	26

1 Introdução

Um dos temas de maior interesse no setor aeroespacial diz respeito aos materiais ablativos, que são materiais de sacrifício, responsáveis pela proteção térmica de veículos aeroespaciais. A ablação é o processo de perda irreversível de matéria da superfície de um material exposta à ação de gás quente a alta velocidade, o qual pode ocorrer devido a diferentes mecanismos, como fusão, vaporização, pirólise, combustão e erosão. Uma das aplicações importantes de materiais ablativos se dá em motores-foguete, onde a temperatura dos gases de combustão é muito elevada, estando entre 2000 e 4000 K, com pressões também altas, podendo chegar acima de 150 atm. A decomposição desse material de sacrifício é um processo endotérmico que também contém efeitos de bloqueio de calor, mantendo a estrutura a uma temperatura segura.

Alguns materiais, como o grafite, já são amplamente estudados e aplicados na ablação, porém existem sempre novas pesquisas com outras possibilidades, principalmente no âmbito dos materiais compósitos, a fim de diversificar as opções, diminuir custos e melhorar a proteção térmica.

A análise comparativa de materiais em termos de desempenho como ablativos pode ser feita experimentalmente ou via simulação por Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD, do inglês *Computational Fluid Dynamics*). Para a análise térmica experimental se utiliza, geralmente, fluxo de plasma para simular as altas temperaturas de processo envolvidas. A análise via CFD envolve simulações computacionais baseadas na resolução numérica das equações governantes do problema, podendo anteceder, preceder ou substituir experimentos laboratoriais.

Observa-se um grande crescimento do setor aeroespacial ao longo dos últimos 60 anos e com o desenvolvimento de novas tecnologias nessa área, o estudo de simulações de materiais compósitos vem evoluindo cada vez mais para acompanhar os testes experimentais. Contudo, a pesquisa por melhores materiais ablativos é constante, pois há o interesse em um desenvolvimento contínuo de materiais com o melhor custo-benefício. Muitas vezes os testes experimentais são caros e difíceis de serem realizados em um primeiro momento. Assim, o presente trabalho se propõe a reproduzir um experimento no ANSYS Workbench, software amplamente conhecido e de fácil manuseio, mas pouco explorado na literatura relacionada ao assunto.

Tendo em vista que a autora cursará mestrado na área de tratamento de superfícies aplicado a área aeroespacial, na Universidade de Padova (Itália), a motivação principal do presente estudo foi permitir-lhe uma primeira etapa de formação no que se refere à simulação CFD de processos de ablação. Para tal, propôs-se um modelo simplificado do processo e definiu-se como objetivo geral do presente estudo a comparação do comportamento térmico entre 4 materiais, sendo 3 já usados como ablativos em veículos aeroespaciais e 1 escolhido a partir de dados da literatura. Segundo uma simulação feita por alunos da UNICAMP, da equipe Antares, para a competição *Latin America Space Challenge 2022*, o PVC apresentou bons resultados como possível material ablativo, o que serviu de inspiração para a escolha do quarto material.

2 Conceitos Fundamentais e Revisão Bibliográfica

Neste capítulo serão abordados alguns conceitos fundamentais sobre ablação, sobre as equações governantes e sobre os materiais escolhidos para as análises. Isso servirá para uma melhor compreensão da metodologia escolhida e dos resultados observados.

2.1 Ablação

A ablação é o processo de perda irreversível de matéria da superfície de um material exposta à ação de gás quente a alta velocidade. Ela pode ocorrer devido a alguns mecanismos, como fusão, vaporização, pirólise, combustão e erosão mecânica (FYKUROKAWA, 2003). Um exemplo natural de materiais que sofrem processos ablativos são os meteoritos, que ao entrarem na atmosfera da Terra, sofrem grande degradação térmica e podem até se desintegrar completamente.

Sabendo da importante aplicação dos materiais ablativos na área aeroespacial, faz-se importante compreender como se dá o processo de ablação de dado material em um determinado ambiente, a fim de prever o seu desempenho, orientar pesquisas e permitir uma melhor seleção e otimização do objeto de estudo.

A ablação se inicia com o material ablativo absorvendo todo o calor incidente proveniente dos gases de combustão, que é transferido em grande parte por convecção e em menor parte por radiação (5-35%) (SUTTON e BIBLARZ, 2020). Essa energia absorvida vai sendo então internamente transportada através do material 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).

A ablação pode ser classificada em três formas (ADAMS, 1959): de fusão, de sublimação e combinação de ambas. A primeira ocorre em materiais que se fundem e escoam sem que ocorra evaporação. A proteção térmica da superfície resulta da absorção do calor latente de fusão do material. A camada de líquido formada escoam devido ao arrasto do escoamento do ar, realizando um transporte convectivo de energia. É o que acontece com materiais como o quartzo.

A ablação por sublimação representa um outro extremo de mudança de fase, no qual a ausência de líquido escoando facilita a modelagem do problema. O material é desgastado progressivamente quando a sua superfície atinge a temperatura de sublimação. A sua proteção térmica resulta da absorção do calor latente de sublimação e injeção dos gases na camada limite, o que eleva a sua espessura e aumenta o gradiente de temperatura entre o escoamento e a superfície isolante, causando uma diminuição da transferência de calor por convecção. Esse tipo de ablação ocorre, por exemplo, com o grafite.

Quatro categorias de materiais de interesse podem ser colocadas (STEG & LEW, 1962): plásticos que despolimerizam, mas não se liquefazem; materiais que sublimam e reagem com os constituintes do ar dissociado; materiais que inicialmente fundem e então vaporizam e materiais compostos que sofrem pirólise e carbonizam.

Em um dos materiais mais comumente usados como escudo térmico, os ablativos carbonizáveis, a temperatura de reação é igual a de pirólise, logo, a decomposição térmica dos componentes orgânicos presentes se inicia quando tal valor é alcançado. Durante esse processo, a energia é absorvida pela fragmentação e pela quebra das moléculas. Há a liberação de gases de baixa massa molar, o material virgem se transforma em resíduo carbonáceo e toda a água contida dentro do isolante evapora. Durante a pirólise ocorre o aumento de porosidade e uma consequente diminuição da condução de calor pelo material.

Na Figura (1.a) são representadas as diferentes fases encontradas na ablação de um ablativo carbonizável e na Figura (1.b) é representada a distribuição da temperatura ao longo do corpo.

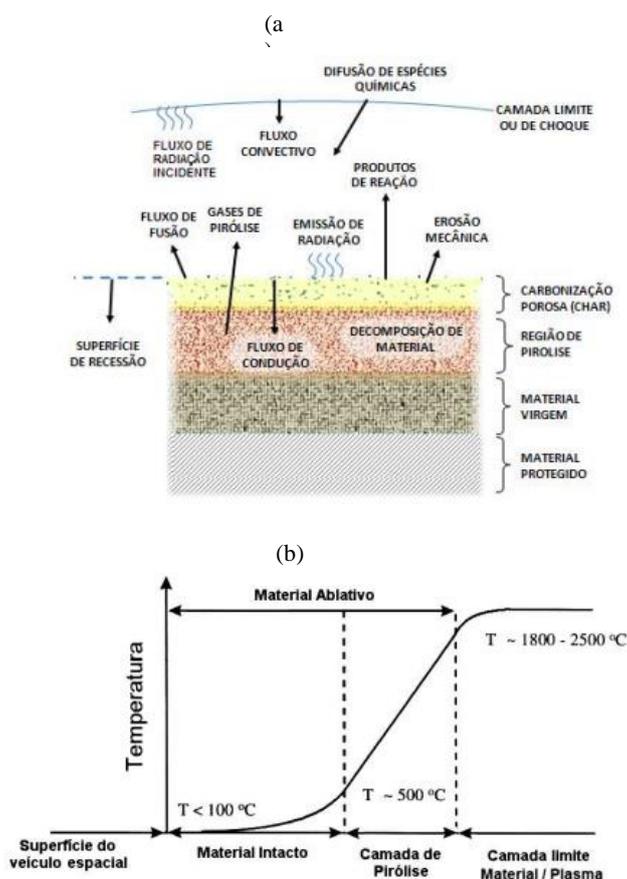


Figura 1 - Representação ilustrativa e gráfica da ablação (adaptado de BARROS, 2008)

Os gases de pirólise, ou gases de decomposição, possuem composição variada, podendo ser constituídos de hidrogênio, CO, CO₂, vapor d'água, metano, etano, etileno e acetileno (SCHMIDT, 1969). A decomposição continua ocorrendo até que reste apenas o char, material usado como barreira térmica e oxidativa para o material virgem.

Ocorrendo a contínua exposição do material ablativo ao ambiente, ocorrerá a perda irreversível de matéria, também chamada de "regressão da superfície" (THIMOTEO, 1986), termo que descreve os vários modos de perda de material superficial devido a: reações químicas na superfície; erosão devido às forças de cisalhamento e pressão sob a camada de resíduo e combinação dos fenômenos químico e mecânico sob a superfície.

A ação do material ablativo permite que a temperatura da superfície seja mantida dentro de um nível esperado, de forma que o aumento do fluxo de calor não elevará a sua temperatura, mas sim causará a elevação na taxa de regressão superficial (STRAUSS, 1978). É importante destacar que durante a formação dos gases de pirólise de baixa temperatura, pode ocorrer o depósito de carbono. Tal deposição ocorre continuamente, permitindo que o char perdido na regressão, seja repostado. Isso irá ocorrer enquanto existir material virgem para ser transformado (FAVALORO, 2000).

2.2 Aplicações dos materiais ablativos

Sabendo que as superfícies aerodinâmicas estão suscetíveis aos efeitos de altas temperaturas e elevadas taxas de aquecimento e que os materiais ablativos possuem a importante função de proteção térmica, pode-se apresentar de maneira mais clara as aplicações desses materiais.

Os veículos espaciais, ao reentrarem na atmosfera, sofrem um agressivo aquecimento na sua parte frontal. Como a atmosfera se opõe ao movimento de reentrada, devido à alta velocidade, o atrito gera calor e eleva a temperatura superficial. Com a proteção ablativa adequada, é possível garantir a integridade do veículo até a sua chegada ao solo.

As estruturas de propulsão de foguetes também utilizam materiais ablativos. Quando ocorre a queima de combustível do motor de um foguete, o propelente sólido, a proteção interna está sujeita a temperaturas e pressões extremas, de 2273 K e 6,9 Mpa, respectivamente (MILHOMEM, 2018). Assim, os materiais ablativos podem ser usados na superfície interna do motor para a proteção desejada. Ademais, a atmosfera em questão é oxidante, com variadas velocidades de partículas e sujeita a muitas tensões de operação. É crucial que se tenha um material adequado a tais ambientes severos, visto que uma falha pode afetar todo o sistema de propulsão. Na Figura 2 tem-se um exemplo de um motor-foguete.

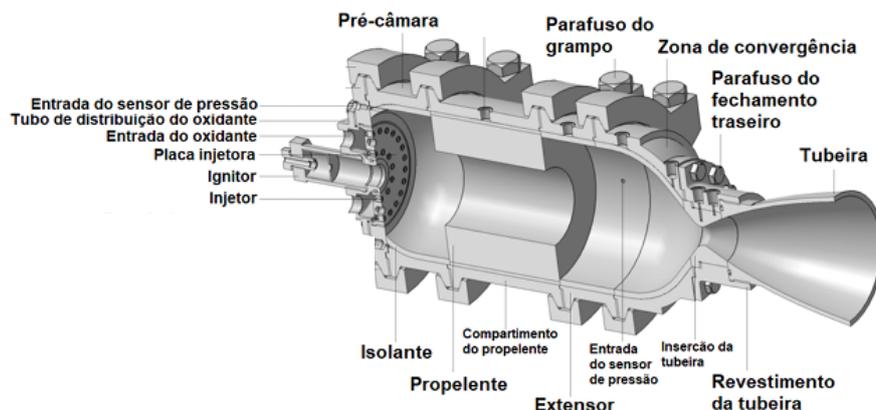


Figura 2 - Design de um motor-foguete (adaptado de ANDRIANOV et. al, 2015)

Outrossim, os materiais ablativos também são aplicados no sistema de propulsão de mísseis da Marinha dos EUA. Como os propelentes sólidos não possuem um líquido refrigerante para as paredes de combustão e como se tem o aquecimento aerodinâmico,

faz-se necessário o uso de uma proteção térmica a fim de evitar falhas e possíveis desastres (FYKUROKAWA, 2003).

2.3 Equações governantes

As equações que governam a resposta térmica para o processo de ablação são as de conservação de energia e conservação de massa do gás de pirólise (ALANYALIOGLU, 2019). Com a consideração da discretização do volume finito, é conveniente trabalhar com a forma integral das equações. A equação geral de conservação de energia para um material sólido para um volume de controle com limites móveis e termos de origem é dada por

$$\underbrace{\frac{\partial}{\partial t} \int_V (\rho c_p T)}_{\text{acúmulo}} = \underbrace{\oint_S k \nabla T \cdot dS}_{\text{condução}} + \underbrace{\oint_S (\rho c_p T) \mathbf{v}_s \cdot dS}_{\text{convecção}} + \underbrace{\oint_V \dot{s} dV}_{\text{geração de energia}} \quad (1)$$

em que t é o tempo, ρ é a massa específica do material, c_p é o calor específico a pressão constante, k é a condutividade térmica, \mathbf{v}_s é o vetor velocidade, dS é o diferencial da superfície que estabelece o contorno do volume de controle, \dot{s} é o termo fonte e dV é o diferencial do volume de controle. Desprezando as reações sólido-sólido, como carbonosílica, as únicas contribuições são devidas ao calor de pirólise e transferência de energia entre o gás de pirólise e o material sólido. Assim, o termo fonte pode ser expandido como:

$$\dot{s} = \dot{s}_{pir} + \dot{s}_{gás} \quad (2)$$

No caso de resinas, assume-se o material seja composto de uma resina fictícia em decomposição individual, com componentes que serão denominados como A e B, e um reforço que será chamado de R. Sendo G_V a fração volumétrica da resina, a massa específica do material pode ser calculada por:

$$\rho = G_V (\rho_A + \rho_B) + (1 - G_V) \rho_R \quad (3)$$

O reforço não se decompõe, assim $\dot{\rho}_R = 0$. Para a modelagem cinética da pirólise, usa-se a equação de Arrhenius, onde $j = A$ ou B ; $\rho_{0,j}$ denota a massa específica inicial; $\rho_{r,j}$ denota a massa específica residual e n_j , A_j e E_j são constantes cinéticas de Arrhenius:

$$\frac{\partial \rho_j}{\partial t} = (\rho_{0,j} + \rho_{r,j}) \left(\frac{\rho_j + \rho_{r,j}}{\rho_{0,j} - \rho_{r,j}} \right)^{n_j} A_j e^{\frac{-E_j}{RT}} \quad (4)$$

Para a decomposição fenólica, segundo a literatura, A é um componente que desaparece, sendo $\rho_{r,A} = 0$. Já $\rho_{r,B}$ é um valor finito para o resíduo de carbono da resina uma vez que o material esteja completamente carbonizado. A energia gerada associada ao calor de pirólise é obtida por:

$$\dot{s}_{pir} = -G_V (\dot{\rho}_A + \dot{\rho}_B) \Delta H_{pir}|_T \quad (5)$$

$$\Delta H_{pir}|_T = h_{gas}(T) - \bar{h}(T) \quad (6)$$

Sabendo que $\bar{h}(T)$ é referente ao sólido e igual a relação entre as entalpias dos estados virgem e carbonizado:

$$\bar{h} = \frac{\rho_v h_v - \rho_c h_c}{\rho_v - \rho_c} \quad (7)$$

A conversão entre a fração volumétrica e a fração mássica pode ser dada como:

$$\Gamma_V = \frac{\Gamma_V (\rho_{0,A} + \rho_{0,B})}{\rho_R (1 - \Gamma_V) + \Gamma_V (\rho_{0,A} + \rho_{0,B})} \quad (8)$$

$$\Gamma_M = \frac{\Gamma_M \rho_R}{\Gamma_M \rho_R + (\rho_{0,A} + \rho_{0,B})(1 - \Gamma_V)} \quad (9)$$

É importante destacar que o gás de pirólise tem tempo zero de residência, de maneira a deixar instantaneamente a superfície após a sua formação. A quantidade de gás pode ser obtida através da equação abaixo, na qual r representa a direção perpendicular do fluxo de calor:

$$\dot{m}_{gas} = \sum_r^{r_{max}} \int_V \Gamma_V (\rho_A + \rho_B) dV \quad (10)$$

Assumindo o gás como isotérmico enquanto percola na superfície e uma superfície unidirecional, a energia transferida entre o gás de pirólise e a superfície sólida é:

$$\dot{s}_{pir} = \int_S (\rho h)_{gas} \mathbf{v}_{gas} \cdot dA = -\dot{m}_{gas} \Delta h_{gas} \quad (11)$$

Um esquema mais detalhado dos fluxos envolvidos no processo pode ser visto na Figura 3:

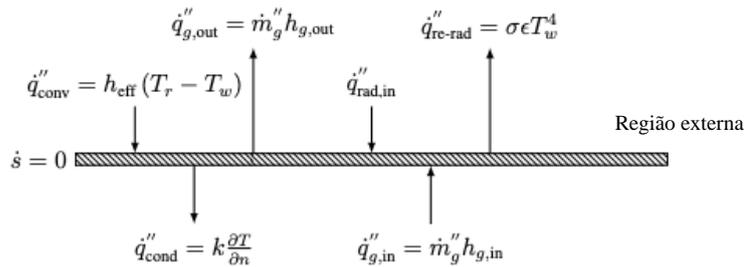


Figura 3 - Fluxos de energia em uma superfície ablativa (adaptado de ALANYALIOGLU, 2019)

Descrevendo mais o fluxo de calor, que será o foco de estudo, entende-se que ele provém de relações como a composição química dos combustíveis, a taxa de queima do propelente, a velocidade dos gases de combustão, entre outros (MILHOMEM, 2018).

As equações que descrevem a transferência de calor por condução são:

$$\text{Eq. de Fourier} \quad q'' = -k \nabla T \quad (12)$$

em que q'' o fluxo de calor, k a condutividade térmica e T a temperatura;

$$\text{Eq. da difusão de calor} \quad \dot{q} + \nabla \cdot (k\nabla T) = c_p \rho \frac{\partial T}{\partial t} \quad (13)$$

na qual t é o tempo, \dot{q} é a geração de energia, c_p é o calor específico a pressão constante e ρ é a massa específica.

Caso a condutividade térmica seja constante e não haja geração de energia interna, a equação acima se torna:

$$\alpha \nabla^2 T = \frac{\partial T}{\partial t} \quad (14)$$

$$\alpha = \frac{k}{c_p \rho} \quad (15)$$

Sendo α a difusividade térmica, que mede o quão veloz é a resposta do material às variações das condições térmicas as quais ele foi submetido.

Por fim, a radiação que é emitida pela superfície pode ser representada por:

$$q_{rad} = \sigma \varepsilon (T_{viz}^4 - T_s^4) \quad (16)$$

onde σ é a constante de Boltzman ($5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$), ε é a emissividade do material, T_{viz} é a temperatura da vizinhança e T_s é a temperatura da superfície.

Devido a limitação de tempo e a complexidade dos cálculos, para o estudo atual será calculado apenas o fluxo de calor dos materiais e a temperatura, mediante os resultados apresentados pelo software, metodologia que será explicada no próximo capítulo.

2.4 Materiais

Atualmente têm-se diversos materiais desenvolvidos e em estudo para aplicação como ablativos. Os seus principais pesquisadores são as agências governamentais aeroespaciais, como a NASA. A aplicação de um bom material, como foi visto acima, permite a proteção e o funcionamento adequado dos veículos aeroespaciais. Para o presente trabalho, foram escolhidos três materiais que já são amplamente usados na área e um encontrado como sugestão na literatura.

2.4.1 Grafite

O grafite é um mineral e um dos alótropos do carbono, sendo o mais estável em condições normais de temperatura e pressão (25 °C e 1 atm). Possui uma estrutura com camadas planares, nas quais o calor e a eletricidade são conduzidos com facilidade. Justamente devido a sua alta capacidade térmica e a sua elevada energia de vaporização, o grafite é considerado um excelente material ablativo. Além disso, possui resistência ao ataque químico e ao choque térmico e é compressível, maleável, refratário em atmosfera inerte e possui um ponto de fusão de aproximadamente 3650 °C (DE SOUZA, 2014). Devido a essas características, ele é muito utilizado na formação da garganta em motores foguete (NATALI *et al.*, 2011).

É importante ressaltar que as propriedades do grafite dependerão da maneira como ele é produzido. O grafite pirolítico, considerado o melhor tipo, é um policristal puro e é produzido através da pirólise de um gás hidrocarboneto. O produto obtido é extremamente anisotrópico e com poucos poros. A baixa porosidade é muito benéfica, uma vez que a presença de poros permite que gases sejam retidos nessas cavidades, sofrendo uma expansão durante o aquecimento e causando a ruptura do material.

Contudo, deve-se destacar que a sua produção é cara, com um pedaço de alguns centímetros custando cerca de R\$6.000,00, e que é susceptível a fraturas térmicas devido a sua expansão térmica ser muito anisotrópica.

2.4.2 *Materiais compósitos*

Os materiais compósitos são definidos como materiais compostos por dois ou mais componentes com diferentes propriedades visando produzir um material que possua características que não seriam alcançadas pelos compostos individuais (VASILIEV, 2018).

Existem dois grupos principais de materiais compósitos. O primeiro é chamado de materiais preenchidos. A principal característica desses materiais é a existência de algum material básico ou matricial cujas propriedades são melhoradas pelo preenchimento com algumas partículas. Em geral, a fração de volume da matriz é superior a 50% em tais materiais, e as propriedades do material, sendo naturalmente modificadas pelas cargas, são governadas principalmente pela matriz.

O segundo grupo são os materiais reforçados. Os componentes básicos desses materiais são fibras longas e finas. As fibras são unidas com um material de matriz cuja fração de volume em um compósito é geralmente inferior a 50%. As principais propriedades dos compósitos avançados são fornecidas por fibras que possuem alta resistência e rigidez. Atualmente, fibras de vidro, carbono, cerâmicas e metálicas são usadas em materiais compósitos reforçados. Foram escolhidos dois tipos de materiais deste grupo para o estudo, os quais serão apresentados a seguir.

2.4.2.1 *Fibra de carbono com matriz fenólica*

A fibra de carbono é uma fibra sintética, composta de filamentos finos, sendo cada filamento a união de milhares de fibras de carbono. O precursor mais utilizado para se obtê-la é a poliácridonitrila seguida pelo rayon, piches, álcool polivinílico, poliimidas e resinas fenólicas (LEAL, 2020).

A resina fenólica é obtida pela reação de condensação entre um fenol e um aldeído. Ela é resistente ao fogo e como a sua composição consiste, principalmente, em carbono, hidrogênio e oxigênio, os produtos da sua combustão são vapor d'água, CO₂, carbono e pequenas quantidades de CO.

Devido à baixa resistência e rigidez de diversos materiais ablativos, as resinas termofixas são reforçadas com fibras e/ou filamentos cerâmicos, de maneira que os compósitos carbono-epóxi e carbono-fenólico são os mais utilizados. Materiais como as resinas fenólicas e poliamidas são consideradas adequadas por sua formação de char e pelos seus altos valores de temperatura de pirólise (BARTULI *et al.*, 2010).

Os compósitos de resina fenólica reforçados com fibra de carbono vêm sendo usados na indústria aeroespacial para os componentes termo-estruturais. A escolha da resina fenólica se dá pelo fato de ela apresentar alto teor de carbono quando submetida à pirólise. Esse tipo de material pode suportar ambientes agressivos, como a garganta dos bocais de foguetes, por onde passa uma grande quantidade de gases quentes. O desgaste material promovido pela ablação deve ser baixo nas paredes internas e deve ocorrer de maneira distribuída por toda a superfície estrutural que possui contato direto com os gases de exaustão (COSTA E SILVA, 2015).

2.4.2.2 *Compósitos de resinas fenólicas com fibras de sílica*

Como um tipo de compósito ablativo, a resina fenólica com fibras de sílica possui algumas vantagens, como simples preparação técnica, curto ciclo de processamento, custo baixo, baixa condutividade térmica, boa estabilidade térmica (até 1500 °C), excelente isolamento térmico e boa performance ablativa. Assim, ela é comumente usada para a proteção térmica dos sistemas de vários veículos e dos bocais de motores de foguetes (SHENGBO, 2012).

Esses materiais são compostos por fibras de sílica, com cerca de 98% de SiO₂, resina fenólica e possuem pequenos poros em sua estrutura. Quando o material alcança a faixa de temperatura de 200-300 °C, a resina fenólica se degrada para formar a parte carbonácea do char. Os produtos gasosos da queima ficam retidos na parte porosa do material e no caso desse tipo de resina, a porosidade e a permeabilidade causam alta pressão interna, gerando a expansão volumétrica da matriz sólida. Um exemplo desse material após o processo ablativo pode ser visto na Figura 4:



Figura 4 - Resina de sílica fenólica após o processo de ablação (SHENGBO, 2012)

2.4.3 *Policloreto de vinila (PVC - elastômero)*

O PVC é obtido pela reação de cloretos de vinila, sendo um dos polímeros mais utilizados no mundo. Ele é categorizado entre rígido, como é o caso da aplicação em tubos de encanamento de água e esgoto, e flexível, no qual são adicionados plastificadores, líquidos que saturam a matriz tridimensional da resina plástica do PVC.

A estabilidade química é uma característica comum entre as substâncias que contêm cloro e flúor. O PVC possui propriedades de retardamento de chama inerentemente, mesmo na ausência de retardadores de chama. Por exemplo, a temperatura de ignição do PVC chega a 455 °C, diminuindo consideravelmente o risco de incêndio. Ademais, apesar de possuir um tempo reduzido de decomposição térmica, isto pode ser contornado com a adição de estabilizadores, uma vez que o material possui grupos polares e é amorfo com baixa cristalinidade, portanto, se mistura bem com várias outras substâncias.

Um fator que possui grande influência sob a durabilidade de um material é a sua capacidade de resistir à oxidação pelo oxigênio atmosférico. O PVC, por ter a estrutura molecular onde o átomo de cloro está ligado a cadeias alternadas de carbono, é altamente resistente a reações oxidativas, mantendo assim seu desempenho por muito tempo.

O PVC possui uma alta resistência aos ácidos, produtos alcalinos e a quase todos os produtos químicos inorgânicos. Além disso, é um material que mostra pouca alteração na estrutura molecular ou resistência mecânica.

Sob as condições de combustão, o PVC se decompõe, liberando substâncias como o ácido clorídrico. Este pode ser considerado um bom contribuinte para a superfície do char, visto que ali será formada uma camada protetiva contra a ablação (GAJIWALA, 2008). Na Figura 5 tem-se a ilustração da estrutura química do material.

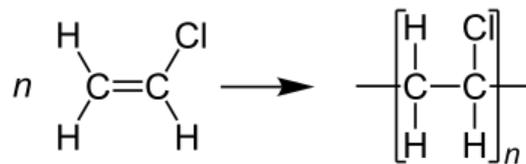


Figura 5 - Estrutura química do PVC

2.5 Análise de ablação por CFD: situação atual e desafios

Como comentado previamente, análises de CFD são amplamente aplicadas nessa área para anteceder ou complementar os testes experimentais. A primeira fez uso do ANSYS Workbench para avaliar o perfil de temperatura do grafite para a geometria de um motor-foguete, enquanto a segunda fez uso do método de rastreamento de superfície, introduzido por Unverdi and Tryggvason (1992) e empregado por Juric (1996), para calcular o valor da temperatura de superfície mediante a aplicação de determinado fluxo de calor.

O método de rastreamento de superfície gera uma grade Euleriana uniforme fixa, onde as leis de conservação são aplicadas ao longo do domínio. A interface atua como um referencial lagrangiano, em que uma grade em movimento é aplicada. O posicionamento instantâneo da interface ocorre através do reengrenamento constante da grade em movimento, e cada região do domínio é caracterizada pela função indicadora, que identifica as propriedades da parede e da vizinhança ao redor (COSTA E SILVA, 2015). O método pode ser estendido para diversas interfaces, através do uso de uma função de indicador particular para cada fase dentro do domínio da simulação (MACHADO, 2013).

Foram encontradas algumas limitações para a reprodução dos trabalhos de MILHOMEM (2018) e COSTA E SILVA (2015). O primeiro, apesar de usar o mesmo software que a

presente monografia, não explicou de maneira aprofundada sobre o arcabouço matemático usado e nem sobre as simulações em si (tipo de malha, iterações, entre outros). O segundo, apesar de ter um método matemático claro, não explicitou qual o tipo de ferramenta computacional utilizada para realizar as análises.

Assim, nota-se uma limitação em diversas literaturas relacionadas ao tema, as quais muitas vezes não explicam de maneira clara como foram feitas as análises, dificultando a reprodução em trabalhos futuros. Além disso, notou-se pouca abordagem sobre novos materiais ablativos. Os principais trabalhos pesquisados abordavam testes e estudos referentes aos materiais que já são usados atualmente. Somente no *Latin America Space Challenge 2022* foram encontradas simulações relacionadas a novos materiais. Nele, um grupo de estudantes da UNICAMP utilizou do ANSYS Edupack Granta Nivel 3 para avaliar como 3 plásticos e 1 elastômero se comportavam termicamente diante da reprodução das condições do ambiente de um foguete. A partir dessa análise, foi possível escolher o PVC como objeto de estudo do presente trabalho.

3 Materiais e Métodos

Nesse capítulo será descrita a metodologia utilizada para o desenvolvimento do trabalho, como os materiais ablativos e o software escolhidos para a análise e descrição das simulações.

3.1 Materiais ablativos escolhidos

Para os materiais, diante de suas aplicações e revisão bibliográfica, escolheu-se 4 tipos, sendo 3 já usados como ablativos no setor aeroespacial (grafite, fibra carbono-fenólica e resina sílica-fenólica) e 1 citado em literatura como um possível candidato para aplicação (PVC). Os valores das propriedades relevantes para as simulações são listados na Tabela 3-1.

Tabela 3-1 - Propriedades dos materiais

Propriedades	Grafite ¹	Fibra carbono-fenólica ²	Resina sílica-fenólica ³	PVC ⁴
ρ (kg/m ³)	2250	1700	1730	1400
k (W/m ² .K)	24	0,8 - 11	0,485	0,17
c_p (J/kg.K)	709	1300	1256	1000
ϵ	0,8	0,92	0,8	0,93

¹Ansys Workbench; ²Costa e Silva, 2015; ³Machado, 2013; ⁴European Council of Vinyl Manufacturers.

3.2 Descrição das simulações

A análise feita com o software visava avaliar a distribuição de temperatura nos materiais e o valor do fluxo de calor em questão, permitindo um comparativo entre os valores de literatura e os da análise, além de permitir uma comparação entre as amostras.

O software escolhido para a análise térmica em estado transiente foi o ANSYS Workbench. A escolha se deu com base em uma das referências utilizadas no presente trabalho, na qual o autor realizou uma análise similar (MILHOMEM (2018)). Ademais, é um software de amplo uso na engenharia, além de possuir um uso mais intuitivo frente a outras opções disponíveis. O ANSYS realiza a análise por elementos finitos para discretizar as equações diferenciais governantes.

Uma maneira comum de simular experimentalmente a degradação térmica a qual os materiais estarão submetidos - pela presença do gás superaquecido no bocal do foguete - é aplicar uma corrente de plasma sobre a superfície da amostra. O experimento de COSTA E SILVA (2015) consistiu em aplicar um fluxo de plasma de 30 kW, com um espaçamento de tempo entre 30 e 120 segundos, e a uma distância de 4 a 10 cm das amostras de fibra de carbono-fenólica. A temperatura superficial ficou na faixa entre 1200 K e 1900 K, sendo

medida por um pirômetro óptico. Uma análise computacional foi feita posteriormente, a qual será usada como parâmetro comparativo para os valores de fluxo de calor.

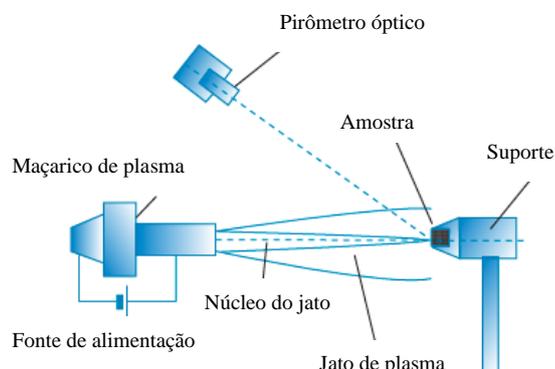


Figura 6 - Esquema do aparato usado para o teste de ablação (adaptado de COSTA E SILVA, 2015)

Antes de realizar as simulações, foi necessário fazer a calibração com os dados, a fim de ver se a simulação estava convergindo. Para tal, inseriu-se as propriedades do material fibra de carbono-fenólica na biblioteca do software e usou-se a geometria de uma placa desenhada no *DesignModeler* do próprio ANSYS Workbench, com 50 mm de comprimento, 50 mm de largura e 5 mm de espessura, de maneira a reproduzir o modelo simulado no artigo de COSTA E SILVA (2015). O presente trabalho seguiu a mesma proposta do artigo de COSTA E SILVA (2015), realizando análise unidimensional. Ademais, segundo COSTA E SILVA (2015), o modelo poderia ser replicado para qualquer outra geometria, permitindo a simplificação da análise, que ao invés de ser feita para uma geometria real de um bocal de foguete, pôde ser aplicada para uma placa.

As duas condições de contorno aplicadas foram o acoplamento da condução com a radiação e o fluxo de calor. Ao penetrar no material, o fluxo se divide em dois, sendo uma parte transmitida como condução no material e a outra emitida por radiação à medida que se tem a mudança de temperatura.

As seguintes considerações foram feitas para o modelo:

- Materiais sólidos são isotrópicos com propriedades constantes;
- Os cálculos de pirólise não foram considerados;
- A radiação é absorvida ou emitida pela superfície externa, mas não é transmitida.

Sabe-se que para os materiais ablativos, tem-se a presença de duas camadas: do material virgem e do char, que aparece após a ocorrência da pirólise. Sabe-se também que o processo de ablação acarreta uma diminuição da massa da amostra. Porém, devido à limitação de tempo e à complexidade dos cálculos, não será considerada a variação de massa na presente análise.

Primeiro, desejou-se analisar o valor de fluxo de calor. Para isso, aplicou-se o valor de 30000 W sobre a superfície superior da placa, no eixo y, referente ao fluxo aquecido de plasma, para o tempo igual a 90 segundos, seguindo o modelo de COSTA E SILVA (2015).

A análise de convergência de malhas foi feita com base em 4 refinamentos, avaliando o erro entre os valores mínimos de fluxo, calculando sempre o erro referente a malha antecedente.

Na aba *Mesh* do ANSYS, usou-se as ferramentas *Refinement*, *Body Sizing* (todos com o tamanho padrão de 0,003 m para os elementos) e *Patch Conforming Method* (método dos tetraedros, um dos mais comumente usados para esse tipo de análise, com ordem de elemento de uso global), sendo essas duas últimas para a quarta malha. A partir da quinta malha, na qual diminuiu-se o tamanho do elemento para 0,0029, a simulação apresentou erros, mostrando que a Malha 4 seria o limite para o uso do refinamento. Idealmente deveria ser alcançado um valor de erro ainda mais próximo de 0, mas para o presente trabalho, foi aceito o resultado de 3,76%. A Tabela 3-2 e a Figura 7 mostram o que foi obtido a cada refinamento, enquanto a Figura 8 apresenta a Malha 4.

Tabela 3-2 - Metodologia das malhas

	Malha 1	Malha 2	Malha 3	Malha 4
Nós	5573	12904	22652	72126
Elementos	2692	6373	11097	34955
Fluxo mínimo (W/m ² C)	5,9147	1,8995	0,92808	0,89318
Erro (%)	-	67,89	51,14	3,76



Figura 7 - Representação da convergência do fluxo mínimo

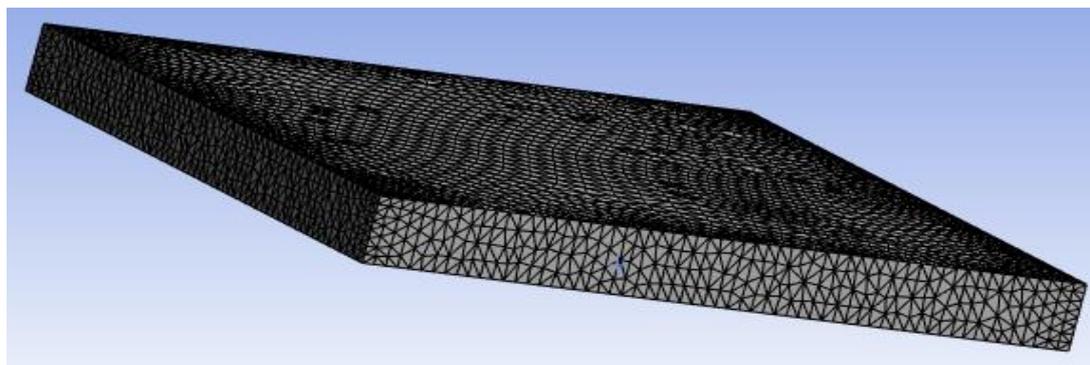


Figura 8 - Representação da malha

Foi comentado previamente que as análises seguiram o formato unidimensional, mas como COSTA E SILVA (2015) realizou a análise da temperatura na lateral e no topo das amostras, fez-se a aplicação dos 5 valores de fluxo de calor nos dois eixos, x e y, analisando os resultados individualmente. Além disso, aplicou-se também a radiação na mesma área, uma vez que, mediante a valores tão altos de fluxo, deve ser considerado o que é emitido de radiação pela superfície.

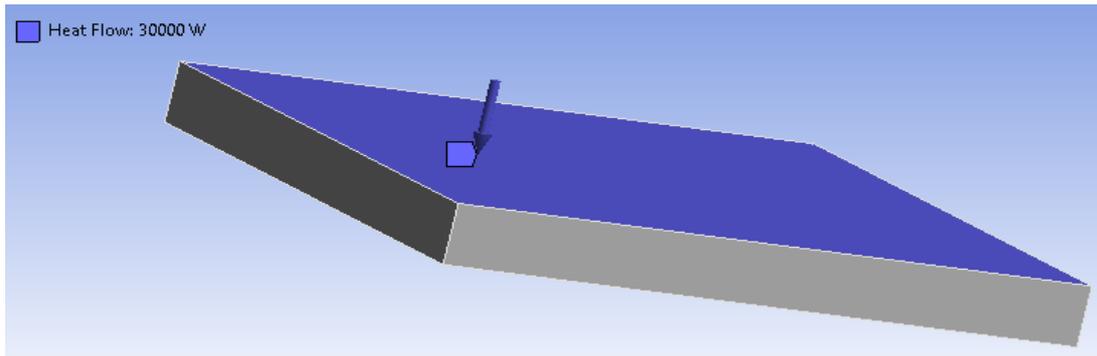


Figura 9 - Representação do fluxo aplicado no eixo y

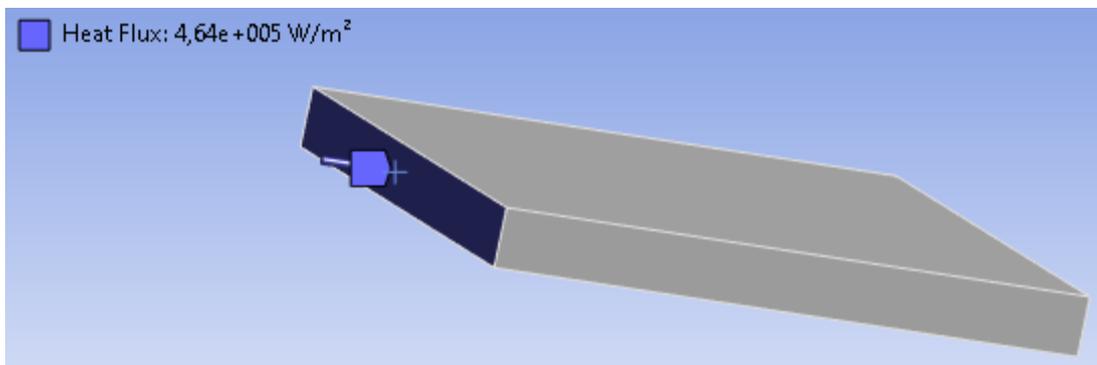


Figura 10 - Representação do fluxo de calor aplicado no eixo x

Após alcançar resultados satisfatórios para a fibra de carbono-fenólica, considerou-se o modelo calibrado e pronto para ser aplicado para os outros materiais. Os resultados obtidos serão apresentados no próximo capítulo.

4 Resultados

A análise dos resultados será dividida para cada material, com apresentação dos resultados ilustrados pelo ANSYS, bem como um comparativo com COSTA E SILVA (2015) - para o caso da fibra de carbono-fenólica - e um comparativo entre os materiais simulados, a fim de determinar qual deles apresentaria o melhor desempenho.

4.1 Análise do fluxo de calor

Resina fenólica reforçada com fibras de carbono

A análise de fluxo para o material em questão foi feita primeiro para o $k = 0,8 \text{ W/m}^2\text{K}$ (fibra orientada paralela à superfície e normal ao fluxo) e depois para o $k = 11 \text{ W/m}^2\text{K}$ (fibra normal à superfície e paralela ao fluxo). O valor encontrado na superfície foi de $1,20 \text{ MW/m}^2\text{°C}$, se aproximando do range encontrado experimentalmente por COSTA E SILVA (2015) em seus dois últimos experimentos ($1,376$ e $1,725 \text{ MW/m}^2\text{°C}$). Ademais, como pode ser visto na Figura 11, foi possível verificar o comportamento do fluxo ao longo da espessura do material, identificando o seu valor mínimo, que foi o parâmetro de comparação entre as amostras.

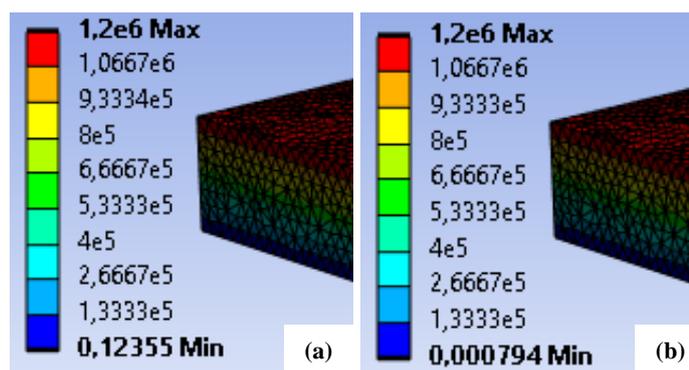


Figura 11 - Representação do fluxo de calor resultante da aplicação dos 30 KW $k = 0,8 \text{ W/m}^2\text{K}$ (11.a) e $k = 11 \text{ W/m}^2\text{K}$ (11.b)

Sabe-se que a condutividade térmica quantifica a habilidade dos materiais de conduzir calor; logo, materiais com uma alta condutividade térmica conduzem calor de forma mais rápida do que aqueles que possuem um menor k . Observa-se que para o $k = 0,8 \text{ W/m}^2\text{K}$, o valor mínimo de fluxo é maior do que o valor mínimo encontrado para $k = 11 \text{ W/m}^2\text{K}$, indo ao encontro com a teoria.

Resina fenólica reforçada com fibras de sílica

Os resultados encontrados para a resina de sílica-fenólica são apresentados na Figura 12. Como esta resina possui um k menor do que para a fibra de carbono-fenólica, encontrou-se um fluxo mínimo maior do que para ambos os casos discutidos anteriormente, alinhando-se ao que se esperava pela teoria.

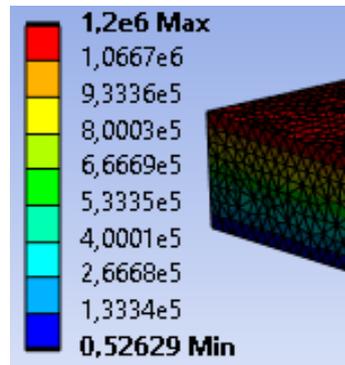


Figura 12 - Representação do fluxo de calor resultante da aplicação dos 30 KW
 $k = 0,485 \text{ W/m}^2\text{K}$

Grafite

Para o grafite (Figura 13), material que possui o maior k entre todos os outros materiais, encontrou-se o menor valor de fluxo mínimo, estando de acordo com o esperado.

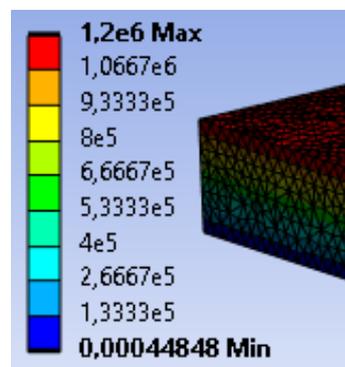


Figura 13 - Representação do fluxo de calor resultante da aplicação dos 30 KW
 $k = 24 \text{ W/m}^2\text{K}$

PVC

Para o PVC (Figura 14), material ainda em estudo para ser aplicado como material ablativo, o resultado do fluxo mínimo foi o maior encontrado, visto que o seu k é o menor entre os outros 3 materiais. Notou-se também um pequeno aumento nas casas decimais dos valores intermediários da escala de fluxo.

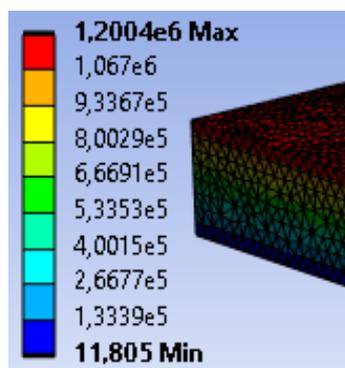


Figura 14 - Representação do fluxo de calor resultante da aplicação dos 30 KW
 $k = 0,17 \text{ W/m}^2\text{K}$

A Figura 15 apresenta a curva dos valores de fluxo mínimo obtido para cada material em função da condutividade térmica. O gráfico aponta para uma convergência de valores conforme se aumenta os valores de k . Uma vez que o fluxo aplicado é o mesmo e a dimensão da placa não foi alterada, mantendo assim as forças motrizes da transferência de calor, seria necessário um tempo menor para identificar uma diferença significativa entre os k , conforme eles aumentam.

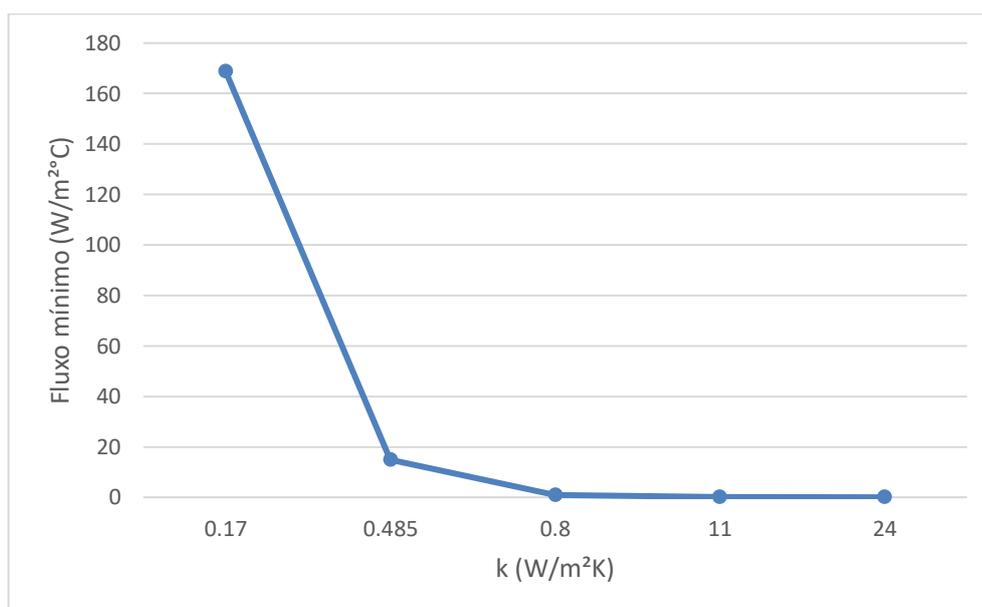


Figura 15 - Fluxo mínimo x condutividade térmica

A condutividade térmica é a responsável por coordenar o fluxo mínimo e observa-se que, considerando somente os aspectos de transferência de calor, há um valor de saturação, ou seja, a partir de $0,8 \text{ W/m}^2\text{K}$, a relevância da natureza do material diminui e os valores de fluxo mínimo se tornam parecidos.

Entre o PVC e a resina de sílica fenólica se observa uma grande diferença de condutividade. Isso pode estar relacionado a microestrutura do material, uma vez que o PVC não possui uma base fenólica em sua composição como a fibra de carbono-fenólica e a resina. Contudo, para conclusões mais definitivas, deveriam ser feitas análises estruturais complementares, como a microscopia eletrônica.

4.2 Análise da temperatura

Através da simulação pôde-se visualizar o perfil de temperatura para cada material, comparando os resultados dos fluxos de calor aplicados, verificando como as amostras se comportaram em cada situação. Primeiro, analisou-se a aplicação sobre a fibra de carbono-fenólica dos 5 fluxos usados na literatura ($0,464$; $0,626$; $0,903$; $1,376$ e $1,725 \text{ MW/m}^2\text{C}$), comparando com os resultados obtidos por COSTA E SILVA (2015). Após isso, repetiu-se o procedimento para os outros materiais. Como explicado na Seção 3.2, fez-se a aplicação dos fluxos nas direções x e y. Contudo, para o eixo y não se notou uma grande diferença de temperatura, visto que a espessura era muito pequena. Já para o eixo x notou-se uma grande variação de temperatura, uma vez que a largura era suficientemente grande para a difusão do calor.

Nas Figuras 16-20 são apresentadas as distribuições de temperatura obtidas para cada material para o caso referente à aplicação do primeiro fluxo, enquanto a Figura 21 mostra os valores da temperatura da superfície para os diferentes fluxos e tipos de material.

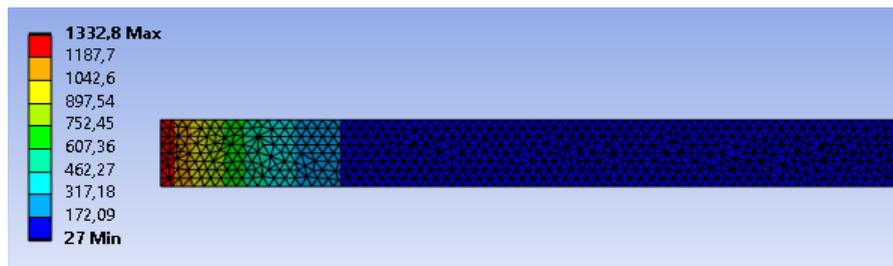


Figura 16 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 \text{ MW/m}^2\text{C}$ $k = 0,8 \text{ W/m}^2\text{K}$ para o caso de resina fenólica reforçada com fibras de carbono com fibras orientadas na direção normal ao fluxo

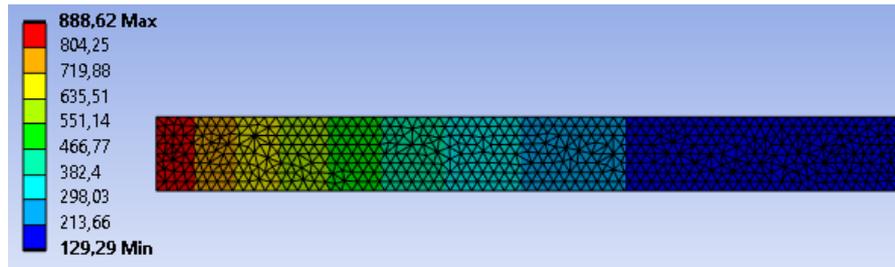


Figura 17 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 \text{ MW/m}^2\text{C}$ $k = 11 \text{ W/m}^2\text{K}$ para o caso de resina fenólica reforçada com fibras de carbono orientadas na direção paralela ao fluxo

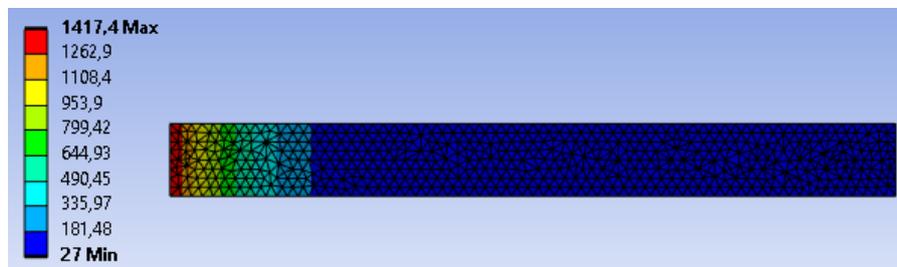


Figura 18 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 \text{ MW/m}^2\text{C}$ $k = 0,485 \text{ W/m}^2\text{K}$ para o caso de resina fenólica reforçada com fibras de sílica

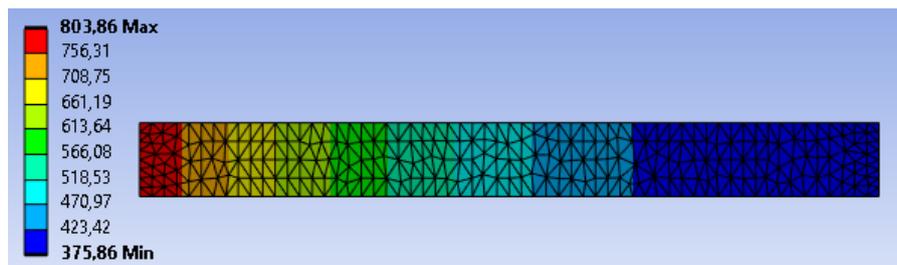


Figura 19 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 \text{ MW/m}^2\text{C}$ $k = 24 \text{ W/m}^2\text{K}$ para o caso do grafite

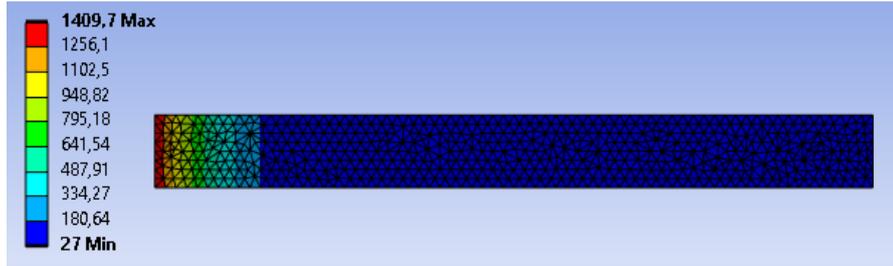


Figura 20 - Distribuição de temperatura resultante da aplicação de $0,464 \text{ MW/m}^2\text{C}$
 $k = 0,17 \text{ W/m}^2\text{K}$ para o caso do PVC

A temperatura de ignição do PVC é 455°C , ou seja, bem abaixo do que a visualizada na superfície da Figura 20. Portanto, estes resultados somente ressaltam o efeito positivo da baixa condutividade deste material. No entanto, para a avaliação mais categórica sobre seu potencial real de aplicação irá requerer desenvolvimentos adicionais, pela incorporação da contribuição reacional para perda de massa.

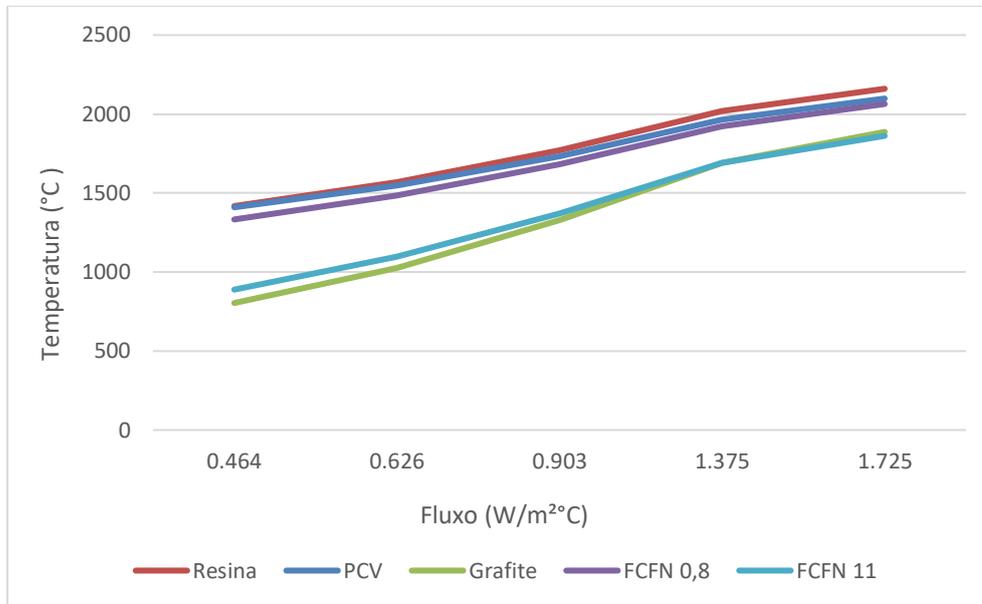


Figura 21 - Temperatura superfície x fluxo de calor

Pode-se perceber que o grafite e a fibra de carbono-fenólica ($k = 11 \text{ W/m}^2\text{K}$) possuem as menores temperaturas de superfície e as maiores temperaturas mínimas alcançadas. Uma vez que k é inversamente proporcional a temperatura, essa medida será mais alta ao longo da amostra. Sabendo que os dois materiais são os que melhor conduzem calor, a medida de temperatura na superfície será menor quando comparada aos outros 3.

As curvas correspondentes para as temperaturas mínimas obtidas são apresentadas na Figura 22. A região de temperatura mínima seria aquela que estaria em contato com a superfície que se deseja proteger, assim, os valores alcançados pelo grafite e pela FCFN também são satisfatórios, uma vez que os bocais de um foguete são construídos de materiais como aço inoxidável, titânio, entre outros, que possuem altos pontos de fusão, maiores do que até o maior valor alcançado de temperatura mínima ($1009,3^\circ\text{C}$). Entretanto,

é importante destacar que, pelo grafite e a FCFN possuírem perfis de temperatura com valores mais altos, ambos podem estar sujeitos à maior degradação térmica.

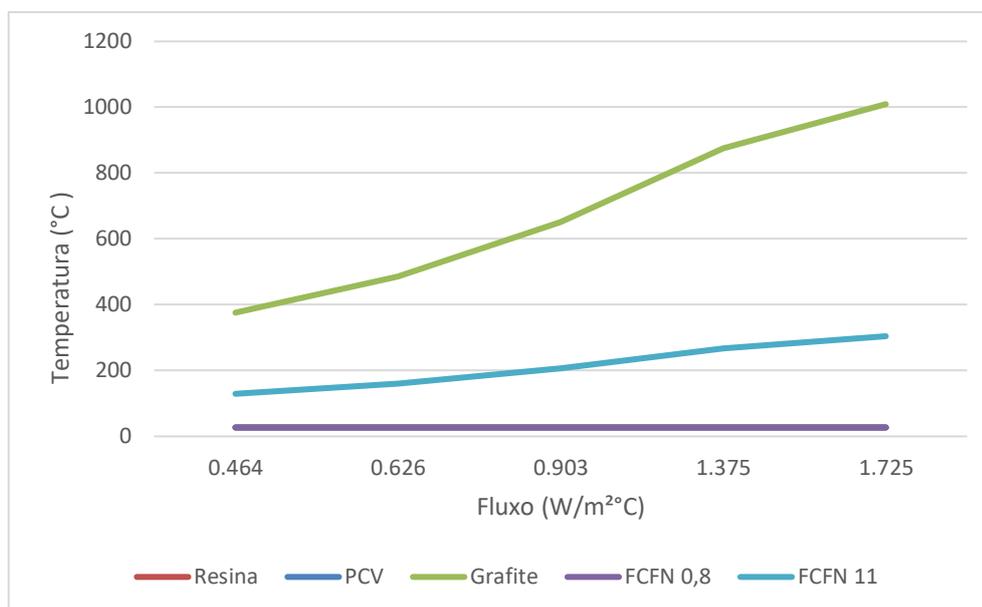


Figura 22 - Temperatura mínima x fluxo de calor

Além disso, deve-se lembrar que por não estar sendo considerada a variação de massa, o valor de temperatura pode estar acima do que estaria se a pirólise fosse incluída nas análises. Isso pode ser observado na Figura 23, onde se compara os resultados dos fluxos iniciais obtidos no presente trabalho com os resultados de simulação e experimentais obtidos por COSTA E SILVA (2015). Para os dois últimos valores de fluxos, os valores de temperatura praticamente se igualaram aos da simulação de COSTA E SILVA (2015). Já para o caso de $k = 11 \text{ W/m}^2\text{K}$ (Figura 24), percebe-se valores um pouco menores comparados ao de COSTA E SILVA (2015). No entanto, como foi acompanhado o padrão da linha referência e a diferença entre as temperaturas não é suficientemente grande, considera-se um resultado satisfatório.

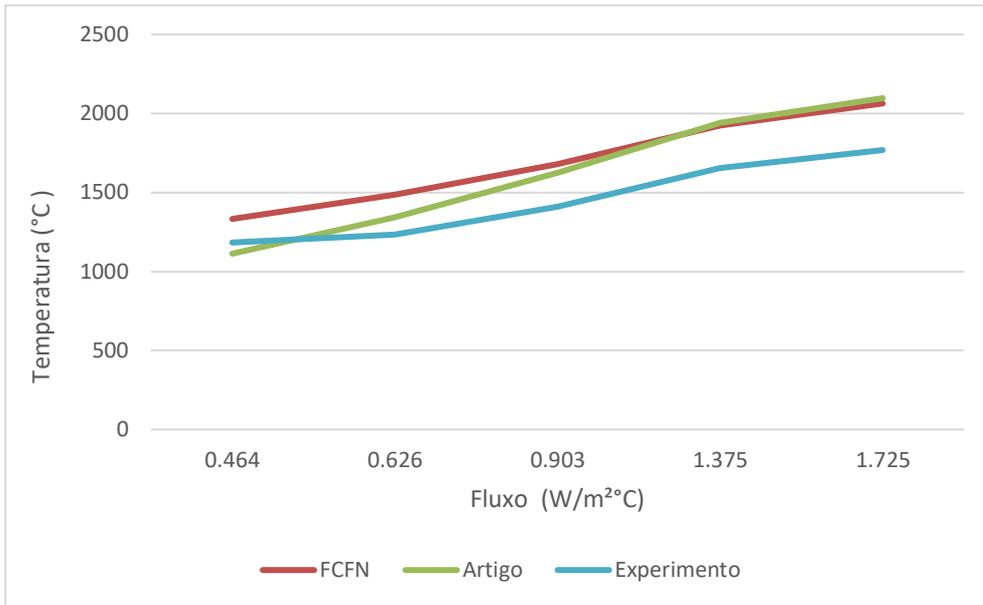


Figura 23 - Temperatura superfície x fluxo de calor – $k = 0,8 \text{ W/m}^2\text{K}$

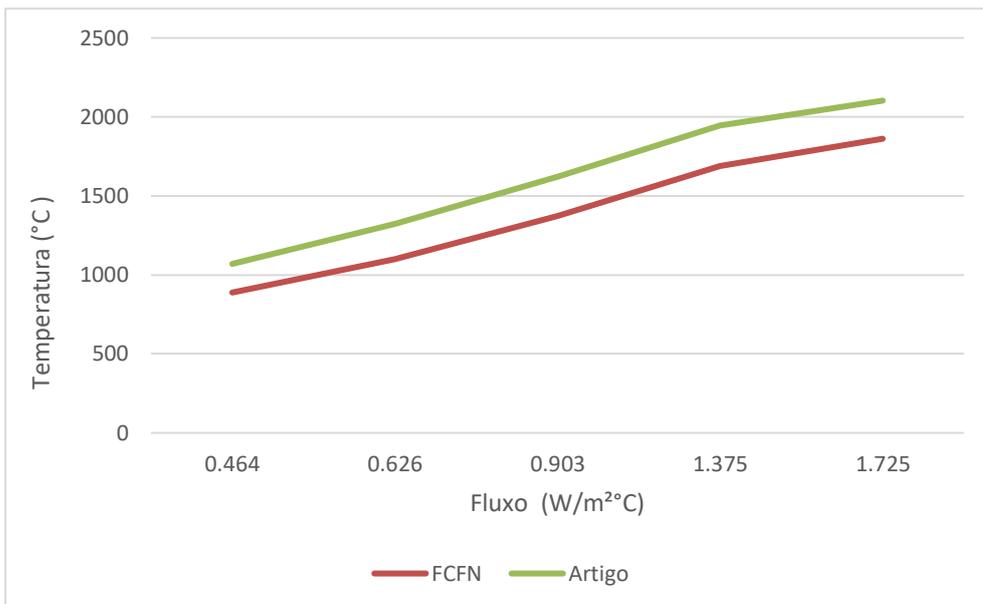


Figura 24 - Temperatura superfície x fluxo de calor – $k = 11 \text{ W/m}^2\text{K}$

A diferença de temperatura entre o experimental e a simulação, por sua vez, podem ser explicadas pelo seguinte fato: o efeito catalítico da superfície sobre a recombinação de espécies produzidas pela decomposição devido à alta temperatura pode aumentar o fluxo de calor (COSTA E SILVA, 2015). Por se tratar de uma reação exotérmica, esse aumento pode ter resultado em maiores taxas de aquecimento e perda de massa, o que não foi considerado na simulação computacional, tanto no presente trabalho, quanto em COSTA E SILVA (2015). Os produtos gasosos produzidos pela pirólise, ao serem injetados na camada limite, podem causar alteração às suas propriedades, resultando em uma redução no aquecimento convectivo.

5 Conclusões e Trabalhos Futuros

A partir do trabalho realizado, conclui-se que o uso de uma simulação como ferramenta para resolver problemas como o proposto é necessário, pois apesar das simplificações feitas, ele contém condições de contorno que não são homogêneas, comentadas na Seção 3.2. Sendo uma equação diferencial com solução não homogênea, torna-se mais difícil resolver a análise de maneira analítica.

Mediante as análises feitas e os resultados obtidos, foi encontrada coerência com a teoria e com os valores de COSTA E SILVA (2015). Apesar de o grafite ser um dos materiais ablativos mais usados no setor aeroespacial, obteve-se bons resultados com os outros materiais, inclusive do PVC, a sugestão de material a ser aplicado na área. Embora a fibra de carbono com matriz fenólica e o grafite dispersem o calor com mais facilidade, todos os fluxos mínimos obtidos pelos outros materiais com valores menores de k foram satisfatórios, uma vez que não foi encontrado nenhum valor alto, mostrando o bom desempenho térmico de todos.

As temperaturas obtidas demonstram a boa capacidade do PVC, do compósito de resina fenólica reforçada com fibras de sílica e do FRCN ($k = 0,8 \text{ W/m}^2\text{K}$), de alcançarem temperaturas mais baixas na região de temperatura mínima, que deve estar em contato com a superfície que se deseja proteger. No caso do PVC, análises futuras são requeridas para análise do seu potencial real, visto que as temperaturas estimadas na superfície foram muito superiores à sua temperatura de ignição. Considerando o seu custo, o fato de ele já ser aplicado em foguetes e o seu ótimo desempenho em todas as análises, pode-se escolher o compósito de resina fenólica reforçada com fibras de carbono ($k = 0,8 \text{ W/m}^2\text{K}$) como o melhor material ablativo entre os analisados.

Para trabalhos futuros, sugere-se fazer a análise da parte cinética, a fim de considerar os efeitos da pirólise e tornar os resultados mais confiáveis. Sugere-se também realizar a análise em uma geometria mais semelhante ao de um bocal de foguete ou do objeto que se tem interesse analisar. Ademais, considera-se importante realizar testes experimentais com os materiais e análises estruturais, principalmente com aqueles que ainda estão em fase de estudo para possível aplicação, a fim de ver como se comportam nas situações extremas de temperatura e como a sua microestrutura afeta em seu desempenho ablativo. Por fim, indica-se refinar o modelo para obter uma equação empírica que permita prever a temperatura mínima para um determinado comprimento do material em função de suas propriedades e do fluxo de calor aplicado.

REFERÊNCIAS

1. ADAMS, Mac C. Recent Advances in Ablation. Avco-Everett Research Laboratory Everett. **ARS Journal**, p. 625-633, 1959.
2. ALANYALIOGLU, Çetin Ozan. **Numerical simulation of charring ablation coupled with computational fluid dynamics**. Tese de Mestrado. Universidade Técnica do Oriente Médio, Ankara, 2019.
3. 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.
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. COSTA E SILVA, S. F., MACHADO, H. A., & BITTENCOURT, E. (2015). 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.
6. DA SILVA, Wellington Guilherme. **Qualificação de materiais utilizados em sistemas de proteção térmica para veículos espaciais**. Tese de Mestrado. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2009.
7. DE SOUZA, Nicolau Silva. **Síntese e estudo das propriedades físicas de grafite ferromagnético fluido nanoestruturado**. Tese de Doutorado. Universidade Federal de São Carlos, São Carlos, 2014.
8. FAVALORO, Michael. Ablative materials. **Kirk-Othmer Encyclopedia of Chemical Technology**, 2000.
9. GAJIWALA, Himansu G. Low cost, low-density, ablative rubber insulation for rocket motors. **United States Patent Application Publication**, Layton, 2008.
10. HUI, W., HU, Y., LIU, Y., CAI, Q., & ZHAO, W. Ablation Characteristics Research in Solid Rocket Motor's Combustion Chamber Produced by 3D Printing. **Materials**, v. 16, p. 3021, 2023.
11. KUROKAWA, Fábio Yukio. **Estudo híbrido analítico/numérico da equação de difusão bidimensional em sólidos com proteção térmica ablativa**. Tese de Doutorado. Universidade Estadual Paulista, Ilha Solteira, 2003.
12. LACHAUD, J., MAGIN, T. E., COZMUTA, I., & MANSOUR. **A short review of ablative-material response models and simulation tools**. 2011.

13. LEAL, L. L. S., FAGUNDES, F. Reforço estrutural com fibra de carbono. **Revista Científica Multidisciplinar Núcleo do Conhecimento**. Ano 05, Ed. 11, Vol. 09, pp. 31-46, 2020.
14. LI, Y., OU, Y., WU, J., & ZHANG, Y. Dynamic simulation on laser-metal interaction in laser ablation propulsion considering moving interface, finite thermal wave transfer, and phase explosion. **Acta Astronautica**, v. 208, p. 27-35, 2023.
15. MACHADO, H. A. Simulation of Ablation in a Sounding Rocket Thermal Protection System Via an Interface Tracking Method with Two Moving Fronts. **Journal of Aerospace Technology and Management**, v. 5, n. 4, p. 409–420, 2013.
16. MELLO, Sandra Aparecida Coelho de. **Estudo de elastômeros à base de EPDM, com propriedades ablativas, para uso como proteção-térmica**. Tese de doutorado em Materiais e processos de Fabricação - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2012.
17. MILHOMEM, Gabriel Pachêco. **Estudos experimentais e numéricos de polímeros ablativos para proteção interna de motores foguete de combustível híbrido**. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Aeroespacial). Universidade de Brasília, Brasília, 2018.
18. NATALI, M., TORRE L. **Ablative Materials**. **Encyclopedia of Composites**. Wiley, New York, 2011.
19. NATALI, M., KENNY, J. M., TORRE, L. 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.
20. 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.
21. PINAUD, G. Thermo-chemical and mechanical coupled analysis of swelling charring and ablative materials for re-entry application. **5th Ablation Workshop**. Astrium Space Transportation, Médard-en-Jalles, 2012.
22. PULCI, G., TIRILLÒ, J., MARRA, F., FOSSATI, F., BARTULI, C., & VALENTE, T. Carbon-phenolic ablative materials for re-entry space vehicles: Manufacturing and properties. **Composites Part A: Applied Science and Manufacturing**, v. 41 (10), p. 1483–1490, 2010.
23. QUINTANILLA, J. A. J., MACEDO, P. E. C., & HUAMAN, V. R. C. Seleção de materiais ablativos. **Iberoamerican Materials Selection Challenge Final Reports**, p. 40. Universidade de Campinas, Campinas, 2022.

24. RUPERTI JR., N. J. **Solução de um modelo de ablação unidimensional**. Instituto Tecnológico da Aeronáutica, São José dos Campos, 1991.
25. SCHMIDT, D. L. Hypersonic Atmospheric Flight, **In: Environmental Effects on Polymeric Materials**, Wiley Interscience, New York, p. 487-588, 1968.
26. SILVA, Marcus Vinicius Barros da. **Caracterização mecânica de materiais utilizados em prototipagem rápida por deposição de material fundido para aplicação aeroespacial**. Trabalho de Conclusão de Curso (Bacharelado em Engenharia Aeroespacial). Universidade de Brasília, Brasília, 2018.
27. SHI, SHENGBO & LIANG, JUN & YI, FAJUN & FANG, GUODONG. Modeling of one-dimensional thermal response of silica-phenolic composites with volume ablation. **Journal of Composite Materials**, v. 47, p. 2219-2235, 2013.
28. STEG, L., LEW, H. Hypersonic Ablation. **In: Aspects of Hypersonic Fluid Dynamics**. Agard Meeting on High Temperature, v. 68, c. 32, p. 629-980, 1962.
29. STRAUSS, E. L., JELLINEK, H. H. G. Aspect of Polymer Degradation and Stabilisation. **Elsevier**, New York, p. 528, 1978.
30. SUTON, G. P., & BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 9. ed. John Wiley & Sons, INC. New York, 2020.
31. THIMOTEO, Hilzete PCA. **Estudo do Comportamento Ablativo de Composições Fenólicas com Carga**. Tese de Doutorado. Tese de Mestrado, Instituto de Macromoléculas, Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 1986.
32. TWICHELL, S. E.; KELLER JR, R. B. **Solid rocket motor internal insulation**. 1976.
33. VASILIEV, V., & MOROZOV, E. **Advanced Mechanics of Composite Materials and Structures**. 4. ed. 2018.
34. YOUREN, J. W. Ablation of elastomeric composites for rocket motor insulation. **Composites**, v. 2, n. 3, p. 180–184, 1971.